

EVALUACIÓN AEROELÁSTICA DE GENERADORES EÓLICOS

JUAN GUILLERMO GARCÍA NAVARRO

Trabajo de grado para optar al título de Magíster en Sistemas Energéticos

Director

CESAR NIETO LONDOÑO

IM, MSc, PhD

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA

ESCUELA DE INGENIERÍAS

MAESTRÍA EN INGENIERÍAS

MEDELLÍN

2013

*Este trabajo está dedicado a mi papá, mi
mamá, mi hermano, mis tías y mi
novia. Lo más importante que
tengo en mi vida.*

AGRADECIMIENTOS

De nuevo quiero agradecer a toda mi familia que ha sido muy importante en todo mi proceso de formación, sin ella no estaría escribiendo estas palabras.

También quiero agradecer a cada una de las personas que aportaron sus conocimientos para que este trabajo pudiera llegar a su feliz término, Diego Hidalgo, Andres Tabares, Julián Sierra y otras personas que de una forma u otra me colaboraran durante este proyecto. Además a los grupos de investigación en Energía y Termodinámica e Ingeniería Aeroespacial por lo espacios y los equipos facilitados para desarrollar este proyecto.

Especialmente quiero agradecer a mi director Cesar Nieto, no solo por su importante aporte dentro de este trabajo sino por todo el apoyo y la motivación que he recibido de él durante mi formación profesional.

CONTENIDO

RESUMEN	9
INTRODUCCIÓN	10
1. MARCO TEÓRICO.....	13
1.1. AEROELASTICIDAD.....	13
1.1.1. Divergencia.....	14
1.1.2. <i>Flutter</i>	16
1.1.3. Pérdida dinámica.....	17
1.2. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)	18
1.2.1. Ecuaciones que gobiernan el flujo del fluido	19
1.2.2. Ecuación de turbulencia SST $\kappa - \omega$	19
1.2.3. Función de pared.....	21
1.3. ANALISIS ESTRUCTURAL	21
1.3.1. Teoría de laminado	22
1.3.2. Método de elementos finitos.....	26
1.3.3. Análisis de elementos finitos con sistemas CAE.....	30
1.4. INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURAL	31
1.4.1. Manejo del acople.....	32
1.4.2. Transferencia de datos.....	34
2. ESTADO DEL ARTE	37
2.1. FLUIDOS.....	38
2.2. ESTRUCTURAS	39
2.3. AEROELASTICIDAD.....	41
3. ESQUEMAS Y METODOS DE EVALUACIÓN PARA SIMULACIONES FSI DE AEROGNERADORES .	44

3.1.	METODOLOGÍA DE EVALUACIÓN AERODINÁMICA	44
3.1.1.	Condiciones generales de la simulación.....	45
3.1.2.	Simulación y estudio de malla.....	47
3.1.3.	Resultados	49
3.2.1.	Viga simplemente soportada bajo carga distribuida (Caso 1)	51
3.2.2.	Viga en cantiléver (Caso 2)	52
3.2.3.	Pala de aerogenerador	53
3.3.	METODOLOGÍA DE EVALUACIÓN PARA LA INTERACCION FLUIDO ESTRUCTURAS.....	58
4.	INTERACCION FLUIDO ESTRUCTURA SOBRE LA PALA DE UN AEROGENERADOR	61
4.1.	CONDICIONES DE SIMULACIÓN.....	61
4.2.	ANÁLISIS Y RESULTADOS	63
5.	CONCLUSIONES	68
	BIBLIOGRAFÍA.....	70

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Triangulo de Collar (Hulshoff, 2010)	14
Figura 2. Sección típica de un problema de divergencia (Hulshoff, 2010).....	15
Figura 3. Ilustración del movimiento de <i>flutter</i> (Hulshoff, 2010)	17
Figura 4. Coeficiente de sustentación para condiciones de pérdida dinámica estática y dinámica (Larsen, et al., 2007).....	17
Figura 5. Rotación sobre los ejes principales <i>s</i> y <i>z</i> (Jones, 1999).....	22
Figura 6. Notación de las capas del laminado	25
Figura 7. Barra de elemento de dos nodos (Boeraeve, 2010).....	26
Figura 8. Diagrama de flujo de la secuencia entre el servicio de acople y los participantes (ANSYS, 2011)	33
Figura 9. Detalle del proceso para el servicio de acople y los participantes (ANSYS, 2011).....	33
Figura 10. Mapeo de la Interfaz de Malla General (ANSYS, 2011).....	35
Figura 11. Torque aerodinámico en función del tiempo para una pala rígida y flexible (Bazilevs, et al., 2010).....	42
Figura 12. NREL PHASE VI, cuerda (a) y torsión (b)	45
Figura 13. NREL PHASE VI, pala (a) y volumen (b).....	46
Figura 14. Dimensiones de los dominios.....	46
Figura 15. Condiciones de frontera	47
Figura 16. Torque vs Velocidad del viento	50
Figura 17. Empuje vs Velocidad del viento	50
Figura 18. Dimensiones y condiciones de frontera de viga tipo I (Caso 1)	51
Figura 19. Estudio de malla	52
Figura 20. Dimensiones y condiciones de frontera de viga tipo I (Caso 2)	53
Figura 21. NPS-100 cuerda (a) y torsión (b)	54
Figura 22. NPS-100	55
Figura 23. Segmentos de la cuerda	55
Figura 24. Secciones de la pala.....	56
Figura 25. Cargas	56
Figura 26. Esquema del caso	59
Figura 27. Desplazamiento vs tiempo	59
Figura 28. Dominio del fluido (a) y de la estructura (b)	62

Figura 29. Tiempo vs Torque a 10 m/s (a), 14,5m/s (b), 20m/s (c) y 25m/s (d).....	64
Figura 30. Tiempo vs Torque a 10m/s.....	65
Figura 31. Tiempo vs Desplazamiento en la punta a 10 m/s (a), 14,5m/s (b), 20m/s (c) y 25m/s (d)	67

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Velocidad 7m/s	48
Tabla 2. Velocidad 20.1m/s	48
Tabla 3. Tiempo de simulación (800 iteraciones)	49
Tabla 4. Propiedades elásticas fibra de vidrio – epóxica.....	51
Tabla 5. Resultados de máxima deformación (cm)	52
Tabla 6. Desplazamiento vertical (cm)	53
Tabla 7. Propiedades materiales de la pala (Cárdenas, et al., 2011)	55
Tabla 8. Casos de cargas estáticas (mm).....	57
Tabla 9. Resultados de los casos evaluados	57
Tabla 10. Frecuencias modales (Hz)	58
Tabla 11. Puntos de evaluación.....	63
Tabla 12. Evaluación del torque	65
Tabla 13. Oscilación de la punta de la pala en la dirección X.....	66
Tabla 14. Costo de la energía producida	66

RESUMEN

Se presenta el estudio aeroelástico de las palas de un aerogenerador bajo diferentes condiciones de operación. Dicho estudio se concentra en analizar la interacción fluido estructura sobre la pala de un aerogenerador fabricado en materiales compuestos. Este análisis se desarrolla completamente mediante simulación numérica, el fenómeno aerodinámico se evalúa mediante el método de volúmenes finitos y para el análisis de la estructura se utiliza elementos finitos. Después se utiliza un acople que permita una comunicación entre los resultados de los dos métodos. Todo este estudio se basa en el programa comercial ANSYS.

Antes de realizar dicho análisis se hace una revisión de la teoría de aeroelasticidad y la teoría básica de laminación, así como de los métodos numéricos utilizados para realizar las simulaciones. Del mismo modo se presenta el estado del arte de evaluación aeroelástica en aerogeneradores, concentrando la búsqueda en el tipo de métodos numéricos utilizados y haciendo énfasis en sus ventajas y desventajas.

Después se muestran las validaciones realizadas para garantizar el correcto funcionamiento de las simulaciones mediante las metodologías utilizadas. Se realizan simulaciones independientes para simular la aerodinámica del aerogenerador, la estructura y el sistema de acople entre los dos anteriores. Adicionalmente se realiza una validación de las frecuencias modales de la estructura de la pala.

Dentro de la simulación aeroelástica final del aerogenerador se calculan los desplazamientos máximos de la punta de pala y el torque generado. Este resultado es comparado con el obtenido mediante la simulación aerodinámica del mismo aerogenerador que no tiene en cuenta los efectos estructurales. Esta evaluación muestra que la potencia del aerogenerador evaluado disminuye cuando se tienen en cuenta las deformaciones estructurales. Del mismo modo se predice un posible problema de resonancia en la estructura.

Por otro lado se encuentra que las herramientas computacionales utilizadas muestran resultados con precisiones aceptables pero con un alto costo computacional que no resultan adecuados para las primeras etapas de diseño.

PALABRAS CLAVES: AEROGENERADOR, AERODINÁMICA, MATERIALES COMPUESTOS, ESTRUCTURAS, VOLÚMENES FINITOS, ELEMENTOS FINITOS, INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURA, VALIDACIÓN, AEROELASTICIDAD.

INTRODUCCIÓN

El consumo de energía mundial durante el 2012 fue de 12500 millones de toneladas equivalentes de petróleo, de los que el 87% se obtuvo de recursos no renovables, principalmente petróleo, gas natural y carbón los que durante su combustión generan grandes cantidades de residuos contaminantes (IER, 2013). Se estima que durante el 2010 se emitieron 30000 millones de toneladas de CO₂, lo que demuestra un claro problema de contaminación evidenciando un continuo deterioro del medio ambiente (IEA, 2012). Los países han buscado maneras de mitigar estos efectos, convirtiendo las tecnologías de generación tradicionales más eficientes y buscando fuentes alternativas de generación que reemplacen los antiguos procesos. Las fuentes renovables son una alternativa limpia de transformación de energía, entre las que se destacan la energía eólica, solar, geotérmica, biomasa, mareomotriz entre otras. Sin embargo estas tecnologías están lejos de reemplazar las fuentes tradicionales ya que su costo de implementación sigue siendo elevado. Las estadísticas de consumo de energía muestran que en el 2012 solo el 2% vino de fuentes renovables no hidroeléctricas (IER, 2013).

El objetivo a mediano plazo es aumentar la participación en el mercado de las fuentes renovables, lo que se logra reduciendo sus costos. Cada una de las nuevas tecnologías ha buscado siempre este norte; la energía eólica en particular, ha mostrado un fuerte crecimiento durante los últimos años, su capacidad instalada creció 20% cada año durante la última década, lo que le ha permitido posicionarse como una de las energías alternativas con mayor aceptación en el mundo (GWEC, 2013). Se habla además, que para el 2016 la electricidad producida por generadores eólicos en altamar será más económica que la producida mediante carbón o gas (BNEF, 2011). No obstante se debe seguir mejorando esta tecnología para que cada día sea más viable. Si se evalúa el costo de implementación de la energía eólica se encuentra que esta solo es factible para ciertos países y regiones por sus condiciones industriales y disponibilidad del recurso. De estos costos, el 75% de la inversión en una granja eólica se relaciona con los costos de manufactura, y de este porcentaje un 18% está asociado a la construcción de las palas de la turbinas (EWEA, 2003).

Las palas definen el desempeño real del aerogenerador, por lo tanto una mejora en su diseño tendrá un efecto directo sobre el costo de la energía. Desde la parte técnica esto se puede lograr haciendo palas más confiables, livianas, eficientes y que requieran menos material. Por lo tanto para el diseño de estos componentes es necesaria una evaluación integral. Entre las aproximaciones existentes para realizar esta tarea se encuentra la aeroelasticidad, que estudia y evalúa el desempeño simultáneo de una estructura desde la aerodinámica, la mecánica y la resistencia de materiales. Esta ciencia nació en el campo aeroespacial, sin embargo su aplicación se ha extendido a diferentes ramas de la ingeniería, como la energía eólica, que hereda muchos de los problemas aeroelásticos presentes en las aeronaves (Rasmussen, et al., 2003).

Para la evaluación aeroelástica de generadores eólicos como en la mayoría de los fenómenos físicos se puede analizar básicamente desde tres frentes: experimentación, evaluación teórica y simulación numérica. La experimentación permite medir en tiempo real y documentar los fenómenos involucrados dentro de los aerogeneradores. Laboratorios como RISØ DTU (*National Laboratory for Sustainable Energy* en inglés) y NREL (*National Renewable Energy Laboratory* en inglés) han logrado una amplia documentación sobre diferentes temas relacionados con generadores eólicos (Risø , 2005). Sin embargo la tarea realizada por estas instituciones resulta lo suficientemente costosa y a veces limitada, como para que cada vez que se diseñe y construya un nuevo generador no sea factible hacer experimentación. Por otro lado para países donde no existe una industria aeronáutica instalada como Colombia, resulta inviable este modo de evaluación. Por lo tanto la simulación computacional ha facilitado la apertura de posibilidades que permitan diseñar y analizar generadores eólicos. Estas herramientas permiten evaluar de una manera más rápida, económica y confiable el desempeño de los generadores; resolviendo problemas aeroelásticos de una manera cada vez más acertada debido a que los modelos matemáticos simulan de un modo más preciso la física del fenómeno (Rasmussen, et al., 2003). Es por ello que los grandes avances en los últimos años se han logrado de la mano de estas herramientas computacionales.

Por lo anterior, se busca realizar una evaluación aeroelástica mediante la utilización de herramientas computacionales disponibles que permitan evaluar estructuras aerodinámicas tales como generadores eólicos; y que además permitan estudiar de manera virtual temas que poco se han desarrollado en Colombia (Lain, et al., 2004), apropiándose de conocimiento que busquen ser el punto de partida para futuras investigaciones y desarrollos. Además, el estudio a realizar permitirá complementar los estudios sobre eficiencia aerodinámica en generadores eólicos realizados dentro de los grupos de Investigación de Energía y Termodinámica (GET) y Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana.

En el presente trabajo se realizó la evaluación aeroelástica de un aerogenerador acompañado de un estudio de profundización en esta disciplina. La metodología se estructuró utilizando el programa de análisis multi-físico ANSYS. Este permite evaluar el desempeño aerodinámico y estructural en aerogeneradores; adicionalmente se puede analizar la interacción fluido estructura (FSI). Para la evaluación aerodinámica se utilizó el código de volúmenes finitos ANSYS Fluent; la estructura se evaluó mediante ANSYS Mechanical que utiliza el método de elementos finitos. Se validó la metodología de evaluación aerodinámica y la estructural de manera independiente para realizar el estudio FSI mediante la herramienta ANSYS Coupling. Esta tercera etapa permitió calcular la deflexión de la estructura seleccionada debido a las cargas fluido dinámica y evaluar el efecto sobre el torque aerodinámico del aerogenerador asociada a la modificación impuesta en la geometría de las palas.

El documento a continuación se divide en cuatro capítulos. El primer capítulo se concentra en el marco teórico, donde se revisan los conceptos fundamentales para entender los fenómenos involucrados dentro de este problema y los métodos numéricos utilizados para la evaluación del problema. Por tanto, se profundiza en la teoría de aeroelasticidad, la teoría básica de laminación en compuestos, el método de elementos finitos, volúmenes finitos y el sistema para el acoplamiento fluido estructura. Dentro del segundo capítulo se hace una revisión del estado del arte de aeroelasticidad en aerogeneradores y en estructuras similares. Se hace énfasis en los programas computacionales que han sido utilizados para la evaluación aerodinámica, estructural y

FSI de estos sistemas. En el tercer capítulo se entra a desarrollar todas las validaciones pertinentes para asegurar una correcta aproximación del problema aeroelástico a simular. Para lo que se simula de manera independiente cada sistema. Primero se valida la simulación aerodinámica de un aerogenerador. Luego, en la parte estructural se comparan los desplazamientos de vigas fabricadas en compuestos, sometidas a cargas. En esta parte también se evalúan los desplazamientos de una pala construida en materiales compuestos sometida a diferentes cargas. Finalmente, se valida el procedimiento para la evaluación FSI para lo que se simula un fenómeno en dos dimensiones. En el cuarto y último capítulo se realiza la evaluación FSI de un aerogenerador bajo distintos puntos de operación. Calculando el cambio en su desempeño aerodinámico al evaluarlo frente a una simulación donde se considera una estructura completamente rígida.

1. MARCO TEÓRICO

Los problemas de interacción fluido-estructura abarcan gran cantidad de aplicaciones y requieren de análisis de alta complejidad ya que demandan de una gran variedad de disciplinas para analizar los fenómenos que pueden estar ocurriendo en un solo sistema. Es por ello que dentro de este capítulo se van a estudiar diferentes temas que son relevantes para el entendimiento y el análisis aeroelástico de las palas de un aerogenerador y su efecto sobre el desempeño de este tipo de sistemas.

Inicialmente se hace una revisión de los conceptos básicos y fenómenos aeroelásticos más comunes dentro de aerogeneradores. Después se describen los temas que soportan el análisis numérico que se va a desarrollar, donde se encuentra el análisis fluido dinámico mediante el método de volúmenes finitos que será utilizado para solucionar la aerodinámica del aerogenerador. Seguidamente se presenta la evaluación estructural, donde se profundiza en la teoría básica de materiales compuestos. Finalmente se menciona el método de elementos finitos que permite evaluar numéricamente la mecánica estructural de las palas del aerogenerador. Finalmente se hace una presentación de los modelos de acople, empleados para unir ambos fenómenos, fluido-estructura y permitir la interacción entre los mismos.

1.1. AEROELASTICIDAD

Dentro una estructura sometida a un flujo de aire existe una interacción inherente entre dos campos físicos, aerodinámica y estructural. Es evidente que un diseño que solo defina consideraciones aerodinámicas conllevará al desarrollo de una estructura poco resistente; del mismo modo un diseño enfocado al análisis estructural será ineficiente en términos aerodinámicos. Por lo tanto, para llegar al equilibrio entre ambas áreas es necesario aplicar conceptos en una línea transversal que evalúe de manera efectiva la interacción fluido-estructural durante el desarrollo de sistemas de ingeniería como es el caso de los aerogeneradores.

La aeroelasticidad analiza la respuesta dinámica de estructuras elásticas ante fuerzas aerodinámicas e inerciales. En otras palabras, evalúa el desplazamiento de una estructura en función de las fuerzas que actúan sobre ella y simultáneamente calcula las fuerzas resultantes debidas a la deformación de la estructura. Su aplicación se puede resumir en el esquema presentado en la Figura 1 donde se observan las fuerzas dominantes y el tipo de problemas que existen cuando interactúan entre ellas.

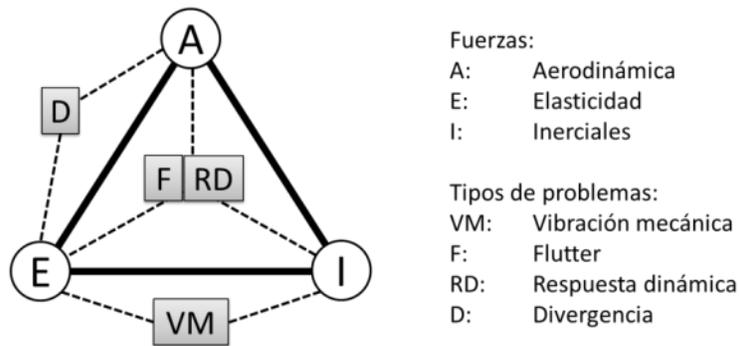


Figura 1. Triángulo de Collar (Hulshoff, 2010)

Los fenómenos aeroelásticos se comenzaron a apreciar inicialmente en aeronaves, pero su aplicación se ha extendido a otros campos de la ingeniería. La comprensión de la aeroelasticidad ha permitido analizar y diseñar puentes, rascacielos, aspas de turbomaquinaria, convertidores de energía de olas, paracaídas, válvulas de corazones artificiales, entre otros (Degroote , et al., 2010). Su importancia se ha incrementado en las últimas décadas, particularmente dentro del sector eólico debido a la necesidad de fabricar estructuras más económicas, grandes y eficientes dando lugar a aerogeneradores que requieran menos materiales, siendo más livianos y esbeltos pero a la vez con mayor flexibilidad (Hulshoff, 2010). Esto último aumenta el riesgo de daños por efectos aeroelásticos y justifica los esfuerzos para un mayor entendimiento de los fenómenos y el desarrollo de adecuadas herramientas de diseño.

La aeroelasticidad puede ser estática o dinámica; dentro de la primera los fenómenos son independientes del tiempo y solo se estudia la interacción de la estructura con las fuerzas elásticas y aerodinámicas, los problemas de este tipo se conocen como divergencia. En la condición dinámica los fenómenos son oscilatorios e incluyen las fuerzas inerciales combinándolas con las fuerzas elásticas y aerodinámicas.

A continuación se presentan algunos de los problemas más relevantes en la evaluación aeroelástica de aerogeneradores, que pueden llevar al sistema a condiciones operacionales indeseadas:

1.1.1. Divergencia

La divergencia fue el primer tipo de inestabilidad aeroelástico que fue reconocido y entendido. Si se considera una sección como se muestra en la Figura 2, se observa que una perturbación en el ángulo de ataque tenderá a incrementar θ y por tanto el ángulo de ataque α y la sustentación L , α_0 es el ángulo de ataque inicial. Si la rigidez torsional K_θ de la estructura es suficientemente alta no habrá un efecto sobre el sistema. Si se incrementa continuamente el valor de la presión dinámica q y se mantiene la rigidez del resorte, se llegará a un valor donde el momento aerodinámico sobre el eje elástico se igualará al momento del resorte. La velocidad en la que esto

sucede, es llamada velocidad de divergencia torsional. Más allá de esta velocidad θ incrementará sin restricción llevando el sistema a una perturbación.

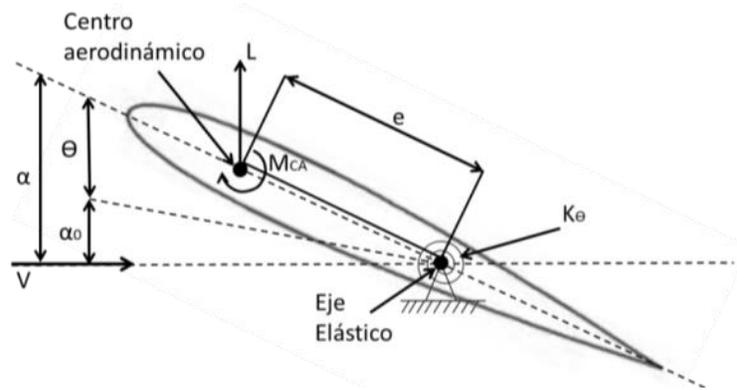


Figura 2. Sección típica de un problema de divergencia (Hulshoff, 2010)

La velocidad de divergencia puede ser encontrada considerando la ecuación de movimiento para un solo grado de libertad ignorando los efectos inerciales, dando lugar a un problema estático de inestabilidad en la frontera. Si se realiza en el equilibrio de momentos, M , con respecto al eje elástico, se tiene:

$$\sum M = 0$$

$$[C_{L\alpha}(\alpha_0 + \theta)e + C_{M_{CA}}]cqS - K_\theta\theta = 0 \quad (1)$$

donde $C_{L\alpha}$ es el coeficiente de sustentación, c la longitud de la cuerda del perfil, e la distancia entre el centro aerodinámico CA y el eje elástico EE , S es el área superficial del perfil y $C_{M_{CA}}$ es el coeficiente de momento aerodinámico. Reescribiendo la ecuación (1) se tiene:

$$\theta = \frac{cqS [C_{L\alpha}\alpha_0 e + C_{M_{CA}}]}{K_\theta \left(1 - \frac{C_{L\alpha}ecqS}{K_\theta}\right)} \quad (2)$$

Examinando el denominador de esta expresión, se nota que θ no tiene límite cuando $C_{L\alpha}ecqS = K_\theta$, es decir cuándo el producto estas variables iguala la rigidez estructural. Existe un límite superior para el valor de la presión dinámica que permite medir la estabilidad de un sistema dentro de pequeñas perturbaciones, y se puede conocer a partir de:

$$\frac{\partial M}{\partial \theta} \leq 0 \quad (3)$$

La ecuación (3) dice que si existe una perturbación positiva en θ , un momento opuesto negativo (cabeza abajo) debe ser producido. Aplicando la ecuación anterior a la ecuación (1) se obtiene:

$$1 \geq \frac{ecqS}{K_\theta} C_{L\alpha} \quad (4)$$

Se puede concluir que la configuración es incondicionalmente estable cuando $e \leq 0$ porque siempre se va a cumplir la relación de la ecuación (4) (CA detrás de EE) y es condicionalmente estable si $e > 0$. El primero es el caso de las veletas, mientras que el segundo es una configuración común para alas reales. Se puede reordenar la ecuación (4)-(5) y se obtiene:

$$q \leq \frac{K_\theta}{C_{L\alpha} ecS} \quad (5)$$

Esta ecuación muestra que la configuración está limitada a una presión dinámica operativa máxima que está en función de los parámetros aerodinámicos y estructurales.

1.1.2. Flutter

El *flutter* es un ejemplo de un fenómeno aeroelástico dinámico que ocurre cuando la vibración de la estructura interactúa con el flujo del fluido. Este incrementa cuando el amortiguamiento estructural es insuficiente para reducir las vibraciones aerodinámicas inducidas. El *flutter* puede aparecer en cualquier objeto sometido a un fuerte flujo cuando existe una retroalimentación positiva entre las fluctuaciones y la respuesta estructural.

Cuando la energía transferida a la pala por la excitación aerodinámica se convierte mayor que la disipación dinámica, la amplitud de la vibración puede incrementar peligrosamente. El *flutter* puede ser ilustrado como la combinación de dos modos oscilatorios en la estructura: el movimiento torsional del ángulo de ataque (paso) y el desplazamiento vertical debido a la flexión de la punta de la pala. El paso es definido como un movimiento rotacional del perfil con respecto al eje elástico.

