

AEROELASTICIDAD COMPUTACIONAL DE GRANDES AEROGENERADORES: ESTADO DEL ARTE, DESAFÍOS Y ÁREAS DE VACANCIA

Mauro S. Maza^a, Sergio Preidikman^b y Fernando G. Flores^b

^a*Dto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina.*

^b*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología, IDIT UNC-CONICET.*

Palabras Clave: Multifísica, Co-simulación, Aeroelasticidad computacional, Interacción fluido-estructura.

Resumen. El objetivo de este trabajo es presentar el estado del arte, los desafíos y las áreas de vacancia en lo relativo al análisis aeroelástico computacional, con un enfoque de co-simulación, de grandes turbinas eólicas de eje horizontal. El material expuesto servirá como base para la orientación de trabajos futuros en esta rama de la mecánica aplicada y como introducción de los aspectos fundamentales para quienes se inicien en el tratamiento de problemas acoplados con un abordaje multifísico. La simulación de sistemas complejos, compuestos de varios subsistemas que interactúan, es importante en muchos campos de la ciencia y en aplicaciones tecnológicas. Una manera de abordar tales problemas es mediante un enfoque de co-simulación, es decir, mediante la ejecución simultánea de múltiples simuladores, uno para cada uno de los subsistemas que interactúan. El desarrollo de tal tipo de herramienta requiere la definición de algoritmos de interacción para vincular las soluciones generadas por cada uno de los simuladores a nivel numérico, tanto espacial como temporalmente. El análisis aeroelástico de turbinas eólicas mediante el paradigma de co-simulación incluye, al menos, tres componentes: un modelo estructural para determinar la respuesta de la máquina a las cargas aerodinámicas, un modelo aerodinámico para calcular las cargas actuantes sobre la máquina, y un método de interacción para vincular los dos modelos antes mencionados. El abordaje de co-simulación debe producir soluciones comparables a aquellas que se obtendrían mediante un adecuado enfoque monolítico. La elección del método de interacción dependerá fuertemente de los modelos estructural y aerodinámico utilizados. La decisión sobre qué submodelos utilizar estará basada, en cambio, en el aspecto que desee estudiarse: las exigencias sobre cada sub-simulador son muy diferentes si se requiere, por ejemplo, estudiar la interacción entre las estelas vorticosas generadas por cada una de las turbinas que conforman un parque eólico, o si se desea predecir la delaminación en el material compuesto utilizado para construir las palas de una turbina cuando estas están sometidas a la carga de trabajo máxima. Diferencias sustanciales están asociadas también al costo computacional esperado. En este trabajo se analizan los diferentes aspectos involucrados en el análisis computacional multifísico del comportamiento aeroelástico de grandes aerogeneradores de eje horizontal. Se presentan y comparan diferentes alternativas utilizadas en la actualidad, tanto en el ámbito académico como en el industrial. Además, se realiza un análisis de las áreas poco desarrolladas y que podrían tener impacto en un futuro cercano para el desarrollo de turbinas y parques eólicos.

1. INTRODUCCIÓN

El análisis de turbinas eólicas de eje horizontal y sus instalaciones comprende una gran variedad de campos de la física que tradicionalmente se han estudiado por separado, incluyendo aerodinámica, dinámica estructural, hidrodinámica, teoría de control, ingeniería de materiales, generación eléctrica, almacenamiento y distribución de energía, entre otros. En este trabajo se presentan alternativas para el estudio del comportamiento aeroelástico de grandes turbinas eólicas de eje horizontal. Esto comprende los fenómenos descritos por la aerodinámica, la elasticidad y las interacciones entre ellos. El enfoque considerado es el de co-simulación, por lo que se requiere un método de interacción que permita incluir en el modelo la interdependencia de los campos mencionados.

En general, las acciones aerodinámicas sobre un cuerpo inmerso en un fluido, con movimiento relativo entre ellos, dependen de la forma, la velocidad y la aceleración del cuerpo. Cuando la flexibilidad de la estructura es suficiente como para que las cargas aerodinámicas produzcan deformaciones, velocidades y/o aceleraciones que modifiquen sustancialmente tales cargas, el acoplamiento entre los campos de la dinámica estructural y de la aerodinámica se vuelve un aspecto de relevancia y no puede ser ignorado. Existen al menos dos alternativas para la simulación computacional de fenómenos aeroelásticos: el enfoque monolítico y el de co-simulación.

En el esquema monolítico se aproxima la solución del conjunto de ecuaciones acopladas que gobiernan el comportamiento del fluido y la estructura como un todo. En general, es necesario desarrollar el sistema de ecuaciones que describen el fenómeno completo, incluyendo el comportamiento estructural del cuerpo sumergido en la corriente fluida, el flujo alrededor de dicho objeto y la interacción entre ellos. Además, es necesario contar con un método numérico que permita resolver el sistema de ecuaciones acopladas, que suelen estar descritas por matrices mal condicionadas debido a las grandes diferencias de rigidez entre la estructura y el fluido.

En términos de [Farhat y Lesoinne \(2000\)](#), *los esquemas monolíticos no son realistas para problemas aeroelásticos complejos donde se da a la estructura la misma atención e importancia que al fluido*. La alternativa que ha cobrado importancia desde hace años es el abordaje multifísico o de co-simulación, en el que se calcula una aproximación a la solución de las ecuaciones que rigen cada uno de los fenómenos de manera separada y se utiliza un método de interacción entre ellos. Las principales ventajas de este enfoque son:

- es posible utilizar combinaciones de modelos matemáticos y métodos numéricos ya existentes, altamente especializados y probados;
- se puede utilizar, para cada disciplina, la estrategia de solución que mejor se adapte;
- disminuyen los esfuerzos de desarrollo de códigos computacionales; y
- se dispone de una estructura modular, de manera tal que los componentes individuales pueden ser reemplazados sin modificar la estructura general.

En las siguientes secciones se analizan los diferentes elementos involucrados en la co-simulación de fenómenos aeroelásticos de grandes turbinas eólicas de eje horizontal (LHAWT, por su nombre en inglés). Primeramente se presentan diferentes modelos aerodinámicos y estructurales con los que simular la respuesta en cada subdominio y luego se analizan alternativas disponibles para los métodos que permitirían vincularlos. Finalmente se mencionan implementaciones halladas en esta revisión y se discuten las líneas de investigación que parecen tener relevancia en el futuro cercano.

2. MODELOS AERODINÁMICOS Y ESTRUCTURALES

En el campo de la aerodinámica, muchos de los conceptos y técnicas utilizadas provienen de avances realizados previamente en el área de hélices propulsoras de aeronaves (aviones y helicópteros). Como punto de partida deben citarse la *teoría de la cantidad de movimiento* y la *teoría del elemento de pala* (o *teoría de fajas*) (Johnson, 1994).

En la primera se considera flujo axisimétrico, estacionario, incompresible y no-viscoso de aire pasando a través de la sección circular del rotor, el cual se idealiza como un disco, sin considerar la cantidad de palas o su geometría. Aplicada a turbinas, esta teoría recurre al decremento de velocidad del aire que pasa a través del disco para calcular una disminución de su energía cinética, que es igual a la energía *recolectada* por la turbina. Debido a que el flujo es axisimétrico, no pueden considerarse ni velocidades de viento que no sean paralelas al eje de la turbina, ni la rotación del aire alrededor del mismo. La rotación del aire detrás del rotor es una consecuencia del principio de acción y reacción relativo al giro de las palas. Su consideración es de gran importancia ya que implica que parte de la cantidad de movimiento lineal del aire se transforma en cantidad de movimiento angular en vez de ser tomada por la turbina.

La *teoría del elemento de pala* permite vincular el torque ejercido sobre el rotor con la cantidad de movimiento angular impartida al aire. Para ello se consideran porciones anulares del disco que representa el rotor, las cuales tienen propiedades aerodinámicas correspondientes a la sección de las palas en cada estación a lo largo de la envergadura. Dichas propiedades son la cuerda, el ángulo de alabeo geométrico y las curvas de coeficientes de sustentación, C_l , y de resistencia, C_d , en función del ángulo de ataque, α .

Al combinar la teoría de la cantidad de movimiento con la teoría del elemento de pala se obtiene la *teoría de la cantidad de movimiento y el elemento de pala* (en inglés, Blade Element Momentum, BEM) (Glauert, 1935). Esta representa una mejora sustancial respecto a la teoría de la cantidad de movimiento ya que permite vincular las propiedades aerodinámicas del rotor con la geometría del mismo, es decir, con el diseño de sus palas, la cantidad y la disposición de las mismas. La teoría BEM en su forma más simple ignora gran cantidad de efectos relacionados principalmente con la viscosidad del aire y con las características del flujo alrededor de las palas que es tridimensional e inestacionario. Si se desea utilizar esta teoría para etapas posteriores al prediseño, deben incorporarse correcciones que consideren efectos como resistencia inducida, estela turbulenta, flujo inestacionario, pérdida dinámica, flujo radial, retraso de pérdida, guiñada, capa límite terrestre, influencia de la torre y pérdidas asociadas al cubo, entre otros. Por detalles sobre los efectos mencionados y métodos para considerar sus efectos se recomienda la referencia (Moriarty, 2005).

La contraparte del diseño aerodinámico de una turbina es su diseño estructural, que, como mínimo, debe comprender un análisis de resistencia a cargas máximas y a fatiga. En los comienzos de la industria de turbinas eólicas, el diseño consistía en cálculos aerodinámicos cuasiestáticos, ignorándose por completo los efectos de la dinámica estructural o incorporándolos a través de factores de mayoración (Bossanyi, 2003). Sin embargo, para desarrollar turbinas económicamente competitivas, los rendimientos han de maximizarse tanto como sea posible. Para mejorar las predicciones debe recurrirse a análisis aeroelásticos que consideren la interdependencia de las cargas aerodinámicas con las deformaciones que sufre la estructura durante su operación.

Existe gran variedad de modelos para representar estructuralmente la turbina. Desde el punto de vista de la aeroelasticidad, el componente principal son las palas ya que pequeñas deformaciones de estas pueden producir grandes cambios en las cargas aerodinámicas. En los modelos

lineales más simples, las palas se representan como elementos unidimensionales, es decir, como vigas. Así, cada pala queda definida en el espacio tridimensional como una línea, que representa su eje longitudinal, con propiedades seccionales especificadas a lo largo de ella.

Existen dos formas de discretización: por *elementos finitos* o por *análisis modal*. En el primer caso, cada línea representativa de una pala se divide en segmentos sobre los que las propiedades seccionales son constantes y se utiliza alguna teoría de vigas tradicional. Ya que se utilizan teorías simples, basadas en la hipótesis de pequeñas deformaciones, sólo pueden considerarse palas inicialmente rectas con curvaturas de flexión pequeñas; además, se utilizan propiedades mecánicas lineales (que no cambian con la deformación). Se obtienen así modelos con complejidad matemática relativamente baja y se simplifica sustancialmente el trabajo de codificación. La cantidad de grados de libertad del modelo (y, por consiguiente, el costo computacional) depende de qué tan fina sea la discretización de las palas y de la teoría de vigas utilizada.

La discretización por análisis modal es inherentemente lineal. La ventaja principal es que permite hacer una gran reducción de orden del problema: en general, es posible aproximar muy bien el comportamiento en pequeñas deformaciones de una estructura con pocos modos. Los modos deben calcularse previamente con algún método que puede variar desde soluciones analíticas, pasando por análisis de elementos finitos de vigas, hasta un modelo complejo de elementos finitos de láminas con miles de grados de libertad.

Cualquiera de las dos discretizaciones obliga a restringir el tipo de comportamiento estructural que puede exhibir el modelo y esto es decisivo en la calidad de la representación que se obtiene. Por ejemplo, ElastoDyn (el modelo dinámico tradicional de FAST; [Jonkman y Buhl, 2005](#)) utiliza representación modal sin deformación normal ni torsional - sólo dos modos de flexión flapwise y uno edgewise. Los modos de torsión son particularmente importantes para el análisis aerodinámico ya que pequeñas deformaciones de este tipo producen cambios sustanciales en las cargas aerodinámicas. Más aún, la deformación torsional es uno de los elementos fundamentales del fenómeno de inestabilidad conocido como flutter, el cual no puede ser captado con ningún modelo que restrinja totalmente la tensión de las palas.

