



GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

Diseño de las cimentaciones de un aerogenerador marino
para soportar cargas de fatiga

Autor: Javier Orea Rufino

Director: Juan Antonio Talavera Martín

Madrid

Julio de 2022

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título
**DISEÑO DE LAS CIMENTACIONES DE UN AEROGENERADOR MARINO PARA
SOPORTAR CARGAS DE FATIGA**

en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el
curso académico 2021/2022 es de mi autoría, original e inédito y
no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.

El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido
tomada de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Javier Orea Rufino

Fecha: 05/ 07/ 2022



Autorizada la entrega del proyecto
EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Juan Antonio Talavera Martín

Fecha: 06/ 07/2022





GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

Diseño de las cimentaciones de un aerogenerador marino
para soportar cargas de fatiga

Autor: Javier Orea Rufino

Director: Juan Antonio Talavera Martín

Madrid

Julio de 2022

DISEÑO DE LAS CIMENTACIONES DE UN AEROGENERADOR MARINO PARA SOPORTAR CARGAS DE FATIGA

Autor: Orea Rufino, Javier.

Director: Talavera Martín, Juan Antonio.

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas.

RESUMEN DEL PROYECTO

En este proyecto se ha realizado un análisis de fatiga sobre las cimentaciones de un aerogenerador marino. Primero, se ha realizado un análisis de cargas con el objetivo de obtener la historia temporal de tensión en las cimentaciones. Después, se han aplicado técnicas de fatiga avanzadas para predecir el daño de las cimentaciones durante la vida útil del aerogenerador. Por último, se ha realizado un diseño óptimo de la cimentación.

Palabras clave: Aerogenerador, Marino, Fatiga, Cimentaciones, Monopilote.

1. Introducción

La experiencia demuestra que si se flexiona un alambre repetidas veces, finalmente acabará rompiéndose. Este tipo de rotura se denomina rotura por fatiga y puede ocurrir al aplicar variaciones de tensión sobre un material. La rotura por fatiga es peligrosa, ya que puede producirse para valores de tensión por debajo de los límites de rotura del material. Por este motivo, cuando un elemento mecánico está sometido a cargas variables, se debe incluir en su diseño un análisis de fatiga, además de un análisis de cargas extremas.

Uno de los elementos más importantes de un aerogenerador marino es la cimentación. La cimentación es la parte de la estructura que se encarga de fijar el aerogenerador al lecho marino. Se trata de un elemento de gran responsabilidad estructural y tiene un gran impacto en el coste total de la turbina eólica.

Un aerogenerador está sometido a cargas variables debido principalmente a la naturaleza cambiante del viento y del oleaje. Estas cargas deben ser soportadas por la cimentación, por lo que es necesario incluir en su diseño un análisis de fatiga.

2. Definición del proyecto

En este proyecto se llevará a cabo un análisis de fatiga sobre las cimentaciones de un modelo de aerogenerador marino. El objetivo del análisis es predecir el daño acumulado en las cimentaciones durante la vida útil del aerogenerador. Durante el análisis se hará especial referencia a la normativa GL.

En primer lugar, se calcularán las cargas más importantes que contribuyen a la fatiga de las cimentaciones. Se analizarán las cargas debidas al viento, al oleaje y a desequilibrios en el rotor. Para ello, se establecerán unas condiciones ambientales medias que ofrezcan unos resultados representativos sobre la fatiga que sufrirían las cimentaciones durante la vida útil del aerogenerador. El cálculo de estas cargas se hará de manera simplificada utilizando algoritmos desarrollados en Matlab y de manera avanzada utilizando la versión académica de Bladed.

Después, se trasladarán las cargas a las cimentaciones y se calculará el estado tensional sobre su punto crítico a lo largo del tiempo. Para encontrar el punto crítico de la cimentación, se realizará un análisis de mecánica de suelos. A la hora de presentar los resultados, se compararán los resultados obtenidos con las cargas del modelo simplificado desarrollado en Matlab y los obtenidos con las cargas del modelo avanzado de Bladed. Se discutirán las diferencias y se comentará la influencia de las simplificaciones impuestas.

A continuación, se aplicarán técnicas de fatiga sobre el estado tensional de las cimentaciones. Se aplicarán tres modelos de fatiga distintos con el objetivo de predecir el daño acumulado a lo largo del tiempo. Se aplicará el modelo clásico utilizado generalmente en la industria (modelo determinista de acumulación lineal de daño) y dos modelos avanzados (un modelo determinista de predicción de propagación de grietas y un modelo probabilístico basado en cadenas de Markov). Después, se comentarán los resultados obtenidos con las cargas del modelo simplificado de Matlab y con las cargas del modelo avanzado de Bladed.

Posteriormente, se realizará un análisis de fatiga en las cimentaciones siguiendo la normativa GL. Para ello se tendrá en cuenta la variabilidad de las condiciones ambientales en un año. Además, se simularán los distintos modos de funcionamiento del aerogenerador que deben estudiarse en un análisis de fatiga según la normativa GL.

Finalmente, se aplicará el modelo de fatiga propuesto por la normativa GL y se llevará a cabo un análisis encaminado a lograr un diseño óptimo de las cimentaciones. Se calculará el espesor mínimo de la cimentación que garantice su resistencia durante la vida útil del aerogenerador.

3. Descripción del modelo

El modelo de aerogenerador marino de estudio se definirá a partir de unas especificaciones preliminares de diseño como punto de partida. La definición del modelo de aerogenerador es extensa, ya que requiere definir una gran cantidad de variables. Sus características más importantes son:

- La vida útil del aerogenerador se ha establecido en 25 años.
- La potencia nominal son 5 MW.
- Se trata de un aerogenerador de velocidad variable.
- El diámetro del rotor es de 127 metros.
- La altura del buje se encuentra a 92 metros sobre el nivel medio del mar.
- El diámetro externo de la torre es de 6 metros.

Las características ambientales más importantes en las que se basa el diseño del aerogenerador son:

- La profundidad del emplazamiento es de 40 metros.
- El lecho marino es de tipo arenoso. Se trata de un suelo blando.
- La velocidad de viento media anual es de 10 m/s y su curva de probabilidad acumulada se asume que sigue una distribución de Rayleigh.

Teniendo en cuenta el tipo de suelo marino y la profundidad del emplazamiento, se ha escogido la cimentación de tipo monopilote. La razón es que se trata de la cimentación más simple y menos costosa que permite la instalación del aerogenerador. Como diseño preliminar se ha establecido un diámetro externo del monopilote de 6 m con un espesor de 12 cm.

4. Resultados

En el análisis de cargas, se deduce que el esfuerzo más importante es el momento producido por el empuje del viento perpendicular al rotor y debido al oleaje en esa misma dirección.

En el análisis de mecánica de suelos, se deduce que la sección crítica del monopilote se encuentra a nivel del suelo marino. El punto crítico de la cimentación se sitúa en la sección crítica y corresponde al punto que se encuentra más a tracción. El espectro de tensión en el punto crítico del monopilote obtenido con el modelo simplificado es:

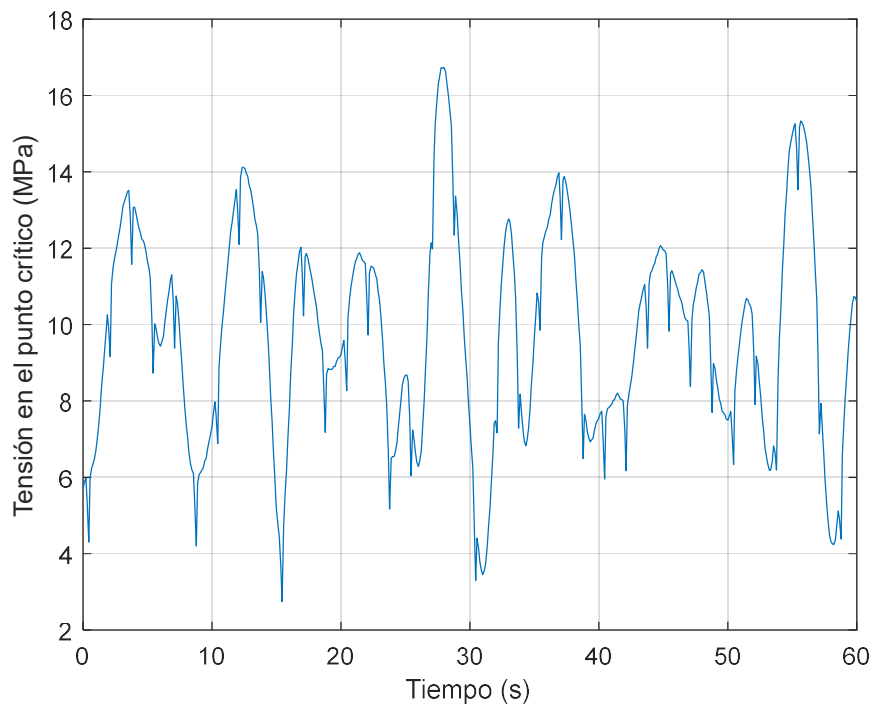


Ilustración 1. Espectro de tensión en el punto crítico del monopilote

Este espectro de tensión se asume que se repite durante la vida útil del aerogenerador. Los resultados de los modelos de fatiga aplicados sobre el espectro obtenido muestran que el monopilote no romperá al final de su vida útil.

En el diseño de las cimentaciones siguiendo la normativa GL, se concluye que el espesor del monopilote debe ser como mínimo de 11,2 cm, dando lugar a un daño acumulado del 99,72 % al final de la vida útil del aerogenerador. Este resultado se observa en la Ilustración 2, donde se muestra el daño acumulado del monopilote en función de su espesor a los 25 años de funcionamiento del aerogenerador.

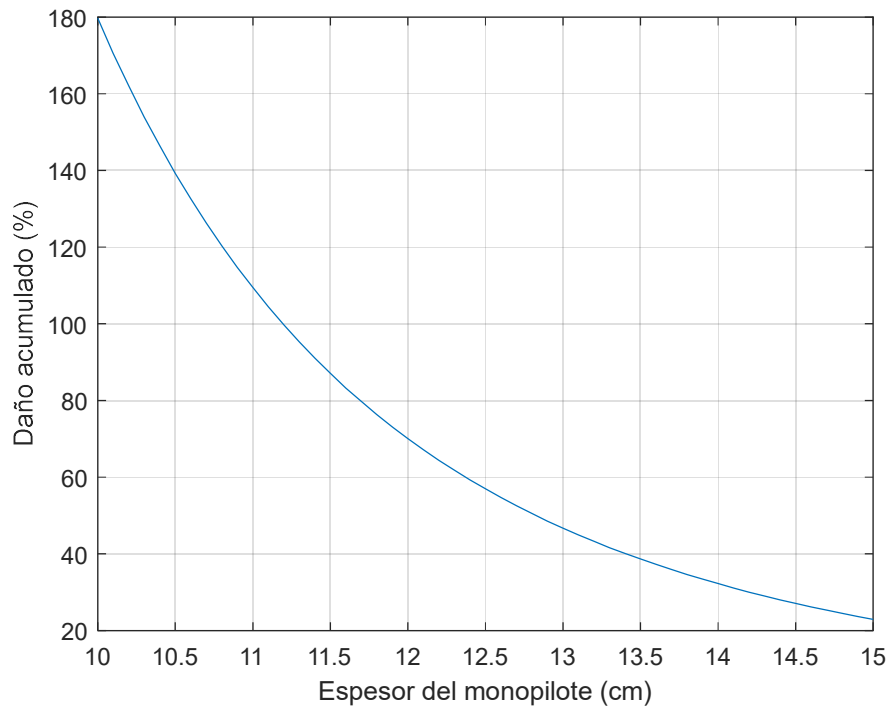


Ilustración 2. Daño acumulado del monopilote en función del espesor del monopilote

5. Conclusiones

Analizando la naturaleza de las cargas que soporta un aerogenerador marino, se concluye que es necesario aplicar un análisis de fatiga sobre la cimentación.

En un análisis de fatiga es igual de importante predecir correctamente la variabilidad de las cargas como utilizar modelos que predigan de manera precisa el daño acumulado.

En el análisis de cargas, se muestra que la turbulencia del viento y las vibraciones de la estructura juegan un papel importante en la variabilidad de las cargas sobre el aerogenerador, lo que repercute de manera considerable en la fatiga de las cimentaciones.

En la aplicación de modelos de predicción de daño, se deduce que la fatiga es un fenómeno complejo, al depender de una gran cantidad de factores difíciles de cuantificar.

La aplicación de distintos modelos de fatiga ofrece resultados distintos sobre el daño que sufre la cimentación a lo largo del tiempo. Cuanto mayor sea la complejidad del modelo, más información se tendrá sobre el estado de la cimentación.

La principal ventaja de la aplicación de técnicas avanzadas de fatiga sobre las cimentaciones es que, ante la eventual aparición prematura de un defecto, será posible realizar un seguimiento de la cimentación en tiempo real de manera precisa. Este aspecto es muy importante, ya que permitirá tomar decisiones encaminadas a minimizar las consecuencias derivadas de la aparición de dicho defecto.

DESIGN OF THE FOUNDATIONS OF AN OFFSHORE WIND TURBINE TO SUPPORT FATIGUE LOADS

Author: Orea Rufino, Javier.

Supervisor: Talavera Martín, Juan Antonio.

Collaborating Entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas.

PROJECT SUMMARY

In this project, a fatigue analysis has been carried out on the foundations of an offshore wind turbine. First, a loading analysis has been performed in order to obtain the time history of stress in the foundations. Then, advanced fatigue techniques have been applied to predict the damage of the foundations during the lifetime of the wind turbine. Finally, an optimal foundation design has been performed.

Keywords: Wind, Turbine, Offshore, Fatigue, Foundations, Monopile,

1. Introduction

Experience shows that if a wire is repeatedly flexed, it will eventually break. This type of breakage is called fatigue fracture and can occur when stress variations are applied to a material. Fatigue fracture is dangerous, as it can occur for stress values below the material's fracture limits. For this reason, when a mechanical element is subjected to variable loads, a fatigue analysis must be included in its design, in addition to an extreme load analysis.

One of the most important elements of an offshore wind turbine is the foundation. The foundation is the part of the structure that fixes the wind turbine to the seabed. It is an element of great structural responsibility and has a major impact on the total cost of the wind turbine.

A wind turbine is subjected to variable loads mainly due to the changing nature of wind and waves. These loads must be supported by the foundation, so it is necessary to include a fatigue analysis in its design.

2. Project definition

In this project, a fatigue analysis of the foundations of an offshore wind turbine model will be carried out. The objective of the analysis is to predict the damage accumulated in the foundations during the lifetime of the wind turbine. During the analysis, special reference will be made to GL regulations.

First, the most important loads contributing to foundation fatigue will be calculated. The loads due to wind, wave and rotor unbalance will be analyzed. For this purpose, average environmental conditions will be established to provide representative results on the fatigue that the foundations would suffer during the lifetime of the wind turbine. The calculation of these loads will be done in a simplified way using algorithms developed in Matlab and in an advanced way using the academic version of Bladed.

Then, the loads will be transferred to the foundations and the stress state over their critical point will be calculated over time. To find the critical point of the foundation, a soil

mechanics analysis will be performed. When presenting the results, the results obtained with the loads of the simplified model developed in Matlab and those obtained with the loads of the advanced Bladed model will be compared. The differences will be discussed and the influence of the imposed simplifications will be commented.

Then, fatigue techniques on the stress state of the foundations will be applied. Three different fatigue models will be applied in order to predict the accumulated damage over time. The classical model generally used in the industry (deterministic linear damage accumulation model) and two advanced models (a deterministic crack propagation prediction model and a probabilistic model based on Markov chains) will be applied. Then, the results obtained with the loads of the simplified Matlab model and with the loads of the advanced Bladed model will be discussed.

Subsequently, a fatigue analysis of the foundations will be carried out following the GL standard. For this purpose, the variability of the environmental conditions in a year will be taken into account. In addition, the different operating modes of the wind turbine to be studied in a fatigue analysis according to GL standards will be simulated.

Finally, the fatigue model proposed by the GL standard will be applied and an analysis will be carried out in order to achieve an optimal design of the foundations. The minimum thickness of the foundation will be calculated to guarantee its resistance during the useful life of the wind turbine.

3. Description of the model

The offshore wind turbine model under study will be defined based on preliminary design specifications as a starting point. The definition of the wind turbine model is extensive, since it requires defining a large number of variables. Its most important characteristics are:

- The useful life of the wind turbine has been set at 25 years.
- The nominal power is 5 MW.
- It is a variable speed wind turbine.
- The rotor diameter is 127 meters.
- The hub height is 92 meters above mean sea level.
- The external diameter of the tower is 6 meters.

The most important environmental features on which the wind turbine design is based are:

- The depth of the site is 40 meters.
- The seabed is sandy. It is a soft soil.
- The average annual wind speed is 10 m/s and its cumulative probability curve is assumed to follow a Rayleigh distribution.

Considering the type of seafloor and the depth of the site, the monopile type foundation has been chosen. The reason is that it is the simplest and least expensive foundation that allows the installation of the wind turbine. As a preliminary design, a monopile external diameter of 6 m with a thickness of 12 cm has been established.

4. Results

In the load analysis, it is deduced that the most important stress is the moment produced by the wind thrust perpendicular to the rotor and due to the swell in the same direction.

In the soil mechanics analysis, it is deduced that the critical section of the monopile is at sea floor level. The critical point of the foundation is located at the critical section and corresponds to the point that is most in tension. The stress spectrum at the critical point of the monopile obtained with the simplified model is:

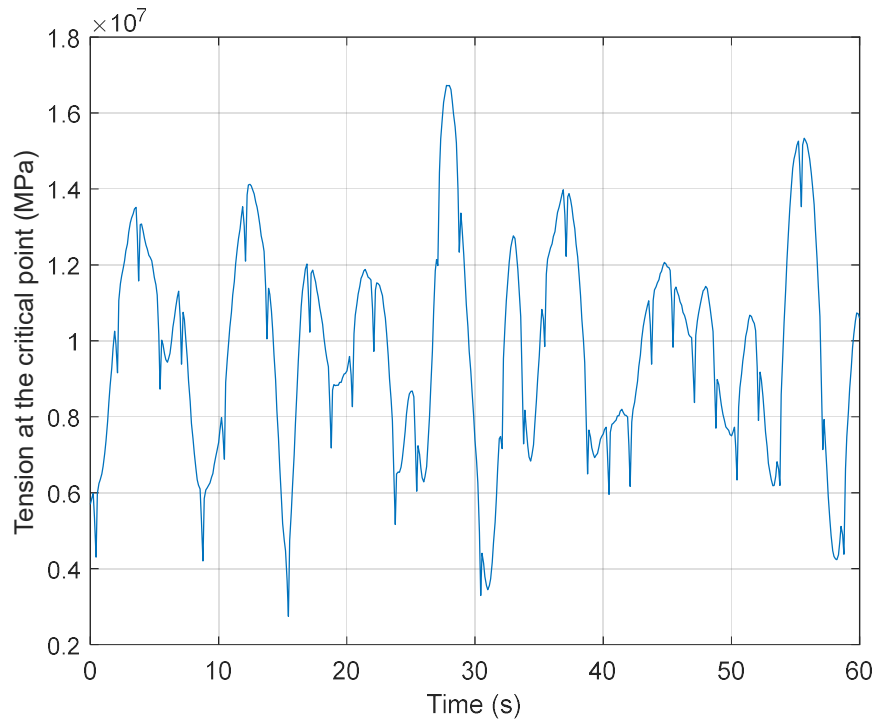


Illustration 1. Stress spectrum at the critical point of the monopile

This stress spectrum is assumed to be repeated during the lifetime of the wind turbine. The results of the fatigue models applied on the obtained spectrum show that the monopile will not break at the end of its service life.

5. In the design of the foundations following GL standards, it is concluded that the thickness of the monopile should be at least 11.2 cm, resulting in a cumulative damage of 99.72 % at the end of the wind turbine's service life. This result is shown in Illustration 2, which **shows** the accumulated damage of the monopile as a function of its thickness after 25 years of wind turbine operation.

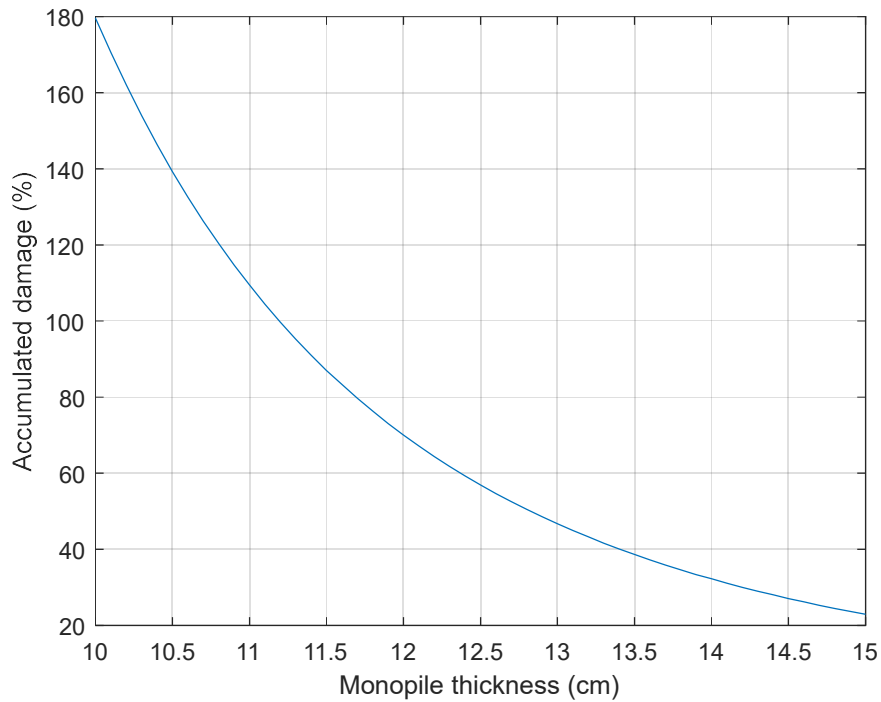


Illustration 2. Accumulated monopile damage as a function of monopile thickness

6. Conclusions

By analyzing the nature of the loads on an offshore wind turbine, it is concluded that it is necessary to apply a fatigue analysis on the foundation.

In a fatigue analysis it is equally important to correctly predict the variability of the loads as it is to use models that accurately predict the accumulated damage.

In the load analysis, it is shown that wind turbulence and vibrations of the structure play an important role in the variability of the loads on the wind turbine, which has a considerable impact on the fatigue of the foundations.

In the application of damage prediction models, it is clear that fatigue is a complex phenomenon, as it depends on a large number of factors that are difficult to quantify.

The application of different fatigue models gives different results on the damage suffered by the foundation over time. The higher the complexity of the model, the more information one has about the condition of the foundation.

The main advantage of the application of advanced fatigue techniques on foundations is that, in the event of the premature appearance of a defect, it will be possible to monitor the foundation in real time in an accurate manner. This aspect is very important, as it will allow decisions to be taken to minimize the consequences of the occurrence of such a defect.

ÍNDICE DE LA MEMORIA

1	Introducción.....	7
2	Descripción de las tecnologías.....	8
3	Estado de la cuestión.....	9
3.1	Tipos de cimentaciones.....	9
3.2	Modelos de predicción de daño en las cimentaciones.....	13
4	Definición del trabajo.....	14
4.1	Justificación.....	14
4.2	Objetivos.....	14
4.3	Metodología.....	15
5	Definición del modelo de aerogenerador de estudio.....	16
5.1	Definición de la cimentación.....	16
5.2	Definición de las palas.....	16
5.3	Definición de la góndola.....	19
5.4	Definición del rotor y del generador.....	20
5.5	Definición de la torre.....	24
5.6	Definición del tren de potencia.....	26
5.7	Definición del sistema de control.....	26
5.8	Definición del análisis modal.....	33
5.9	Definición de las condiciones ambientales del aerogenerador.....	33
6	Definición de un modelo simplificado del aerogenerador de estudio.....	35
7	Análisis teórico de cargas sobre el aerogenerador utilizando el modelo simplificado....	36
7.1	Análisis de cargas aerodinámicas.....	36
7.1.1	Antecedentes teóricos.....	37
7.1.2	Cálculo de cargas aerodinámicas.....	45
7.1.3	Análisis de resultados de las cargas aerodinámicas.....	54
7.2	Análisis de cargas del oleaje.....	68
7.2.1	Antecedentes teóricos.....	68
7.2.2	Cálculo de cargas del oleaje.....	73
7.2.3	Análisis de resultados de las cargas del oleaje.....	78
8	Análisis teórico de cargas en la cimentación.....	88
9	Análisis de fatiga en la cimentación.....	100
9.1	Introducción a la fatiga.....	100
9.2	Modelo determinista de acumulación lineal de daño.....	102

9.3	Modelo determinista de predicción de propagación de grietas	113
9.4	Modelo probabilístico utilizando cadenas de Markov	124
10	Análisis de fatiga y diseño de la cimentación siguiendo la normativa GL.....	132
10.1	Condiciones de viento	134
10.2	Condiciones del oleaje	138
10.3	Análisis de la fatiga en la cimentación.....	140
10.4	Diseño óptimo de la cimentación	143
11	Conclusiones	146
12	Bibliografía	149
ANEXO I. Especificaciones preliminares del aerogenerador		152
ANEXO II. Alineación con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS).....		155

ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1. TIPOS DE CIMENTACIONES FIJAS [10]	11
FIGURA 2. TIPOS DE CIMENTACIONES FLOTANTES [10]	12
FIGURA 3. PROPIEDADES DE UNA SECCIÓN AERODINÁMICA DE UNA PALA [13]	17
FIGURA 4. CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DE LAS PALAS	18
FIGURA 5. PARÁMETROS RELACIONADOS CON LA RIGIDEZ Y LA MASA DE LAS PALAS	18
FIGURA 6. COEFICIENTES AERODINÁMICOS DE UNA SECCIÓN EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE ATAQUE.....	19
FIGURA 7 RESUMEN DE LOS PARÁMETROS QUE DEFINEN LA GÓNDOLA	20
FIGURA 8. ESQUEMA DEL ROTOR Y DEL ESTATOR DEL GENERADOR	21
FIGURA 9. ESQUEMA DE LA DISPOSICIÓN DE LOS ELEMENTOS DEL AEROGENERADOR.....	22
FIGURA 10. RESUMEN DE CARACTERÍSTICAS DEL ROTOR Y DE LA TURBINA	24
FIGURA 11. CARACTERÍSTICAS DE LA TORRE	25
FIGURA 12. COEFICIENTE DE POTENCIA EN FUNCIÓN DEL TIP SPEED RATIO.....	28
FIGURA 13 CURVA DE POTENCIA ELÉCTRICA GENERADA DEL AEROGENERADOR	28
FIGURA 14. EVOLUCIÓN DEL COEFICIENTE DE POTENCIA CON RESPECTO A LA VELOCIDAD DEL VIENTO	30
FIGURA 15. EVOLUCIÓN DEL ÁNGULO DE PASO CON RESPECTO A LA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	30
FIGURA 16. EVOLUCIÓN DE LA VELOCIDAD DEL ROTOR CON RESPECTO A LA VELOCIDAD DEL VIENTO	31
FIGURA 17. RESUMEN DE PROPIEDADES DEL SISTEMA DE CONTROL.....	32
FIGURA 18. CARACTERÍSTICAS DE LOS MODOS DE VIBRACIÓN DE LAS PALAS Y LA TORRE	33
FIGURA 19. DISTRIBUCIÓN DE PROBABILIDAD ACUMULADA DE RAYLEIGH	34
FIGURA 20. SISTEMAS DE COORDENADAS DEL AEROGENERADOR.....	36
FIGURA 21. COMPORTAMIENTO DEL VIENTO EN UN AEROGENERADOR	38
FIGURA 22. REPRESENTACIÓN DEL VOLUMEN DE CONTROL 1	38
FIGURA 23. REPRESENTACIÓN DEL VOLUMEN DE CONTROL 2	39
FIGURA 24. TRIÁNGULO DE VELOCIDADES EN LA SECCIÓN DE UNA PALA.....	41
FIGURA 25. DEFORMACIÓN DEL VIENTO POR LA PRESENCIA DE LA TORRE EN EL PLANO DEL ROTOR	46
FIGURA 26. DEFORMACIÓN DEL VIENTO POR LA PRESENCIA DE LA TORRE EN EL PLANO DEL ROTOR VISTO DE PERFIL.....	47
FIGURA 27. REPRESENTACIÓN DEL VOLUMEN DE CONTROL 3	48
FIGURA 28. ACELERACIÓN DEL VIENTO EN UNA PALA DURANTE UN PERIODO DE ROTACIÓN	49
FIGURA 29. COORDENADAS DE LA POSICIÓN DE UNA SECCIÓN DE PALA.....	51
FIGURA 30. FUERZAS SOBRE UNA SECCIÓN DE UNA PALA.....	52
FIGURA 31. EVOLUCIÓN DEL ÁNGULO DE ATAQUE EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB	55
FIGURA 32. EVOLUCIÓN DEL ÁNGULO DE ATAQUE EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	55
FIGURA 33. EVOLUCIÓN DEL COEFICIENTE DE INDUCCIÓN AXIAL EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	56
FIGURA 34. EVOLUCIÓN DEL COEFICIENTE DE INDUCCIÓN AXIAL EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED.....	56
FIGURA 35. EVOLUCIÓN DEL COEFICIENTE DE INDUCCIÓN TANGENCIAL EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB	57
FIGURA 36. EVOLUCIÓN DEL COEFICIENTE DE INDUCCIÓN TANGENCIAL EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	57
FIGURA 37. EVOLUCIÓN DEL FACTOR DE CORRECCIÓN DE PÉRDIDAS EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	58
FIGURA 38. EVOLUCIÓN DEL FACTOR DE CORRECCIÓN DE PÉRDIDAS EN UNA PALA PARA DISTINTOS INSTANTES TEMPORALES UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED.....	58
FIGURA 39. EVOLUCIÓN DE LA FUERZA EN X DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	60

FIGURA 40. EVOLUCIÓN DE LA FUERZA EN X DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	60
FIGURA 41. EVOLUCIÓN DEL MOMENTO EN Y DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	61
FIGURA 42. EVOLUCIÓN DEL MOMENTO EN Y DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	61
FIGURA 43. EVOLUCIÓN DE LAS FUERZAS DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	62
FIGURA 44. EVOLUCIÓN LAS FUERZAS DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	62
FIGURA 45. EVOLUCIÓN DE LOS MOMENTOS DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	63
FIGURA 46. EVOLUCIÓN DE LOS MOMENTOS DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	63
FIGURA 47. FUERZA EN Y DEBIDA A LA MASA DESEQUILIBRADA.....	64
FIGURA 48. EVOLUCIÓN DE LA FUERZA EN X DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL TIEMPO CONSIDERANDO LA TURBULENCIA DEL VIENTO	66
FIGURA 49. DESPLAZAMIENTO DE LA PUNTA DE UNA PALA FUERA DEL PLANO DEL ROTOR.....	67
FIGURA 50. EJEMPLO DE UNA OLA SIMPLE EN UN INSTANTE DETERMINADO	69
FIGURA 51. ESPECTRO DE PIERSON-MOSKOWITZ.....	74
FIGURA 52. ESPECTRO DIRECCIONAL DE DENSIDAD DE ENERGÍA.....	75
FIGURA 53. FUERZA DEL OLEAJE EN X OBTENIDA CON EL MODELO DE MATLAB	79
FIGURA 54. FUERZA DEL OLEAJE EN X OBTENIDA CON EL MODELO DE BLADED.....	79
FIGURA 55. MOMENTO DEL OLEAJE EN Y OBTENIDO CON EL MODELO DE MATLAB	80
FIGURA 56. MOMENTO DEL OLEAJE EN Y OBTENIDO CON EL MODELO DE BLADED.....	80
FIGURA 57. ANÁLISIS DE FOURIER DEL MOMENTO EN Y DEBIDO AL OLEAJE OBTENIDO CON EL MODELO DE MATLAB.....	81
FIGURA 58. VELOCIDAD DE LA TORRE Y DE UNA PARTÍCULA DE AGUA PARA UNA PROFUNDIDAD DE 15 METROS	82
FIGURA 59. ACELERACIÓN DE LA TORRE Y DE UNA PARTÍCULA DE AGUA A UNA PROFUNDIDAD DE 15 METROS	82
FIGURA 60. ACELERACIÓN DE LA TORRE PARA Z=0 OBTENIDA CON EL MODELO DE BLADED.....	83
FIGURA 61. INCREMENTO PORCENTUAL DEL MOMENTO EN Y EN LAS CIMENTACIONES.....	84
FIGURA 62. FUERZA DEL OLEAJE EN X OBTENIDA CON EL MODELO DE BLADED SIN CONSIDERAR LAS VIBRACIONES DE LA TORRE.....	85
FIGURA 63. MOMENTO DEL OLEAJE EN Y OBTENIDO CON EL MODELO DE BLADED SIN CONSIDERAR LAS VIBRACIONES DE LA TORRE.....	85
FIGURA 64. REPRESENTACIÓN DEL ESTADO IRREGULAR NO MULTIDIRECCIONAL DEL OLEAJE.....	86
FIGURA 65. REPRESENTACIÓN DEL ESTADO IRREGULAR MULTIDIRECCIONAL DEL OLEAJE.....	87
FIGURA 66. FUERZAS Y MOMENTOS APLICADOS SOBRE EL AEROGENERADOR	88
FIGURA 67. FUERZA EN X EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB	90
FIGURA 68. FUERZA EN X EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED.....	90
FIGURA 69. MOMENTO EN Y EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB	91
FIGURA 70. MOMENTO EN Y EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	91
FIGURA 71. FUERZAS EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	92
FIGURA 72. FUERZAS EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED	92
FIGURA 73. MOMENTOS EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE MATLAB.....	93
FIGURA 74. MOMENTOS EN LA BASE DE LA CIMENTACIÓN UTILIZANDO EL MODELO DE BLADED.....	93
FIGURA 75. REPRESENTACIÓN DEL MONOPILOTE Y DEL CRITERIO DE SIGNOS DE LOS ESFUERZOS.....	96
FIGURA 76. EVOLUCIÓN DEL MOMENTO EN Y EN EL MONOPILOTE A LO LARGO DE LA PROFUNDIDAD.....	98
FIGURA 77. EVOLUCIÓN DEL DESPLAZAMIENTO DEL MONOPILOTE A LO LARGO DE LA PROFUNDIDAD.....	98

FIGURA 78. EVOLUCIÓN DEL MOMENTO EN Y EN EL MONOPILOTE A LO LARGO DE LA PROFUNDIDAD CON UN VALOR DEL CORTANTE 20 VECES MAYOR	99
FIGURA 79. PUNTO CRÍTICO DEL MONOPILOTE	101
FIGURA 80. ESQUEMA DE LAS SOLDADURAS EN EL MONOPILOTE	102
FIGURA 81. TENSIÓN EN EL PUNTO CRÍTICO OBTENIDO CON EL MODELO DE MATLAB.....	103
FIGURA 82. TENSIÓN EN EL PUNTO CRÍTICO OBTENIDO CON EL MODELO DE BLADED SIN CONSIDERAR LAS VIBRACIONES DE LA ESTRUCTURA	103
FIGURA 83. TENSIÓN EN EL PUNTO CRÍTICO OBTENIDO CON EL MODELO DE BLADED CONSIDERANDO LAS VIBRACIONES DE LA ESTRUCTURA	104
FIGURA 84. PARÁMETROS DE UN CICLO DE TENSIÓN GENÉRICO	106
FIGURA 85. TIPO DE SOLDADURA CIRCUNFERENCIAL EN EL MONOPILOTE [18]	107
FIGURA 86. CURVAS S-N CORREGIDA Y NO CORREGIDA EN LA SECCIÓN CRÍTICA DEL MONOPILOTE.....	109
FIGURA 87. CICLOS DE TENSIÓN EQUIVALENTES OBTENIDOS CON EL MODELO DE MATLAB	110
FIGURA 88. CICLOS DE TENSIÓN EQUIVALENTES OBTENIDOS CON EL MODELO DE BLADED SIN CONSIDERAR LAS VIBRACIONES DE LA ESTRUCTURA	110
FIGURA 89. CICLOS DE TENSIÓN EQUIVALENTES OBTENIDOS CON EL MODELO DE BLADED CONSIDERANDO LAS VIBRACIONES DE LA ESTRUCTURA	111
FIGURA 90. EJEMPLO DEL ORDEN DE LOS CICLOS DE TENSIÓN	113
FIGURA 91. SÓLIDO INFINITO CON UNA GRIETA ELÍPTICA	114
FIGURA 92. MODOS DE DEFORMACIÓN DE GRIETA. [33]	115
FIGURA 93. EJEMPLO DE ESPECTRO DE TENSIÓN VARIABLE	116
FIGURA 94. SIMPLIFICACIÓN BIDIMENSIONAL DEL ESTADO TENSIONAL DEL MONOPILOTE	117
FIGURA 95. EQUIVALENCIA TENSIONAL DE LA GRIETA DEL MONOPILOTE	118
FIGURA 96. CRECIMIENTO DE GRIETA EN EL MONOPILOTE DE LOS DISTINTOS MODELOS	120
FIGURA 97. ESPECTROS DE TENSIÓN DEL MODELO DE MATLAB Y DE BLADED SIN CONSIDERAR LAS VIBRACIONES DE LA ESTRUCTURA	121
FIGURA 98. CRECIMIENTO DE GRIETA HASTA LA ROTURA	122
FIGURA 99. APLICACIÓN DEL ALGORITMO DE ELIMINACIÓN DE RUIDO	123
FIGURA 100. CRECIMIENTO DE GRIETA CONSIDERANDO O NO EL RUIDO EN EL ESPECTRO DE TENSIÓN	123
FIGURA 101. PROBABILIDAD DE LOS ESTADOS DE LA GRIETA EN EL INSTANTE INICIAL	130
FIGURA 102. PROBABILIDAD DE LOS ESTADOS DE LA GRIETA TRAS 8,45 AÑOS	130
FIGURA 103. PROBABILIDAD DE LOS ESTADOS DE LA GRIETA TRAS 16,9 AÑOS	131
FIGURA 104. PROBABILIDAD DE LOS ESTADOS DE LA GRIETA TRAS 25 AÑOS	131
FIGURA 105. PORCENTAJE DE TIEMPO DE CADA INTERVALO DE VELOCIDAD DE VIENTO DURANTE LA VIDA ÚTIL DEL AEROGENERADOR	137
FIGURA 106. INTENSIDAD DE TURBULENCIA PARA CADA INTERVALO DE VELOCIDAD DE VIENTO	137
FIGURA 107. CORRELACIÓN ENTRE LA ALTURA SIGNIFICATIVA DE OLA Y LA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	139
FIGURA 108. CORRELACIÓN ENTRE EL TIEMPO DE PICO DEL OLEAJE Y LA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	139
FIGURA 109. CICLOS DE TENSIÓN DE TODAS LAS SIMULACIONES REALIZADAS	142
FIGURA 110. DAÑO ACUMULADO Y ÁREA DE LA SECCIÓN DEL MONOPILOTE EN FUNCIÓN DEL ESPESOR DEL MONOPILOTE	143
FIGURA 111. SIMULACIÓN DEL DLC 1.1 A UNA VELOCIDAD DE VIENTO DE 11M/S	144
FIGURA 112. SIMULACIÓN DEL DLC 1.4 A UNA VELOCIDAD DE VIENTO DE 11M/S	144
FIGURA 113. SIMULACIÓN DEL DLC 3.1 A UNA VELOCIDAD DE VIENTO DE 11M/S	145
FIGURA 114. SIMULACIÓN DEL DLC 4.1 A UNA VELOCIDAD DE VIENTO DE 11M/S	145

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1. CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DE LAS PALAS DEL MODELO SIMPLIFICADO [14]	48
TABLA 2. COEFICIENTES HIDRODINÁMICOS EN FUNCIÓN DE K_C Y Re [25]	76
TABLA 3. MODOS DE FUNCIONAMIENTO QUE DEBEN ESTUDIARSE EN UN ANÁLISIS DE FATIGA SEGÚN [18]..	133

1 Introducción

El actual incremento de la población y de las necesidades energéticas supone un aumento en la demanda de energía. Además, la emergencia climática implica la necesidad de apostar por fuentes de energía renovables que permitan obtener energía de forma limpia y sostenible. En este contexto, surge la energía eólica marina como una alternativa para disminuir la actual dependencia de las energías no renovables.

En el mar se producen vientos más fuertes, constantes y menos turbulentos que en tierra, debido a la ausencia de obstáculos. Además, el ruido generado y el impacto visual de los aerogeneradores marinos no suponen una limitación en su tamaño, al contrario de lo que ocurre con los terrestres. Esto permite que los aerogeneradores marinos puedan tener un tamaño mayor, al mismo tiempo que trabajan con vientos más fuertes y con menos turbulencias. Los aerogeneradores marinos pueden llegar a producir entre 5 MW y 14 MW, mientras que la potencia media de los aerogeneradores terrestres ronda los 3 MW.

Sin embargo, a diferencia de la energía eólica terrestre, la energía eólica marina supone un reto en muchos aspectos. El más relevante es el diseño, la construcción y la instalación de cimentaciones que resistan las cargas a las que se ve sometido el aerogenerador y las duras condiciones del entorno marino.

Por una parte, las cimentaciones deben soportar cargas variables debidas a la naturaleza aleatoria del viento y del oleaje.

La aplicación de cargas variables sobre una estructura fomenta la aparición y la propagación de grietas, pudiendo desembocar en un estado de rotura. Este tipo de rotura se denomina rotura por fatiga y es peligrosa porque generalmente ocurre de manera repentina. Dado que las cimentaciones de un aerogenerador marino están sometidas a cargas variables, se debe incluir un análisis de fatiga en su diseño. Este análisis consiste en estudiar la variabilidad de las cargas que soportan las cimentaciones y predecir el daño acumulado en la estructura a lo largo del tiempo.

Por otra parte, las cimentaciones deben soportar cargas extremas debidas a condiciones de viento y de oleaje de intensidades más elevadas de lo normal.

La aplicación de cargas extremas sobre el aerogenerador conlleva la aparición de tensiones máximas en las cimentaciones. En consecuencia, en el diseño de las cimentaciones de un aerogenerador marino, debe incluirse un análisis de cargas extremas para evitar tensiones elevadas que puedan producir deformaciones permanentes o el colapso de la estructura.

En este proyecto se realizará un análisis de fatiga sobre las cimentaciones de un aerogenerador marino, con el objetivo de calcular su deterioro a lo largo del tiempo y diseñar dicha cimentación para asegurarse de que no romperá durante la vida útil del aerogenerador.

2 Descripción de las tecnologías

En este proyecto se hará especial referencia a la normativa GL relativa a aerogeneradores marinos y se utilizará la versión académica del software Bladed y del software Matlab.

La normativa GL es una normativa realizada por la sociedad de clasificación Germanischer Lloyd (GL). Esta sociedad fue líder en el sector marítimo. En el caso de la energía eólica marina, su objetivo era certificar que la construcción de parques eólicos marinos se llevaba a cabo en base a unos criterios de seguridad y de diseño óptimos.

En el año 2013, desaparece GL y nace DNV GL, como resultado de la fusión de GL con otra sociedad de clasificación líder en el sector: Det Norske Veritas (DNV). Posteriormente, en 2021, DNV GL cambia su nombre a DNV sin modificar su estructura interna después de la fusión [1]. Actualmente, la sociedad de clasificación DNV juega un papel importante en el desarrollo de aerogeneradores marinos.

El software Bladed es utilizado para optimizar un aerogenerador en cada fase de su diseño y ha sido desarrollado por DNV. Durante más de 20 años, Bladed ha sido el software de diseño de turbinas eólicas estándar en la industria, proporcionando información crítica sobre la aeroelasticidad y la optimización de aerogeneradores. Bladed utiliza un modelo riguroso para predecir el comportamiento de un aerogenerador y ha sido validado minuciosamente con mediciones tomadas experimentalmente [2].

Esta herramienta permite crear un modelo de aerogenerador y simularlo bajo unas condiciones determinadas de viento y de oleaje. Los resultados de las simulaciones permiten conocer la evolución en el tiempo de una gran cantidad de variables del aerogenerador. Por ejemplo, las simulaciones aportan información sobre la aerodinámica de las palas, el sistema de control, el generador, las cargas originadas, etc. Para la representación y el manejo de los resultados, Bladed ofrece la posibilidad de representarlos gráficamente o de tabularlos para su posterior utilización. La versión académica permite realizar simulaciones con una duración máxima de 60 segundos.

El software Matlab se utilizará para realizar un análisis teórico de cargas y un análisis teórico de fatiga en las cimentaciones de un aerogenerador marino. Los resultados obtenidos mediante estos análisis se compararán con los obtenidos por el software Bladed. Adicionalmente, se utilizará el software Bladed para realizar un diseño óptimo de las cimentaciones del aerogenerador.

3 Estado de la cuestión

En el análisis de fatiga de las cimentaciones de un aerogenerador marino entran en juego dos factores: la elección de la cimentación y el modelo de predicción de daño acumulado utilizado para su diseño.

3.1 Tipos de cimentaciones

Actualmente ya existen aerogeneradores operativos en el mercado con cimentaciones de distintos tipos, dependiendo de la profundidad del lecho marino donde se ubique el aerogenerador y del tipo de suelo marino.

Las cimentaciones marinas se pueden clasificar en fijas y en flotantes. Las cimentaciones fijas son aquellas que se fijan directamente al lecho marino, mientras que las flotantes son estructuras que flotan y se anclan al fondo marino mediante técnicas de fondeo. Hoy en día, la tendencia de desarrollo apunta a la construcción de cimentaciones con un coste menor y que puedan instalarse en aguas cada vez más profundas, con el objetivo de aprovechar los vientos más fuertes de alta mar y aumentar la rentabilidad de la energía eólica marina. A continuación, se expondrán las cimentaciones fijas y flotantes más frecuentes.