La Figura 3 muestra como al aumentar la velocidad del viento, la frecuencia de estos modos oscilatorios se combina generando el *flutter*. Esto podría iniciar con una rotación de la sección de la pala ($t=0$ en la Figura 3). El aumento del ángulo de ataque incrementa la sustentación desplazando la sección hacia arriba. Simultáneamente, la rigidez torsional de la estructura regresa el perfil a su condición de cero sustentación ($t=T/4$ en la Figura 3). La rigidez de flexión tiende a devolver la posición neutral del perfil pero este tiende a tener un ángulo de ataque negativo (en $t=T/2$ en la Figura 3). Una vez más el aumento de la fuerza aerodinámica impone una fuerza vertical hacia abajo en el perfil y la rigidez torsional de la estructura tiende a un ángulo de ataque igual a cero. El ciclo termina cuando el perfil regresa a una posición neutral con un ángulo de ataque positivo. Con el tiempo, el movimiento vertical tiende a amortiguarse mientras que el movimiento rotacional diverge.

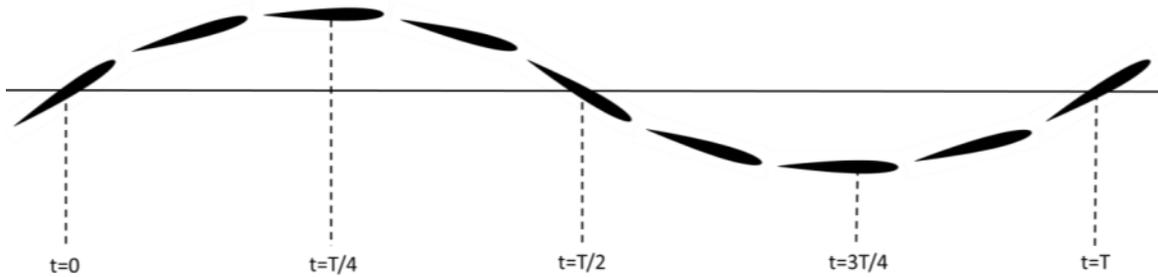


Figura 3. Ilustración del movimiento de *flutter* (Hulshoff, 2010)

1.1.3. Pérdida dinámica

Por último se menciona la pérdida dinámica, un fenómeno que puede ocurrir por el *flutter*, ráfagas de viento, entre otros; y que guarda una estrecha relación entre las cargas aerodinámicas y las propiedades elásticas de la estructura. Dentro de la aerodinámica, la pérdida (*stall*) es la reducción del coeficiente de sustentación en un perfil por el incremento del ángulo de ataque y la consecuente separación del flujo. La pérdida dinámica es un fenómeno transitorio no lineal que ocurre por un cambio brusco en el ángulo de ataque generándose vórtices que se desprenden del extradós del perfil. Se puede realizar una descripción del fenómeno teniendo en cuenta la definición de la sustentación mediante la siguiente expresión:

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 c \quad (6)$$

donde C_L es el coeficiente de sustentación y ρ es la densidad del aire.

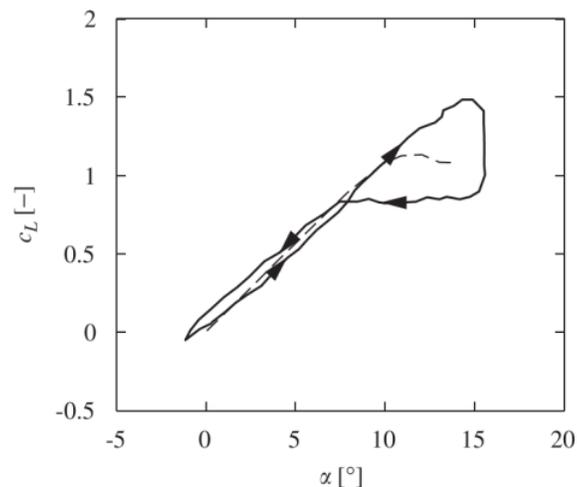


Figura 4. Coeficiente de sustentación para condiciones de pérdida dinámica estática y dinámica (Larsen, et al., 2007)

En flujos estacionarios para valores pequeños del ángulo de ataque, α , no existe separación del flujo y el C_L varia linealmente respecto a dicho ángulo. La pérdida ocurre para un ángulo de ataque crítico donde la sustentación alcanza el máximo valor y la separación ocurre. En la Figura 4 se puede observar el comportamiento de un perfil en flujo estacionario, representado por la línea punteada.

Para condiciones transitorias (línea continua en Figura 4), existe un movimiento armónico del coeficiente de sustentación, donde se combinan movimientos de traslación y rotación. En la zona lineal, sin desprendimiento, se observa el desplazamiento de la curva de C_L dinámica con respecto a la estacionaria (línea punteada). Siguiendo la línea continua se encuentra que durante el incremento del ángulo de ataque la sustentación del perfil es menor en comparación al perfil en estado estacionario; caso contrario ocurre cuando la línea continua disminuye su ángulo de ataque, en este caso la sustentación es mayor. En la zona de separación de flujo, se puede observar que el comienzo de la pérdida es retrasado, además el coeficiente de sustentación es considerablemente menor cuando disminuye el ángulo de ataque que cuando incrementa.

El fenómeno de pérdida es fuertemente no lineal por lo que no existe un modelo analítico, y todos los modelos existentes son semiempíricos y computacionales. Además, estos requieren la consideración de gran cantidad de parámetros entre los que se encuentra el estudio de transporte del flujo, análisis de capa límite, análisis de vórtices y coeficientes de fricción en capa límite. El modelamiento de la transición entre flujo laminar y turbulento es también esencial para la predicción acertada de los parámetros de pérdida.

1.2. DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

La dinámica de fluidos computacionales (CFD por sus siglas en inglés) permite realizar el análisis de sistemas que involucran el flujo de fluidos, transferencia de calor y/o fenómenos asociados a reacciones químicas. Es una técnica que se expande en un amplio rango de aplicaciones industriales y académicas, Incluyendo áreas como aerodinámica de aeronaves y vehículos, hidrodinámica de barcos, turbo maquinaria, entre otras.

Los códigos de CFD son estructurados con algoritmos numéricos para enfrentar problemas de fluidos. Todos estos códigos contienen un pre procesador, un solucionador y pos procesador. Dentro del pre proceso se definen las entradas del problema que serán usadas en la solución; tales como la geometría, generación de la malla, definición de las condiciones de frontera, selección de los fenómenos físicos y definición de las propiedades del fluido. El solucionador puede utilizar varias técnicas de solución numérica, que en el caso particular de la herramienta a utilizar durante este trabajo es el método de volúmenes finitos, que fue desarrollado originalmente como una formulación especial del método de diferencias finitas. El algoritmo numérico, en el que se soporta el método de los volúmenes finitos, consta de la integración de las ecuaciones gobernantes del flujo del fluido sobre los volúmenes de control del dominio. Luego se realiza la discretización y conversión de las ecuaciones integrales resultantes en ecuaciones algebraicas, para finalmente, solucionar estas ecuaciones algebraicas por medio de un método iterativo. En el

pos proceso se analizan los resultados obtenidos en el solucionador lo que se logra con diferentes herramientas de visualización (Versteeg & Malalasekera, 2007).

El estudio de aerogeneradores, bajo condiciones de operación reales, requiere de la aplicación de diferentes modelos para la valoración de los campos de velocidad y presión a partir de la solución numérica. Entre otros, se destacan las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento además del modelo turbulencia.

1.2.1. Ecuaciones que gobiernan el flujo del fluido

Las ecuaciones gobernantes (continuidad, cantidad de movimiento y energía) son expresiones matemáticas que permiten modelar la física de un fenómeno en el que se encuentra involucrado algún fluido. El comportamiento de este fluido se puede describir en términos de propiedades macroscópicas, tales como la velocidad (u), la presión (p) y la densidad (ρ), sus respectivas derivadas de espacio (x, y, z) y el tiempo (t).

A continuación se presenta la ecuación de continuidad para un fluido incompresible:

$$\text{div}(\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (7)$$

y la ecuación cantidad de movimiento en las direcciones x, y, z :

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zx}}{\partial z} + S_{Mx} \quad (8)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial\tau_{zy}}{\partial z} + S_{My} \quad (9)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = \frac{\partial\tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} + S_{Mz} \quad (10)$$

Donde $\rho \frac{Du}{Dt}$, $\rho \frac{Dv}{Dt}$ y $\rho \frac{Dw}{Dt}$ son las tasas de incremento de la cantidad de movimiento en x, y y z por unidad de volumen de una partícula del fluido. Los esfuerzos viscosos son denotados por τ , los sufijos de notación i, j indican la dirección y posición de los esfuerzos viscosos. Los términos fuentes S_{Mx} , S_{My} y S_{Mz} incluyen las contribuciones debido a fuerzas de cuerpo como por ejemplo la fuerza gravitacional.

1.2.2. Ecuación de turbulencia SST $\kappa - \omega$

Gran parte de los problemas aerodinámicos involucran fenómenos turbulentos. Sin embargo para la mayoría de los casos no es necesario conocer la fluctuación de la turbulencia ya que solo se

requiere un promedio de esta y de las demás propiedades del flujo (es decir, velocidad media, presión media, esfuerzo medio, etc.) para tener una aproximación adecuada de la solución. Dicho procedimiento se realiza mediante las ecuaciones de *Reynolds-Averaged Navier Stokes* (RANS), que necesitan de un modelo de turbulencia para predecir los esfuerzos de Reynolds y los términos de transporte escalares.

Los modelos de turbulencia RANS son clasificados de acuerdo al número de ecuaciones de transporte adicionales necesarias para solucionar las ecuaciones de flujo. Además, entre más ecuaciones, mayor es el tiempo de cómputo. Dichos modelos van desde una ecuación adicional como Spalart Allmaras hasta Reynolds Stress que utiliza 7 ecuaciones.

Considerando lo anterior se buscó un modelo que demandará un bajo costo computacional, por tanto se descartaron modelos que involucrarán transición como κ - κl - o SST los cuales requerían la solución de cuatro ecuaciones adicionales. Se optó por el modelo de dos ecuaciones SST $\kappa - \omega$ que es ampliamente utilizado para la evaluación de aerogeneradores (Sørensen, et al., 2002) (Moshfeghi, et al., 2012). Cabe mencionar que el modelo $\kappa - \varepsilon$ RNG también ha sido utilizado para la evaluación de este tipo de flujos sin embargo no ofrece ninguna ventaja significativa en comparación al modelo SST $\kappa - \omega$ (Coombs, et al., 2012). El modelo híbrido SST utiliza $\kappa - \omega$ en la región cercana a la pared y $\kappa - \varepsilon$ en la región totalmente turbulenta, aplicando una función de transformación cuando se pasa de un modelo a otro. Esto se debe a que el modelo $\kappa - \varepsilon$ responde mucho mejor a valores asumidos en flujo libre, sin embargo su precisión disminuye al solucionar fenómenos de capa límite con gradientes adversos de presión, mientras que el modelo $\kappa - \omega$ tiene una mayor precisión al evaluar capa límite pero su exactitud se ve disminuida en las zonas alejadas de esta (Versteeg & Malalasekera, 2007). Este modelo se define como:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \text{div}(\rho\omega\mathbf{U}) &= \text{div} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \right) \text{grad}(\omega) \right] \\ &+ \gamma_2 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3}\rho\omega \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) - \beta_2\rho\omega^2 \\ &+ 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}\omega} \frac{\partial \kappa}{\partial x_\kappa} \frac{\partial \omega}{\partial x_\kappa} \end{aligned} \quad (11)$$

Donde las constantes del modelo se definen de la siguiente forma:

$$\sigma_\kappa = 1 \quad \sigma_{\omega,1} = 2.0 \quad \sigma_{\omega,2} = 1.17 \quad \gamma_2 = 0.44 \quad \beta_2 = 0.083 \quad \beta^* = 0.09$$

Esta ecuación define que la tasa de cambio de κ o ω más el transporte por convección de κ o ω es igual al transporte de difusión turbulenta de κ o ω más la tasa de producción de κ o ω menos la tasa de disipación de κ o ω más un término de difusión adicional (Versteeg & Malalasekera, 2007). Especificando que κ es la energía cinética de turbulencia y ω es la tasa de disipación específica.

El modelo SST $\kappa - \omega$ es más exacto y confiable para muchos tipos de flujos (gradientes adversos de presión, perfiles, ondas de choque, entre otros) que el modelo $\kappa - \omega$ estándar (ANSYS, 2010).

1.2.3. Función de pared

Adicional al modelo de turbulencia, para una buena aproximación de la capa límite es necesario un modelo que prediga el comportamiento de esta zona la cual es de gran importancia para el cálculo de las fuerzas de arrastre viscosas. La función de pared o y^+ permite mediante dos aproximaciones diferentes solucionar capa límite. En la primera aproximación llamada *Standard Wall Function* la región afectada por la viscosidad no es solucionada, en vez de ello se utilizan formulas semi empíricas para hacer el puente entre la pared y la región turbulenta. En la segunda aproximación, denominada *Near Wall Treatment*, la malla que se encuentra en la región cercana a la pared, que es afectada por la viscosidad, si es solucionada. Esta aproximación aunque requiere una malla más fina sobre la superficie tiene una mejor evaluación del arrastre que la primera. En la primera aproximación los valores de y^+ deben estar entre 30 y 500 mientras que en la segunda el y^+ debe estar por debajo 5. Valores entre 5 y 30 se encuentran en la zona de transición. El uso de una aproximación u otra depende de las necesidades propias de cada problema y de la capacidad de cómputo disponible. (Versteeg & Malalasekera, 2007). En la siguiente ecuación se define y^+ :

$$y^+ \equiv \rho u_T y / \mu \quad (12)$$

donde: ρ es la densidad, u_T es la velocidad de fricción de la velocidad cercana a la pared, y es la distancia más cercana a la pared y μ es la viscosidad cinemática del fluido.

1.3. ANALISIS ESTRUCTURAL

El análisis estructural permite calcular los esfuerzos internos, deformaciones y tensiones que actúan sobre una estructura. Por tanto es un tema que se encuentra implícito en todas las industrias, específicamente en el campo aeronáutico tiene una alta importancia debido a los bajos factores de seguridad con los que se diseña, donde se requieren componentes con una alta resistencia y un bajo peso. En el campo de la energía eólica, el análisis estructural juega un papel definitivo en el diseño de las turbinas, particularmente las palas son un componente que está sometido a una altas cargas. Las palas de aerogeneradores, generalmente están fabricadas en materiales compuestos, gracias a que entregan una alta relación resistencia peso. La utilización de estos materiales ha permitido incrementar las dimensiones de las palas ya que se busca capturar mayor energía sin llegar a comprometer la seguridad de la estructura. Para poder optimizar estos componentes es necesario apoyarse en herramientas computacionales que permiten evaluar y predecir el comportamiento que tendrán estas estructuras bajo condiciones reales. Entre los

métodos numéricos se encuentra el método de elementos finitos, el cual ha sido ampliamente documentado e implementado en programas comerciales para el análisis de la mecánica de materiales.

Dentro de esta subsección se va a desarrollar una introducción a la teoría clásica de laminado, luego se va a presentar el método de elementos finitos y por último se presenta la estrategia de solución de un programa típico de elementos finitos y la metodología utilizada para poder evaluar materiales compuestos.

1.3.1. Teoría de laminado

Las palas de las turbinas eólicas normalmente se fabrican usando laminados de materiales compuestos multicapas, donde cada laminado tiene su propio espesor, propiedades elásticas y orientación de las fibras. Todo el comportamiento de una lámina delgada de compuesto puede ser aproximado mediante la suposición de un plano de esfuerzos. Esta suposición en teoría de laminación indica que la lámina delgada está sujeta solo a cargas que no causan inestabilidad en el plano, por tanto la curva esfuerzo-deformación se vuelve relativamente simple. Los ejes de cada lámina son definidos por los números 1, 2 y 3, y el laminado es definido por el sistema coordenado local de la placa n, s y z . En la Figura 5 se pueden observar los planos 12 y ns , donde los ejes 3 y z son respectivamente perpendiculares a estos planos.

Las suposiciones de teoría de laminación definen que:

- La estructura se restringe a ser una placa laminada delgada compuesta de una combinación arbitraria de capas.
- Las suposiciones de teoría de placas y láminas se conservan, es decir, el esfuerzo σ_n a través del espesor de la placa es cero y solo existen los esfuerzos (σ_s, σ_z) en el plano.
- Los esfuerzos cortantes transversales τ_{sn} y τ_{zn} son despreciados de acuerdo a la teoría de placas y láminas.
- La teoría se aplica para un punto de análisis en una placa o lámina infinita, ignorando los efectos de los bordes, agujeros, cortes y otras discontinuidades.
- Las cargas de esfuerzos y de momentos resultantes se asumen en el plano.

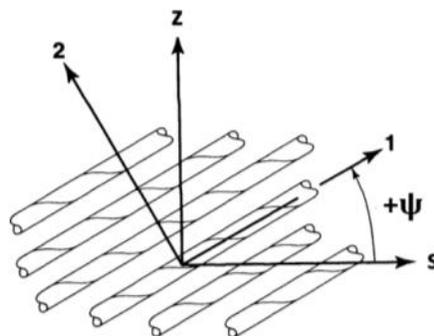


Figura 5. Rotación sobre los ejes principales s y z (Jones, 1999)

La ley de Hooke permite definir que:

1. Para un material homogéneo isotrópico el estado de esfuerzos en una sola dimensión es: $\sigma = E\varepsilon$ donde E es el módulo de elasticidad y ε es la deformación unitaria.
2. Para un material homogéneo isotrópico el estado de esfuerzos para dos dimensiones según la ley de Hooke es:

$$\sigma_1 = (\varepsilon_1 + \nu\varepsilon_2) \frac{E}{1 - \nu^2} \quad (13)$$

$$\sigma_2 = (\varepsilon_2 + \nu\varepsilon_1) \frac{E}{1 - \nu^2} \quad (14)$$

$$\tau_{12} = (\gamma_{12}) \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (15)$$

o en forma matricial,

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (16)$$

donde,

$$C_{11} = C_{22} = E(1 - \nu^2) \quad (17)$$

$$C_{21} = C_{12} = \nu E / (1 - \nu^2) \quad (18)$$

$$C_{66} = E / 2(1 + \nu) = G \quad (19)$$

Se tienen tres constantes elásticas E , ν y G , en donde G está en función de las otras dos constantes. Por tanto, para un material isotrópico solo son necesarias dos constantes elásticas para escribir la relación de la ley de Hooke.

3. La relación de la ley de Hooke puede ser generalizada para materiales anisotrópicos en tres dimensiones. Se requieren 21 constantes elásticas independientes si el material es completamente anisotrópico. Si el material es ortotrópico, solo son necesarias nueve constantes. Sin embargo, en aplicaciones en dos dimensiones para un material ortotrópico, solo se necesitan cuatro constantes para definir la relación de la ley de Hooke. El estado de planos de esfuerzos de una lámina individual en dos dimensiones de un material compuesto ortotrópico se reduce a:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Donde existen cuatro constantes independientes:

$$C_{11} = \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (21)$$

$$C_{12} = \nu_{12}C_{21} \quad (22)$$

$$C_{22} = \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (23)$$

$$C_{66} = G_{12} \quad (24)$$

La siguiente ecuación es usada para transformar las constantes elásticas de un material ortotrópico a los ejes del laminado s y z en dos dimensiones (ver Figura 5). La relación de transformación de las constantes elásticas para un material ortotrópico en el estado del plano de esfuerzos es:

$$\begin{bmatrix} \sigma_s \\ \sigma_z \\ \tau_{sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{61} & Q_{62} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_s \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{sz} \end{bmatrix} \quad (25)$$

donde:

$$Q_{11} = C_{11} \cos^4\psi + 2(C_{12} + 2C_{66}) \sin^2\psi \cos^2\psi + C_{22} \sin^4\psi \quad (26)$$

$$Q_{22} = C_{11} \sin^4\psi + 2(C_{12} + 2C_{66}) \sin^2\psi \cos^2\psi + C_{22} \cos^4\psi \quad (27)$$

$$Q_{12} = (C_{11} + C_{22} - 4C_{66}) \sin^2\psi \cos^2\psi + C_{12} (\sin^4\psi + \cos^4\psi) \quad (28)$$

$$Q_{66} = (C_{11} + C_{22} - 2C_{12} - 2C_{66}) \sin^2\psi \cos^2\psi + C_{66} (\sin^4\psi + \cos^4\psi) \quad (29)$$

$$Q_{16} = (C_{11} - C_{12} - 2C_{66}) \sin\psi \cos^3\psi + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66}) \sin^3\psi \cos\psi \quad (30)$$

$$Q_{26} = (C_{11} - C_{12} - 2C_{66}) \sin^3\psi \cos\psi + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66}) \sin\psi \cos^3\psi \quad (31)$$

Las constantes elásticas Q se refieren al laminado en el sistema coordenado (s, z) . Recordando que las deformaciones axiales y cortantes son las únicas que son consideradas dentro de la teoría de pared delgada, la ecuación constitutiva de una sola capa ortotrópica expresada en el sistema coordenado de la placa (s, z) se define como:

$$\begin{bmatrix} \sigma_z \\ \tau_{sz} \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{16} \\ Q_{16} & Q_{66} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} \varepsilon_z \\ \gamma_{sz} \end{bmatrix} \quad (32)$$

Donde k se refiere a cada una de las capas de las que está compuesto el laminado y puede tomar valores entre 1 y n , siendo n el número de laminados.

Las ecuaciones constitutivas de una placa delgada laminada ortotrópica pueden ser escrita como:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (33)$$

donde N son las fuerzas axiales y M las fuerzas de flexión, deformación y torsión. Por otro lado ε y κ representan las deformaciones unitarias normal y cortante respectivamente. Además:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k - h_{k-1}) \quad (34)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2)/2 \quad (35)$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3)/3 \quad (36)$$

En el que A_{ij} es la matriz de rigidez, D_{ij} es la matriz de rigidez por flexión, B_{ij} es la matriz de acople entre las dos anteriores y $h_k - h_{k-1}$ es el espesor de cada capa del laminado como se puede observar en la Figura 6.

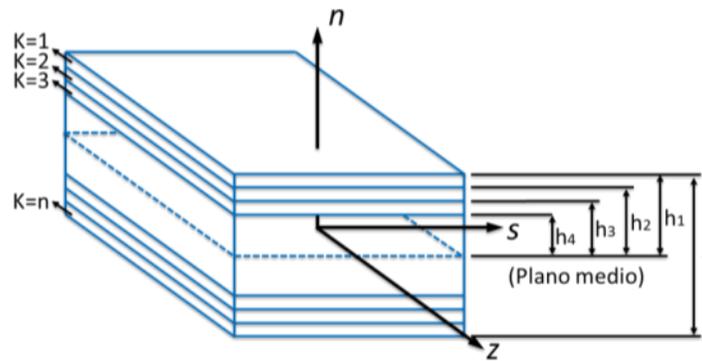


Figura 6. Notación de las capas del laminado

La ecuación (33) es la matriz general constitutiva para laminados en compuestos. Esta matriz muestra que aún dentro de los límites de la teoría de pequeñas deflexiones pueden existir curvaturas forzadas en el laminado debido a la matriz de acople $[B]$. Este acople es causado porque el eje neutral y el plano medio del laminado no es coincidente. Sin embargo para fines prácticos la ecuación general se puede simplificar teniendo en cuenta las siguientes consideraciones:

- a) La matriz de acople $[B]$ se puede eliminar fabricando el laminado simétrico con respecto al plano medio.

- b) Si el laminado se fabrica con un número igual de pares de laminado simétricos con respecto a los ejes coordenados (s, z) , la matriz $[A]$ se convierte ortotrópica por naturaleza (ver ecuación (37)). Sin embargo, la matriz $[D]$ permanece con una alta naturaleza anisotrópica.

$$[A] = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \quad (37)$$

- c) Si cada lámina está construida con un número igual de pares de laminado a ángulos de 0 y 90, con respecto a los ejes (s, z) , la matriz $[D]$ va a convertirse ortotrópica.

La matriz $[A]$ es la matriz de rigidez de todo el laminado de la misma forma como las matrices $[C]$ y $[Q]$ fueron las matrices de rigidez de una capa del laminado.

1.3.2. Método de elementos finitos

Los elementos finitos es un método numérico que ha sido ampliamente aplicado para la evaluación de estructuras, sobre todo en el campo aeronáutico. Permitiendo predecir con gran detalle el comportamiento de una estructura cuando está sometida a diferentes tipos de cargas. A continuación se va a presentar la formulación básica de solución de elementos finitos y luego se va a describir la estructura de solución típica en un problema de elementos finitos.

El método de elementos finitos se va a desarrollar a partir de un elemento de barra de dos nodos (1 y 2). Este tiene dos extremos llamadas nodos que están conectados a otros elementos o a un soporte. Este elemento puede ser alargado o comprimido, lo que indica que las incógnitas de los nodos son desplazamientos axiales u_1 y u_2 . El elemento tiene una sección transversal A y una longitud L . Se va a considerar el caso de una carga externa distribuida (carga axial por una unidad de longitud) $q(x)$.

