

DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES SECCIONALES DE ALABES DE GENERADORES EOLICOS DE MATERIAL COMPUESTO

C. Martín Saravia, L. Joaquín Saravia, Javier Iparraguirre, Víctor H. Cortínez

Centro de Investigaciones en Mecánica Teórica y Aplicada, CONICET-Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Bahía Blanca, 11 de Abril 461, 8000 Bahía Blanca, Argentina.

Palabras clave: Generadores eólicos, materiales compuestos, elementos finitos, aeroelasticidad.

Resumen. Este trabajo presenta los aspectos teóricos de un enfoque computacional unidimensional para la determinación de la rigidez seccional de alabes de material compuesto. El método está basado en una variante vectorial de la teoría de laminación clásica y una formulación geoméricamente exacta de vigas de pared delgada. La implementación se basa en una discretización 1D del perfil alar de la pala, la cual genera grupos de segmentos de laminados de material compuesto. Los segmentos se ensamblan para encontrar las propiedades de rigidez de la sección transversal de la pala. El enfoque ha sido implementado en un programa de computadora; los resultados muestran una excelente precisión.

1 INTRODUCTION

El álabe es parte vital del generador eólico; la dependencia del rendimiento de la máquina de su comportamiento aerodinámico y estructural ha convertido al diseño de álabes en un tópico de investigación importante. Para máquinas de gran escala, los materiales compuestos son utilizados casi exclusivamente; sus características de fatiga superiores, su baja relación peso-rigidez y la posibilidad de fabricar geometrías complejas son algunas de las razones que justifican dicha tendencia.

El cálculo computacional de las propiedades estructurales del álabe requiere no solo la utilización de técnicas computacionales avanzadas sino también nuevos desarrollos teóricos. La complejidad del mapeo de materiales y de la forma seccional del álabe hacen difícil la tarea.

El modelado computacional de álabes de aerogeneradores continua siendo investigado incesantemente (UpWind, 2011, Spera, 2009, Jonkman et al., 2009, Hansen, 2008, Hansen et al., 2006, Hau, 2006). Los modelos tipo viga son los preferidos para realizar simulaciones aeroelásticas de aerogeneradores (Saravia et al., 2013b, Chen et al., 2013, Griffith and Ashwill, 2011, Hansen et al., 2006, Buhl and Andreas, 2006, Larsen et al., 2004, Buhl et al., 2000).

La teoría de vigas de pared delgada se utiliza comúnmente para describir el comportamiento de álabes de material compuesto (Chen et al., 2010, Hansen et al., 2006, Saravia et al., 2013a, Hodges, 2006, Hodges and Yu, 2007); la capacidad de predicción de dicha teoría ha sido cuestionada en varias ocasiones. Varios refinamientos a la teoría clásica de vigas de pared delgada pueden encontrarse en la literatura (Cortínez and Piován, 2002, Fraternali and Feo, 2000, Gonçalves et al., 2010, Librescu, 2006, Machado and Cortínez, 2005, Pi and Bradford, 2001, Piován and Cortínez, 2007, Saravia et al., 2011, Yu et al., 2005, Wang et al., 2014), la mayoría de ellos afirman que la incorporación de nuevos términos en las ecuaciones de movimiento conllevan a un mejoramiento global de la teoría. Muchas de esas conclusiones son al menos cuestionables y, como se sugiere en (Hodges, 2006), esas mejoras suelen ser resultado de una implementación incorrecta o bien una formulación inconsistente.

Los enfoques unidimensionales para el cálculo de las propiedades seccionales de un álabe son muy utilizadas. Chen et. al presentaron una comparación detallada entre los códigos más utilizados para el modelado seccional de álabes de aerogeneradores. El estudio incluye comparaciones entre el enfoque 2D VABS, desarrollado por Hodges y colaboradores (Hodges and Yu, 2007, Cesnik and Hodges, 1997, Yu et al., 2002); y los enfoques unidimensionales FAROB (Philippidis et al., 1996), desarrollado por Dutch Knowledge Center of Wind Energy Materials and Construction; PreComp (Bir, 2005), desarrollado por National Renewable Energy Laboratory; y CROSTAB (Lindenburg, 2008), desarrollado en Energy Research Center of the Netherlands. El estudio concluye que los enfoques 1D son inconsistentes y por lo tanto su aplicabilidad al modelado de álabes de aerogeneradores es cuestionable; en este artículo se mostrará que dicha afirmación es incorrecta.