Las cimentaciones fijas más empleadas son:

- Cimentaciones por gravedad:

Se trata de grandes cimentaciones de hormigón o de acero que fijan el aerogenerador al fondo marino por su propio peso. La base de la cimentación puede alcanzar los 15 metros de diámetro y un peso de 1000 toneladas [3]. Para su instalación es necesario que las cimentaciones reposen sobre un suelo firme, por lo que se ha de acondicionar el fondo marino utilizando técnicas como el dragado [4]. En esta operación, se quita el limo del suelo para posteriormente preparar un suelo de grava en el que reposará la cimentación. Esto supone un cierto impacto sobre el ecosistema marino. Además, este tipo de cimentación es susceptible a la erosión que tendrá lugar alrededor de la base de la cimentación. Será necesario colocar cantos rodados o rocas alrededor de la base para reducir su efecto [5]. Suelen tener forma troncocónica y se emplean en profundidades de hasta 30 metros [3].

- Monopilote:

Consiste en un tubo de acero que se clava directamente en el lecho marino. Es empleado en suelos blandos (tales como arcillosos o arenosos) y se necesita el uso de pilotaje pesado para su instalación [4], [5]. Se fabrican curvando chapas de acero de hasta 12 metros de diámetro y 140 mm de espesor [6]. Las chapas se sueldan entre sí formando secciones tubulares, que posteriormente se unen mediante soldadura formando piezas de hasta 80 metros de longitud. Durante su montaje, existe el inconveniente de tener que aplicar un intenso calor durante la soldadura debido al espesor de las planchas. Esto modifica la estructura interna del acero haciéndolo menos resistente [7].

En la instalación de un monopilote, no es necesario acondicionar el lecho marino, ni la erosión supondrá un problema para la cimentación [5]. El coste y los riesgos de la instalación aumentan a medida que el tamaño del monopilote es mayor, ya que las cargas hidrodinámicas suponen un problema, lo que puede causar daños anticipados de fatiga. Para la instalación del aerogenerador, se coloca sobre el monopilote una pieza de transición sobre la que se monta la torre. Es de las cimentaciones más utilizadas en aerogeneradores marinos debido a su bajo coste y se puede emplear en profundidades de hasta 40 metros [4].

- Cimentaciones de tipo trípode:

Se trata de una estructura de acero formada por un soporte principal unido a tres patas a través de las cuales se transfieren los esfuerzos de la estructura hasta el suelo marino. Las patas se anclan al suelo mediante pilotes. Su diseño asegura una mayor estabilidad al aerogenerador que el monopilote y se utiliza en profundidades de hasta 50 metros [4]. Su instalación requiere el uso de pilotaje, por lo que es apropiada para suelos marinos blandos y no es necesario realizar un acondicionamiento previo del suelo para su instalación [5]. En este tipo de cimentaciones, la erosión no supondrá un inconveniente. Dado el diseño más complejo que otros tipos de cimentaciones, los costes de construcción y mantenimiento suelen ser más elevados [4].

- Cimentaciones tipo jacket:

Consiste en una celosía de acero que se ancla al suelo marino a través de tres o cuatro patas mediante el uso de pilotes o de anclajes de succión. Tiene un elevado coste debido a su estructura compleja y la cantidad de material necesario para su construcción. Presenta la ventaja de que se reducen las cargas hidrodinámicas sobre la estructura al ser menor la superficie efectiva de contacto con el agua. Es apta para suelos marinos no rocosos debido al uso de pilotaje en la instalación y se emplean en profundidades de hasta 60 metros [4].

- Cimentaciones por medio de anclajes de succión:

Se trata de cimentaciones que se pueden utilizar como alternativa a los pilotes convencionales para fijar una estructura al lecho marino. Consiste en una estructura cilíndrica hueca tapada por un extremo que se apoya sobre el suelo marino por su parte sin tapar. De esta manera, entre el suelo y la tapa de la cimentación, existe una cámara que inicialmente se encuentra llena de agua. Para clavar la cimentación al suelo, se bombea el agua del interior de la cámara hacia el exterior, originando una diferencia de presiones entre el interior y el exterior del anclaje que hace que se clave la estructura al lecho marino [8]. Este método es utilizado como alternativa a los pilotes convencionales en estructuras de tipo trípode o de tipo monopilote. Es apta para suelos arcillosos o arenosos. Tiene la ventaja del reducido coste y su facilidad tanto en la instalación como en el desmontaje [9].

En la Figura 1 se muestran las cimentaciones fijas expuestas anteriormente:

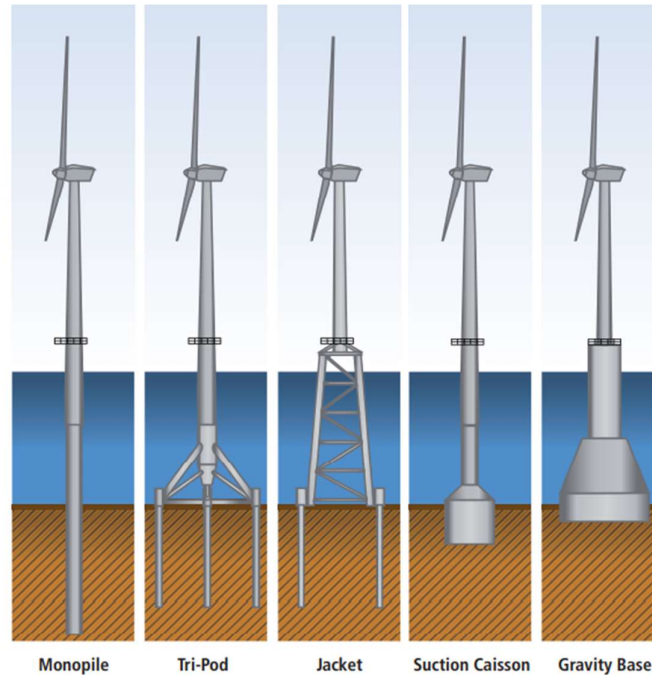


Figura 1. Tipos de cimentaciones fijas [10]

Las cimentaciones flotantes se utilizan en profundidades mayores que las cimentaciones fijas y es un campo que se encuentra en actual desarrollo. Se pueden emplear en profundidades mayores de 100 metros.

Los principales tipos de estructuras flotantes son:

- Cimentaciones Spar:

Consiste en una estructura cilíndrica vertical que generalmente se construye con acero u hormigón sobre la que se coloca el aerogenerador. El principio de estabilidad de la estructura consiste en situar un lastre en la parte inferior del cilindro para que el centro de gravedad de la estructura quede por debajo del centro de presiones, otorgando estabilidad ante inclinaciones de la estructura [11]. Para fijar la cimentación al lecho marino se utilizan tirantes, que se anclan al suelo marino mediante sistemas de anclaje como el de succión. La instalación de este tipo de cimentaciones resulta barata y sencilla de llevar a cabo [12].

- Cimentaciones TLP:

Se trata de una estructura formada por una base flotante compuesta por 3 o 4 brazos en cuyo centro se sitúa el aerogenerador. El principio de estabilidad de la estructura radica en el elevado momento de área de la estructura respecto a los distintos ejes de rotación que producen un efecto estabilizador [11]. Para conseguir la sujeción al fondo marino se utilizan tirantes tensionados de acero que se anclan mediante anclajes de succión. Estos tirantes también ayudan a proporcionar estabilidad a la estructura. El movimiento de este tipo de plataformas queda muy restringido [9].

- Cimentaciones semi-sumergibles:

Se trata de una estructura triangular, en la que se coloca en cada vértice un flotador aportando una gran estabilidad al conjunto. En el centro de la estructura se sitúa la base del aerogenerador. El amarre utilizado en este tipo de cimentaciones es el anclaje por peso para suelos duros y de succión para suelos blandos. En este tipo de estructuras el aerogenerador está sometido a una cantidad de movimiento considerable [11].

En la Figura 2 se muestra una representación de las cimentaciones flotantes expuestas anteriormente:

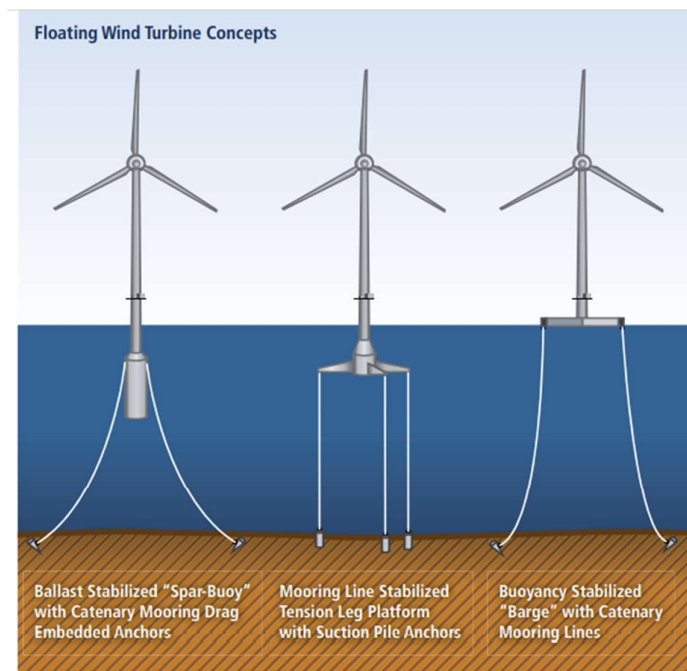


Figura 2. Tipos de cimentaciones flotantes [10]

3.2 Modelos de predicción de daño en las cimentaciones

En cuanto al modelo de predicción de daño acumulado utilizado para el diseño de las cimentaciones de un aerogenerador, las empresas se enfrentan al reto de encontrar un equilibrio entre seguridad y coste.

El modelo de predicción de daño en las cimentaciones utilizado hoy en día es el que propone la normativa DNV. Este modelo es un modelo determinista de acumulación lineal de daño.

Aunque la fatiga es un fenómeno complicado que depende de una gran cantidad de factores difíciles de cuantificar, el modelo de fatiga que propone la normativa DNV es un modelo simple que permite una rápida implementación en un análisis de fatiga.

Sin embargo, este método tiene el inconveniente de tender a ser conservador para cubrir las simplificaciones impuestas. Como consecuencia, su aplicación da lugar a sobredimensionamientos que, en el caso de las cimentaciones, suponen un coste adicional importante del aerogenerador. Por otra parte, este método no permite un seguimiento preciso en tiempo real del estado de la cimentación durante la vida útil del aerogenerador, lo que es un grave inconveniente en el caso de que se detecte un defecto prematuro en la estructura.

4 Definición del trabajo

4.1 Justificación

Como se ha comentado anteriormente, el modelo de fatiga que es utilizado actualmente, presenta dos inconvenientes importantes:

- Es un método conservador que da lugar a sobredimensionamientos, lo que incrementa el coste del aerogenerador.
- No permite un seguimiento preciso en tiempo real del estado de la cimentación durante la vida útil del aerogenerador, ante la detección de un defecto prematuro en la estructura.

La aportación principal de este proyecto es tratar de evitar los dos inconvenientes anteriores.

Por una parte, en este trabajo se ilustrará cómo aplicar modelos de fatiga avanzados para predecir el deterioro en las cimentaciones de un aerogenerador marino a lo largo del tiempo. Esto permite realizar un dimensionamiento más preciso de las cimentaciones, reduciendo así los costes de fabricación, pero manteniendo las condiciones de seguridad.

Por otra parte, estos modelos avanzados pueden aplicarse en tiempo real durante el funcionamiento del aerogenerador, lo que permite tener un conocimiento preciso del estado de las cimentaciones durante su vida útil. Esta característica es muy importante, ya que se puede hacer un seguimiento de la estructura y tomar decisiones en base a su estado. Por ejemplo, ante la detección de una grieta en la cimentación, estos modelos avanzados permiten conocer su evolución en el tiempo, lo que permitiría tomar decisiones para evitar un colapso prematuro de la estructura o una reducción de su vida útil.

Adicionalmente, este proyecto busca transmitir un conocimiento profundo acerca de la naturaleza de las cargas variables y del fenómeno de la fatiga en las cimentaciones de un aerogenerador marino.

4.2 Objetivos

Los objetivos de este proyecto son varios:

- Realizar un estudio profundo de las cargas variables a las que se ve sometido un aerogenerador marino. Se discutirán y se justificarán los aspectos más relevantes que influyen en la variabilidad de las cargas.
- Aplicar técnicas de fatiga avanzadas sobre las cimentaciones de un aerogenerador marino para predecir el daño acumulado en ellas a lo largo del tiempo.
- Diseñar la cimentación de un aerogenerador marino para que soporte cargas de fatiga siguiendo la normativa GL. El diseño consiste en dimensionar la cimentación utilizando la menor cantidad de material posible para minimizar el coste, manteniendo la condición de que la cimentación no colapse durante la vida útil del aerogenerador.

4.3 Metodología

La metodología que se seguirá en el proyecto es la siguiente:

En primer lugar, se definirán las características del modelo de aerogenerador a estudiar. Para ello, se partirá de unas especificaciones preliminares de diseño previamente prefijadas. Para la definición de este modelo de aerogenerador se utilizará la versión académica de Bladed. Este modelo se considerará un modelo avanzado del aerogenerador de estudio.

En segundo lugar, se definirá un modelo simplificado del aerogenerador de estudio. Para la definición de este modelo simplificado se utilizará Matlab. El objetivo es poder calcular las cargas variables sobre el aerogenerador de manera teórica.

En tercer lugar, se estudiará la naturaleza de las cargas variables a las que está sometido el aerogenerador. En concreto, se estudiarán las cargas debidas al viento, al oleaje y a desequilibrios en el rotor. Para ello, se establecerán unas condiciones ambientales medias que ofrezcan resultados representativos de lo que podría fatigarse la cimentación del aerogenerador durante su vida útil. Estas cargas se calcularán con el modelo simplificado de Matlab y con el modelo avanzado de Bladed. Se realizará una comparativa de los resultados obtenidos por ambos modelos, con el objetivo de tener un conocimiento profundo de las cargas variables a las que se ve sometido un aerogenerador marino.

En cuarto lugar, se analizará el impacto de las cargas variables sobre las cimentaciones. Para ello, se realizará un análisis de mecánica de suelos, con el fin de encontrar el punto crítico de las cimentaciones, en el que se calculará la historia temporal de tensión.

En quinto lugar, se aplicarán modelos de fatiga sobre las cimentaciones del aerogenerador a partir de la historia temporal de tensión. En concreto, se aplicará el modelo clásico utilizado generalmente en la industria y dos modelos avanzados.

En sexto lugar, se diseñará la cimentación de un aerogenerador marino para que soporte cargas de fatiga siguiendo la normativa GL. Para ello, se tendrá en cuenta la variación de las condiciones ambientales y se utilizará el software Bladed para la determinación de las cargas.

5 Definición del modelo de aerogenerador de estudio

En esta sección se definirán las características del modelo de aerogenerador de estudio. Para ello, se tomarán como punto de partida unas especificaciones preliminares del aerogenerador, las cuales se adjuntan en el ANEXO I.

Para describir las características del modelo de aerogenerador, se utilizarán aquellas que demanda la versión académica del software Bladed para definir un aerogenerador.

Estas características aportan información sobre la cimentación, las palas, el rotor, la torre, el tren de potencia, la góndola, el sistema de control y el análisis modal. En los apartados siguientes se definen estos campos a partir de las especificaciones preliminares del aerogenerador.

5.1 Definición de la cimentación

El emplazamiento del aerogenerador de estudio se ha definido a una profundidad de 40 m con un lecho marino de tipo arenoso.

Teniendo en cuenta la profundidad y el tipo de suelo, se decide utilizar el monopilote como tipo de cimentación para el aerogenerador. La elección del monopilote se debe a que se trata de la cimentación más simple y menos costosa de los tipos de cimentaciones que podrían utilizarse. El aspecto de una cimentación simple es importante, ya que permite predecir de manera más precisa su comportamiento frente a la aplicación de cargas. Además, la herramienta de simulación Bladed solo admite una cimentación de tipo monopilote.

5.2 Definición de las palas

Las palas constituyen uno de los elementos fundamentales de un aerogenerador. Son las responsables de convertir la energía cinética del viento en energía mecánica de rotación. Las palas están formadas por secciones aerodinámicas cuyas propiedades geométricas van cambiando a lo largo de la pala. Dado que las palas están girando, cada sección aerodinámica percibirá una velocidad relativa distinta. El objetivo es que cada sección adecue sus propiedades geométricas según la posición en la que se encuentre, para trabajar en las condiciones de máxima eficiencia aerodinámica.

Las características necesarias para definir una determinada sección aerodinámica de una pala en Bladed son las siguientes:

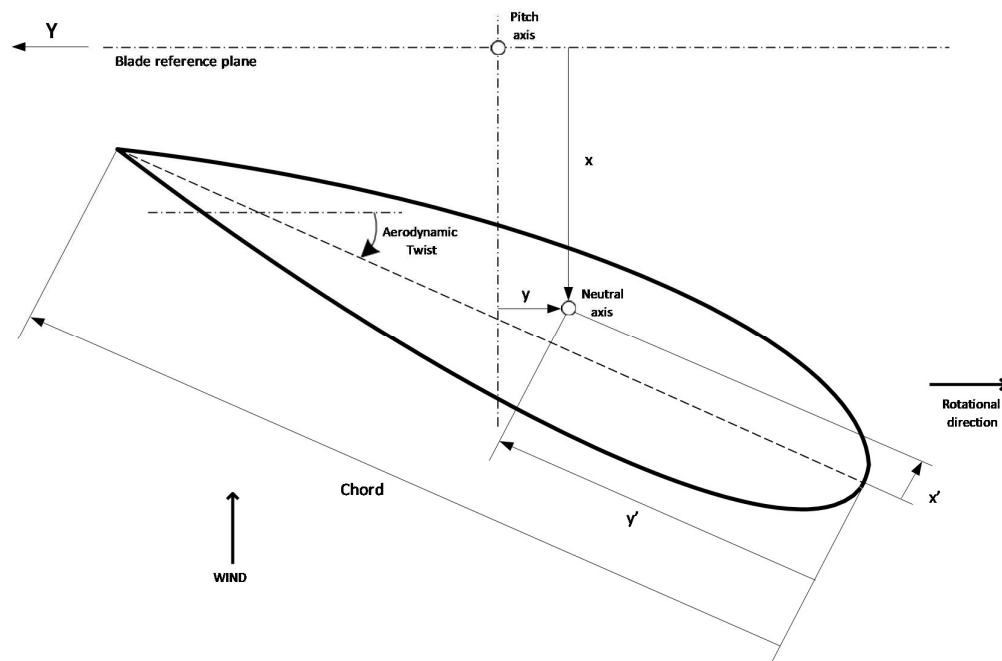


Figura 3. Propiedades de una sección aerodinámica de una pala [13]

- Distancia del centro de gravedad de la sección a la raíz de la pala.
- Cuerda (chord): es la distancia entre el borde de ataque y el borde de salida.
- Espesor (thickness): se expresa en % y mide el espesor de la sección respecto de la cuerda. Hay varias maneras de definir el espesor según se utilice la convención americana o británica.
- Giro aerodinámico (aerodynamic twist): es el ángulo entre la cuerda y el plano de referencia de la pala.
- Coordenadas de la fibra neutra (neutral axis) respecto del borde de ataque.
- Coordenadas del centro de gravedad de la sección.
- Distancia del eje pitch a la fibra neutra: el eje pitch es un eje en torno al cual puede girar la pala. Es utilizado durante el funcionamiento del aerogenerador para maximizar la eficiencia aerodinámica del rotor o para llevar a cabo operaciones como arranques o paradas. También es conocido como ángulo de paso. El control del ángulo de paso se conoce como control pitch.
- Masa e inercia polar por unidad de longitud.
- Rigideces asociadas a los ejes principales de inercia de la sección. Para la definición de las palas se tendrán en cuenta las rigideces asociadas a los ejes de inercia contenidos en el plano de la sección aerodinámica. No se tendrá en cuenta la rigidez a torsión por considerarse despreciable.

Para definir las palas del aerogenerador se han utilizado las especificaciones del fabricante Windnovation GmbH [14]. Las especificaciones dividen las palas en 30 secciones distintas. Para cada sección se adjuntan los parámetros necesarios para obtener las características expuestas anteriormente. Sin embargo, en la versión académica de Bladed no es posible introducir más de 10 secciones distintas. Por eso, para la definición de las palas en Bladed se ha prestado especial atención en introducir aquellas que capten adecuadamente las propiedades de la pala. En la Figura 4 y en la Figura 5 se describen los parámetros definidos anteriormente junto con otros calculados automáticamente por Bladed.

		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Distance along blade	m	0	2.5	7.5	25	32.5	37.5	50	56	59	62
Distance along pitch axis	m	0	2.497679	7.492026	24.99091	32.4909	37.49089	49.99069	55.97797	58.9484	61.84196
Chord	m	3.3	3.41	4.25	3.31	2.64	2.3	1.72	1.48	1.21	0.01
Aerodynamic twist	deg	0	7.209998	15.63	4.33	2.83	2.13	0.49	-0.38	-0.6000002	1.3
Thickness	%	100	95.43	61.55	29.42	26.41	24.63	20.69	18.4	18.03	18
Neutral axis (x)	m	0	-0.1	-0.16	-0.02	-0.02	-0.02	-0.07	-0.46	-0.88	-1.51
Neutral axis (y)	m	-0.83	-0.79	-0.56	-0.42	-0.41	-0.42	-0.47	-0.49	-0.48	0
Neutral axis, local (x)	%	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Neutral axis, local (y)	%	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Foil section		1	1	2	3	4	4	5	6	6	6
Moving/fixed		Moving	Moving	Moving	Moving	Moving	Moving	Moving	Moving	Moving	Moving

Figura 4. Características geométricas de las palas

		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Distance along blade		0	2.5	7.5	25	32.5	37.5	50	56	59	62
Centre of mass (x)	%	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Centre of mass (y)	%	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Mass axis orientation	deg	0	7.209998	15.63	4.33	2.83	2.13	0.49	-0.38	-0.6000002	1.3
Mass/unit length	kg/m	1939.9	732.8	481	328.9	302.6	270.1	122.8	78.5	58.8	1.8
Polar inertia/unit length	kgm	5048.5	1879.8	1147	249.4	122.8	77.8	20.2	10.3	6.3	0.1
Radii of gyration ratio		1	0.9543	0.6155	0.2942	0.2641	0.2463	0.2069	0.184	0.1803	0.18
Principal axis orientation	deg	0	7.209998	15.63	4.33	2.83	2.13	0.49	-0.38	-0.6000002	1.3
Bending stiffness about xp	Nm ²	3.87E+10	1.22E+10	7.41E+09	2.38E+09	1.21E+09	7.71E+08	1.7E+08	7.5E+07	6.04E+07	801000
Bending stiffness about yp	Nm ²	3.87E+10	1.26E+10	5.78E+09	7.68E+08	3.72E+08	2.12E+08	3.28E+07	9670000	3500000	29300

Figura 5. Parámetros relacionados con la rigidez y la masa de las palas

Para poder calcular las cargas que se producen sobre una sección aerodinámica en presencia de una corriente de viento es necesario definir los coeficientes de arrastre C_d , de sustentación C_l y de cabeceo C_m . Los dos primeros coeficientes relacionan las fuerzas aerodinámicas producidas con la velocidad del viento. El coeficiente de cabeceo relaciona la tendencia de la sección a rotar en el seno de una corriente de viento.

Estos coeficientes dependen del ángulo de ataque, del número de Reynolds y del espesor de la sección. El ángulo de ataque es el ángulo que forma la velocidad relativa del viento con la cuerda. En Bladed se han introducido 7 bases de datos distintas según el espesor de la sección y el número de Reynolds. En ellas se relacionan los coeficientes C_d , C_l y C_m para ángulos de ataque comprendidos entre -180° y 180° . Bladed extrapolará estas bases de datos a las condiciones que se produzcan en cada perfil aerodinámico durante el funcionamiento del aerogenerador para obtener los coeficientes aerodinámicos en cada instante.

Un ejemplo de coeficientes aerodinámicos para una sección de espesor del 30% y un número de Reynolds de $3 \cdot 10^6$ se muestra en la Figura 6:

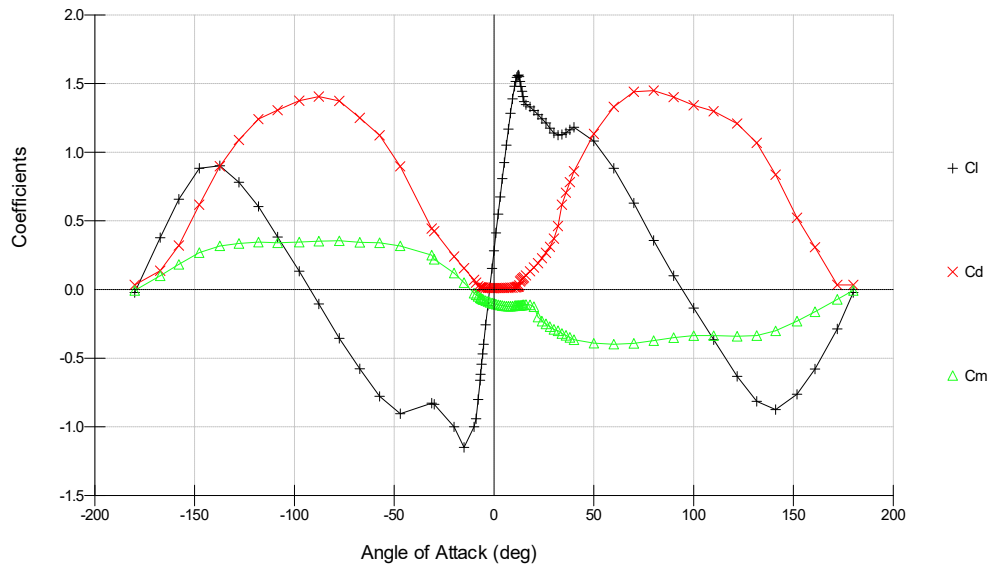


Figura 6. Coeficientes aerodinámicos de una sección en función del ángulo de ataque

5.3 Definición de la góndola

La góndola es la estructura que se encuentra en la parte superior de la torre. En ella se encuentra el eje principal del aerogenerador, junto con el generador y el convertidor. Estos elementos son necesarios para transformar la energía mecánica procedente de las palas en energía eléctrica que se transmite a la red.

La góndola se modela como un cilindro hueco de acero con un diámetro externo de $8,5 \text{ m}$, una longitud de 8 m y un espesor de 12 cm . Su centro de gravedad se encuentra desplazado -1 m respecto del eje central de la torre, tal y como muestra la Figura 9.

En Bladed es necesario introducir los parámetros geométricos que definen la góndola, así como su masa y los momentos de inercia principales respecto a su centro de gravedad. Los momentos de inercia serán utilizados principalmente por el sistema de orientación del rotor (también conocido como sistema de guiñada). Teniendo en cuenta las expresiones conocidas de la masa y las inercias de un cilindro hueco, y considerando una densidad del acero ρ_{acero} de 7850 kg/m^3 , se obtienen los siguientes valores:

Masa de la góndola $M_{g\acute{o}ndola}: 1,98 \cdot 10^5 \text{ kg}$.

Inercia de la góndola respecto al eje del rotor $I_{eje \text{ g\acute{o}ndola}}: 2,8 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$.

Inercia de la góndola respecto a un eje perpendicular $I_{eje \text{ per.g\acute{o}ndola}}: 3,484 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$.

Además, es necesario especificar el coeficiente de arrastre asociado a la geometría de la góndola. Dado que se trata de un cilindro corto, su valor es 1,15 según [15]. La Figura 7 muestra un resumen de estas características introducidas en Bladed:

<input checked="" type="checkbox"/> Assign Geometry Nacelle windage: <input checked="" type="radio"/> Drag only <input type="radio"/> As an aerofoil		
Nacelle length	m	8
Nacelle height	m	8.5
Nacelle width	m	8.5
Nacelle drag coefficient	-	1.15
Location of front of nacelle measured from tower axis	m	0
Aerofoil dataset (from database)		

<input checked="" type="checkbox"/> Assign Mass (excluding rotor, hub and generator)		
Mass	kg	198400
Position of Centre of Mass to side of tower axis	m	0
Height of Centre of Mass, relative to tower top	m	3
Position of Centre of Mass in front of tower axis	m	-1
Yaw inertia (about tower axis)	kg m ²	2.8E+06
Nodding inertia (about centre of mass)	kg m ²	2.8E+06
Rolling inertia (about centre of mass)	kg m ²	3.484E+06

Figura 7 Resumen de los parámetros que definen la góndola

5.4 Definición del rotor y del generador

El rotor del aerogenerador está formado por las palas y el buje.

El buje es el elemento estructural al que se conectan las palas y el eje principal. Es el encargado de transmitir las fuerzas aerodinámicas de las palas al interior del aerogenerador.

El buje es una estructura optimizada, por lo que presenta una geometría compleja. Sin embargo, de modo simplificado se comporta como un cono truncado con un cierto ángulo de conicidad. Este ángulo de conicidad es de -3° . Como el ángulo de conicidad es pequeño, se puede aproximar por un cilindro hueco de acero de diámetro interno 3 m, longitud 4 m y espesor 13 cm. No se tendrá en cuenta la falta de masa en el cilindro en la zona de las conexiones de las palas, ni la masa relativa a la parte frontal del buje. Se considerará que la masa sobrante del cilindro compensa las masas y las inercias de la parte frontal y del mecanismo interno del buje relativo al control pitch. Esta consideración entra en concordancia con la especificación preliminar de la masa del buje de 40000 kg al obtener un valor de 40139 kg. En ocasiones, las raíces de las palas se conectan al buje por medio de un soporte, tal y como muestra la Figura 10. En el aerogenerador de estudio este soporte se considera inexistente, conectándose el buje directamente a la raíz de la pala. Si este soporte existiese, habría que tener en cuenta el coeficiente de arrastre de su sección.

El ángulo de inclinación del rotor se define como el ángulo entre la horizontal y la perpendicular al plano del rotor. Este ángulo tiene un valor de 6° . El rotor gira en sentido horario y se encuentra situado a barlovento y centrado en la góndola. La altura a la que se encuentra el eje del rotor respecto del nivel medio del mar es de 92 m y su separación respecto del eje de la torre es de 7 m. La velocidad de viento mínima y máxima de operación del rotor se establecen en 3,5 m/s y 30 m/s, respectivamente. Estas velocidades se designarán como v_{in} y v_{out} , respectivamente.

El buje se conecta al eje principal del aerogenerador. Dado que se tiene una transmisión directa, el eje principal coincide con el rotor del generador. Al igual que el buje, el rotor del generador es una estructura optimizada. De manera simplificada se asume que está formado por dos partes: una parte cónica y una cilíndrica. La parte cónica conecta el buje con la parte cilíndrica. La parte cilíndrica se situará en el interior del estator y albergará imanes permanentes de neodimio. El estator del generador se modela como un cilindro hueco de acero, al considerar despreciable la masa de los bobinados de cobre. En la Figura 8 se muestra esquemáticamente la geometría y las medidas del rotor y del estator del generador. Las medidas se han deducido de las especificaciones preliminares del aerogenerador.

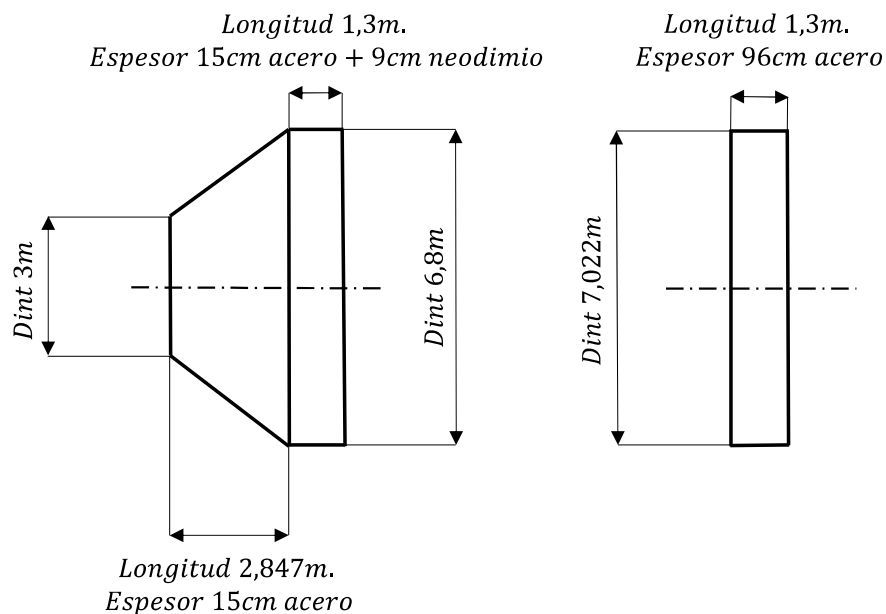


Figura 8. Esquema del rotor y del estator del generador

Para definir el aerogenerador en Bladed es necesario introducir los valores de las inercias, de las masas y de los centros de gravedad del buje y del generador, tal y como muestra la Figura 10. Los resultados de las inercias son utilizados principalmente por el sistema de control de velocidad del rotor y por el sistema de guiñada. El cálculo de las masas y de los centros de gravedad es importante para tener en cuenta el efecto del peso sobre la estructura.

Despreciando el ángulo de inclinación del rotor y la conicidad del buje, la disposición de los elementos del aerogenerador se muestra en la Figura 9.

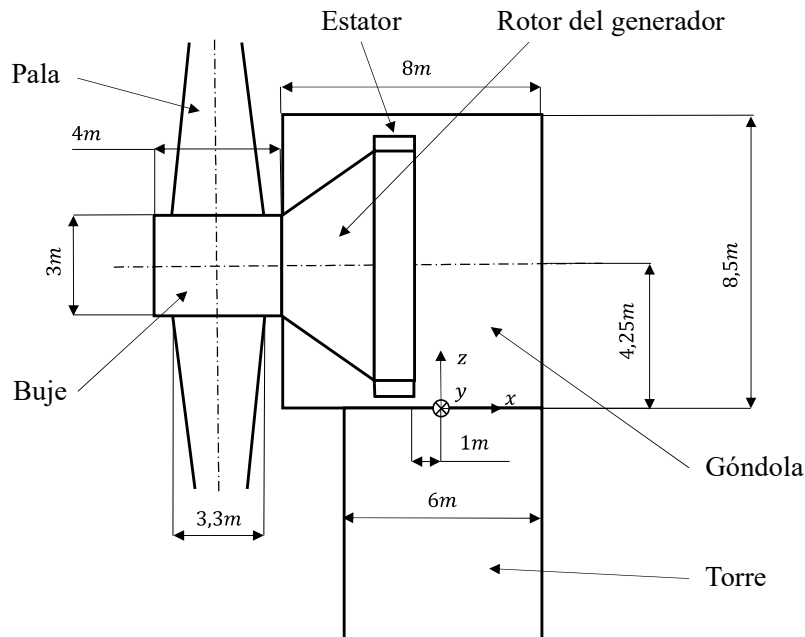


Figura 9. Esquema de la disposición de los elementos del aerogenerador

Para calcular la masa y las inercias del buje y del generador, se dividen en diferenciales cilíndricos de un determinado diámetro interno y espesor, aprovechando que tienen simetría de revolución. La masa y las inercias de un cilindro hueco respecto a un punto ya es una solución conocida. Por tanto, para calcular la masa y las inercias de un elemento en concreto, basta con integrar a lo largo de su longitud. Este procedimiento es especialmente útil para evaluar las propiedades en la parte cónica del rotor, donde el diámetro es variable. Para un cilindro de longitud dx , radio externo R_{ext} , radio interno R_{int} y densidad ρ se tiene que:

$$dm = \rho\pi(R_{ext}^2 - R_{int}^2)dx \quad (E. 1)$$

$$dI_{eje} = \frac{1}{2}(R_{ext}^2 + R_{int}^2)dm \quad (E. 2)$$

$$dI_{eje\ per} = \frac{1}{4}(R_{ext}^2 + R_{int}^2)dm + x^2 dm \quad (E. 3)$$

Siendo dm la masa del cilindro, dI_{eje} la inercia del cilindro respecto a su eje de rotación y $dI_{eje\ per}$ la inercia perpendicular al eje de rotación a una distancia x del centro de gravedad. Con ayuda de Matlab, y estableciendo que la densidad del acero ρ_{acero} y la del neodimio $\rho_{neodimio}$ son 7850 kg/m^3 y 6800 kg/m^3 , respectivamente, se calculan los siguientes resultados:

Inercia del rotor del generador respecto a su eje de giro $I_{rotor\ gen}$:

$$I_{rotor\ gen} = \int_{rotor\ gen} dI_{eje} = 263040\ kgm^2 \quad (E. 4)$$

Masa del buje $M_{buj e}$:

$$M_{buj e} = \int_{buj e} dm = 40139\ kg \quad (E. 5)$$

Inercia del buje respecto a su eje de giro $I_{eje\ buje}$:

$$I_{eje\ buje} = \int_{buj e} dI_{eje} = 98479\ kgm^2 \quad (E. 6)$$

Inercia del buje respecto a un eje perpendicular pasando por su centro de gravedad $I_{eje\ per.buj e}$:

$$I_{eje\ per.buj e} = \int_{buj e} dI_{eje\ per} = 102760\ kgm^2 \quad (E. 7)$$

Masa total del generador (rotor + estator) $M_{generador}$:

$$M_{generador} = \int_{generador} dm = 45065\ kg \quad (E. 8)$$

Centro de masas del generador respecto al centro de gravedad del buje $cdg_{generador}$:

$$cdg_{generador} = \frac{1}{M_{generador}} \int_{generador} xdm = 5,3886\ m \quad (E. 9)$$

Donde x es la distancia del centro de gravedad del buje hasta un dm del generador.

Inercia del estator respecto a su eje de giro $I_{eje\ estator}$:

$$I_{eje\ estator} = \int_{estator} dI_{eje} = 277540\ kgm^2 \quad (E. 10)$$

Inercia del generador respecto a un eje perpendicular al eje de giro pasando por su centro de gravedad $I_{eje\ per.generador}$:

$$I_{eje\ per.generador} = \int_{generador} dI_{eje\ per} = 202700\ kgm^2 \quad (E. 11)$$

Las características expuestas y los parámetros calculados anteriormente se resumen en la Figura 10.

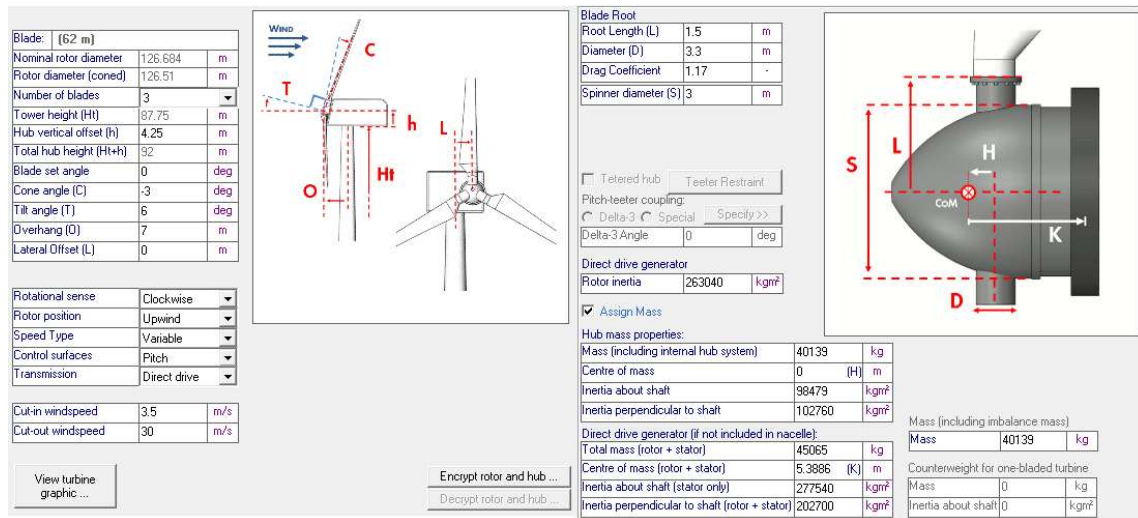


Figura 10. Resumen de características del rotor y de la turbina

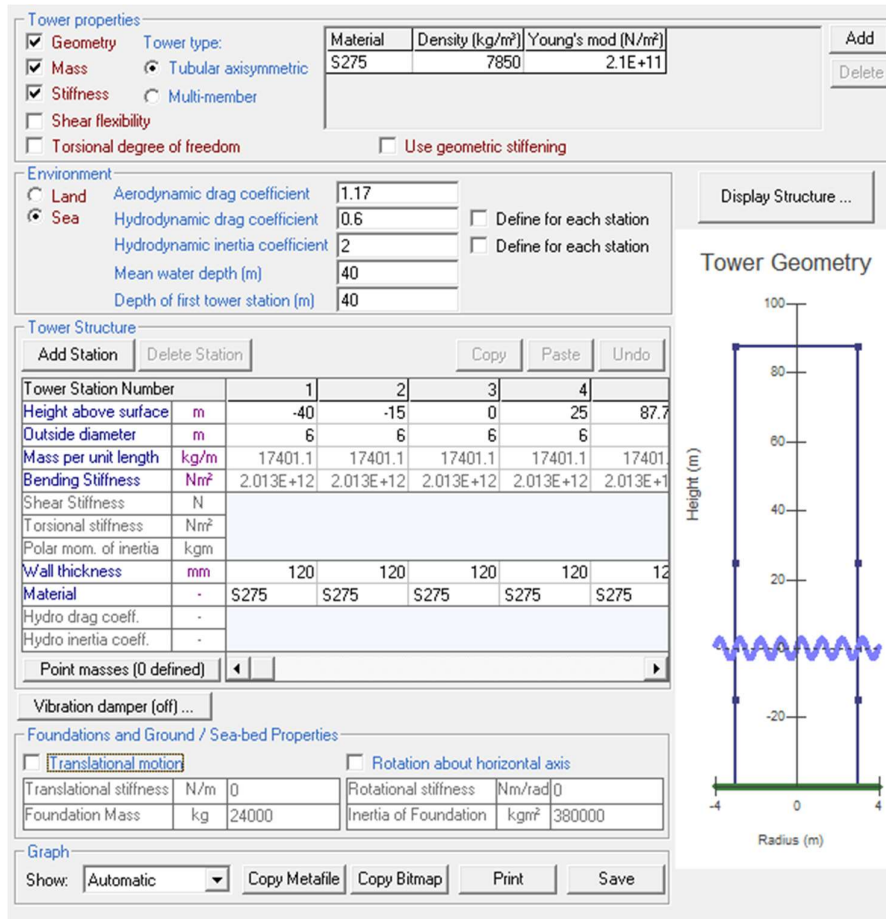
5.5 Definición de la torre

La torre es el elemento estructural del aerogenerador encargado de soportar la góndola con todos sus elementos y el rotor aerodinámico (formado por el buje y las palas). Para su definición, la torre y la parte del monopilote por encima del nivel del suelo marino se tratarán como un mismo elemento. Se modelarán como un cilindro hueco con una longitud de 127,7 m desde el suelo. El material propuesto es un acero estructural S275. Se establece un diámetro exterior de 6 m y un espesor de 12 cm como diseño preliminar de la estructura. Se recuerda que la profundidad del emplazamiento es 40 m.

Bladed divide la torre en distintas secciones para las cuales es necesario especificar sus propiedades (diámetro, material, espesor, etc). La versión académica de Bladed limita la definición de la torre a 5 secciones distintas. Bladed define la torre por partes para poder tratarla como un sistema de varios grados de libertad, con el objetivo de poder incorporar las vibraciones en la simulación del aerogenerador. Se ha definido el máximo número de secciones a alturas distintas junto con la rigidez a flexión, para lograr la mayor precisión en el cálculo de las vibraciones de la estructura.

Para el cálculo de cargas debidas al oleaje y al viento es necesario especificar el coeficiente de arrastre aerodinámico y los coeficientes hidrodinámicos de arrastre y de inercia de cada sección. Para el cálculo del coeficiente de arrastre aerodinámico se ha tomado el de un cilindro alargado con un valor de 1,17 [15]. Los coeficientes hidrodinámicos se calculan con detalle en la sección de *Cálculo de cargas del oleaje*.

En la Figura 11 se muestran las características de la torre definidas en Bladed.



Tower properties

Geometry Tower type: Tubular axisymmetric Multi-member

Mass Shear flexibility Torsional degree of freedom Use geometric stiffening

Material	Density (kg/m ³)	Young's mod (N/m ²)
S275	7850	2.1E+11

Environment

Land Sea

Aerodynamic drag coefficient: 1.17
 Hydrodynamic drag coefficient: 0.6
 Hydrodynamic inertia coefficient: 2
 Mean water depth (m): 40
 Depth of first tower station (m): 40

Define for each station (for drag and inertia coefficients)

Tower Structure

Tower Station Number	1	2	3	4
Height above surface (m)	-40	-15	0	25
Outside diameter (m)	6	6	6	6
Mass per unit length (kg/m)	17401.1	17401.1	17401.1	17401.1
Bending Stiffness (Nm ²)	2.013E+12	2.013E+12	2.013E+12	2.013E+12
Shear Stiffness (N)				
Torsional stiffness (Nm ²)				
Polar mom. of inertia (kgm)				
Wall thickness (mm)	120	120	120	120
Material	S275	S275	S275	S275
Hydro drag coeff.				
Hydro inertia coeff.				