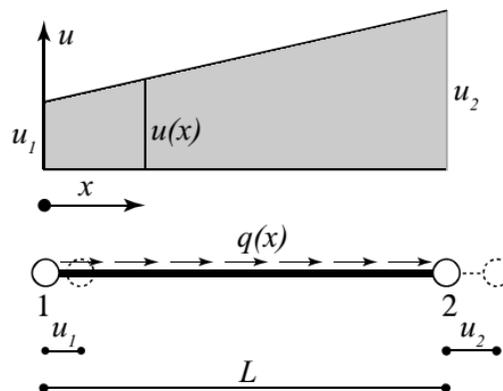


Figura 7. Barra de elemento de dos nodos (Boeraeve, 2010)

Según el principio de trabajo virtual el trabajo externo hecho por la fuerza $q(x)$ es almacenado en el sólido como energía de deformación W_I . Desde la mecánica de materiales se define que la densidad de energía de deformación en un punto de un material elástico lineal sometido a un estado unidimensional de esfuerzos σ y deformaciones ε es:

$$U = \frac{1}{2} \varepsilon \sigma \quad (38)$$

La energía total de deformación integrada sobre todo el volumen V de la barra es:

$$W_I = \int_V \frac{1}{2} \varepsilon \sigma dV \quad (39)$$

Como $\sigma = E\varepsilon$ es constante sobre la sección A de la barra y $dV = A dx$:

$$W_I = \int_L \frac{1}{2} \varepsilon E \varepsilon A dx = \int_L \frac{1}{2} \varepsilon^2 EA dx \quad (40)$$

Y la deformación y el desplazamiento se unen mediante la relación:

$$\varepsilon(x) = \frac{d}{dx} u(x) \quad (41)$$

La variación real de $u(x)$ a lo largo de la barra no se conoce. Sin embargo, se puede interpolar el valor de $u(x)$ desde los valores de desplazamiento de los nodos: u_1 y u_2

$$u(x) = N_1(x)u_1 + N_2(x)u_2 \quad (42)$$

Donde $N_1(x)$ y $N_2(x)$ son llamados funciones de forma y de esta ecuación se puede notar que:

$$N_1(x) = 1 \text{ y } N_2(x) = 0 \text{ en } x = 0, \text{ en orden de obtener } u(0) = u_1$$

$$N_1(x) = 0 \text{ y } N_2(x) = 1 \text{ en } x = L, \text{ en orden de obtener } u(L) = u_2$$

Para un elemento de barra de dos nodos la única variación posible del desplazamiento $u(x)$ es lineal, que se puede expresar mediante la siguiente fórmula de interpolación:

$$u(x) = \frac{L-x}{L} u_1 + \frac{x}{L} u_2 \quad (43)$$

Lo que significa que las funciones de forma son $N_1 = \frac{L-x}{L}$ y $N_2 = \frac{x}{L}$.

La ecuación (60) puede ser escrita como un producto escalar de dos vectores:

$$u(x) = \left\langle \frac{L-x}{L}, \frac{x}{L} \right\rangle \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix} = \langle N \rangle \{U\} \quad (44)$$

donde: $\{\dots\}$ representa un vector columna, $\langle \dots \rangle$ representa un vector fila, $\{U\}$ es el vector de desplazamiento nodal y $\langle N \rangle$ es el vector de funciones de forma. Evaluando la ecuación (44) en la (41) se puede definir el desplazamiento como:

$$\varepsilon(x) = \frac{d}{dx} u(x) = \left[\frac{d}{dx} \langle N \rangle \right] \{U\} = \left\langle -\frac{1}{L}, \frac{1}{L} \right\rangle \{U\} \quad (45)$$

$$\varepsilon(x) = \langle B \rangle \{U\} = \langle U \rangle \{B\}$$

donde $\langle B \rangle = \frac{d}{dx} \langle N \rangle$ es la matriz de deformación-desplazamiento.

Por otra parte el trabajo externo de $q(x)$ aplicado a una longitud infinitesimal dx , a la distancia x es igual a $q(x) dx u(x)$. El trabajo externo total en la longitud L es igual a:

$$W_E = \int_L q(x)u(x) dx \quad (46)$$

Finalmente, la energía potencial total es la diferencia entre la energía total de deformación menos el trabajo externo total:

$$\Pi = W_I - W_E \quad (47)$$

El trabajo total hecho por todas las fuerzas actuando en un sistema estático en equilibrio es cero para un desplazamiento virtual infinitesimal δu . Luego, $\delta \Pi = \delta W_I - \delta W_E = 0$ con:

$$\delta W_I = \int_L \varepsilon E \delta \varepsilon A dx \quad (48)$$

$$\delta W_E = \int_L q(x) \delta u(x) dx \quad (49)$$

Por tanto,

$$\int_L \varepsilon E \delta \varepsilon A dx = \int_L q(x) \delta u(x) dx \quad (50)$$

Sustituyendo (45) en (50) se obtiene:

$$\int_L AE \{B\} \langle B \rangle dx \{U\} = \int_L q_x \{N\} dx \quad (51)$$

Esta ecuación de equilibrio puede ser rescrita como:

$$[K] \{U\} = \{F\} \quad (52)$$

donde $[K] = \int_L AE \{B\} \langle B \rangle dx$ es la matriz de rigidez del elemento, $\{U\}$ es el vector de desplazamiento nodal, $\{F\} = \int_L q_x \{N\} dx$ es el trabajo equivalente del vector de fuerzas nodales (fuerzas nodales $\{F\}$ produce el mismo trabajo externo que la carga distribuida $q(x)$).

Para la barra de dos nodos la matriz de rigidez se convierte en:

$$[K] = \int_L AE \begin{Bmatrix} -\frac{1}{L} \\ \frac{1}{L} \end{Bmatrix} \left\{ -\frac{1}{L}, \frac{1}{L} \right\} dx = \frac{EA}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (53)$$

y el trabajo equivalente del vector de fuerzas nodales:

$$\delta W_E \rightarrow \{F\} = \int_L q_x \{N\} dx = \int_L q_x \left\{ \frac{L-x}{L}, \frac{x}{L} \right\} dx \quad (54)$$

El procedimiento anterior se puede repetir en forma general para tres dimensiones partiendo de:

$$\delta W_I = \int_V \sigma^T \delta \varepsilon dV \quad (55)$$

donde $\sigma^T = [\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \sigma_{yz}, \sigma_{xz}, \sigma_{xy}]$ y $\delta \varepsilon = [\delta \varepsilon_{xx}, \delta \varepsilon_{yy}, \delta \varepsilon_{zz}, \delta \gamma_{yz}, \delta \gamma_{xz}, \delta \gamma_{xy}]$

Por su parte, el trabajo externo es:

$$\delta W_E = \int_V f^T \delta u dV + \int_S t^T \delta u dS \quad (56)$$

donde las fuerzas de volumen por unidad de volumen y fuerzas de superficie por unidad de área son $f^T = [f_x, f_y, f_z]$ y $t^T = [t_x, t_y, t_z]$ respectivamente.

1.3.3. Análisis de elementos finitos con sistemas CAE

Los elementos finitos en un método utilizado para la evaluación de estructuras y fluidos, sin embargo han sido más prácticos para el modelamiento de la primera. Y en el campo aeronáutico ha sido ampliamente usado para el cálculo de alas, vigas, aeronaves, aerogeneradores, fuselajes, palas de helicópteros, etc. Permitiendo predecir con gran detalle los puntos de mayor concentración de esfuerzos, fracturas, puntos máximos de operación y las tolerancias que puede soportar una estructura. Del mismo modo, ha sido utilizado para modelar materiales compuestos.

Los programas comerciales como ANSYS y ABAQUS, son de los más robustos computacionalmente en cuanto su capacidad para solucionar problemas de ingeniería. Estos permiten solucionar una gran variedad de problemas desde un simple análisis estático lineal hasta análisis transitorios no lineales. Estos programas comerciales tiene capacidades especiales para analizar materiales compuestos, estos aceptan elementos programados por el usuario y ecuaciones constitutivas personalizadas (Barbero, 2008).

Este tipo de programas usualmente son organizados en tres diferentes bloques: el preprocesador, el solucionador y el pos procesador. En el preprocesador, se compila toda la información necesitada para calcular la matriz de rigidez. Lo que incluye la definición de los materiales y sus propiedades, la definición de la geometría y su malla. Para la construcción de la malla se debe definir el tipo y el número de elementos, la posición de los nodos y su conectividad. La información de la conectividad permite al programa ensamblar la matriz de rigidez y los vectores de fuerzas equivalentes para obtener las ecuaciones de equilibrio global. Esta matriz de rigidez también incluye las condiciones de frontera del modelo, que pueden ser fuerzas, presiones, restricciones de los grados de libertad, entre otros.

Para elegir el tipo de elemento, los programas comerciales contienen librerías con los diferentes tipos de elementos, formulados a partir de los grados de libertad, la función de interpolación, su aplicación en dos o tres dimensiones, entre otros. El tipo de elemento depende del problema que se desea evaluar, por lo que existen elementos barra tensión-compresión, viga de flexión, sólido, superficie, superficie laminada, etc. (Barbero, 2008). En el marco de este trabajo, se profundiza en el elemento de superficie SHELL99 de ANSYS utilizado para evaluar láminas de materiales compuestos (ANSYS, 2009).

El elemento SHELL99 está definido por 8 nodos y tiene seis grados de libertad (traslación en las direcciones nodales x, y, z y rotación en los ejes x, y, z). Modela geometrías tridimensionales a partir de láminas de superficie y tiene una aproximación de escala media de lámina por lo que es necesario conocer las propiedades del laminado. Se debe especificar el número de capas, el

ángulo, el espesor y el material de cada capa como condiciones de entrada. Con esta información el programa calcula las matrices [A], [B] y [D] internamente. SHELL99 permite obtener desplazamientos, cargas de pandeo y frecuencias de vibración además de esfuerzos y deformaciones (Barbero, 2008). Sin embargo, no permite evaluar grandes deformaciones (ANSYS, 2009).

Por otra parte, los materiales utilizados en el modelo, pueden ser lineales o no, isotrópicos o ortotrópicos, constantes o dependientes de la temperatura. En el caso de estudio para compuestos, los materiales son ortotrópicos por lo que se definen las propiedades elásticas de los materiales en las tres direcciones: el módulo de elasticidad, el módulo de rigidez y la relación de Poisson. Se debe definir además la densidad debido a las fuerzas inerciales.

Completada la etapa del preprocesador se entra a la solución. En esta etapa ANSYS se basa en el APDL que es un lenguaje de programación parametrizado que soluciona conjuntos de ecuaciones; en este caso las ecuaciones de equilibrio. De la solución se calculan los grados de libertad de los nodos, es decir, desplazamientos y rotaciones. Los resultados derivados de la simulación como esfuerzos y deformaciones son calculados si son necesarios.

En el pos procesador se obtiene los resultados derivados de la solución tales como esfuerzos, deformaciones, criterios de falla, entre otros. Que se pueden analizar mediante gráficos, contornos de colores, vectores o tablas de datos.

1.4. INTERACCIÓN FLUIDO ESTRUCTURAL

Para la simulación de la interacción fluido estructural (FSI, por sus siglas en inglés) básicamente existen dos aproximaciones: sistemas acoplados y desacoplados. En el sistema acoplado o monolítico las ecuaciones gobernantes del fluido y la estructura son resueltas simultáneamente dentro de un mismo solucionador. Mientras que con el sistema desacoplado cada sistema de ecuaciones es solucionado por separado, lo que permite poder seleccionar métodos más eficientes para resolver cada modelo. Los algoritmos desacoplados son también llamados algoritmos particionados y a diferencia de los monolíticos requieren de un método de acople que permita una estable interconexión y una adecuada transmisión de datos entre los solucionadores aerodinámico y estructural (Degroote, et al., 2009). Los sistemas desacoplados se pueden trabajar de dos maneras, en una sola vía o en dos vías dependiendo del problema. En el primer caso la comunicación esta solo limitada de un solucionador a otro, por ejemplo, el solucionador aerodinámico le podrá transmitir las cargas de presión al solucionador estructural, sin embargo las deformaciones que sufra la estructura no serán tenidas en cuenta por el solucionador aerodinámico. Caso contrario ocurre con el análisis en dos vías donde el solucionador aerodinámico si considerará las deformaciones.

ANSYS utiliza la aproximación particionada para la solución de los problemas FSI. Se va a mostrar el funcionamiento del análisis de acoplamiento dentro de ANSYS que es llamado Servicio del Sistema de Acoplamiento (*System Coupling Service* en inglés). Las funciones más importantes del servicio de acoplamiento son manejo del acople y la transferencia de datos.

1.4.1. Manejo del acople

El principal rol del Servicio de Acoplamiento es manejar el análisis de acoplamiento que se resume en tres aspectos: Comunicación del proceso interno; Proceso de sincronización y evolución del análisis; y Manejo de la convergencia

Cuando se habla de participantes se refieren a los diferentes solucionadores que se van a utilizar. En este caso se van a utilizar dos participantes, el solucionador estructural (Mechanical ANSYS) y el solucionador fluido dinámico (ANSYS Fluent).

- **Comunicación del proceso interno**

Los cálculos del Servicio de Acoplamiento y los participantes (Mechanical ANSYS y Fluent) se ejecutan como procesos independientes, por lo que es necesaria una Comunicación Interna entre los Procesos (IPC, por sus siglas en inglés). Esta comunicación se logra con la implementación del modelo TCP/IP (The Linux Tutorial, n.d.) que provee la conectividad y especifica la forma de direccionar, transmitir y recibir los datos.

Todas las comunicaciones internas requieren de procesos de sincronización, transferencia de datos y evaluación de convergencia entre el servicio de acoplamiento y los participantes a través de interfaces de comunicación.

- **Proceso de sincronización y evolución del análisis**

El Servicio de Acoplamiento y los participantes funcionan sincronizadamente a través de un análisis que se define en cinco etapas y se resaltan en azul en la Figura 8. En esta figura, se muestra además la información de los procesos que ocurren en cada etapa, donde cada una funciona como una puerta que no permitirá avanzar hasta que todos sus procesos terminen.

Los detalles del proceso entre la etapa de “Solución” y la “Evaluación de convergencia” son mostrados en la Figura 9. En estas etapas, el Servicio de Acople controla el avance de los participantes a través de dos sub etapas de sincronización: “Transferencia de datos” y “Solución”, ambos mostrados en azul. La secuencia de solución es controlada manipulando el orden relativo en que los solucionadores avanzan.

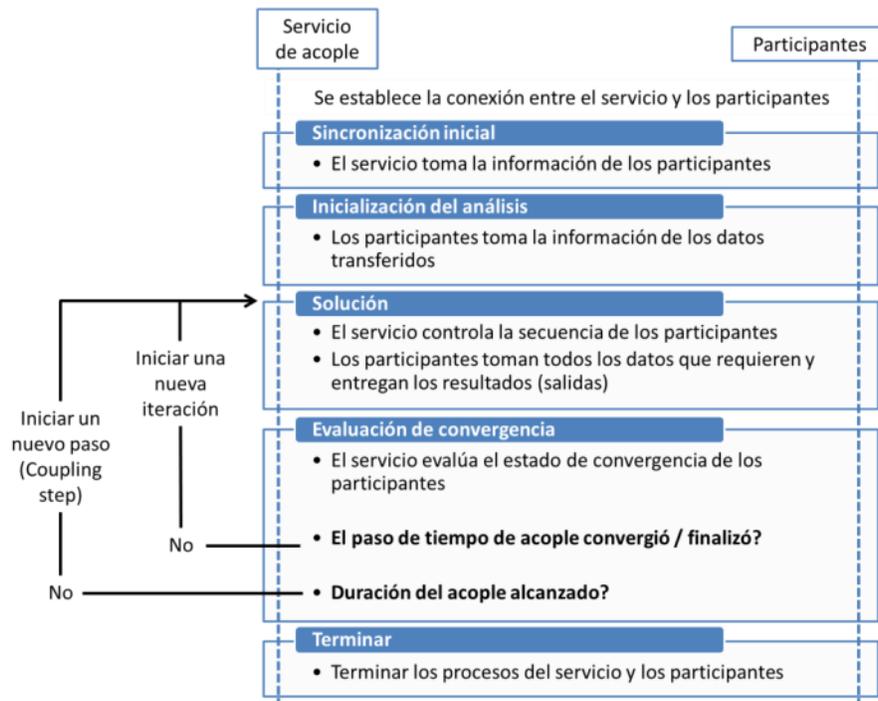


Figura 8. Diagrama de flujo de la secuencia entre el servicio de acople y los participantes (ANSYS, 2011)

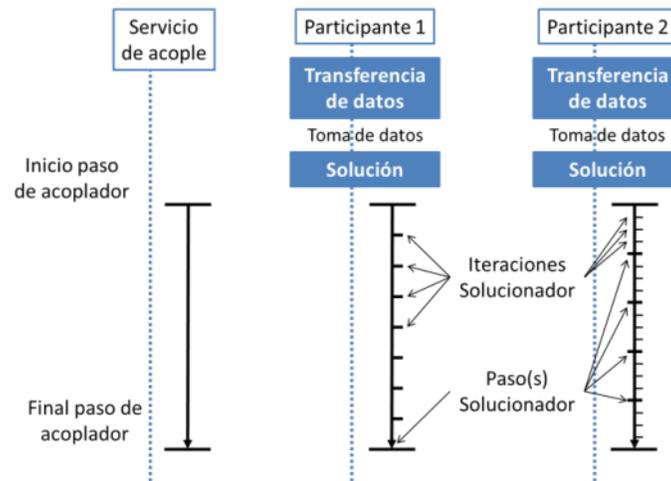


Figura 9. Detalle del proceso para el servicio de acople y los participantes (ANSYS, 2011)

La figura anterior muestra que los participantes atraviesan todo un paso de tiempo del acople por cada iteración del acople. Sin embargo, para lograr atravesar todo un paso de tiempo del acople cada solucionador pueden utilizar uno más pasos de tiempo que pueden incluir uno o más iteraciones dentro de cada solucionador.

- **Manejo de la convergencia**

La convergencia de los pasos de tiempo del acople es evaluada al final de cada iteración del acoplador. La convergencia de los pasos de acople requieren que todos los participantes reporten que su parte del análisis ha alcanzado su criterio de convergencia y que todos los datos transmitidos han alcanzado el criterio de convergencia especificado en el Servicio de acople.

Si el paso de tiempo del acople no converge, se inicia una nueva iteración. Si el paso tiempo converge, un nuevo paso de tiempo inicia siempre y cuando la duración del acople no haya sido alcanzada.

1.4.2. Transferencia de datos

Cabe mencionar que para el correcto funcionamiento del acople las superficies del fluido y el sólido que se van a comunicar deben lindar uno con el otro. Cada transferencia de datos incorpora los siguientes componentes algorítmicos:

Mapeo: este es el primer componente usado en el proceso de transferencia de datos e involucra conectar y emparejar cada ubicación de una fuente con un destino para generar pesos. Por ejemplo, en un problema FSI, un nodo del fluido debe estar asignado a un elemento sólido para recibir desplazamiento. Del mismo modo, cada nodo del sólido debe estar asignado a un elemento del fluido para recibir esfuerzos.

Interpolación: es el segundo componente usado en el proceso de transferencia de datos y utiliza los pesos generados en el mapeo para proyectar los datos de la fuente en la posición de destino.

Pos procesamiento de datos interpolados: este es el componente final del proceso de transferencia de datos que puede involucrar datos con procesos de relajación en el destino.

- **Algoritmos de mapeo**

Existen muchos algoritmos de mapeo que son usados para realizar la transferencia de datos durante el análisis de acople. Esta transferencia dependerá de la disponibilidad y relevancia de la información especificada por cada algoritmo de mapeo; por ejemplo, el número de nodos o el área en la superficie y/o malla de destino.

Superficie *Bucket*

Este algoritmo genera pesos que son ideales para transferir la información de cantidades no conservativas como esfuerzos, desplazamientos y temperaturas.

Este algoritmo calcula los pesos de mapeo dividiendo la malla de destino en una malla imaginaria de *buckets* relativamente gruesa (un *bucket* es un grupo de elementos en una malla). Los pesos de mapeo son luego calculados para cada nodo separadamente en la malla fuente. Cada nodo en la malla fuente es inicialmente asociada con un *bucket* correspondiente a la malla de destino.

Interfaz General de Malla

Este algoritmo genera pesos que son ideales para transferir cantidades conservativas tales como masa, cantidad de movimiento y flujos de energía.

En este algoritmo, cada cara de los elementos del lado de la fuente y del destino es dividida en subcaras con n puntos de integración (IP), donde n es el número de nodos en la cara. Los lados de la fuente y el destino son intersectados, creando un número de áreas traslapadas llamadas superficies de control. Las contribuciones de los pesos del mapeo son evaluadas para cada superficie de control basado en el área de las caras de los elementos asociados a la fuente y al destino. Finalmente los pesos del mapeo de los nodos de destino son calculados mediante la sumatoria de la contribución de cada superficie de control.

Como ejemplo se puede considerar la Figura 10, donde la superficie de control es resultado de la intersección de todas las caras IP en la interfaz etiquetada con X. Por ejemplo, las caras IP S1 y S2 en el lado de la fuente son intersectados con las caras IP R1 y R2 en el lado del destino creando las áreas A1, A2, y A3 en la superficie de control. La contribución de los pesos para la cara IP R1 que con asociados con las caras IP S1 y S2 son respectivamente dados por:

$$w_1 = \frac{A_1}{A_2} \quad (57)$$

$$w_2 = \frac{A_2}{A_2 + A_3} \quad (58)$$

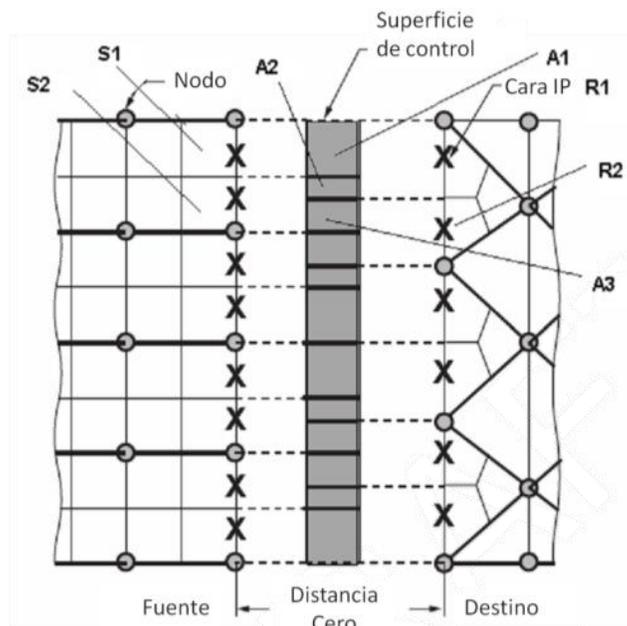


Figura 10. Mapeo de la Interfaz de Malla General (ANSYS, 2011)

- **Algoritmos de interpolación**

El algoritmo de interpolación es el responsable de proporcionar los valores a los nodos de destino usando los datos de la fuente y los pesos del mapeo que son generados por el algoritmo de mapeo. Los pesos de la interpolación calculan el valor φ de las caras de destino IP:

$$\varphi = \sum_{i=1}^n w_i \varphi_i \quad (59)$$

Donde n es el número de nodos en los elementos de la fuente, φ_i es el valor en el $i^{\text{ésimo}}$ nodo de la fuente y w_i es el peso asociado.

- **Algoritmos para el pos procesamiento de datos interpolados**

En muchas situaciones, los datos interpolados obtenidos del destino después su evaluación necesitan tener un proceso de relajación antes de ser enviados. La relajación es realizada para mejorar la estabilidad de los cálculos (por ejemplo, para facilitar la convergencia en grandes incrementos en deflexiones estructurales) limitando variaciones potencialmente grandes de datos entre dos iteraciones del acople. Esto se logra:

$$\varphi_{new} = \varphi_{old} + \omega * (\varphi_{new} - \varphi_{old}) \quad (60)$$

Donde φ_{new} es el valor del dato relajado, φ_{old} es el valor del dato antiguo, y ω es el factor de relajación. Durante la primera iteración de acoplamiento de cada paso de tiempo del acople el valor de este factor es igual a la unidad.

2. ESTADO DEL ARTE

La aeroelasticidad nació en la aviación, sin embargo se comenzó a estudiar años después cuando las aeronaves alcanzaron velocidades más altas y los fenómenos aeroelásticos aparecieron con mayor frecuencia en las aeronaves llevándolas a fallas inesperadas. El uso de túneles de viento fue la primera herramienta disponible para analizar y visualizar los efectos que estaban ocurriendo sobre las aeronaves, y aún hoy en día sigue siendo ampliamente utilizada para evaluar nuevos conceptos de diseño. La aparición del computador en la década de 1950 permitió comenzar a desarrollar métodos numéricos que sirvieran como herramienta para el análisis de fenómenos aeroelásticos. A partir de ese momento comienza la evolución de los modelos que hasta hoy siguen depurándose. En la década de 1960 se desarrollan los primeros métodos para predecir flujos transitorios incompresibles en tres dimensiones, y para 1970 se desarrollaron técnicas de predicción de estructuras discretas permitiendo predecir la dinámica en aeronaves reales. Entre 1980 y 1990 se desarrollaron códigos no viscosos compresibles transónicos. Actualmente, aún se tiene dificultad con los métodos para una correcta predicción de la capa límite en flujos que incluyen separación de capa límite y que son relevantes en la aeroelasticidad (Hulshoff, 2010).

Los problemas aeroelásticos propios de aeronaves como el *flutter*, se comenzaron a apreciar en aerogeneradores con dimensiones superiores a los 50m de diámetro. Esto se debe a que las velocidades de *flutter* tienden a disminuir con palas más grandes debido al incremento de su flexibilidad estructural y la disminución en la frecuencia torsional (Hansen, et al., 2006). Del mismo modo han aparecido otros problemas como las vibraciones por la entrada en pérdida del aerogenerador, los vientos cruzados o la interacción de las palas con la torre que pueden poner en riesgo la integridad de la estructura sino se han considerado dentro de la evaluación aeroelástica.