Este artículo presenta una formulación unidimensional para el cálculo de propiedades seccionales de álabes de aerogeneradores de material compuesto. El enfoque permite modelar materiales con anisotropía general y geometrías arbitrarias, lo último incluye la capacidad para incluir cualquier número de "shear webs" como también modelar distribuciones uniformes de espesores. La formulación se basa en un enfoque discreto de la teoría de laminación clásica y una teoría de vigas de pared delgada compatible con un campo cinemático de grandes desplazamientos y pequeñas deformaciones. La formulación ha sido

implementada en un código computacional; diversos tests muestran que la formulación da excelentes resultados.

2 DESCRIPCIÓN GEOMÉRICA DEL ÁLABE

La forma seccional del alabe es impuesta por el diseño aerodinámico, perfiles alares y longitudes de cuerda la restringen. Las cargas de inercia y aerodinámicas restringen el diseño estructural del alabe, el cual se enfoca principalmente en la definición de la posición y número de “shear webs”, la definición de la secuencia de laminado y la distribución de materiales. El pandeo local y la fatiga son cuestiones esenciales del diseño estructural.

Un enfoque moderno para la determinación de las propiedades seccionales de un álabe debe contener necesariamente desarrollos teóricos y procedimientos computacionales concebidos para modelar alabes realísticos. La naturaleza no lineal del ambiente aeroelástico en el que trabaja el álabe hace difícil predecir el impacto de las simplificaciones geométricas y de materiales sobre la precisión de la formulación.

Un modelo realístico basado en la teoría de vigas de pared delgada debería ser capaz de predecir de forma precisa la dinámica tridimensional del álabe, así como también obtener una distribución de tensiones razonable. Este requerimiento implica necesariamente una buena predicción de las propiedades seccionales del álabe.

La distribución de materiales de un álabe moderno es compleja, desde la superficie externa a la superficie interna el mapeo de materiales incluye:

- Gelcoat: un recubrimiento para mejorar las propiedades aerodinámicas del álabe.
- Nexus: una capa absorbente de material para mejorar la adhesión del recubrimiento de gelcoat.
- Double-bias composite: capas unidireccionales de fibra de vidrio, fibra de carbono, kevlar, etc., orientadas a 45° para mejorar la rigidez torsional.
- Core Material: material muy liviano usado como relleno para mejorar la inercia local y evitar el pandeo.
- Unidirectional ply: material compuesto con alta rigidez axial para incrementar la rigidez flexional del álabe.

Ya se ha dicho que el diseño estructural del álabe comienza luego de la definición inicial de la superficie exterior de la sección transversal, la idea del enfoque aquí presentado es utilizar esa definición como único dato de entrada. Para ello, el perfil alar se divide en segmentos de longitud arbitraria, generando así una malla unidimensional de tramos rectos. A cada tramo se le asignan luego las propiedades de material y la secuencia de laminado correspondientes. La Figura 1 muestra una malla de segmentos típica.

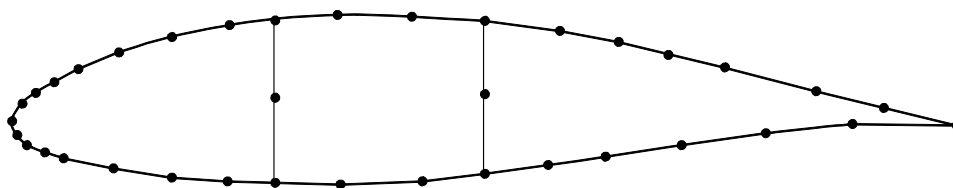


Figura 1. Malla unidimensional de una sección transversal de un álabe típico.

La densidad del mallado de la sección transversal debe ser tal que la forma del perfil alar pueda representarse razonablemente; no existen requerimientos originados por cuestiones de convergencia o precisión respecto del tamaño de elemento.

3 FORMULACIÓN

3.1 Cinemática

Desde el punto de vista computacional, la rigidez seccional del álabe no solo es función de sus parámetros geométricos y de material, sino también de la medición de deformaciones utilizada para describir su mecánica.