Foundations and Ground / Sea-bed Properties

Translational motion Rotation about horizontal axis

Translational stiffness (N/m)	0	Rotational stiffness (Nm/rad)	0
Foundation Mass (kg)	24000	Inertia of Foundation (kgm ²)	380000

Graph

Show: Automatic Copy Metafile Copy Bitmap Print Save

Tower Geometry

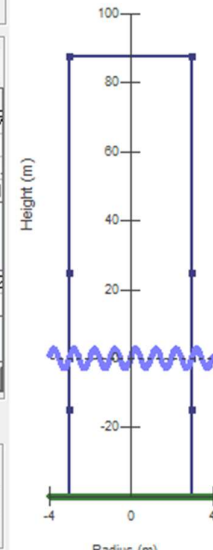


Figura 11. Características de la torre

Nótese que no se ha definido la parte enterrada del monopilote o las características asociadas al suelo marino. La razón es que, tal y como se demostrará en la sección de *Análisis teórico de cargas en la cimentación*, el punto de mayor tensión se produce en la sección a nivel del suelo marino. Por tanto, no es necesario calcular la tensión del monopilote por debajo del suelo. Además, no se tendrá en cuenta el efecto de las propiedades del suelo en las vibraciones de la estructura, por falta de información acerca de sus características.

5.6 Definición del tren de potencia

El tren de potencia hace referencia al conjunto de elementos que transmiten la energía mecánica procedente del rotor aerodinámico para convertirla en energía eléctrica.

Para transmitir el giro del rotor aerodinámico al rotor del generador se utiliza una transmisión directa. Es decir, no existe una multiplicadora entre el rotor aerodinámico y el generador. El tipo de generador utilizado es un generador síncrono de imanes permanentes de velocidad variable. Se especifica una eficiencia eléctrica del 92,15 %, tal y como establecen las especificaciones preliminares del aerogenerador. Para incorporar las pérdidas mecánicas del rotor, es necesario introducir su dependencia respecto a la potencia generada o respecto al par demandado. Dado que se desconoce la naturaleza de cualquiera de estas relaciones, se despreciarán las pérdidas mecánicas aprovechando su baja influencia en las cargas producidas en las cimentaciones. Además, es necesario especificar el máximo par demandado por el generador con un factor de potencia de 0,9. Teniendo en cuenta que la velocidad nominal $\Omega_{nominal}$ es de 12 rpm y que el aerogenerador puede superar como máximo su potencia nominal de 5 MW en un 5 %, se tiene que el par máximo $M_{m\acute{a}x}$ viene dado por:

$$M_{m\acute{a}x} = \frac{P_{max}}{\Omega_{nominal}} = \frac{5,5 \cdot 10^6}{12 \cdot \frac{2\pi}{60}} = 4,377 \cdot 10^6 \text{ Nm} \quad (E. 12)$$

Donde P_{max} hace referencia a la potencia máxima que puede producir el generador. Por otra parte, el aerogenerador se conecta a una red de 11000 V con una resistencia y una inductancia de línea de 0,01 Ω .

Estos parámetros calculados deben ser introducirlos en Bladed y serán utilizados principalmente para calcular la potencia eléctrica generada y para calcular las características de funcionamiento del generador.

5.7 Definición del sistema de control

El sistema de control constituye una parte fundamental en un aerogenerador. Se utilizan controladores para regular la velocidad de giro de las palas, el ángulo de paso o la orientación de la góndola (ángulo de guiñada).

Tener un control sobre estas variables permite maximizar la potencia extraída del viento o ser capaz de responder adecuadamente a contingencias. Por ejemplo, ante una situación en la que el aerogenerador pierda su conexión con la red de tensión, la energía del viento se transformará exclusivamente en energía de rotación del rotor, embalando el aerogenerador y pudiendo ocasionar un daño catastrófico. Para esta situación, es necesario disponer de herramientas que permitan evitar la sobre velocidad del rotor. Estas herramientas hacen referencia, por ejemplo, a la capacidad de modificar el ángulo de paso o el ángulo de guiñada.

También pueden ocurrir otro tipo de fallos como la no respuesta del sistema de orientación o atascos en el mecanismo de control del ángulo de paso. Es por eso que es importante tener

varias opciones de respuesta ante una situación extraordinaria. La utilización de estas herramientas está gobernada por sistemas de control que permiten utilizarlas adecuadamente, para conseguir la respuesta óptima del aerogenerador en cada momento.

Según el control que se tenga sobre la velocidad del rotor, los aerogeneradores se pueden clasificar en aerogeneradores de velocidad fija o de velocidad variable. Los aerogeneradores de velocidad fija son aquellos que están diseñados para funcionar a una única velocidad. En cambio, los aerogeneradores de velocidad variable son aquellos que permiten adecuar su velocidad en función del viento para maximizar la potencia extraída. El aerogenerador de estudio es de velocidad variable y para su control se utiliza un controlador PI.

Dado un determinado rotor de aerogenerador, se define el coeficiente de potencia C_p como el cociente entre la potencia extraída del viento y la potencia máxima que se podría extraer. Por tanto, el coeficiente C_p viene dado por la siguiente expresión:

$$C_p = \frac{P_{extraída}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{aire} \cdot A \cdot v^3} \quad (E. 13)$$

Siendo $P_{extraída}$ la potencia extraída por el aerogenerador, ρ_{aire} la densidad del aire, A el área barrida por el rotor y v la velocidad del viento.

Nótese que en esta expresión se asume que la velocidad del viento es uniforme en todo el rotor. Asumiendo un rotor ideal con infinito número de palas, se obtiene un límite físico para el coeficiente de potencia del 59,3%, conocido como el límite de Betz.

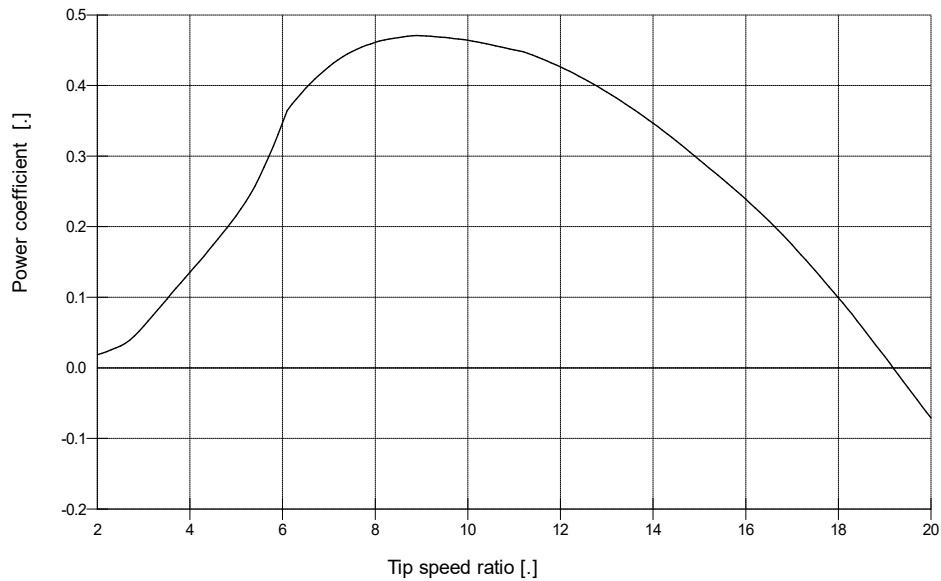
El coeficiente de potencia de un aerogenerador depende de la geometría de las palas, del ángulo de paso y de un parámetro adimensional conocido generalmente en inglés como *tip speed ratio*.

El *tip speed ratio* se representa por la letra λ y se define como el cociente entre la velocidad de la punta de las palas y la velocidad del viento v :

$$\lambda = \frac{\Omega R_{pala}}{v} \quad (E. 14)$$

Siendo Ω y R_{pala} la velocidad de rotación del rotor y la longitud de una pala, respectivamente.

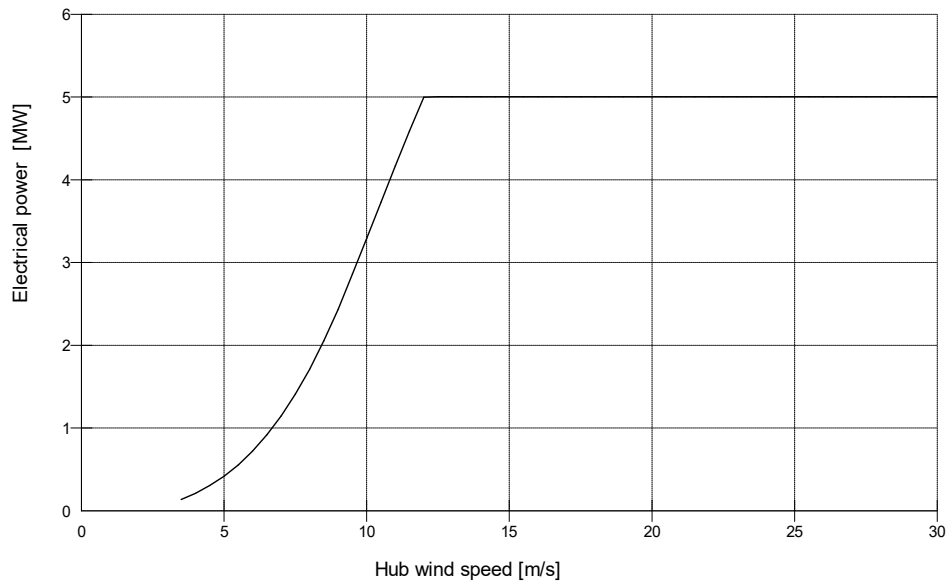
En la Figura 12 se representa la evolución del coeficiente de potencia con respecto al *tip speed ratio* para un ángulo de paso igual a 0° . Se aprecia que el *tip speed ratio* óptimo λ_{opt} es de aproximadamente 8,5, obteniéndose el valor del coeficiente de potencia máximo $C_{P\ max}$ con un valor de 0,475.



Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

Figura 12. Coeficiente de potencia en función del tip speed ratio

La potencia eléctrica generada en función de la velocidad del viento del aerogenerador de estudio se representa en la Figura 13.



Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

Figura 13 Curva de potencia eléctrica generada del aerogenerador

Para velocidades de viento superiores e inferiores a 30 y 3,5 m/s, la potencia generada es 0, ya que constituyen los límites de funcionamiento del aerogenerador, tal y como se definió en la sección *Definición del rotor y del generador*.

Para velocidades de viento superiores a 3,5 m/s e inferiores a 12 m/s aproximadamente, el aerogenerador adecuará su velocidad de giro para obtener en todo momento el coeficiente de potencia máximo hasta llegar a la potencia nominal $P_{nominal}$ de 5 MW. En este intervalo de funcionamiento, el ángulo de paso es de 0° y la velocidad de giro del rotor vendrá dada por:

$$\Omega = \frac{v\lambda_{opt}}{R_{palas}} \quad (E. 15)$$

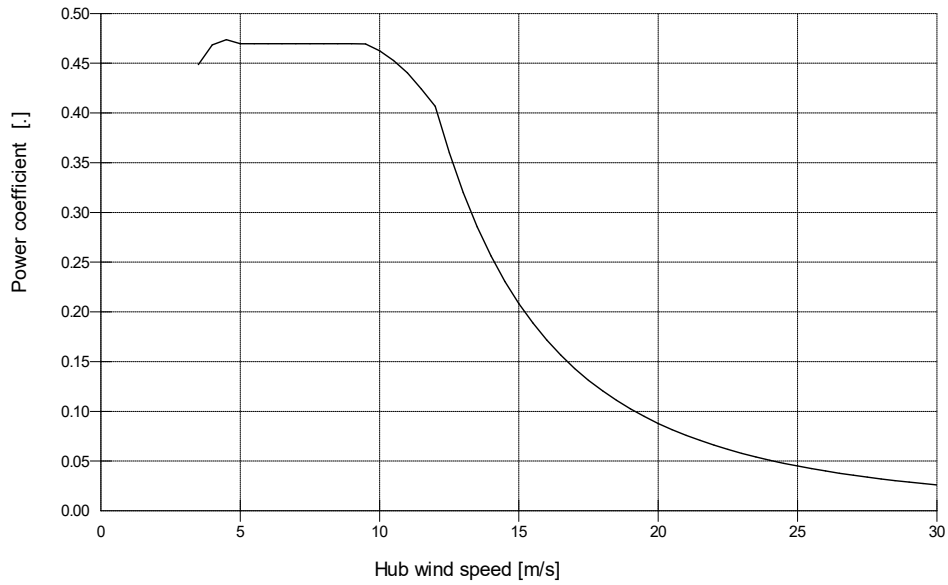
Por otra parte, despejando la potencia extraída de la ecuación (E. 13) y sabiendo que el par generado $M_{generado}$ puede expresarse como el producto entre $P_{extraída}$ y Ω se tiene que:

$$M_{generado} = K\Omega^2 = \frac{\rho_{aire}\pi R_{palas}^5 C_{P\ max}}{2\lambda_{opt}^3} \Omega^2 \quad (E. 16)$$

Siendo K una constante que definirá la ganancia del controlador PI. Asumiendo una densidad del aire ρ_{aire} de $1,225\ kg/m^3$ y sustituyendo valores en la ecuación (E. 16) se obtiene que:

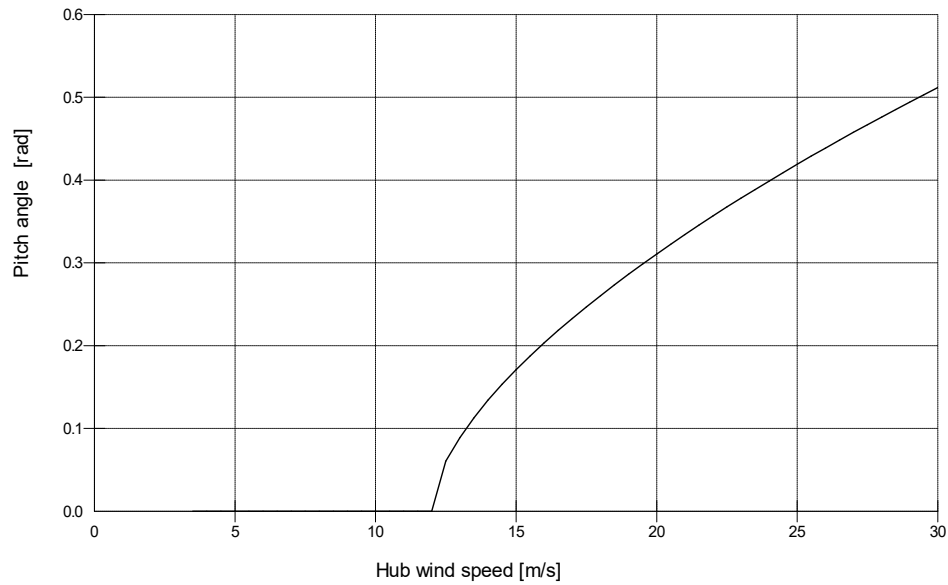
$$K = \frac{1,225 \cdot \pi \cdot 63,5^5 \cdot 0,475}{2 \cdot 8,5^3} = 1,54 \cdot 10^6\ Nm/(rad/s^2) \quad (E. 17)$$

Una vez alcanzada la potencia nominal, esta deberá permanecer constante independientemente de la velocidad del viento. Para ello, dado que el aerogenerador debe funcionar también a la velocidad nominal $\Omega_{nominal}$ de 12 rpm, se debe aumentar el ángulo de paso de las palas para disminuir el coeficiente de potencia y así mantener la velocidad y la potencia nominal constantes, tal y como muestran las Figura 15 y Figura 16. Además, en la Figura 16 se deduce que la velocidad mínima de funcionamiento del aerogenerador es de 6 rpm. Por otro lado, la velocidad máxima se ha establecido en 20 rpm.



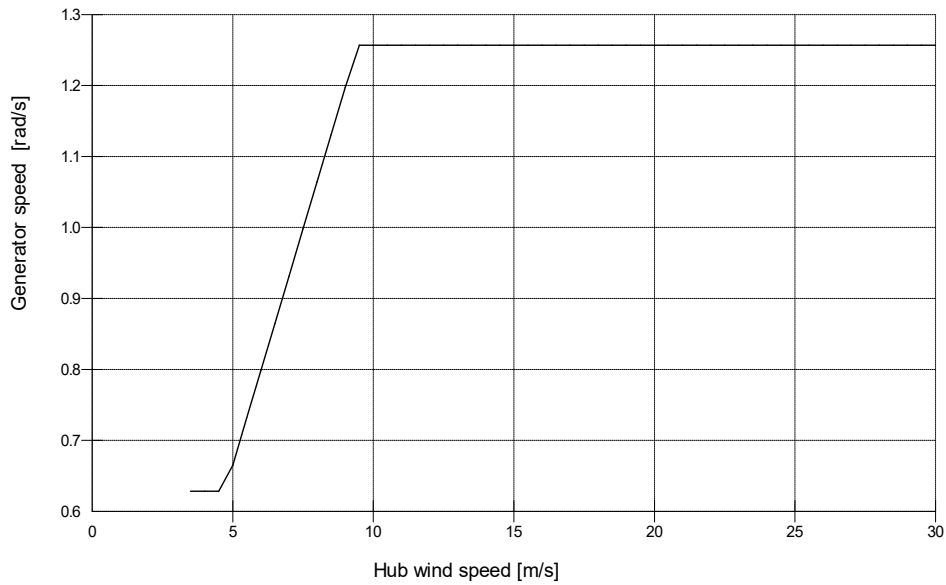
Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 14. Evolución del coeficiente de potencia con respecto a la velocidad del viento



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 15. Evolución del ángulo de paso con respecto a la velocidad del viento



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 16. Evolución de la velocidad del rotor con respecto a la velocidad del viento

Para calcular el par nominal demandado por el aerogenerador, se debe de tener en cuenta la velocidad y la potencia eléctrica nominal, así como el rendimiento eléctrico $\eta_{eléctrico}$. Por tanto, el par nominal demandado por el aerogenerador será:

$$M_{nominal} = \frac{P_{nominal}}{\Omega_{nominal} \eta_{eléctrico}} = \frac{5 \cdot 10^6}{12 \cdot \frac{2\pi}{60} \cdot 0,9215} = 4,318 \cdot 10^6 \text{ Nm} \quad (E. 18)$$

Para definir el sistema de control en Bladed es necesario especificar el $M_{nominal}$, la ganancia del controlador K y la velocidad mínima y nominal, tal y como muestra la Figura 17. El ángulo de paso mínimo y máximo alcanzable se ha establecido en 0° y 90° , respectivamente.

Power Production Control

Stall Regulated Fixed Speed Variable Speed
Pitch Regulated Fixed Speed Variable Speed

Define External Controllers...

Torque-speed curve below rated

Optimum tip speed ratio Look-up table

Optimal mode gain	Nm/(rad/s) ²	1.54E+06
Minimum Generator Speed	rpm	6
Optimal Mode Maximum Speed	rpm	12

Above Rated: Pitch Regulated Speed

Pitch Feathering Assisted Stall

Minimum Pitch Angle	deg	0
Maximum Pitch Angle	deg	90
Demanded Generator Torque	Nm	4.318E+06
Demanded Generator Speed	rpm	12

Controller Dynamics

Figura 17. Resumen de propiedades del sistema de control

Por último, es necesario definir las características del control del sistema de guiñada, de arranque, de parada normal, de parada de emergencia o de los frenos. Dada la extensión que supone definir estas características y dado que no se trata de uno de los objetivos de este proyecto, se han utilizado los valores obtenidos de los proyectos [16] y [17].

5.8 Definición del análisis modal

El análisis modal hace referencia al análisis de los modos de vibración del aerogenerador. Para simular el aerogenerador se tendrán en cuenta las vibraciones que sufren las palas y la torre. Se tendrán en cuenta 4 modos de vibración de las palas y 7 modos de vibración de la torre, con un amortiguamiento del 4,77 % y 5 %, respectivamente.

En la Figura 18 se muestran las características de los modos de vibración de los 4 primeros modos de las palas y los 7 primeros de la torre. El número de modos de vibración se ha elegido atendiendo a las recomendaciones del manual de usuario de Bladed [13], con el objetivo de tener una buena resolución de las vibraciones del sistema.

Frecuencias (Hz)	Damping ratio	Modal mass (Kg)	Modal stiffness (Nm ²)	Mode type
0.639	0.0477	811.76	13103	Blade: Flapwise normal mode
0.928	0.0477	1234.2	41974	Blade: Edgewise normal mode
1.814	0.0477	379.92	49330	Blade: Flapwise normal mode
2.951	0.0477	538.55	185100	Blade: Edgewise normal mode
0.285	0.05	904570	2896600	Tower side-side translational attachment mode
0.285	0.05	902300	2896600	Tower fore-aft translational attachment mode
2.007	0.05	3.9662E+08	6.3047E+10	Tower side-side rotational attachment mode
2.050	0.05	3.8018E+08	6.3047E+10	Tower fore-aft rotational attachment mode
2.366	0.05	856630	1.8923E+08	Tower side-side normal mode
2.366	0.05	856630	1.8923E+08	Tower fore-aft normal mode
7.158	0.05	841620	1.7022E+09	Tower fore-aft normal mode

Figura 18. Características de los modos de vibración de las palas y la torre

En el diseño de un aerogenerador es importante alejar las frecuencias fundamentales de vibración de las frecuencias de las cargas del viento o del oleaje para evitar problemas de resonancia. Los modos de vibración de las palas del tipo *flapwise* generan deformaciones en las palas perpendiculares al plano del rotor. En cambio, los modos del tipo *edgewise* generan deformaciones en las palas dentro del plano del rotor. En las palas los modos de vibración son normales, mientras que en la torre se incluyen dos modos normales y el resto recoge la deformada resultante de aplicar una carga unidad en la góndola en varias direcciones [13].

5.9 Definición de las condiciones ambientales del aerogenerador

Según la normativa GL, el diseño de un aerogenerador debe hacerse atendiendo a las condiciones ambientales del emplazamiento en el que se vaya a instalar, o según la clase de aerogenerador que se trate.

La clase de aerogenerador aporta información sobre las condiciones de viento en las que se tiene que basar su diseño. El diseño desde este punto de vista es útil cuando no se tiene suficiente información sobre las condiciones de viento del emplazamiento, o cuando el lugar del emplazamiento no está definido. Un posible emplazamiento candidato para instalar el aerogenerador se establece en la costa brasileña, cerca del Ecuador.

Dado que no se dispone de suficiente información sobre las condiciones ambientales del emplazamiento en el que se va a instalar el aerogenerador, su diseño se realizará según la información que aporte su clase.

Según las especificaciones preliminares del aerogenerador de estudio, se especifica una clase de tipo I con una turbulencia de tipo B. Según la normativa GL [18], esto supone la definición de los siguientes parámetros:

- La velocidad del viento de referencia u_{ref} se especifica en 50 m/s.
- La velocidad media del viento anual a la altura del buje u_{ave} se especifica en 10 m/s.
- El valor característico de la intensidad de turbulencia para una velocidad del viento de 15 m/s se denota por I_{15} y su valor es de 0,16.
- La pendiente de la intensidad de turbulencia característica se denota como a_I y su valor se especifica en 3. Este valor está relacionado con la desviación típica del viento en un determinado punto del espacio.

Para el diseño de un aerogenerador según su clase, se considera que los valores de viento a lo largo de un año siguen una distribución de probabilidad de Rayleigh [18]. Su distribución de probabilidad acumulada viene dada por la ecuación (E. 19).

$$P_R(v_{buje}) = 1 - e^{-\pi\left(\frac{v_{buje}}{2v_{ave}}\right)^2} \quad (E. 19)$$

Donde el valor de v_{buje} representa la velocidad a la altura del buje y $P_R(v_{buje})$ expresa la probabilidad acumulada de que la velocidad del viento sea menor que v_{buje} . En la Figura 19 se muestra una representación en Matlab de la ecuación (E. 19) para distintos valores de velocidad.

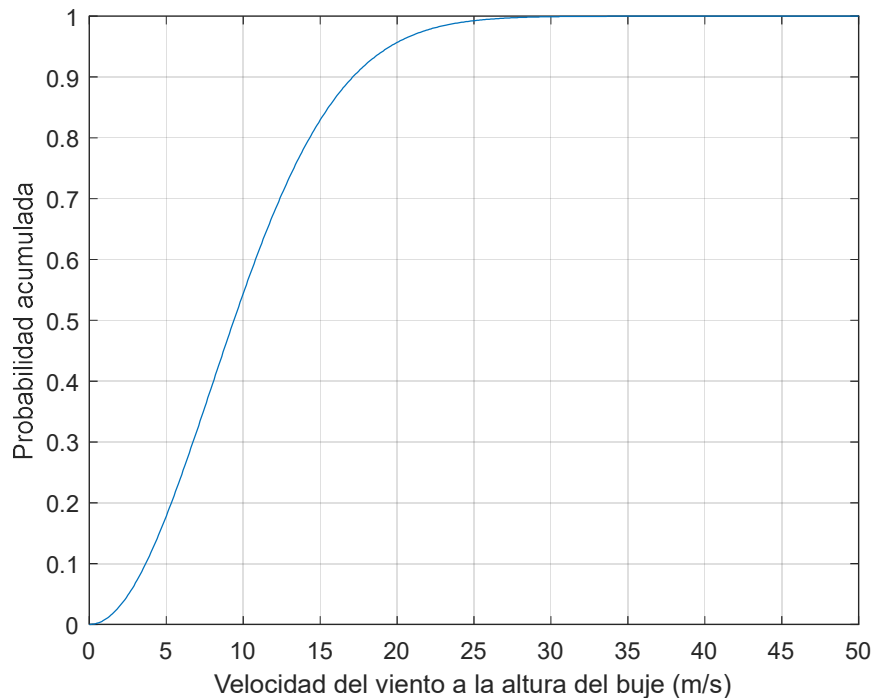


Figura 19. Distribución de probabilidad acumulada de Rayleigh

6 Definición de un modelo simplificado del aerogenerador de estudio

Para calcular las cargas de manera teórica sobre el aerogenerador definido anteriormente, se tendrán en cuenta algunas simplificaciones. El objetivo de estas simplificaciones es poder obtener resultados aproximados de las cargas ejercidas sobre el aerogenerador con un menor esfuerzo de cálculo. Aunque las simplificaciones impuestas se irán comentando a lo largo de los apartados siguientes, es conveniente resumirlas en un apartado anterior con el objetivo de proporcionar una visión general de las consideraciones impuestas. Después, las cargas calculadas se trasladarán a las cimentaciones del aerogenerador, para posteriormente predecir el daño acumulado que sufrirían en su vida útil mediante modelos avanzados de fatiga.

Para el cálculo de cargas de manera simplificada, se utilizará la versión académica R2020a de Matlab. Los resultados obtenidos se compararán con los obtenidos por Bladed bajo las mismas condiciones del entorno, para evaluar la validez del modelo simplificado.

Las simplificaciones impuestas sobre el aerogenerador son:

- Se considerarán unas condiciones de viento y de oleaje constantes que ofrezcan unos resultados representativos sobre la fatiga que sufrirían las cimentaciones durante la vida útil del aerogenerador.
- Las propiedades geométricas de las secciones de las palas que se tendrán en cuenta son la cuerda, el giro aerodinámico y el espesor de la sección. Se asume que el centro de gravedad de todas las secciones coincide con el eje pitch.
- Se desprecia el ángulo de conicidad del buje y el ángulo de inclinación del rotor. Las dimensiones del resto de elementos como la torre o la góndola se mantienen inalteradas.
- Se considera que el viento incide siempre de manera perpendicular al rotor.
- No se tendrá en cuenta la actuación de ningún sistema de control. El ángulo de paso se asume que es siempre 0° y se considera que el aerogenerador gira de manera constante a su velocidad nominal de 12 rpm .
- No se tendrán en cuenta las vibraciones de ningún elemento del aerogenerador. Es decir, se asume que las palas, la torre y la cimentación tienen rigideces infinitas.
- Se tendrán en cuenta los valores de las masas y las posiciones de los centros de gravedad para tener en cuenta el efecto del peso sobre la estructura.

7 Análisis teórico de cargas sobre el aerogenerador utilizando el modelo simplificado

En esta sección se calcularán las cargas que producen el viento y el oleaje de manera simplificada sobre el aerogenerador definido anteriormente.

Se considera que el aerogenerador opera con unas condiciones de viento y de oleaje constantes durante su vida útil, la cual se ha establecido en 25 años. El objetivo es obtener unas cargas en las cimentaciones que ofrezcan unos resultados representativos del daño acumulado que sufrirían las cimentaciones durante los 25 años de funcionamiento del aerogenerador.

Para llevar a cabo el análisis de cargas de manera teórica se definen los sistemas de coordenadas mostrados en la Figura 20. Estos sistemas de coordenadas se sitúan en el rotor y en la torre, y coinciden con los establecidos por la normativa GL [18].

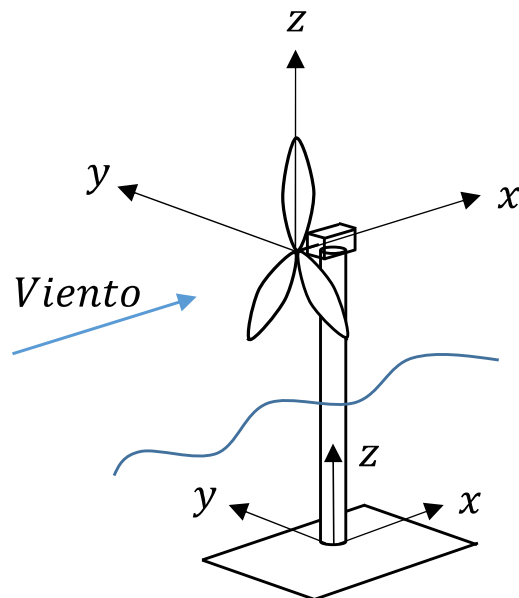


Figura 20. Sistemas de coordenadas del aerogenerador

7.1 Análisis de cargas aerodinámicas

El cálculo de las cargas que produce el viento sobre el rotor durante el funcionamiento del aerogenerador es un problema complejo. Existen métodos matemáticos que incluyen simplificaciones y correcciones experimentales que intentan predecir su comportamiento al enfrentarse a un determinado perfil de viento.

La dificultad del problema reside en el gran número de factores que influyen en los resultados y la manera en la que están acoplados. Por un lado, las fuerzas aerodinámicas que se ejercen sobre el rotor dependen de la geometría y de la velocidad relativa de cada sección de las palas

respecto del viento. Por otro lado, estas fuerzas originarán a su vez unos desplazamientos y unas velocidades de deformación adicionales en el rotor, que influirán en las fuerzas aerodinámicas ejercidas.

Por tanto, se deduce que la velocidad del viento, la geometría del rotor, la velocidad del rotor y las fuerzas sobre el rotor se encuentran interrelacionadas y su resolución requiere el uso de métodos numéricos. A esta dificultad hay que sumarle el hecho de que el perfil de viento al que se enfrenta el rotor tiene una componente turbulenta y su valor local varía espacial y temporalmente. Además, es necesario considerar la respuesta que tiene el aire al enfrentarse al rotor y la aparición de fenómenos turbulentos como vórtices en las puntas de las palas.

En esta sección se calcularán de manera teórica y con ayuda de simplificaciones las cargas variables que produce un perfil de viento sobre el rotor del modelo simplificado de aerogenerador. Después se compararán y se discutirán los resultados obtenidos con el modelo avanzado de aerogenerador de Bladed.

7.1.1 Antecedentes teóricos

Para entender cómo se han calculado las cargas variables sobre el rotor, es necesario introducir la teoría del elemento de pala. Esta teoría permite calcular las cargas aerodinámicas constantes que produce un perfil de viento uniforme y estacionario teniendo en cuenta la geometría de las palas. Este método ofrece unos resultados útiles para el diseño preliminar de un aerogenerador.

Supóngase que se tiene un aerogenerador que se encuentra funcionando en condiciones estacionarias con un viento uniforme. Dado que se trabaja con un número de Mach bajo, el aire se considera como un fluido incompresible. Se desprecia su viscosidad y se considera que el rotor es ideal, es decir, que tiene un número infinito de palas. Además, se asume que la velocidad del viento es perpendicular al plano del rotor y se desprecia cualquier fenómeno turbulento. Más adelante, se realizarán ciertas correcciones para corregir algunas de estas simplificaciones.

Al colocar el rotor en una corriente de aire, el rotor recibe un empuje y presenta un movimiento de rotación. Dado que el rotor recibe un empuje por parte del viento, por la tercera ley de Newton, el rotor ejercerá el mismo empuje sobre el viento pero en sentido contrario. Dado que las condiciones son estacionarias y el aire se considera incompresible, la masa de aire que entra en el rotor debe ser igual a la que sale. Por tanto, para compensar la fuerza que ejerce el rotor sobre el viento, es necesario que exista una diferencia de presión antes y después del rotor. Por otra parte, aguas arriba y aguas abajo del rotor, el ambiente impone unas condiciones de presión atmosférica. Como consecuencia, el viento deberá reducir su velocidad para aumentar su presión a medida que se acerca al rotor. Una vez pasado el rotor, el viento necesitará seguir expandiéndose para alcanzar la presión atmosférica aguas abajo.

Adicionalmente, el viento ejerce un par sobre el rotor que hace que este gire. Siguiendo el mismo razonamiento anterior, el viento deberá variar su cantidad de momento angular para compensar el par que ejerce el rotor sobre el viento. Esto se traduce en la aparición de una velocidad inducida en la dirección angular y de sentido contrario a la del rotor.

Por tanto, la superficie de corriente que se tiene durante el funcionamiento del aerogenerador en estas condiciones es la mostrada en la Figura 21:

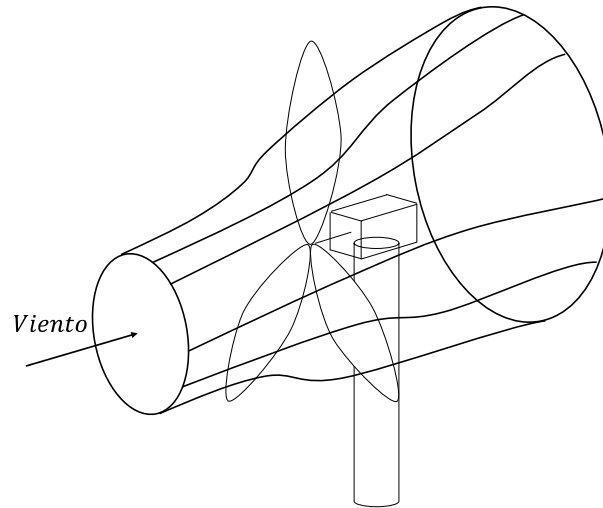


Figura 21. Comportamiento del viento en un aerogenerador

A continuación considérense los volúmenes de control mostrados en las Figura 22 y Figura 23.

El volumen de control 1 se muestra en la Figura 22 y se trata de un volumen de control fijo cuyas superficies laterales coinciden con una superficie de corriente, es decir, no existe un flujo de masa a través de ellas. Constituye un tubo de corriente que evoluciona de aguas arriba hasta aguas abajo. La sección del volumen de control en el plano del rotor se encuentra a una distancia r y tiene un espesor dr .

El volumen de control 2 se muestra en la Figura 23 y se trata de un volumen fijo que encierra una rodaja del rotor de radio r y espesor dr .

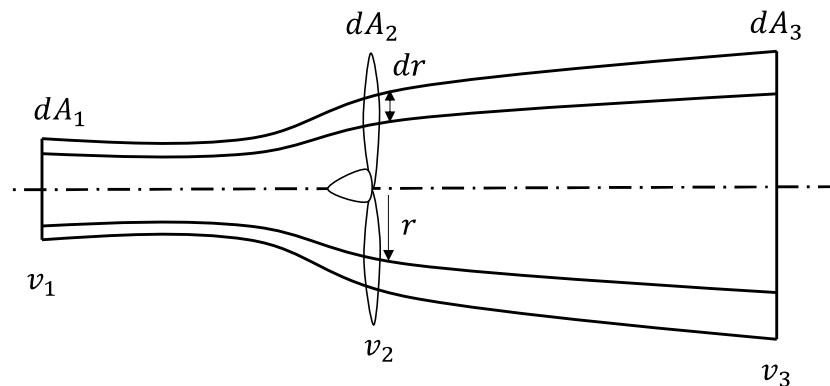


Figura 22. Representación del volumen de control 1

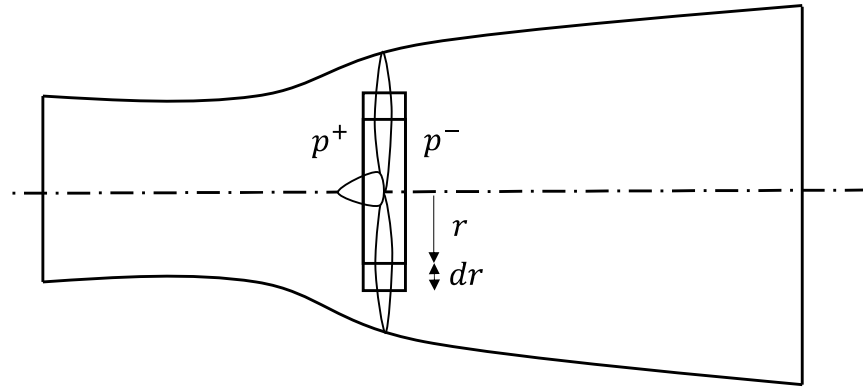


Figura 23. Representación del volumen de control 2

Se define el coeficiente de inducción axial a como:

$$a = \frac{(v_1 - v_2)}{v_1} \quad (E. 20)$$

Siendo v_1 y v_2 las velocidades del viento aguas arriba y a la altura del rotor, respectivamente. Este coeficiente mide la reducción de la velocidad del viento al llegar al rotor.

Por una parte, dadas las simplificaciones expuestas anteriormente sobre el tipo de flujo (flujo ideal), es posible aplicar el teorema de Bernoulli a una línea de corriente desde ambos lados del rotor hasta aguas arriba y abajo respectivamente. Esto da lugar a las siguientes relaciones:

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho_{aire} v_1^2 = p^+ + \frac{1}{2} \rho_{aire} v_2^2 \quad (E. 21)$$

$$p^- + \frac{1}{2} \rho_{aire} v_2^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho_{aire} v_3^2 \quad (E. 22)$$

Donde p_0 es la presión atmosférica, p^+ es la presión del aire justo antes de entrar en el rotor, p^- es la presión del aire justo después de salir del rotor y v_3 es la velocidad del aire aguas abajo.

Combinado ambas ecuaciones se llega a que:

$$p^+ - p^- = \frac{1}{2} \rho_{aire} (v_1^2 - v_3^2) \quad (E. 23)$$

Por otra parte, aplicando un balance de cantidad de movimiento lineal en el volumen de control 1 en la dirección x se obtiene:

$$-dF_{x \text{ aero}} + dF_{x \text{ pres}} = \frac{d}{dt} \iiint_{V_{C1}} \rho_{aire} \vec{v} dV + \iint_{S_{C1}} (\rho_{aire} \vec{v}) \vec{v} d\vec{S} \quad (E. 24)$$

Donde $-dF_{x\ aero}$ hace referencia a la fuerza aerodinámica que realiza el rotor sobre el viento y $dF_{x\ pres}$ indica la fuerza en x debida a la diferencia de presión entre aguas abajo y arriba. La variable \vec{v} hace referencia a la velocidad del viento en el espacio.

Como el flujo es estacionario, el primer término del lado derecho de la ecuación es 0. La fuerza neta de la presión sobre las caras paralelas al plano del rotor es 0, ya que en ambos lados la presión es la atmosférica. Es posible demostrar que la presión sobre la superficie de corriente de la Figura 21 no genera una fuerza neta en la dirección x . Se asume que esta condición se extiende al volumen de control de la Figura 22 [19].

Además, dado que el flujo se considera estacionario e incompresible, el caudal a lo largo de la sección del volumen de control permanece constante, por lo que se cumple que:

$$v_1 dA_1 = v_2 dA_2 = v_3 dA_3 \quad (E. 25)$$

Siendo dA_1 , dA_2 y dA_3 el área de las secciones del volumen de control 1 indicadas en la Figura 22.

Teniendo en cuenta la ecuación (E. 25), se puede desarrollar la ecuación (E. 24) para obtener el empuje que recibe una rodaja del rotor.

$$dF_{x\ aero} = \rho_{aire} dA_2 v_1 (1 - a)(v_1 - v_3) \quad (E. 26)$$

Aplicando la ecuación (E. 24) sobre el volumen de control 2, se obtiene que los dos términos del lado derecho de la ecuación son 0 quedando:

$$dF_{x\ aero} = A_2(p^+ - p^-) \quad (E. 27)$$

Combinando las ecuaciones (E. 23), (E. 26) y (E. 27), es posible llegar a una relación entre la velocidad v_1 y la velocidad v_3 en función del coeficiente de inducción axial.

$$v_3 = v_1(1 - 2a) \quad (E. 28)$$

Sustituyendo este resultado en la ecuación (E. 26) y teniendo en cuenta que dA_2 puede expresarse como $2\pi r dr$, se llega a una relación importante que será clave más adelante:

$$dF_{x\ aero} = 4\pi \rho_{aire} r v_1^2 a(1 - a) dr \quad (E. 29)$$

Por otro lado, tal y como se expuso anteriormente, debe inducirse una velocidad angular en el flujo para compensar el momento que ejerce el rotor sobre el fluido. Se asume que el viento antes de llegar al rotor carece de velocidad de rotación. Se define el coeficiente de inducción angular a' como:

$$a' = \frac{\omega'}{2\Omega} \quad (E. 30)$$

Siendo ω' la velocidad inducida del viento pasado el rotor. El término 2Ω es debido a que se considera que el fluido tiene una velocidad inducida nula al comienzo del rotor, mientras que se considera que la velocidad inducida es $a'\Omega$ y a $2a'\Omega$ en la mitad y a la salida del rotor, respectivamente.

Aplicando la ecuación de la cantidad de movimiento angular en la dirección x al volumen de control 2 se tiene que:

$$-dM_{x\ rotor} + dM_{x\ pres} = \frac{d}{dt} \iiint_{VC_2} (\rho_{aire} \vec{r} \times \vec{v}) dV + \iint_{SC_2} (\rho_{aire} \vec{r} \times \vec{v}) \vec{v} d\vec{S} \quad (E. 31)$$

Donde $-M_{x\ rotor}$ representa el momento que ejerce el rotor sobre el viento y $M_{x\ pres}$ representa el momento que causa la presión exterior sobre el viento.

Dado que la presión es perpendicular a la superficie del volumen de control, el término $M_{x\ pres}$ es 0. Asimismo, el primer término del lado derecho es 0 al estar trabajando con un flujo estacionario. Empleando la definición del coeficiente de inducción angular y teniendo en cuenta que $v_2 = v_1(1 - a)$, se llega a la siguiente expresión:

$$dM_{x\ rotor} = 4\pi\rho_{aire}v_1\Omega(1 - a)a'r^2dr \quad (E. 32)$$

A partir de este punto, se incluirá la geometría de las palas en el análisis, con el fin de encontrar una relación entre las expresiones deducidas y la geometría del rotor.

Para ello, hay que tener en cuenta que las palas están formadas por secciones aerodinámicas que cambian sus propiedades a medida que se alejan de la raíz de la pala. El objetivo es lograr la máxima eficiencia aerodinámica del rotor para extraer la máxima potencia del viento. Por tanto, para calcular las fuerzas que ejerce el viento sobre el rotor, deben calcularse las fuerzas sobre cada sección de las palas para tener en cuenta su geometría variable.

Considérese ahora la sección de una pala a una distancia r del rotor y de espesor dr . Esta sección se encontraría contenida en el volumen de control 2.

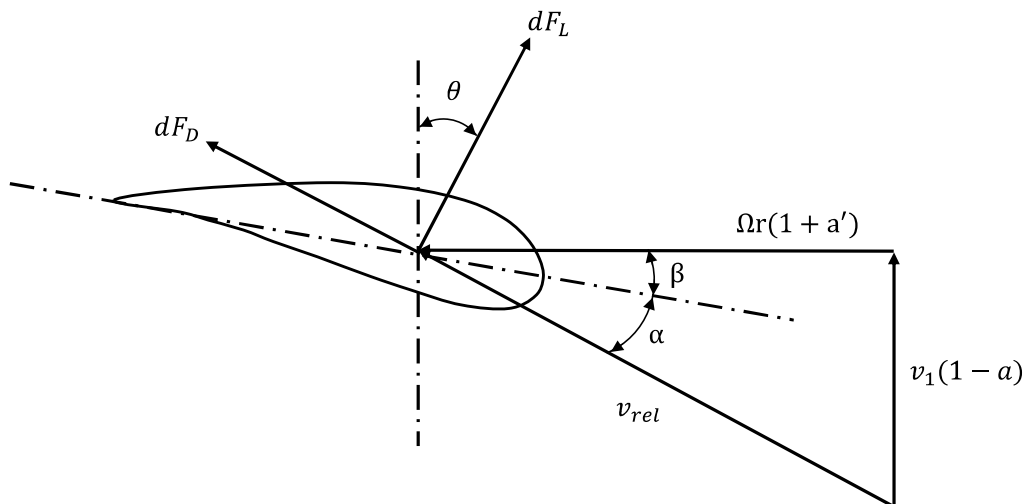


Figura 24. Triángulo de velocidades en la sección de una pala

Se recuerda que el ángulo de ataque α se define como el ángulo entre la velocidad relativa del viento respecto de la sección y su cuerda.

Por otra parte, el giro aerodinámico de la sección se designará como β y se recuerda que se define como el ángulo entre la horizontal y la cuerda. El control pitch permite modificar este ángulo para todas las secciones al rotar la pala sobre el eje pitch. El ángulo β varía para cada sección de la pala y es un dato de partida.