Es así como los problemas aeroelásticos, pueden ser muy complejos y llegar a involucrar en un análisis tantas variables como se desee. Este número de variables que en el pasado era reducido, ha dejado de ser una limitación con el uso de computadores y métodos numéricos que permiten una evaluación multivariable del fenómeno. Esto a su vez, permite que cada día los modelos matemáticos que representan modelos físicos sean más aproximados a la realidad permitiendo simulaciones numéricas con menos simplificaciones. Además, el rol de los actuales métodos ha sido principalmente el análisis y corrección de deficiencias aeroelásticas en los actuales conceptos de diseño. Sin embargo, las nuevas técnicas de construcción que utilizan estructuras más livianas y sistemas activos en aeronaves, está cambiando el rol. La aeroelasticidad se ha incorporado dentro de la optimización multidisciplinar (*Multi-Disciplinary Design Optimisation* en inglés); el concepto de diseño está cambiando de cómo evitar inestabilidades indeseadas a la forma en que la aerodinámica, la estructura y los sistemas de control pueden interactuar conjuntamente llevando la máquina a su máximo desempeño (Hulshoff, 2010).

Las herramientas computacionales para la evaluación aeroelástica vinculan varios modelos que al acoplarse permiten evaluar la física que domina el fenómeno. A continuación se presentan los métodos más utilizados para la evaluación aeroelástica en aerogeneradores. Primero se van a describir los métodos aerodinámicos y estructurales actuales especificando sus limitaciones y ventajas. Luego se van a revisar los métodos que permiten el acoplamiento. También se hace énfasis en los estudios desarrollados en aerodinámica, estructuras y aeroelasticidad de aerogeneradores y otros sistemas utilizando simulación numérica.

2.1. FLUIDOS

Los métodos numéricos aplicados al estudio del flujo de fluidos permiten calcular el comportamiento y las variables que están interactuando dentro de un dominio determinado. En este tipo de estudios se evalúa la variación de la velocidad, densidad, temperatura, masa y otras variables dependiendo de la aplicación. Además, se pueden obtener campos de presión sobre las superficies de estructuras y obstáculos presentes en el flujo, cuyo resultado es de gran importancia en los problemas FSI, cantidad que es transferida desde el campo de flujo hacia el análisis estructural. La dinámica de fluidos computacional se ha enfocado al desarrollo de diferentes métodos, algunos enfocados en solucionar flujos rotacionales, correspondientes a aplicaciones tales como aerogeneradores, hélices, propelas de barcos, palas de helicópteros, entre otros (Benini, 2004), (Jianfeng & Haowen, 2012). Sin embargo, los aerogeneradores son el tema de interés en este trabajo por lo que se van a mostrar los métodos utilizados para solucionar este tipo de problemas, hablando desde los más específicos hasta los métodos con aplicaciones más generales. Del mismo modo se van a ir resaltando las ventajas y desventajas de cada uno.

El primer método es el BEM (*Blade Element Momentum Theory*, en inglés), que combina dos teorías para calcular el desempeño de las palas de un generador eólico. La primera es la teoría de cantidad de movimiento, que calcula la potencia máxima que un disco-actuador puede obtener del viento; la segunda, *Blade Element Theory*, evalúa el desempeño de la sección transversal de un aerogenerador (perfil aerodinámico). La teoría BEM ha sido depurada a través de los años haciéndola más precisa (Manwell, et al., 2009), además es el método aerodinámico más usado en los modelos aeroelásticos actuales gracias a su relativa facilidad de implementación, precisión en los cálculos y al bajo cómputo requerido para realizar los cálculos (Rasmussen, et al., 2003).

El segundo método es el FVM (*Free Vortex Method*) donde las palas y la estela son modelados mediante vórtices. Este método no considera los efectos viscosos en el flujo, por tanto es necesario el uso de modelos semi-empíricos para poderlos incluir. Este método tiene un bajo costo computacional sin embargo es mayor al del método BEM. Usualmente los métodos BEM y FVM utilizan información de perfiles 2D obtenida mediante cálculos numéricos o experimentación. Sin embargo esta información no siempre está disponible cuando se quiere conocer el desempeño de perfiles en estados transitorios. Por lo tanto la aplicación de estos métodos está limitada a perfiles ampliamente caracterizados (Sanderse, et al., 2011).

El tercero es el método de paneles, que permite evaluar el desempeño de las palas del aerogenerador discretizando la superficie de la pala y calculando las fuerzas resultantes en cada sección. Esta aproximación es poco utilizada en los modelos aeroelásticos ya que los tiempos de cómputo siguen siendo elevados sin tener una ventaja considerable en la precisión con respecto a métodos como BEM, sin embargo su costo computacional es menor cuando se compara con volúmenes finitos. El método de paneles no tiene la capacidad de predecir capa límite ni separación del flujo, sin embargo su exactitud ha mejorado debido a la combinación con otros métodos que le han permitido incluir y solucionar los fenómenos viscosos (Greve, et al., 2012).

El último método es de los volúmenes finitos, es la aproximación más robusta y además es la que entrega los resultados más precisos, sin embargo solo es usada cuando se necesita resolver problemas con un alto detalle ya que requiere un alto costo computacional debido a la discretización de todo el continuo (Hansen, et al., 2006). A pesar de una mayor exactitud en los resultados sigue teniendo problemas cuando se evalúan problemas donde existe un alto desprendimiento de la capa límite (Mavriplis, 2007). Otra de sus limitantes dentro del análisis de fenómenos aeroelásticos es la regeneración de malla en cada ciclo, lo que incrementa considerablemente el tiempo y el costo computacional (Schmucke, et al., 2010).

Dentro de la literatura sobre aerodinámica de aerogeneradores se encuentra una gran cantidad de estudios realizados utilizando volúmenes finitos, uno de los más completos es el realizado por Sørensen (Sørensen, et al., 2002), quien evaluó un aerogenerador utilizando una malla estructurada. En este trabajo, se pueden observar resultados cercanos a los experimentales, demostrando que cuando existe desprendimiento los resultados pueden no ser precisos y llegan a tener errores hasta del 20%. Estudios similares fueron realizados por Lanzafame (Lanzafame, et al., 2013) donde se modeló una turbina eólica con CFD utilizando una malla poliédrica y modificando correlaciones locales del modelo de transición SST para un mejor modelamiento de capa límite. Los resultados permitieron mejorar la predicción de la curva de potencia en comparación al modelo SST $\kappa - \omega$.

2.2. ESTRUCTURAS

Al igual que para el modelado del flujo de fluidos se presentan diferentes métodos utilizados para la evaluación. El solucionador estructural (integrado el método y el modelo de solución), recibirá la variación temporal de las cargas extraídas de la solución aerodinámica para calcular los esfuerzos y deformaciones sobre la estructura. Los primeros en mencionarse son los modelos de viga que utilizan las teorías de Timoshenko o Bernoulli para calcular vigas. Estos métodos idealizan la viga en una dimensión debido a que la longitud del largo de la viga es mayor que las otras dos dimensiones. Estos modelos no permiten una alta precisión ni un alto detalle, sin embargo son muy eficientes y válidos cuando los componentes flexibles experimentan pequeñas deformaciones (Natarajan, et al., 2012). Basándose en estas teorías se han desarrollado muchos trabajos que se han concentrado en mejorar la precisión del método al introducir un mayor número de variables (Otero & Ponta, 2010). También se han utilizado para modelar vigas en materiales compuestos,

con las que se puede alcanzar casi la misma exactitud que un modelo tridimensional con elementos finitos logrando un costo computacional dos o tres veces menor (Chen, et al., 2010).

Otro método para la solución estructural comúnmente utilizado es el método de reducción modal que simplifica la pala a un grupo de formas y frecuencias modales. Este método ha probado ser razonablemente acertado y muy rápido calculando la respuesta estática y dinámica de turbina eólicas si el número adecuado de modos es definido. Los datos modales para cualquier configuración pueden ser extraídos por pruebas experimentales o por análisis de elementos finitos (Chen, et al., 2010).

El siguiente método es el de elementos finitos (FEM por sus siglas en inglés). El FEM ha sido implementado en programas aeroelásticos desarrollados por laboratorios como RISO, CRES y NTUA (ECN, 2002). Este método permite un análisis detallado en deformaciones complejas, sin embargo demanda un alto costo computacional, sobre todo cuando se evalúan objetos tridimensionales con geometrías complejas (Zhang & Yao, 2004). Estudios desarrollados en relación a aerogeneradores, se han enfocado en evaluar las palas con elementos finitos utilizando dos aproximaciones: un modelo 3D y otro simplificado en 2D. El primero simula la pala con elementos sólidos, mientras que el segundo evalúa la geometría a partir de láminas bidimensionales, partiendo de la suposición que el espesor es muy pequeño en comparación a la cuerda de la pala. Esta simplificación reduce el número de grados de libertad y por supuesto el cómputo requerido (Chen, et al., 2010). En general FEM ha sido ampliamente aplicado a la industria mediante el uso de programas comerciales como ANSYS, NX y Abaqus. Del mismo existen muchos trabajos académicos utilizando este método, varios de los cuales enfocados en evaluar estructuras en compuestos así como aerogeneradores (Locke & Valencia, 2004) (Wetzel, 2009).

El método de elementos finitos es también utilizado como complemento a otros métodos como la teoría de pared delgada, la cual utiliza superficies en dos dimensiones para modelar geometrías en tres dimensiones (Reuther, et al., 1999). Esta teoría es válida siempre y cuando el espesor de la geometría a modelar sea mucho menor a las otras dimensiones de la misma. A pesar de esta restricción, tiene una amplia aplicación en la evaluación de vigas y estructuras aeronáuticas en materiales compuestos (Cárdenas, et al., 2011) (Back & Will, 2008). Las estructuras son modeladas mediante elementos geométricos como triángulos, cuadrados o simples líneas que representan las pieles, costillas, largueros o larguerillos de una estructura aeronáutica. Finalmente en la solución utilizan elementos finitos para calcular las deformaciones sobre la estructura. Trabajos como los realizados por Back (Back & Will, 2008) y Vo (Vo & Lee, 2010) evaluaron con modelos de pared delgada perfiles tipo I, fabricadas en compuestos sometidas a diferentes cargas y calculan las deformaciones resultantes frente a resultados encontrados en la literatura. Por su parte Cárdenas (Cárdenas, et al., 2011) calculó los desplazamientos de la estructura en materiales compuestos de un aerogenerador cuando se encuentra sometido a diferentes cargas.

Existen otros algoritmos denominados como métodos sin malla (meshless) que en gran medida evitan los problemas asociados al proceso de mallado del dominio. Entre estos algoritmos se encuentra el método híbrido de nodos de frontera (RHBNM por sus siglas en inglés) (Zhang & Yao, 2004), el cual es una variación de los elementos de fronteras, que presenta una alta precisión para calcular los desplazamientos y los esfuerzos en el dominio y la frontera. Este método ha mostrado buenas características para solucionar problemas elásticos aunque nunca ha llegado a ser

implementado en problemas aeroelásticos, por tanto su validación sigue siendo limitada y poco documentada.

2.3. AEROELASTICIDAD

Los códigos aeroelásticos están influenciados por los tipos de turbinas eólicas que se están fabricando; el aumento de los tamaños en las palas y la instalación de granjas eólicas en alta mar (aguas abiertas), dan lugar a cargas más complejas en los diseños. La investigación aeroelástica se concentran principalmente en el campo aerodinámico, los actuales desarrollos buscan mejorar la precisión y disminuir los tiempos en el modelamiento de la estela, caracterizar nuevos perfiles aerodinámicos, modelar los flujos complejos de entrada al rotor, evaluar la aerodinámica de granjas eólicas en tierra y en alta mar (Hansen, et al., 2006).

Los métodos aeroelásticos utilizan diferentes sistemas para el acoplamiento, sin embargo el acople utilizado dependerá de varios factores, el tipo de solucionador aerodinámico y estructural que se están utilizando, y a la vez dependerá del tipo de problema que se desea resolver. Por lo que antes de desarrollar o utilizar un programa para evaluación aeroelástica es necesario conocer los requerimientos de la simulación, ya que una simulación en una sola dirección puede ser suficiente para la solución del problema debido a que la deformación de la estructura por las cargas fluido-dinámicas es mínima en comparación a sus dimensiones.

Existen diferentes métodos para la solución numérica del acople dentro de problemas FSI, entre los más usados se encuentran los métodos de punto fijo y Newton Raphson (Degroote , et al., 2010). El método de Newton Rapson puede ser usado en aproximaciones acopladas y desacopladas. Este método soluciona las ecuaciones no lineales del flujo y la estructura para todos los dominios. Por otra parte, el método de Punto Fijo o Gauss-Seidel es utilizado en aproximaciones desacopladas, donde los problemas del flujo y la estructura son solucionados sucesivamente hasta que la diferencia sea menor al criterio de convergencia, por ejemplo el sistema de acople utilizado por ANSYS (ANSYS, 2011).

Gran parte de los trabajos encontrados en el estado del arte para evaluación FSI, son desarrollados con análisis de una sola vía, donde se calcula la aerodinámica del aerogenerador, se exportan las cargas y se evalúa la respuesta la estructura. Estos casos son en gran parte utilizados para conocer el grado de influencia del fluido sobre la estructura y evaluar la necesidad de estudios más profundos. Referenciando trabajos FSI en una sola vía, se pueden mencionar la investigación desarrollada por Wu (Wu & Young, 2012) que evalúa la aerodinámica de un generador eólico mediante BEM y ANSYS CFX. En este trabajo se utiliza BEM únicamente para calcular las cargas fluido-dinámicas sobre la estructura de un aerogenerador diseñado en materiales compuestos mediante ANSYS. En el estudio se calcula el mínimo espesor permisible que pueden tener las pieles de la pala para un factor de seguridad dado, buscando el menor peso y el menor consumo de materiales. Un trabajo muy similar es el desarrollado por Habalia (Habalia & Salehb, 2000), donde se diseña mediante BEM las palas de un aerogenerador y luego se calculan los esfuerzos y las deformaciones de la estructura mediante FEM.

Por otra parte los estudios en dos vías, donde la estructura y el fluido se afectan mutuamente, se encuentran trabajos como el realizado por Bazilevs (Bazilevs, et al., 2010), que presenta el estudio sobre un aerogenerador de 5MW (126m de diámetro), con una simulación fuertemente acoplada. Dentro de este estudio se utiliza un modelo tipo LES (en inglés *Large Eddy Simulation*) con mallas móviles para la solución del flujo de fluido turbulento, mientras que para el análisis estructural se utiliza el método *Bending Strip*, que permite incorporar materiales compuestos. En el estudio se calcula la deformación de la estructura y se evalúa el efecto de torque aerodinámico de una pala flexible cuando se compara con una pala rígida y con resultados obtenidos mediante BEM utilizando el programa AeroDyn. Esta comparación se puede observar en la Figura 11.

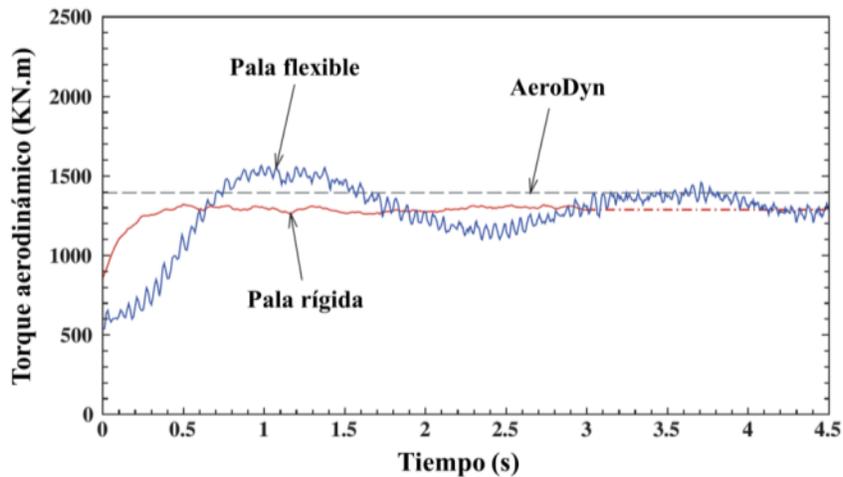


Figura 11. Torque aerodinámico en función del tiempo para una pala rígida y flexible (Bazilevs, et al., 2010)

Otro estudio FSI realizado en dos vías es el de Baxevanou (Baxevanou, et al., 2008), quien utiliza Navier-Stokes CFD junto con un modelo elástico para realizar el estudio aeroelástico de un aerogenerador. En este trabajo se realizan estudios de malla y se evalúa la influencia del paso del tiempo sobre la solución buscando reducir el costo computacional. Realizan además, un estudio utilizando formulaciones implícitas y explícitas y comparando diferentes modelos de turbulencia. Las simulaciones con distintas formulaciones del acople muestran coherencia en los resultados, sin embargo en los resultados encontrados mediante función de pared (*Wall Function*) y tratamiento de pared (*Wall Treatment*) se aprecian diferencias.

Otro estudio en dos vías es el realizado por Schmucke (Schmucke, et al., 2010) en el que se evalúa una turbina hidráulica tipo Kaplan y se calcula la deformación de los alabes de la turbina y su efecto sobre el desempeño de la misma. El estudio utiliza ANSYS CFX y Mechanical APDL para el solucionador hidrodinámico y estructural, respectivamente. La turbina se simuló con diferentes valores de rigidez y se comparó su desempeño.

El estado del arte muestra que los estudios aeroelásticos están enfocados en el desarrollo y aplicación de herramientas que permitan realizar cálculos más precisos y rápidos, del mismo modo

sus aplicaciones prácticas, en el caso de estudio de aerogeneradores, se concentran en asegurar confiabilidad de la estructura frente a las diferentes cargas que este tipo de máquinas debe soportar. Sin embargo aún no se muestra estudios concretos que evalúen el desempeño de un aerogenerador modificando las características estructurales de la pala, buscando mejoras que permitan reducir la cantidad de materiales sin afectar la potencia que puede entregar el aerogenerador.

3. ESQUEMAS Y METODOS DE EVALUACIÓN PARA SIMULACIONES FSI DE AEROGNERADORES

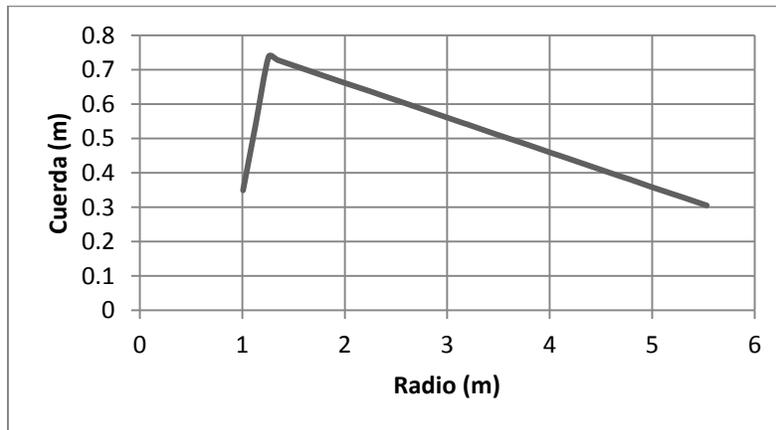
Dentro de este capítulo se van a presentar los procedimientos y métodos de evaluación desarrollados para simular la interacción fluido estructural en la pala de un aerogenerador. Para lograr dicho objetivo fue necesario realizar una metodología de evaluación aerodinámica, estructural y otra de acoplamiento. El método de validación aerodinámico se formuló mediante el programa ANSYS Fluent CFD, en esta subsección se presenta la evaluación computacional de un aerogenerador y sus resultados de torque y empuje son comparados frente a los valores experimentales reportados por otros autores. Por otra parte, dentro del método de evaluación estructural se utilizó ANSYS Mechanical. Esta subsección se dividió en dos etapas, dentro de la primera se evaluaron vigas fabricadas en materiales compuestos con geometrías simples, mientras que en la segunda se realizó el mismo procedimiento con geometrías más complejas y que son del interés de esta trabajo. En particular, se utilizó la pala de un aerogenerador fabricada en materiales compuestos, para la que se realizó un análisis estático estructural y un análisis modal. Finalmente la validación FSI se desarrolló utilizando los dos programas antes mencionadas junto con el programa ANSYS Coupling. En este caso se evaluaron las deflexiones de una barra empotrada sometida a un flujo perpendicular. Este caso tiene un nivel bajo de complejidad cuando los análisis aerodinámico y estructural se realizan por separado, sin embargo el objetivo de esta validación fue asegurar el correcto funcionamiento del acoplador. En todas las simulaciones realizadas, tanto para etapa de validación como para la siguiente sección se tuvo disponible una estación de trabajo con 8 procesadores de 2,93Ghz y 48GB de RAM.

3.1. METODOLOGÍA DE EVALUACIÓN AERODINÁMICA

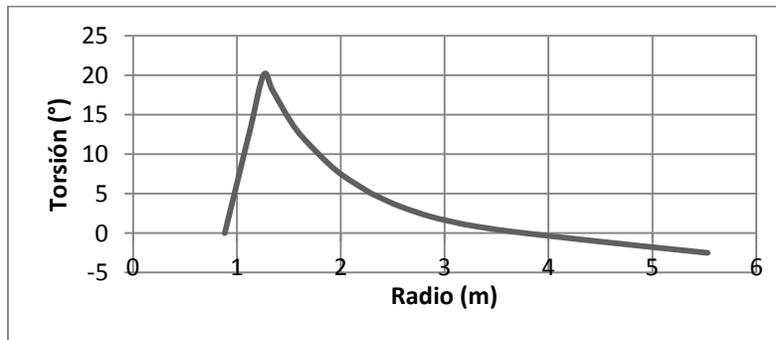
Dentro de la validación aerodinámica se evaluó la precisión en el cálculo del empuje y el torque de un aerogenerador a diferentes velocidades. Para lograr este objetivo, primero se construyó la geometría de la pala junto con los volúmenes necesarios para la simulación fluido-dinámica. Luego se generó la malla y se definieron las condiciones de frontera y los modelos numéricos, finalmente se simuló y se analizaron los resultados. Para obtener valores confiables se realizó un estudio de malla donde se calculó el error de los resultados numéricos de cada malla desarrollada frente a datos experimentales reportados por otros autores. Adicional a la precisión en el cálculo de empuje y torque se tuvo en cuenta los valores de y^+ y el tiempo de simulación como parámetros para la selección de la malla a utilizar.

3.1.1. Condiciones generales de la simulación

Para la simulación de la evaluación aerodinámica de un aerogenerador, se desarrolló una metodología para evaluar el desempeño mediante CFD utilizando el programa ANSYS Fluent que utiliza el método de volúmenes finitos. Para validarla se tomó como referencia el aerogenerador NREL PHASE VI del que se cuenta con una amplia documentación técnica (NREL, 2000). Este es un aerogenerador de eje horizontal de dos palas y 10 metros de diámetro. El PHASE VI utiliza el perfil aerodinámico S809 a lo largo de toda la sección transversal de la pala. La distribución de la cuerda y la torsión sobre la pala se pueden observar en la Figura 12. El aerogenerador opera a una velocidad angular constante de 72RPM y se evalúa a condiciones a nivel del mar. Información más detallada sobre la geometría de la pala y su funcionamiento se puede encontrar en los documentos de NREL.



(a)



(b)

Figura 12. NREL PHASE VI, cuerda (a) y torsión (b)

A partir de la geometría de la pala en 3D se generó un volumen con la forma de medio cilindro que rodea la pala, este se define como el dominio interior que sirve para especificar la componente rotacional del aerogenerador. Luego se generó un segundo volumen denominado dominio exterior que contiene al dominio interior y en el que se define la componente de velocidad del aire (perpendicular al área de barrido de la pala). En la Figura 13, se puede observar las geometrías construidas y en la Figura 15 se presenta un esquema de las dimensiones de los dominios generados en función del radio R de la pala.

Cabe resaltar que solo es necesario construir la mitad del dominio de control ya que la otra mitad se comporta exactamente igual, debido al comportamiento cíclico del aerogenerador. Para poder realizar esta simplificación se utiliza la herramienta de periodicidad disponible en ANSYS Fluent, que además permite disminuir el costo computacional.

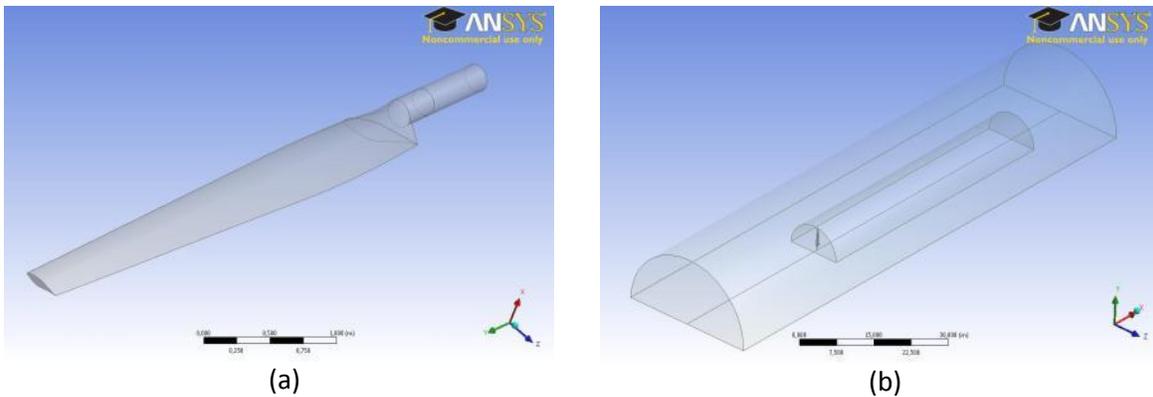


Figura 13. NREL PHASE VI, pala (a) y volumen (b)

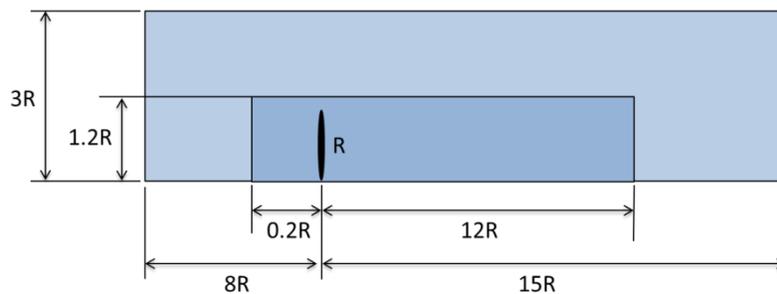


Figura 14. Dimensiones de los dominios

Para la definición de las condiciones de frontera, la cara plana del dominio exterior más alejada de la pala se definió como presión de salida y la más cercana como velocidad de entrada. La superficie curva del dominio exterior tiene una condición de flujo lejano. Las superficies planas perpendiculares a la pala tienen la condición de periodicidad. Las superficies límites entre el

dominio interior y exterior se definen como superficies interiores y permiten la comunicación y el paso de fluido entre los dominios. Se recuerda que en el dominio interior se define la componente de rotación del aerogenerador. Las condiciones de frontera se pueden apreciar en la Figura 15.