Para evaluar el estado de deformaciones del álabe se introducen tres marcos de referencia de la sección transversal (ver Figura 2):

- un marco de referencia material $\{\mathbf{E}_1, \mathbf{E}_2, \mathbf{E}_3\}$, su origen puede ubicarse en cualquier lugar dentro de la curva cerrada definida por el perfil alar.
- un marco de referencia seccional $\{\mathbf{E}_1, \hat{\mathbf{n}}, \hat{\mathbf{s}}\}$ en el cual $\hat{\mathbf{s}}$ es la tangente antihoraria a la línea que describe la superficie externa de la sección transversal, $\hat{\mathbf{n}}$ es la normal a dicha superficie.
- un marco de referencia de la lámina $\{\hat{\mathbf{1}}, \hat{\mathbf{2}}, \hat{\mathbf{3}}\}$ para el cual la dirección $\hat{\mathbf{2}}$ es coincidente con la normal $\hat{\mathbf{n}}$.

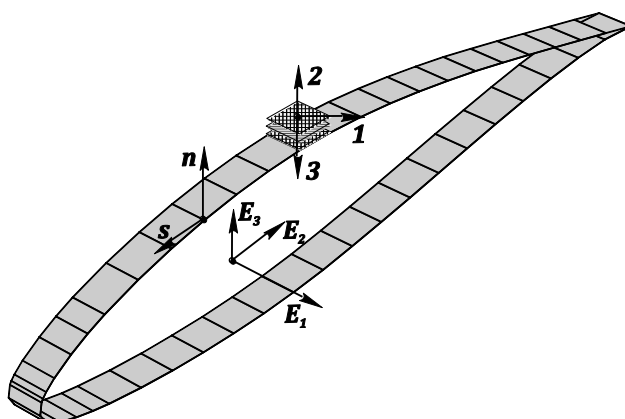


Figure 2. Sistemas de referencia de la pala

La expresión de vectores en los distintos marcos de referencia se realiza por medio de transformaciones ortogonales; por ejemplo, el tensor de transformación entre el marco de referencia material y el marco de referencia seccional es

$$\mathbf{Q}_s = [\mathbf{E}_1^T \quad \hat{\mathbf{n}}^T \quad \hat{\mathbf{s}}^T]. \quad (1)$$

3.2 Tensor de deformaciones

De acuerdo a desarrollos previos (Saravia, 2014), se ha probado que la descripción del comportamiento de deformaciones de un álabe de un aerogenerador puede ser descrito efectivamente por un tensor de deformaciones que permita la ocurrencia de grandes desplazamientos y rotaciones asumiendo que las deformaciones son pequeñas. Dicho tensor tiene la propiedad de objetividad o invariancia del marco de referencia, lo cual permite que sea utilizado para la descripción de la mecánica de elementos estructurales que sufren movimientos de cuerpo rígido.

La expresión del tensor que permite grandes desplazamientos y rotaciones y que a la vez asumir pequeñas deformaciones es

$$\mathbf{E} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 2\boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{e}_1 & \boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{e}_2 & \boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{e}_3 \\ \boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{e}_2 & 0 & 0 \\ \boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{e}_3 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

donde \mathbf{e}_i son los versores de un sistema de referencia que sigue a la sección transversal durante la deformación y $\boldsymbol{\epsilon}$ es un vector tal que

$$\boldsymbol{\epsilon} = \mathbf{x}'_0 - \mathbf{e}_1 + \xi_\alpha \mathbf{e}'_\alpha, \quad (3)$$

donde ξ_α son las componentes del vector posición de un punto de la sección transversal respecto del origen del marco de referencia $\{\mathbf{E}_1, \mathbf{E}_2, \mathbf{E}_3\}$, \mathbf{x}_0 es el vector posición de un punto de la línea de referencia en la configuración deformada y \mathbf{e}_α es la tríada de referencia en la configuración deformada. El vector posición de dicho punto se nota como

$$\mathbf{r} = \xi_2 \mathbf{E}_2 + \xi_3 \mathbf{E}_3 = r_n \hat{\mathbf{n}} + r_s \hat{\mathbf{s}}. \quad (4)$$