Además, se define el ángulo θ como:

$$\theta = \alpha + \beta \quad (E. 33)$$

Tal y como muestra la Figura 24, la velocidad relativa del viento respecto a una sección está formada por dos términos. El término $v_1(1 - a)$ corresponde a la componente axial del viento al llegar al rotor. El segundo término corresponde a la componente angular de la velocidad relativa y está formado por la suma de la velocidad angular de la sección Ωr y la velocidad inducida del viento $a'\Omega r$ al tener sentidos contrarios. Por tanto, el módulo de la velocidad relativa v_{rel} es:

$$v_{rel} = \sqrt{(v_1(1 - a))^2 + (\Omega r(1 + a'))^2} \quad (E. 34)$$

Cuando esta velocidad relativa incide sobre el perfil, se crea una diferencia de presiones entre el intradós y el extradós de la sección. Esta diferencia de presiones origina una fuerza sobre la sección, la cual se suele descomponer en una fuerza de sustentación y en una fuerza de arrastre. La fuerza de sustentación dF_L es perpendicular a la velocidad relativa, mientras que la fuerza de arrastre dF_D tiene la misma dirección y sentido que la velocidad relativa. Sus expresiones vienen dadas por:

$$dF_L = \frac{1}{2} \rho_{aire} v_{rel}^2 C_l c dr \quad (E. 35)$$

$$dF_D = \frac{1}{2} \rho_{aire} v_{rel}^2 C_d c dr \quad (E. 36)$$

Donde c es la longitud de la cuerda de la sección y los términos C_l y C_d son los coeficientes de sustentación y de arrastre, respectivamente. Estos coeficientes se obtienen de manera experimental al ensayar un perfil de ala en distintas situaciones. Dependen del número de Reynolds, del ángulo de ataque y de la geometría de la sección.

Por otro lado, del triángulo de velocidades de la Figura 24 se deduce que:

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{v_1(1 - a)}{\Omega r(1 + a')} \right) \quad (E. 37)$$

La teoría del elemento de pala divide el rotor en anillos de radio r y espesor dr , al igual que el volumen de control 2. Se considera que cada anillo es independiente del resto y no se consideran efectos tridimensionales del flujo, lo que permite un tratamiento bidimensional del problema. Dado un anillo del rotor, se considera que, en promedio, el cambio del momento lineal y angular del fluido es producido por los perfiles de ala contenidos en el anillo.

Teniendo en cuenta las ecuaciones (E. 29), (E. 32), (E. 35), (E. 36) y la Figura 24 se obtiene que:

$$4\pi r v_1^2 a(1-a) = \frac{1}{2} B \rho_{aire} v_{rel}^2 c (C_l \cos \theta + C_d \sin \theta) \quad (E. 38)$$

$$4\pi r v_1 \Omega (1-a) a' r^2 = \frac{1}{2} B \rho_{aire} v_{rel}^2 c r (C_l \sin \theta - C_d \cos \theta) \quad (E. 39)$$

Donde B es el número de palas del rotor. Las ecuaciones (E. 33), (E. 34), (E. 37), (E. 38) y (E. 39) se pueden resolver de manera iterativa para cada anillo y obtener los coeficientes a y a' . Para ello es necesario especificar v_1 , Ω , el ángulo de paso y conocer cómo varía la geometría de las palas en función del radio y los coeficientes C_l y C_d en función de c , α y el número de Reynolds.

Después, integrando las ecuaciones (E. 29) y (E. 32), la obtención del empuje y el par sobre el rotor es inmediata.

Al comienzo, se supuso un rotor ideal con un número infinito de álabes. En la realidad, el finito número de álabes origina vórtices que es necesario tener en cuenta. Estos vórtices son debidos a que el flujo pasa de la zona de alta presión a la de baja presión de ambos lados del rotor. Su aparición supone una reducción de las fuerzas aerodinámicas y por tanto de la potencia generada.

Para tener en cuenta este fenómeno, se introduce un factor de corrección desarrollado por Prandtl que tiene en cuenta este efecto a lo largo de una pala. Se define como [20]:

$$F_{punta} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(e^{-\frac{B}{2} \frac{(R_{pala}-r)}{r \sin \theta}} \right) \quad (E. 40)$$

Siendo R_{pala} la longitud total de la pala. Además, se tendrá en cuenta un factor de corrección similar para zonas cercanas al buje:

$$F_{bujе} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(e^{-\frac{B}{2} \frac{(R_{bujе}-r)}{r \sin \theta}} \right) \quad (E. 41)$$

Siendo $R_{bujе}$ el radio del buje. Finalmente, se aplicará un factor de corrección total que se calculará como:

$$F = F_{punta} F_{bujе} \quad (E. 42)$$

Este factor se incluye en las ecuaciones (E. 38) y (E. 39) obteniendo:

$$4\pi r v_1^2 a(1-a)F = \frac{1}{2} B \rho_{aire} v_{rel}^2 c (C_l \cos \theta + C_d \sin \theta) \quad (E. 43)$$

$$4\pi r v_1 \Omega (1-a) a' r^2 F = \frac{1}{2} B \rho_{aire} v_{rel}^2 c r (C_l \sin \theta - C_d \cos \theta) \quad (E. 44)$$

Por último, la ecuación (E. 28) impone una limitación para los valores que puede tomar el coeficiente de inducción axial. Para valores de a mayores de 0,5 el valor de v_3 se hace negativo, lo que violaría la conservación de la masa en el volumen de control 1. Lo que sucede es que para valores cercanos a 0,4 la diferencia de velocidades entre el flujo perturbado y no perturbado por el rotor es elevada [19]. Esto origina la aparición de vórtices aguas abajo del rotor que impiden la aplicación de las ecuaciones planteadas. Según [21] existe una relación empírica del coeficiente de empuje del rotor C_T para valores de $a > a_c$ siendo a_c aproximadamente 0,2. Esta expresión es:

$$C_T = \frac{dF_x \text{ aero}}{\frac{1}{2} \rho_{\text{aire}} v_1^2 2\pi r dr} = 4(a_c^2 + a(1 - 2a_c)) \quad (E. 45)$$

Desarrollando la expresión se llega a que para valores de $a > a_c$ se cumple que:

$$a = \frac{1}{2} \left(2 + K(1 - 2a_c) - \sqrt{(K(1 - 2a_c) + 2)^2 + 4(Ka_c^2 - 1)} \right) \quad (E. 46)$$

Siendo

$$K = \frac{8\pi Fr \sin^2 \theta}{cB(C_L \cos \theta + C_D \sin \theta)} \quad (E. 47)$$

Esta expresión facilita su implementación en el método numérico para calcular las cargas aerodinámicas sobre el rotor.

Para resolver las ecuaciones planteadas, se deben seguir los siguientes pasos para cada anillo en los que se divide el rotor. El proceso de resolución es un proceso iterativo y se resume en:

1. Inicialización de las propiedades geométricas de las palas.
2. Inicialización de a y a' .
3. Calcular θ con la ecuación (E. 37).
4. Calcular α con la ecuación (E. 33).
5. Calcular a y a' utilizando las ecuaciones (E. 43) y (E. 44). En este paso hay que tener en cuenta la corrección de a dada por la ecuación (E. 45). Los coeficientes de arrastre y sustentación deben obtenerse a partir de una base de datos que relacione estos coeficientes en función de α , c y el número de Reynolds.
6. Comparar los coeficientes a y a' obtenidos con los valores a y a' calculados en la iteración anterior. Si la diferencia es menor que una cierta tolerancia, el problema habría quedado resuelto. Si no, habría que continuar iterando los pasos 3,4 y 5.
7. Una vez realizados los pasos anteriores para todo el rotor, es posible evaluar la velocidad relativa de cada anillo utilizando la ecuación (E. 34). Las fuerzas aerodinámicas sobre el rotor se pueden obtener integrando las ecuaciones (E. 35) y (E. 36).

7.1.2 Cálculo de cargas aerodinámicas

En la realidad no se tiene un perfil de viento uniforme como se supuso en la teoría del elemento de pala. Un perfil de viento real se puede modelar como la suma de dos perfiles. Un perfil de viento de valores medios más un perfil de valores aleatorios. Para el cálculo simplificado de las cargas se despreciará la componente turbulenta del viento. Para modelar el perfil de viento de valores medios se empleará la expresión que recomienda la normativa GL, la cual viene dada por la ecuación (E. 48):

$$v_1 = v_1(h_{buje}) \left(\frac{h}{h_{buje}} \right)^{0.14} \quad (E. 48)$$

Siendo $v_1(h_{buje})$ la velocidad del viento a la altura del buje aguas arriba, h la altura de un punto respecto al nivel medio del mar y h_{buje} la altura del buje. Esta altura del buje mide 92 metros. La velocidad $v_1(h_{buje})$ se establecerá en 10 m/s, al ser la velocidad del viento media, tal y como se especificó en el apartado de *Definición de las condiciones ambientales del aerogenerador*.

Por otro lado, a medida que el viento se acerca al rotor, es deformado por la torre. El viento se frena más para alturas por debajo del buje, ya que la presencia de la torre es mayor.

El valor local del viento en el plano del rotor se calcula como la superposición del efecto del rotor más el efecto de la torre.

Para calcular la deformación que produce la torre sobre el perfil dado por la ecuación (E. 48), se utilizará la teoría de flujo potencial. Esta consideración es razonable para rotores trabajando a barlovento [22].

El campo de velocidades que se origina al incidir una corriente uniforme de viento sobre un cilindro de radio R_T es una solución conocida que generalmente se expresa en coordenadas cilíndricas [23]. Haciendo el traslado al sistema de coordenadas del rotor de la Figura 20, la velocidad en la dirección x , denotada por v_x , se puede expresar como:

$$v_x = v_1 \left(1 - \frac{R_T^2}{x^2 + y^2} \right) \frac{x^2}{x^2 + y^2} + v_1 \left(1 + \frac{R_T^2}{x^2 + y^2} \right) \frac{y^2}{x^2 + y^2} \quad (E. 49)$$

Esta expresión es válida cuando el cilindro se considera infinito y el viento es uniforme. Dada la altura a la que se encuentra el rotor, se puede considerar que la variación de la velocidad dada por la ecuación (E. 48) es lo suficientemente pequeña como para asumir viento uniforme en cada sección de la torre. Para calcular la deformación que sufre el perfil de viento de la ecuación (E. 48), se asumirá que para valores de z inferiores a -8 m, el cilindro se puede considerar infinito, por lo que se tomará un valor de R_T de 6 m. Sin embargo, para valores cercanos al final de la torre, esta hipótesis deja de tener validez. Para ello, se ha supuesto que para valores de z comprendidos entre -8 m y 8 m, la torre se comporta como un cono con un diámetro inicial de 6 m. Intuitivamente esta hipótesis asume que la influencia de la torre sobre el viento disminuye linealmente a partir de una cierta altura.

En Matlab se ha calculado el perfil de viento resultante en el plano del rotor, es decir, para $x = 0$ y con una extensión tal que cubra todo el rotor. En las Figura 25 y Figura 26 se muestra gráficamente el resultado. Se aprecia cómo el efecto de la torre disminuye gradualmente para valores de z mayores de -8 m . Nótese que este perfil está centrado en el rotor a una altura de 92 metros respecto al nivel medio del mar.

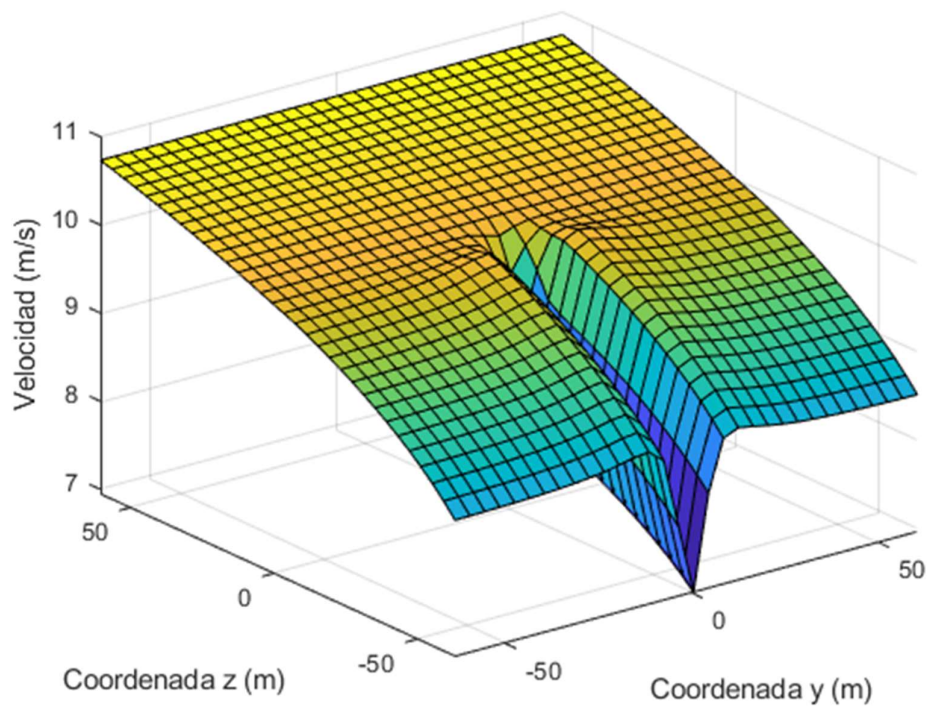


Figura 25. Deformación del viento por la presencia de la torre en el plano del rotor

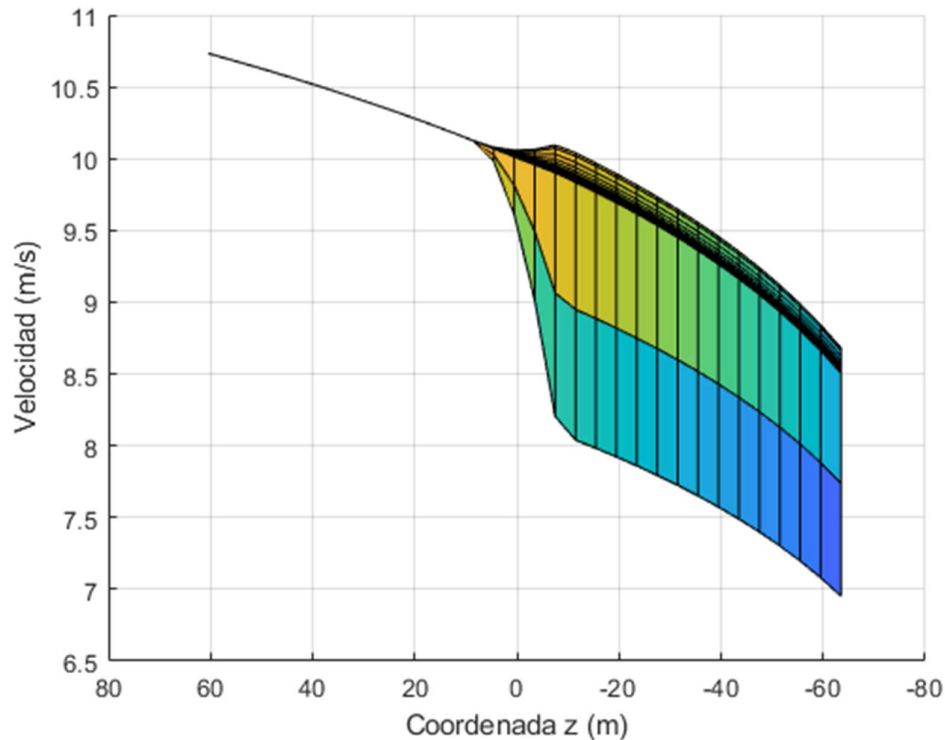


Figura 26. Deformación del viento por la presencia de la torre en el plano del rotor visto de perfil

Dado que la velocidad a la altura del buje es de 10 m/s , se ha considerado de manera simplificada que el rotor gira de manera constante a su velocidad nominal de 12 rpm con un ángulo pitch de 0° . Esta consideración entra en concordancia con los resultados de la Figura 15 y la Figura 16. En realidad, dado que el perfil de viento no es uniforme, el par de giro sobre el rotor cambiaría en el tiempo. Esto da lugar a que la velocidad del rotor tienda a variar, lo que supone la intervención del sistema de control. Se asume que la inercia del rotor es lo suficientemente grande como para despreciar las variaciones en la velocidad de giro y que el sistema de control es lo suficientemente eficaz como para lograr una correcta estabilización de la velocidad.

Para tener en cuenta la geometría de las palas, se ha introducido en Matlab una base de datos con las características del rotor obtenidas de las especificaciones del fabricante Windnovation GmbH [14]. Para el cálculo de cargas de manera teórica, no se tendrán en cuenta las posiciones de los centros de gravedad de cada sección al igual que sus rigideces, dado que se desprecian las vibraciones de las palas en la simulación. A continuación se muestran las propiedades geométricas que se han tenido en cuenta para cada sección. Se tendrán en cuenta las propiedades de 30 secciones distintas para el cálculo de las cargas aerodinámicas.

En la Tabla 1 se muestran los valores de estas propiedades para algunas secciones.

Distancia a la raíz de la pala (r)	Cuerda (c)	Ángulo Twist (β)	Espesor (E_s)
[m]	[m]	[°]	[%]
0,00	3,30	0,00	100
2,50	3,41	7,21	95,43
5,00	3,79	16,14	79,48
7,50	4,25	15,63	61,55
25,00	3,31	4,33	29,42
27,50	3,06	3,76	28,4
30,00	2,84	3,26	27,39
42,50	2,03	1,49	23,12
55,00	1,53	-0,24	18,68
56,00	1,48	-0,38	18,4
60,00	1,04	-0,47	18
61,00	0,74	0,07	17,99
62,00	0,01	1,30	18

Tabla 1. Características geométricas de las palas del modelo simplificado [14]

Para calcular las cargas variables que produce el perfil de viento de la Figura 25 sobre el rotor, ha servido de inspiración la teoría del elemento de pala. En la teoría del elemento de pala, se utilizaba un volumen de control 2 correspondiente a un anillo circular de espesor dr y radio r . Esto da lugar a que las fuerzas en cada pala sean iguales en cualquier instante temporal. Para solventar este problema, se utilizará un volumen de control para cada sección de cada pala. Este volumen de control corresponde a una corona circular de 120° , con un espesor dr y un radio r . Encerraría una sección aerodinámica de una pala del rotor. Este volumen de control es fijo a la pala, es decir, se mueve con la pala a medida que la pala gira. Se denominará volumen de control 3.

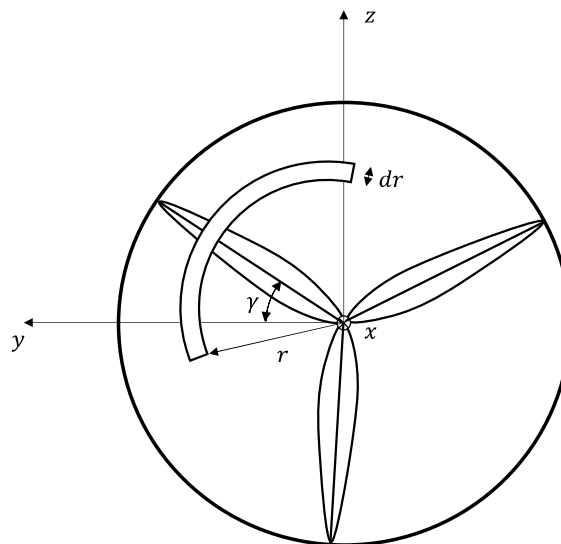


Figura 27. Representación del volumen de control 3

Aplicando la ecuación de cantidad de movimiento lineal al volumen de control 3 se tiene que:

$$-dF_x + dF_{pres} = \frac{d}{dt} \iiint_{VC_3} \rho_{aire} \vec{v} dV + \iint_{SC_3} (\rho_{aire} \vec{v}) \vec{v} d\vec{S} \quad (E. 50)$$

Dado que el viento varía con la altura, el primer término del lado derecho de la ecuación no será nulo, al contrario de lo que ocurría en la teoría del elemento de pala. Sin embargo, observando el perfil de viento de la Figura 25, es posible asumir que la variación de la velocidad en el espacio es lo suficientemente lenta como para que el flujo que percibe una sección de pala se encuentre en condiciones estacionarias. Esta hipótesis no sería válida en operaciones de funcionamiento como el arranque o la parada, donde el ángulo pitch varía de manera significativa con el tiempo. Tampoco sería válida cuando la velocidad del viento cambia de manera significativa en el tiempo y en el espacio. Esto es debido a que las condiciones de flujo tardan un tiempo en estabilizarse a través de una respuesta dinámica frente a una perturbación externa [19].

En la Figura 28, se muestra el cambio de velocidad con respecto al tiempo que percibe cada sección de una pala al girar a la velocidad nominal durante un periodo de rotación. En el instante inicial, la pala se encuentra alineada con el eje y rotando en sentido horario. El eje denotado como Radio hace referencia a la distancia de la raíz de la pala a una determinada sección. Se aprecia que la aceleración es mayor cuando la pala pasa por la zona afectada por la torre, por lo que el término temporal de la ecuación (E. 50) será menos despreciable que en el resto de zonas.

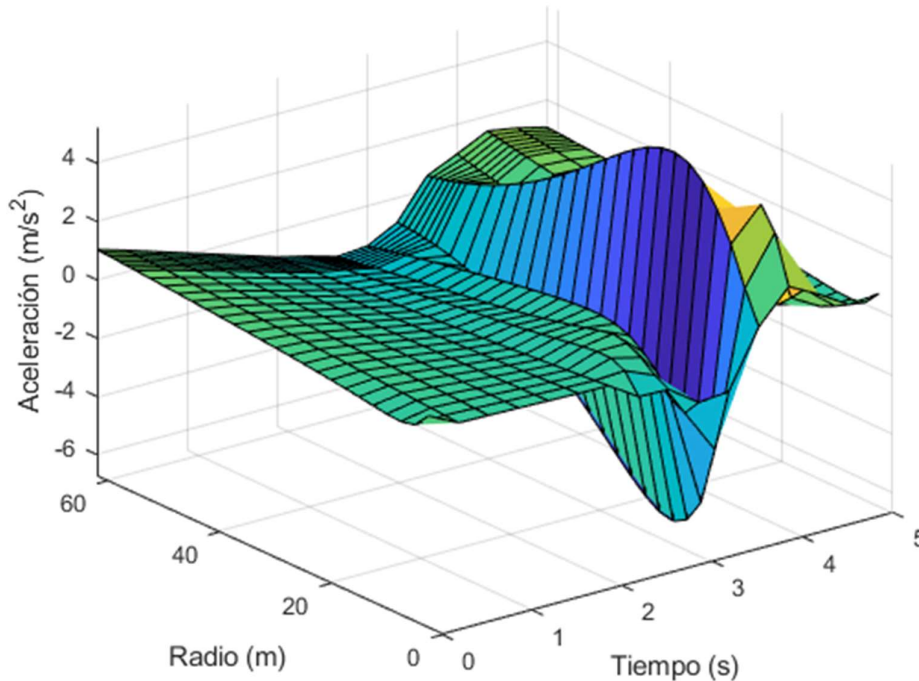


Figura 28. Aceleración del viento en una pala durante un periodo de rotación

Al despreciar el término temporal, aplicando la teoría del elemento de pala al volumen de control 3, la ecuación (E. 29) queda como:

$$dF_x = 2\rho_{aire}rv_1^2a(1-a)\frac{2\pi}{B}dr \quad (E. 51)$$

En este caso, dF_x cuantifica la fuerza sobre una sección de una pala debida al cambio del momento lineal del flujo de viento al pasar por ella. La fuerza que se originaría en el perfil según la teoría del elemento de pala es:

$$dF_x = \frac{1}{2}\rho_{aire}v_{rel}^2c(C_l \cos \theta + C_d \sin \theta)dr \quad (E. 52)$$

Igualando ambas expresiones, se obtiene exactamente la ecuación (E. 38). Este mismo procedimiento puede repetirse para la expresión del par, obteniendo la ecuación (E. 39). Sin embargo, en este caso, las ecuaciones (E. 38) y (E. 39) deberán resolverse para cada sección de cada pala teniendo en cuenta el valor local de la velocidad en ese punto. Como el valor de la velocidad será diferente en cada sección, también lo será el ángulo de ataque o los coeficientes a y a' , dando lugar a fuerzas distintas en cada sección. Por tanto, si se simula el funcionamiento del aerogenerador, se producirán fuerzas variables sobre el rotor que posteriormente deberán trasladarse a las cimentaciones.

Para el cálculo de los coeficientes de arrastre y de sustentación, se han incorporado las mismas 7 bases de datos que se introdujeron en Bladed comentadas en el apartado *Definición de las palas*. Todas las bases de datos están referenciadas al número de Reynolds de $3 \cdot 10^6$ y cada base de datos está asociada al espesor de una sección. Se tienen datos de secciones con espesores del 100%, 40%, 35%, 30%, 25%, 21% y 18%. Para cada base de datos asociada a un espesor, se almacenan los coeficientes C_l y C_d para ángulos de ataque comprendidos entre -180° y 180° . Una dificultad añadida a la hora de trabajar con estas bases de datos es que cada una tiene una longitud distinta.

Por simplicidad, para el cálculo de las cargas sobre el rotor, se considerará que los coeficientes dependen solo del ángulo de ataque y del espesor de la sección.

La ventaja de haber despreciado el término temporal de la ecuación (E. 50) es que las fuerzas de una sección en un instante no dependen del instante anterior. Por tanto, es posible aplicar el algoritmo de la teoría del elemento de pala de manera vectorial para cada pala, para cada sección y para cada instante temporal. De esta manera, se disminuye el tiempo de cómputo al resolver todo el problema a la vez.

Para ello, se han definido como tensores de tercer orden las variables del problema ($a, a', \alpha, C_d \dots$). Las dimensiones de los tensores corresponden al número de pala, al número de sección de una pala y al instante temporal. Las variables tensoriales con estas características se representarán de aquí en adelante entre corchetes. Esta manera de almacenar los resultados es útil para representar gráficamente cualquier variable frente a otra, ya que contienen toda la información sobre la simulación.

En Matlab, se han calculado las cargas sobre el rotor durante 60 segundos, por lo que se ha definido un vector tiempo que empieza y acaba en 0 y en 60 segundos respectivamente. Dado que se conoce la velocidad del rotor (12 rpm), es posible calcular la posición de cada elemento de pala respecto al buje, para evaluar la velocidad del viento en ese punto para cada instante t .

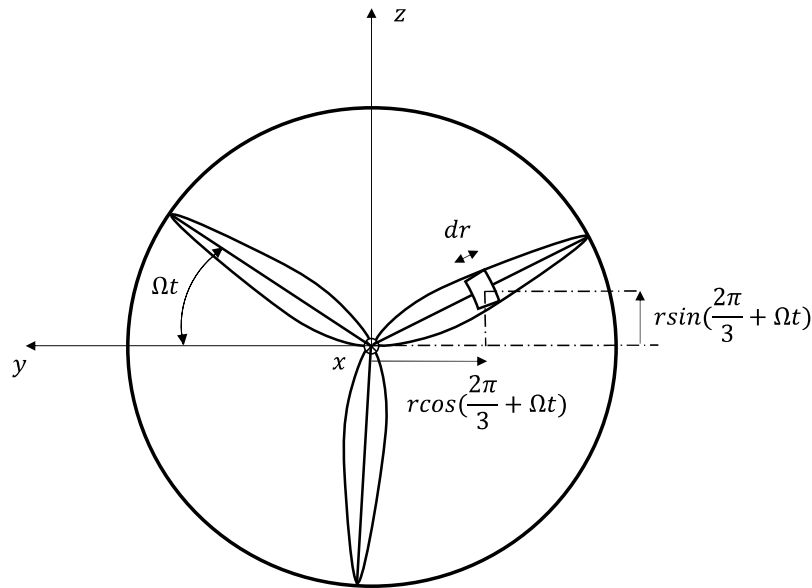


Figura 29. Coordenadas de la posición de una sección de pala

Para el cálculo de las fuerzas sobre el rotor, se han utilizado las expresiones de las fuerzas aerodinámicas en la dirección x [$dF_{x\text{aero}}$] y en la dirección tangencial [$dF_{t\text{aero}}$] en cada sección para cada instante.

$$[dF_{x\text{aero}}] = \frac{1}{2} \rho_{\text{aire}} [v_{\text{rel}}^2] [c] ([C_l] \cos[\theta] + [C_d] \sin[\theta]) [dr] \quad (E. 53)$$

$$[dF_{t\text{aero}}] = \frac{1}{2} \rho_{\text{aire}} [v_{\text{rel}}^2] [c] ([C_l] \sin[\theta] - [C_d] \cos[\theta]) [dr] \quad (E. 54)$$

El tensor [dr] se construye a partir de las especificaciones del rotor, restando la distancia a la raíz de la pala de una sección con la anterior. En cada sección se asume que las propiedades como la cuerda o el espesor son constantes.

Para la determinación de los tensores [C_l] y [C_d], se ha programado una función en Matlab que tiene como entrada el tensor de espesores aerodinámicos de cada sección [Es] y el tensor de ángulos de ataque [α]. Generalmente los valores del espesor y de α asociados a una sección no coincidirán con el espesor y con el ángulo α de las bases de datos.

Primeramente, la función averigua qué espesor asociado a una base de datos se acerca más al de cada sección. Después se calcula qué ángulo de ataque de esa base de datos se acerca más al que se produce en la sección. La función registra los coeficientes asociados a estos valores y los almacena en los tensores [C_l] y [C_d]. Una dificultad ha sido realizar esta función de manera vectorial.

Por otra parte, el tensor $[dF_t \text{ aero}]$ debe proyectarse para calcular las fuerzas en y y en z . Para ello, es necesario tener en cuenta lo que ha girado cada pala en cada instante. Por eso se define un tensor de tercer orden, donde se almacena el ángulo girado respecto al eje y y de cada pala, de cada sección y para cada instante de tiempo. Se denominará $[\gamma]$.

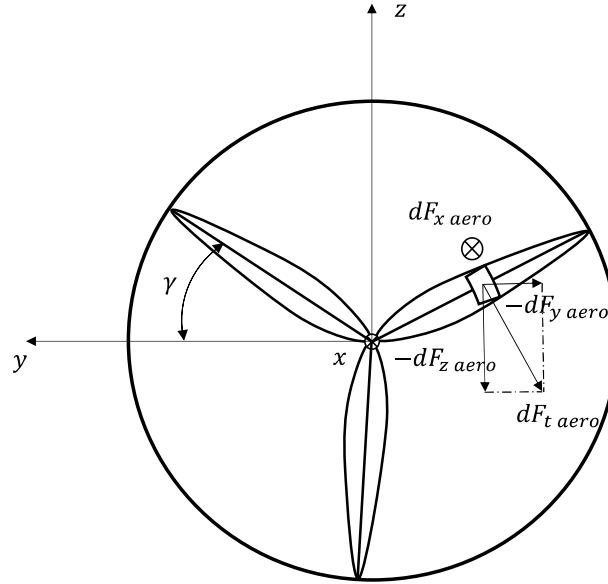


Figura 30. Fuerzas sobre una sección de una pala

La Figura 30 muestra un ejemplo de la dirección de la fuerza tangencial en una de las secciones de una pala. El ángulo γ corresponde al ángulo girado entre la primera pala y el eje y . Para el resto de palas este ángulo será de $\gamma + 2\pi/3$ y de $\gamma + 4\pi/3$. Estos valores están contenidos en $[\gamma]$ a lo largo del tiempo, teniendo en cuenta que $\gamma = \Omega t$. Por tanto las fuerzas en y y en z de cada sección se pueden calcular mediante las siguientes expresiones:

$$[dF_y \text{ aero}] = -dF_t \text{ aero} \cdot \sin([\gamma]) \quad (E. 55)$$

$$[dF_z \text{ aero}] = dF_t \text{ aero} \cdot \cos([\gamma]) \quad (E. 56)$$

Las fuerzas y los momentos totales sobre el rotor se calculan por medio de:

$$F_i \text{ aero} = \sum_{\text{pala}} \sum_{\text{sección}} [dF_i \text{ aero}] \quad (E. 57)$$

$$M_x \text{ aero} = \sum_{\text{pala}} \sum_{\text{sección}} [r][dF_t \text{ aero}] \quad (E. 58)$$

$$M_y \text{ aero} = \sum_{\text{pala}} \sum_{\text{sección}} [dF_x \text{ aero}] [r] \sin([\gamma]) \quad (E. 59)$$

$$M_z \text{ aero} = \sum_{\text{pala}} \sum_{\text{sección}} [dF_y \text{ aero}] [r] \cos([\gamma]) \quad (E. 60)$$

Siendo i un subíndice que puede ser x, y o z . El tensor $[r]$ almacena la distancia al buje para cada pala, para cada sección y para cada instante.

Una dificultad en la resolución del algoritmo ha sido solucionar el problema de convergencia de los coeficientes a y a' para valores de $r = 0$ y $r = R_{pala}$. Esto es debido a que los factores F_{bujes} y F_{punta} toman valores nulos para estos valores de r . Como consecuencia, el lado de derecho de las ecuaciones (E. 43) y (E. 44) pasan a valer 0, por lo que los coeficientes a y a' pueden tomar cualquier valor. Para resolver esta indeterminación, los coeficientes a y a' se han definido nulos para $r = 0$ y $r = R_{pala}$. Este resultado tiene sentido si se asume que más allá de la distancia de influencia de las palas, el flujo no se encuentra apenas perturbado por el rotor.

Por otra parte, el hecho de que el rotor del aerogenerador tenga grandes dimensiones y que se deforme durante la aplicación de las cargas aerodinámicas, supone considerarlo como un sistema desequilibrado. Para ello, se asumirá que el desequilibrio es debido a la presencia de una masa imaginaria m_{des} de 150 kg que se encuentra desplazada una distancia d_{des} de 1 m respecto al eje de giro. La posición de esta masa imaginaria se considera asociada a una de las palas. En el instante inicial, se encuentra en una pala alineada en el sentido positivo del eje y . Este mismo desequilibrio se introducirá en el modelo de Bladed. Para calcular las fuerzas y momentos que produce el desequilibrio, se recurre a aplicar la mecánica del sólido rígido. Teniendo en cuenta que el rotor gira en sentido horario, se obtienen los esfuerzos aplicados sobre el rotor debidos al desequilibrio:

$$F_{x\ des} = 0 \quad (E. 61)$$

$$F_{y\ des} = -m_{des}\Omega_{nominal}^2 d_{des} \sin\left(\frac{180}{\pi} \Omega_{nominal} t\right) \quad (E. 62)$$

$$F_{z\ des} = m_{des}\Omega_{nominal}^2 d_{des} \cos\left(\frac{180}{\pi} \Omega_{nominal} t\right) \quad (E. 63)$$

$$M_{x\ des} = M_{y\ des} = M_{z\ des} = 0 \quad (E. 64)$$

Siendo $F_{x\ des}$, $F_{y\ des}$, $F_{z\ des}$ y $M_{x\ des}$, $M_{y\ des}$, $M_{z\ des}$ las fuerzas y los momentos originados por el desequilibrio en las direcciones x, y y z , respectivamente.

Para calcular los esfuerzos totales sobre el rotor, deben sumarse los esfuerzos debidos al desequilibrio y los de origen aerodinámico. Por tanto se tiene que:

$$F_{i\ rotor} = F_{i\ des} + F_{i\ aero} \quad (E. 65)$$

$$M_{i\ rotor} = M_{i\ des} + M_{i\ aero} \quad (E. 66)$$

Donde $F_{i\ rotor}$ y $M_{i\ rotor}$ son las fuerzas y los momentos totales sobre el rotor. Al igual que antes, el índice i es un subíndice que puede ser x, y o z .

7.1.3 Análisis de resultados de las cargas aerodinámicas

A continuación, se presentan los resultados obtenidos con el modelo simplificado de Matlab y los obtenidos con el modelo avanzado de aerogenerador de Bladed. En Bladed se utilizará el mismo perfil de viento que el del modelo simplificado de Matlab.

Primero, se representarán a lo largo de una pala la evolución del ángulo de ataque α , del coeficiente de inducción axial a , del coeficiente de inducción tangencial a' y del factor de corrección de pérdidas F . El objetivo es comprobar la validez del modelo simplificado de Matlab comparando los resultados con los del modelo avanzado de Bladed. En cada figura, se representará la evolución de estos parámetros para distintos instantes temporales. Después, se compararán los resultados de las fuerzas y de los momentos sobre el rotor.

En la Figura 31 y en la Figura 32 se representa la evolución del ángulo de ataque en una pala a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

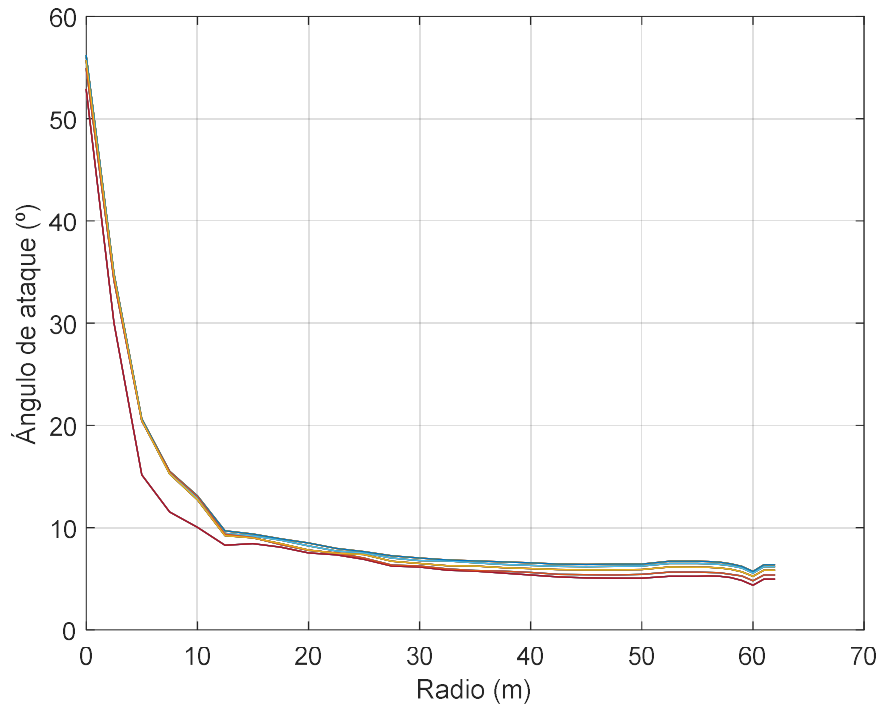
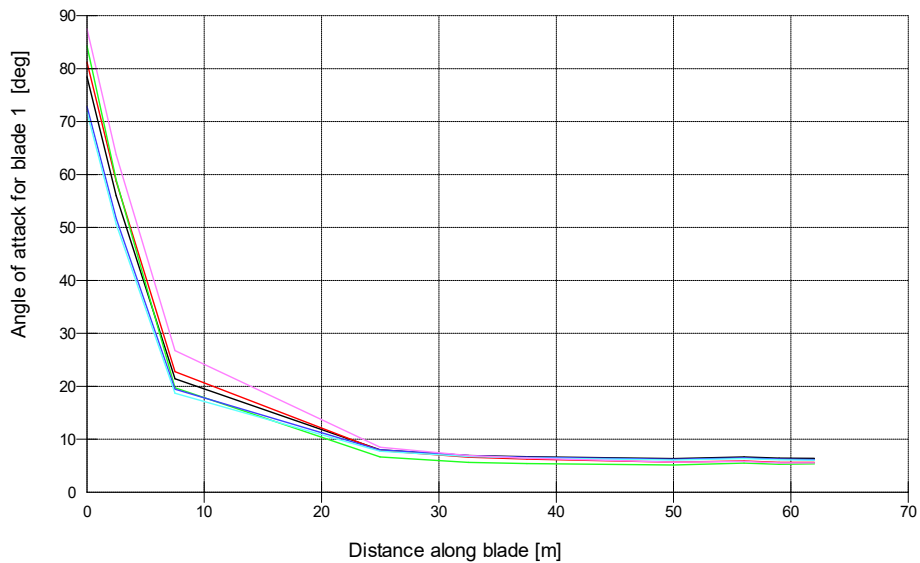


Figura 31. Evolución del ángulo de ataque en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Matlab



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de
 Comillas

Figura 32. Evolución del ángulo de ataque en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Bladed

En la Figura 33 y en la Figura 34 se representa la evolución del coeficiente de inducción axial en una pala a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

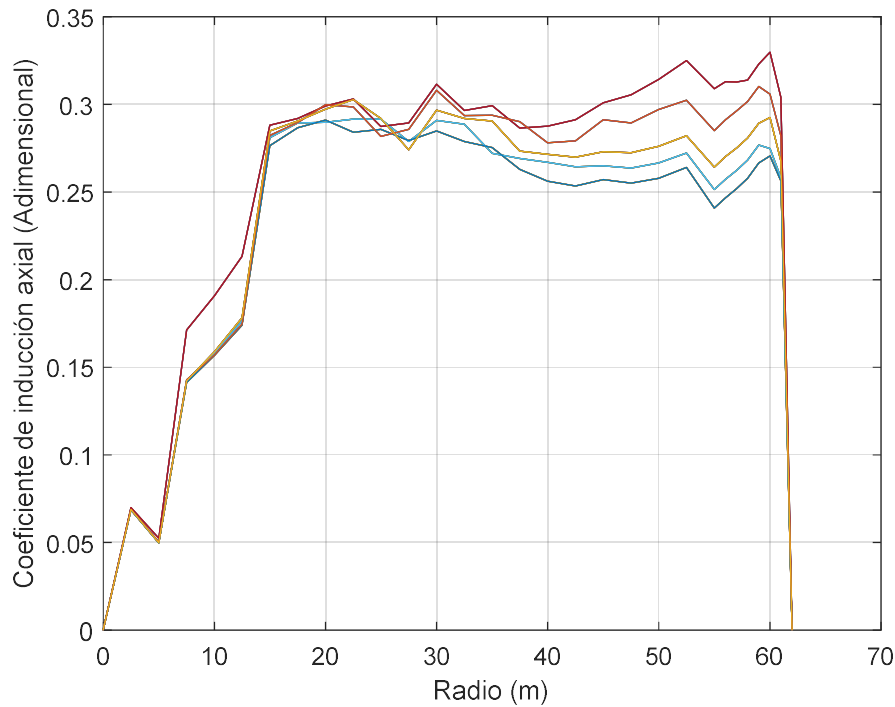
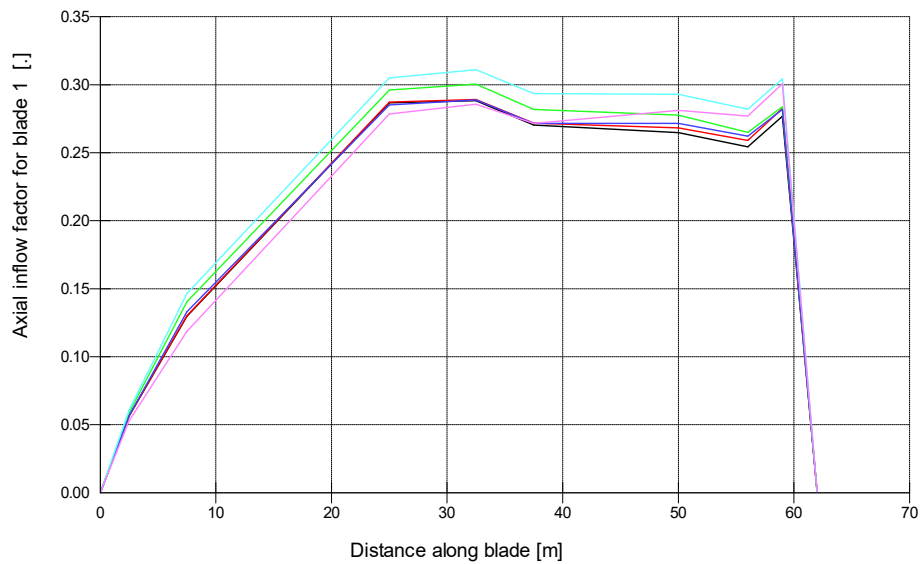


Figura 33. Evolución del coeficiente de inducción axial en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Matlab



Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de
Comillas

Figura 34. Evolución del coeficiente de inducción axial en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Bladed

En la Figura 35 y en la Figura 36 se representa la evolución del coeficiente de inducción tangencial en una pala a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

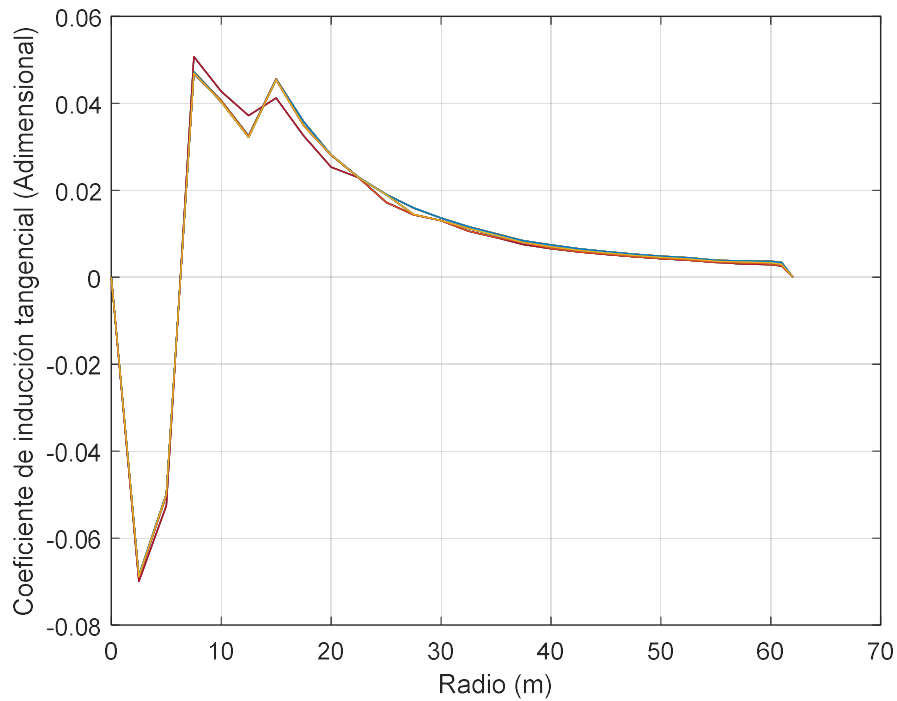


Figura 35. Evolución del coeficiente de inducción tangencial en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Matlab

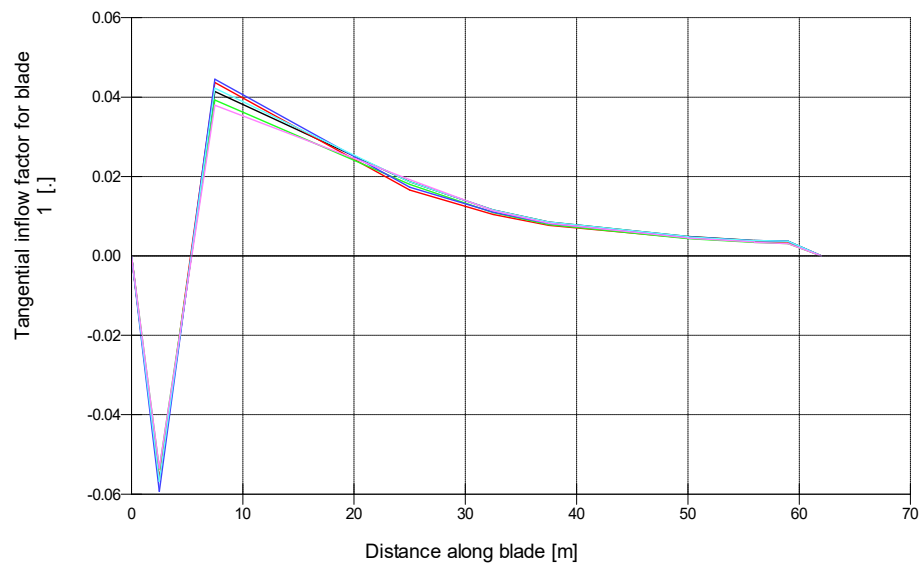


Figura 36. Evolución del coeficiente de inducción tangencial en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de
Comillas

En la Figura 37 y en la Figura 38 se representa la evolución del factor de corrección de pérdidas en una pala a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

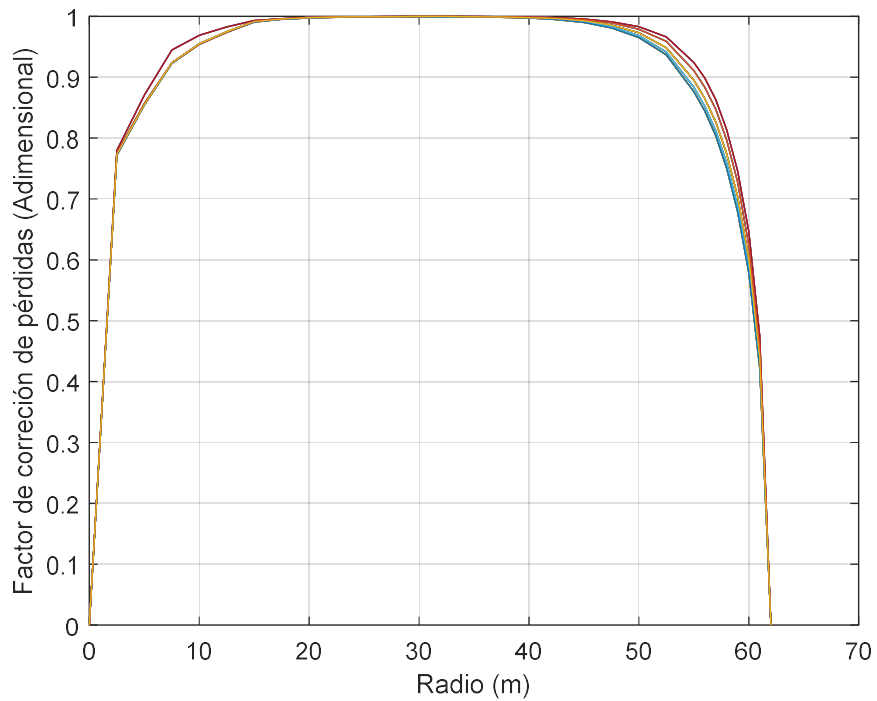


Figura 37. Evolución del factor de corrección de pérdidas en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Matlab

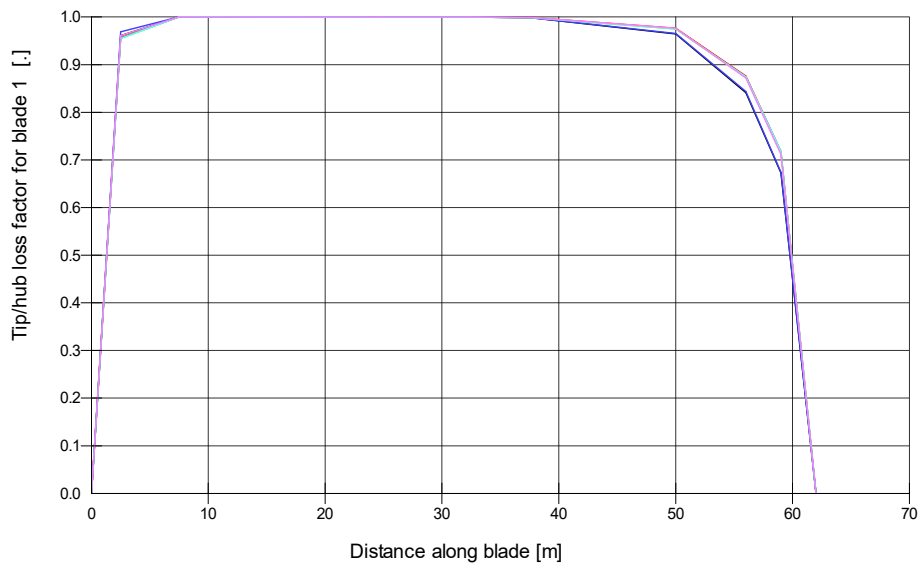


Figura 38. Evolución del factor de corrección de pérdidas en una pala para distintos instantes temporales utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de
 Comillas

Comparando ambos modelos, se aprecia que el modelo simplificado ofrece resultados similares al modelo avanzado. Los órdenes de magnitud y la evolución de las distintas variables del modelo simplificado coinciden con gran exactitud con los del avanzado. Por tanto, se concluye que el modelo en Matlab ofrecerá buenos resultados sobre las cargas que se produzcan sobre el rotor.