2.1. Hacia modelos aeroelásticos más complejos

La teoría BEM indica que, como máximo, la potencia extraíble de una corriente de aire por un aerogenerador es

$$P_{m\acute{a}x} = \frac{8}{27} \rho A V_{\infty}^3 ,$$

en donde ρ es la densidad del aire, A es el área del rotor (transversal a la corriente de aire) y V_{∞} es la velocidad del viento sin la perturbación del aerogenerador ([Hau, 2005](#)). En el caso de turbinas de eje horizontal, el área a considerar es $A = \pi R^2$, siendo R aproximadamente igual a la longitud de las palas, lo cual significa que $P_{m\acute{a}x}$ aumenta con el cuadrado de la longitud de las palas. Este resultado llevó a un aumento dramático en el tamaño de las turbinas, que en los últimos veinticinco años han evolucionado desde rotores de 15 m de diámetro y potencia nominal de 0,05 MW hasta los *grandes aerogeneradores de eje horizontal* comercialmente disponibles en la actualidad, con rotores de más de 120 m de diámetro y potencia nominal de aproximadamente 7,5 MW. Se espera que esta tendencia continúe hasta alcanzar turbinas con potencias instaladas del orden de entre 10 MW y 20 MW ([UpWind Project, 2011](#)).

El principal método de diseño para turbinas de tamaño mediano ha sido el *up-scaling*. Sin embargo, el incremento de tamaño y flexibilidad de las palas de grandes turbinas eólicas conduce a un acoplamiento fuerte entre la aerodinámica y la dinámica estructural; por lo tanto la aeroelasticidad se ha convertido en uno de los problemas críticos en el diseño de turbinas eólicas

modernas (Zhang y Huang, 2011). Frecuentemente las palas experimentan grandes deformaciones que introducen no-linealidades geométricas de importancia (Wang et al., 2016a). El análisis y diseño de estructuras livianas bajo cargas de viento requiere un conocimiento preciso de los campos de movimiento resultantes y su efecto sobre las cargas y deformaciones estructurales. Una y otra vez este tipo de estructuras han fallado catastróficamente, resaltando la necesidad de mejorar continuamente las capacidades de calcular todos los mecanismos físicos relevantes involucrados (Löhner et al., 2015).

2.1.1. Aerodinámica

Con el objetivo de mejorar las predicciones y la comprensión de los fenómenos involucrados en la captación de energía es necesario introducir modelos con más fundamento físico, apartándose de los modelos ingenieriles. Respecto al modelo aerodinámico, ello se logra resolviendo las ecuaciones diferenciales que rigen el comportamiento del fluido que, en el caso general e inestacionario, corresponden a un sistema de ecuaciones diferenciales no lineales de difícil solución, inclusive con métodos numéricos específicos de la aerodinámica computacional (Cummings et al., 2015).

Debido a las dificultades que surgen al intentar resolver el problema general, es común utilizar técnicas de análisis basadas en algunas suposiciones que simplifican las ecuaciones. El primer escalón de dificultad en este sentido lo representa el *flujo potencial incompresible*, también llamado *flujo ideal*. Se supone flujo no viscoso, irrotacional e incompresible, con lo que las ecuaciones de gobierno se convierten en una sola ecuación, $\nabla^2\phi = 0$, en donde ϕ es un campo escalar llamado *potencial de velocidades*, ya que el campo de velocidades puede obtenerse a partir de él como $\mathbf{V} = \nabla\phi$. Como se trata de una ecuación diferencial lineal, es válido el principio de superposición y, por lo tanto, el campo de movimiento se describe como la suma de múltiples campos de movimiento simples. En aerodinámica, tales campos de movimiento están asociados a *singularidades*, que son funciones algebraicas que cumplen con la ecuación de Laplace y se denominan *fuentes*, *dobletes* y *vórtices*.

El modelo de flujo ideal provee predicciones confiables del campo de movimiento para un amplio espectro de problemas ingenieriles con las únicas restricciones de que el número de Mach sea bajo ($M \leq 0,4$) para cada punto del dominio y los efectos viscosos sean despreciables. Uno de las características claves de la ecuación de Laplace es que permite convertir las ecuaciones que gobiernan el fluido sobre un dominio tridimensional a un problema que consiste en hallar el potencial sobre un dominio bidimensional.

La condición de contorno utilizada es la *condición de no penetración*, es decir, que el flujo debe ser paralelo a la superficie del cuerpo inmerso. Para flujo externo se agrega la *condición de regularidad en el infinito*, que implica que las perturbaciones de la corriente libre debidas a la presencia del cuerpo no son perceptibles a grandes distancias del mismo. La solución del problema en estos métodos consiste en ubicar una distribución de singularidades sobre la superficie de los cuerpos inmersos en el flujo y determinar las intensidades de las singularidades de tal manera de cumplir con la condición de no penetración.

Los primeros métodos desarrollados en base a flujo ideal son los métodos basados en distribución de vórtices. En la formulación clásica, estos métodos estuvieron orientados al análisis de superficies sustentadoras en el contexto de la teoría de perfiles delgados. En ese caso, las singularidades no se ubican sobre la superficie exterior real del cuerpo simulado, sino sobre la *superficie media* y la condición de no penetración se impone también sobre ella. Consistentemente con esto, se deriva una relación simplificada entre el campo de velocidades y el campo

de presión que permite determinar el salto de presión a través de la superficie sustentadora en vez de determinar la presión sobre extra e intradós independientemente y luego realizar la resta (Cummings et al., 2015). Debe notarse que, como la geometría del cuerpo es simplificada, sólo a una cierta distancia de la superficie sólida la predicción del flujo es relevante y, por lo tanto, correcciones por consideración de efectos viscosos dentro de la capa límite no son posibles (Hansen et al., 2006). La simplificación de la geometría toma especial importancia si el cuerpo simulado no corresponde a una superficie sustentadora de perfil delgado; en tal caso, la condición de no penetración impuesta matemáticamente se diferencia mucho de la condición física, lo que implica un alejamiento del modelo respecto del problema real; esto ocurre, por ejemplo, en las zonas interiores de las palas de turbinas eólicas.

La teoría más simple que utiliza distribución de vorticidad es la *teoría de la línea sustentadora* debida a Prandtl (Katz y Plotkin, 2001). En ella se simula la superficie sustentadora utilizando un vórtice ubicado al 25 % de la cuerda desde el borde de ataque, cuya intensidad varía a lo largo de la envergadura gracias a la convección de vórtices semiinfinitos en la dirección de la corriente libre; la condición de no penetración se impone sobre una línea al 75 % de la cuerda. En este caso, la distribución de vorticidad se utiliza para determinar al ángulo de ataque efectivo local en cada estación sobre la envergadura y los coeficientes de sustentación, resistencia y momento de cabeceo se calculan a partir de información tabulada proveniente de análisis previos. Esta técnica sólo provee resultados razonables para superficies sustentadoras con alargamiento superior a 5.

El método de red de vórtices surge como una extensión de la teoría de la línea sustentadora que permite distribuir vorticidad a lo largo tanto de la envergadura como de la cuerda y satisfacer la condición de no penetración en muchos más puntos sobre la superficie. A diferencia de lo que sucede con la teoría de la línea sustentadora, las cargas resultantes sobre la superficie analizada (sustentación, resistencia inducida y momento de cabeceo) no se determinan a partir de las propiedades de perfiles sino por integración de la diferencia de presión entre intra y extradós.

Tanto en la teoría de la línea sustentadora como en el método de red de vórtices, las estelas convectadas pueden ser prescritas o calculadas como parte de la solución. La ventaja principal al prescribir la estela es el menor costo computacional. Por contrapartida, esto restringe fuertemente los casos de análisis a estados estacionarios o con movimientos oscilatorios de baja amplitud. Al contrario, la determinación de la estela como parte de la solución es más costosa computacionalmente, pero permite el análisis de un espectro mucho más amplio de casos, en particular soluciones no estacionarias (Hansen et al., 2006).

Una mejora respecto a la representación de la geometría verdadera se obtiene con el uso del *método de los paneles*. En la implementación clásica de Hess y Smith, se coloca sobre la geometría exterior una distribución constante de vorticidad en conjunto con una distribución variable de fuentes. La condición de no penetración se satisface en un conjunto finito de puntos sobre la superficie exterior. Para determinar el valor de la vorticidad y la distribución de intensidades de fuentes debe resolverse un problema algebraico no lineal que es algo más costoso computacionalmente que en el caso del método de red de vórtices (Hansen et al., 2006). En general, el problema interior (es decir, el potencial de velocidades resultante dentro de la geometría del cuerpo) no puede ser ignorado. En algunas versiones del método este se satisface implícitamente; sin embargo, desatender tal aspecto puede llevar a problemas de valores en la frontera mal planteados, con la consecuente imposibilidad de obtener resultados útiles (Cummings et al., 2015).

Desde hace algunas décadas, grandes cantidades de esfuerzo y dinero han sido destinados en todo el mundo al desarrollo de técnicas de dinámica de fluidos computacional (CFD, acrónimo

del inglés Computational Fluid Dynamics). Se trata de métodos para discretizar las ecuaciones diferenciales no lineales que rigen la mecánica de los fluidos y obtener soluciones numéricas aproximadas. Este enfoque permite contemplar los efectos de la viscosidad y de la compresibilidad del fluido, que pueden ser de gran importancia especialmente en zonas cercanas a las superficies de los cuerpos inmersos. Existen varias metodologías, entre ellas, las más importantes son:

- diferencias finitas: discretiza las ecuaciones de balance, es una metodología que tuvo especial desarrollo en los albores de la CFD;
- volúmenes finitos: discretiza las ecuaciones en su forma integral, lo que permite lidiar mejor con discontinuidades en los campos de presión o de velocidad; es la rama con mayor desarrollo actualmente y en la que se invierten mayores esfuerzos; y
- elementos finitos: es una técnica desarrollada originalmente en el análisis estructural, pero que, tras un proceso de formalización matemática, empezó a ser utilizado en una amplia variedad de áreas de la física para resolver problemas de valores en la frontera.

En esta revisión bibliográfica sólo se han hallado aplicaciones de volúmenes finitos a turbinas eólicas.

Son múltiples las simplificaciones que pueden realizarse a las ecuaciones de Navier-Stokes con el objetivo de facilitar, e incluso posibilitar, su aplicación a problemas específicos. Las ecuaciones de Euler constituyen el caso más elemental utilizado en CFD, y se obtienen despreciando los términos disipativos de las ecuaciones de Navier-Stokes, lo que equivale a suponer flujo compresible y no-viscoso. Estas ecuaciones no satisfacen todas las condiciones de contorno naturales; en particular, no cumplen con la condición de no deslizamiento en las superficies de contacto con sólidos (Cummings et al., 2015).

La práctica habitual para considerar flujo viscoso es utilizar una forma especial de las ecuaciones denominada RANS (acrónimo de Reynolds-Averaged Navier–Stokes). Esta técnica está enfocada en los valores promedio de las propiedades del flujo y en los efectos de la turbulencia sobre ellas. Para ello, los campos instantáneos de velocidad y presión se representan como la suma de una parte promediada en el tiempo más una fluctuación temporal. Al introducir esta representación en las ecuaciones de Navier-Stokes y despreciar términos de orden superior se obtienen ecuaciones en las que intervienen sólo los valores medios de las variables dependientes, excepto en un conjunto específico de términos, en los que aparecen las fluctuaciones y que tienen unidades de tensiones; estos términos se denominan *Tensiones de Reynolds*. Para poder resolver las ecuaciones es necesario escribir las Tensiones de Reynolds en términos de los valores medios, lo que se conoce como *problema del cierre*.

Resolver el problema del cierre implica utilizar un modelo de turbulencia que permita estimar valores de las tensiones de Reynolds a partir de parámetros utilizados para describir el comportamiento estacionario del flujo. Los modelos más comúnmente utilizados se basan en la idea introducida por Boussinesq de determinar las tensiones de Reynolds aumentando la viscosidad molecular a través de una viscosidad turbulenta ν_t . Los modelos de turbulencia más utilizados son Spalart–Allmaras, k-épsilon ($k-\varepsilon$), k-omega ($k-\omega$) y SST. Estos modelos ofrecen un costo computacional relativamente bajo para calcular la viscosidad turbulenta. La dificultad principal está asociada con el modelado correcto de las tensiones de corte sobre los contornos sólidos mediante un adecuado mallado de la capa límite (Wilcox, 2006).