El tensor de deformaciones puede escribirse en forma matricial como

$$\mathbf{e} = \mathbf{D}\boldsymbol{\epsilon}, \quad (5)$$

donde \mathbf{D} es una matriz de constantes seccionales tal que

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{E}_1 & \mathbf{r} \\ \mathbf{E}_2 & \mathbf{r} \times \mathbf{E}_2 \\ \mathbf{E}_3 & \mathbf{r} \times \mathbf{E}_3 \end{bmatrix}; \quad (6)$$

y $\boldsymbol{\epsilon}$ es un vector de deformaciones generalizadas

$$\boldsymbol{\epsilon} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}'_0 \cdot \mathbf{e}_1 - 1 \\ \mathbf{x}'_0 \cdot \mathbf{e}_2 \\ \mathbf{x}'_0 \cdot \mathbf{e}_3 \\ \mathbf{e}'_2 \cdot \mathbf{e}_3 \\ \mathbf{e}'_2 \cdot \mathbf{e}_1 \\ \mathbf{e}'_3 \cdot \mathbf{e}_1 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

El tensor de deformaciones puede expresarse en el sistema de referencia seccional como

$$\mathbf{e}_s = \mathbf{Q}_s^T \mathbf{E} \mathbf{Q}_s; \quad (8)$$

3.3 Relaciones constitutivas

La derivación de las relaciones constitutivas admite una gran cantidad de variantes (Hodges, 2006, Librescu, 2006). La idea del presente enfoque es mostrar que aún la forma más simplificada de relación constitutiva puede predecir con precisión las propiedades seccionales un álabe de aerogenerador moderno.

Asumiendo estado plano de tensiones a nivel de la lámina es posible encontrar la siguiente expresión para las relaciones constitutivas del material compuesto escritas en el sistema de referencia seccional:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \tau_{xs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{13} \\ A_{13} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \gamma_{xs} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Utilizando las relaciones (5) y (8) es posible escribir la relación constitutiva en forma matricial en función de las deformaciones generalizadas como:

$$\boldsymbol{\sigma}_s = \mathbf{C} \mathbf{D}_s \boldsymbol{\varepsilon} \quad (10)$$

donde

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \tau_{xs} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{13} \\ A_{13} & A_{33} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{r} \\ \hat{\mathbf{s}} & r_n \mathbf{1} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E}_1 = \mathbf{1}. \quad (11)$$

Las ecuaciones anteriores permiten derivar las ecuaciones de equilibrio.

3.4 Principio variacional

El principio variacional de un sólido tridimensional elástico da las ecuaciones de equilibrio. El aporte al trabajo virtual total de las fuerzas internas viene dado por

$$\delta W_i = \int_V \delta \mathbf{e}^T \boldsymbol{\sigma} dV. \quad (12)$$

Haciendo uso de las Ecs. (5) y (10) el trabajo virtual de las fuerzas internas del álabe puede ser escrito como

$$\begin{aligned} \delta W_i &= \int_V \delta (\mathbf{D}_s^T \boldsymbol{\varepsilon})^T \mathbf{C} \mathbf{D}_s^T \boldsymbol{\varepsilon} dV \\ &= \int_V \delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{D}_s^T \mathbf{C} \mathbf{D}_s^T \boldsymbol{\varepsilon} dV \end{aligned} \quad (13)$$

Como el vector de deformaciones generalizadas solo es función de la coordenada longitudinal del álabe, i. e. x , la ecuación anterior puede integrarse de la siguiente manera

$$\delta W_i = \int_L \delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \left(\int_A \mathbf{D}_s^T \mathbf{C} \mathbf{D}_s dA \right) \boldsymbol{\varepsilon} dx \quad (14)$$

El término entre paréntesis es la rigidez seccional de la viga, la cual queda

$$\mathbb{D} = \int_A \mathbf{D}_s^T \mathbf{C} \mathbf{D}_s dA. \quad (15)$$

La forma explícita de la rigidez seccional es

$$\mathbb{D} = \int_A \begin{bmatrix} \mathbf{1}^T & \hat{\mathbf{s}}^T \\ \mathbf{r}^T & r_n \mathbf{1}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{11} & A_{13} \\ A_{13} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{r} \\ \hat{\mathbf{s}} & r_n \mathbf{1} \end{bmatrix} dA. \quad (16)$$