Cabe destacar algunos aspectos interesantes de los resultados obtenidos:

- El hecho de que para distintos instantes temporales las variables del problema tengan resultados distintos, es lo que conlleva que se originen fuerzas variables sobre el rotor.
- Las diferencias en el valor del ángulo de ataque cerca de la raíz de la pala de ambos modelos no influirá significativamente en las fuerzas originadas. Esto es debido a que las fuerzas aerodinámicas que más contribuyen a la fuerza total sobre el rotor se encuentran en secciones alejadas de la raíz de la pala.
- Para valores alejados de la raíz de la pala, el ángulo de ataque tiende a valer un valor de 6° aproximadamente. Este ángulo está relacionado con la máxima eficiencia aerodinámica de una sección y se da cuando el cociente entre C_l/C_d es máximo. Es por eso que las secciones de las palas se giran a medida que se alejan del eje de giro, con el fin de producir el triángulo de velocidades más óptimo.
- Los coeficientes a y a' son 0 en la raíz y en las puntas de las palas. Este resultado implica que el viento no es perturbado fuera del rotor, al no poder existir ninguna fuerza ni momento que varíe su cantidad de movimiento lineal o angular.
- El coeficiente de corrección F es 0 al principio y al final de la pala, por lo que no se generará sustentación debido a la gran influencia que tienen los vórtices en esas zonas.

A continuación se representan las fuerzas y momentos aerodinámicos sobre el rotor obtenidos por ambos modelos. Además, se representarán previamente en figuras individuales la fuerza en x y el momento en y , ya que son las cargas más importantes para el análisis de fatiga en las cimentaciones.

En la Figura 39 y en la Figura 40 se representa la evolución de la fuerza en x del rotor a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

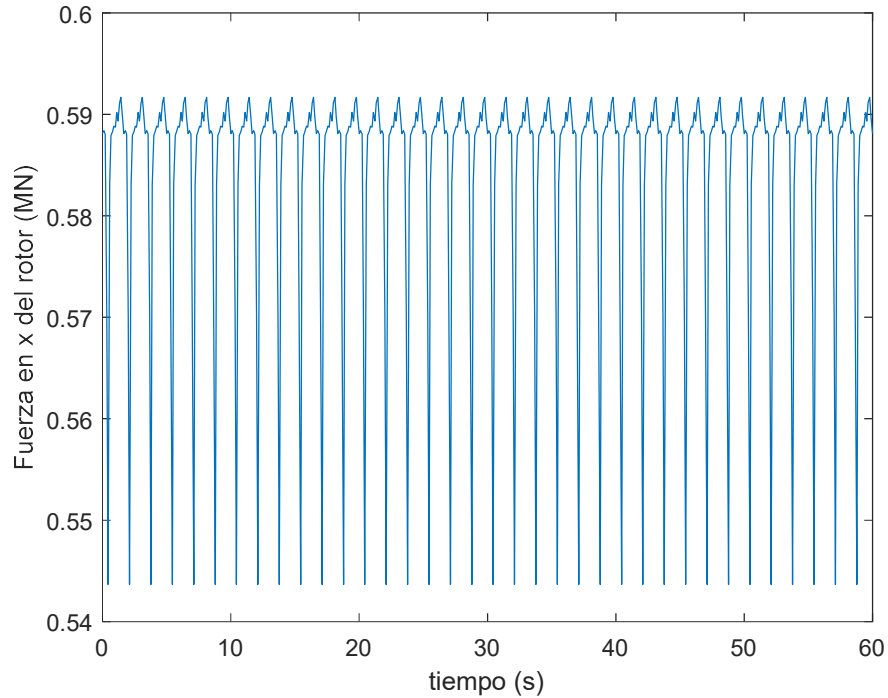
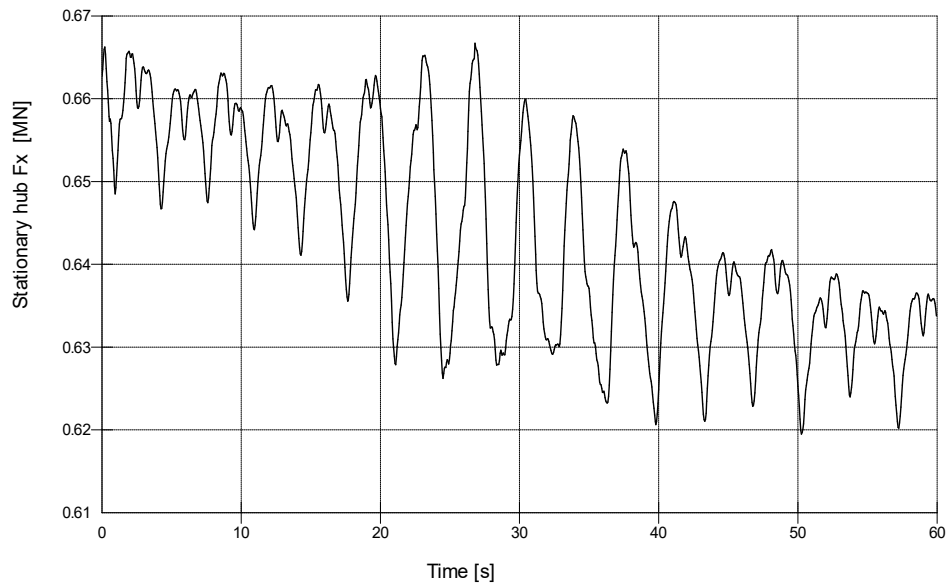


Figura 39. Evolución de la fuerza en x del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Matlab



Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

Figura 40. Evolución de la fuerza en x del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Bladed

En la Figura 41 y en la Figura 42 se representa la evolución del momento en y del rotor a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

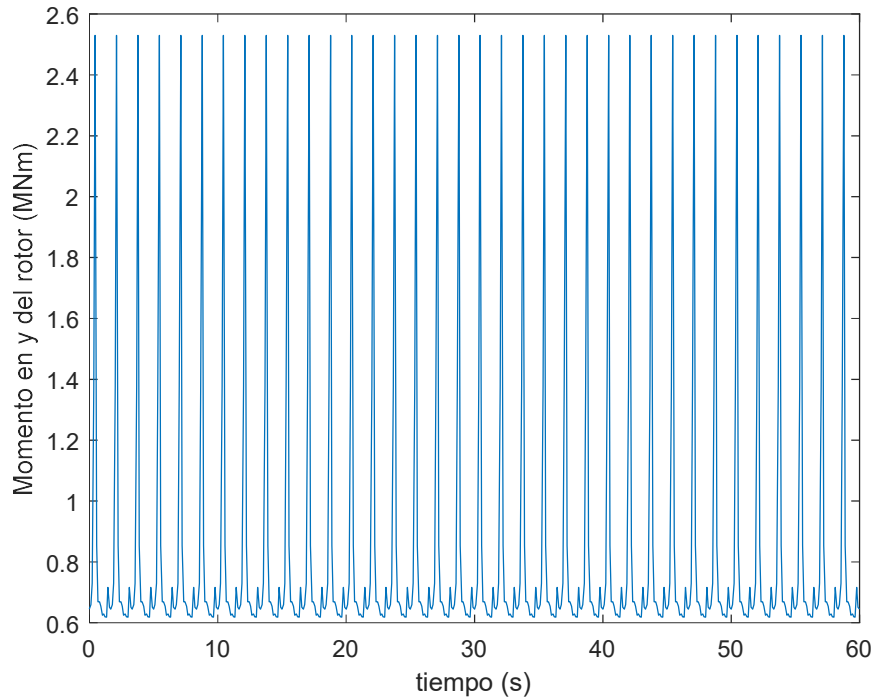
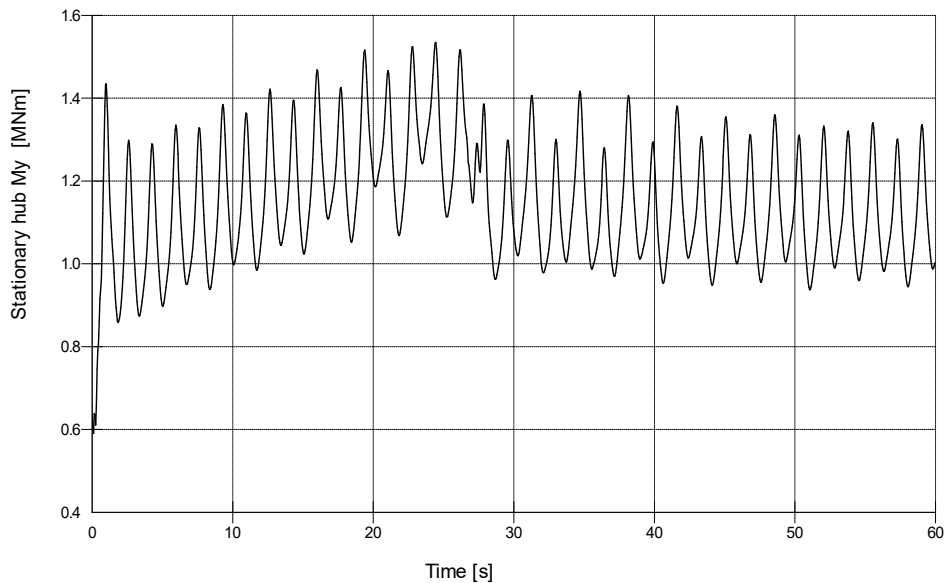


Figura 41. Evolución del momento en y del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Matlab



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 42. Evolución del momento en y del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Bladed

En la Figura 43 y en la Figura 44 se representa la evolución de las fuerzas sobre el rotor a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

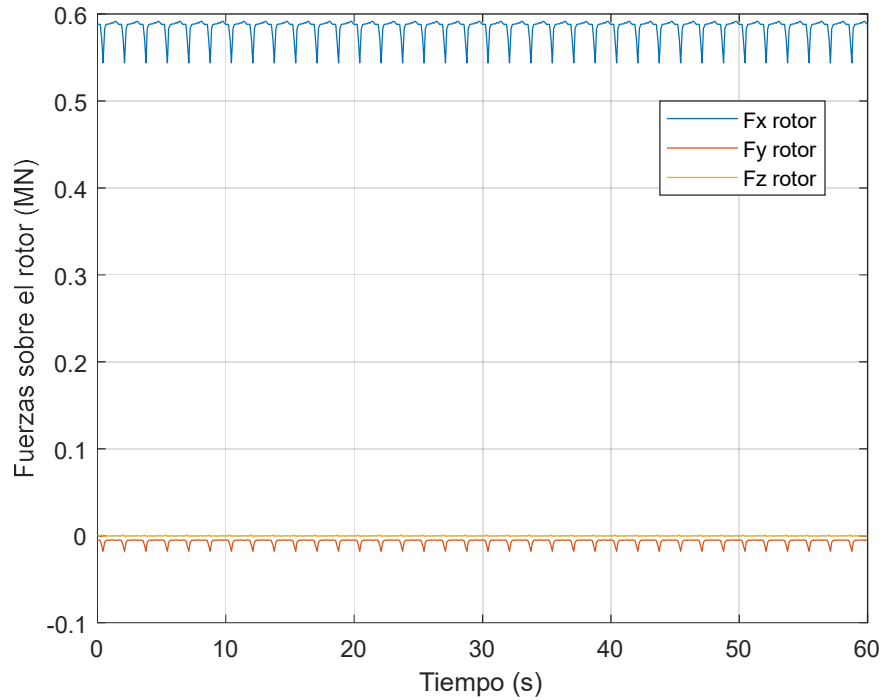


Figura 43. Evolución de las fuerzas del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Matlab

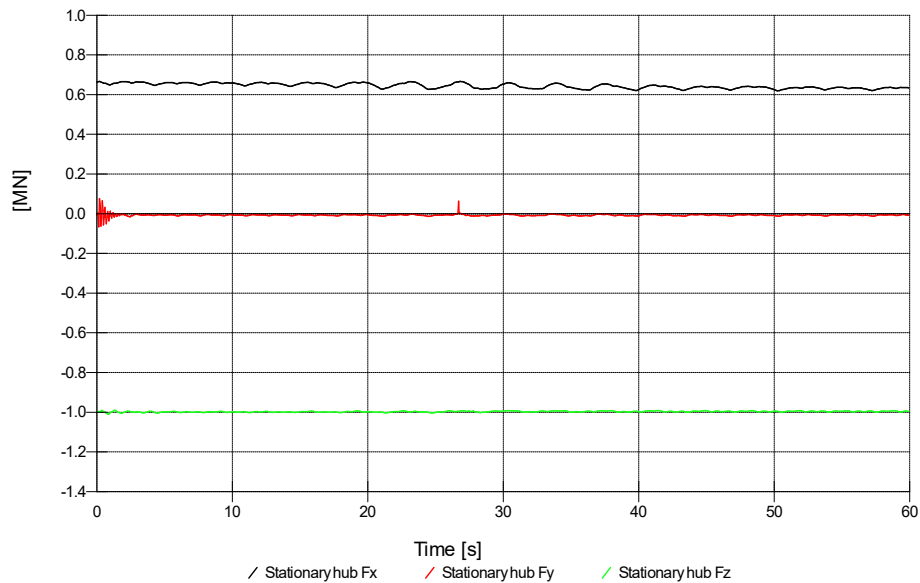


Figura 44. Evolución las fuerzas del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de
Comillas

En la Figura 45 y en la Figura 46 se representa la evolución de los momentos sobre el rotor a lo largo del tiempo, utilizando el modelo de Matlab y el modelo de Bladed, respectivamente:

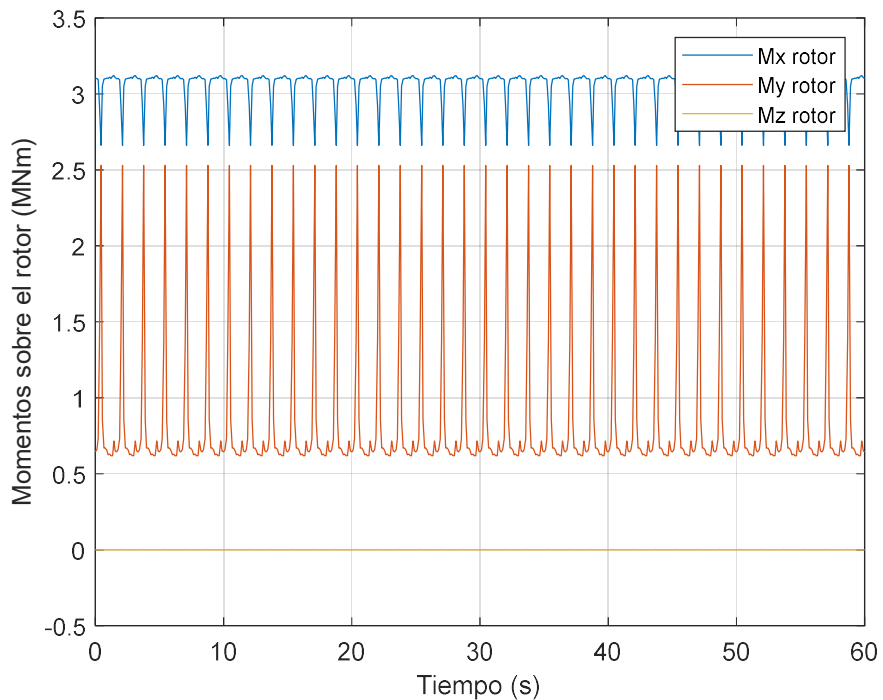
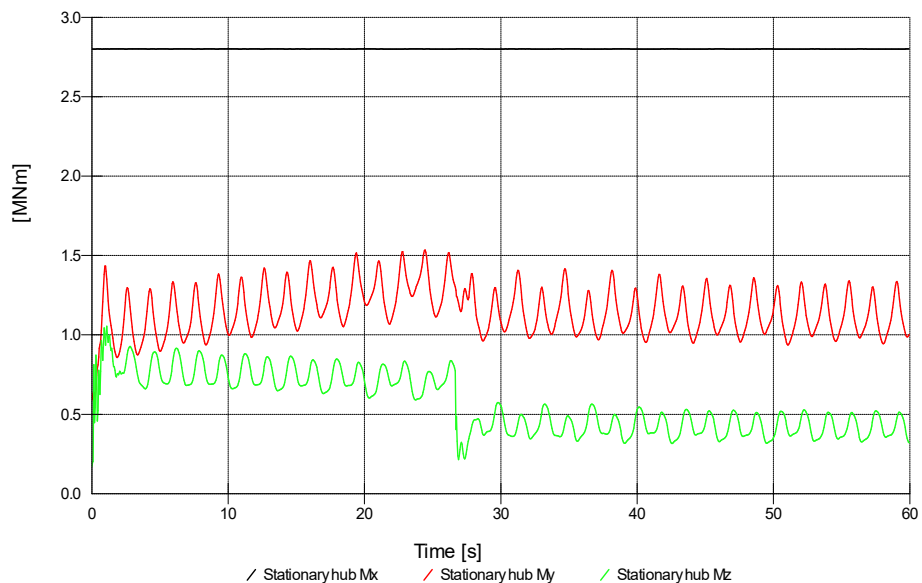


Figura 45. Evolución de los momentos del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Matlab



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de
 Comillas

Figura 46. Evolución de los momentos del rotor en función del tiempo utilizando el modelo de Bladed

Respecto a los resultados de los esfuerzos sobre el rotor, cabe señalar que:

- En los resultados del modelo simplificado se aprecia que las fuerzas y momentos presentan una frecuencia fundamental de $3 \cdot \Omega_{nominal}/60$. Esto es debido a que en un giro completo del rotor, se producen 3 situaciones en las que una pala cruza la zona donde el viento está más perturbado por la torre. Es en este momento cuando las fuerzas y momentos alcanzan los valores extremos. En los resultados del modelo avanzado es más difícil de ver esta frecuencia natural, ya que se ha incluido la vibración de las palas y de la torre en la simulación. Estas vibraciones distorsionan la naturaleza de los esfuerzos que se ejercen sobre el rotor. Esto se debe principalmente a que el modelo avanzado se ha simulado con un estado de oleaje, el cual se definirá más adelante, que incorpora una naturaleza estocástica en la vibración de la torre.
- Los esfuerzos debidos al desequilibrio tienen una frecuencia fundamental de $\Omega_{nominal}/60$, ya que dependen directamente de la frecuencia de rotación de la masa desequilibrada. Además, estos esfuerzos tienen un orden de magnitud pequeño en comparación con los esfuerzos generados por el viento. En la Figura 47 se muestra la fuerza en y debida al desequilibrio.

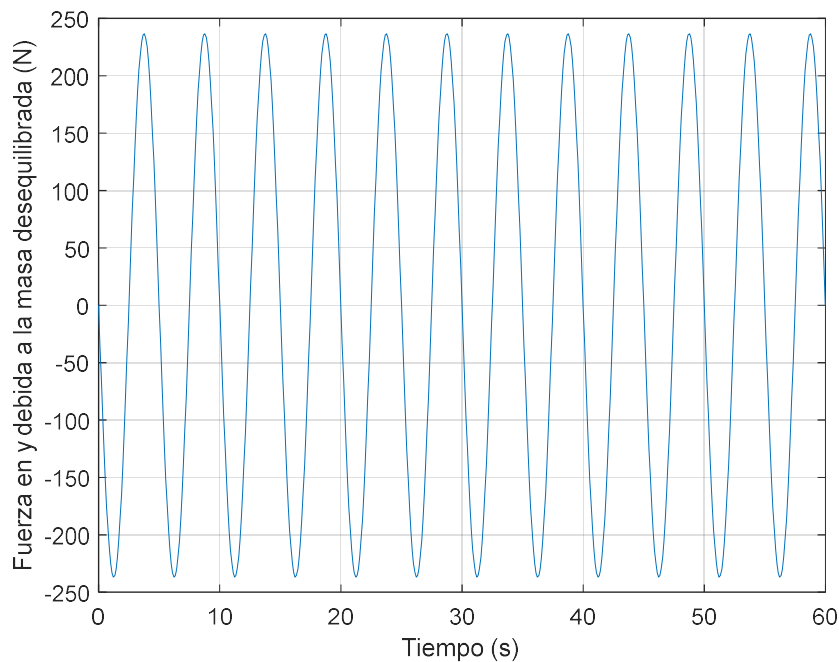


Figura 47. Fuerza en y debida a la masa desequilibrada

- La fuerza sobre el rotor en la dirección z del modelo simplificado es radicalmente distinta en comparación a la obtenida con el modelo avanzado. Esto es debido a que Bladed ha incluido el peso del rotor, mientras que el resultado del modelo simplificado se refiere a la fuerza en z de naturaleza aerodinámica exclusivamente. El peso del rotor se tendrá en cuenta más adelante al calcular los esfuerzos sobre las cimentaciones.
- Se aprecia que el momento en z sobre el rotor es el esfuerzo que más se diferencia del obtenido con el modelo avanzado. Afortunadamente no será de importancia para calcular la fatiga en las cimentaciones. La gran diferencia se debe a que en el modelo

simplificado se ha considerado que el viento incide siempre de manera perpendicular al rotor. Sin embargo, en la realidad, al aplicarse un par en z sobre el rotor, se producirá una rotación del rotor en esta dirección ocasionando un par en z mayor. Por tanto, es necesario tener en cuenta la respuesta dinámica del sistema de guiñada para obtener unos resultados que se acerquen a la realidad. Las oscilaciones del momento en z del modelo de Bladed se deben principalmente a las oscilaciones de la góndola respecto al eje de simetría de la torre.

- Para la fuerza en x y el momento en y se obtienen buenos resultados en comparación con los del modelo avanzado en cuanto al orden de magnitud. Sin embargo, con el modelo simplificado se obtiene una mayor variabilidad en los resultados obtenidos.
- Se observa que las cargas calculadas con el modelo simplificado alcanzan valores extremos en un tiempo muy pequeño, en comparación con las cargas calculadas con el modelo de Bladed. Esto es debido a que en el modelo simplificado se ha despreciado la respuesta dinámica del viento en cada sección de las palas ante un cambio en las propiedades aerodinámicas. Esta respuesta dinámica tiende a suavizar la evolución de las propiedades aerodinámicas de un estado a otro y por tanto, también tiende a suavizar la evolución de las cargas. Este hecho puede contrastarse apreciando la evolución de las cargas obtenidas con el modelo de Bladed, donde sí se tiene en cuenta la respuesta dinámica del viento. Sin embargo, como se verá más adelante, el fenómeno de la fatiga depende de los valores extremos que alcancen las cargas y no de cómo evolucionen de un valor extremo a otro. Es por eso que la información de interés para un análisis de fatiga, son los valores extremos de las cargas y el instante en el que se producen. Además, la implementación de la respuesta dinámica del viento en el cálculo de cargas supone una disminución de su variabilidad al incorporar un efecto amortiguador en la evolución de las propiedades del flujo. En consecuencia, las cargas aerodinámicas obtenidas con el modelo simplificado tienen una mayor variabilidad que las calculadas con el modelo de Bladed.
- Dado que Bladed incorpora en la simulación las vibraciones o la dinámica del sistema de control, las cargas sobre el aerogenerador en un instante dependen del instante anterior. Es por eso que en las simulaciones de Bladed se aprecia una tendencia de las fuerzas hacia un estado periódico de régimen permanente. Este estado es el que se obtiene directamente con el modelo simplificado, al poderse resolver cada estado con independencia del estado anterior.
- En ambos modelos no se ha considerado la componente turbulenta del viento. Sin embargo, en la realidad, un perfil de viento se puede descomponer en un perfil de valores medios y en un perfil de valores aleatorios de media 0. Para estudiar cómo influye esta componente aleatoria sobre las cargas en el rotor, se simulará el modelo avanzado con un perfil turbulento. Para ello, se superpondrá al perfil ensayado una componente aleatoria con una desviación típica de $1,8 \text{ m/s}$. Este valor resulta un valor razonable para un perfil de viento con una velocidad media de 10 m/s . En la Figura 48 se muestra la fuerza en x que genera este perfil turbulento sobre el rotor. Se aprecia que la variabilidad de la fuerza aumenta considerablemente respecto a la fuerza calculada anteriormente. Por tanto, se concluye que en un análisis de fatiga debe considerarse la turbulencia del viento. Este aspecto se tendrá en cuenta en la sección *Análisis de fatiga y diseño de la cimentación siguiendo la normativa GL*. Además, se aprecia que la fuerza

generada adquiere un carácter aleatorio importante que dificulta la visualización del contenido en frecuencia a simple vista.

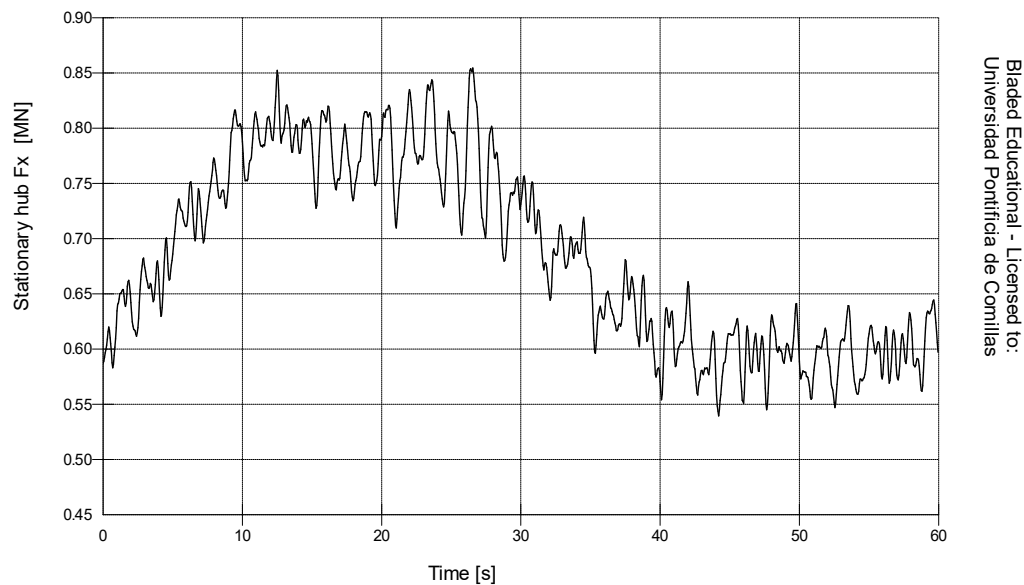


Figura 48. Evolución de la fuerza en x del rotor en función del tiempo considerando la turbulencia del viento

Las diferencias entre resultados son debidas principalmente a que:

- No se ha tenido en cuenta el ángulo de conicidad de las palas ni el ángulo de inclinación del rotor. Tener esto en cuenta supone que las palas no se encuentran contenidas en el mismo plano y cada sección estaría alejada una distancia distinta respecto al buje en la coordenada x . Para evaluar la velocidad del viento en cada sección, tendría que calcularse cuánto se ha frenado el viento debido a la presencia de la torre al depender la ecuación (E. 49) de x . Se ha decidido no tener en cuenta estos ángulos, ya que las palas sufren un desplazamiento hacia atrás debido al empuje del viento durante el funcionamiento de la turbina. Como consecuencia, tenderán a posicionarse en un plano perpendicular a la dirección del viento para obtener la máxima potencia.
- En el modelo avanzado, la velocidad de giro del rotor no es exactamente 12 *rpm*, tal y como se supuso en el modelo simplificado. La realidad es que la velocidad oscila en torno a 11,6 *rpm* aproximadamente, debido a la intervención del sistema de control. Esto afecta en gran medida a los triángulos de velocidades de cada sección y por tanto a las fuerzas generadas.
- Se ha asumido un proceso cuasi estático del flujo en cada perfil aerodinámico de las palas, al no haber incorporado la respuesta dinámica del viento ante un cambio en las condiciones de cada perfil.
- Se ha utilizado un modelo aproximado para calcular la deformada del viento debido a la presencia de la torre en la zona cercana al buje, en lugar de utilizar un modelo más avanzado tal y como utiliza Bladed.
- No se ha tenido en cuenta la rotación que sufre el rotor en la dirección z . Se ha asumido que el sistema de guiñada es lo suficientemente eficaz como para que no se produzcan rotaciones de la góndola considerables.

- En Bladed solo se han podido dividir las palas en 10 secciones distintas, mientras que en el modelo simplificado se ha trabajado con 30 secciones en cada pala.
- Se han utilizado distintas maneras de interpolar la evolución de las variables del problema a lo largo del espacio y del tiempo.
- No se han tenido en cuenta los parámetros de las palas como la posición de los centros de gravedad o del eje pitch de cada sección. Este aspecto influye en la orientación de la velocidad relativa del viento que ve cada sección. También influye en la proyección de las fuerzas de sustentación y de arrastre en las direcciones x , y y z .
- No se han considerado las vibraciones de las palas ni de la torre. Para incorporarlas, deberían incluirse las velocidades de vibración de cada sección en su triángulo de velocidades. En la Figura 49 se muestra el desplazamiento de la punta de una de las palas en la dirección x . Se aprecia que dado que la pala tiene una longitud grande, los desplazamientos y giros de las puntas pueden llegar a ser importantes. Esto modifica tanto el triángulo de velocidades que se produce en un perfil aerodinámico como su orientación.

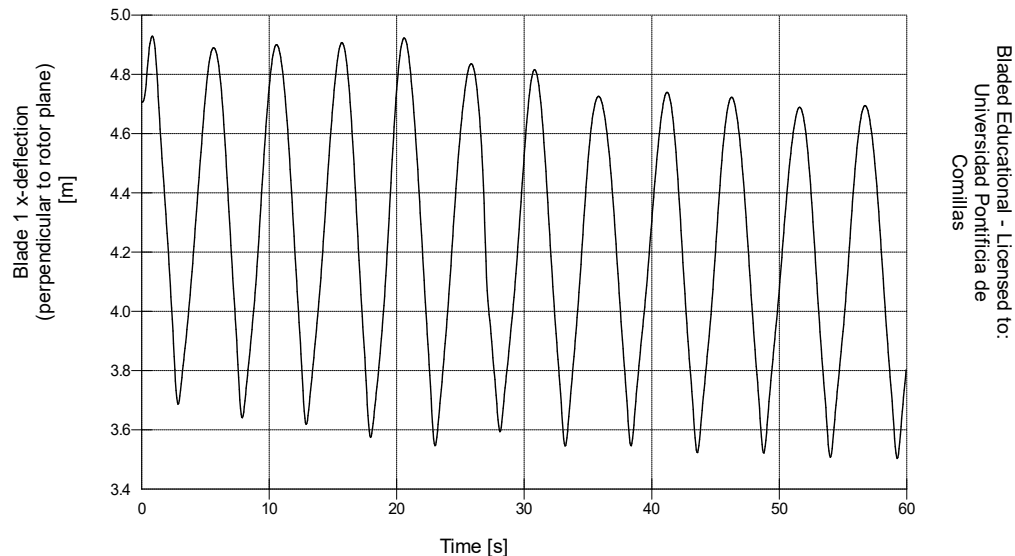


Figura 49. Desplazamiento de la punta de una pala fuera del plano del rotor

- Cabe destacar la gran sensibilidad del código para el cálculo de las fuerzas aerodinámicas. Esto es debido a su dependencia cuadrática de la velocidad relativa de cada sección. Como se ha visto, esta velocidad depende además de las vibraciones de las palas, del ángulo de conicidad, etc. Además, para el cálculo de fuerzas y momentos se trabaja con variables de órdenes de magnitud pequeños como los de $[a]$ en comparación con los de otras variables como $[r]$. Esto supone que pequeñas variaciones en una variable se traduzcan en cambios significativos en el valor de otra. A este aspecto se suma que dado que las palas no están contenidas en un plano perpendicular a la dirección del viento, cada momento sobre el rotor dependerá de las fuerzas en x , en y y en z de cada sección.

7.2 Análisis de cargas del oleaje

7.2.1 Antecedentes teóricos

La naturaleza estocástica del oleaje supone la aplicación de cargas variables sobre el aerogenerador que afectarán a la vida útil de las cimentaciones. Para predecir estas cargas, es necesario construir un modelo matemático que describa el comportamiento del oleaje. En el mar, las olas se pueden formar por diversos motivos como el viento, terremotos, por cuerpos en movimiento o por un deslizamiento de tierra del suelo marino. Para calcular las cargas del oleaje, solo se tendrán en cuenta las olas originadas por la acción del viento, ya que son las que más contribuyen a la fatiga de las cimentaciones.

Para modelar matemáticamente el oleaje se hará uso de la teoría lineal de Airy descrita en [24]. Esta teoría es aceptada por las normas GL para la descripción del oleaje en un determinado rango de aplicación [18].

En la teoría lineal de Airy se considera que el agua del mar se comporta como un fluido incompresible, con viscosidad nula, continuo y homogéneo. Se asume que no existe cavitación ni existen burbujas de gas dentro del fluido. Para el desarrollo de la teoría se considerará flujo potencial, por lo que el campo de velocidades podrá expresarse como el gradiente de una función potencial φ .

El oleaje producido por el viento tiene un estado irregular. Para describir esta irregularidad se considera que el oleaje puede expresarse como la superposición de olas sinusoidales simples. Estas olas simples tendrán distinta amplitud, longitud, frecuencia y dirección de propagación.

En la Figura 50 se muestra el ejemplo de una ola simple para un instante de tiempo determinado.

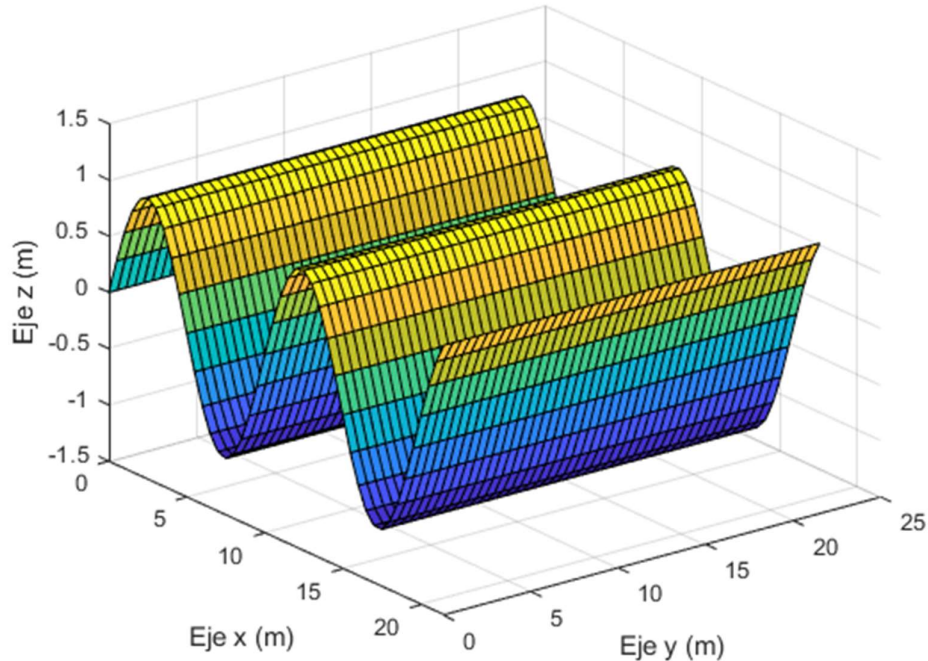


Figura 50. Ejemplo de una ola simple en un instante determinado

Por tanto, la superficie libre de una ola simple ε se puede expresar como:

$$\varepsilon = \varepsilon_a \cos(kx - \omega t) \quad (E. 67)$$

Donde ε_a es la amplitud de la ola, k es el número de onda, t es el tiempo y ω denota la velocidad angular del movimiento. Un parámetro importante es la longitud de onda de la ola denotada por λ_a y se define según la siguiente expresión:

$$\lambda_a = \frac{2\pi}{k} \quad (E. 68)$$

El sistema de coordenadas utilizado es el mostrado en la Figura 50. El eje x coincide con la dirección de propagación de la ola, mientras que en el eje z se expresa la elevación del oleaje. El origen de coordenadas se establece en el nivel medio del mar, siendo z positivo hacia arriba. Las ecuaciones que se desarrollarán más adelante están expresadas en este sistema.

Para poder aplicar después el principio de superposición, es necesario que la pendiente de la superficie de la ola sea pequeña para poder desprestigiar términos de segundo orden durante el desarrollo de la teoría. Según esto, la función potencial del flujo tendrá la forma [24]:

$$\varphi(x, z, t) = A(z) \sin(kx - \omega t) \quad (E. 69)$$

Siendo $A(z)$ una función que sólo depende de la profundidad.

Para encontrar una expresión que describa el campo de velocidades de la ola deben imponerse las siguientes condiciones de contorno:

1. Ecuación de continuidad. Impone la condición de la conservación de la masa en cada punto. Al haberse considerado flujo potencial, se debe cumplir que:

$$\nabla^2 \varphi = 0 \quad (E. 70)$$

2. Condición del fondo marino. En el lecho marino, la velocidad vertical del suelo situado a una profundidad h debe ser 0. Matemáticamente esto se traduce en:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0 \text{ en } z = -h \quad (E. 71)$$

3. Condición dinámica de la superficie libre. La presión en la superficie libre debe ser la atmosférica p_0 al estar en contacto con el exterior.

$$p = p_0 \text{ en } z = \varepsilon \quad (E. 72)$$

4. Condición cinemática de la superficie libre. La velocidad vertical de una partícula de agua en la superficie debe de ser igual a la velocidad vertical de la superficie definida matemáticamente.

$$\frac{dz}{dt} = \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (E. 73)$$

Una vez encontrada la expresión de φ que cumpla todas estas condiciones, se puede derivar el campo de velocidades simplemente aplicando la definición del potencial. Un desarrollo más minucioso de estos resultados se encuentra detallado en [24]. Finalmente, el campo de velocidades de una ola simple en la dirección x y en la dirección z viene dado por las expresiones de u y w respectivamente:

$$u = \varepsilon_a \omega \frac{\cosh(k(h+z))}{\sinh(kh)} \cos(kx - \omega t) \quad (E. 74)$$

$$w = \varepsilon_a \omega \frac{\sinh(k(h+z))}{\sinh(kh)} \sin(kx - \omega t) \quad (E. 75)$$

Estando el número de ola determinado por la ecuación (E. 76). Nótese que para el cálculo de k se debe de resolver la ecuación (E. 76) de manera iterativa.

$$\omega^2 = k \cdot g \cdot \tanh(kh) \quad (E. 76)$$

Por otra parte, es importante conocer la energía que transporta una ola simple durante su propagación. La energía que contiene una partícula de agua se puede expresar como la suma de su energía cinética y de su energía potencial.

Las energías cinética y potencial que contiene una ola se pueden calcular con las ecuaciones (E. 77) y (E. 78), respectivamente.

$$E_c = \iiint_{\text{Volumen}} \frac{1}{2} \rho_{\text{agua}} (u^2 + w^2) dx dy dz \quad (E. 77)$$

$$E_p = \iint \frac{1}{2} \rho_{\text{agua}} g \varepsilon^2 dx dy \quad (E. 78)$$

Desarrollando estos términos, la energía total por unidad de área de superficie que transporta una ola es:

$$e = e_c + e_p = \frac{1}{4} \rho_{\text{agua}} g \varepsilon_a^2 + \frac{1}{4} \rho_{\text{agua}} g \varepsilon_a^2 = \frac{1}{2} \rho_{\text{agua}} g \varepsilon_a^2 \quad (E. 79)$$

Siendo ρ_{agua} la densidad del agua y g la gravedad. El valor de ρ_{agua} se ha establecido en 1030 kg/m^3 al considerarse agua salina. Los términos e_c y e_p hacen referencia a las energías cinética y potencial por unidad de área de superficie, respectivamente [24].