Una característica del flujo turbulento es que la turbulencia se desarrolla en diferentes escalas. Esto puede pensarse en términos de diferentes tamaños de vórtices, desde los más grandes

a los más pequeños. Por efectos viscosos, la energía cinética en los grandes vórtices se disipa, convirtiéndose estos últimos en conjuntos de vórtices más pequeños cada vez. Esta característica está presente en el flujo al rededor de turbinas eólicas, en el cual la turbulencia se da en escalas muy diferentes al mismo tiempo. Una técnica algo más costosa que RANS, pero que ha cobrado importancia gracias a los avances recientes en las capacidades de cálculo, es LES (acrónimo de Large Eddy Simulation, Simulación de Grandes Vórtices). La idea fundamental es no simular los fenómenos a pequeña escala introduciendo filtros pasa-bajos en las ecuaciones de Navier-Stokes, resolviendo las pequeñas escalas con modelos de turbulencia simplificados. Esto reduce el costo computacional comparado con DNS al eliminar de la solución numérica la turbulencia a escalas menores. Sin embargo, los efectos de esa turbulencia no son irrelevantes y deben ser modelados con alguna otra técnica complementaria, como podría ser alguna de las RANS mencionadas previamente.

La aplicación directa a las ecuaciones de Navier-Stokes se conoce como DNS (el acrónimo de su nombre en inglés, Direct Numerical Simulation). Al aplicar esta técnica a flujos turbulentos se desarrolla una solución inestacionaria utilizando discretizaciones espaciales y temporales lo suficientemente finas para captar la evolución de los vórtices más pequeños y las fluctuaciones más rápidas. Son necesarias discretizaciones muy finas debido a las múltiples escalas en que se desarrollan las estructuras vorticosas. Además del alto costo computacional asociado, la aplicación de condiciones de contorno adecuadas aparece como una dificultad especial en este tipo de simulaciones que suelen estar reservadas para casos de dominios pequeños con fronteras de geometría simple (Versteeg y Malalasekera, 2007).

Una aplicación específica de CFD a hélices y turbinas es el *modelo de disco actuador generalizado* (Generalized Actuator Disc Model). En este caso, la teoría de la cantidad de movimiento se combina con las ecuaciones de Euler o de Navier-Stokes, por lo que, a diferencia de la teoría BEM, no es necesario imponer restricciones físicas a la cinemática del flujo. El rotor se simula como un disco permeable que aplica cargas sobre el fluido que lo atraviesa (Mikkelsen y Sørensen, 2004). La principal limitación de este método es la suposición de flujo axisimétrico; para superar esto se han desarrollado métodos en los que se reemplaza las cargas distribuidas sobre el disco que representa al rotor por cargas a lo largo de las palas de la turbina, en un dominio tridimensional (Hansen et al., 2006).

Comparativamente, la solución por CFD es mucho más costosa que por los demás métodos presentados previamente, al punto que se hace impracticable, aún en el ámbito académico, simular ciertas condiciones de funcionamiento de la turbina durante los tiempos necesarios para captar los fenómenos de interés. En general, sólo la definición de la geometría, la discretización del dominio y la imposición de condiciones de contorno lleva más tiempo y esfuerzo que resolver el problema por cualquiera de los métodos basados en distribución de singularidades.

En casos de flujo libre (como es el de las turbinas eólicas), el dominio debe ser muy grande, lo suficiente para que la presencia del contorno exterior no afecte la solución en la zona cercana al cuerpo. Esto conlleva la manipulación y procesamiento de enormes volúmenes de datos, incluso para el postprocesamiento y la visualización de los resultados. Otro problema importante está relacionado a la deformación de la grilla aerodinámica. Como todo el espacio circundante al cuerpo es discretizado, cuando sus partes se desplazan el dominio cambia y con ello la frontera. Diferentes técnicas se utilizan para abordar este problema que añade aún más complejidad y costo computacional al método (Cummings et al., 2015).

2.1.2. Dinámica estructural

El gran tamaño de las turbinas obliga a mejorar las relaciones resistencia/peso y rigidez/peso. En términos de diseño, esto se logra admitiendo mayores desplazamientos y utilizando materiales compuestos. El incremento de flexibilidad de los componentes estructurales (especialmente las palas) implica que las teorías simplificadas, basadas en la suposición de pequeñas deformaciones, ya no son válidas y deben ser remplazadas por modelos más elaborados. La utilización de materiales compuestos es un aspecto muy desafiante ya que, en general, tienen comportamiento viscoelástico, anisótropo y no-lineal con complejos mecanismos de falla que hacen difícil y costoso predecirla.

En general, el análisis de problemas estructurales se beneficia de las llamadas teorías técnicas o teorías inducidas. En ellas no se resuelven las ecuaciones fundamentales de la mecánica del sólido (por lo general, una ecuación de conservación de la cantidad de movimiento lineal), sino que se realizan suposiciones sobre la descripción cinemática del problema atendiendo a la geometría y a las propiedades mecánicas de la estructura. Con esto se logra convertir problemas definidos sobre dominios tridimensionales en problemas sobre dominios bi- o unidimensionales. Tales simplificaciones implican que las propiedades mecánicas (rigidez e inercia) que en el problema original se encuentran distribuidas, deben ser condensadas con algún criterio para caracterizar el comportamiento global a partir de una representación reducida.

La técnica más ampliamente utilizada en el área estructural es el Método de Elementos Finitos (MEF, o FEM, acrónimo de Finite Element Method) y, dentro de ella, los modelos más importantes aplicables a palas de aerogeneradores son las teorías de vigas no-lineales y las teorías de láminas. Se trata de teorías técnicas cuya diferencia principal está en el nivel de reducción del problema original.

Para la elección de un modelo estructural, resulta necesario definir previamente qué se espera que pueda representar, es decir, si se requerirá que pueda:

- representar con detalle la rigidez a los fines de captar el comportamiento global geométrico no-lineal;
- representar con detalle la distribución de masa a los fines de modelar correctamente el comportamiento dinámico;
- representar el comportamiento no lineal del material incluyendo las características viscosas y su influencia en el amortiguamiento;
- representar con detalle la geometría de las secciones para captar posibles inestabilidades locales; y/o
- determinar los estados tensionales locales, incluyendo concentraciones de tensiones, a los fines de evaluar la resistencia.

Cada uno de estos aspectos implica un mayor costo, tanto desde el punto de vista del pre-procesamiento necesario para definir los detalles del modelo (generación de mallas, detalles de secciones y propiedades, etc), del costo computacional de la simulación y del pos-procesamiento de los resultados. Todo esto debe ser cuidadosamente evaluado a los fines de lograr un modelo que capte los detalles relevantes y sea lo más económico posible.

Los modelos de vigas han sido utilizados ampliamente en ingeniería desde s. XVI debido a la relativa simplicidad que proveen para representar el comportamiento mecánico de un tipo

de estructura que es muy frecuente en ingeniería tanto en aplicaciones civiles como en mecánicas y aeroespaciales. El concepto básico de viga es el de un elemento estructural con una de sus dimensiones mucho mayor que las otras dos; la relación entre tales dimensiones suele denominarse *esbeltez*.

Las teorías de vigas no-lineales, usualmente llamadas *geoméricamente exactas* (o GEBT, acrónimo del inglés Geometrically Exact Beam Theory), representan la técnica más común para incluir no-linealidad geométrica en el modelo estructural. La primera teoría de vigas no-lineal con deformaciones finitas fue la desarrollada por [Simo y Vu-Quoc](#) en 1986. Esta funciona bien para vigas no muy esbeltas (para las cuales las deformaciones debidas al esfuerzo de corte son importantes) y poseen la ventaja de unificar alta precisión y alta eficiencia computacional ([Meier et al., 2016](#)). A partir de ella se desarrollaron múltiples teorías con deformaciones finitas, algunas con objetivos específicos para vigas muy esbeltas (por ejemplo filamentos). [Hodges \(2006\)](#) ha realizado variedad de desarrollos en vigas con geometría no-lineal construidas en materiales compuestos, con un énfasis especial en el estudio de palas para helicópteros; sus estudios incluyen un tratamiento unificado de las técnicas para describir el comportamiento mecánico de las vigas y para condensar las propiedades seccionales necesarias para la representación unidimensional. Pueden consultarse las referencias [Hodges \(2006\)](#) y [Meier et al. \(2016\)](#) por revisiones históricas de la evolución de las teorías de vigas y por los desarrollos más recientes sobre teorías de vigas no-lineales.

En el análisis con teorías de vigas los esfuerzos característicos están asociados a flexión y corte en dos direcciones normales al eje de la viga, y tracción y torsión en la dirección del eje; a cada esfuerzo corresponde una rigidez que depende de la geometría de la sección transversal y de los materiales utilizados. Los grados de libertad en cada nudo de la malla son seis (tres desplazamientos y tres giros) y para cada uno de ellos existen inercias asociadas que intervienen en el análisis dinámico. Las propiedades de rigidez y de inercia de la viga equivalente se consideran en la formulación por medio de matrices constitutivas y de inercia, respectivamente.

Las secciones transversales de las palas poseen complejas geometrías y distribuciones de materiales que dan origen a varios tipos de acoplamiento entre esfuerzos característicos y entre inercias. En modelos de vigas, la estructura tridimensional se reduce a una línea que pasa por algún punto de la sección transversal, y es sólo sobre esa línea que pueden aplicarse restricciones cinemáticas y cargas. En general, el centro de corte y el baricentro mecánico de cada sección no coincidirán, lo que lleva a que aparezcan acoplamientos de corte-torsión y de normal-flexión. Así como el centro de corte y el baricentro mecánico no coinciden necesariamente, tampoco coincide el centro de masas con alguno de ellos y, análogamente, tampoco coinciden las direcciones principales de flexión con las direcciones principales de inercia. Esto produce matrices constitutivas y de inercia llenas (no-diagonales) cuya determinación es difícil, aún cuando se realizan simplificaciones típicas. Por ejemplo, es común desprestigiar algunos fenómenos como el albeo de la sección, lo cual no está claro que tenga poca importancia en este tipo de secciones de pared delgada cerrada con grandes variaciones de sección y de esfuerzos a lo largo del eje de la viga. Asociado a esto, debe considerarse el caso (muy común) en que las matrices de inercia se diagonalizan; para lograrlo es habitual sumar a cada elemento sobre la diagonal los restantes elementos en la misma fila; por supuesto, esto solo es posible con elementos que tengan las mismas unidades, de modo que los aportes que corresponden a acoplamientos entre grados de libertad rotacionales y traslacionales deban ser excluidos del análisis.

Finalmente, es importante destacar que el modelo dinámico produce como resultado desplazamientos nodales y distribuciones de esfuerzos característicos, a partir de los cuales es necesario hacer un postproceso para reconstruir el estado tensional punto a punto en la sección que,

en general, es complejo y pocas veces se encuentra disponible.

Cuando la reducción es a un dominio bidimensional, la estructura se describe como un conjunto de superficies en el espacio. En el caso de palas de aerogeneradores, la descripción estándar resulta en una superficie exterior denominada recubrimiento y, eventualmente, un conjunto de superficies internas llamadas largueros. Los elementos finitos bidimensionales se pueden clasificar en:

- placa plana: elementos que soportan cargas transversales (flexión y corte);
- lámina plana: soportan esfuerzos flexionales y membranales (la estructura es inicialmente plana, pero cuando la deformación normal al plano es grande, la placa desarrolla capacidad de resistir carga como un cable); y
- lámina curva: la estructura puede no ser plana inicialmente.

En general, los dos casos de lámina pueden estudiarse con elementos finitos de lámina plana, la formulación es mucho más simple y menos costosa computacionalmente que la de elementos de lámina curva y es poco frecuente que no pueda aproximarse suficientemente bien una superficie curva a través de un facetado con elementos planos o bilineales.