La simplicidad de la ecuación anterior es remarcable; por brevedad no se muestran la derivación completa de los pasos algebraicos previos a la implementación computacional, pero la ejecución de la multiplicación matricial da

$$\mathbb{D} = \int_A \begin{bmatrix} A_{11} \mathbf{1}^T \mathbf{1} + A_{13} \bar{\mathbf{s}} + A_{33} \hat{\mathbf{s}}^T \hat{\mathbf{s}} & A_{11} \mathbf{1}^T \mathbf{r} + A_{13} (r_n^\omega \mathbf{1}^T \mathbf{1} + \hat{\mathbf{s}}^T \mathbf{r}) + A_{33} r_n^\omega \hat{\mathbf{s}}^T \mathbf{1} \\ \text{sym} & \mathbf{r}^T \mathbf{r} A_{11} + A_{13} r_n^\omega \bar{\mathbf{r}} + A_{33} r_n^{\omega^2} \mathbf{1}^T \mathbf{1} \end{bmatrix} dA, \quad (17)$$

donde $\bar{\mathbf{s}} = \mathbf{1}^T \hat{\mathbf{s}} + \hat{\mathbf{s}}^T \mathbf{1}^T$.

La expresión anterior se implementa en un algoritmo que permite su evaluación en forma numérica; la rigidez total de la sección transversal se obtiene mediante el ensamble de las rigideces individuales de cada uno de los segmentos laminados.

4 EXPERIMENTOS NUMÉRICOS

Esta sección muestra los resultados obtenidos con la presente formulación para el análisis de dos secciones transversales, una sección con forma alar construida con material isótropo y una sección realista de un aerogenerador moderno. Para establecer una comparación detallada con los códigos computacionales más conocidos se utilizan los resultados propuestos por Chen et. al (Chen et al., 2010). Todas las comparaciones se realizan asumiendo que los resultados obtenidos con el enfoque bidimensional VABS son la base de comparación.

4.1 Sección alar simplificada

El primer ejemplo consiste en el análisis de las propiedades seccionales de una forma alar simplificada, de material isótropo y con espesor constante. Como muestra la Figura 2, la sección transversal tiene forma circular en borde de ataque, mientras que las superficies superior e inferior se forman con rectas que se encuentran en el borde de fuga.

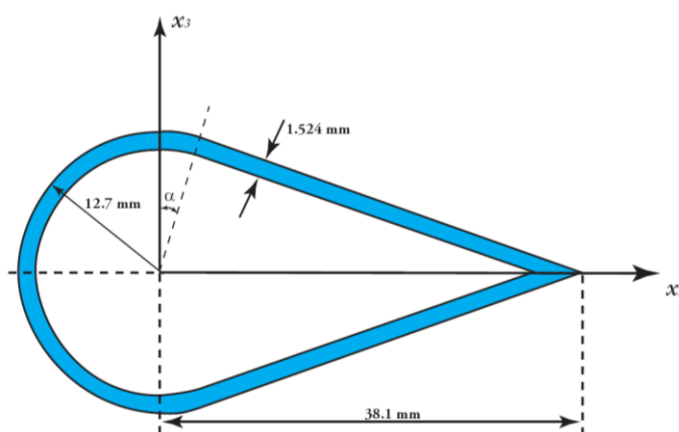


Figura3. Geometría de la sección alar simplificada

La Tabla 1 muestra los resultados obtenidos para las constantes de rigidez y de inercia; J_i representa las inercias rotacionales y_m es la coordenada horizontal del centro de masa, y_t es la coordenada horizontal del centro de tensión y y_{sc} es la coordenada horizontal del centro de corte.