Tal y como se ha comentado, la superficie libre de un estado de oleaje irregular se expresa como la suma de las superficies libres de olas simples. Se puede considerar que todas las olas tienen la misma dirección o que el oleaje se compone de olas simples en distintas direcciones.

La superficie libre de un estado de oleaje en el que todas las olas tienen la misma dirección, se puede expresar como:

$$\varepsilon(x, t) = \sum_{n=1}^N \varepsilon_{a_n} \cos(k_n x - \omega_n t + \delta_n) \quad (E. 80)$$

Siendo N el número de olas totales necesarias para describir la superficie libre irregular. El subíndice n hace referencia a la ola n -ésima. El parámetro δ_n es una componente aleatoria que incorpora un desfase para cada ola.

Para poder aplicar la ecuación (E. 80) es necesario encontrar una relación entre ε_{a_n} y ω_n . Para ello, generalmente, se registra de manera experimental la superficie del oleaje durante un tiempo prolongado. Después, se realiza un análisis de Fourier de la señal obtenida con el fin de relacionar la energía transportada con cada frecuencia. A partir de esta idea, se construye un espectro de densidad de energía $S_\varepsilon(\omega_n)$, el cual cumple por definición que:

$$S_\varepsilon(\omega_n) d\omega = \frac{1}{2} \varepsilon_{a_n}^2 \quad (E. 81)$$

De esta manera, si se obtiene experimentalmente el espectro $S_\varepsilon(\omega_n)$, es posible encontrar una relación entre ε_{a_n} y ω_n quedando el estado del oleaje completamente definido. El objetivo es poder crear un estado de oleaje energéticamente equivalente al registrado en las mediciones y no recrear exactamente el medido.

De hecho, la variable δ_n al ser aleatoria incorpora unicidad al estado de oleaje recreado, pero se conserva la equivalencia energética del estado medido experimentalmente. Cabe destacar que integrando y multiplicando la ecuación (E. 81) por $\rho_{agua}g$ se obtiene la energía total transportada por una ola.

Para crear un oleaje de naturaleza multidireccional, la superficie libre del oleaje debe expresarse según la siguiente expresión [22]:

$$\varepsilon(x, y, t) = \sum_{n=1}^N \varepsilon_{a_n} \cos(k_n(x \cos(\theta_n) + y \sin(\theta_n)) - \omega_n t + \delta_n) \quad (E. 82)$$

Donde θ_n es la dirección de la n -ésima ola. En este caso el espectro de densidad de energía dependerá tanto de ω_n como de θ_n . Generalmente, por simplicidad, se suele asumir que en estos casos la densidad de energía se puede expresar como:

$$S_\varepsilon(\omega_n, \theta_n) = S_\varepsilon(\omega_n)G(\theta_n) \quad (E. 83)$$

Donde $G(\theta_n)$ es una función de distribución direccional que cumple:

$$\int_{-\pi/2}^{\pi/2} G(\theta_n) d\theta = 1 \quad (E. 84)$$

En este caso, se cumplirá que:

$$S_\varepsilon(\omega_n, \theta_n) d\omega d\theta = \frac{1}{2} \varepsilon_{a_n}^2 \quad (E. 85)$$

Una distribución direccional aceptada por la normativa GL [18] es:

$$G(\theta_n) = k_m \cos^m(\theta_n) \quad \forall \theta_n \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right] \quad (E. 86)$$

$$G(\theta_n) = 0 \quad \forall \theta_n \notin \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$$

Siendo m el parámetro de dispersión. El valor de k_m es posible determinarlo mediante la siguiente expresión:

$$k_m = \frac{\Gamma\left(\frac{m}{2} + 1\right)}{\sqrt{\pi} \Gamma\left(\frac{m}{2} + \frac{1}{2}\right)} \quad (E. 87)$$

Donde Γ se refiere a la función gamma.

Según la normativa GL, para oleajes producidos por el viento se suele utilizar un valor de m igual a 2 o a 4 [18]. Para el cálculo de cargas de manera teórica y para el análisis en Bladed se utilizará un valor de 2 ofreciendo un valor de k_m de $2/\pi$.

Para calcular las fuerzas del oleaje sobre la estructura del aerogenerador de manera teórica, se utilizará la ecuación de Morison cuya expresión es [24]:

$$f_{x \text{ oleaje}}(z, t) = \frac{\pi}{4} \rho_{\text{agua}} C_M D^2 \dot{u}(z, t) + \frac{1}{2} \rho_{\text{agua}} C_D D u(z, t) |u(z, t)| \quad (E. 88)$$

Esta expresión permite evaluar las fuerzas a lo largo del tiempo que se producen sobre un cilindro vertical que se encuentra fijo en el seno de un oleaje. El valor de $f_{x \text{ oleaje}}(z, t)$ expresa la fuerza por unidad de longitud que se ejerce sobre una sección cilíndrica de diámetro D situada a una profundidad z . Por tanto, para calcular la fuerza total sobre un cilindro, habrá que integrar la expresión de $f_{x \text{ oleaje}}(z, t)$ a lo largo de su longitud. Se considera que el cilindro es lo suficientemente esbelto como para despreciar el efecto de la difracción. La condición de esbeltez se cumple si D/λ_a es menor que 0,1 o que 0,2.

Los parámetros C_M y C_D son coeficientes hidrodinámicos que deben ser registrados experimentalmente.

Además, se aprecia que la ecuación de Morison tiene dos términos. El primer término se conoce como término inercial, mientras que el segundo se conoce como término de arrastre. Por último, las funciones $u(z, t)$ y $\dot{u}(z, t)$ denotan la velocidad y la aceleración del oleaje para cada instante y para cada profundidad, respectivamente.

7.2.2 Cálculo de cargas del oleaje

Para definir el oleaje, se utilizarán unas condiciones de oleaje razonables para predecir la fatiga en las cimentaciones durante la vida útil del aerogenerador. Al igual que con las cargas aerodinámicas, se introducirá el mismo estado de oleaje en el modelo teórico y en el modelo de Bladed, para después comparar los resultados.

Dadas las limitaciones de la versión educativa de Bladed, no es posible incorporar un estado de oleaje multidireccional. Es por eso que se definirá un estado de oleaje irregular en el que todas las olas van en la misma dirección para poder comparar los resultados de ambos modelos. Aun así, se representará un estado irregular multidireccional en el modelo teórico utilizando Matlab.

El espectro de densidad de energía que se utilizará para el cálculo de cargas se hará de acuerdo con las definiciones que propone la normativa GL. Se utilizará el espectro de Pierson-Moskowitz, el cual se define como [18]:

$$S_\epsilon(\omega) = \frac{5}{16} \frac{H^2 \omega_p^4}{\omega^5} e^{\left[-\frac{5}{4} \left(\frac{\omega_p}{\omega}\right)^4\right]} \quad (E. 89)$$

Donde ω_p es la frecuencia angular pico y H es la altura significativa de ola.

La altura H se define como la altura media de un tercio de las olas más altas durante un determinado tiempo. Viene dada por:

$$H = 2\varepsilon_a \quad (E. 90)$$

Dado que no se tienen datos concretos del oleaje donde se va a colocar el aerogenerador, se establecerán unos valores razonables para ω_p y H . El objetivo es que ofrezcan unos resultados representativos de lo que podrían fatigarse las cimentaciones del aerogenerador durante su vida útil. Se establecerá una altura significativa de ola H de 2 metros, con un tiempo de pico T_p de 8,5 segundos siendo:

$$T_p = \frac{2\pi}{\omega_p} \quad (E. 91)$$

En la Figura 51 se muestra la representación en Matlab de $S_\epsilon(\omega)$ para la H y el T_p especificados.

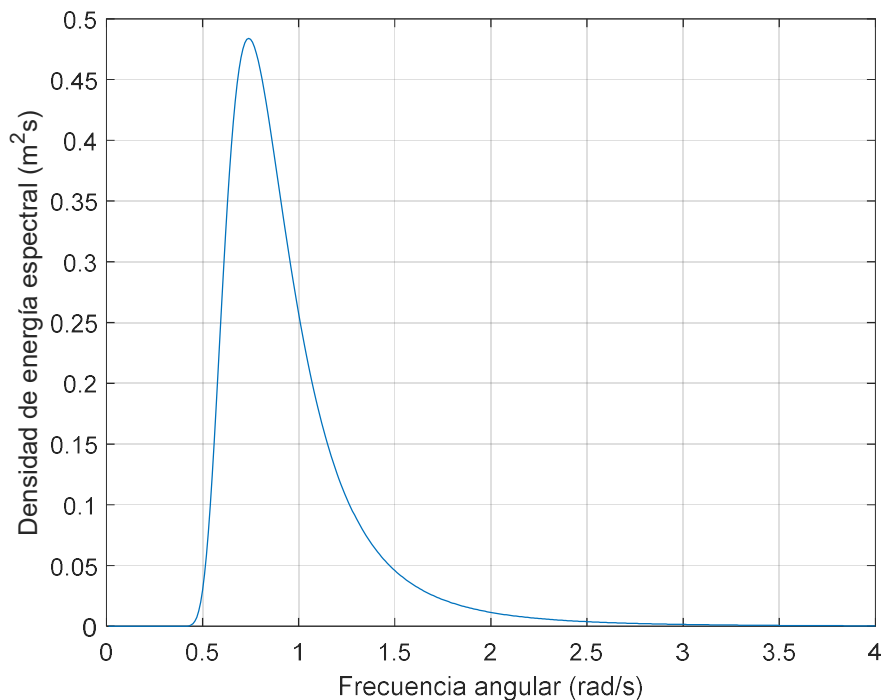


Figura 51. Espectro de Pierson-Moskowitz

Además, se ha definido en Matlab un espectro de densidad de energía multidireccional utilizando la distribución direccional $G(\theta_n)$ definida por la ecuación (E. 86) para un valor de m igual a 2. Por tanto, matemáticamente el espectro de densidad de energía se puede expresar como:

$$S_\epsilon(\omega, \theta) = \frac{10}{16\pi} \frac{H^2 \omega_p^4}{\omega^5} e^{\left[-\frac{5}{4} \left(\frac{\omega_p}{\omega}\right)^4\right]} \cos^2(\theta) \quad (E. 92)$$

En la Figura 52 se muestra una representación del mismo. Se aprecia que la energía del oleaje se distribuye en olas de una determinada frecuencia y con una determinada dirección de propagación.

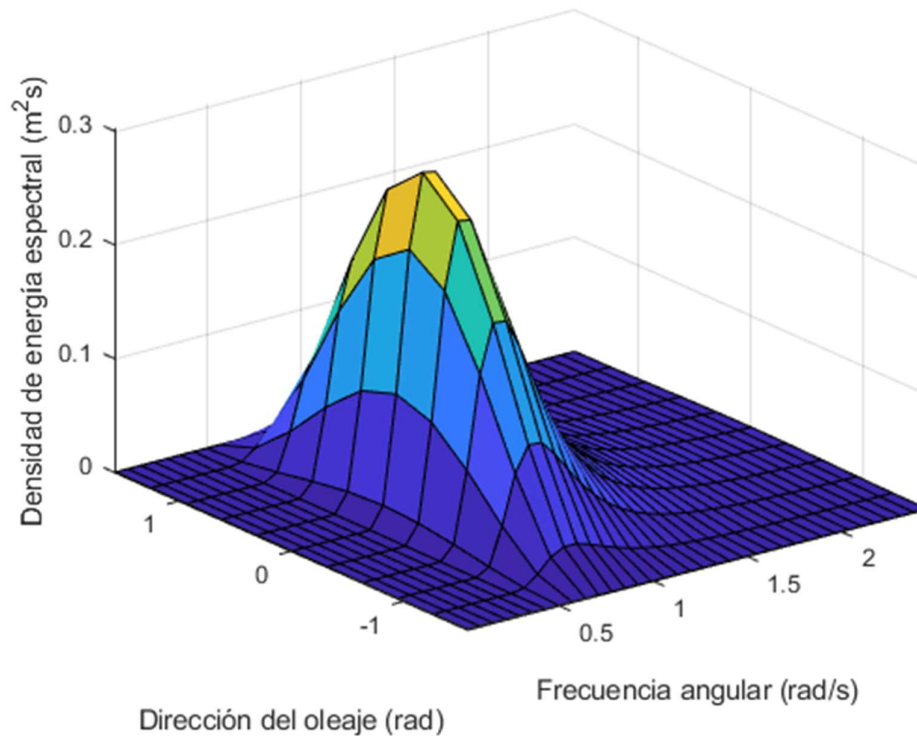


Figura 52. Espectro direccional de densidad de energía

Para calcular en Matlab las cargas que produce el oleaje sobre la estructura, se considera que la parte de la torre y del monopilote por debajo del nivel medio del mar se comporta como un cilindro de diámetro exterior D de 6 m. Esta misma consideración también se impuso en el modelo de Bladed, tal y como se expuso en la sección de *Definición de la torre*.

En el modelo teórico se despreciarán las vibraciones de la torre, por lo que se considera que la estructura del aerogenerador se encuentra fija en el emplazamiento. Se recuerda que la profundidad del nivel medio del mar h son 40 metros.

Esto supone que para la mayoría de valores de ω la ecuación (E. 76) se pueda expresar como:

$$k = \frac{\omega^2}{g} \tag{E. 93}$$

Al ser $\tanh(kh)$ cercano a 1.

Recordando la condición de esbeltez de un cilindro y la ecuación (E. 68), se deduce que el efecto de la difracción se puede despreciar para valores de ω que cumplan que:

$$\omega < \sqrt{0,2 \cdot \frac{2\pi g}{D}} = 1,43 \quad (E. 94)$$

Para este rango de ω se incluye la mayor parte del contenido energético del oleaje, según se deduce de la Figura 51. Por eso, para calcular las cargas del oleaje con el modelo teórico de Matlab se despreciará el efecto de la difracción y se utilizará la ecuación de Morison.

Los coeficientes de la ecuación de Morison deben encontrarse experimentalmente. Se han realizado numerosos experimentos para determinar el valor de estos coeficientes en función de variables adimensionales como el número de Reynolds Re o como el número de Keulegan-Carpenter KC . En [25] se muestran valores de estos coeficientes en función de Re y de KC , los cuales se muestran en la Tabla 2.

	$Re < 10^5$		$Re > 10^5$	
KC	C_D	C_M	C_D	C_M
< 10	1,2	2	0,6	2
≤ 10	1,2	1,5	0,6	1,5

Tabla 2. Coeficientes hidrodinámicos en función de KC y Re [25]

El número de Keulegan-Carpenter se define como:

$$KC = \frac{A_a \cdot T}{D} \quad (E. 95)$$

Donde T es el periodo de ola y A_a la amplitud de la velocidad horizontal de la ola. Teniendo en cuenta la ecuación (E. 74), el valor de A_a puede expresarse como:

$$A_a = \varepsilon_a \omega \frac{\cosh(k(h+z))}{\sinh(kh)} \quad (E. 96)$$

Para $z = 0$ y teniendo en cuenta que h es grande, el término kh será lo suficientemente elevado para la mayoría de valores de ω como para que considerar que:

$$A_a \approx \varepsilon_a \omega \quad (E. 97)$$

Por tanto, sustituyendo la ecuación (E. 97) en la ecuación (E. 95) se obtiene que KC se puede expresar como:

$$KC = \frac{\pi H}{D} \quad (E. 98)$$

Sustituyendo los parámetros H y D por los especificados, se obtiene un valor de KC de aproximadamente 1. Nótese que esta expresión deja de ser válida para profundidades mayores, donde no es posible asumir la ecuación (E. 97). Sin embargo, se asume que para cualquier profundidad el valor de KC es menor que 10.

Por otra parte, el número de Reynolds se define como:

$$Re = \frac{A_a \cdot D}{\nu_{agua}} \quad (E. 99)$$

Siendo ν_{agua} la viscosidad cinemática del agua, cuyo valor a 20° es aproximadamente de $1 \text{ mm}^2/\text{s}$ [26].

Para la gran mayoría de los valores de z se cumplirá que:

$$A_a > \frac{10^5 \cdot 10^{-6}}{6} = 0,0167 \text{ m/s} \quad (E. 100)$$

Por lo que se considera que $Re > 10^5$. Esta condición pierde validez en zonas cercanas al suelo marino, donde la velocidad de las partículas es más pequeña. Sin embargo, las fuerzas y momentos aplicados sobre la estructura en esta zona son de menor relevancia que los que se aplican a alturas mayores.

Por tanto, a partir de la Tabla 2, se deduce que los coeficientes C_D y C_M deben tomar los valores de 0,6 y 2 respectivamente. Estos coeficientes se considerarán constantes a lo largo de la estructura, tanto en el modelo de Matlab como en el modelo de Bladed.

Para calcular las cargas del oleaje sobre las cimentaciones, se calcularán los esfuerzos que se ejercen sobre una sección del monopilote a nivel del suelo marino, al considerarse el punto crítico de partida. Además, se considerará el caso más desfavorable en el que el oleaje tiene la misma dirección que el viento.

Para el cálculo de las cargas del oleaje utilizando Matlab, se lleva a cabo el procedimiento que se describe a continuación.

En primer lugar, se utiliza el mismo vector tiempo definido en el cálculo de cargas aerodinámicas, por lo que se calcularán las cargas del oleaje durante 60 segundos. Además, se define un vector W de frecuencias angulares que recoja toda la esencia energética del oleaje descrito por la Figura 51.

Para cada valor de z , se calcula el campo de velocidades y de aceleraciones para todo instante de tiempo. Los campos de velocidades y de aceleraciones u y \dot{u} se calculan por medio de las siguientes expresiones:

$$u = \sum_W \sqrt{2S_\epsilon(\omega)\Delta\omega} \omega \frac{\cosh(k(h+z))}{\sinh(kh)} \cos(kx - \omega t + \delta_\omega) \quad (E. 101)$$

$$\dot{u} = \sum_W -\sqrt{2S_\epsilon(\omega)\Delta\omega} \omega^2 \frac{\cosh(k(h+z))}{\sinh(kh)} \sin(kx - \omega t + \delta_\omega) \quad (E. 102)$$

La variable δ_ω es una variable aleatoria uniformemente distribuida entre 0 y 2π . El subíndice ω indica que está asociada a cada ω . Además, para cada ω es necesario calcular k mediante la ecuación (E. 93). Una de las consecuencias de considerar que la estructura se comporta como

un cilindro esbelto es que la variación de las propiedades del oleaje a lo largo de la estructura en la dirección x es despreciable. Por tanto, las cargas no dependerán de la coordenada x , por lo que se puede establecer un valor de x cualquiera. En este caso se ha impuesto un valor de 0.

Después, se aplica la ecuación de Morison para calcular la fuerza a lo largo del tiempo sobre una sección de un cilindro de longitud dz a una profundidad z . Al haberse considerado un oleaje no multidireccional con la misma dirección que el viento, la fuerza que se ejercerá sobre la estructura será únicamente en la dirección x . Así, la fuerza de Morison sobre una sección será:

$$dF_{x \text{ oleaje}} = \frac{\pi}{4} \rho_{\text{agua}} C_M^H D^2 \dot{u}(z, t) dz + \frac{1}{2} \rho_{\text{agua}} D u(z, t) |u(z, t)| dz \quad (E. 103)$$

Cabe destacar que es necesario calcular primero el estado cinemático del oleaje, ya que el término de arrastre de la ecuación de Morison es no lineal. Esto supone que la fuerza total del oleaje no será igual a la suma de las fuerzas que ejercería cada ola simple por separado.

Una vez evaluadas las ecuaciones (E. 101), (E. 102) y (E. 103), se pueden obtener las fuerzas y los momentos totales sobre la estructura. Los momentos se calcularán respecto al nivel del suelo. Para ello, se calculan en Matlab los resultados de las siguientes expresiones:

$$F_{x \text{ oleaje}} = \int_{-h}^0 f_{x \text{ oleaje}} dz \quad (E. 104)$$

$$M_{y \text{ oleaje}} = \int_{-h}^0 f_{x \text{ oleaje}} (h + z) dz \quad (E. 105)$$

Siendo $F_{x \text{ oleaje}}$ y $M_{y \text{ oleaje}}$ la fuerza en x y el momento en y debido al oleaje, respectivamente. Los valores del resto de esfuerzos ($F_{y \text{ oleaje}}$, $F_{z \text{ oleaje}}$, $M_{x \text{ oleaje}}$ y $M_{z \text{ oleaje}}$) son 0 debido a la simetría de las características del oleaje.

7.2.3 Análisis de resultados de las cargas del oleaje

A continuación, se muestran los resultados obtenidos con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed bajo las mismas condiciones expuestas. Se representará la fuerza del oleaje en la dirección x y el momento en la dirección y , al ser los únicos esfuerzos que no son nulos.

En la Figura 53 y en la Figura 54 se muestra la fuerza en x debida al oleaje obtenida con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

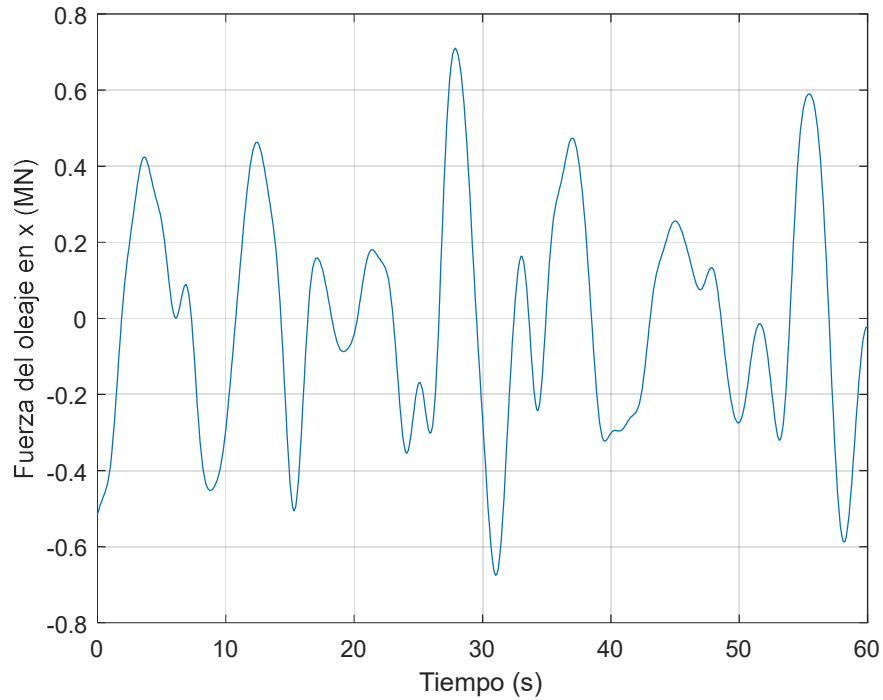


Figura 53. Fuerza del oleaje en x obtenida con el modelo de Matlab

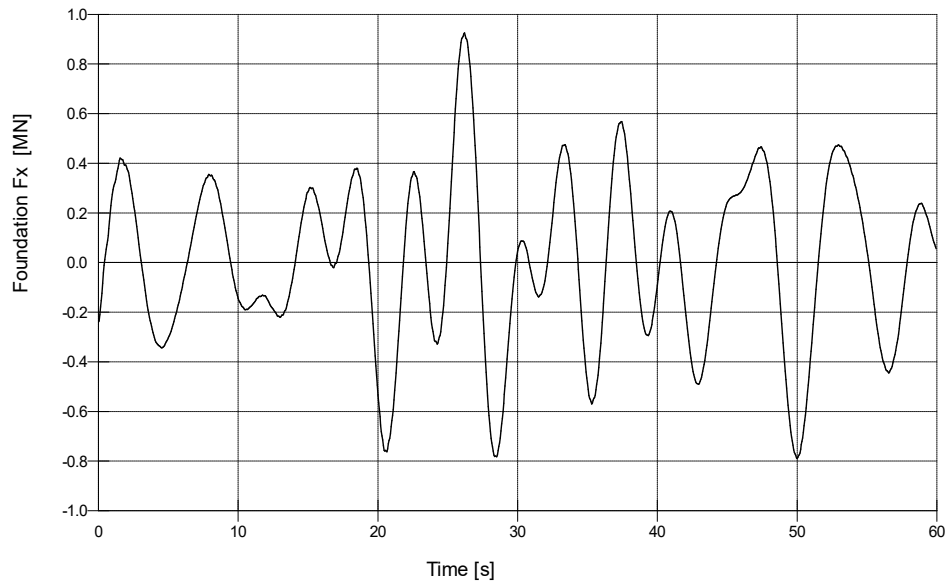


Figura 54. Fuerza del oleaje en x obtenida con el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

En la Figura 55 y en la Figura 56 se muestra el momento en y debido al oleaje obtenido con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

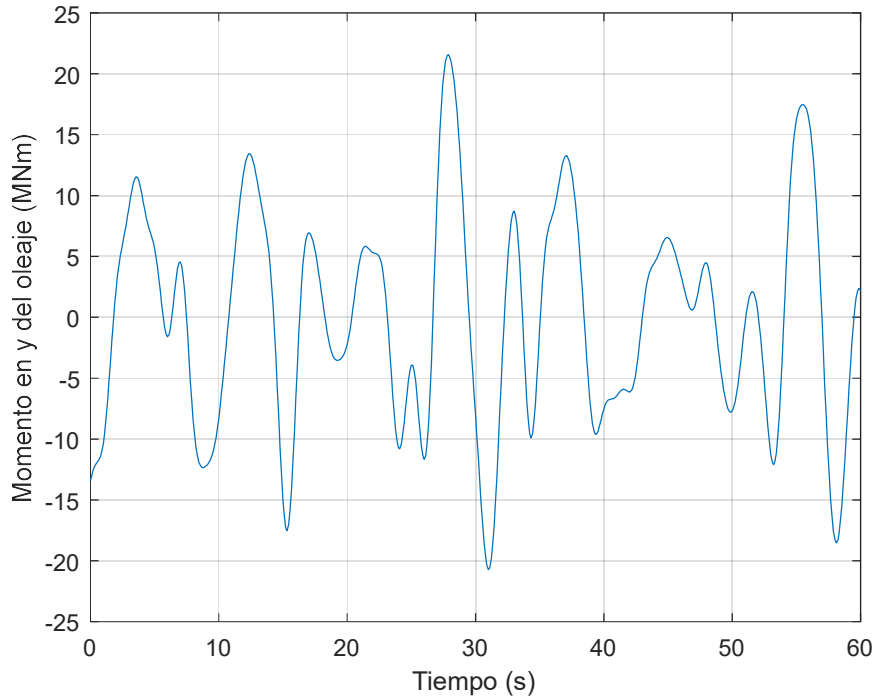


Figura 55. Momento del oleaje en y obtenido con el modelo de Matlab

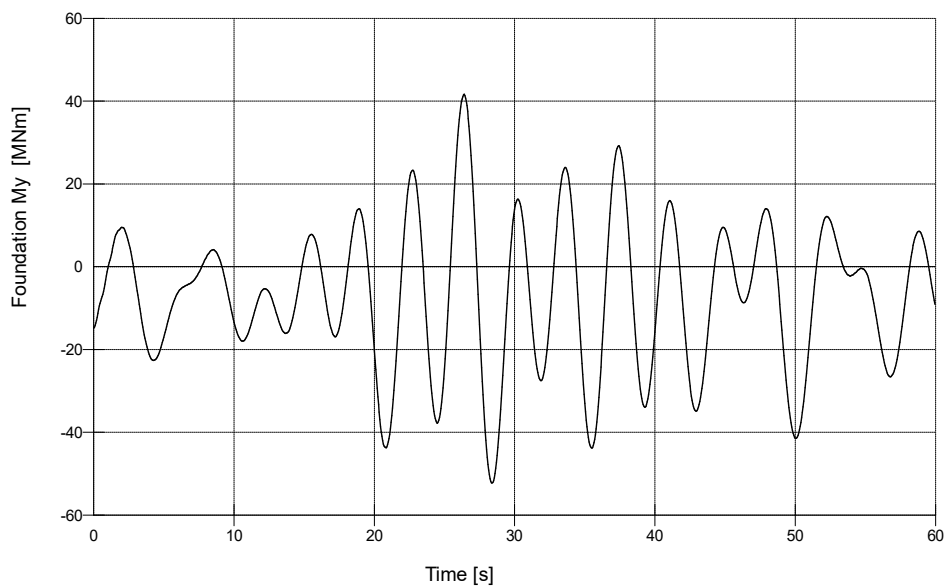


Figura 56. Momento del oleaje en y obtenido con el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Comparando los resultados de ambos modelos, se aprecia que las cargas del oleaje calculadas con el modelo de Bladed son sustancialmente mayores. Por ejemplo, comparando los máximos del momento en y de ambos modelos, existe un error de un 128% aproximadamente. El motivo es que con el modelo simplificado no se han tenido en cuenta las vibraciones de la estructura. En efecto, realizando en Matlab la transformada de Fourier del momento en y se obtiene que existe un cierto contenido en frecuencia dentro del rango de algunas frecuencias de vibración de la torre, tal y como muestra la Figura 18.

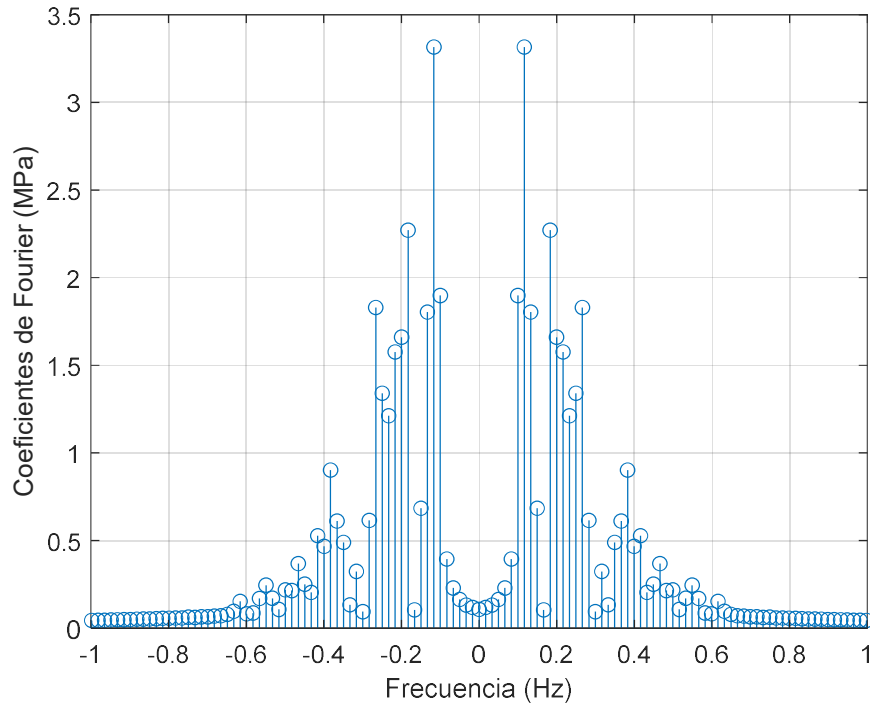


Figura 57. Análisis de Fourier del momento en y debido al oleaje obtenido con el modelo de Matlab

Existen varias posibilidades que den explicación a por qué las vibraciones de la estructura producen incrementos tan significativos en los esfuerzos de la base de la estructura.

La primera es que se dé el caso de que la velocidad y la aceleración de las partículas de agua en contacto con la estructura se encuentren en contrafase con la velocidad y la aceleración de la propia estructura. Esto implica que se magnifiquen los términos $u(z, t)$ y $\dot{u}(z, t)$ de la ecuación de Morison, al tener que incluir ahora la velocidad y la aceleración relativas de la estructura respecto al oleaje.

En la Figura 58 y en la Figura 59 se comparan las velocidades y las aceleraciones de una partícula de agua y de la estructura para una profundidad de 15 metros.

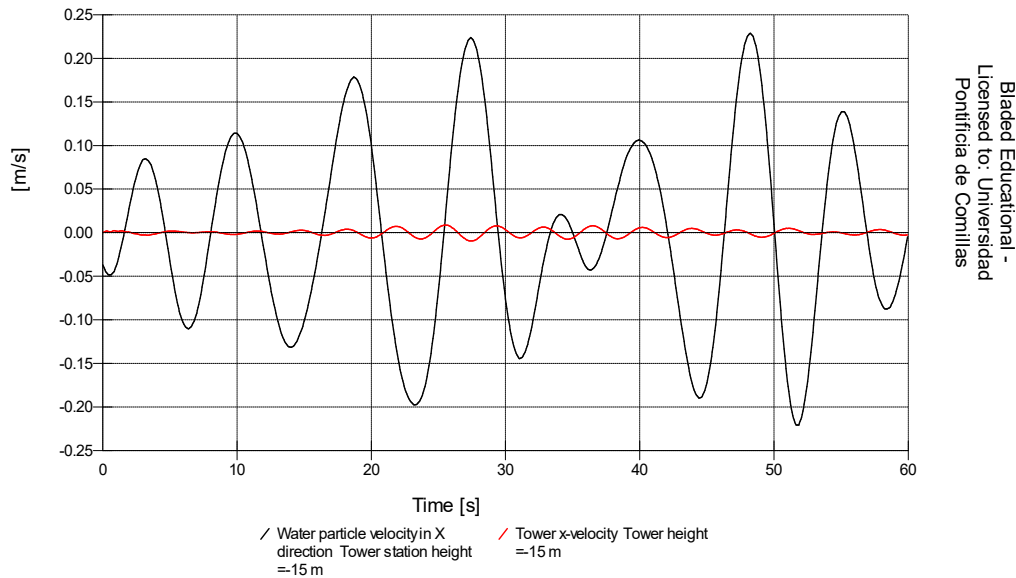


Figura 58. Velocidad de la torre y de una partícula de agua para una profundidad de 15 metros

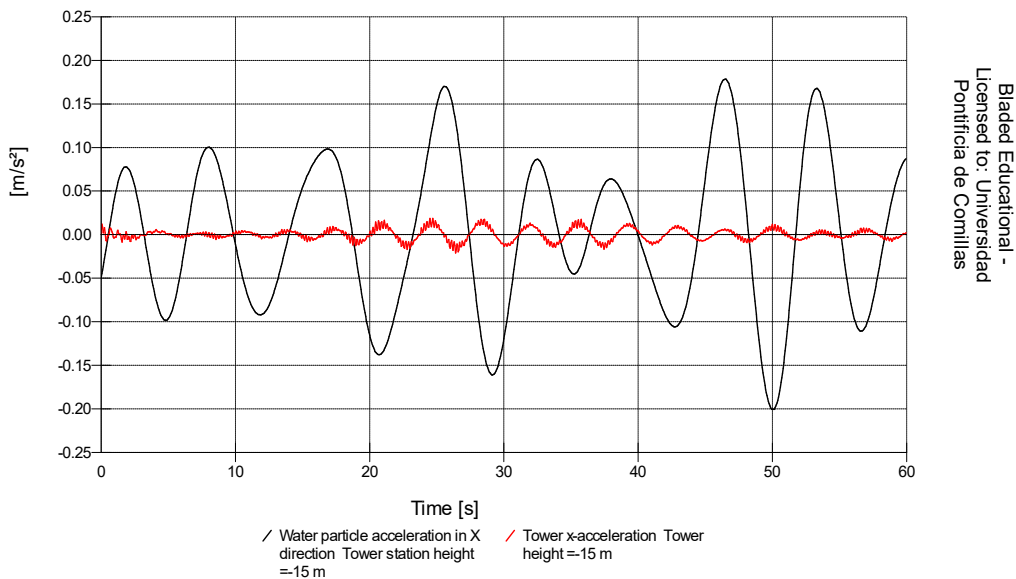


Figura 59. Aceleración de la torre y de una partícula de agua a una profundidad de 15 metros

Se aprecia que, en efecto, existen situaciones en las que la fuerza de Morison se verá magnificada debido a que se dan casos en los que la velocidad y la aceleración de la estructura se encuentran en contrafase con las de una partícula. Por ejemplo, para un tiempo de aproximadamente 28 segundos, la aceleración de la partícula y de la torre es de $0,15 \text{ m/s}^2$ y $-0,02 \text{ m/s}^2$, respectivamente. Esto implica un aumento del término inercial del 13%

aproximadamente. Como se ve, este incremento porcentual está muy alejado del que sufren los esfuerzos en las cimentaciones. En el término de arrastre, el incremento porcentual tenderá a ser mayor al depender cuadráticamente de la velocidad. Sin embargo, el orden de magnitud del término de arrastre es mucho más pequeño que el del término inercial, por lo que su influencia en la fuerza del oleaje será despreciable.

La segunda posibilidad es que la magnitud de la aceleración de la torre sea lo suficientemente grande como para que la fuerza de inercia de la estructura sea significativa. En la Figura 60 se muestra la aceleración de una sección de la torre situada al nivel de la superficie. Analizando la Figura 60 se aprecia que, por ejemplo, para un tiempo de 28 segundos la aceleración de la estructura es de aproximadamente $0,03 \text{ m/s}^2$. Por otra parte, en la Figura 54 se obtiene que para ese tiempo la fuerza en x sobre las cimentaciones es de aproximadamente $-0,7 \text{ MN}$. Esto sugiere que se esté ejerciendo una fuerza negativa sobre la sección de la estructura al nivel de la superficie. En ese caso, la contribución del momento en y sobre las cimentaciones de esa sección de la estructura $\Delta M_{y \text{ oleaje}}$ será:

$$\Delta M_{y \text{ oleaje}} = (\Delta F_{x \text{ oleaje}} - m_{\text{sección}} \ddot{x}_{\text{sección}})h \quad (E. 106)$$

Donde $\Delta F_{x \text{ oleaje}}$ es la fuerza del oleaje sobre la sección, $m_{\text{sección}}$ la masa de la sección y $\ddot{x}_{\text{sección}}$ su aceleración.

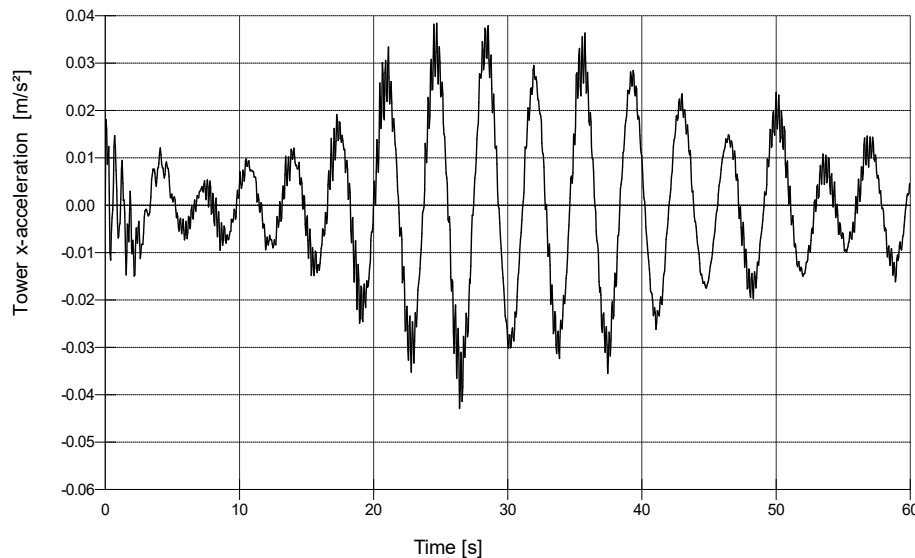


Figura 60. Aceleración de la torre para $z=0$ obtenida con el modelo de Bladed

En el modelo de Matlab, se ha dividido la torre en secciones de $0,5 \text{ m}$ de longitud. Teniendo en cuenta que se trata de una sección cilíndrica de acero de diámetro 6 m y espesor 12 cm , la masa total de la sección será de:

$$m_{\text{sección}} = 7850 \cdot \frac{\pi}{4} (6^2 - 5,8^2) \cdot 0,5 = 8789,36 \text{ kg} \quad (E. 107)$$

En Matlab se ha calculado la fuerza del oleaje a lo largo del tiempo que se ejerce sobre la sección situada al nivel de la superficie. Después, se ha supuesto que tiene una aceleración de $0,03 \text{ m/s}^2$ siempre en sentido contrario al de la fuerza. Por último, se ha evaluado el incremento porcentual que sufriría $M_{y \text{ oleaje}}$ mediante:

$$\Delta M_{y \text{ oleaje}}(\%) = \frac{8789,36 \cdot 0,03}{|\Delta F_{x \text{ oleaje}}|} \cdot 100 \quad (E. 108)$$

Este resultado se ha representado gráficamente en Matlab para cada instante de tiempo en la Figura 61.

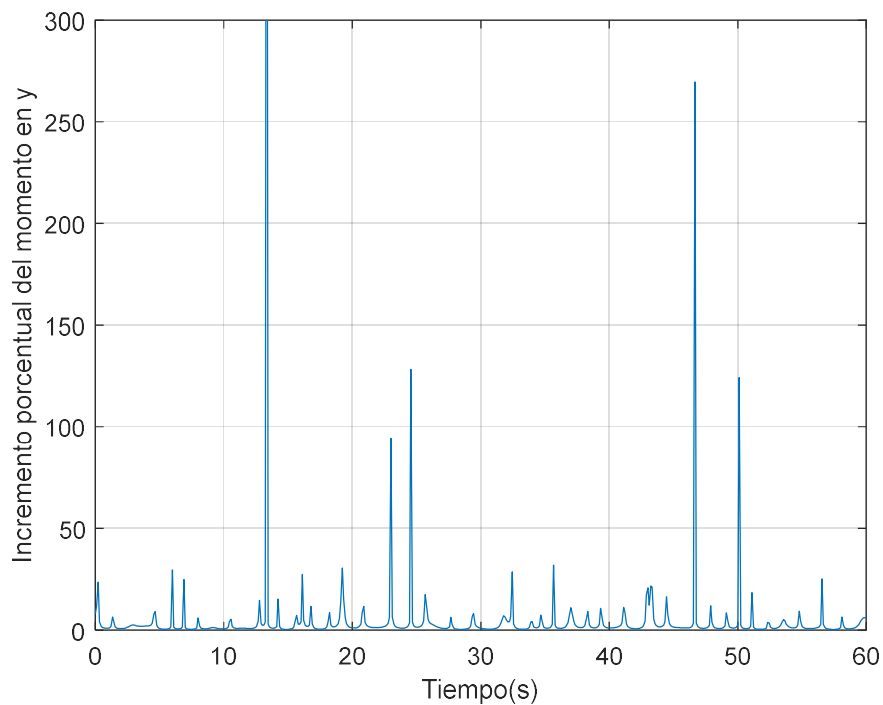


Figura 61. Incremento porcentual del momento en y en las cimentaciones

Se aprecia que pueden llegar a producirse incrementos porcentuales de alrededor del 50%, incluso mayores del 300%. Por tanto, se demuestra que el motivo por el cual el resultado de las cargas en Bladed es mayor, es debido a la existencia de una fuerza inercial sobre la estructura por el hecho de estar acelerándose. Nótese que el hecho de que exista en una determinada sección un aumento de por ejemplo el 50%, no tiene por qué repercutir en un aumento del 50% en el momento total en y de las cimentaciones. Para que eso ocurra, se tiene que producir ese mismo incremento en todas las secciones de la estructura.

Por último, realizando la simulación de Bladed sin tener en cuenta los modos de vibración de la torre se obtienen resultados similares a los obtenidos con Matlab, tal y como se muestra en la Figura 62 y en la Figura 63. Las diferencias en las ondulaciones de los esfuerzos son debidas a la naturaleza estocástica que tiene el cálculo de los mismos.

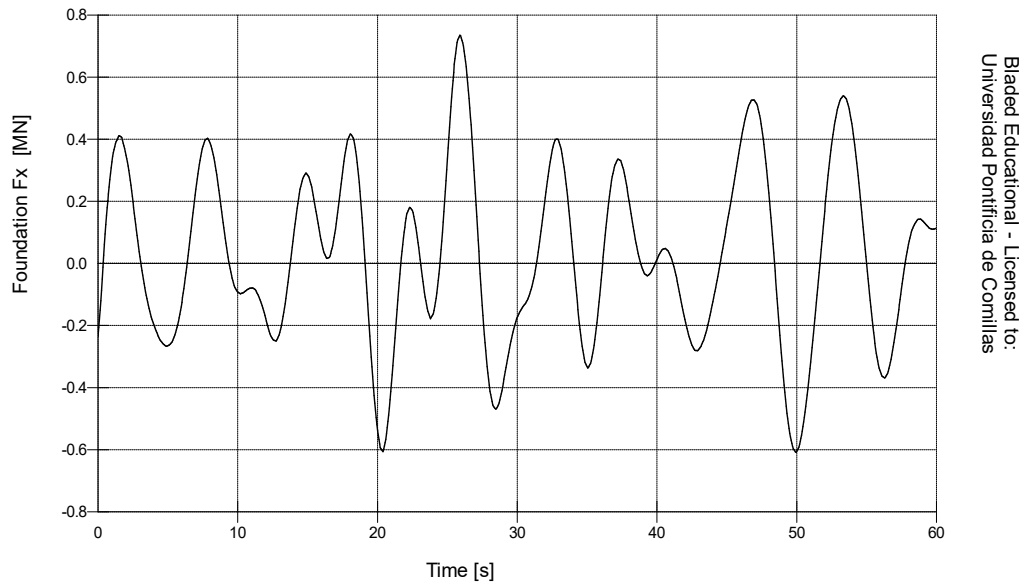


Figura 62. Fuerza del oleaje en x obtenida con el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la torre

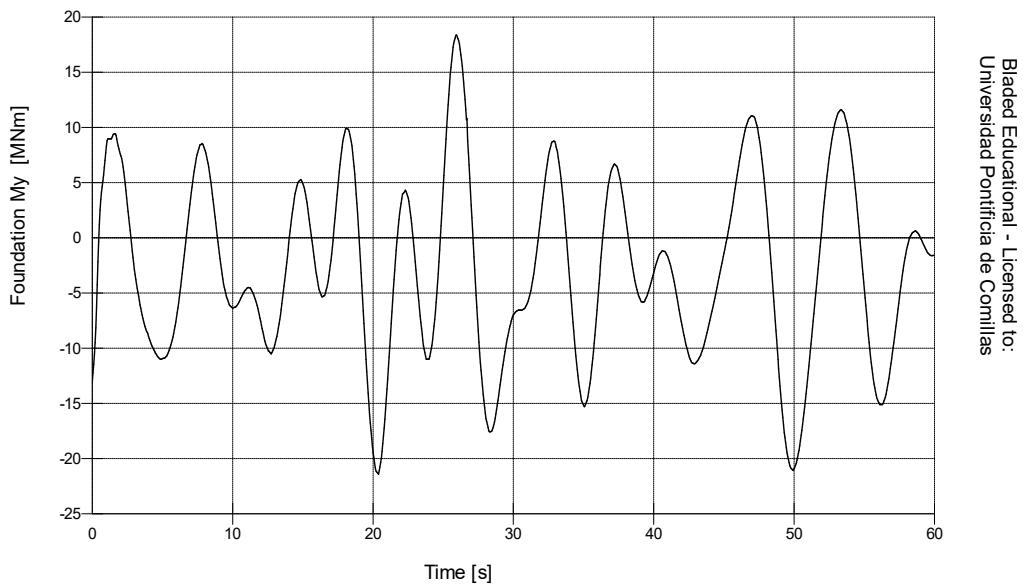


Figura 63. Momento del oleaje en y obtenido con el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la torre

Además, en Matlab, se ha representado el estado del oleaje utilizado para calcular los esfuerzos de la Figura 53 y de la Figura 55 para un instante dado. Para ello, se ha utilizado la ecuación (E. 80). Como se ve, se trata de un estado de oleaje compuesto por olas simples que se propagan todas en la misma dirección.