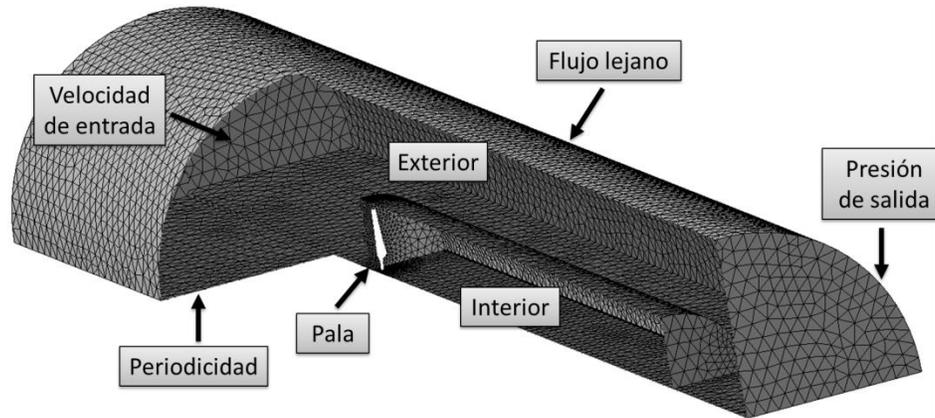


Figura 15. Condiciones de frontera

Dentro de las condiciones numéricas de simulación se asumió un flujo en estado estacionario, también se consideró un fenómeno incompresible debido a que el número de mach en el fluido no supera el valor de 0.4, valor por encima del cual se debe considerar los cambios en la densidad (Anderson, 2001). Se trabajó con condiciones del aire a nivel del mar (debido a los datos disponibles para la validación de los resultados) y se utilizaron marcos de referencia móviles para simular la componente rotacional del aerogenerador. El algoritmo secuencial, SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation* en inglés) fue usado para la solución de todas las variables primitivas. Para los términos convectivos de las ecuaciones de cantidad de movimiento y para la ecuación de turbulencia se usó el esquema de interpolación QUICK debido a su superioridad reportada con otros métodos (ANSYS, 2010).

El modelo viscoso turbulento utilizado fue SST $\kappa - \omega$ que es un método tan computacionalmente robusto como $\kappa - \epsilon$, pero muestra ventajas para analizar flujos rotacionales permitiendo mayor exactitud y confiabilidad, excepto en los casos donde hay una fuerte separación del flujo (ANSYS, 2010). Asociado al modelo SST $\kappa - \omega$ se utilizó la aproximación de capa limite *Standard Wall Function* (ANSYS, 2010).

3.1.2. Simulación y estudio de malla

Inicialmente, se realizó un estudio de malla para dos velocidades del viento (7m/s y 20,1m/s) y cuatro mallas donde se evaluaron distintos parámetros: torque, empuje, $y +$ y tiempo de simulación. Todas las mallas son no estructuradas con elementos tetraédricos. Las simulaciones se definieron con un criterio de convergencia de 10^{-4} . En la Tabla 1 y Tabla 2 se muestran los resultados de las simulaciones donde se calcula la variación respecto a valores experimentales de los resultados numéricos para el empuje y el torque y se analiza la validez de las simulaciones desde el valor de $y +$. Se puede observar que en todas las simulaciones de 7m/s, el torque está

por debajo del valor experimental y la que presenta el mayor error es la malla más gruesa (Malla 4), sin embargo para este mismo parámetro a 20,1m/s, el error más grande se da para la malla más fina (Malla 1) y el más pequeño pertenece a la Malla 4. En relación al empuje se encuentra que todas las simulaciones presentan errores muy similares con respecto a los resultados experimentales. Los errores mencionados anteriormente se deben principalmente al tipo de aproximación de función de pared utilizada y al desprendimiento de capa limite en la superficie analizada, lo cual se va mencionar más adelante.

Antes de analizar el valor de $y +$ se debe recordar que se está utilizando la aproximación *Standard Wall Function* que define que $y +$ debe estar en un rango entre 30 y 500 para una correcta solución de los fenómenos de capa limite. Valores entre 5 y 30 se encuentran en la zona de transición donde esta aproximación no es válida. Valores por encima de 500 también llevarán a soluciones incorrectas. Mayor información se puede encontrar en los manuales de ANSYS (ANSYS, 2010). Los valores de $y +$ para la Malla 1 muestran que están muy por debajo de 30 en las dos velocidades (7m/s y 20.1m/s), y por tanto gran parte de la superficie de la pala se encuentra en la zona de transición llevando a soluciones poco confiables.

Tabla 1. Velocidad 7m/s

Malla	Número Elementos	Torque (N.m)	Error	Empuje (N)	Error	$y +$	
						Mayor	Menor
1	8716353	684,92	-14,46%	1069,54	-10,26%	150	6
2	1741049	661,12	-17,43%	1046,71	-12,18%	250	25
3	1248507	661,22	-17,42%	1056,74	-11,34%	260	30
4	977578	648,61	-18,99%	1053,19	-11,64%	290	30

Tabla 2. Velocidad 20.1m/s

Malla	Número Elementos	Torque (N.m)	Error	Empuje (N)	Error	$y +$	
						Mayor	Menor
1	8716353	1370,25	23,76%	2768,31	-8,03%	180	6
2	1741049	1035,79	-6,45%	2728,48	-9,35%	280	30
3	1248507	1024,47	-7,47%	2679,01	-10,99%	320	40
4	977578	1055,69	-4,65%	2741,18	-8,93%	330	60

La

Tabla 3 reporta el tiempo que requiere cada simulación para realizar 800 iteraciones, que es en promedio lo que tardaron en converger. Hay que resaltar que este es uno de los parámetros de evaluación más críticos, ya que las simulaciones posteriores de interacción fluido estructural requerirán tiempos de cómputo mayores. Esto se debe a que el aerogenerador se evaluará en estado transitorio, lo que demandará que cada paso de tiempo cumpla con el criterio de convergencia. Además el solucionador estructural y el acoplador deben realizar sus propias iteraciones, lo que aumenta considerablemente el tiempo total de simulación. Por lo tanto

cualquier tiempo de cómputo que se pueda optimizar desde cada herramienta participante se verá reflejado en la simulación final FSI.

Considerando que los resultados de torque y empuje encontrados en las mallas 2, 3 y 4 conservan valores similares de precisión se optó por elegir la Malla 4 para continuar el proceso de validación debido a que es la que consume menor tiempo de simulación. Ya que como se mencionó anteriormente el tiempo de cómputo es un importante factor de peso en las simulaciones FSI.

Tabla 3. Tiempo de simulación (800 iteraciones)

Malla	Numero Elementos	Tiempo
1	8716353	5:43:20
2	1741049	0:43:20
3	1248507	0:31:00
4	977578	0:24:20

3.1.3. Resultados

A partir del estudio de mallas, se seleccionó la Malla 4 como la más apropiada para continuar con el estudio aerodinámico del aerogenerador, realizando la simulación para seis diferentes velocidades del viento. Los valores numéricos y experimentales de torque y empuje se pueden observar en la Figura 16 y la Figura 17, respectivamente. Se nota que el torque calculado por CFD sigue la tendencia experimental, sin embargo muestra una discrepancia para valores de velocidad, entre 10m/s y 15m/s, alcanzando un error máximo de 20,57% a 13m/s. Por su parte las curvas experimentales y numéricas del empuje muestran comportamientos más parecidos, sin embargo también se alcanza un error importante de 17,33% a 13m/s. A pesar de ello, los resultados son similares a los reportados en literatura sobre simulación de rotores (Sørensen, et al., 2002). Una de las fuentes frecuentes de error en estos casos es el desprendimiento de capa limite, que lleva a sobrestimar los valor de arrastre y por tanto entrega resultaos poco precisos en las zonas donde ocurre este fenómeno.

3.2. METODOLOGÍA DE EVALUACIÓN ESTRUCTURAL

Para realizar la validación estructural mediante el programa ANSYS Mechanical basado en el método de elementos finitos, se desarrolló un procedimiento de simulación similar al implementado para el estudio aerodinámico. Todos los casos simulados utilizaron el modelo de pared delgada que permite evaluar cuerpos en tres dimensiones utilizando superficies o formas geométricas simples en dos dimensiones y definiendo el espesor de la pared como una condición de entrada. Por su parte los materiales compuestos fueron incorporados utilizando el tipo de

elemento SHELL99, en el que se define el material, el ángulo y el espesor de cada una de las capas del laminado.

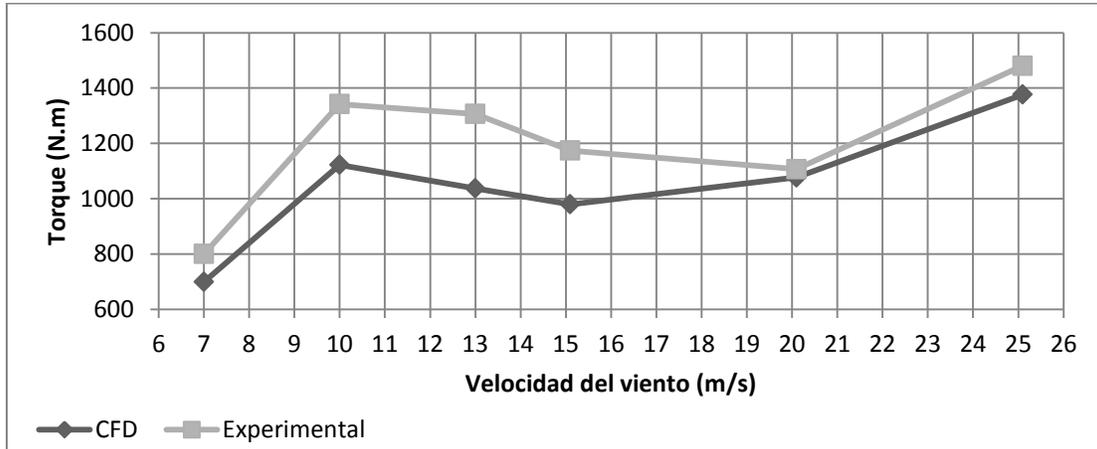


Figura 16. Torque vs Velocidad del viento

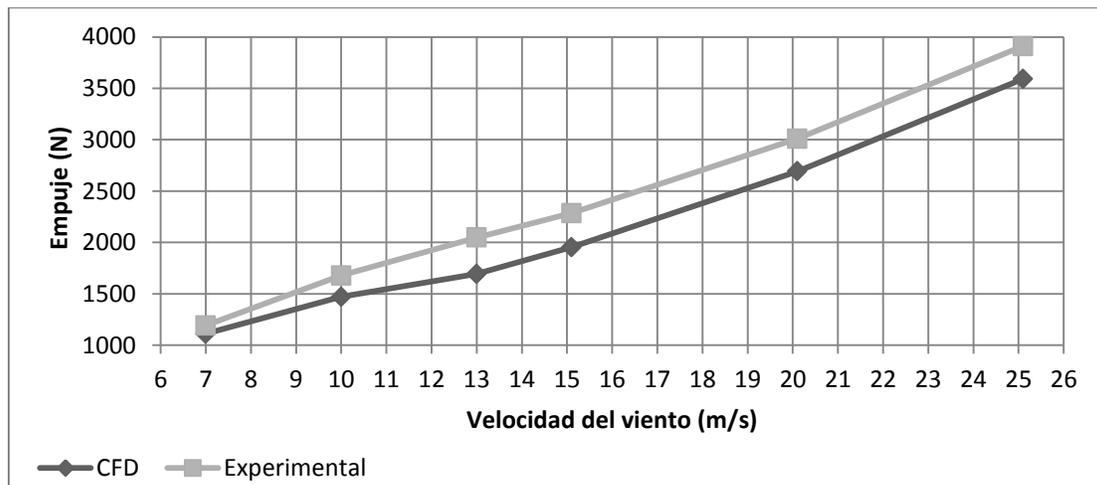


Figura 17. Empuje vs Velocidad del viento

Para las primeras simulaciones de validación se evaluaron dos vigas tipo I construidas en materiales compuestos. Estas estructuras se evaluaron bajo cargas uniformemente distribuidas y puntuales. A pesar de que los desplazamientos máximos para estos dos casos son pequeños, en comparación a la deformación la pala de un aerogenerador, sirvieron como primera aproximación de la metodología implementada. Además para fines de este trabajo se busca que las deformaciones de la pala evaluada se mantengan dentro del rango elástico de los materiales.

Después la evaluación de las vigas se calculó la precisión de esta metodología para evaluar la pala de un aerogenerador fabricada en compuestos, donde se analizó bajo diferentes tipos de cargas estáticas y se calcularon sus frecuencias modales mediante el programa ANSYS Modal.

3.2.1. Viga simplemente soportada bajo carga distribuida (Caso 1)

En la primera simulación se evaluó una viga con perfil en I simplemente soportada bajo una carga uniformemente distribuida. La viga tiene una longitud de 2,5m, tanto las dos alas como el alma miden 50mm y tienen un espesor constante de 2,08mm. La carga distribuida es de 1KN/m y se aplica a lo largo de la viga, en el centroide del perfil y paralela al plano del alma, como se puede observar en la Figura 18.

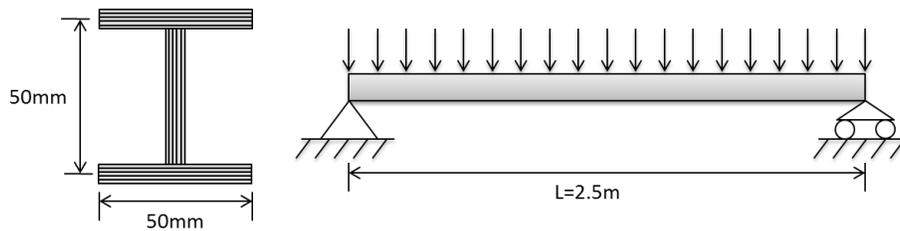


Figura 18. Dimensiones y condiciones de frontera de viga tipo I (Caso 1)

El alma y las alas de la viga se constituyen de 16 capas de fibra de vidrio con resina epóxica. Las propiedades elásticas del material se pueden observar en la Tabla 4.

Tabla 4. Propiedades elásticas fibra de vidrio – epóxica

E_1	53,78	GPa	G_{12}	8,96	GPa	ν_{12}	0,25
E_2	17,93	GPa	G_{23}	3,45	GPa	ν_{23}	0,34
E_3	17,93	GPa	G_{13}	8,96	GPa	ν_{13}	0,25

Las simulaciones realizadas evalúan varias secuencias de laminado en el que se varía el ángulo de cada capa. Antes de ello, se realizó un estudio malla con la secuencia $[0]_{16}$, es decir, 16 capas de laminado, todas con un ángulo de 0° con respecto al sistema coordenado de referencia. Se analizaron ocho mallas diferentes con elementos cuadráticos cuadrados y se calculó la mayor deformación en la viga para cada una. Los resultados se pueden encontrar en la Figura 19, se puede calcular que la diferencia entre los valores de deformación es menor al 1% para mallas con un número de elementos superior a 2000.

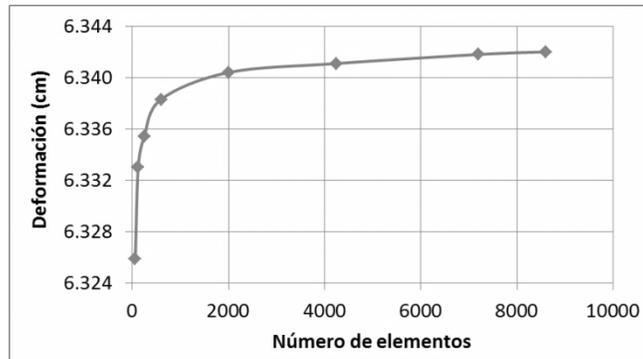


Figura 19. Estudio de malla

En función de lo anterior, se eligió la malla de 2000 elementos para evaluar las distintas secuencias de laminado. En la Tabla 5 se presentan los resultados de deformación máxima para cada laminado comparado con los resultados reportados por ABAQUS (Back & Will, 2008), en el que se encuentran errores menores a 0,1%.

La nomenclatura utilizada para los laminados significa que los números dentro de los corchetes indican los ángulos de las capas de laminado (cada número corresponde a una capa del laminado). El subíndice define el número de veces que se repite la información dentro de los corchetes, si el subíndice está acompañado de la letra S indica que el laminado es simétrico con respecto a su centro. Por ejemplo la secuencia $[15/-15]_{4s}$ se puede escribir de forma larga como $[15, -15, 15, -15, 15, -15, 15, -15, -15, 15, -15, 15, -15, 15]$.

Tabla 5. Resultados de máxima deformación (cm)

Laminados	ABAQUS*	Presente	Error
$[0]_{16}$	6,340	6,340	0,01%
$[15/-15]_{4s}$	6,989	6,990	0,02%
$[30/-30]_{4s}$	9,360	9,363	0,04%
$[45/-45]_{4s}$	13,479	13,488	0,07%
$[60/-60]_{4s}$	17,023	17,036	0,08%
$[75/-75]_{4s}$	18,490	18,505	0,08%
$[0/90]_{4s}$	9,400	9,405	0,05%

* (Back & Will, 2008)

3.2.2. Viga en cantiléver (Caso 2)

El segundo caso que analizado, emplea la misma viga del caso anterior con el mismo material, pero puesta en cantiléver. Esta se sometió una fuerza vertical F igual a 250N en el extremo libre como se observa en la Figura 20.

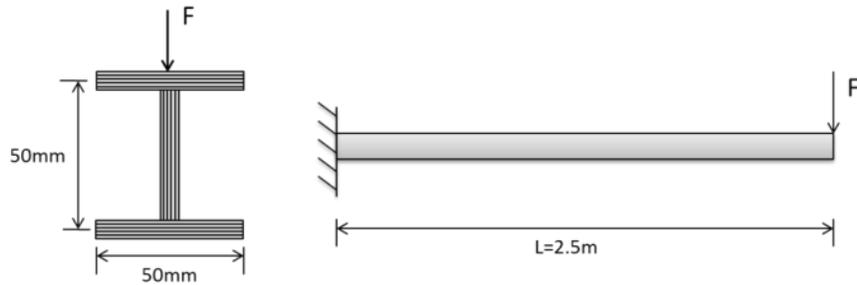


Figura 20. Dimensiones y condiciones de frontera de viga tipo I (Caso 2)

Al igual que para el caso con carga distribuida, se evaluaron diferentes secuencias de laminado donde se calcula el máximo desplazamiento vertical de la viga y se compara con los resultados encontrados en ABAQUS (Vo & Lee, 2010). Los resultados de desplazamiento se presentan en la Tabla 6 y se observa que el error sigue siendo bajo sin embargo presenta un incremento con respecto al Caso 1. El mayor error reportado se presenta cuando las fibras se encuentran direccionadas a 90° del eje principal alcanzando un error máximo de 3,57%. Estas diferencias se deben a que dentro de ABAQUS se definieron las propiedades de un lamina (E_1 , E_2 , G_{12} , ν_{12}) mientras que el trabajo presente se utilizaron las propiedades ortotrópicas de la Tabla 4.

Tabla 6. Desplazamiento vertical (cm)

Laminados	ABAQUS*	Presente	Error
$[0]_{16}$	15,976	16,029	0,33%
$[15/-15]_{4s}$	17,643	17,723	0,45%
$[30/-30]_{4s}$	23,613	23,812	0,84%
$[45/-45]_{4s}$	33,746	33,994	0,73%
$[60/-60]_{4s}$	42,203	43,432	2,91%
$[75/-75]_{4s}$	45,607	47,183	3,45%
$[90/-90]_{4s}$	46,275	47,926	3,57%
$[0/90]_{4s}$	23,682	23,877	0,82%

* (Vo & Lee, 2010)

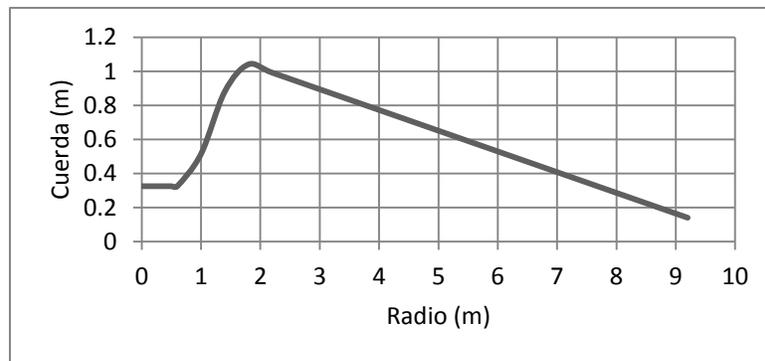
3.2.3. Pala de aerogenerador

Una vez validada la metodología para evaluar desplazamientos en formas geométricas simples con materiales compuestos, se entró a validar la metodología para evaluar una pala fabricada con materiales similares bajo diferentes condiciones de carga estática. Es importante resaltar que el estudio FSI actual busca evaluar estructuras dentro del rango elástico de los materiales y solo se estudiarán los desplazamientos de la estructura como reacción a las fuerzas fluido-dinámicas evitando llevar la estructura a condiciones donde se requieran análisis más complejos (ej.

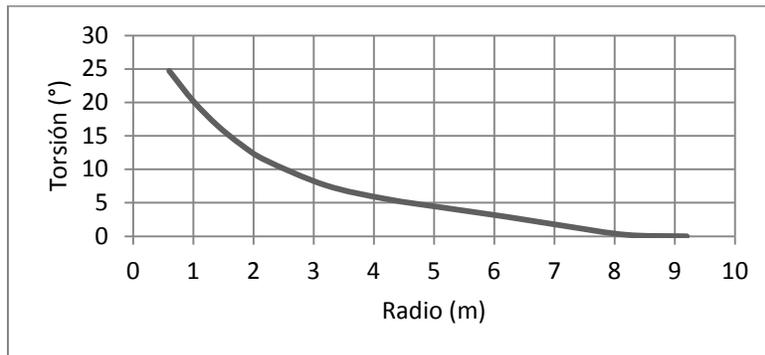
deformación plástica o rotura del material). Complementario a la simulación estática se realizó la validación del análisis modal para la pala, calculando las frecuencias naturales de la estructura.

- **Geometría y propiedades de la pala**

El aerogenerador utilizado para el estudio es el NPS-100 del Laboratorio Nacional Sandia, para el que se tiene la documentación técnica necesaria para la validación (Cárdenas, et al., 2011) y (Locke & Valencia, 2004). El NPS-100 tiene tres palas de un radio de 9,2m. Su sección transversal varía a lo largo del radio debido al cambio en la cuerda y en el ángulo de torsión como se observa en la Figura 21, sin embargo el perfil aerodinámico S821 es el mismo desde una radio igual 1,8m hasta el final de la pala; el cambio de la sección trasversal desde la raíz hasta 1,8m se puede consultar en el ANEXO 1. Por otra parte, la pala tiene una viga interna tipo I que se extiende desde 1m del radio hasta los 8m.



(a)



(b)

Figura 21. NPS-100 cuerda (a) y torsión (b)

El modelo CAD de la geometría está compuesto por superficies tanto para las pieles como para la viga interna como se puede observar en la Figura 22.

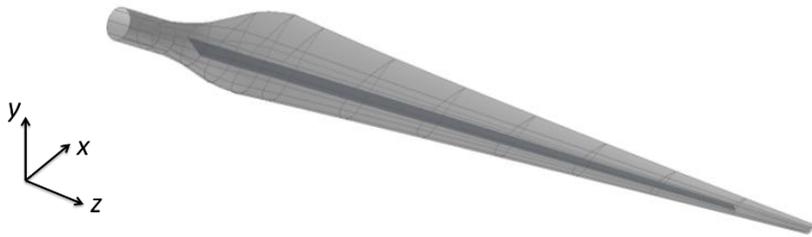


Figura 22. NPS-100

La pala está compuesta de fibra de vidrio tejida (C520, C260) y no tejida (MAT), madera balsa y Gel Coat, las propiedades de estos materiales se pueden observar en Tabla 7:

Tabla 7. Propiedades materiales de la pala (Cárdenas, et al., 2011)

	Material	Densidad (Kg m ⁻³)	E ₁₁ (GPa)	E ₂₂ (GPa)	v ₁₂	G ₁₂ (GPa)
A	C520	1874	48,2	11,7	0,30	6,48
B	C260	1874	43	8,90	0,27	4,50
C	3/4 MAT	1670	7,58	7,58	0,30	6,48
D	Gel Coat	1230	3,44	3,44	0,30	1,32
E	Madera balsa	144	2,07	-	0,22	-

La pala se divide en cinco segmentos a través de la cuerda y 13 secciones a lo largo de la pala como se puede observar en la Figura 23 y la Figura 24, respectivamente. Cada una de las áreas resultado de la intersección de un segmento con una sección tiene definido una secuencia de laminado. Las alas de la viga interna están asociadas al segmento III de la cuerda y el alma tiene también definida una secuencia de laminado. Para mayor detalle de las secuencias de laminado de la pala se puede consultar el ANEXO 1.