Los primeros elementos finitos de lámina estuvieron basados en la teoría de Kirchhoff-Love (Kirchhoff, 1850; placas delgadas, despreciando la deformación por corte) y en general combinaban un elemento de placa plana con un elemento de membrana. Su mayor desventaja reside en que requieren de continuidad C^1 , lo cual conduce que para geometrías arbitrarias resulten *no-conformes*. Esta desventaja se vuelve crítica al intentar llevar estos elementos al rango no-lineal geométrico. Para evitar este problema se desarrollaron elementos basados en las hipótesis de Reissner-Mindlin (Reissner, 1945; placas gruesas, considerando deformaciones por corte) que resultan de continuidad C^0 y no presentan problemas para su extensión al rango no lineal. Estos elementos no están libres de desventajas y fue necesario desarrollar técnicas para curar algunos de los problemas que presentan, como el bloqueo por corte transversal (Dvorkin y Bathe, 1984) o el bloqueo membranal en elementos inicialmente curvos. Con hipótesis similares se desarrollaron en su momento los elementos de sólido-degenerado. Todos estos elementos usan como grados de libertad los desplazamientos de la superficie media y las componentes en el plano de rotación de la normal (elementos de lámina clásica) o del campo director (elementos con deformaciones de corte). En los últimos 20 años los elementos basados en la teoría de láminas clásica tuvieron nuevos desarrollos pero basados en aproximaciones sin grados de libertad, con elementos no conformes basados en aproximaciones ad-hoc (ver por ej. Oñate y Flores (2005) y los trabajos allí citados), en aproximaciones isogeométricas (ver por ej. Cirak y Ortiz, 2001) o en métodos de Galerkin discontinuo (ver por ej. Dung y Wells, 2008). En el mismo período y nuevamente sin rotaciones como grados de libertad se han desarrollado una importante cantidad de elementos de sólido-lámina, donde las incógnitas resultan los desplazamientos de las superficies externas (ver por ej. Flores, 2013; Flores, 2016; Schwarze y Reese, 2011; Tan y Vu-Quoc, 2005). La ventaja de estos últimos, además de no tener grados de libertad de rotación, es que no es necesario imponer la condición de tensión plana, que pueden utilizarse relaciones constitutivas tridimensionales generales y que las cargas se aplican sobre las superficies reales.

El análisis de estructuras laminares de materiales compuestos puede basarse en distintas hipótesis y/o aproximaciones en función de las características del laminado y la precisión requerida, ya sea en términos de desplazamientos o tensiones. Para el tratamiento de laminados individuales hay que distinguir entre laminados *angle-ply*, relativamente homogéneos en el espesor, y secciones tipo *sándwich*, con alto grado de heterogeneidad en el espesor. En el primer

caso, pueden obtenerse predicciones satisfactorias en términos de deformaciones con la teoría clásica de placas laminadas (CLPT), mejorando los resultados con teorías que consideran variación de las las deformaciones transversales como la teoría de primer orden de corte transversal (FSDT), las teorías de alto orden (HOT) o la teoría trigonométrica de corte transversal (TSDT; [Rango et al., 2015](#); [Mantari et al., 2012](#)).

En secciones sándwich el perfil de desplazamientos en el plano a lo largo de la normal al plano del laminado dista mucho de poder ser aproximado por un polinomio de orden superior, lo cual ocurre debido a los módulos de elasticidad transversal de cada capa, que pueden ser distintos en varios órdenes de magnitud. Eso ha dado lugar a la aparición de aproximaciones zig-zag, donde las funciones de interpolación en el espesor son sólo C^0 . En [Carrera \(2003\)](#) puede verse una reseña de estas teorías. Recientemente se han presentado versiones refinadas de esta propuesta ([Tessler et al., 2010](#); [Iurlaro et al., 2015](#)).

En todos los casos la determinación precisa del estado tensional a los fines de evaluar resistencia es mucho más compleja y costosa que la de deformaciones. Para secciones angle-ply un análisis con elementos de sólido tridimensional se impone como la técnica adecuada, aunque esto puede volverse prohibitivamente costoso debido a que la cantidad de capas del laminado puede ser mayor a 100. Una técnica más precisa que las basadas en las teorías de láminas son las aproximaciones por capas, en las cuales el espesor del laminado se divide en un número de capas suponiendo una variación lineal de los desplazamientos (en el plano de la capa) entre capas. Una reseña de las mismas puede verse en [Reddy y Robbins \(1994\)](#). En el caso de las aproximaciones zig-zag, una precisa recuperación de las tensiones de corte requiere de la integración en el espesor del laminado de las ecuaciones de equilibrio en el plano de la lámina, para lo cual hay que evaluar las derivadas de las tensiones entre elementos finitos. Estas teorías han sido implementadas en elementos de lámina ([Flores, 2014](#)) y de sólido-lámina ([Flores et al., 2017](#)) con no-linealidad geométrica.

Para comparar los dos modelos es imprescindible considerar tres aspectos: el costo computacional, las simplificaciones realizadas acerca del comportamiento mecánico y los inconvenientes asociados a los grados de libertad rotacionales. Con respecto al costo de cálculo, los modelos de vigas son, por mucho, más económicos. Esto se debe a varios factores, entre ellos:

- el número de elementos y, por consiguiente, el número de grados de libertad son dos o tres órdenes de magnitud menores en modelos de vigas que en modelos de láminas;
- el tiempo requerido para definir la malla estructural es mucho mayor en modelos de láminas ya que la geometría a representar es más compleja;
- el análisis de convergencia para la malla de elementos de lámina es más laborioso pues existe mucha más libertad para concentrar elementos en diferentes zonas y, además, es más importante ajustar el tamaño de los elementos para reducir su cantidad tanto como sea posible sin perder calidad en la representación;
- la preparación de datos de laminación en cada parte de la pala puede requerir más trabajo para modelos de láminas; y, finalmente,
- el paso de cálculo (en la integración temporal numérica) suele ser mayor para modelos de vigas ya que, en general, los elementos son de mayor tamaño.

Tanto los modelos de vigas como los de láminas requieren la determinación de características mecánicas específicas que permiten vincular el comportamiento de la estructura real con el del

modelo simplificado (de orden reducido). Estas características se representan como relaciones constitutivas y de inercia que están ligadas, no sólo a la estructura analizada, sino también a la representación que se hace de ella. La calidad con que se determinen estas relaciones incidirá directamente en el resultado obtenido en las simulaciones.

Las teorías de láminas requieren modelar de manera simplificada las propiedades mecánicas, pero con un nivel de abstracción menor que las teorías de vigas. A lo sumo es necesario condensar propiedades de cada laminado sobre su superficie de referencia, lo cual es mucho menos exigente en términos de suposiciones al comportamiento mecánico. Más importante aún, las deformaciones por pandeo local del recubrimiento, que pueden afectar fuertemente la rigidez global de la estructura y la distribución de presiones sobre la pala, intervienen en todo momento durante el análisis aeroelástico acoplado. Estos son los beneficios principales que presentan los modelos de láminas respecto de los de vigas.

Existen dos problemas fundamentales relacionados a los grados de libertad rotacionales: por un lado, las inercias asociadas a ellos traen complicaciones en el proceso de integración temporal (esto ocurre tanto para modelos de vigas como para modelos de láminas) y, por otro, existen ciertos problemas de vinculación entre elementos no-coplanares (sólo en modelos de láminas).

Las inercias asociadas a los grados de libertad rotacionales son difíciles de determinar y, en general, lo suficientemente pequeñas (en comparación con las rigideces flexionales) como para imponer considerables restricciones sobre el paso de tiempo crítico necesario para que la integración temporal converja. Sin embargo, el comportamiento dinámico correspondiente a los grados de libertad rotacionales suele ser de menor importancia, por lo que, en vez de penalizar fuertemente el tiempo crítico (lo que redundaría en un costo computacional mucho más alto), lo habitual es aumentar, con algún criterio razonable, las inercias rotacionales de manera que el comportamiento traslacional sea el de referencia para calcular el paso de tiempo para la integración numérica.

Otro modelo estructural no-lineal muy utilizado es el análisis de dinámica de multicuerpos (en inglés, multibody dynamics). Este abordaje consiste en considerar la turbina como un conjunto de cuerpos rígidos y/o flexibles vinculados entre sí mecánicamente, lo que en el modelo matemático introduce ecuaciones de restricción que generalmente son algebraicas. De esta manera pueden incorporarse efectos no lineales concentrados en los vínculos, aún cuando las teorías utilizadas para los cuerpos flexibles sean lineales (ver por ej. [DTU Wind Energy, 2017](#)). En general, los sistemas de ecuaciones resultantes son del tipo diferenciales algebraicos; estos sistemas, llamados DAE (acrónimo del inglés Differential Algebraic Equation), requieren algoritmos de integración temporal especiales, que se encuentran en un nivel de desarrollo menor comparado con los utilizados para abordajes con el método de elementos finitos.

3. INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

En esta revisión bibliográfica se observaron dos enfoques para tratar los métodos de interacción entre subsimuladores. En el área de métodos numéricos se realiza un abordaje integral del problema con énfasis en la definición formal de los elementos que debe poseer un método de co-simulación, las características de tales elementos y cómo vincularlos matemáticamente entre sí. Esto favorece los análisis de convergencia, estabilidad y precisión de los métodos numéricos inducidos por el acoplamiento de subsistemas. Por una introducción a este abordaje y un estado del arte acerca del mismo se refiere al lector al trabajo de [Gomes et al. \(2017\)](#).

Por otro lado, en los trabajos sobre aplicaciones puntuales a problemas de interacción fluido-estructura (área a la que pertenece este trabajo) el abordaje más frecuente resulta en el desarro-

llo de métodos *ad-hoc* para vincular dos (o más) herramientas computacionales, poniendo en consideración los detalles tanto de los métodos numéricos individuales, como de los modelos físicos que intervienen y las implementaciones específicas que se utilizan como componentes del co-simulador. El tratamiento parece estar diferenciado en dos campos: por un lado existe un fuerte énfasis en los métodos para transferir información entre dominios (lo que aquí se denomina *aspecto espacial*) y, por el otro, se utiliza algún algoritmo de interacción (llamado en este trabajo *aspecto temporal*), tema sobre el cual, en general, la información es escasa. El enfoque de dividir el problema de interacción en un aspecto espacial y uno temporal se adopta en esta revisión bibliográfica dado que es el más frecuente en el área de las ciencias en que está inserta.

Es importante destacar que al desarrollar o elegir un método de interacción, deben considerarse algunas características deseables, entre ellas: que permita una correcta recuperación de traslaciones y rotaciones de cuerpo rígido, que se conserven las cantidades de movimiento lineal y angular, que el proceso no modifique la energía total del sistema, que las soluciones obtenidas presenten las mismas características de estabilidad que el sistema estudiado. A continuación se presentan alternativas para realizar la vinculación de simuladores aerodinámicos y estructurales, y se ponen en consideración los aspectos mencionados.

3.1. Aspecto temporal

Se trata aquí el orden en que se alternan las operaciones de avanzar temporalmente cada simulador e intercambiar información entre ellos, para lo cual es importante diferenciar el *tiempo simulado* del *tiempo de simulación*. El primero es la variable independiente que marca el avance de la solución del problema dinámico. El segundo, también llamado *wall clock time*, *tiempo de CPU* o *tiempo de cómputo*, es el tiempo empleado en calcular la solución.

En el abordaje de co-simulación, cada simulador individual utiliza un método numérico de integración temporal para hallar el estado del subsistema correspondiente en un conjunto de puntos discretos en el dominio del tiempo simulado. La solución avanza desde un tiempo inicial hasta un tiempo final con saltos finitos de magnitud Δt (*paso de cálculo*), que puede ser constante o variable a lo largo del proceso. Los instantes que marcan el principio y fin de cada Δt conforman una *grilla temporal*. Cada simulador requiere que su paso de cálculo tome valores dentro de un intervalo cuyos límites se determinan en función de las características de estabilidad y convergencia del método numérico implementado. Estos pasos de cálculo se denominan aquí *micro-pasos*, no haciendo referencia a su magnitud, sino al hecho de que corresponden a un simulador en particular. Dependiendo de las características de los subproblemas y de los modelos elegidos para simular cada uno, existirán múltiples micro-pasos de cálculo, pudiendo diferir entre ellos en varios órdenes de magnitud. Existe, además, un *macro-paso*, que es el que indica en qué instantes del tiempo simulado se realizará la transferencia de datos entre simuladores. Este paso de cálculo también puede ser variable a lo largo del proceso de solución y será, en general, mayor o igual en magnitud al mayor de los micro-pasos de los simuladores intervinientes.