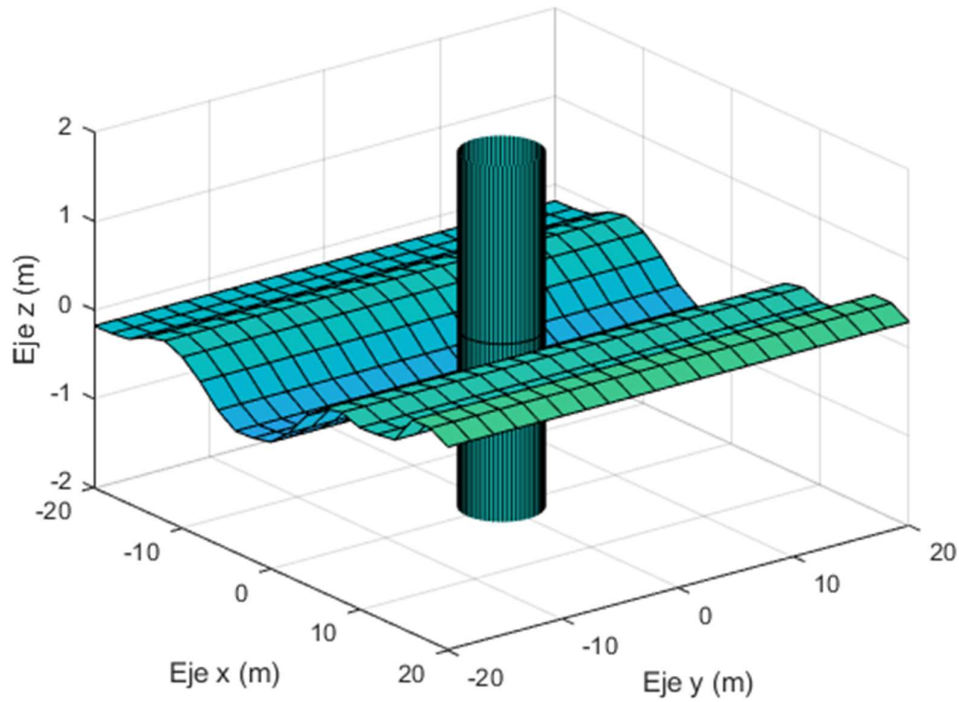


Figura 64. Representación del estado irregular no multidireccional del oleaje

Tal y como se comentó anteriormente, también se han calculado los esfuerzos que origina un oleaje irregular multidireccional en el que la dirección principal de propagación es la dirección x . Para ello, se ha utilizado el espectro de la Figura 52. Para el cálculo de las cargas se sigue el mismo procedimiento que se hizo para el caso irregular no multidireccional. La única diferencia es que para cada z es necesario hacer un barrido de ω y de θ . Después, se proyectan las velocidades y las aceleraciones de cada ola en x y en y . Por último, se aplica la ecuación de Morison teniendo en cuenta que van a surgir fuerzas y momentos sobre la estructura en x y en y . Los esfuerzos obtenidos son menores que los obtenidos con un estado irregular no multidireccional. El motivo es que la dispersión de las olas distribuye la fuerza ejercida en distintas direcciones, al contrario de lo que ocurre con el estado no multidireccional. En la Figura 65 se muestra en Matlab la recreación que tendría un oleaje multidireccional en un instante de tiempo determinado. Se aprecia que ofrece un aspecto más realista de un estado de oleaje real. Para su representación se ha empleado la ecuación (E. 82).

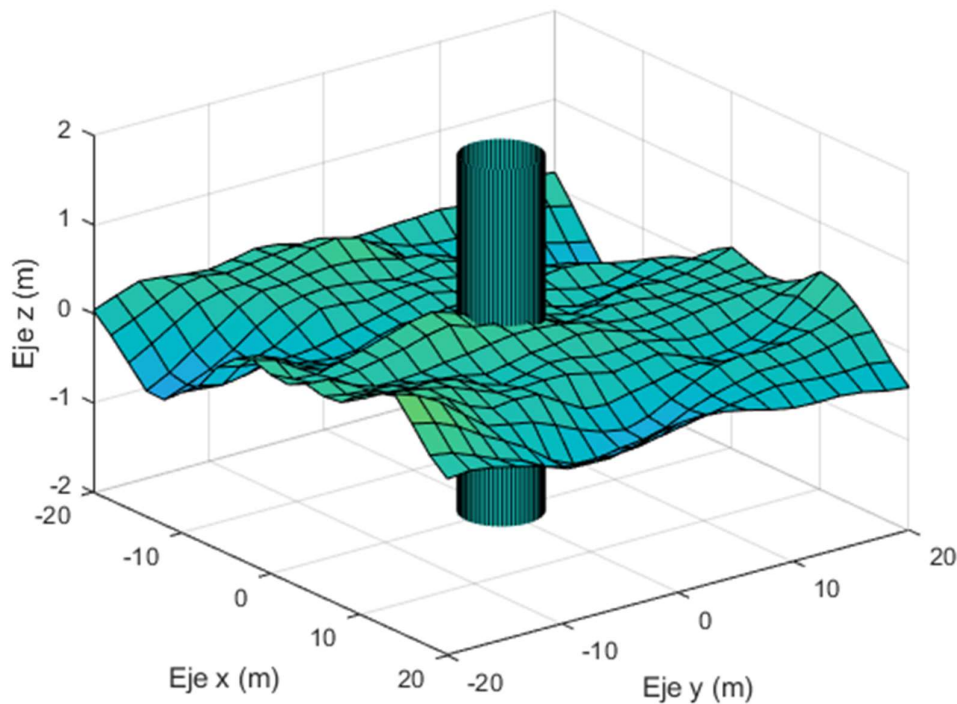


Figura 65. Representación del estado irregular multidireccional del oleaje

8 Análisis teórico de cargas en la cimentación

Una vez calculadas las cargas debidas al viento, a desequilibrios en el rotor y al oleaje, hay que trasladar estas cargas a las cimentaciones del aerogenerador.

Como el objetivo es dimensionar el monopilote, es necesario encontrar la sección en la que se genera la máxima tensión. Esta sección del monopilote podrá encontrarse desde el nivel del suelo para abajo.

Primeramente, se calcularán las cargas que se producen en la sección al nivel del suelo del monopilote. Para ello, habrá que trasladar las fuerzas y los momentos calculados en los apartados anteriores a la base de las cimentaciones. Nótese que en el modelo simplificado no se tienen en cuenta las vibraciones, por lo que no existirán fuerzas inerciales sobre la estructura.

En la Figura 66 se muestra esquemáticamente el lugar de aplicación de las distintas cargas sobre el aerogenerador.

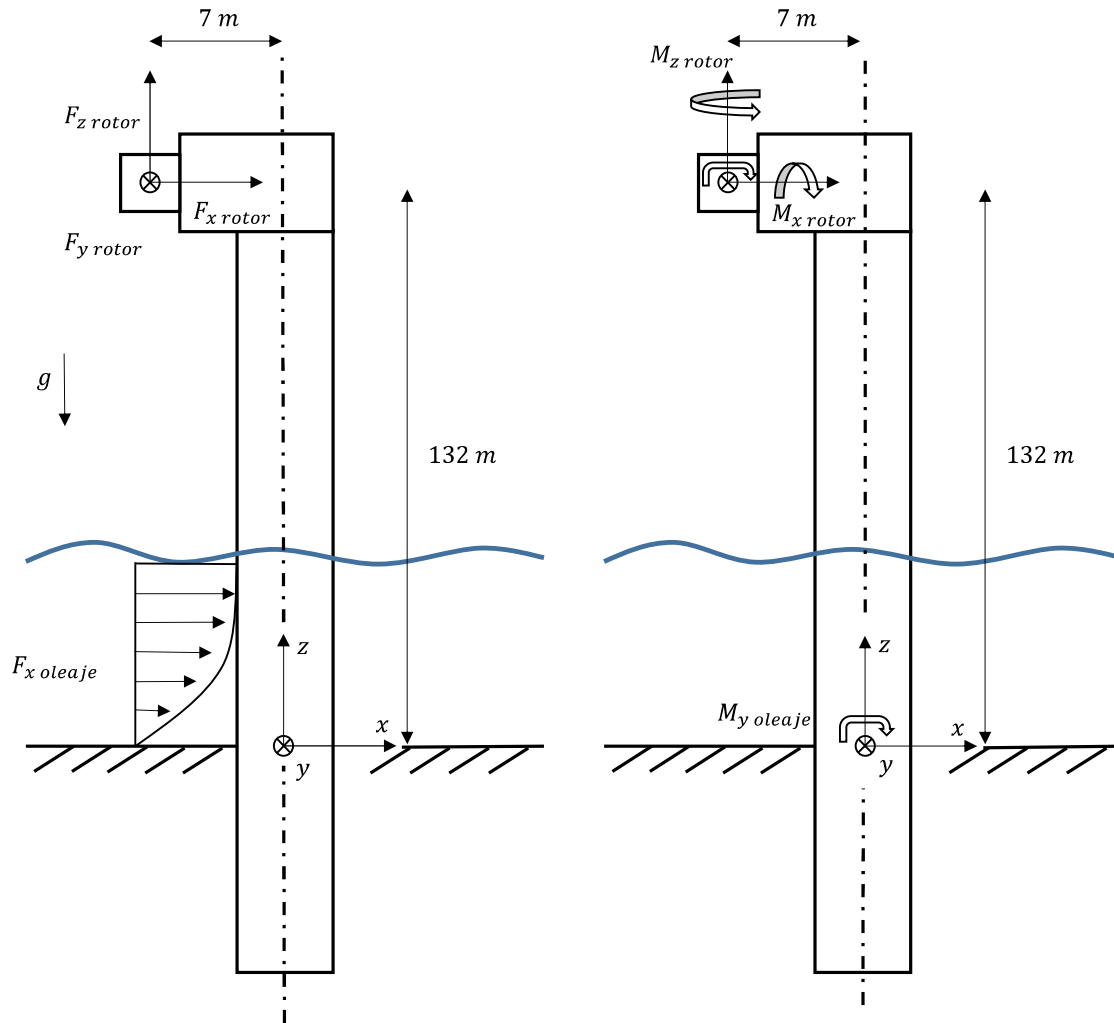


Figura 66. Fuerzas y momentos aplicados sobre el aerogenerador

Por tanto, teniendo en cuenta la Figura 66 se tiene que los esfuerzos en la base de las cimentaciones vienen dados por las siguientes expresiones:

$$F_{x\ base} = F_{x\ rotor} + F_{x\ oleaje} \quad (E. 109)$$

$$F_{y\ base} = F_{y\ rotor} + F_{y\ oleaje} \quad (E. 110)$$

$$F_{z\ base} = F_{z\ rotor} + F_{z\ oleaje} - g \cdot (M_{generador} + M_{g\acute{o}ndola} + M_{palas} + M_{buje} + M_{torre}) \quad (E. 111)$$

$$M_{x\ base} = -132 \cdot F_{y\ rotor} + M_{x\ rotor} + M_{x\ oleaje} \quad (E. 112)$$

$$M_{y\ base} = 132 \cdot F_{x\ rotor} + 7 \cdot F_{z\ rotor} + g \cdot (M_{generador} + M_{g\acute{o}ndola} + M_{palas} + M_{buje}) \cdot cdg_{conjunto} + M_{y\ oleaje} \quad (E. 113)$$

$$M_{z\ base} = -7 \cdot F_{y\ rotor} + M_{z\ rotor} + M_{z\ oleaje} \quad (E. 114)$$

Para los términos de $M_{generador}$, $M_{g\acute{o}ndola}$ y M_{buje} se han utilizado los valores calculados en la sección de *Definición del modelo de aerogenerador de estudio*.

El término M_{torre} hace referencia a la masa total de la torre. El valor utilizado en el modelo teórico es el mismo que en el modelo de Bladed. Se utilizará un valor de aproximadamente $2,22 \cdot 10^6\ kg$. El término de M_{palas} hace referencia a la masa de las tres palas del aerogenerador. Se puede calcular integrando la masa de una pala al conocer cómo varía su densidad a lo largo de la longitud. El valor utilizado es el mismo que el empleado en Bladed, con un valor de $20618\ kg$ por pala. También es necesario calcular el centro de gravedad del conjunto de elementos en la dirección x que soporta la parte superior de la torre respecto a su eje central. Este término se denota como $cdg_{conjunto}$. Para ello, se ha tenido en cuenta la geometría del aerogenerador mostrada en la Figura 9. Finalmente, se obtiene en Matlab un valor de $-2,85\ m$ aproximadamente.

A continuación, se muestran los valores de los esfuerzos en la base de las cimentaciones obtenidos con Matlab aplicando las relaciones anteriores. Al igual que antes, se compararán los resultados obtenidos con el modelo de Bladed. Además, se representarán previamente en figuras individuales la fuerza en x y el momento en y , ya que son las cargas más importantes para el análisis de fatiga en las cimentaciones.

En la Figura 67 y en la Figura 68 se muestra la fuerza en x en la base de las cimentaciones obtenida con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

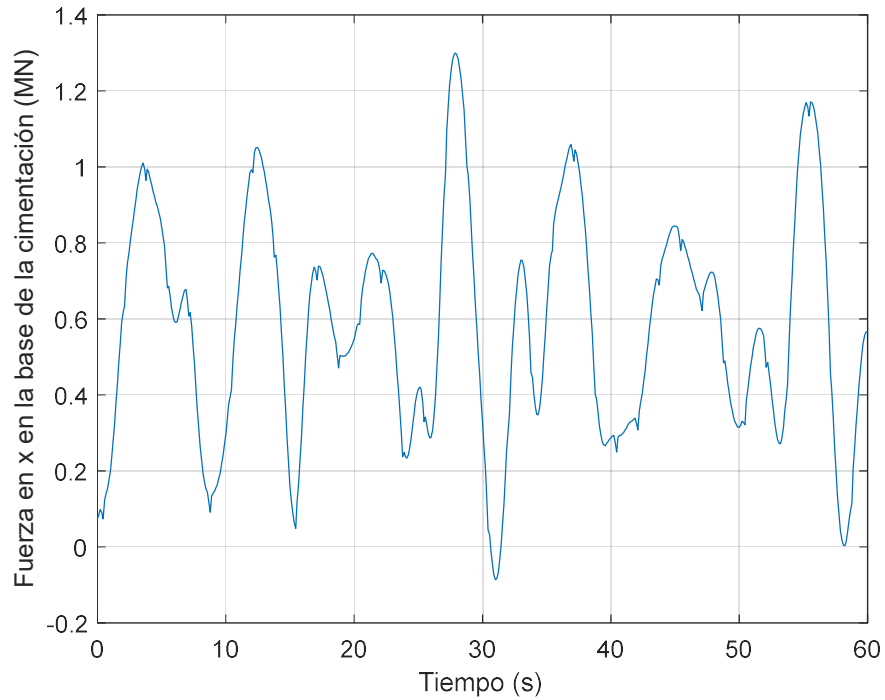


Figura 67. Fuerza en x en la base de la cimentación utilizando el modelo de Matlab

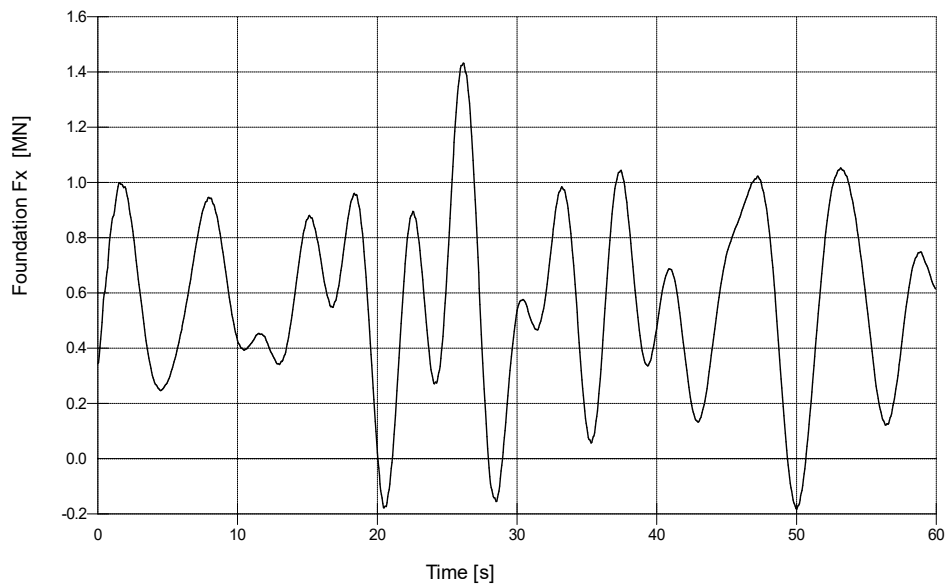


Figura 68. Fuerza en x en la base de la cimentación utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

En la Figura 69 y en la Figura 70 se muestra el momento en y en la base de las cimentaciones obtenida con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

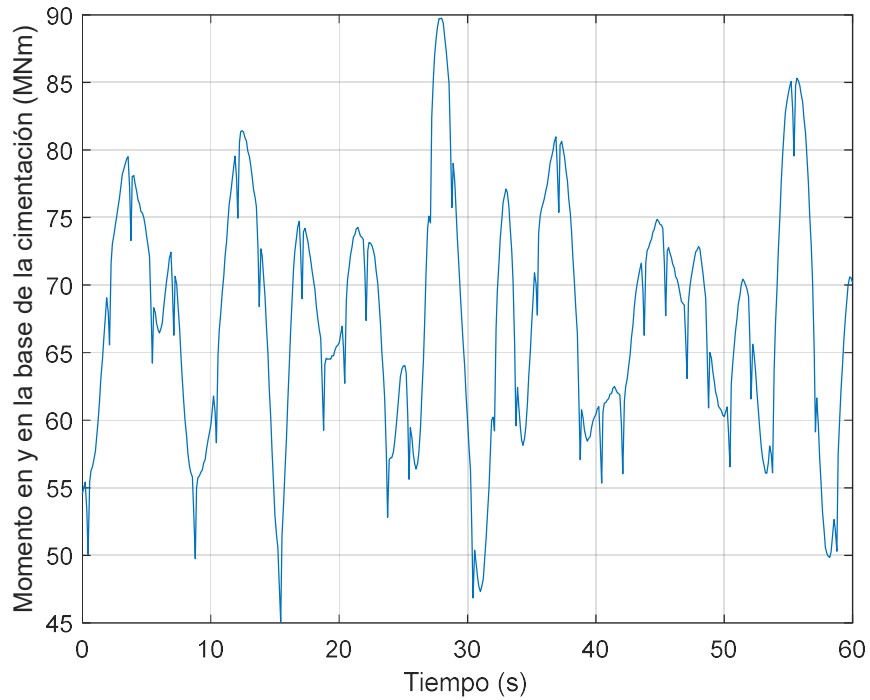


Figura 69. Momento en y en la base de la cimentación utilizando el modelo de Matlab

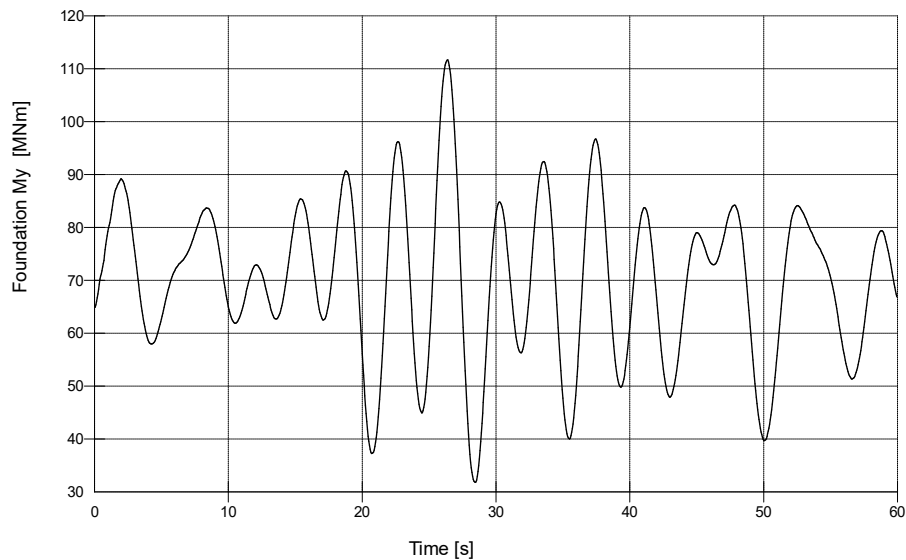


Figura 70. Momento en y en la base de la cimentación utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed to:
Universidad Pontificia de Comillas

En la Figura 71 y en la Figura 72 se muestran las fuerzas en la base de las cimentaciones obtenidas con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

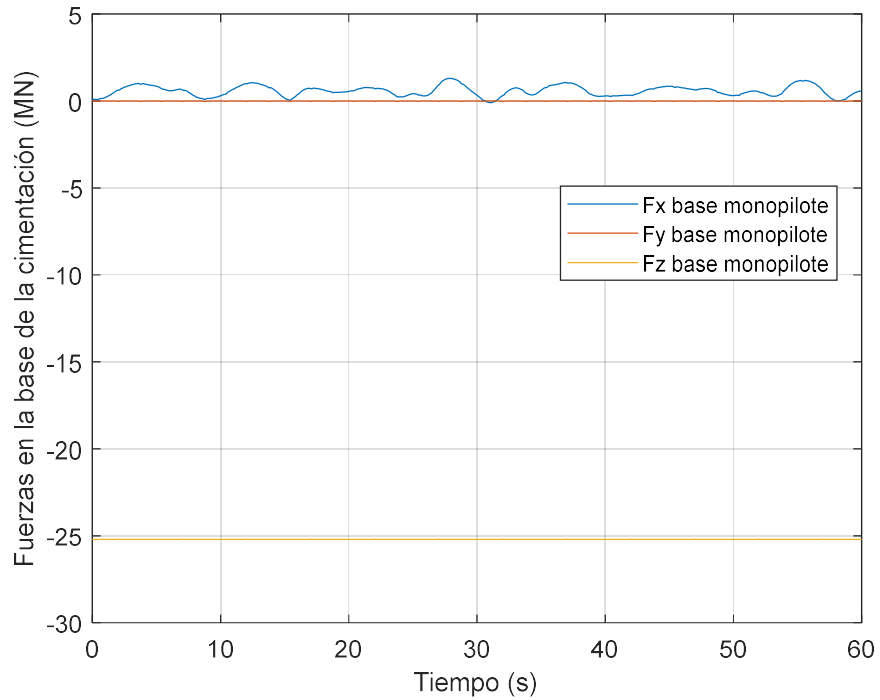


Figura 71. Fuerzas en la base de la cimentación utilizando el modelo de Matlab

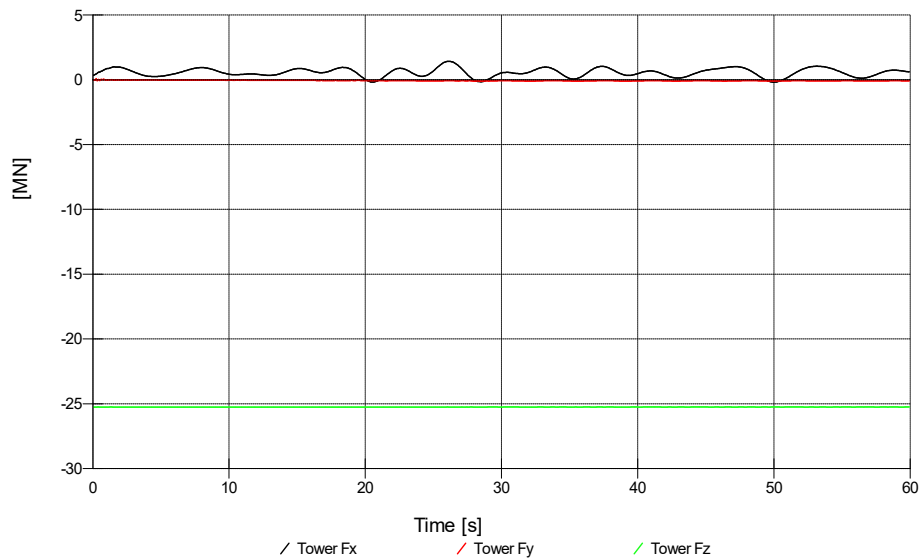


Figura 72. Fuerzas en la base de la cimentación utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed
 to: Universidad Pontificia de
 Comillas

En la Figura 73 y en la Figura 74 se muestran los momentos en la base de las cimentaciones obtenidos con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed, respectivamente:

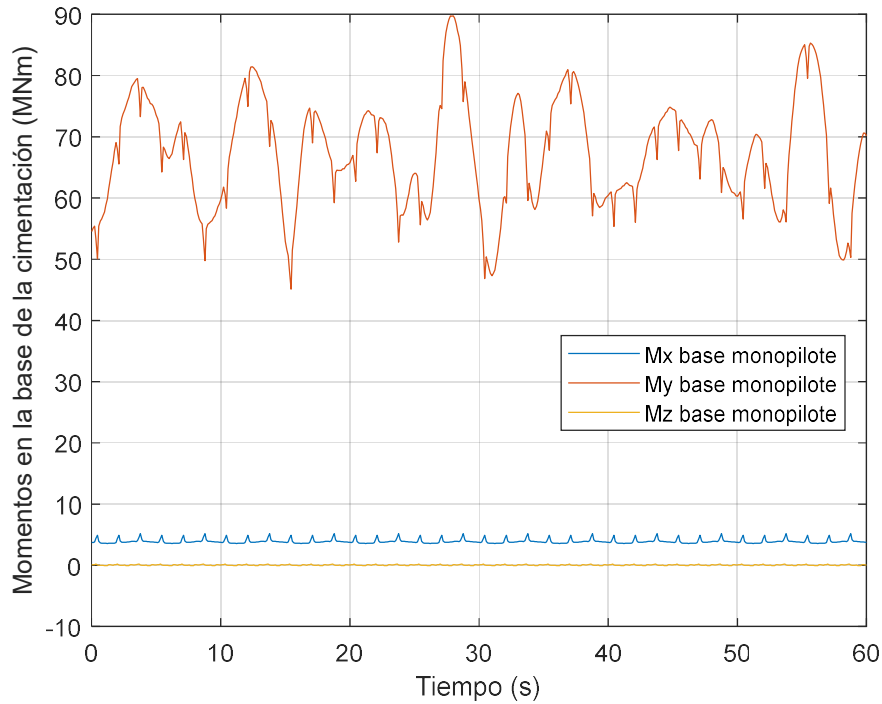


Figura 73. Momentos en la base de la cimentación utilizando el modelo de Matlab

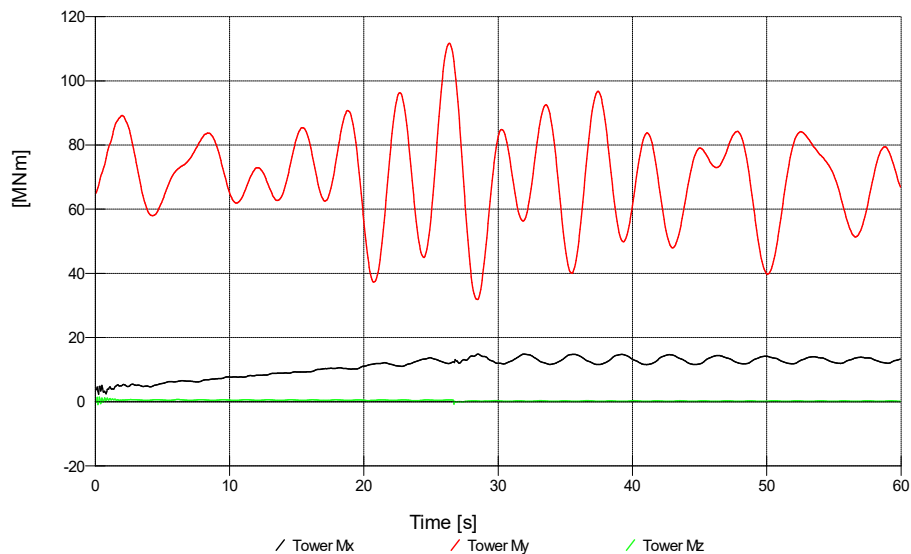


Figura 74. Momentos en la base de la cimentación utilizando el modelo de Bladed

Bladed Educational - Licensed
 to: Universidad Pontificia de
 Comillas

Comparando los resultados se concluye que el modelo simplificado ofrece buenos resultados de las cargas en la base de las cimentaciones. Destaca la presencia de un ruido en la señal del momento en y del modelo simplificado. La razón es que en el cálculo teórico de las cargas aerodinámicas se obtuvo una mayor variabilidad que en el modelo de Bladed. Es interesante destacar que la variabilidad de las cargas en las cimentaciones se debe principalmente al oleaje. Matemáticamente, se puede deducir de la ecuación de Morison que las cargas del oleaje tenderán a generar unos esfuerzos de valor medio 0 con una variabilidad elevada. Por otra parte, las cargas aerodinámicas en el rotor aportan principalmente una tensión media, al presentar una variabilidad significativamente menor que la de las cargas del oleaje. Por tanto, el principal efecto de las cargas aerodinámicas es el de aportar un valor medio a las cargas del oleaje dando lugar a las cargas en la base de las cimentaciones.

Observando la Figura 71 y la Figura 73, se concluye que los esfuerzos más importantes son el momento en y y la fuerza en z , ya que ambos esfuerzos son significativamente mayores que el resto. De estos dos esfuerzos, será el momento en y el que tenga una mayor repercusión en la variabilidad de la tensión en el punto crítico del monopilote. La fuerza en z aportará principalmente una tensión media considerable dado que el área de la sección del monopilote no es muy elevada. Sin embargo, la fuerza en z no tendrá un impacto tan importante en la fatiga de la cimentación como el momento en y . Además, su no consideración es una simplificación de carácter conservativo, ya que el deterioro de la estructura se incrementa a medida que se aplica una tensión con valores medios mayores.

El resto de esfuerzos se consideran despreciables dado que las tensiones que generan son significativamente menores. Esta conclusión es de gran importancia, ya que permitirá analizar la propagación de los esfuerzos a través del monopilote y calcular la tensión de su punto crítico.

Para localizar la posición de la sección crítica del monopilote, es necesario estudiar la evolución de los esfuerzos en la parte del monopilote enterrada en el suelo.

El suelo puede modelarse como un medio que ejerce una resistencia que depende de su deformación. Generalmente, para una determinada profundidad se suelen definir unas curvas que relacionan el desplazamiento del suelo con la resistencia que ofrece. Estas curvas se denominan curvas p - y . Las curvas p - y no tienen que tener un comportamiento lineal ni ser iguales con la profundidad.

Para calcular los esfuerzos en la parte enterrada del monopilote, se ha desarrollado el método numérico propuesto en [27].

Primeramente, es necesario encontrar la ecuación que gobierna el comportamiento de la parte enterrada del monopilote. Para ello se tendrán en cuenta algunas consideraciones importantes:

- Las propiedades geométricas del monopilote se consideran constantes a lo largo de su longitud.
- Se asume que las fuerzas y momentos que se ejercen sobre el monopilote se encuentran en su plano longitudinal de simetría.
- Se considera que el material del monopilote es homogéneo, aunque esté formado por distintas secciones soldadas entre sí.

- El límite elástico del acero del monopilote no es superado en ningún momento y su módulo de Young es el mismo a tracción y a compresión.
- A raíz de la Figura 71 y de la Figura 73, se considerará que el monopilote está únicamente sometido al cortante en x , a la fuerza en z y al momento en y , debido a su mayor magnitud frente al resto de esfuerzos. Por tanto, se desprecian las deflexiones transversales y efectos derivados de la torsión del monopilote.
- Las deflexiones debidas al cortante se consideran pequeñas.
- Aunque el monopilote esté sometido a fuerzas variables, se asume que la velocidad de estabilización de las propiedades del monopilote y del suelo es lo suficientemente pequeña en comparación con la variabilidad de las cargas. Como consecuencia, se asume que el monopilote evoluciona de manera cuasi estática de un estado de cargas a otro, por lo que se puede estudiar desde un punto de vista estático.
- Se asumirá que el axil es constante en el monopilote. Esta consideración no suele ser cierta, aunque dado que el momento máximo aparece a una baja profundidad, la variación del axil hasta ese momento puede despreciarse, por lo que puede considerarse constante.
- Por simplicidad y por falta de información sobre las propiedades del suelo del emplazamiento, se supondrá que la curva p - y del suelo es lineal e igual para cualquier profundidad.

Bajo estas condiciones, según [27], la ecuación que describe el comportamiento del monopilote es:

$$E_m I_m \frac{d^4 x_m}{dz^4} + N_m \frac{d^2 x_m}{dz^2} - p_m = 0 \quad (E. 115)$$

Siendo x_m y N_m el desplazamiento horizontal y el axil en el monopilote, respectivamente. Los términos E_m y I_m indican el módulo de Young y el momento de área del monopilote, respectivamente. El término p_m se refiere a la fuerza horizontal por unidad de longitud que ejerce el suelo sobre el monopilote. Dado que se ha asumido un módulo de Young del suelo constante E_s , el valor de p_m viene determinado por:

$$p_m = -E_s x_m \quad (E. 116)$$

Se considera que se tiene un suelo de tipo blando, por lo que se establece un valor típico de E_s de 20MPa [28]. Por otra parte, las expresiones del momento M_m y del cortante V_m a lo largo del monopilote vienen dadas por las siguientes ecuaciones:

$$M_m = E_m I_m \frac{d^2 x_m}{dz^2} \quad (E. 117)$$

$$V_m = E_m I_m \frac{d^3 x_m}{dz^3} + N_m \frac{dx_m}{dz} \quad (E. 118)$$

Para resolver la ecuación (E. 115) numéricamente, se dividirá el monopilote en N secciones. Además, se añadirán dos secciones imaginarias por arriba y por abajo para poder imponer las

condiciones de contorno en los extremos. En la Figura 75 se muestra esquemáticamente esta idea. Además, se incluye el criterio de signos positivo de los esfuerzos.

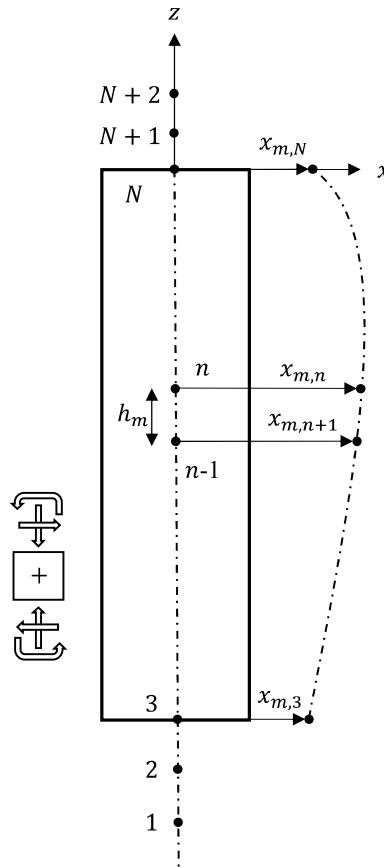


Figura 75. Representación del monopilote y del criterio de signos de los esfuerzos

Expresando las derivadas de x_m respecto de z como diferencias finitas se tiene que:

$$\frac{dx_m}{dz} = \frac{x_{m,n-1} + x_{m,n+1}}{2h_m} \quad (E. 119)$$

$$\frac{d^2x_m}{dz^2} = \frac{x_{m,n+1} - 2x_{m,n} + x_{m,n-1}}{h_m^2} \quad (E. 120)$$

$$\frac{d^3x_m}{dz^3} = \frac{-x_{m,n-2} + 2x_{m,n-1} - 2x_{m,n+1} + x_{m,n+2}}{2h_m^3} \quad (E. 121)$$

$$\frac{d^4x_m}{dz^4} = \frac{x_{m,n-2} - 4x_{m,n-1} + 6x_{m,n} - 4x_{m,n+1} + x_{m,n+2}}{h_m^4} \quad (E. 122)$$

Donde h_m es la separación entre dos particiones de la variable x_m . Sustituyendo la ecuación (E. 115) por las expresiones de las derivadas finitas se obtiene la ecuación (E. 123), la cual es válida desde $n = 3$ hasta $n = N - 2$.

$$\begin{aligned}
 & x_{m,n-2}E_mI_m + x_{m,n-1}(-4E_mI_m + N_mh_m^2) \\
 & + x_{m,n}(6E_mI_m - 2N_mh_m^2 + E_s h_m^4) \quad (E. 123) \\
 & + x_{m,n+1}(-4E_mI_m + N_mh_m^2) + x_{m,n+2}E_mI_m = 0
 \end{aligned}$$

Para llegar a una solución particular del problema, deben imponerse las condiciones de contorno a las que está sometido el monopilote. El monopilote se considera una extensión de la torre, por lo que se trata de un cilindro de acero de diámetro externo 6 m y espesor 12 cm. Su longitud enterrada se ha especificado en 30 m. Este dato se toma como una especificación fija de diseño, ya que su obtención es un problema complejo que se escapa de los objetivos de este proyecto al no estar vinculado a un análisis de fatiga.

Al tratarse de un monopilote de una longitud mucho mayor que su diámetro, se considera que el cortante y el momento que ejerce el suelo es nulo en la sección de mayor profundidad. Sustituyendo las expresiones de las derivadas finitas en las ecuaciones (E. 117) y (E. 118) e igualando a 0, se obtiene que para $n = 3$ se cumple que:

$$M_m|_{n=3} = x_{m,1} - 2x_{m,2} + x_{m,3} = 0 \quad (E. 124)$$

$$\begin{aligned}
 V_m|_{n=3} &= \frac{E_mI_m}{2h^3}(x_{m,1} - 2x_{m,2} + 2x_{m,4} - x_{m,5}) \\
 &- \frac{N_m}{2h}(x_{m,2} - x_{m,4}) = 0 \quad (E. 125)
 \end{aligned}$$

Por otro lado, es necesario incorporar las condiciones de contorno en la parte superior del monopilote. Para ello, se impone que para $n = N - 2$ el momento, el cortante y el axil deben ser calculados en la base de la torre. Por tanto, se tiene que:

$$M_m|_{n=N-2} = x_{m,N-2} - 2x_{m,N-1} + x_{m,N} = -M_{y \text{ base}} \quad (E. 126)$$

$$\begin{aligned}
 V_m|_{n=N-2} &= \frac{E_mI_m}{2h^3}(x_{m,N-4} - 2x_{m,N-3} + 2x_{m,N-1} - x_{m,N}) \\
 &- \frac{N_m}{2h}(x_{m,N-3} - x_{m,N-1}) = F_{x \text{ base}} \quad (E. 127)
 \end{aligned}$$

$$N_m = -F_{z \text{ base}} \quad (E. 128)$$

El signo menos de $M_{y \text{ base}}$ y de $F_{z \text{ base}}$ se debe al criterio de signos utilizado. Finalmente, se obtiene un sistema con $N + 1$ incógnitas y $N + 1$ ecuaciones. En efecto, se tienen los N desplazamientos $x_{m,n}$ de cada sección y el axil N_m que constituyen el número total de incógnitas. Por otro lado, la expresión dada por la ecuación (E. 123) aporta $N - 4$ ecuaciones, mientras que las condiciones de contorno aportan 5 adicionales. La naturaleza lineal de las ecuaciones permite agruparlas en formato matricial, lo que facilita la resolución del sistema mediante la inversión del mismo. Una vez calculados todos los desplazamientos, es posible calcular la variación del momento con la profundidad utilizando la ecuación (E. 117). Para programar el método numérico en Matlab, se ha utilizado un valor de N igual a 90.

En la Figura 76 y en la Figura 77 se muestra la evolución del momento en y y del desplazamiento del monopilote para distintos instantes de tiempo, respectivamente.

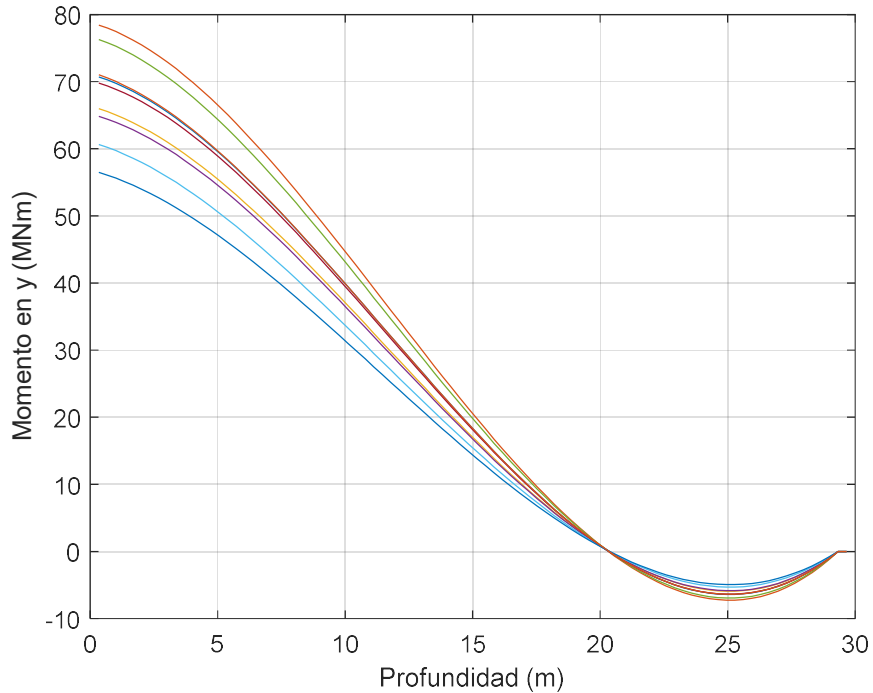


Figura 76. Evolución del momento en y en el monopilote a lo largo de la profundidad

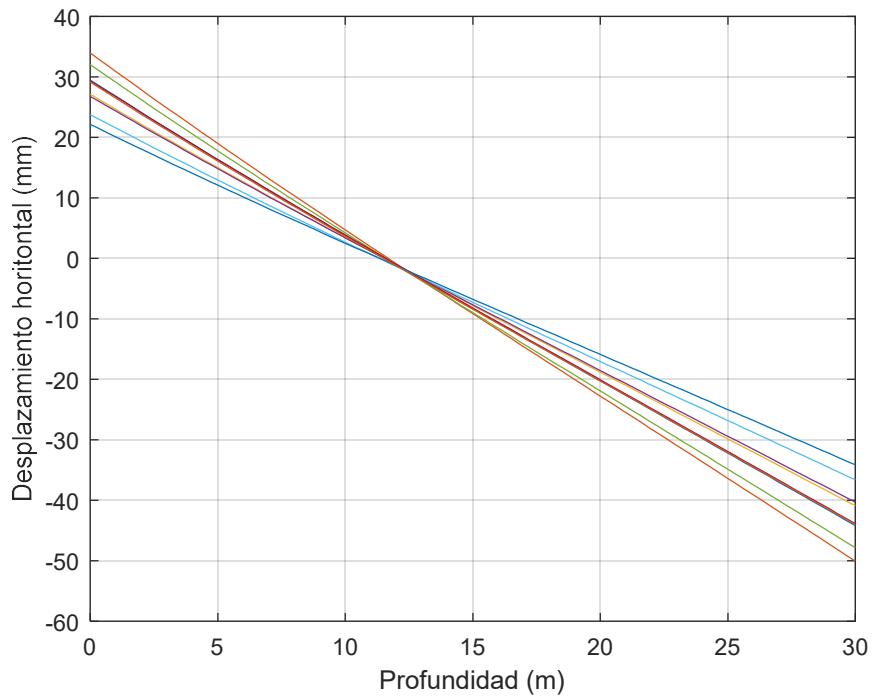


Figura 77. Evolución del desplazamiento del monopilote a lo largo de la profundidad

De los resultados obtenidos se observa que el momento máximo se da en la sección del monopilote a una profundidad de 0 metros. Esto es debido a que $M_{y\ base}$ tiene un efecto mucho mayor que $F_{x\ base}$, por lo que el momento en la base se reducirá gradualmente hasta hacerse nulo. El efecto del cortante tiende a desplazar la posición del momento máximo hacia una profundidad mayor. Por ejemplo, aumentando el cortante 20 veces su valor y manteniendo constantes el resto de condiciones, se tiene la evolución del momento en el monopilote de la Figura 78.