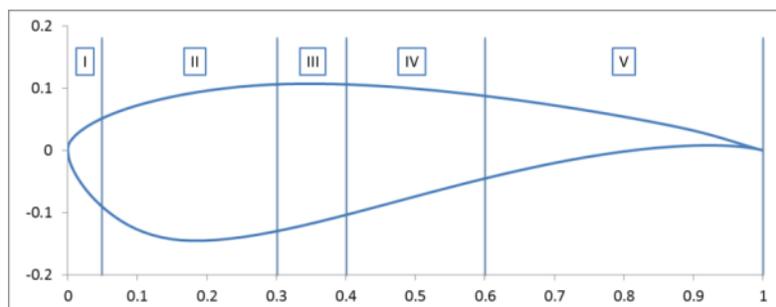


Figura 23. Segmentos de la cuerda

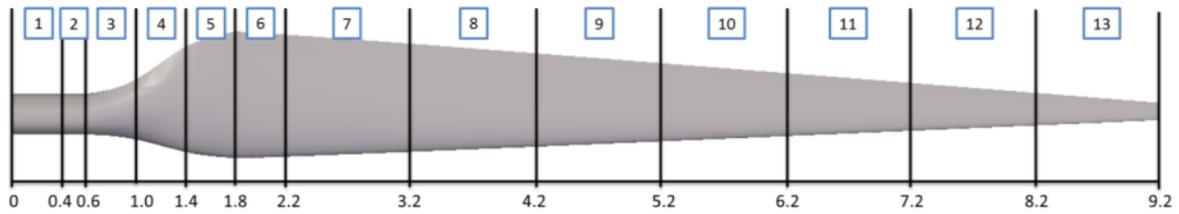


Figura 24. Secciones de la pala

• **Pruebas y resultados**

Para la simulación de la pala se trabajó con una malla compuesta de 10.944 elementos cuadráticos. Por otra parte, se definieron las secuencias de laminado para las áreas resultado de la intersección entre los segmentos y las secciones, y se definió un sistema coordenado local para cada una de las áreas con el fin direccionar las propiedades ortotrópicas de los materiales.

Se realizaron cuatro simulaciones, tres análisis estáticos con cargas puntuales sobre la pala y un análisis modal. Para todas estas pruebas la pala permaneció anclada en la raíz, imitando la condición real de operación de la estructura, pero no se tuvo en cuenta la fuerza centrífuga debido a la rotación. Para el primer caso se aplicaron dos cargas de 250 lb en la punta de la pala en la dirección y positiva, como se muestra en la Figura 25 (a). En el segundo caso se aplicaron las mismas dos cargas de 250lb en la punta de la pala pero con dirección x positiva, como se muestra en la Figura 25 (b). En el tercer caso de análisis estático se aplican cuatro fuerzas puntuales de 250 lb en la dirección y a lo largo de la pala sobre toda la línea de la viga a una distancia de 3m, 4,5m, 6,5m y 8m de la raíz como se observa en la Figura 25 (c). Donde las direcciones x, y, z se toman en base a la Figura 22.

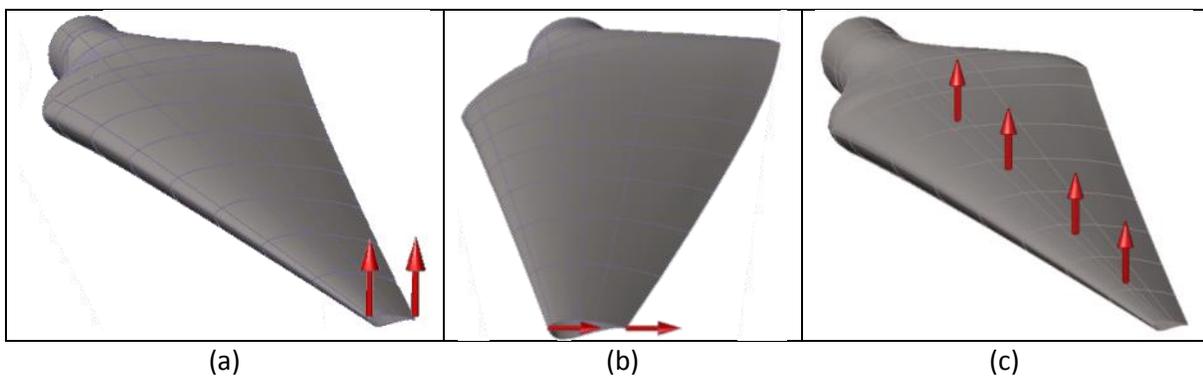


Figura 25. Cargas

En la Tabla 8 se muestran los valores de desplazamiento en la punta en las direcciones x y y reportados por Cárdenas (Cárdenas, et al., 2011), mediante dos métodos diferentes: ANSYS y el modelo de viga de pared delgada (TWB, por sus siglas en inglés) con elementos finitos. Mientras

que en la Tabla 9 se reportan los resultados de la simulación realizada y se comparan contra los resultados encontrados por Cárdenas. Los resultados de la presente simulación mostraron una menor desviación al compararse con el modelo de viga de pared delgada donde el mayor error fue menor al 8%, mientras que para el modelo de ANSYS usado por Cárdenas los errores porcentuales alcanzaron valores del 34%. Cabe considerar que los resultados de Cárdenas parten de simulaciones numéricas por tanto pueden presentar fuentes de error. Es así como se considera que aunque los errores son relativamente altos, los resultados reportados en el presente trabajo se encuentran en el rango de los resultados reportados por Cárdenas. Es así como los resultados de este trabajo son adecuados para la simulación FSI que se piensa desarrollar. Sin antes mencionar que en trabajos futuros será necesario buscar una nueva referencia que en lo posible compare sus resultados frente a un análisis experimental, y que además entregue una información detallada de todas las características y condiciones de la simulación.

Tabla 8. Casos de cargas estáticas (mm)

Caso	Ubicación	Fuerza	Cárdenas et al.*			
			ANSYS		TWB	
			Dx	Dy	Dx	Dy
Dirección x	Punta	2 x 250lb	95,00	26,00	89,60	37,00
Dirección y	Punta	2 x 250lb	26,00	243,00	37,20	309,00
Distribuida	3,4.5,6.5,8[m]	0.25kpi	-	130	-	156,00

* (Cárdenas, et al., 2011)

Tabla 9. Resultados de los casos evaluados

Caso	Ubicación	Fuerza	Dx (mm)	Error		Dy (mm)	Error	
				ANSYS	TWB		ANSYS	TWB
Dirección x	Punta	2 x 250lb	84,78	-10,76%	-5.38%	34,41	32,35%	-7,00%
Dirección y	Punta	2 x 250lb	34,88	34,15%	-6.24%	308,64	27,01%	-0,12%
Distribuida	3,4.5,6.5,8[m]	0.25kpi	-	-	-	150,09	15,45%	-3,79%

Además se realizó la validación del análisis modal donde se calcularon las frecuencias de la pala y se compararon con los resultados de Cárdenas (Cárdenas, et al., 2011). Es importante mencionar que el cálculo de las frecuencias modales de la estructura que se utilizará para el estudio FSI permitirá conocer de antemano si durante la operación del aerogenerador, este se encuentra cercano a alguna de sus frecuencias naturales y por tanto realizar modificaciones para evitar este fenómeno. Los resultados se pueden observar en la Tabla 10, donde se comparan con los reportados por Cárdenas. Se nota que la magnitud de los errores es relativamente baja, presentando una diferencia significativa para la sexta frecuencia modal del modelo de viga de pared delgada.

Tabla 10. Frecuencias modales (Hz)

Modos	Cárdenas et al.*		Presente	Error	
	ANSYS	TWB		ANSYS	TWB
1	4,716	4,381	4,408	-7,41%	0,61%
2	6,667	7,089	6,653	-0.21%	-6,15%
3	14,109	14,030	13,124	-6.98%	-6,46%
4	24,801	26,027	25,357	2.24%	-2,57%
5	28,008	29,233	27,226	-2.79%	-6,87%
6	42,620	48,472	40,198	-5.68%	-17,07%

* (Cárdenas, et al., 2011)

3.3. METODOLOGÍA DE EVALUACIÓN PARA LA INTERACCION FLUIDO ESTRUCTURAS

Para la validación de la metodología FSI se desarrolló el caso de una placa en cantiléver sometida a un flujo perpendicular, que sufre una deformación debido a las fuerzas fluido dinámicas que actúan sobre esta. Para realizar esta simulación, se utilizaron los programas anteriormente mencionados (ANSYS Fluent y ANSYS Mechanical) junto al ANSYS Coupling. En este caso se evaluó la deformación que sufría la punta libre de la placa en función del tiempo y se comparó con los resultados reportados en el estado del arte (Gluck, et al., 2001). En el estudio reportado por Gluck se trabajó con una malla estructurada y la malla del fluido se deformaba en función del desplazamiento de la placa sin llegar a regenerar la malla.

Cabe mencionar que antes del presente estudio se buscó evaluar otro fenómeno ampliamente documentado (Breuer, et al., 2012). Un estudio en dos dimensiones en el que se simula una placa unida a un cilindro dentro de un canal con un fluido a velocidad constante. El fluido pasa primero por el cilindro y luego por la placa que se encuentra dispuesta paralela al flujo. Cuando el fluido pasa por el cilindro genera vórtices aguas abajo que van a inducir un movimiento en la placa. Para este caso se logró realizar una validación de la partes fluido dinámica y estructural por separado. Sin embargo no se logró terminar la simulación FSI debido a los altos tiempos de cómputo ya que para simular seis segundos de tiempo real se requerían pasos de tiempo del orden de 10^{-04} s. En el ANEXO 2 se puede encontrar información sobre las dos primeras partes que se desarrollaron.

Volviendo al primer caso de validación mencionado, el dominio tiene una altura H igual a 6m, un largo L de 20m y un ancho de W de 0,4m. La placa tiene una longitud l igual a 1m y un espesor t de 10mm, además conserva el mismo ancho que el dominio, este se encuentra ubicada en el centro la frontera inferior. Un esquema de la geometría se puede observar en la Figura 26. La placa es simulada en tres dimensiones sin embargo presenta un comportamiento de dos dimensiones debido a la condición de simetría en la dirección z . El material de la placa tiene un módulo de elasticidad E de 3500MPa, una relación de Poisson ν de 0,32 y densidad igual a 1200kg/m^3 . El espesor de la placa es de 10mm. Por su parte el fluido tiene una densidad de 1kg/m^3

y una viscosidad dinámica de 0,2Pa.s. El flujo tiene una velocidad U de 10m/s y el número de Reynolds es igual a 50. El fluido entra por la frontera izquierda, choca contra la placa haciéndola deformar aguas abajo y generando un campo de baja presión detrás de la misma, finalmente el fluido sale del dominio por la frontera derecha.

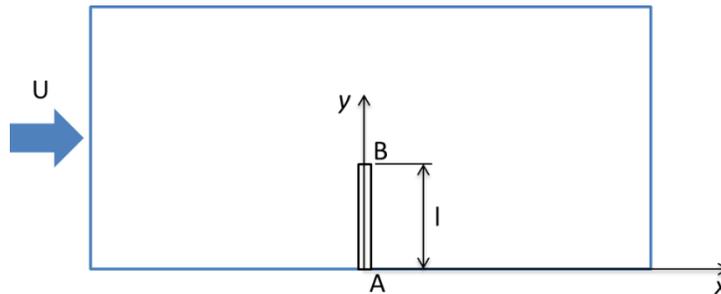


Figura 26. Esquema del caso

Se utilizó una malla no estructurada de 12000 elementos en la simulación fluido dinámica y una malla estructurada con 1100 elementos en la solución estructural con un paso de tiempo de 0,001. Durante la simulación, la malla del fluido eliminaba y generaba elementos en función del desplazamiento de la placa, por tanto el número total de elementos cambió sustancialmente al final de la simulación. Los elementos se podían deformar hasta un valor definido, mas allá de este valor la malla se regeneraba; cabe mencionar que este proceso de verificación de malla se realizaba cada paso de tiempo.

Finalizada la simulación, se evaluó el desplazamiento del punto B en la dirección x (ver Figura 27) en función del tiempo para la presente simulación y para el estudio realizado por Gluck. La grafica de las dos curvas se puede observar en la siguiente figura:

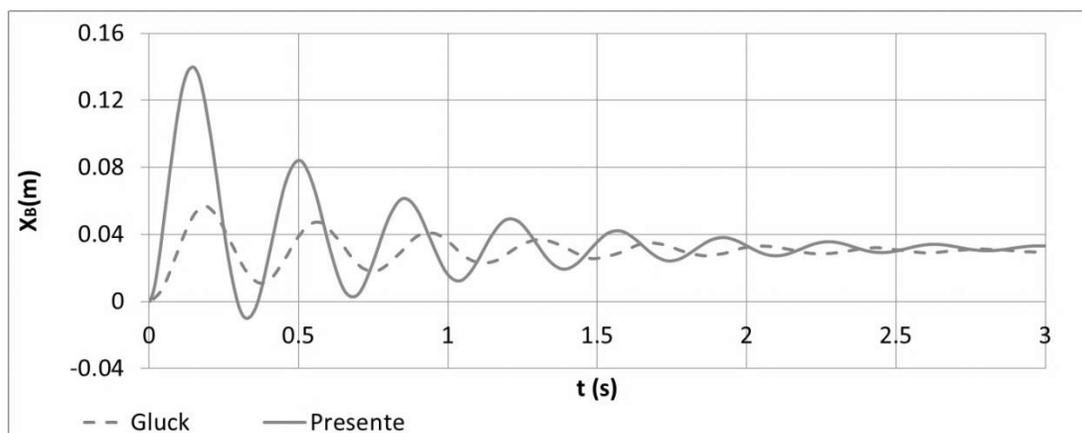


Figura 27. Desplazamiento vs tiempo

Como se puede observar los resultados de Gluck presentan una gran diferencia frente a los encontrados tanto en la amplitud como la frecuencia de las curvas. De los valores de Gluck se puede establecer que el punto B tiene un desplazamiento máximo de 0,05m mientras que los resultados presentes tienen un valor máximo de 0,14m. Del mismo modo la frecuencia de Gluck es de 2,71Hz mientras que el valor presente es de 2,8Hz. A pesar de que las curvas son distintas, se encuentra que convergen en el mismo valor de desplazamiento cuando se avanza en el tiempo. Además analizando cualitativamente las dos simulaciones se encuentra que las dos curvas se mantienen la mayor parte del tiempo con un valor de x positivo, es decir la placa se mantiene inclinada aguas abajo, lo que responde a la física real de un fenómeno de esta naturaleza.

Dando respuesta a la diferencia de los resultados se pueden analizar que el paso de tiempo entre las dos simulaciones es muy diferente, la de Gluck es igual a 0,1s, es decir la simulación actual tiene un paso de tiempo 100 veces menor al utilizado por Gluck. Esto definitivamente lleva a resultados diferentes ya que entre menor sea el paso de tiempo, mayor resolución tendrán las curvas y por tanto permitirá capturar valores que solo se logran en momentos específicos en el tiempo, lo cual se puede ver reflejado en picos más altos y valles más profundos como se observan en la Figura 27. Cabe mencionar que se trató de realizar una simulación con un paso de tiempo igual a 0,1s, con una malla que permitiera satisfacer un número de Courant para estas condiciones. Sin embargo el menor tamaño de elementos en la malla quedó limitado por un valor igual a 10mm que es el valor del espesor de la placa. Se formuló la simulación con las restricciones mencionadas pero inmediatamente se generaban errores porque la malla del fluido se deformaba a valores no permitidos. Esto sucede porque los pasos de tiempo son tan bruscos que la malla no alcanza a regenerarse correctamente.

Es importante resaltar que al utilizar mallas más finas se tendrían pasos de tiempo más pequeños, ya que se buscaría que los valores de Courant estuviera entre 2 y 10 (ANSYS, 2009), y por tanto se incrementarían los tiempos de simulación. Además el único cambio en los resultados sería una mayor amplitud entre picos y valles. Cabe recalcar que los resultados reportados por Gluck fueron obtenidos por medio de simulación numérica, del mismo modo sus resultados nunca fueron comparados frente a un segundo estudio, por tanto estas simulaciones pueden presentar errores inherentes que no fueron considerados durante los estudios realizados por Gluck.

4. INTERACCION FLUIDO ESTRUCTURA SOBRE LA PALA DE UN AEROGENERADOR

Dentro de este capítulo se realizó la evaluación de un aerogenerador involucrando la interacción fluido estructura. Los resultados se compararon con los obtenidos mediante una simulación fluido dinámica del mismo aerogenerador. A continuación se muestran las condiciones de simulación donde se especifica los puntos de evaluación para los casos analizados. Luego se muestran los resultados obtenidos del torque, tanto para el caso FSI como para la simulación fluido dinámica, donde se muestra los desplazamientos que sufre la pala debido a las cargas sobre la estructura.

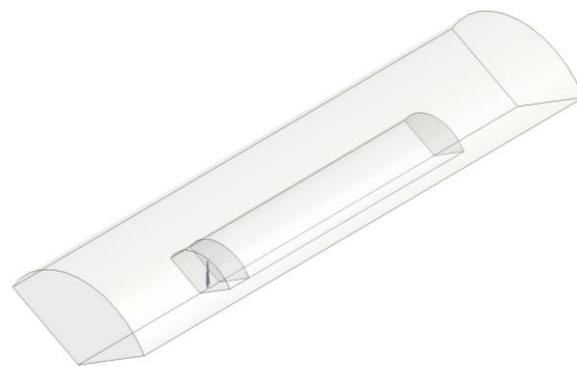
4.1. CONDICIONES DE SIMULACIÓN

Para realizar la simulación interacción fluido estructura se evaluó la pala del aerogenerador NPS-100, utilizado en la validación estructural. Para la simulación de este aerogenerador se contaba con totalidad de la información estructural, sin embargo no se obtuvo una referencia que definiera las condiciones reales de operación de este aerogenerador. Por lo tanto para obtener estas condiciones se realizaron algunas suposiciones en base al aerogenerador comercial ES-100, el cual tiene características geométricas similares (Locke & Valencia, 2004) las cuales se mencionan a continuación.

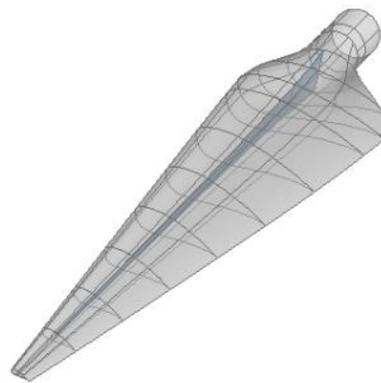
La hoja técnica del aerogenerador ES-100 (Northern Power, 2012) define su velocidad máxima de rotación igual a 60 RPM a una velocidad del viento de 14,5 m/s. Su sistema de regulación de potencia es mediante pérdida (*stall* en inglés), logrando el control de la velocidad de rotación. A diferencia del NPS-100, este aerogenerador está fabricado totalmente en fibra de vidrio. La pala tiene un paso fijo, ángulo que se desconoce por tanto se tuvo que definir un valor a partir de la eficiencia aerodinámica máxima que puede alcanzar la zona de la punta de la pala cuando el aerogenerador se encuentra en el punto de operación de diseño (14.5 m/s y 60 RPM). Esta eficiencia se definió buscando el ángulo de ataque con el que se alcanza el valor máximo L/D (relación sustentación-arrastre) del perfil S821 (perfil de la pala) (Airfoil Tools, 2010). Se halló que la mayor relación L/D de este perfil se alcanza a 6.5 grados, por tanto restando este valor al ángulo de torsión local en la zona de la punta del aerogenerador (ver Figura 21) se definió un paso igual a 5 grados.

El dominio de control del fluido se dimensionó teniendo en cuenta las proporciones definidas en la sección de validación aerodinámica. Es importante resaltar, que el NPS-100 es un aerogenerador de tres palas por lo tanto los volúmenes de control tienen solo 120 grados de un cilindro, lo que cambia con respecto al caso de validación donde los volúmenes tienen 180 grados (ver Figura 28

(a)). Luego se generó una malla no estructurada de 700000 elementos tetraédricos, manteniendo los valores de y^+ sobre la pala entre 30 y 500. Se definieron las condiciones de frontera y se exportó el modelo a ANSYS Fluent. La simulación se definió en estado transitorio y se programaron los parámetros para permitir que la malla se deformara y regenerara, debido a la interacción fluido estructura. Por otra parte, en la simulación estructural se conservó la geometría de la pala (ver Figura 28 (b)), la malla generada y las propiedades mecánicas de los materiales definidos en el capítulo de validación estructural del aerogenerador en la sección 3.2.3. Es importante resaltar que no se incluyó la velocidad rotacional en el modelo estructural debido a que la deformación elástica resultante en la estructura podría llevar a distorsiones indeseadas en la malla del fluido (Bazilevs, et al., 2010).



(a)



(b)

Figura 28. Dominio del fluido (a) y de la estructura (b)

Se definieron cuatro puntos de simulación: el primer punto se definió a 14,5 m/s y 60 RPM, con estos datos se calculó un valor de relación de velocidad en la punta (RVP) igual a 4. El otro punto se definió a 10 m/s y conservando el valor RVP se calculó una velocidad de rotación de 41,4 RPM. Los otros dos puntos se definieron a 20 m/s y a 2 5m/s (velocidad de salida de operación del aerogenerador), en estos dos puntos se definió un velocidad de rotación 60 RPM que es la máxima

velocidad de rotación del aerogenerador (Northern Power, 2012). Para todos los casos evaluados se definió un tiempo de simulación de cuatro segundos con un paso de tiempo igual a 0,001s, lo que aseguró que el número de Courant estuviera entre 2 y 10 (ANSYS, 2009). En la Tabla 11 se puede observar el resumen de los puntos de operación seleccionados.

Tabla 11. Puntos de evaluación

Punto de operación	Velocidad (m/s)	RPM
1	10	41,4
2	14,5	60
3	20	60
4	25	60

Se realizaron ocho simulaciones en total, cuatro de las cuales solo involucraron los fenómenos fluido dinámico (pala rígida) utilizando ANSYS Fluent. Mientras que las cuatro restantes tuvieron en cuenta la interacción fluido estructura (pala flexible) para lo que fue necesario utilizar ANSYS Fluent, ANSYS Mechanical y ANSYS Coupling. Lo anterior permitió medir la diferencia en el desempeño del aerogenerador cuando se involucran los efectos aeroelásticos sobre las palas. Por otra parte, es importante mencionar que cada una de las simulaciones FSI tardó aproximadamente cinco días de tiempo de cómputo para simular cuatro segundos de tiempo real del aerogenerador.

Cabe mencionar que dentro de las simulaciones no se tuvo en cuenta la torre del aerogenerador. Por tanto se está obviando cualquier interacción entre la palas y la torre, la cual puede también llegar a afectar el desempeño del aerogenerador e inducir problemas de vibraciones en la estructura

4.2. ANÁLISIS Y RESULTADOS

Durante las simulaciones fluido dinámicas se monitoreó el valor del torque mientras que en las simulaciones FSI se grabó el valor del torque y el desplazamiento en la punta de la pala. A continuación se muestran los resultados encontrados para cada uno de los puntos de evaluación.

En la Figura 29 se grafica la variación del torque en función del tiempo (entre 2 y 4 segundos) para la pala rígida y flexible. Todas las gráficas muestran la misma tendencia, el torque de la pala flexible es menor al de la pala rígida. Al calcular la disminución porcentual en el torque se encuentra que es inferior al 8% para los cuatro casos (ver Tabla 12). Sin embargo, al analizar los resultados de dicha tabla se observa que no existe una tendencia definida en la variación de la diferencia, comportamiento esperado, dado que el incremento en la velocidad del viento podría incrementar las fuerzas aerodinámicas y por tanto la deformación sobre la pala, lo que afectaría negativamente su desempeño aerodinámico. Una de las causas de este comportamiento es la

simulación aerodinámica ya que como se mencionó en el capítulo de validación, cuando existe un desprendimiento de capa límite el cálculo de las fuerzas pierde precisión. A pesar de ello se puede concluir que el efecto del flujo sobre la pala evaluada definitivamente tiende a disminuir el torque cuando es considerada una pala flexible en lugar de una rígida.