	VABS	ANSYS	PreComp	CROSTAB	Analítico	Presente
<i>Axial</i>	3.566×10^7	3.570×10^7	3.790×10^7	3.70×10^7	3.57×10^7	3.567×10^7
<i>Flexional 2</i>	2.101×10^3	2.101×10^3	2.178×10^3	1.963×10^3	2.101×10^3	2.096×10^3
<i>Flexional 3</i>	1.050×10^4	1.051×10^4	9.100×10^3	1.153×10^4	1.110×10^4	1.112×10^4
<i>Torsional</i>	1.760×10^3	1.760×10^3	1.696×10^3	1.977×10^3	1.706×10^3	1.709×10^3
<i>Ext-Flex</i>	-3.046×10^5	-3.051×10^5	-3.238×10^2	0.000	-3.379×10^5	-3.393×10^5
<i>Masa</i>	1.843×10^{-1}	1.843×10^{-1}	1.960×10^{-1}	1.912×10^{-1}	1.843×10^{-1}	1.844×10^{-1}
J_2	1.085×10^{-5}	1.085×10^{-5}	1.125×10^{-5}	1.014×10^{-5}	1.085×10^{-5}	1.083×10^{-5}
$J_3 (y_m)$	4.080×10^{-5}	4.081×10^{-5}	4.702×10^{-5}	4.564×10^{-5}	4.081×10^{-5}	4.076×10^{-5}
y_m	9.516×10^{-3}	9.513×10^{-3}	1.000×10^{-3}	1.045×10^{-3}	9.513×10^{-3}	9.521×10^{-3}
y_t	9.516×10^{-3}	9.513×10^{-3}	1.000×10^{-3}	1.045×10^{-3}	9.513×10^{-3}	9.521×10^{-3}
y_{sc}	9.750×10^{-4}	9.590×10^{-4}	1.000×10^{-2}	–	3.900×10^{-5}	3.810×10^{-5}

Tabla1 – Propiedades seccionales de una sección alar isótropa simplificada

Como puede verse de la tabla, los resultados muestran que el enfoque da resultados muy cercanos a los entregados por VABS, Ansys y el enfoque analítico. No solo la rigidez torsional es predicha sin error importante, sino también el acoplamiento extensional-torsional. Las constantes de inercia obtenidas y la ubicación de los centros de masa, tensión y corte también son muy precisas. El presente enfoque da resultados más exactos que los enfoques unidimensionales PreComp y CROSTAB.

4.2 Alabe realista

Este ejemplo muestra la capacidad de la formulación para obtener las propiedades seccionales de un álabe de aerogenerador sin simplificaciones en lo que respecta a la geometría y al mapeo de materiales; la sección 1 de Chen et. al (Chen et al., 2010) es la que se utilizará para la comparación. Por brevedad no se presentan aquí los detalles geométricos y de materiales.

	<i>PreComp</i> (Chen et al., 2010)	<i>CROSTAB</i> (Chen et al., 2010)	<i>BPE</i> (Resor and Paquette, 2011)	<i>VABS</i> (Chen et al., 2010)	<i>Presente</i>
<i>Axial</i>	3.000×10^9	2.789×10^9	2.755×10^9	2.387×10^9	2.475×10^9
<i>Flexional 2</i>	2.103×10^7	1.459×10^8	2.212×10^7	1.916×10^7	2.246×10^7
<i>Flexional 3</i>	6.309×10^8	4.878×10^8	4.468×10^8	4.398×10^8	4.627×10^8
<i>Torsional</i>	1.008×10^7	2.469×10^7	1.572×10^7	2.167×10^7	2.160×10^7
<i>Flex-Flex</i>	-8.132×10^6	6.010×10^7	–	1.210×10^7	2.161×10^7
<i>Ext-Flex</i>	-1.037×10^6	5.216×10^8	–	-2.635×10^7	-7.323×10^7
<i>Ext-Flex</i>	-1.301×10^8	1.685×10^8	–	-4.724×10^8	-4.727×10^8
<i>Flex-Tors</i>	-3.776×10^5	9.002×10^{12}	–	-5.222×10^4	-1.310×10^6
<i>Flex-Tors</i>	8.746×10^6	-1.208×10^9	–	1.422×10^6	1.156×10^7
<i>Ext-Tors</i>	7.522×10^5	-1.723×10^9	–	-3.381×10^7	-2.793×10^7
<i>Masa</i>	285.90	289.13	284.69	258.05	257.50
J_2	2.211	5.144	3.633	2.172	2.375
J_3	62.72	61.34	57.96	46.42	52.62
y_m	0.332	0.284	0.403	0.278	0.398
z_m	0.027	-0.028	–	0.027	0.027
y_t	0.331	-0.029	0.267	0.233	0.198
z_t	0.028	0.227	–	0.029	0.082
y_{sc}	0.287	–	–	0.310	0.281
z_{sc}	0.028	–	–	0.040	0.042