Se presentan a continuación los algoritmos básicos discutidos en la bibliografía, y se mencionan algunas variables posibles con el fin de ilustrar la complejidad del tema. En la Figura 1 se observa el algoritmo denominado *Conventional Parallel Staggered (CPS)* por Farhat y Lesoinne (2000) y *Cross Co-simulation* por Kalmar-Nagy y Stanciulescu (2014). Es uno de los más simples para el acoplamiento de dos simuladores. Ambos micro-pasos son iguales al macro-paso. En cada punto de la grilla temporal los simuladores intercambian información una sola vez y luego cada uno avanza un Δt y el proceso vuelve a comenzar. Este algoritmo tiene la ventaja de permitir realizar los cálculos de todos los simuladores en paralelo, reduciendo el tiempo de

simulación. Este tipo de algoritmo es denominado frecuentemente *Jacobi* (Gomes et al., 2017; Sicklinger et al., 2014), haciendo referencia a que no importa en qué orden son realimentados los simuladores con datos provenientes de los demás, ya que cada simulador recibe información igualmente actualizada.

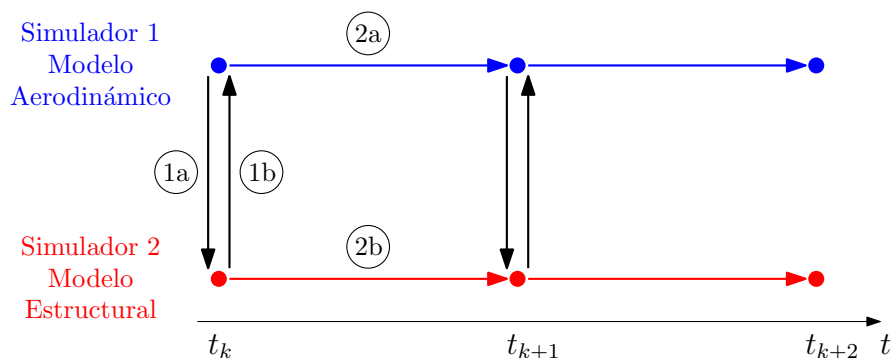


Figura 1: Algoritmo de interacción tipo Jacobi para dos simuladores.

Una variante del algoritmo anterior (denominada *Strong coupling* por Kalmar-Nagy y Stanciulescu (2014)) se obtiene incluyendo subiteraciones en el proceso de transferencia de información, lo cual puede mejorar la precisión y la estabilidad del método numérico. El cómputo de las subiteraciones tiene un costo computacional potencialmente elevado, pero esta desventaja puede verse mitigada por la posibilidad de utilizar pasos de cálculo mayores. En problemas de interacción fluido-estructura estas subiteraciones generalmente se interpretan como un proceso para alcanzar el equilibrio de cargas en la interfaz cuerpo-fluido. En caso que se requieran micro-pasos diferentes, los dos algoritmos presentados pueden dotarse de subiteraciones en alguno de los simuladores, como es el caso en la referencia Maza et al. (2012).

Una alternativa a los métodos de tipo Jacobi son los de tipo *Gauss-Seidel* (también llamados *secuenciales* (Gomes et al., 2017) o *zig-zag* (Kalmar-Nagy y Stanciulescu, 2014)). En este caso, los simuladores avanzan en el tiempo en un orden específico para proveer de una mejor aproximación en los datos de entrada a los simuladores que aún no han avanzado. La versión más simple (análoga al algoritmo en la Figura 1) se presenta en la Figura 2: a partir del instante t uno de los simuladores avanza un macro-paso de cálculo; con los datos de este simulador en el instante $t + \Delta t$ se realimenta el otro simulador que aún está en el instante anterior; a continuación avanza temporalmente el segundo simulador y con los datos de este en el instante $t + \Delta t$ se realimenta el primero; luego el proceso vuelve a comenzar. Estos métodos pueden exhibir mejores características de estabilidad y convergencia, pero tienen la desventaja de dificultar la paralelización inter-simulador ya que uno de los simuladores necesita que el otro haya finalizado su avance hasta el instante siguiente antes de ejecutarse. Los algoritmos de tipo Gauss-Seidel pueden incorporar también subiteraciones en los instantes de transferencia y/o para alguno de los modelos que requiera micro-pasos de cálculo pequeños.

3.2. Aspecto espacial

Los fenómenos de interacción fluido-estructura ocurren en la interface entre los subdominios considerados, que corresponde a la superficie de los sólidos expuestos a la corriente fluida. En el enfoque de co-simulación, tal interface no siempre está definida de igual manera en ambos subdominios. En general, las diferencias pueden analizarse desde las múltiples maneras en que es posible modelar el cuerpo. Por ejemplo, si el modelo aerodinámico elegido corresponde a

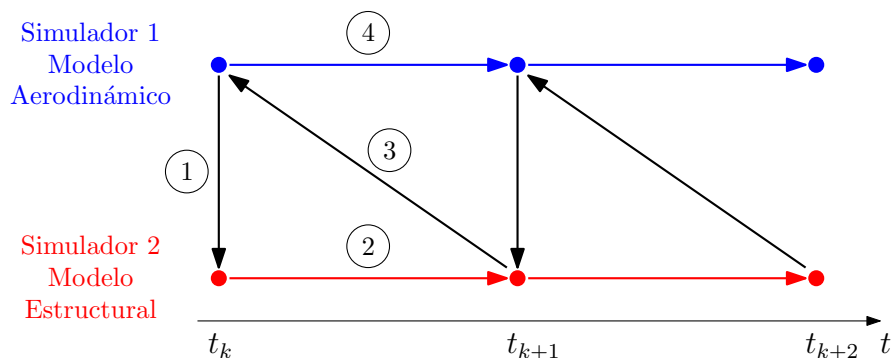


Figura 2: Algoritmo de interacción tipo Gauss-Seidel para dos simuladores.

alguna técnica de CFD, lo habitual es que se respete tan fielmente como sea posible la superficie exterior, mientras que si se selecciona un modelo simplificado como el método de red de vórtices, sólo será necesario considerar la superficie media de las superficies sustentadoras. Por otro lado, el modelo estructural obedece únicamente a consideraciones de la dinámica estructural. Esto puede llevar a simplificaciones importantes en lo que se refiere a la *forma* del cuerpo, especialmente si se consideran teorías técnicas, como es el caso más frecuente. Por ejemplo, una pala puede representarse en diferentes análisis por una viga equivalente o como una estructura laminar con diferentes niveles de detalle (cajón de torsión, modelo detallado que incluya el recubrimiento, los largueros y las cuadernas, entre otros).

La solución numérica de cada subproblema implica la discretización de los subdominios; esto da lugar a lo que de aquí en adelante se denomina *malla estructural* (ME) y *grilla aerodinámica* (GA). Dependiendo de los modelos utilizados, las mallas/grillas pueden tener, además de *topologías* distintas, *naturalezas* diferentes (esto último haciendo referencia a las variables que están definidas en cada punto del dominio). Debido a tales discrepancias, el método de interacción debe *ajustar* la información proveniente de cada discretización para generar, a partir de los datos provenientes de un modelo, datos de entrada que tengan sentido físico en el otro. La transferencia de datos es de capital importancia ya que puede fácilmente transformarse en el factor que controla la precisión de la simulación aeroelástica.

El proceso de transferir datos entre una GA y una ME usualmente involucra: 1.- la transferencia de desplazamientos, velocidades y aceleraciones desde la ME hacia la GA; y 2.- la transferencia de cargas (fuerzas/presiones) en el sentido contrario (desde la GA hacia la ME). Cada variable puede transferirse con un método propio, independiente de los utilizados para las demás. Sin embargo, pueden derivarse relaciones entre los métodos que permitan conservar algunas cantidades de interés. Por ejemplo, en determinados casos, puede asegurarse la conservación de la energía en el proceso de interacción, vinculando los métodos para transferir cargas y desplazamientos a través del principio de trabajos virtuales.

Los métodos de interacción encontrados en la bibliografía pueden dividirse en dos grandes grupos: los *métodos de interpolación* y los *métodos de proyección*. La mayoría de los métodos de interpolación han sido desarrollados a partir de un enfoque matemático, por lo que muchos son utilizados en otras áreas de las ciencias. Por el contrario, los métodos de proyección están basados en consideraciones físicas y tienen en cuenta las discretizaciones realizadas en cada subdominio del problema. A continuación se presenta una breve introducción a cada método. Para más detalles el lector puede consultar la referencia [Maza et al. \(2010\)](#).

3.2.1. Métodos de interpolación

Existe un amplio grupo de métodos que permiten realizar interpolación de una función escalar, g , de tal manera que dados los valores conocidos g_i en un conjunto de N puntos \mathbf{x}_i llamados *centros* (tales que $g_i = g(\mathbf{x}_i)$), se pueda calcular los valores g_j que tomaría dicha función en un conjunto de M puntos \mathbf{y}_j , llamados *puntos objetivo*. La idea no es encontrar una expresión analítica para g , sino solo poder calcular sus valores en los puntos objetivo de una manera eficiente. Esto puede lograrse utilizando una matriz de interpolación \mathbf{H} tal que $\mathbf{g}_y = \mathbf{H} \mathbf{g}_x$, siendo \mathbf{g}_y y \mathbf{g}_x vectores con los valores de g en los puntos objetivo y en los centros, respectivamente. A continuación se presenta un conjunto de métodos que permiten calcular la matriz \mathbf{H} para realizar interpolaciones. Estos son aplicables a nubes de puntos totalmente arbitrarias, por lo que la implementación es independiente de las discretizaciones utilizadas.

Interpolación con Funciones Base Radiales Una función radial $\varphi(r)$ es una función continua, de una variable escalar r , con un comportamiento radial respecto a un punto denominado *centro*, siendo r la distancia desde el centro hasta el punto donde se evalúa la función. En general se utiliza la distancia euclídea, aunque algunos autores han sugerido definir otras normas con propiedades que las hacen más adecuadas para ciertos problemas específicos. La teoría general de interpolación con funciones base radiales (RBF) la presentan [Buhmann \(2003\)](#) y [Wendland \(2005\)](#). Estos métodos han resultado muy exitosos para la interpolación de una función $g(\mathbf{x})$ a partir de valores conocidos en puntos discretos y ubicados de forma no estructurada \mathbf{x}_i , utilizando la función de interpolación

$$g(\mathbf{y}) = \sum_{i=1}^N \alpha_i \varphi(\|\mathbf{y} - \mathbf{x}_i\|) + p(\mathbf{y})$$

en donde los α_i son coeficientes a determinar, $\|\mathbf{y} - \mathbf{x}_i\|$ indica la distancia entre el punto donde se evalúa g y el centro de la función radial φ (es decir, el radio r), y $p(\mathbf{y})$ es un polinomio en tres dimensiones cuya utilización es opcional. [Beckert y Wendland \(2001\)](#) utilizaron polinomios lineales para $p(\mathbf{y})$, de manera de recuperar exactamente traslaciones y rotaciones de cuerpo rígido. Los coeficientes α_i se calculan imponiendo que la función interpolante devuelva los valores conocidos $g(\mathbf{x}_i) = g_i$ y que se cumpla que

$$\sum_{i=1}^N \alpha_i q(\mathbf{y}) = 0$$

para todo polinomio $q(\mathbf{y})$ de grado menor o igual que $p(\mathbf{y})$, cuando se utiliza la parte polinómica.

Existe una gran variedad de funciones utilizadas desde la década de 1970. Éstas pueden dividirse en funciones crecientes (Biharmonic-Multiquadrics, Infinite-Plate Spline, Thin-Plate Spline) y decrecientes (Inverse Multiquadrics, Euclid's Hat, Wendland's Functions). El principal problema de las funciones crecientes es que tienden a suavizar variaciones locales y a producir una matriz \mathbf{H} llena, que hace más caro computacionalmente el método. La utilización de funciones decrecientes permite realizar una interpolación con mejor correspondencia con la física del problema. [Wendland \(1995\)](#) introdujo funciones de soporte compacto que permiten localizar mejor la interpolación y reducir el número de elementos no nulos en \mathbf{H} .