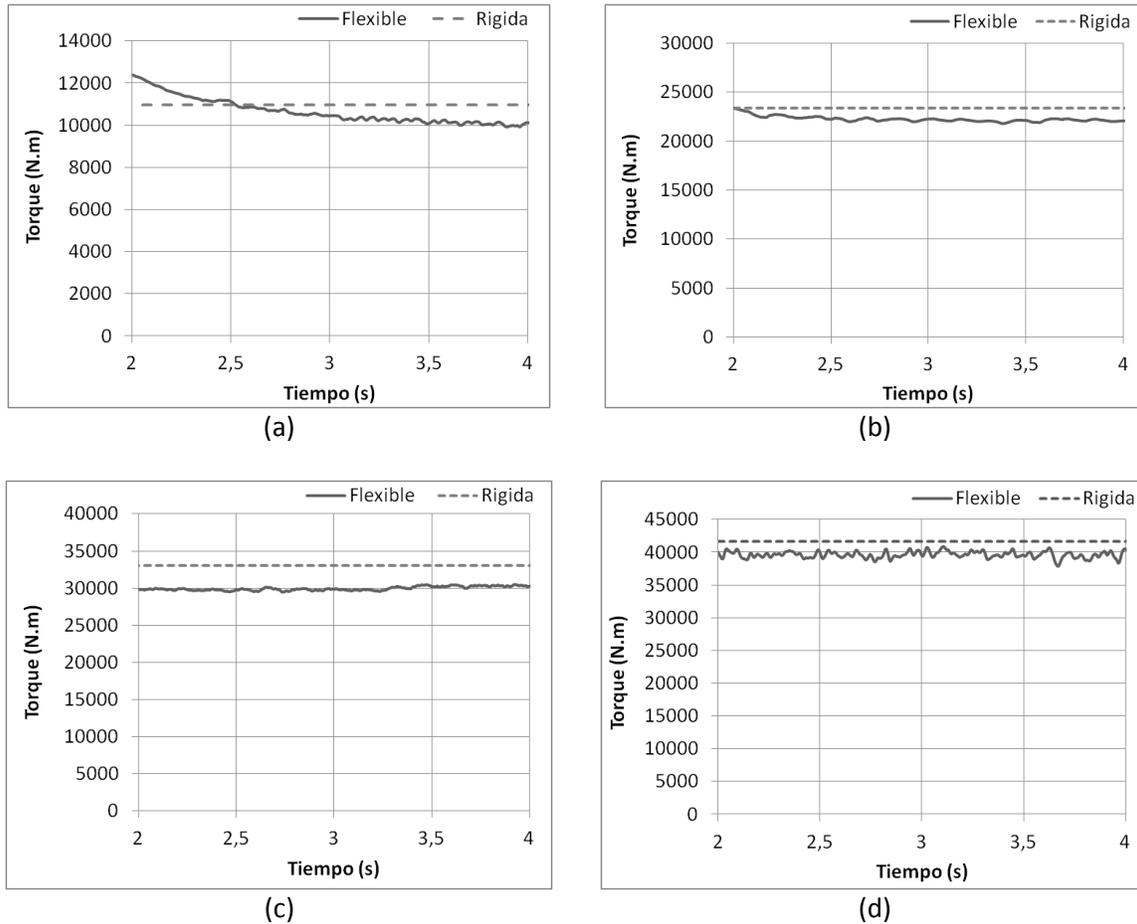


Figura 29. Tiempo vs Torque a 10 m/s (a), 14,5m/s (b), 20m/s (c) y 25m/s (d)

Por otra parte como se puede notar en la Figura 29, solo se muestran las curvas entre los 2 y 4 segundos, es decir cuando la solución FSI se ha estabilizado. En la Figura 30 se muestra el comportamiento completo de la curva de torque para 10 m/s. En esta figura se observa un pico momentos después del inicio de la simulación para luego ir descendiendo y llegar lentamente al valor final. Este salto inicial se debe en gran parte a una respuesta de la convergencia que es común al inicio de las simulaciones numéricas, sin embargo cabe resaltar que dentro del estado del arte se ha encontrado que al cambiar la disposición del aerogenerador (cambio del paso) frente al viento aparecen picos o valles en la curva de torque antes de volver a estabilizarse. Por ende se puede hablar que el pico de la Figura 30 se debe a la combinación de estos dos fenómenos y por tanto se debería buscar eliminar el error del estado transitorio iniciando la simulación FSI a

partir de una solución fluido dinámica que ya haya convergido. Las curvas completas de las gráficas de la Figura 29 se pueden ver en el ANEXO 3.

Tabla 12. Evaluación del torque

Punto de operación	Velocidad (m/s)	Rígida (N.m)	Flexible (N.m)	Disminución Torque (%)
1	10	10965	10232	6,68
2	14,5	23400	22683	3,06
3	20	33000	30626	7,19
4	25	41700	39707	4,78

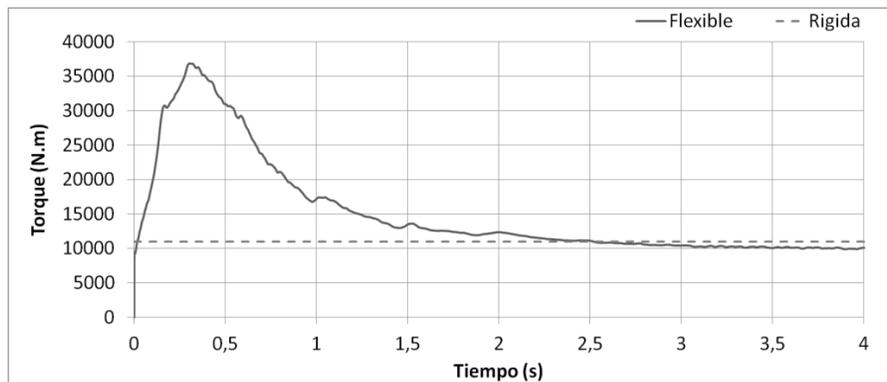


Figura 30. Tiempo vs Torque a 10m/s

La segunda parte de los resultados corresponden al monitoreo del desplazamiento de la punta de la pala en la dirección X y Y , teniendo presente el sistema de coordenado de la Figura 22. En la Figura 31 se pueden observar los desplazamientos en función del tiempo para cada una de las velocidades evaluadas. Se puede notar que el desplazamiento en la dirección Y siempre es mayor que en la dirección X , ya que la primera es paralela al flujo de aire y a la fuerza de empuje y por tanto la pala tiende a deformarse en mayor medida en dicha dirección. Por otra parte, se observa que la magnitud de los desplazamientos aumenta con el incremento de la velocidad, proporcional al aumento de las fuerzas aerodinámicas con la velocidad.

A partir del desplazamiento en la dirección X (dirección de giro de la pala) se nota de los valores de desplazamiento que la pala presenta un movimiento oscilatorio definido, una vez se llega a una estabilidad en el tiempo (después de 2.5s). En la medida que se incrementa la velocidad la amplitud de dicha oscilación aumenta, como se observa en la Tabla 13, dicho fenómeno oscilatorio se debe a la fuerza restauradora de la estructura elástica buscando igualarse a las fuerzas de arrastre y sustentación. Adicionalmente, se muestran los valores de frecuencia de dicha curva a diferentes velocidades, las cuales tienden a disminuir con el incremento de la velocidad lo que resulta coherente con los valores de amplitud. Por otra parte, si se comparan estos valores de

frecuencia con los frecuencias modales de la pala en capítulo de validación (ver Tabla 10) se observa que los resultados de la Tabla 13 se acercan a la segunda frecuencia modal, lo que representaría problemas en el funcionamiento real de la pala por tanto deberían realizarse análisis más detallados para asegurar si la estructura puede entrar en frecuencias de resonancia, para lo que necesariamente se debería mejorar la precisión de los métodos utilizados dentro de este estudio, y disminuyendo los errores tanto para el cálculo de las frecuencias modales como en la resultados evaluación de las fuerzas aerodinámicas.

Tabla 13. Oscilación de la punta de la pala en la dirección X

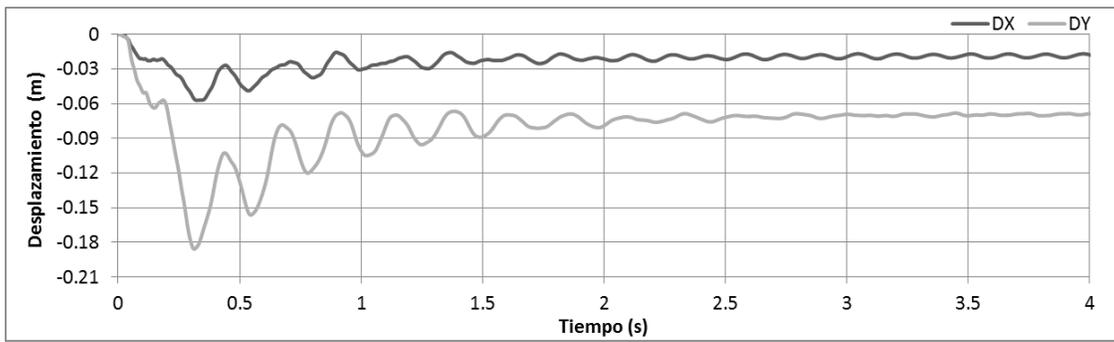
Velocidad (m/s)	Amplitud (mm)	Frecuencia (Hz)
10	3,30	6,536
14,5	7,20	6,527
20	10,31	6,451
25	16,85	6,369

Finalmente, buscando hacer un estimado del costo económico debido a la reducción del torque según los resultados de la Tabla 12, se calculó la potencia que podría generar cada uno de los ocho casos evaluados durante un año ininterrumpido de operación.

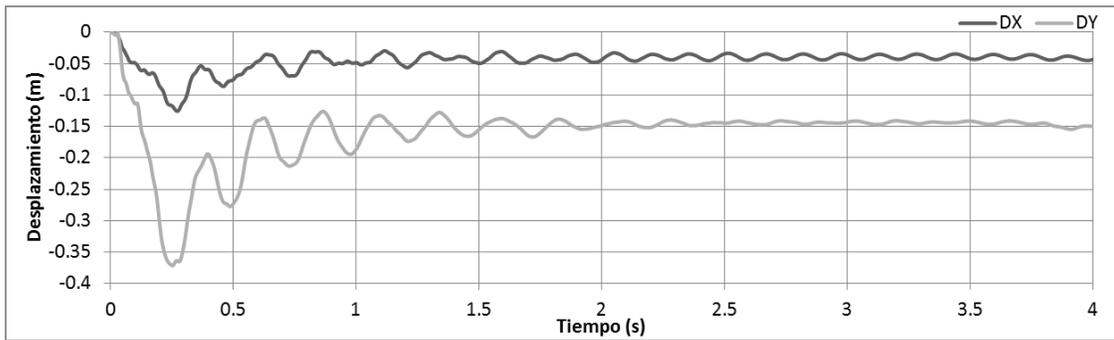
Partiendo de un costo promedio de la energía de 0.068 USD/kWh para aerogeneradores ubicados tierra adentro (OpenEI, 2010) se calculó el ingreso acumulado durante un año y se calculó la diferencia respecto a los ingresos producidos por la pala rígida frente a la pala flexible, como se observa en la Tabla 14. Se encontró que las diferencias varían entre 2000 y 9000 dólares por año.

Tabla 14. Costo de la energía producida

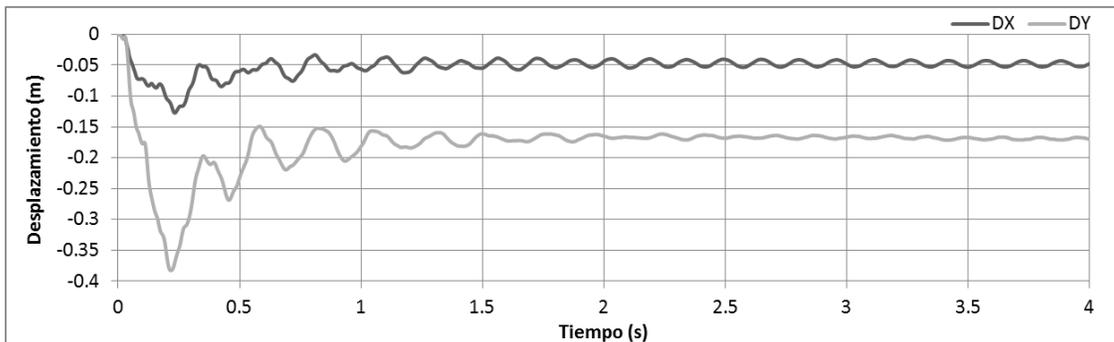
Velocidad (m/s)	MWh / año		Dólares		
	Rígida	Flexible	Rígida	Flexible	Diferencia
10	410,73	383,27	\$ 27.929	\$ 26.062	\$ 1.867
14,5	1270,31	1231,39	\$ 86.381	\$ 83.734	\$ 2.647
20	1791,46	1662,59	\$ 121.819	\$ 113.056	\$ 8.764
25	2263,76	2155,56	\$ 153.935	\$ 146.578	\$ 7.357



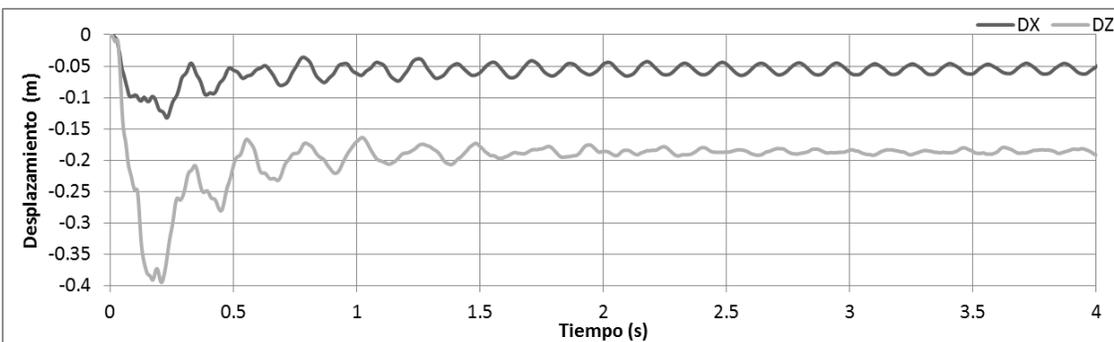
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 31. Tiempo vs Desplazamiento en la punta a 10 m/s (a), 14,5m/s (b), 20m/s (c) y 25m/s (d)

5. CONCLUSIONES

Un aerogenerador es una máquina que para su funcionamiento requiere la integración de todos los subsistemas que lo conforman, los cuales se han optimizado con los años. Las palas son el subsistema que permiten capturar la energía disponible en el viento. En los nuevos diseños de aerogeneradores se ha buscado desarrollar palas que sean más eficientes y que exista un compromiso en la aerodinámica y su resistencia estructural. Todo esto con la finalidad de reducir el costo de la energía generada.

Para lograr el objetivo de palas más eficientes ha sido necesario desarrollar herramientas computacionales que permitan evaluar con mayor precisión su desempeño. Dentro de este trabajo se utilizó el programa comercial ANSYS que permitió evaluar la interacción fluido estructuras de una pala y a su vez evaluar el desempeño del aerogenerador. Para completar dicho objetivo fue necesario realizar una validación aerodinámica, otra estructural y por último validar el sistema de acople.

Dentro de la validación aerodinámica se utilizó ANSYS Fluent para evaluar un aerogenerador donde los resultados de torque y empuje mostraron errores por debajo del 21% y 13% respectivamente, que aunque son considerables, son comparativamente similares a los reportados en la literatura. Sin embargo, se debe buscar disminuir estos errores, ya sea depurando la metodología utilizada al implementar modelos turbulentos que tengan una mayor precisión o mejorando las características de mallado. Por otra parte, dentro de la validación estructural se implementó ANSYS Mechanical con la que se evaluó una pala diseñada en materiales compuestos. Los resultados de deformación mostraron errores menores entre el 8% y el 34% de acuerdo al modelo comparado. Estos valores se pueden llegar a mejorar si se complementa con herramientas que permitan definir con mayor precisión la dirección local de los materiales ortotrópicos. Dentro de la validación del sistema de acople fue necesario utilizar las dos herramientas mencionadas anteriormente junto con ANSYS Coupling. La evaluación desarrollada se hizo sobre una placa vertical enfrentada al flujo, donde se monitoreó la convergencia de la solución y la correcta comunicación entre ANSYS Fluent y ANSYS Mechanical a partir de los valores residuales.

Finalmente se realizó el estudio FSI sobre la pala del aerogenerador, los resultados mostraron que hubo una disminución del torque entre el 3% y 8% con respecto a la evaluación aerodinámica, dicha reducción del torque finalmente será una disminución en la potencia que se puede generar, lo que incrementaría el costo del kWh obtenido a partir del aerogenerador.

Por otra parte es importante mencionar que los tiempos de cómputo durante la simulación FSI fueron muy altos y principalmente se debieron a la evaluación aerodinámica. Estos tiempos resultan ser muy elevados para las etapas iniciales de diseño y podría llegar a retrasar significativamente el proceso de diseño de un equipo. Por tanto se debería pensar en

herramientas computacionales alternativas más livianas como BEM o método de paneles que no tienen una precisión tan elevada pero permiten dar una respuesta más rápida para las primeras etapas de diseño. Por su parte, los volúmenes finitos deberían ser utilizados para las etapas finales con el fin confirmar los desempeños esperados en el equipo antes de construir un prototipo.

Entre las suposiciones realizadas se obvió la torre dentro de las simulaciones, la cual es un elemento que podría afectar el desempeño del aerogenerador y a su vez generar vibraciones indeseadas. Sin embargo para incluirla de nuevo será necesario utilizar métodos numéricos con menor costo computacional. Dentro de este nuevo modelo también se podría incluir la velocidad de rotación en la estructura, considerando así las deformaciones debidas a la fuerza centrífuga.

A pesar de que el alcance de este trabajo no considera un análisis de fatiga se podría incluir en trabajos futuros el cual está directamente relacionado con las vibraciones y las frecuencias modales. Sin embargo para un correcto análisis de fatiga en aerogeneradores se deben definir propiedades adicionales en los materiales de la pala, del mismo modo se deben considerar condiciones de viento aleatorias y velocidades críticas que puedan afectar la integridad de la estructura.

Se puede concluir además que la pala rígida tiene un mejor desempeño debido a que no presenta deformaciones en la estructura que afecten negativamente el torque, sin embargo una pala real muy rígida sería poco práctica debido a que se requeriría más material para su construcción y por tanto aumentaría el costo, del mismo modo una pala más pesada requeriría sobredimensionar los otros subsistemas del aerogenerador. Por tanto la pala flexible a pesar de su menor desempeño es una opción más viable.

No obstante, para trabajos futuros se podrían evaluar las deformaciones de la estructura en beneficio del torque. Se puede estudiar la posibilidad de controlar las deformaciones en función de la velocidad del viento. Es decir, diseñar una pala con una estructura pasiva que se deforme controladamente como respuesta a las cargas que se están aplicando sobre esta, las cuales son proporcionales a la velocidad del viento. Para que estas deformaciones sean beneficiosas para el desempeño del aerogenerador en vez de flexionar la pala en la dirección del viento, como se observó en las simulaciones realizadas, se debe buscar que las deformaciones tiendan a torsionar la pala sobre su eje longitudinal, buscando que el ángulo de ataque en cada sección de la pala sea el adecuado durante las diferentes condiciones de operación del aerogenerador. Para lograr lo anterior se comenzaría con estudiar detalladamente las propiedades de los materiales compuestos y diseñar las palas para que el direccionamiento de las capas de material permitan deformaciones que sean beneficiosas para el desempeño del aerogenerador sin llegar a comprometer la integridad de la máquina.

BIBLIOGRAFÍA

Airfoil Tools, 2010. *Airfoil Tools*. [Online]

Available at: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-s821-nr-1000000>

[Accessed 22 Julio 2013].

Anderson, J. D., 2001. *Fundamentals of aerodynamics*. Tercera ed. Boston: McGraw-Hill.

ANSYS, 2009. *ANSYS*. [Online]

Available at: <https://support.ansys.com/portal/site/AnsysCustomerPortal>

[Accessed 17 Junio 2013].

ANSYS, 2010. *ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation*. [Online]

Available at: <https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent12/index.htm>

[Accessed 9 Abril 2013].

ANSYS, 2011. *System Coupling User's Guide*, Canonsburg: ANSYS, Inc..

Back, S. Y. & Will, K. M., 2008. Shear-flexible thin-walled element for composite I-beams.

Engineering Structures, Issue 30, pp. 1447-1458.

Barbero, E. J., 2008. *Finite element analysis of composite materials*. Boca Raton: Taylor & Francis Group.

Baxevanou, C. A., Chaviaropoulos, P. K., Voutsinas, S. G. & Vlachos, N. S., 2008. Evaluation study of a Navier–Stokes CFD aeroelastic model of wind turbine airfoils in classical flutter. *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*, Volume 96, pp. 1425-1443.

Bazilevs, Y. et al., 2010. 3D simulation of wind turbine rotors at full scale. Part II: Fluid–structure interaction modeling with composite blades. *International journal for numerical methods in fluids*, Volume 65, pp. 236-253.

Benini, E., 2004. Significance of blade element theory in performance prediction of marine propellers. *Ocean Engineering*, Volume 31, pp. 957-974.

BNEF, 2011. *Bloomberg New Energy Finance*. [Online]

Available at: <http://bnef.com/PressReleases/view/172>

[Accessed 15 Julio 2013].

- Boeraeve, P., 2010. *Introduction To The Finite Element Method (FEM)*. Liege: Institut Gramme.
- Breuer, M. et al., 2012. Fluid–structure interaction using a partitioned semi-implicit predictor–corrector coupling scheme for the application of large-eddy simulation. *Journal of Fluids and Structures*, Volume 29, pp. 107-130.
- Cárdenas, D. et al., 2011. Numerical validation of a finite element thin-walled beam model of a composite wind turbine blade. *Wind Energy*, 15(2), pp. 203-223.
- Chen, H., Yu, W. & Capellaro, M., 2010. A critical assessment of computer tools for calculating composite wind turbine blade properties. *Wind Energy*, 13(6), p. 497–516.
- Coombs, J. L. et al., 2012. *Assessment of turbulence models for a wing-in-junction flow*. Launceston, Australasian Fluid Mechanics Society.
- Degroote, J. et al., 2010. Partitioned simulation of the interaction between an elastic structure and free surface flow. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 199(33–36), p. 2085–2098.
- Degroote, J., Bathe, K.-J. & Vierendeels, J., 2009. Performance of a new partitioned procedure versus a monolithic procedure in fluid–structure interaction. *Computers and Structures*, Issue 87, pp. 793-801.
- ECN, 2002. *Verification of European Wind Turbines Design Codes, VEWTDC; Final report*, s.l.: ECN.
- EWEA, 2003. *European Wind Energy Association*. [Online]
Available at:
http://www.ewea.org/fileadmin/ewea_documents/documents/publications/WETF/Facts_Volume_2.pdf
[Accessed 15 Julio 2013].
- Gluck, M. et al., 2001. Computation of fluid–structure interaction on lightweight structures. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, p. 1351–1368.
- Greve, M., Wöckner-Kluwe, K., Abdel-Maksoud, M. & Rung, T., 2012. Viscous-Inviscid Coupling Methods for Advanced Marine Propeller Applications. *International Journal of Rotating Machinery*, 2012(ID 743060), p. 12.
- GWEC, 2013. *Global Wind Energy Council*. [Online]
Available at: <http://www.gwec.net/global-figures/graphs/>
[Accessed 15 Julio 2013].

Habalia, S. M. & Salehb, I. A., 2000. Local design, testing and manufacturing of small mixed airfoil wind turbine blades of glass fiber reinforced plastics: Part II: Manufacturing of the blade and rotor. *Energy conversion and management*, 41(3), pp. 281-298.

Hansen, M. O. L. et al., 2006. State of the art in wind turbine aerodynamics and aeroelasticity. *Progress in Aerospace Sciences*, 42(4), pp. 285-330.

Hulshoff, S., 2010. *AE4-930 Aeroelasticity*. Delft: Delf University of Technology.

IEA, 2012. *International Energy Agency*. [Online]
Available at: <http://www.iea.org/publications/freepublications/publication/name,32870,en.html>
[Accessed 15 Julio 2013].

IER, 2013. *Institute for Energy Research*. [Online]
Available at: <http://www.instituteforenergyresearch.org/>
[Accessed 15 Julio 2013].

Jianfeng, T. & Haowen, W., 2012. Panel/full-span free-wake coupled method for unsteady aerodynamics of helicopter rotor blade. *Chinese Journal of Aeronautics*, p. Artículo en prensa.

Jones, R. M., 1999. *Mechanics of composite materials*. Segunda ed. s.l.:Taylor & Francis.

Lain, S., Jaramillo, H. E., Quintero, B. & Valle, M., 2004. Diseño aeromecánico de aerogeneradores eólicos de eje horizontal (HAWT's). *El Hombre y la Máquina*, Issue 23, pp. 52-61.

Lanzafame, R., Mauro, S. & Messina, M., 2013. Wind turbine CFD modeling using a correlation-based transitional model. *Renewable energy*, Volume 52, pp. 31-39.

Larsen, J., Nielsen, S. & Krenk, S., 2007. Dynamic stall model for wind turbine airfoils. *Journal of Fluids and Structures*, 23(7), pp. 959-982.

Locke, J. & Valencia, U., 2004. *Design studies for twist-coupled wind turbine blades*, Wichita, Kansas: SANDIA.

Manwell, J. F., McGowan, J. G. & Rogers, A. L., 2009. *Wind energy explained: theory, design and application*. Segunda ed. Chippenham: John Wiley & Sons.

Mavriplis, D. J., 2007. Results from the 3rd Drag Prediction Workshop Using the NSU3D Unstructured Mesh Solver. *AIAA*, Volume 256.

Moshfeghi, M., Song, Y. J. & Xie, Y. H., 2012. Effects of near-wall grid spacing on SST-K-w model using NREL Phase VI horizontal axis wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Issue 107-108, pp. 94-105.

Natarajan, B., Lee, J., Lim, J. & Shin, S., 2012. Structural Analysis of Composite Wind Turbine Blade using Advanced Beam Model Approach. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 13(12), pp. 2245-2250.

Northern Power, 2012. *Northern Power*. [Online]
Available at: http://www.northernpower.com/wind-power-basics/documents/NPS100-21_SpecSheet_EU-A4_English_2012.pdf
[Accessed 22 Julio 2013].

NREL, 2000. *NREL 10-m Wind Turbine Testing in NASA Ames 80'x120' Wind Tunnel*. [Online]
Available at: <http://wind.nrel.gov/amestest/>
[Accessed 7 Mayo 2013].

OpenEI, 2010. *OpenEI*. [Online]
Available at: <http://en.openei.org/apps/TCDB/>
[Accessed 19 Septiembre 2013].

Otero, A. D. & Ponta, F. L., 2010. Structural Analysis of Wind-Turbine Blades by a Generalized Timoshenko Beam Model. *Journal of solar energy engineering*, Volume 132, p. 011015.