Tabla2 – Propiedades seccionales de un álabe real de aerogenerador

Los resultados presentados en la Tabla 2 muestran que el enfoque tiene muy buena precisión, puede verse que el enfoque es más consistente que los enfoques 1D e inclusive en algunos casos que BPE. Inspeccionando los términos diagonales de la matriz de rigidez puede verse que el enfoque apenas sobrestima la rigidez, lo cual probablemente se deba a diferencias geométricas en los modelos. La predicción de la rigidez torsional es realmente buena.

Respecto de los acoplamientos, se observa que en algunos casos hay diferencias importantes; teniendo en cuenta que los acoplamientos son altamente sensitivos a las definiciones geométricas, es muy probable que dichas diferencias puedan originarse en gran parte debido a inconsistencias de modelado. La suposición anterior se reafirma si se observa

que las geometrías utilizadas por Chen et. al no se corresponden exactamente con los datos que el mismo artículo se especifican respecto de la ubicación de los puntos de división de los segmentos.

Respecto de las propiedades de inercia, el enfoque presentado en este artículo da resultados excelentes; tanto las inercias rotacionales como traslacionales se obtienen con un nivel de precisión superior al de los demás enfoques unidimensionales. Lo anterior es extremadamente importante para el modelado de problemas dinámicos. Para el caso de la masa total de la sección transversal, el error del presente enfoque es de aproximadamente 0.2% mientras que los demás enfoques tienen un error superior al 10%. La misma tendencia se da para los términos de inercia.

5 CONCLUSIONES

El cálculo de propiedades seccionales de alabes compuestos de aerogeneradores mediante un enfoque discreto basado en la teoría de laminación clásica ha resultado ser muy efectivo.

Asumiendo un escenario de grandes cambios cinemáticos y pequeñas deformaciones, el presente enfoque permite la obtención de una expresión sencilla de la rigidez e inercia seccional. Lo anterior se ve posibilitado por la simplificación de las ecuaciones constitutivas a nivel de la lámina de material compuesto, lo cual da una ecuación constitutivas de dimensión 2×2 .

Tests preliminares muestran que el presente enfoque da excelentes resultados. En general, da mejores resultados que los enfoques similares FAROB, PreComp y CROSTAB, los cuales son globalmente utilizados por la comunidad científica y tecnológica. Los términos diagonales de la matriz de rigidez tienen mejor correlación que los acoplamientos; además, los términos de inercia tienen siempre una buena correlación. Aunque debería probarse más rigurosamente, es probable que la formulación también sea más precisa que el enfoque Shell 3D BPE.

REFERENCIAS

- Bir, G. User's Guide to PreComp. <http://wind.nrel.gov/designcodes/preprocessors/precomp/PreComp.pdf>: National Renewable Energy Laboratory, 2005.
- Buhl, M. L. & Andreas, M. 2006. A comparison of wind turbine aeroelastic codes used for certification. National Renewable Energy Laboratory.
- Buhl, M. L., Wriugh, A. D. & Pierce, K. G. Wind Turbine Design Codes: A Comparison of the Structural Response. NREL, 2000.
- Cesnik, C. E. S. & Hodges, D. H. VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling. *Journal of the American Helicopter Society*, 42, 27-38, 1997.
- Cortínez, V. H. & Piovan, M. T. Vibration and buckling of composite thin-walled beams with shear deformability. *Journal of Sound and Vibration*, 701-723, 2002.
- Chen, H., Yu, W. & Capellaro, M. A critical assessment of computer tools for calculating composite wind turbine blade properties. *Wind Energy*, 13, 497-516, 2010.
- Chen, J., Wang, Q., Shen, W. Z., Pang, X., Li, S. & Guo, X. Structural optimization study of composite wind turbine blade. *Materials & Design*, 46, 247-255, 2013.
- Fraternali, F. & Feo, L. On a moderate rotation theory of thin-walled composite beams. *Composites Part B: Engineering*, 31, 141-158, 2000.
- Gonçalves, R., Ritto-Corrêa, M. & Camotim, D. A large displacement and finite rotation thin-walled beam formulation including cross-section deformation. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 199, 1627-1643, 2010.