Método de Elementos de Contorno Chen y Jadic (1998) proponen asimilar el problema de interacción a uno de mecánica de sólidos y resolverlo con un Método de Elementos de Contorno, utilizando la GA como el contorno de un sólido elástico, lineal y homogéneo y los nodos de la ME como un conjunto de puntos dentro de ese sólido. Esto permitiría calcular la matriz de transferencia \mathbf{H} que relaciona los desplazamientos de puntos en el contorno con los de puntos interiores. Una ventaja de este método es que las tres componentes de deformación (desplazamientos) están acopladas entre sí utilizando un criterio físico. La desventaja es que se obtiene una matriz \mathbf{H} llena y no necesariamente simétrica, lo que aumenta el costo computacional. La única limitación del método es que la ME se encuentre *contenida* espacialmente dentro de la GA.

Interpolación con Funciones de Forma Si las topologías de las mallas son muy similares, estas se encuentran solapadas y resulta natural pensar a cada nodo de la GA como perteneciente a un elemento de la ME. Si, además, el problema estructural se aborda con el método de elementos finitos, pueden calcularse coordenadas locales de los nodos aerodinámicos dentro de cada elemento de la ME. Con tales coordenadas y las funciones de forma del FEM, se puede obtener una matriz de transferencia \mathbf{H} para calcular desplazamientos de los nodos de la GA. Las transformaciones isoparamétricas utilizadas en el FEM permiten calcular de manera eficaz las coordenadas materiales de un punto a partir de sus coordenadas en el dominio computacional. Sin embargo, el cálculo inverso generalmente involucra la solución de sistemas de ecuaciones algebraicas no lineales, lo que puede realizarse con métodos iterativos de orden N^2 o N^3 (en dos y tres dimensiones respectivamente). Murti y Valliappan (1986, 1988) desarrollaron el Inverse Isoparametric Mapping (IIM) para realizar esta transformación inversa y que resulta ser de orden N o N^2 (según se trate de dominios bi- o tridimensionales).

3.2.2. Métodos de proyección

Estos métodos utilizan las propiedades de las discretizaciones en cada subdominio para vincularlos, haciendo una interpretación física del problema de interacción.

Interpolación consistente Cebal y Löhner (1997) sugieren transferir presiones, y no fuerzas, hacia la ME. Como punto de partida, los autores suponen la existencia de una superficie de interface (donde se produce la interacción fluido-estructura) Γ , que es común a los dos modelos (el estructural y el aerodinámico). Imponiendo la igualdad de los campos de presiones en ambos modelos sobre la superficie de interface ($p_e(\mathbf{x})|_{\Gamma} = p_a(\mathbf{x})|_{\Gamma}$) y recurriendo al Método de Residuos Ponderados se tiene

$$\int_{\Gamma} W^i(\mathbf{x}) p_e(\mathbf{x}) d\Gamma = \int_{\Gamma} W^i(\mathbf{x}) p_a(\mathbf{x}) d\Gamma$$

Asumiendo que en ambos dominios los campos de presiones pueden describirse con el MEF, utilizando diferentes funciones de forma para cada problema (N_e^j para el estructural y N_a^k para el aerodinámico) y utilizando como funciones de peso a las funciones de forma del modelo estructural ($W = N_e$) puede escribirse de manera desarrollada

$$\sum_{j=i}^{NE} \left(p_e^j \int_{\Gamma} N_e^i N_e^j d\Gamma \right) = \sum_{k=i}^{NA} \left(p_a^k \int_{\Gamma} N_e^i N_a^k d\Gamma \right) \quad (i = 1, \dots, NE), \quad (1)$$

donde NE y NA son las cantidades totales de nodos en la ME y la GA respectivamente. Matricialmente, la ecuación (1) se escribe

$$\mathbf{M}_e \mathbf{p}_e = \mathbf{M}_{ae} \mathbf{p}_a . \quad (2)$$

\mathbf{M}_e es la matriz de masa consistente del modelo estructural, la cual debe ser invertida para poder calcular las presiones nodales en la ME. Utilizar la matriz de masa consistente produce una distribución de presiones poco suave. Para subsanar este problema se propone utilizar una técnica propia de los métodos de la CFD denominada Flux Corrected Transport (FCT) (Boris y Book, 1973).

Puede demostrarse que este método asegura la conservación de las cargas si las topologías de la ME y la GA son iguales. Una cuestión que debe determinarse es sobre cuál de las mallas han de realizarse las integrales que determinan los elementos de \mathbf{M}_{ae} , ya que en ellas las funciones a integrar están definidas en dominios diferentes. Cebal y Löhner sugieren aproximarlas utilizando cuadratura de Gauss con puntos de cuadratura sobre la GA. Para esto deben hallarse las coordenadas locales de los puntos de cuadratura (o de sus proyecciones) sobre la ME, lo que permite evaluar las funciones de forma de la ME en esos puntos.

Para transferir desplazamientos desde la ME a la GA se propone un esquema de *distancia inicial* o *rastreo de superficies*. Para ello, antes de comenzar la simulación, se asocia a cada nodo de la GA un punto que representa su proyección sobre la ME y se calcula el vector posición relativa entre cada nodo y su proyección. Dicho vector se mantiene constante a lo largo de toda la simulación, lo que permite encontrar la posición de cada nodo de la GA en función de la forma de la ME.

Las velocidades, sin embargo, no se calculan como la derivada temporal de la posición, sino realizando un planteo similar al utilizado para la transferencia de presiones. En este caso se impone la igualdad $E_e(\mathbf{x})|_{\Gamma} = E_a(\mathbf{x})|_{\Gamma}$, siendo $E(\mathbf{x})$ un campo escalar que representa la distribución superficial del trabajo realizado por las cargas aerodinámicas sobre la superficie de interface por unidad de tiempo (que los autores denominan simplemente *energía*). Se obtiene así una expresión análoga a la ecuación (2), $\mathbf{M}_e \mathbf{E}_e = \mathbf{M}_{ae} \mathbf{E}_a$, donde \mathbf{E}_e y \mathbf{E}_a son los vectores con valores nodales del campo $E(\mathbf{x})$ en la ME y la GA respectivamente. Estos vectores pueden escribirse como función de los valores nodales de presión y velocidad utilizando el producto de Hadamard (representado con el símbolo \odot), como

$$\mathbf{E}_e = \mathbf{p}_e \odot \mathbf{v}_e \quad ; \quad \mathbf{E}_a = \mathbf{p}_a \odot \mathbf{v}_a .$$

Nuevo método conservativo Farhat et al. (1998) introducen algunas mejoras al método de *Interpolación consistente*. En primer lugar hacen notar que si las topologías de las mallas/grillas son diferentes, algunos efectos, como la resistencia aerodinámica inducida, no podrán ser captados. Para solucionar este problema proponen un método en el que las cargas actuantes sobre ambas mallas se calculen utilizando una misma discretización (es decir, la malla y funciones de forma), sea la de la CFD o la de la CSD. Sin embargo, al comparar este método con el propuesto por Cebal y Löhner, las diferencias en los resultados alcanzan un máximo de 4 % para flujos con ondas de choque fuerte. Con respecto a la transferencia de desplazamientos, el esquema de interpolación consistente produce un aumento del error local respecto de aquel debido a la discretización de las ecuaciones que gobiernan el flujo y la respuesta estructural. Para resolver el problema se plantea la utilización del Mortar Element Method (Bernardi et al., 1994).

Refinamiento común de mallas En los métodos de interpolación es necesario integrar numéricamente, sobre una superficie, productos de funciones de forma definidas en dominios esencialmente diferentes, y no está claro si debe utilizarse como superficie de integración la GA o la ME. [Jiao y Heath \(2004\)](#) proponen hacer un refinamiento común de las mallas dato (en este caso la GA y la ME), de manera de obtener una nueva malla con elementos formados a partir de la subdivisión de elementos de aquéllas, de tal manera que cada nuevo subelemento esté contenido completamente en un elemento de la ME y en uno de la MA.

4. IMPLEMENTACIONES ACTUALES

A continuación se listan algunas herramientas computacionales para el análisis aeroelástico de turbinas eólicas, con una breve descripción de cada una. En general, se trata de software desarrollado para la industria, con modelos relativamente simples (tanto aerodinámicos como estructurales) que tienen un muy bajo costo computacional, muchas veces a costa de simplificaciones importantes que limitan el campo de análisis a turbinas pequeñas o medianas y en condiciones de funcionamiento *estándar*.

- FAST ([Jonkman y Buhl, 2005](#)): es una herramienta desarrollada por [NREL \(2017\)](#) para el análisis aero-servo-hidro-elástico de turbinas eólicas de eje horizontal de 2 y 3 palas. Provee dos modelos estructurales y dos aerodinámicos. ElastoDyn es el núcleo de cálculo estructural tradicional y representa las palas a través de tres modos de vibración en flexión, sin considerar deformación normal o torsional. El otro modelo estructural es BeamDyn, basado en un abordaje por elementos finitos de vigas tipo GEBT que considera no-linealidades geométricas con grandes deflexiones, deformaciones de flexión, corte, normal y torsión, y materiales anisótropos con acoplamiento material ([Wang et al., 2016c](#)). Los modelos aerodinámicos son los implementados en AeroDyn ([Moriarty, 2005](#)). Por un lado se dispone de la teoría BEM y por otro del método denominado Generalized Dynamic Wake (GDW). La ventaja principal del modelo GDW es que puede representar algunos efectos tridimensionales e inestacionarios sin necesidad de correcciones ad-hoc. FAST permite hacer dos tipos de análisis: simulación en el dominio del tiempo del sistema dinámico no-lineal y extracción de representaciones linealizadas, especialmente útiles para diseño de sistemas de control.
- Bladed ([Bossanyi, 2003](#)): es software desarrollado por DVN GL que permite hacer análisis dinámico en el dominio del tiempo. El modelo aerodinámico corresponde a la teoría BEM mientras que el modelo estructural utiliza un método denominado síntesis de modos de los componentes, en el que los modos de cada elemento de la turbina son calculados independientemente y luego acoplados. Aparentemente la descripción dinámica de las palas no incluye modos de torsión, aunque esto no está explícitamente mencionado en las referencias consultadas.
- PHATAS ([Lindenburg, 2005](#)): es software desarrollado en el área de energía eólica del Centro de Investigación en Energía de los Países Bajos (ECN). Permite hacer análisis dinámico en el dominio del tiempo. Actualmente es parte de Focus6, un paquete de diseño de turbinas eólicas comercializado por [The Knowledge Centre Wind turbine Materials and Constructions \(WMC\)](#).
- TURBU ([Savenije y Peeringa, 2009](#)): también desarrollada por ECN, tiene por objetivo hacer análisis linealizado en el dominio de la frecuencia de turbinas de tres palas. La idea

es facilitar las etapas de análisis preliminar y diseño con una herramienta de muy bajo costo computacional.

- MSC.ADAMS (MSC Software, 2017): Adams es software para análisis dinámico multicuerpo con el que pueden analizarse aeroelásticamente turbinas eólicas proveyendo un modelo aerodinámico que permita determinar cargas sobre la turbina. Actualmente existen dos maneras de lograrlo: por un lado, la empresa desarrolladora MSC provee un *toolkit* (AdWiMo, Advanced Windturbine Modelling) para incorporar esta funcionalidad; por el otro, se puede vincular a Adams con AeroDyn (Moriarty, 2005) utilizando la herramienta MSC.ADAMS-to-AeroDyn (ADAMS2AD) (Laino y Hansen, 2001; Jonkman y Jonkman, 2013). Asociado a esto, existe la posibilidad de generar modelos de turbinas para Adams a partir de un modelo de FAST utilizando el preprocesador FAST-to-ADAMS (Jonkman y Jonkman, 2016) que resulta un reemplazo del anterior ADAMS/WT.
- HAWC2 (Petersen, 2017): es software desarrollado en el Departamento de aeroelasticidad, del Área de Energía Eólica en la Universidad Técnica de Dinamarca (Danmarks Tekniske Universitet, DTU). La herramienta está diseñada para realizar análisis dinámico en el dominio del tiempo tanto de turbinas de eje horizontal como de eje vertical. El modelo estructural está basado en una formulación multicuerpo que permite simular las palas con elementos de viga de Timoshenko, incluyendo flexibilidad en torsión y matrices constitutivas no-diagonales. Los elementos de viga (lineales y en pequeñas deformaciones) son vinculados con restricciones que permiten considerar efectos no-lineales (rotaciones y deformaciones). Se pueden utilizar dos modelos aerodinámicos: por un lado, el software incluye un modelo BEM con correcciones y, por el otro, es posible vincular HAWC2 con EllipSys3D (CFD RANS).
- GAROS (Vollan, 2017): herramienta para el análisis de turbinas eólicas tanto de eje vertical como horizontal, desarrollado por AeroFEM GmbH. El modelo estructural se basa en análisis modal a partir de los modos obtenidos del software de simulación y análisis por el método de elementos finitos NX Nastran (Siemens, 2017).