Rasmussen, F. et al., 2003. Present Status of Aeroelasticity of Wind Turbines. *Wind energy*, 6(3), pp. 213-228.

Reuther, J. J., Alonso, J. J., Martins, J. R. & Smith, S. C., 1999. A Coupled Aero-Structural Optimization Method For Complete Aircraft Configurations. *AIAA*, pp. 99-0187.

Risø , 2005. *Research in Aeroelasticity EFP-2005*, Roskilde: Risø National Laboratory.

Sanderse, B., van der Pijl, S. P. & Koren, B., 2011. Review of computational fluid dynamics for wind turbine wake aerodynamics. *Wind energy*, 14(7), pp. 799-819.

Schmucke, H., Flemming, F. & Coulson, S., 2010. Two-way coupled fluid structure interaction simulation of a propeller turbine. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, Volume 12.

Sørensen, N. N., Michelsen, J. A. & Schreck, S., 2002. Navier –Stokes Predictions of the NREL Phase VI Rotor in the NASA Ames80ftx120ft Wind Tunnel. *Wind Energy*, Issue 5, pp. 151-169.

The Linux Tutorial, n.d. *TCP-IP*. [Online]
Available at: <http://www.linux-tutorial.info/modules.php?name=MContent&obj=page&pageid=142>
[Accessed 2 Abril 2013].

Versteeg, H. K. & Malalasekera, W., 2007. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. Segunda ed. Harlow: Pearson Education.

Vo, T. P. & Lee, J., 2010. Geometrically nonlinear analysis of thin-walled open-section composite beams. *Computers and Structures*, 88(5-6), pp. 347-356.

Wetzel, K. K., 2009. *Necessity for Using Nonlinear Structural Analysis in Designing Blades*. Chicago, Science Track of the AWEA Windpower 2009 Conference.

Wu, W.-H. & Young, W.-B., 2012. Structural Analysis and Design of the Composite Wind Turbine Blade. *Applied Composite Materials*, Volume 19, pp. 247-257.

Zhang, J. & Yao, Z., 2004. The regular hybrid boundary node method for three-dimensional linear elasticity. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 28(5), p. 525–534.

ANEXO 1, MATERIALES DE LA PALA NPS-100

Toda la información de este anexo es extraída de (Cárdenas, et al., 2011). Las secuencias de laminado de la pala se definen mediante las siguientes tablas. Cada celda de la Tabla A1-1 definida por la intersección entre una sección (columna) y un segmento (fila) pertenece a una zona de la pala. Y el número que está en cada celda corresponde un código de laminado que puede estar en la Tabla A1-2 o la Tabla A1-4, La Tabla A1-3 define espesores locales.

Tabla A1-1. Códigos de laminado en la pala

Segmento de cuerda	Sección												
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
I	1	2	3	4	8	8	8	8	8	8	8	8	8
II	1	2	3	5	9	9	9	11	11	11	11	13	15
III	1	2	3	6	10	10	10	12	12	12	12	14	15
IV	1	2	3	5	9	9	9	11	11	11	11	13	15
V	1	2	3	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7

Tabla A1-2. Códigos de laminado en secciones

Capa	Código de laminado					
	1, 2, 3, 5, 8, 9, 11, 13, 15			6, 10, 12, 14		
	Mat	Angulo	Espesor (mm)	Mat	Angulo	Espesor (mm)
1	D	0	0,13	D	0	0,13
2	C	0	0,372	C	0	0,372
3	B	45	0,296	B	45	0,296
4	C	0	0,296	C	0	0,296
5	B	-45	0,296	B	-45	0,296
6	B	45	0,186	B	45	0,186
7	C	0	0,186	C	0	0,186
8	B	-45	0,186	B	-45	0,186
9	A	0	t15	A	0	t27
10	B	45	0,186	B	45	0,186
11	C	0	0,186	C	0	0,186
12	B	-45	0,186	B	-45	0,186
13	B	45	0,296	B	45	0,296
14	C	0	0,296	C	0	0,296
15	B	-45	0,296	B	-45	0,296
16				B	45	0,296
17				C	0	0,296
18				B	-45	0,296
19				B	45	0,296
20				C	0	0,296

21				B	-45	0,296
22				B	45	0,296
23				C	0	0,296
24				B	-45	0,296
25				B	45	0,296
26				C	0	0,296
27				B	-45	0,296

Tabla A1-3. Espesores

Código de laminado	t15 (mm)	Código de laminado	t27 (mm)
1	26,4	6	9,24
2	19,8	10	7,92
3	13,2	12	6,6
5	9,24	14	5,28
8	6,35		
9	7,92		
11	6,6		
13	5,28		
15	3,96		

Tabla A1-4. Códigos de laminado en secciones

Capa	Código de laminado								
	4			7			16		
	Mat	Angulo	Espesor (mm)	Mat	Angulo	Espesor (mm)	Mat	Angulo	Espesor (mm)
1	D	0	0,13	D	0	0,13	B	45	0,186
2	C	0	0,372	C	0	0,372	C	0	0,186
3	B	45	0,296	B	45	0,296	B	-45	0,186
4	C	0	0,296	C	0	0,296	E	0	9,525
5	B	-45	0,296	B	-45	0,296	B	45	0,186
6	B	45	0,186	E	0	6,35	C	0	0,186
7	C	0	0,186	B	45	0,186	B	45	0,186
8	B	-45	0,186	C	0	0,186			
9	B	45	0,186	B	-45	0,186			
10	C	0	0,186						
11	B	-45	0,186						
12	B	45	0,296						
13	C	0	0,296						
14	B	-45	0,296						

La forma geométrica de la sección transversal de la pala entre un radio igual a 0,8m hasta 1,4m se define mediante las siguientes figuras:

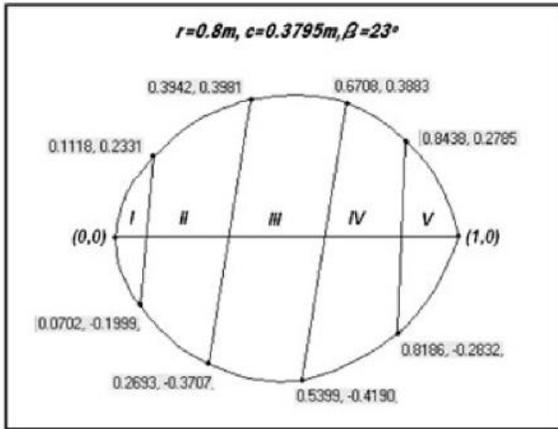


Figura A1-1. R=0,8

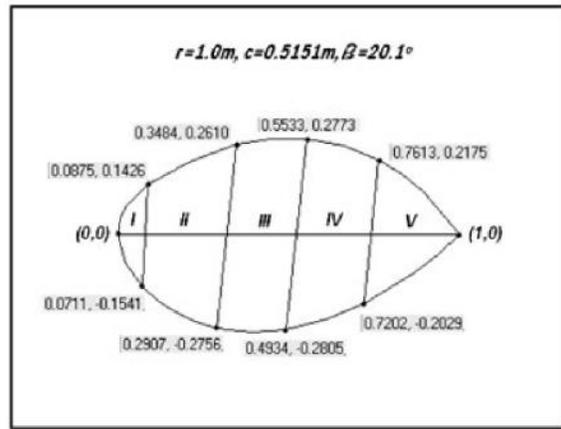


Figura A1-2. R=1,0

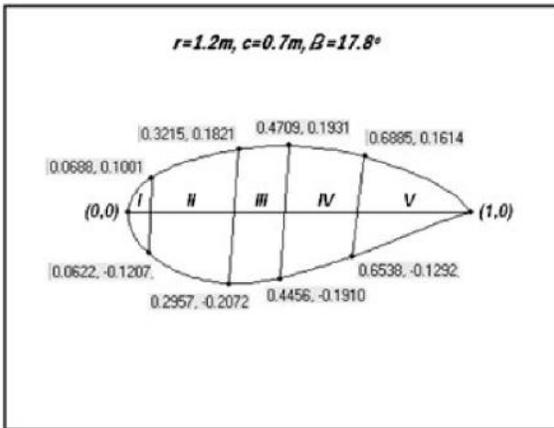


Figura A1-3. R=1,2

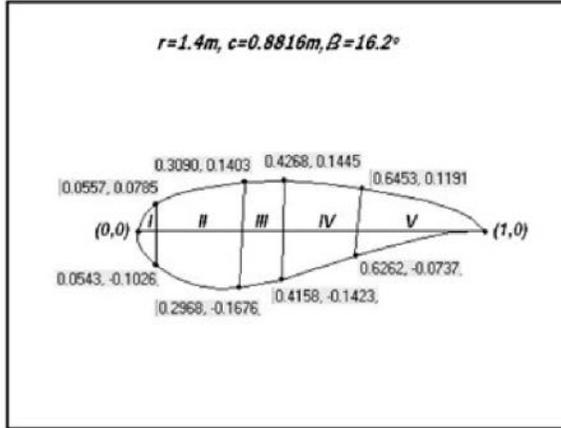


Figura A1-4. R=1,4

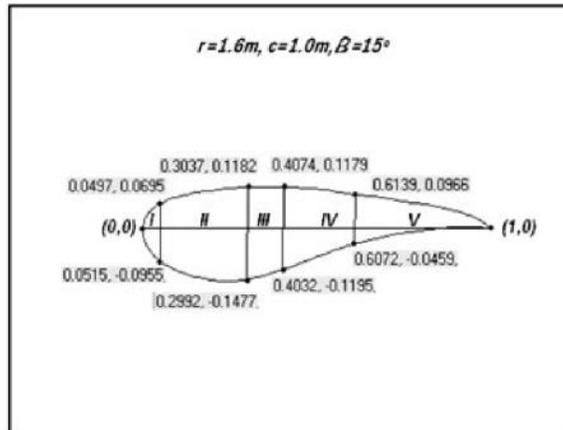


Figura A1-5. R=1,6

ANEXO 2, VALIDACIÓN FLUIDO-DINÁMICA Y ESTRUCTURAL

Se buscó realizar la validación de un caso ampliamente referenciado (Breuer, et al., 2012) en el que se simula un flujo en un canal, dentro de este se encuentra un cilindro rígido unido a una placa flexible paralela al flujo como se observa en la Figura A2-1. El canal tiene una longitud L de 2,5m y una altura H de 0,41m. El diámetro D del cilindro es de 0,1m, la placa flexible tiene una longitud l de 0,35m y un espesor h de 0,02m. El cilindro se encuentra a una altura H_c de 0,2m desde la parte inferior del canal y a una distancia de 0,2m de la entrada del canal.

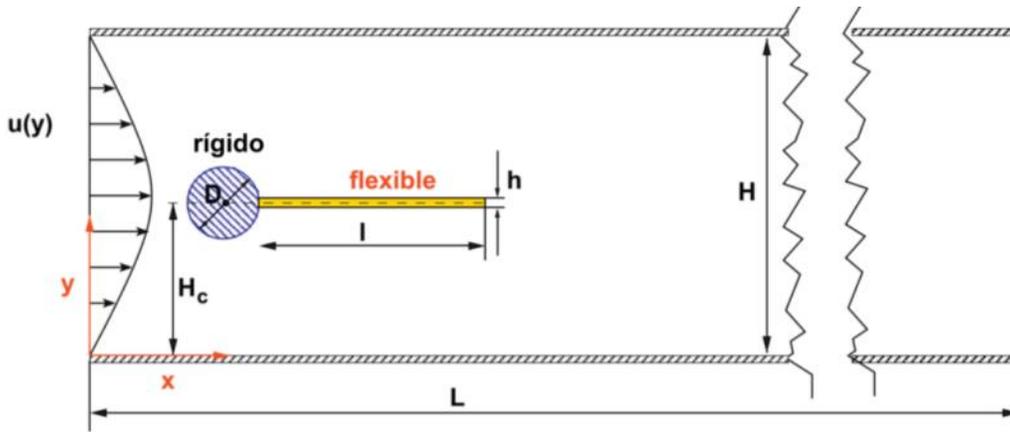


Figura A2-1. Esquema del canal y el cilindro con la placa

El fluido dentro del canal es asumido newtoniano e incompresible, con una densidad ρ_f de 1000kg/m^3 , tiene una velocidad de flujo u de 2m/s y una viscosidad cinemática ν_f de $0,001\text{m}^2/\text{s}$ con lo que se obtiene un Reynolds de 200. La condición de entrada del flujo al canal se define mediante una ecuación parabólica (A2-1) ya que se asume que el flujo está totalmente desarrollado cuando choca contra el cilindro:

$$u(y) = 1,5u_\infty \frac{y(H-y)}{\left(\frac{H}{2}\right)^2} \quad (\text{A2-1})$$

La placa elástica tiene una relación de Poisson ν_s igual a 0,4, un módulo de Young E de $5,6 \times 10^6 \text{kg}/(\text{m s}^2)$ y una densidad ρ_s de $1000 \text{kg}/\text{m}^3$, El cilindro es considerado una estructura fija.

Para la validación del fluido se trabajó con una malla 2D de 110000 elementos no estructurada con elementos triangulares. Estos elementos tienen el mismo tamaño en todo el dominio exceptuando en la zona cercana a las paredes del cilindro y la placa donde se realizó un pequeño refinamiento. La malla cercana al cilindro y la placa se puede observar en la Figura A2-2.

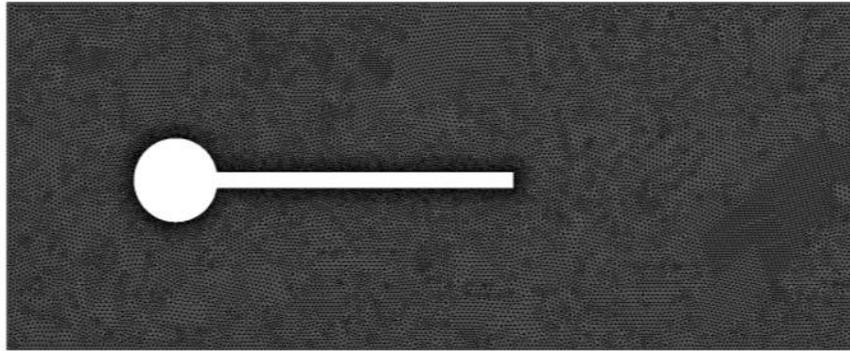


Figura A2-2. Malla

La frontera izquierda se define como velocidad de entrada y la cara opuesta es la presión de salida, Las fronteras superior e inferior del canal junto con el cilindro y la plaza se define como paredes de no deslizamiento. La simulación se realizó con flujo laminar y en esta transitorio con un paso de tiempo Δt igual a 0,0001s, alcanzando un tiempo de simulación total de 6 segundos. El paso de tiempo se definió teniendo en cuenta que el Número de Courant (NC) estuviera en un rango entre 2 y 10 (ANSYS, 2009) para lo que se consideró la velocidad del fluido u y el tamaño de los elementos de la malla Δx (ver ecuación A2-2), Los resultados obtenidos se compararon con la malla más gruesa utilizada por Breuer, et al.

$$NC = \frac{u \cdot \Delta t}{\Delta x} \quad (A2-2)$$

Tabla A2-1. Resultados de sustentación, arrastre y frecuencia

	Sustentación (N)		Arrastre (N)		Frecuencia de sustentación (Hz)
	Max	Min	Max	Min	
Presente	381	-417	442	432	4,419
Breuer, et al,	397	-427	447	437	4,439
Error	4,03%	2,34%	1,12%	1,14%	0,45%

Los resultados anteriores muestran que el error mayor se encuentra en la sustentación, mientras que los valores de arrastre y frecuencia se ajustan mucho mejor a los valores de referencia. Cabe mencionar que la gran mayoría de la simulaciones realizadas anteriores tenían la misma tendencia, valores de arrastre y frecuencia con errores muy pequeños, mientras que diferencias muy grandes en los valores de sustentación. El actual resultado fue el obtuvo el menor error en la sustentación.

La solución mostrada tardó aproximadamente 20 horas de cómputo para simular los 6 segundos, En la Figura A2-3 se muestra un contorno de velocidad del flujo en el canal.

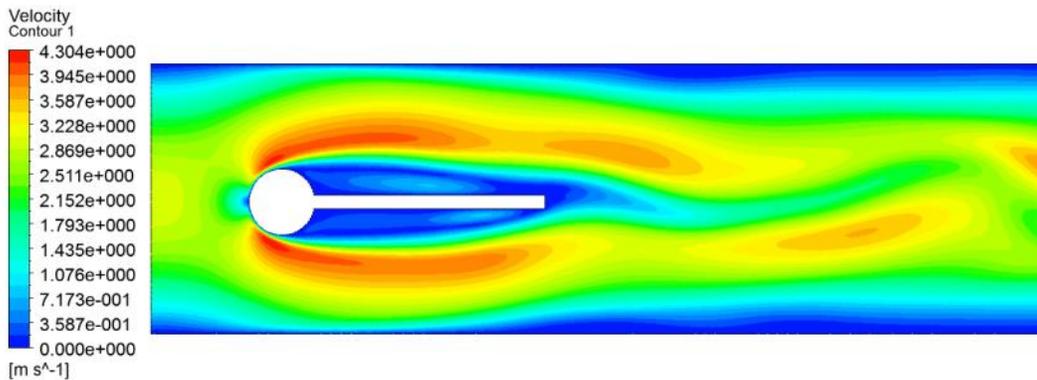


Figura A2-3. Contornos de velocidad

En la validación estructural solo se evaluó la placa flexible ya que el cilindro es un cuerpo rígido que no sufre deformaciones. La placa flexible es simplemente una viga en cantiléver calculando las deformaciones que sufre debido a una aceleración g aplicada sobre esta. La simulación se realizó con una malla de 2100 elementos prismáticos. Se evaluaron tres casos que denominados como CSM1, CSM2 y CSM3. En los dos primeros se evalúa la viga en estado estacionario por con diferentes materiales, mientras que en el tercer caso fue transitoria con el mismo material de CSM1. En la siguiente tabla se puede observar el resumen de los materiales y las condiciones de frontera empleados:

Tabla A2-2. Propiedades las simulaciones

	CSM1	CSM2	CSM3
Poisson	0,4	0,4	0,4
Young	1,40E+06	5,60E+06	1,40E+06
g (m/s²)	2	2	2
Paso de tiempo (s)			0,01

Finalmente se la Tabla A2-3 se pueden observan los resultados encontrados comparados con Breuer, et al. Si se calcula el error relativo se encuentra que es menor al 1%.

Tabla A2-3. Resultados de las simulaciones

	CSM1		CSM2		CSM3	
	Presente	Breuer, et al,	Presente	Breuer, et al,	Presente	Breuer, et al,
Dx (x 10⁻³ m)	-7,14	-7,14	-0,46	-0,46	-28,37	-28,61
Dy (x 10⁻³ m)	-66,02	-65,90	-16,94	-16,92	-128,39	-128,76
Frecuencia					1,098	1,099

ANEXO 3, TIEMPO VS TORQUE

A continuación se muestran los resultados de las curvas de tiempo vs torque para 10m/s, 14,5m/s, 20m/s y 25m/s.

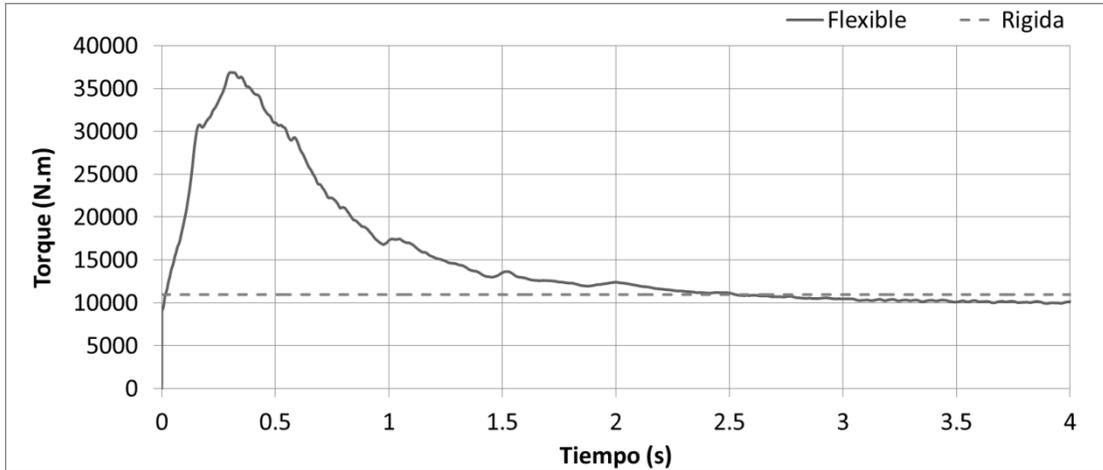


Figura A3-1. Tiempo vs Torque 10m/s

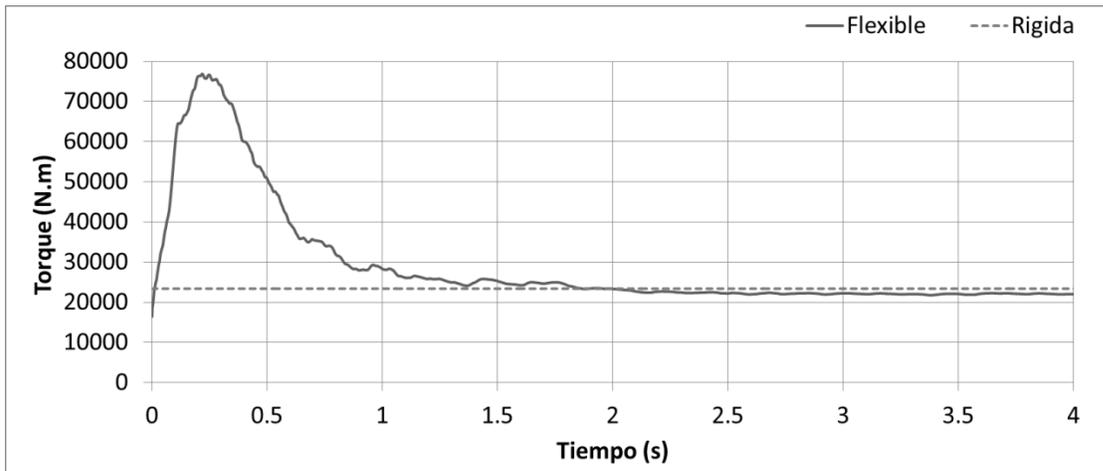


Figura A3-2. Tiempo vs Torque 14,5m/s

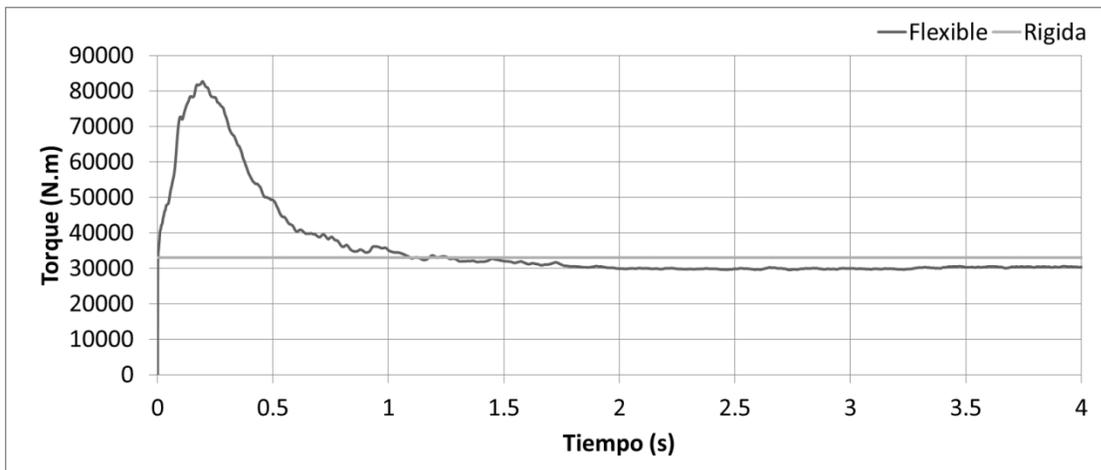


Figura A3-3. Tiempo vs Torque 20m/s

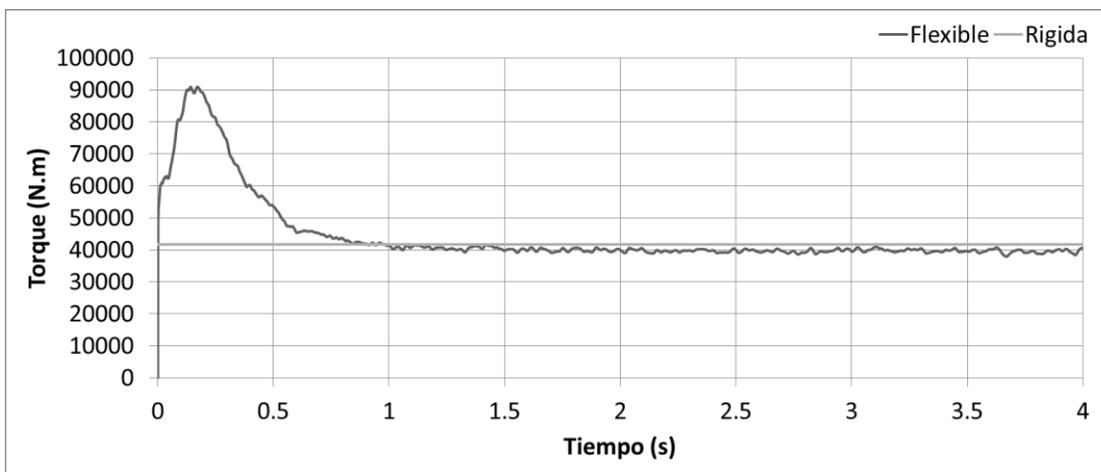


Figura A3-4. Tiempo vs Torque 25m/s