- Griffith, D. T. & Ashwill, T. D. The Sandia 100-meter all-glass baseline wind turbine blade: SNL100-00. Sandia National Laboratories, 2011.
- Hansen, M. O. L. *Aerodynamics of Wind Turbines*, London, Earthscan Publications Ltd, 2008.
- Hansen, M. O. L., Sørensen, J. N., Voutsinas, S., Sørensen, N. & Madsen, H. A. State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity. *Progress in Aerospace Sciences*, 42, 285-330, 2006.
- Hau, E. *Wind Turbines*, Berlin, Springer, 2006.
- Hodges, D. H. *Nonlinear Composite Beam Theory*, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006.
- Hodges, D. H. & Yu, W. A rigorous, engineer-friendly approach for modelling realistic, composite rotor blades. *Wind Energy*, 10, 179-193, 2007.
- Jonkman, J. M., Butterfield, S., Musial, W. & Scott, G. Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development. National Renewable Energy Laboratory, 2009.
- Larsen, T. J., Hansen, A. M. & Buhl, T. Aeroelastic effects of large blade deflections for wind turbines. In: Technology, D. U. O., ed. Proceeding of The Science of Making Torque from Wind, The Netherlands. 238-246, 2004.
- Librescu, L. *Thin-Walled Composite Beams*, Dordrecht, Springer, 2006.
- Lindenburg, C. STABLAD. Stability analysis tool for anisotropic rotor blade panels. Energy Research Center of the Netherlands, 2008.
- Machado, S. P. & Cortínez, V. H. Non-linear model for stability of thin-walled composite beams with shear deformation. *Thin-Walled Structures*, 43, 1615-1645, 2005.
- Philippidis, T. P., Vassilopoulos, A. P., Katopis, K. P. & Voutsinas, S. G. A software for fatigue design and analysis of composite rotor blades. *Wind Engineering*, 20, 349-362, 1996.
- Pi, Y. L. & Bradford, M. A. Effects of approximations in analyses of beams of open thin-walled cross-section—part II: 3-D non-linear behaviour. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 51, 773-790, 2001.
- Piovan, M. T. & Cortínez, V. H. Mechanics of thin-walled curved beams made of composite materials, allowing for shear deformability. *Thin-Walled Structures*, 45, 759-789, 2007.
- Resor, B. & Paquette, J. Uncertainties in prediction of wind turbine blade flutter. Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, Colorado. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- Saravia, C. M., Machado, S. P. & Cortínez, V. H. A Geometrically Exact Nonlinear Finite Element for Composite Closed Section Thin-Walled Beams. *Computer and Structures*, 89, 2337-2351, 2011.
- Saravia, C. M., Machado, S. P. & Cortínez, V. H. A composite beam finite element for multibody dynamics: Application to large wind turbine modeling. *Engineering Structures*, 56, 1164-1176, 2013a.
- Saravia, C. M., Machado, S. P. & Cortínez, V. H. A Composite Beam Finite Element for Multibody Dynamics: Application to Large Wind Turbine Modelling. *Engineering Structures*, 2013b.
- Saravia, M. C. A large deformation-small strain formulation for the mechanics of geometrically exact thin walled beams *Thin-Walled Structures*, In Press, 2014.
- Spera, D. A. (ed.) *Wind Turbine Technology*, New York: ASME, 2009.
- Upwind 2011. Design limits and solutions for very large wind turbines. <http://www.upwind.eu/>.

- Wang, L., Liu, X., Guo, L., Renevier, N. & Stables, M. A mathematical model for calculating cross-sectional properties of modern wind turbine composite blades. *Renewable Energy*, 64, 52-60, 2014.
- Yu, W., Hodges, D. H., Volovoi, V. V. & Fuchs, E. D. A generalized Vlasov theory for composite beams. *Thin-Walled Structures*, 43, 1493-1511, 2005.
- Yu, W., Volovoi, V. V., Hodges, D. H. & Hong, X. Validation of the variational asymptotic beam sectional analysis. *IAA Journal*, 40, 2105-2113, 2002.