La mayor parte del esfuerzo en la construcción de modelos de vigas suficientemente generales involucra la determinación correcta de las propiedades equivalentes de la sección transversal (Blasques, 2011). Existe una variedad de programas que permiten realizar tal tarea de manera automatizada, entre ellos cabe mencionar BECAS (Blasques, 2012), VABS (Yu, 2012), CompSim (Ashuri y Zhang, 2017), PreComp (Bir, 2005) y SECCION (Massa y Barbero, 1998). Se refiere al lector al trabajo de Chen et al. (2010) por una introducción al problema y una comparación de la performance de algunas de estas herramientas.

Con respecto a publicaciones de trabajos científicos sobre aeroelasticidad de turbinas eólicas, las referencias son pocas. Maza et al. (2014) vinculan el método de red de vórtices inestacionario con un modelo estructural de elementos finitos de vigas tipo GEBT; el algoritmo de interacción es de tipo Jacobi y el procedimiento para transferir información entre dominios se basa en el método de rastreo de superficies introducido por Cebal y Löhner (1997). Wang et al. (2014) utilizan también un modelo GEBT y un algoritmo tipo Jacobi, pero acoplándolo con la teoría BEM como modelo aerodinámico. En el trabajo de Rafiee et al. (2016) el modelo aerodinámico corresponde también a la teoría BEM, pero el modelo estructural está basado en elementos finitos de láminas. Wang et al. (2016b) vinculan un modelo de elementos finitos de láminas con un modelo aerodinámico tipo CFD no viscoso e incompresible (RANS k-omega);

el método de interacción es unidireccional, es decir, se trata de un análisis en estado estacionario en el que se calculan las cargas aerodinámicas sobre la estructura sin deformaciones y luego se determinan las deformaciones que estas producen. Para reducir el costo computacional del modelo aerodinámico, simulan sólo un tercio del rotor (para turbinas de tres palas) con condiciones de borde periódicas sobre el dominio considerado, lo cual implica una cierta simetría axial en el fenómeno que obliga a despreciar efectos de capa límite terrestre, interacción aerodinámica con la torre, vientos cruzados, entre otros. Sicklinger et al. (2015) hacen especial énfasis en el método de vinculación (Interface Jacobian-based Co-Simulation Algorithm, IJCSA ; Sicklinger et al., 2014), utilizando un modelo de CFD tipo RANS para la parte aerodinámica y un modelo estructural simplificado del rotor (cuerpo rígido), lo que les permite captar la dinámica mínima necesaria para introducir un módulo de control.

5. CONCLUSIONES

El enfoque de co-simulación tiene la ventaja de permitir vincular diferentes simuladores como módulos de una herramienta general para abordar problemas complejos y multidisciplinarios haciendo uso de los métodos más adecuados para cada subdominio interviniente. Más aún, brinda la posibilidad de alternar entre diferentes modelos para un mismo subproblema dependiendo de los objetivos perseguidos en cada análisis, esto sin modificar la estructura general y las implementaciones correspondientes a los demás módulos. Estas características lo vuelven el enfoque adecuado para el análisis de turbinas eólicas debido a la gran cantidad de fenómenos intervinientes (elasticidad, aerodinámica, hidrodinámica, interacción suelo estructura, ingeniería de viento, generación eléctrica, teoría de control, entre otros) y a las diferencias existentes entre las varias etapas de desarrollo y diseño del producto.

Con respecto a los modelos utilizados para el análisis aeroelástico, es clara la tendencia de las herramientas destinadas al uso industrial a hacer énfasis en tiempos de análisis numérico extremadamente cortos, lo que requiere en un bajo costo computacional. Esto implica el uso de modelos simplificados que difícilmente captan todos los fenómenos de importancia asociados a la aeroelasticidad de *grandes* turbinas, en especial para etapas avanzadas de diseño. El modelo aerodinámico es fundamentalmente la teoría BEM con correcciones, mientras que como modelo estructural se utiliza alguna teoría de vigas que, en algunos casos, puede llegar a contemplar grandes deformaciones a través del uso de modelos de elementos finitos tipo GEBT o de la elección de un enfoque de MBD.

Algunos trabajos académicos implementan teorías más avanzadas. Los modelos aerodinámicos basados en distribución de singularidades representan un excelente equilibrio entre costo computacional y generalidad en la representación ya que permiten incorporar efectos de flujo tridimensional y no estacionario con mucha más naturalidad que con la teoría BEM y a un costo mayor, pero razonable. El uso de técnicas de CFD tiene grandes limitaciones debido al gran costo computacional; en general se utilizan modelos RANS y se realizan reducciones del dominio que obliga a despreciar efectos de importancia como la interacción aerodinámica de las palas con la torre. El uso de elementos finitos de láminas para el modelo estructural está prácticamente restringido a la determinación de propiedades mecánicas reducidas (en general, para modelos de vigas) o a la determinación de tensiones y deformaciones a partir del comportamiento global calculado con alguna teoría simplificada. En esta revisión bibliográfica sólo se hallaron dos trabajos en los que las palas se representan con modelos de láminas en las simulaciones aeroelásticas; sólo en uno de ellos se utiliza un modelo aerodinámico avanzado (CFD), pero el método de interacción es unidireccional.

Con respecto a los métodos para vincular los modelos, en el área de mecánica computacional

se hace hincapié en técnicas ad-hoc para transferir información entre mallas con topologías y naturalezas diferentes (el aspecto espacial), mientras que se colocan en un segundo plano los algoritmos de co-simulación (lo que abarca fundamentalmente el aspecto temporal). De esta manera se logran soluciones que conservan adecuadamente cantidades físicas de interés (como las cargas totales, la energía del sistema y movimientos de cuerpo rígido), pero es difícil evaluar las características de estabilidad y convergencia de los algoritmos resultantes inducidos por la vinculación de simuladores independientes.

En términos muy breves puede decirse que para el análisis aeroelástico de turbinas eólicas aisladas existen técnicas simplificadas (válidas en etapas iniciales de diseño), de bajo costo computacional y bien establecidas, tanto en el ámbito académico como en el industrial. En contraposición, se observa un claro déficit respecto a herramientas numéricas necesarias para etapas avanzadas de desarrollo, especialmente de *grandes* turbinas cuyas dimensiones y características mecánicas obligan a considerar grandes deformaciones, comportamiento material complejo, aerodinámica no-lineal y fenómenos de interacción fluido-estructura. De manera similar, es necesario profundizar el avance en técnicas para estudiar fenómenos de interacción entre turbinas instaladas en parques eólicos.

El desarrollo de técnicas para analizar turbinas individuales debe orientarse a la vinculación de modelos avanzados en esquemas de bajo costo computacional que sean competitivos en el ámbito industrial. Respecto a los modelos aerodinámicos, generalizar el uso de técnicas de CFD con modelos RANS sería el primer escalón y una tarea de por sí desafiante debido a las múltiples complicaciones asociadas, fundamentalmente al costo de cálculo y a la deformación de la grilla aerodinámica, que en este tipo de problemas se vuelve imperativo. Sin embargo, esto permitiría captar con mucha mejor precisión las condiciones del flujo cercanas a la superficie de las palas, especialmente captar el desprendimiento de la capa límite. Estos fenómenos son de especial importancia en la zona externa donde se presentan vórtices de puntera y vibraciones de gran amplitud. Si bien las cargas no son particularmente altas en esta zona, la distancia al eje del rotor conlleva que produzcan un importante aporte al momento resultante sobre el mismo. La distribución de cargas y su variación temporal tienen una enorme influencia sobre la estabilidad y el control de la estructura y, finalmente, sobre el rendimiento en la producción de energía.

Modelos estructurales detallados (modelos de láminas) son necesarios, no sólo para estimar mejor los desplazamientos localizados de la superficie de las palas, lo cual tiene influencia directa sobre las cargas aerodinámicas y la estabilidad estructural, sino también para poder simular mejor el comportamiento material, aún con técnicas que consideren material homogéneo. Potencialmente, estos modelos proveerían la base adecuada para simular técnicas de monitoreo y control con sensores y actuadores distribuidos, lo cual resulta impráctico en modelos con propiedades condensadas sobre una línea.

Simulaciones inestacionarias son necesarias ya que es imposible captar ciertos fenómenos de interés con un análisis estacionario. Esto implica mayores exigencias de costo de cálculo que deben ser abordadas implementando técnicas de computación de alto desempeño, para lo que se requiere la disponibilidad de hardware adecuado, el desarrollo de software capaz de beneficiarse de él y la idoneidad de los usuarios para su correcto aprovechamiento.

La interacción de turbinas en parques eólicos está relacionada fundamentalmente a un problema aerodinámico en el que deben simularse grandes dominios con un gran nivel de detalle. La primera limitación es el costo de cómputo. Sin embargo, atendiendo a que lo importante es tener una estimación razonable del desarrollo de las estelas detrás de cada turbina, se pueden utilizar métodos simplificados como el modelo del disco actuador o métodos basados en distribución de singularidades que permitirían captar los principales fenómenos con recursos y en

tiempos aceptables.

Así como los progresos en técnicas de computación de alto desempeño y de paradigmas de programación para desarrollo colaborativo de software, los recientes avances en el análisis de métodos numéricos inducidos por la vinculación de simuladores individuales deben ser explotados en los proyectos enmarcados en el área de mecánica computacional para lograr técnicas que sean confiables, eficientes y sostenibles a largo plazo.

REFERENCIAS

- Ashuri T. y Zhang J. Compsim: Cross sectional modeling of geometrical complex and inhomogeneous slender structures. *SoftwareX*, 6:155 – 160, 2017. ISSN 2352-7110. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.softx.2017.04.003>.
- Beckert A. y Wendland H. Multivariate interpolation for fluid-structure-interaction problems using radial basis functions. *Aerospace Science and Technology*, 5:125–134, 2001.
- Bernardi C., Maday Y., y Patera T. A new non-conforming approach to domain decomposition; the mortar element method. *Nonlinear Partial Differential Equations and their Applications*, 11:13–51, 1994.
- Bir G.S. *Users Guide to PreComp (Pre-Processor for Computing Composite Blade Properties)*. National Renewable Energy Laboratory, 1617, Cole Blvd, Golden, CO 80401, 2005.
- Blasques J.P. *Optimal Design of Laminated Composite Beams*. Tesis de Doctorado, Department of Mechanical Engineering - Technical University of Denmark, 2011.
- Blasques J.P. *User's manual for BECAS. A cross section analysis tool for anisotropic and inhomogeneous beam sections of arbitrary geometry*. Technical University of Denmark - Risoe National Laboratory for Sustainable Energy - Wind Energy Division, 2012.
- Boris J.P. y Book D.L. Flux-corrected transport. i. SHASTA, a fluid transport algorithm that works. *Journal of Computational Physics*, 11:38 – 69, 1973.
- Bossanyi E.A. *GH Bladed Theory Manual*. Garrad Hassan and Partners Ltd, 2003.
- Buhmann M.D. *Radial Basis Functions: Theory and Implementations*. Cambridge University Press, 2003.
- Carrera E. Historical review of Zig-Zag theories for multilayered plates and shells. *Applied Mechanics Reviews*, 56:298–308, 2003.
- Cebral J. y Löhner R. Conservative load projection and tracking for fluid-structure problems. *AIAA Journal*, 35(4):687–692, 1997.
- Chen H., Yu W., y Capellaro M. A critical assessment of computer tools for calculating composite wind turbine blade properties. *Wind Energy*, 13(6):497–516, 2010. ISSN 1099-1824. doi:10.1002/we.372.
- Chen P. y Jadic I. Interfacing of fluid and structural models via innovative structural boundary element method. *AIAA Journal*, 36 (2):282–286, 1998.
- Cirak F. y Ortiz M. Fully c1-conforming subdivision elements for finite deformations thin-shell analysis. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 51:816–833, 2001.
- Cummings R., Mason W., Morton S., y McDaniel D. *Applied Computational Aerodynamics: A Modern Engineering Approach*. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press, 2015. ISBN 9781316240298.
- DTU Wind Energy. Horizontal axis wind turbine simulation code 2nd generation HAWC2. 2017.
- Dung T. y Wells G. Geometrically nonlinear formulation for thin shells without rotation degrees of freedom. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 197:2778–2788, 2008.

- Dvorkin E. y Bathe K. A continuum based four-node shell element for general nonlinear analysis. *Engineering Computations*, 1:77–88, 1984.
- Farhat C. y Lesoinne M. Two efficient staggered algorithms for the serial and parallel solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 182(3):499 – 515, 2000. ISSN 0045-7825. doi:[http://dx.doi.org/10.1016/S0045-7825\(99\)00206-6](http://dx.doi.org/10.1016/S0045-7825(99)00206-6).
- Farhat C., Lesoinne M., y Le Tallec P. Load and motion transfer algorithms for fluid-structure interaction problems with non-matching discrete interfaces: Momentum and energy conservation, optimal discretization, and application to aeroelasticity. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 157:95–114, 1998.
- Flores F. Development of a non-linear triangular prism solid-shell element using ANS and EAS techniques. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 266:81–97, 2013.
- Flores F. Implementation of the refined zigzag theory in shell elements with large displacements and rotations. *Composite Structures*, 118:560–570, 2014.
- Flores F. A simple reduced integration hexahedral solid-shell element for large strains. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 303:260–287, 2016.
- Flores F., Nallim L., y Oller S. Formulation of solid-shell finite elements with large displacements considering different transverse shear strains approximations. *Finite Elements in Analysis and Design*, 130:39–52, 2017.
- Glauert H. *Airplane Propellers*, páginas 169–360. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 1935. ISBN 978-3-642-91487-4. doi:10.1007/978-3-642-91487-4_3.
- Gomes C., Thule C., Broman D., Larsen P.G., y Vangheluwe H. Co-simulation: State of the art. *CoRR*, abs/1702.00686, 2017.
- Hansen M.O.L., Sørensen J.N., Voutsinas S., Sørensen N., y Madsen H.A. State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity. *Progress in Aerospace Sciences*, 42(4):285 – 330, 2006.
- Hau E. *Wind Turbines - Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. Springer Berlin Heidelberg New York, 2nd ed. edición, 2005. ISBN-13: 978-3540242406.
- Hodges D. *Nonlinear Composite Beam Theory*. Progress in astronautics and aeronautics. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. ISBN 9781563476976.
- Iurlaro L., Gherlone M., Di Sciuva M., y Tessler. Refined Zigzag Theory for laminated composite and sandwich plates derived from Reissner's Mixed Variational Theorem. *Composite Structures*, 133:809–817, 2015.
- Jiao X. y Heath M.T. Common-refinement-based data transfer between non-matching meshes in multiphysics simulations. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 61:2420–2427, 2004.
- Johnson W. *Helicopter Theory*. Dover Books on Aeronautical Engineering Series. Dover Publications, 1994. ISBN 9780486682303.
- Jonkman B. y Jonkman J. Fast v8.16.00a-bjj. Informe Técnico, National Renewable Energy Laboratory (NREL), 2016.
- Jonkman B.J. y Jonkman J.M. Addendum to the Users Guides for FAST, A2AD, and AeroDyn. Informe Técnico, National Renewable Energy Laboratory (NREL), 2013.
- Jonkman J.M. y Buhl M.L.J. *FAST User's Guide*. National Renewable Energy Laboratory, 2005.
- Kalmar-Nagy T. y Stanciulescu I. Can complex systems really be simulated? *Applied Mathematics and Computation*, 227:199 – 211, 2014. ISSN 0096-3003. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.amc.2013.11.037>.

- Katz J. y Plotkin A. *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press, 2001. ISBN 9780521665520.
- Kirchhoff G. Über das gleichgewicht und die bewegung einer elastischen scheinbe. *Journal für die reine und Angewandte Mathematik*, 40:51–88, 1850.
- Laino D.J. y Hansen A.C. *USER'S GUIDE to the Computer Software Routines AeroDyn Interface for ADAMS®*. Woodward Engineering, LC - National Renewable Energy Laboratory, 2001.
- Löhner R., Haug E., Michalski A., Muhammad B., Drego A., Nanjundaiah R., y Zarfam R. Recent advances in computational wind engineering and fluidstructure interaction. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 144:14 – 23, 2015. ISSN 0167-6105. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2015.04.014>. Selected papers from the 6th International Symposium on Computational Wind Engineering CWE 2014.
- Lindenburg C. *PHATAS Release NOV-2003 and APR-2005 USERS MANUAL - Program for Horizontal Axis wind Turbine Analysis and Simulation*. Energy research Centre of the Netherlands, ECN, 2005.
- Mantari J., Oktem A., y Guedes Soares C. A new trigonometric shear deformation theory for isotropic, laminated composite and sandwich plates. *International Journal of Solids and Structures*, 49(1):43–53, 2012.
- Massa J.C. y Barbero E.J. A strength of materials formulation for thin walled composite beams with torsion. *Journal of composite material*, 32:1560 – 1594, 1998.
- Maza M.S., Flores F.G., y Preidikman S. Interacción fluido-estructura, no-estacionaria y no-lineal, con modelos de flujo potencial y estructuras de vigas. *Mecánica Computacional*, XXXI:771–795, 2012.
- Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. Algoritmos para transferir datos entre grillas aerodinámicas y mallas estructurales: una revisión de las diferentes alternativas para la aeroelasticidad computacional. *Mecánica Computacional*, XXIX:1257–1273, 2010.
- Maza M.S., Preidikman S., y Flores F.G. Unsteady and non-linear aeroelastic analysis of large horizontal-axis wind turbines. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39:8813 – 8820, 2014. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2013.12.028>.
- Meier C., Wall W.A., y Popp A. Geometrically exact finite element formulations for curved slender beams: Kirchhoff-love theory vs. simo-reissner theory. *arXiv preprint arXiv:1609.00119*, 2016.
- Mikkelsen R. y Sørensen J. *Actuator Disc Methods Applied to Wind Turbines*. Tesis de Doctorado, 2004.
- Moriarty P.J. *Aerodyn theory manual*. Informe Técnico, National Renewable Energy Laboratory (NREL), 2005.
- MSC Software. *Adams - the multibody dynamics simulation solution*. Website, 2017. <http://www.mscsoftware.com/product/adams>.
- Murti V. y Valliappan S. Numerical inverse isoparametric mapping in remeshing and nodal quantity contouring. *Computers & Structures*, 22:1011–1021, 1986.
- Murti V., Wang Y., y Valliappan S. Numerical inverse isoparametric mapping in 3D FEM. *Computers & Structures*, 29:611–622, 1988.
- NREL. National Renewable Energy Laboratory. 2017. www.nrel.gov.
- Oñate E. y Flores F. Advances in the formulation of the rotation-free basic shell triangle. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 194:2406–2443, 2005.
- Petersen J.T. *Horizontal Axis Wind turbine simulation Code 2nd generation (HAWC2)*. 2017. <http://www.hawc2.dk/hawc2-info>.

- Rafiee R., Tahani M., y Moradi M. Simulation of aeroelastic behavior in a composite wind turbine blade. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 151:60 – 69, 2016. ISSN 0167-6105. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2016.01.010>.
- Rango R., Nallim L., y Oller S. Formulation of enriched macro elements using trigonometric shear deformation theory for free vibration analysis of symmetric laminated composite plate assemblies. *Composite Structures*, 119:38–49, 2015.
- Reddy J. y Robbins D. Theories and computational models for composite laminates. *Applied Mechanics Reviews*, 47:147–165, 1994.
- Reissner E. The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates. *Journal of Applied Mechanics*, 12:69–79, 1945.
- Savenije F. y Peeringa J. Aero-elastic simulation of offshore wind turbines in the frequency domain. Informe Técnico, Energy Research Center of the Netherlands (ECN), 2009.
- Schwarze M. y Reese S. A reduced integration solid-shell finite element based on the EAS and the ANS concept—large deformation problems. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 85:289–329, 2011.
- Sicklinger S., Belsky V., Engelmann B., Elmquist H., Olsson H., Wüchner R., y Bletzinger K.U. Interface jacobian-based co-simulation. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 98(6):418–444, 2014. ISSN 1097-0207. doi:10.1002/nme.4637.
- Sicklinger S., Lerch C., Wüchner R., y Bletzinger K.U. Fully coupled co-simulation of a wind turbine emergency brake maneuver. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 144:134 – 145, 2015. ISSN 0167-6105. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2015.03.021>. Selected papers from the 6th International Symposium on Computational Wind Engineering CWE 2014.
- Siemens. NX Nastran - The Premier FEA Solver for Structural Simulation. 2017. <https://www.plm.automation.siemens.com/en/products/simcenter/nastran/>.
- Simo J. y Vu-Quoc L. A three-dimensional finite-strain rod model. part II: Computational aspects. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 58:79–116, 1986.
- Tan X. y Vu-Quoc L. Optimal solid shell element for large deformable composite structures with piezoelectric layers and active vibration control. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 64:1981–2013, 2005.
- Tessler A., Di Sciuva M., y Gherlone M. A consistent refinement of first-order shear deformation theory for laminated composite and sandwich plates using improved zigzag kinematics. *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, 5:341–367, 2010.
- The Knowledge Centre Wind turbine Materials and Constructions (WMC). Focus6. 2017. <http://www.wmc.eu/focus6.php>.
- UpWind Project. UpWind - design limits and solutions for very large wind turbines - a 20 MW turbine is feasible. 2011. Supported by: The Sixth Framework Programme for Research and Development of the European Commission (FP6).
- Versteeg H. y Malalasekera W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. Pearson Education Limited, 2007. ISBN 9780131274983.
- Vollan A. Garos. 2017. <http://www.aerofem.com/en/software/garos/>.
- Wang L., Liu X., y Kolios A. State of the art in the aeroelasticity of wind turbine blades: Aeroelastic modelling. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 64:195 – 210, 2016a. ISSN 1364-0321. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.rser.2016.06.007>.
- Wang L., Liu X., Renevier N., Stables M., y Hall G.M. Nonlinear aeroelastic modelling for wind turbine blades based on blade element momentum theory and geometrically exact beam theory. *Energy*, 76:487 – 501, 2014. ISSN 0360-5442. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.energy>.

2014.08.046.

- Wang L., Quant R., y Kolios A. Fluid structure interaction modelling of horizontal-axis wind turbine blades based on CFD and FEA. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 158:11 – 25, 2016b. ISSN 0167-6105. doi:<http://dx.doi.org/10.1016/j.jweia.2016.09.006>.
- Wang Q., Jonkman J., Sprague M., y Jonkman B. *BeamDyn Users Guide and Theory Manual*. National Renewable Energy Laboratory, 2016c.
- Wendland H. Piecewise polynomial, positive definite and compactly supported radial basis functions of minimal degree. *Advances in computational Mathematics*, 4:389–396, 1995.
- Wendland H. *Scattered data approximation*. Cambridge University Press, 2005.
- Wilcox D. *Turbulence Modeling for CFD*. número v. 1 En Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, 2006. ISBN 9781928729082.
- Yu W. *VABS Manual for Users*. Utah State University Technology Commercialization Office - Georgia Institute of Technology Research Cooperation, 2012.
- Zhang P. y Huang S. Review of aeroelasticity for wind turbine: Current status, research focus and future perspectives. *Frontiers in Energy*, 5(4):419–434, 2011. ISSN 1673-7504. doi: [10.1007/s11708-011-0166-6](http://dx.doi.org/10.1007/s11708-011-0166-6).