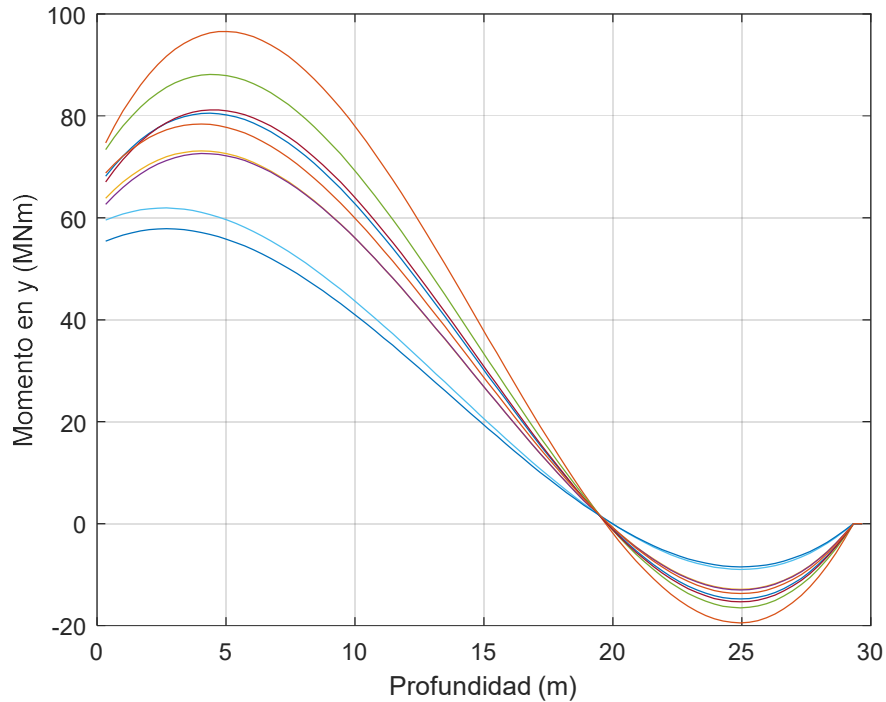


Figura 78. Evolución del momento en y en el monopilote a lo largo de la profundidad con un valor del cortante 20 veces mayor

Como se ve, el momento máximo se da a una profundidad de aproximadamente 5 metros y en algunos casos, es significativamente mayor al aplicado en la base. Por este motivo, este análisis de mecánica de suelos es necesario realizarlo dado que un aerogenerador está sometido a un cortante muy elevado.

La conclusión del análisis es que la sección en la que tiene lugar el esfuerzo máximo se localiza en la base de la estructura.

9 Análisis de fatiga en la cimentación

9.1 Introducción a la fatiga

La experiencia demuestra que si se flexiona un alambre repetidas veces, finalmente acabará rompiéndose. Este fenómeno ocurre aunque las cargas aplicadas se encuentren por debajo de la carga máxima que admite el alambre, ya que este no se rompe al flexionarlo una única vez.

Este tipo de rotura se denomina rotura por fatiga y puede ocurrir al someter un material a una tensión variable durante un determinado tiempo. Esta rotura puede llegar a producirse aunque los valores máximos de tensión alcanzados sean menores que el límite de rotura del material. La causa de la rotura por fatiga es la creación de grietas microscópicas que se van propagando hasta producir un estado de rotura. Generalmente, la aparición de grietas se origina donde las tensiones son mayores, como en la superficie de la pieza o en zonas donde existe una concentración de tensiones.

La probabilidad de iniciación de una grieta y su velocidad de propagación dependen de diversos factores entre los que destacan el material, el diseño, el tratamiento superficial, la influencia del medio o la temperatura.

Este tipo de rotura es peligrosa, ya que puede ocurrir de manera repentina pudiendo ocasionar fallos catastróficos.

La fatiga es un fenómeno que resulta complicado de predecir, ya que depende de muchos factores difíciles de cuantificar. Existe un gran interés por predecir de manera precisa este fenómeno, ya que supone una mayor seguridad en la fiabilidad de piezas y permite una mayor optimización en el diseño de las mismas.

Para predecir la fatiga en materiales se realizan numerosos ensayos, en los que se estudia su comportamiento al someterlos a cargas variables.

Estos ensayos engloban, por ejemplo, la determinación del tiempo de iniciación de grietas, su velocidad de propagación o el número de ciclos de tensión a aplicar hasta fracturar el material.

Los resultados de estos ensayos son utilizados para construir modelos de predicción de fatiga. Estos modelos se pueden clasificar en modelos deterministas y probabilísticos.

Los modelos deterministas son aquellos que no tienen en cuenta la variabilidad probabilística de los ensayos. Entre estos modelos destaca el método de acumulación lineal de daño o algunos modelos de predicción de propagación de grietas.

Los modelos probabilísticos son aquellos que incorporan la variabilidad de los ensayos. En general, son métodos más complicados que los deterministas. Un ejemplo es la utilización de cadenas de Markov para la predicción de fatiga.

Dado que las cimentaciones están sometidas a cargas variables, es necesario realizar un análisis de fatiga para asegurar que no se romperán durante la vida útil del aerogenerador.

Para ello, se analizarán los resultados de las cargas obtenidas por tres modelos de predicción de fatiga distintos. En cuanto a modelos deterministas, se utilizará un modelo de acumulación lineal de daño y un modelo de predicción de propagación de grietas. Por último, se aplicará un modelo probabilístico utilizando cadenas de Markov.

El modelo de acumulación lineal de daño es un modelo simple, fácil de aplicar y que ofrece resultados conservadores. Este método es ampliamente utilizado en el diseño por fatiga de componentes y es el que propone la normativa GL para el diseño de la cimentación. En cambio, los otros dos modelos que se van a estudiar son modelos avanzados que permiten conocer de manera más precisa el estado de la cimentación en cada momento.

Antes de aplicar cualquier modelo, es necesario especificar el punto de máxima tensión de la cimentación. En el apartado anterior se dedujo que la sección crítica del monopilote se encontraba a nivel del suelo. Dentro de esta sección, habrá puntos que se encuentren sometidos a una tensión variable con una tensión media a tracción, mientras que otros estarán sometidos a una tensión media de compresión. La experiencia demuestra que una tensión media a tracción favorece la iniciación y propagación de grietas. Por tanto, teniendo en cuenta que el diámetro del monopilote es 6 m, su punto crítico tendrá unas coordenadas (x, y, z) de $(-3,0,0)$ m según se muestra en la Figura 79.

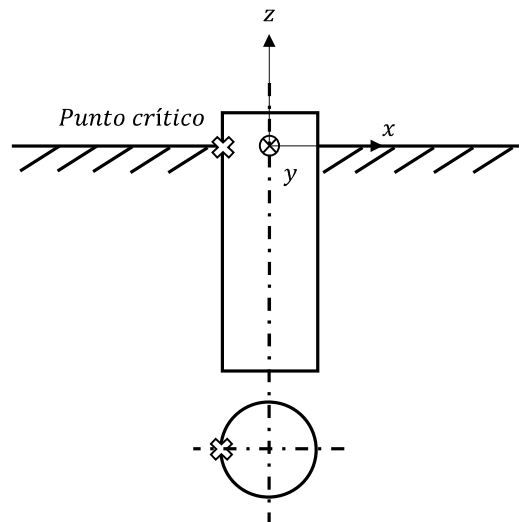


Figura 79. Punto crítico del monopilote

Los monopilotes se construyen a partir de planchas de acero que se curvan y se sueldan para formar secciones tubulares. Después, estas secciones tubulares se sueldan entre sí formando un monopilote de la longitud requerida. Por tanto, en el monopilote se tienen soldaduras circunferenciales y soldaduras longitudinales en la dirección z.

El monopilote se instalará de tal manera que las soldaduras longitudinales sean tangentes a la dirección media del viento del emplazamiento. Esto quiere decir que, la mayor parte del tiempo, estas soldaduras no sufrirán esfuerzos importantes al encontrarse cerca de la línea neutra de la sección. Por otra parte, se asume que la soldadura circunferencial pasa por el punto de mayor tensión del monopilote (como caso más desfavorable).

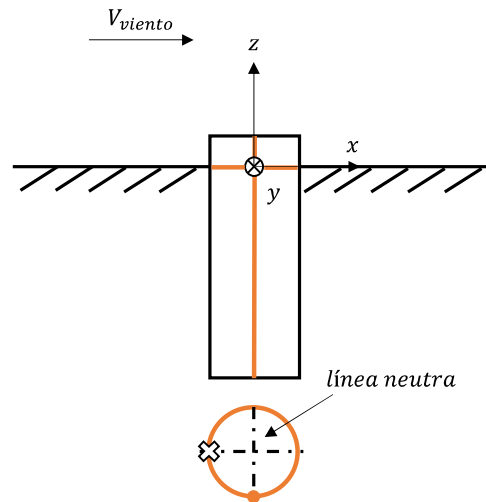


Figura 80. Esquema de las soldaduras en el monopilote.

9.2 Modelo determinista de acumulación lineal de daño

Para calcular las tensiones originadas en el punto crítico del monopilote, se tendrá en cuenta el axil $F_{z\ base}$ y el momento $M_{y\ base}$, ya que el resto de esfuerzos son despreciables, tal y como se ha demostrado en el apartado *Análisis teórico de cargas en la cimentación*.

Además, de esta manera se reduce el estado tensional multiaxial del punto crítico del monopilote a un estado uniaxial.

Utilizando la ley de Navier, la tensión en el punto crítico del monopilote $\sigma_{critico}$ viene dada por:

$$\sigma_{critico} = -\frac{M_{y\ base}}{I_m} x_{critico} + \frac{F_{z\ base}}{A_m} \quad (E. 129)$$

Donde $x_{critico}$ es la coordenada en x del punto crítico, I_m es el momento de área de la sección del monopilote y A_m es el área de la sección del monopilote.

Para el análisis de fatiga del monopilote por este método, se evaluará el espectro de tensión obtenido con el modelo de Matlab (sin tener en cuenta las vibraciones de la estructura) y con el modelo de Bladed (sin tener en cuenta y teniendo en cuenta las vibraciones de la estructura).

Trasladando a Matlab los resultados de los esfuerzos obtenidos en Bladed y aplicando la ecuación (E. 129), se obtienen los siguientes espectros de tensión en el punto crítico del monopilote:

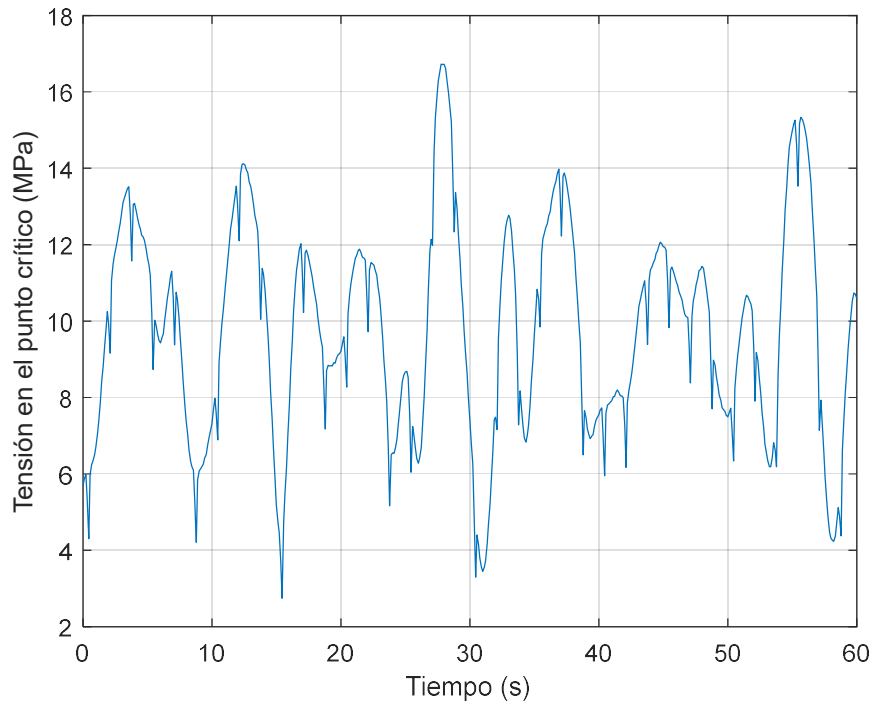


Figura 81. Tensión en el punto crítico obtenido con el modelo de Matlab

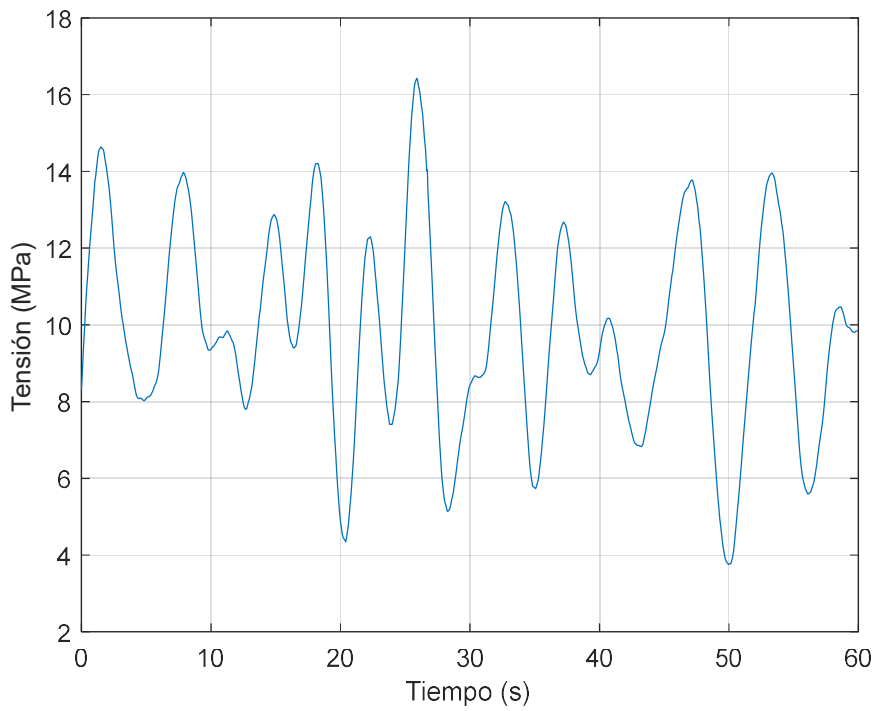


Figura 82. Tensión en el punto crítico obtenido con el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la estructura

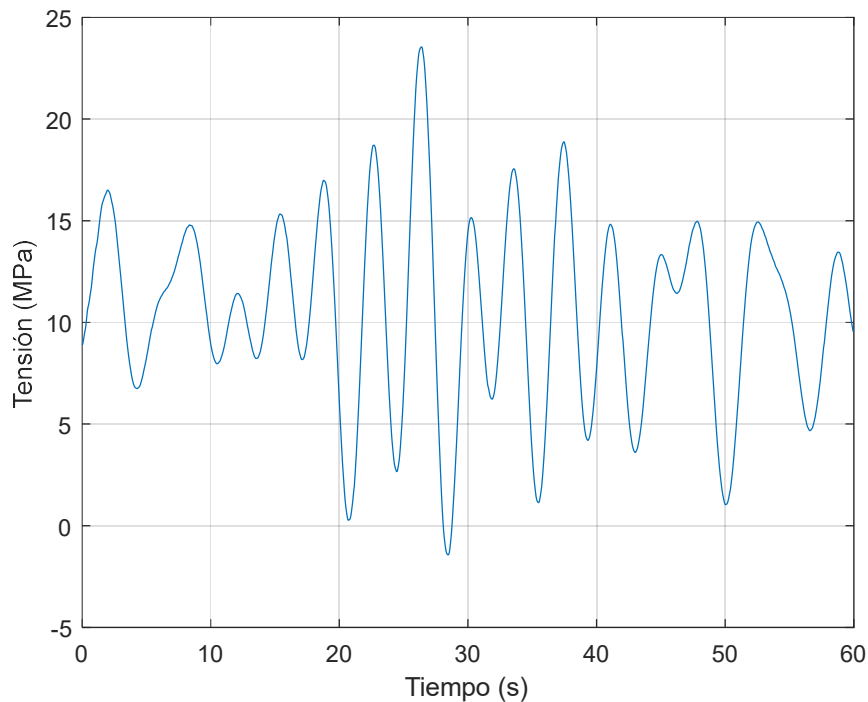


Figura 83. Tensión en el punto crítico obtenido con el modelo de Bladed considerando las vibraciones de la estructura

El modelo de acumulación lineal de daño se basa en la regla de Palmgren-Miner y utiliza los resultados recogidos de las curvas S-N. Las curvas S-N se obtienen experimentalmente aplicando ciclos de tensión a una probeta de un determinado material hasta provocar su rotura.

El ensayo se basa en aplicar sobre la probeta ciclos de tensión de media 0 de una determinada amplitud (S) y contar el número de ciclos (N) hasta la rotura de la probeta. Este ensayo se realiza para varios valores de S. Finalmente, se representan gráficamente los resultados formando una curva conocida como curva S-N. Una vez se tiene la curva S-N, será posible determinar el daño acumulado en la probeta tras la aplicación de un número determinado de ciclos. Para ello se utilizará la regla de Palmgren-Miner que viene dada por:

$$D_a = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \leq 1 \quad (E. 130)$$

Donde D_a cuantifica el daño acumulado en la probeta, n_i es el número de ciclos aplicados de naturaleza i y N_i es el número de ciclos de naturaleza i que hay que aplicar para conseguir fracturar la probeta.

Es importante tener en cuenta las condiciones en las que se han realizado estos ensayos, como la temperatura del ensayo, las características geométricas de la probeta, su acabado superficial, las características del ciclo de tensión, el medio en el que se encuentra la probeta (por ejemplo, corrosivo o no), etc.

En la mayoría de los casos, una pieza no estará sometida a las mismas condiciones en las que se realizaron los ensayos de las curvas S-N.

Como es de imaginar, el proceso de determinar la curva S-N de un material es un proceso costoso que requiere mucho tiempo. Por ello, es inviable realizar este proceso en las condiciones específicas en las que se encuentre cada pieza concreta cuya fatiga se quiera estudiar.

En consecuencia, es necesario aplicar una serie de coeficientes de corrección a la curva de partida del material, para trasladarla a las condiciones que se tienen en la realidad.

Además, en la realidad, salvo casos excepcionales, existirá un estado de tensión variable irregular, que no se corresponde con los ciclos simples utilizados en los experimentos. Por tanto, se tendrán que aplicar algoritmos de conteo de ciclos que, a partir de un espectro de tensión irregular, obtengan un conjunto de ciclos de tensión simples que produzcan el mismo daño por fatiga y que puedan ser tratados por la regla de Palmgren-Miner.

De modo esquemático, el procedimiento que se llevará a cabo para calcular la fatiga del monopilote es el siguiente:

1. Determinación de la curva S-N del monopilote teniendo en cuenta los coeficientes de corrección adecuados y la presencia de una soldadura. Para ello se seguirá la normativa GL.
2. Determinación de los ciclos de tensión equivalentes al espectro de tensión original. Se utilizará un algoritmo de conteo de ciclos. El algoritmo a emplear devolverá ciclos de tensión simples con una tensión media. Para ello se utilizará el algoritmo Rainflow.
3. Consideración del valor medio de tensión de los ciclos obtenidos. Para cada ciclo obtenido con una tensión media, se calculará el ciclo de tensión equivalente con tensión media 0 para poder ser evaluado por la curva S-N. Para ello se utilizará la corrección de Soderberg.
4. Aplicación de la regla de Palmgren-Miner para calcular el daño acumulado en el monopilote e interpretación de los resultados.

Dado un ciclo de tensión como el de la Figura 84, se definen los siguientes parámetros:

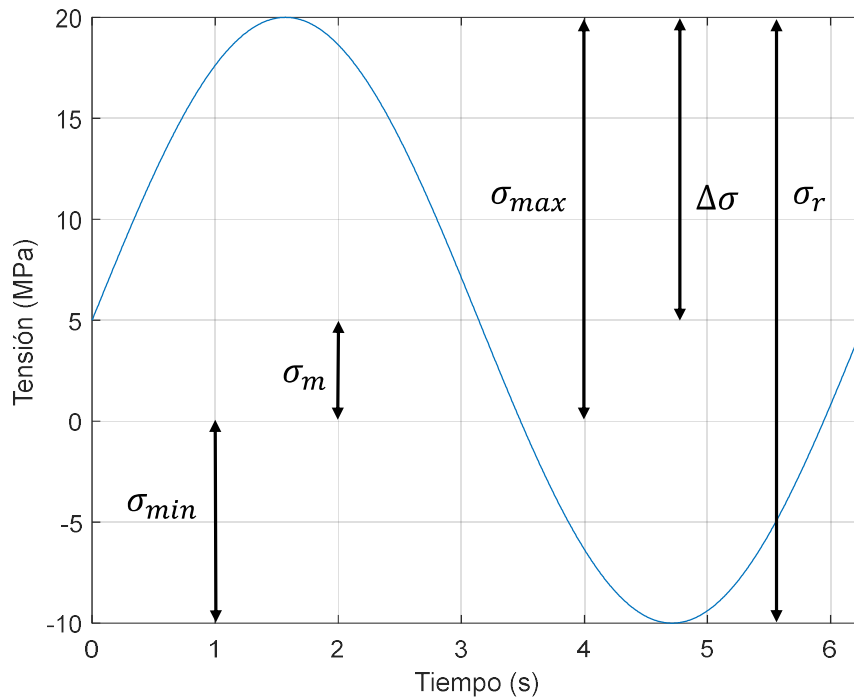


Figura 84. Parámetros de un ciclo de tensión genérico

σ_{min} es la tensión mínima del ciclo.

σ_{max} es la tensión máxima del ciclo.

σ_m es la tensión media del ciclo. Se define como $(\sigma_{min} + \sigma_{max})/2$.

σ_r es el rango del ciclo. Se define como $\sigma_{max} - \sigma_{min}$.

$\Delta\sigma$ es la amplitud del ciclo. Se define como $\sigma_{max} - \sigma_m$.

Por último, el parámetro R_σ se define como el cociente entre σ_{min} y σ_{max} .

Para determinar la curva S-N del monopilote, se seguirá la normativa GL. La expresión de la curva S-N para materiales metálicos según esta normativa es la siguiente [18]:

$$\log(N) = 6,69897 + m \cdot Q \quad (E. 131)$$

$$Q = \log\left(\frac{2 \cdot \Delta\sigma_R}{\Delta\sigma}\right) - \frac{0,39794}{m_0} \quad (E. 132)$$

Siendo m la inversa de la pendiente de la curva S-N y m_0 la inversa de la pendiente de la curva para $N < 5 \cdot 10^6$ ciclos.

Por otra parte, $\Delta\sigma_R$ es el valor de resistencia a fatiga de referencia y dependerá del tipo de unión que se tenga. Se trata del rango de ciclo que causa la rotura de la probeta a $2 \cdot 10^6$ ciclos. Dado que el tipo de unión que se tiene es una unión soldada, el valor de m_0 es igual a 3.

Al encontrarse la soldadura en un ambiente salino, se utilizará protección galvánica para evitar la corrosión. Aun así, se asumirá que la soldadura se encuentra en un ambiente corrosivo leve. Por tanto, según la normativa, la pendiente de la curva S-N cumplirá que:

$$m = m_0 \quad \forall Q \leq 0$$

$$m = 2m_0 - 1 \quad \forall Q > 0$$

(E. 133)

Se considera que el tipo de soldadura utilizada es una soldadura por haz de electrones de presión reducida (RPEB). La apuesta por este tipo de soldadura permite reducir los tiempos de soldadura en monopilotes en un 80% [29]. Este tipo de soldadura tiene excelentes propiedades, entre las que destaca la capacidad de conseguir cordones de hasta 300 mm de espesor en una sola pasada [30]. Por tanto, los cordones de soldadura del monopilote serán de penetración completa y de carácter continuo. Para lograr una mayor resistencia a la fatiga, se realiza una doble soldadura por ambas caras del monopilote. Se tiene entonces que en el punto de mayor tensión del monopilote, existe una unión como la mostrada en la Figura 85.



Figura 85. Tipo de soldadura circunferencial en el monopilote [18]

Entre las características de este tipo de unión, destaca que el cordón puede tener una desalineación menor del 5% y que presenta una resistencia a fatiga de referencia de 112 MPa [18].

Para tener en cuenta las condiciones en las que trabaja esta soldadura, es necesario aplicar unos coeficientes de corrección al valor de referencia. De esta manera, se tiene que el valor de referencia corregido es:

$$\Delta\sigma_{RC} = \Delta\sigma_R \cdot f_t \cdot f_c \cdot f_m \cdot f_R \cdot f_w \cdot f_i \cdot f_a$$

(E. 134)

Donde $\Delta\sigma_{RC}$ es el valor de referencia corregido y los factores f son los factores de corrección.

El factor f_t tiene en cuenta el espesor de la soldadura. Su expresión viene determinada por:

$$f_t = \left(\frac{25}{e_m}\right)^n$$

(E. 135)

Siendo e_m el espesor de la soldadura en mm y n un exponente que es igual a 0,2 para uniones soldadas transversales [18]. Por tanto, teniendo en cuenta que el espesor del monopilote son 120 mm, el valor del factor f_t es 0,73.

El factor f_c tiene en cuenta si la estructura está en un ambiente corrosivo. Para evitar el fenómeno de la corrosión, se utilizará una protección catódica en el monopilote, por lo que se establecerá un valor de f_c igual a 1 [18].

El factor f_m tiene en cuenta el efecto del material. Para uniones soldadas, generalmente se asume que la resistencia a fatiga es independiente de la resistencia del acero [18]. Por tanto, se establece que f_m es igual a 1.

El factor f_R tiene en cuenta el efecto de la tensión media. Para ciclos de tensión que cumplan la ecuación (E. 136), les corresponde un factor de corrección f_R de 1. Como el espectro de tensión del punto crítico de las cimentaciones cumple esta condición, este factor se establecerá en 1 [18].

$$\sigma_m \geq \frac{\Delta\sigma_{max}}{2} \quad (E. 136)$$

El factor f_w tiene en cuenta la forma de la soldadura. Para mejorar la soldadura del monopilote, se propone aplanar la soldadura mediante una amoladora de disco para que exista una transición suave entre la soldadura y las secciones soldadas. Este tratamiento supone la incorporación de un factor f_w de 1,15 [18].

El factor f_i hace referencia a la importancia del elemento estructural. Se especifica un valor de 1 [18].

El factor f_a tiene en cuenta el efecto de la desalineación del cordón de soldadura cuando está sometido a tensión axial. La desalineación da lugar a un aumento de la tensión en la unión. Dado que la soldadura del monopilote tiene una desalineación $< 5\%$, el factor de corrección asociado es 0,87 [18].

Por tanto, el valor de $\Delta\sigma_{Rc}$ será de 81,8 MPa. Este valor deberá sustituirse por $\Delta\sigma_R$ en la expresión de la curva S-N.

En la Figura 86 se ha representado en Matlab la curva S-N corregida y la curva S-N sin corregir, es decir, sin tener en cuenta los factores de corrección. Se aprecia que la curva S-N corregida (representada en rojo) es más restrictiva que la curva sin corregir (representada en azul).

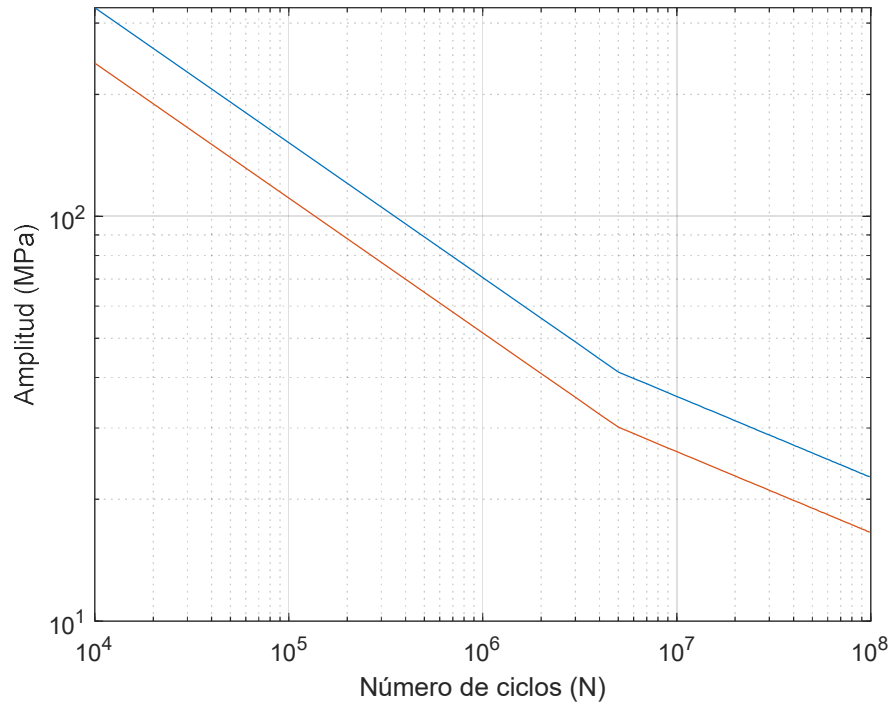


Figura 86. Curvas S-N corregida y no corregida en la sección crítica del monopilote

Una vez que se tiene la curva S-N corregida, es posible evaluar el daño acumulado en la estructura teniendo en cuenta los ciclos de tensión aplicados. Dado que se tiene un espectro de tensión irregular, es necesario aplicar un algoritmo de conteo de ciclos para obtener un conjunto de ciclos evaluables con la curva S-N que produzcan el mismo daño a fatiga que el espectro original. Existen numerosos algoritmos para llevar a cabo el conteo de ciclos, siendo el método Rainflow el que se utilizará para calcular la fatiga del monopilote.

Para aplicar el método Rainflow en Matlab se ha utilizado un paquete de Matlab [31] en el que se incorpora tanto el algoritmo Rainflow como funciones que permiten la representación de ciclos (rfmatrix) o el cálculo de los picos de una señal (sig2ext). Antes de aplicar el algoritmo Rainflow, es necesario reducir el espectro de tensión a picos y valles, utilizando para ello la función sig2ext. La idea es que la fatiga depende de la magnitud de la variación de tensión que se produzca y no de la forma en que lo haga. Una vez aplicado el algoritmo Rainflow, se representan los ciclos de tensión equivalentes con ayuda de la función rfmatrix.

A continuación, se representan los ciclos de tensión equivalentes de los espectros de tensión obtenidos con el modelo de Matlab y con el modelo de Bladed (considerando y no considerando las vibraciones de la estructura).

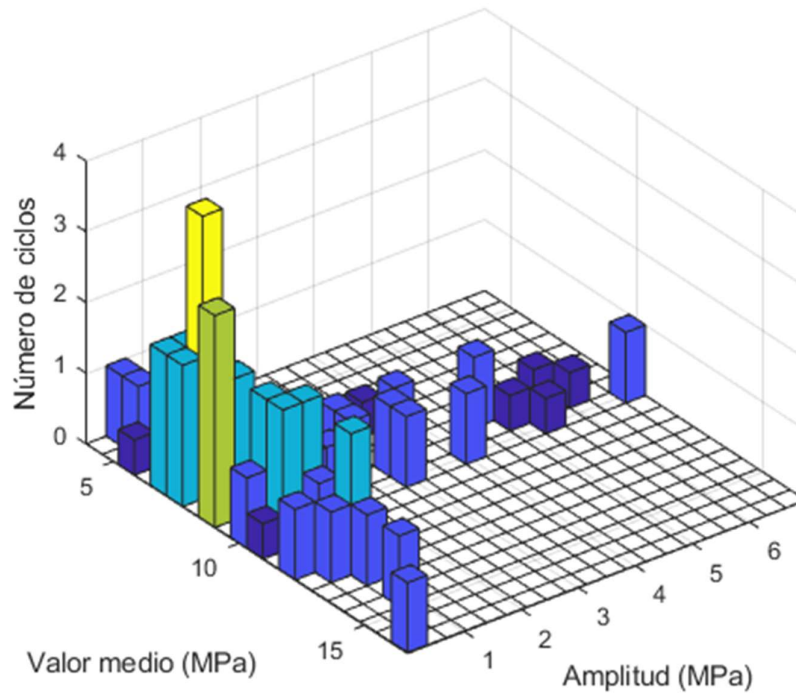


Figura 87. Ciclos de tensión equivalentes obtenidos con el modelo de Matlab

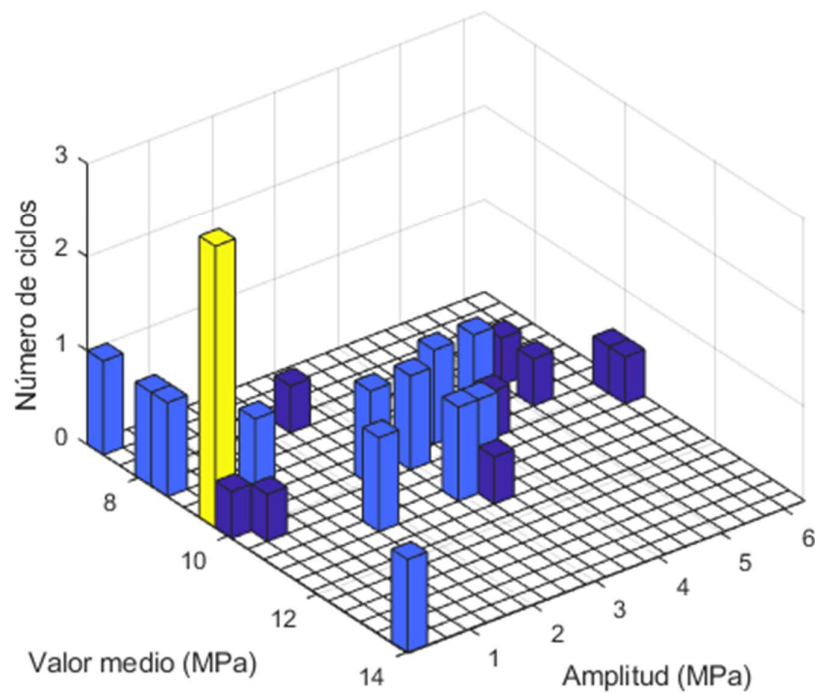


Figura 88. Ciclos de tensión equivalentes obtenidos con el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la estructura

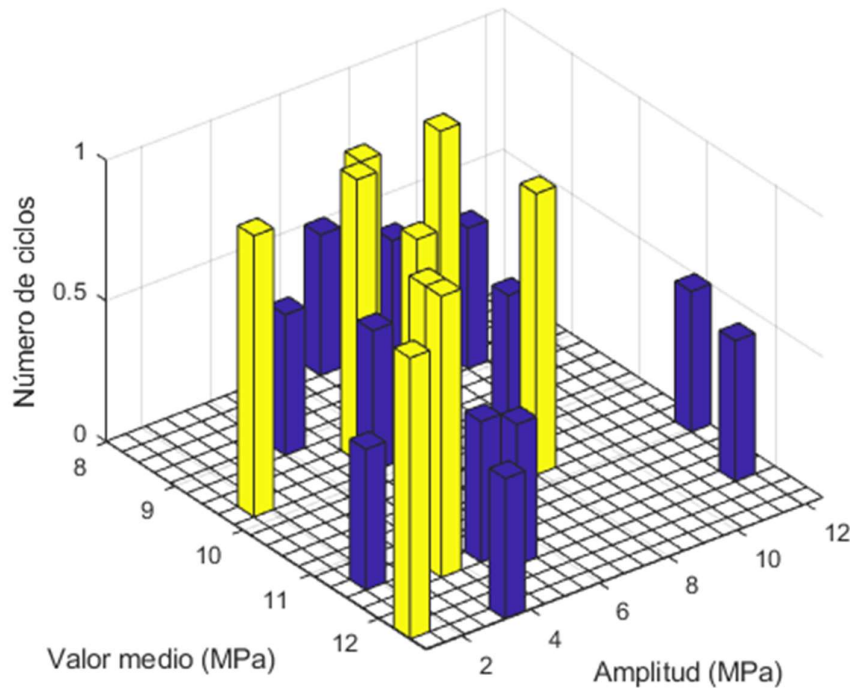


Figura 89. Ciclos de tensión equivalentes obtenidos con el modelo de Bladed considerando las vibraciones de la estructura

Se aprecia que en el modelo de Matlab existe una acumulación de ciclos de amplitud reducida debido al ruido de la señal del espectro de tensión. Esto es debido al hecho de haber captado una mayor variabilidad en las cargas aerodinámicas. También se aprecia la similitud de los resultados entre el modelo de Matlab y el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la torre. Por otro lado, se deduce que las vibraciones de la estructura engrandecen las variaciones de tensión, tal y como se deduce de la Figura 89.

Para evaluar el daño que producen los ciclos de tensión obtenidos con las curvas S-N, es necesario modificar su amplitud para conseguir ciclos equivalentes de tensión con $R_\sigma = -1$. Dado que el acero utilizado para la construcción del monopilote es un acero S275, el cual es un material dúctil, se utiliza la relación de Soderberg para cuantificar este efecto [32]. Por tanto, se tiene que:

$$\Delta\sigma' = \frac{\Delta\sigma}{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{yp}}} \quad (E. 137)$$

Donde $\Delta\sigma'$ es la amplitud de tensión del ciclo equivalente con tensión media 0, mientras que $\Delta\sigma$ es la amplitud del ciclo de tensión de media σ_m . El término σ_{yp} hace referencia al límite elástico del material. En este caso σ_{yp} es 275 MPa.

Según la normativa GL, es necesario introducir un coeficiente de seguridad a la amplitud de los ciclos según el grado de accesibilidad y de fatalidad que causaría el fallo del componente que se esté evaluando. Como las cimentaciones tienen un grado de accesibilidad reducido y su fallo implicaría la destrucción del aerogenerador, se utiliza el factor de seguridad máximo γ_M de 1,25 [18]. Esto implica multiplicar por este factor las amplitudes de los ciclos de tensión obtenidos.

Por último, para calcular el daño acumulado en el monopilote se utiliza la regla de Palmgren-Miner. Según la normativa GL, para uniones soldadas el límite de acumulación de daño no puede superar 0,5 [18]. Por tanto se considera que la cimentación no colapsará durante su vida útil si se cumple que:

$$D_a = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \leq 0,5 \quad (E. 138)$$

Para calcular el daño acumulado en la cimentación durante la vida útil del aerogenerador, se asumirá que los espectros de tensión del punto crítico se repiten de manera cíclica durante toda la vida útil del aerogenerador. Para calcular el número de veces que se repite cada ciclo, se debe tener en cuenta las veces que se repite cada ciclo en 60 segundos a partir de la Figura 87. Programando en Matlab el procedimiento expuesto, por un lado se obtiene que el daño acumulado que produce el espectro de tensión del modelo simplificado es 0,0118, lo que correspondería a un daño del 2,36 % (al ser 0,5 el máximo daño permisible). Por otro lado, se obtiene un daño del 1,28 % empleando el modelo de Bladed sin tener en cuenta las vibraciones de la torre.

Se aprecia que los resultados del daño acumulado obtenidos por ambos modelos tienen un orden de magnitud similar. Por tanto, el modelo simplificado ofrece buenos resultados acerca del daño acumulado que sufriría el monopilote en comparación con los obtenidos con el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones de la estructura. Este resultado era de esperar observando el parecido entre los espectros de tensión obtenidos en el punto crítico del monopilote y los ciclos de tensión obtenidos por ambos modelos.

Además hay que tener en cuenta que se han considerado solo 60 segundos de simulación. A medida que el tiempo de simulación es mayor, los resultados tenderán a converger y a ser más representativos.

Por otra parte, considerando las vibraciones de la estructura, se obtiene un valor de 0,1801 lo que correspondería a un daño del 36,02%. Este resultado dista en gran medida de los obtenidos anteriormente. Por tanto, se destaca una vez más, la importancia de considerar las vibraciones de la estructura en el análisis de fatiga.

Por último se deduce que la cimentación no colapsará en los 25 años de funcionamiento continuo del aerogenerador utilizando cualquiera de los modelos.

9.3 Modelo determinista de predicción de propagación de grietas

El mayor inconveniente de la expresión de Palmgren-Miner es que no tiene en cuenta el orden en el que se aplican los ciclos de tensión. La experiencia demuestra que si se aplican los espectros de tensión mostrados en la Figura 90 sobre dos probetas idénticas, el espectro de la derecha causará un mayor daño por fatiga. Esto es debido a que a medida que se van aplicando ciclos de tensión, la probeta se va deteriorando y cada vez será más sensible a la aplicación de nuevos ciclos. Es por eso que, en la gráfica de la derecha, los ciclos pequeños de tensión producirán una mayor fatiga que los de la gráfica de la izquierda, al encontrarse la probeta más dañada en el momento de su aplicación. Por tanto, el deterioro que causa un nuevo ciclo de tensión depende del estado en el que se encuentre la probeta en ese momento.

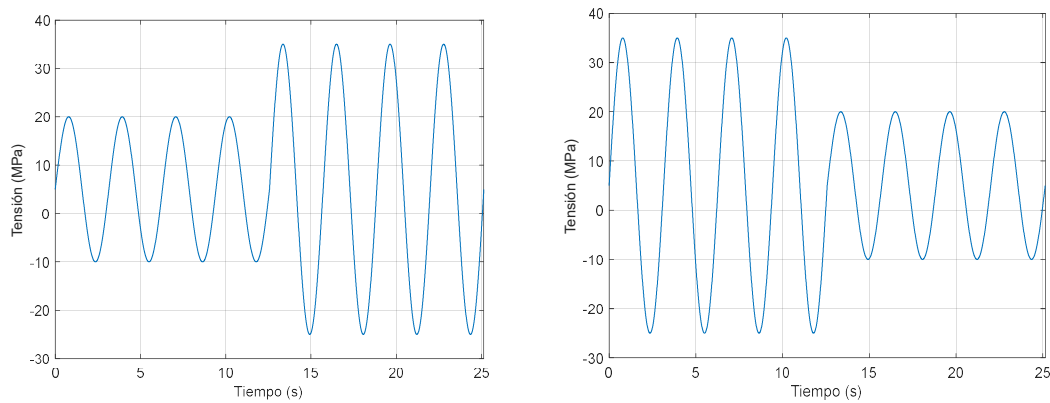


Figura 90. Ejemplo del orden de los ciclos de tensión

En esta sección se expondrá un método para calcular la fatiga que sufre el monopilote teniendo en cuenta el orden de aplicación de los ciclos de tensión. El método se basa en suponer la existencia de una grieta en el punto crítico del monopilote y estudiar su crecimiento a lo largo del tiempo.

Supóngase que se tiene una grieta elíptica en un sólido infinito sobre el que se aplica una tensión σ como muestra la Figura 91.

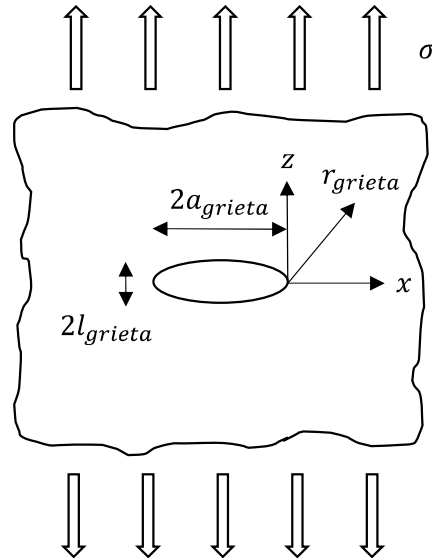


Figura 91. Sólido infinito con una grieta elíptica

Partiendo de la base de que el sólido es elástico lineal, es posible aplicar la teoría de la elasticidad para describir el campo de tensiones cerca del borde de la grieta. El valor de tensión obtenido a una distancia x_{grieta} del borde de la grieta en la dirección x es:

$$\sigma_{y \text{ grieta}} = \frac{K_{grieta}}{2\pi x_{grieta}} \quad (E. 139)$$

Donde $\sigma_{y \text{ grieta}}$ es la tensión en la dirección y y K_{grieta} es el factor de intensidad de tensiones que se puede expresar como:

$$K_{grieta} = Y\sigma\sqrt{\pi a_{grieta}} \quad (E. 140)$$

El término Y es un parámetro adimensional que depende de la geometría del sólido. Es importante destacar que, en la realidad siempre existe una zona plástica en la vecindad de la grieta, en la cual no es aplicable la expresión (E. 139) [33]. Esta zona plástica hace que la tensión en el borde de la grieta no sea infinita, tal y como ocurriría si se cumpliese la ecuación (E. 139). Por otro lado, el concepto de factor de intensidad de tensiones es solo válido si la zona plástica es pequeña en comparación con el tamaño de la grieta [34].

En la Figura 91 se ha representado una determinada orientación de la grieta respecto a la aplicación de la tensión. Sin embargo, de manera general, la orientación de una grieta puede expresarse como la suma de tres modos distintos. El modo I ocurre cuando la tensión normal es perpendicular al plano de la grieta. El modo II tiene lugar cuando existe un esfuerzo cortante que produce un desplazamiento relativo de la superficie de la grieta en la dirección perpendicular al plano de la grieta. Por último, el modo III ocurre cuando existe un esfuerzo cortante que produce un desplazamiento de los bordes de la grieta de manera paralela. La representación de estos modos de deformación de grieta se representa en la Figura 92.

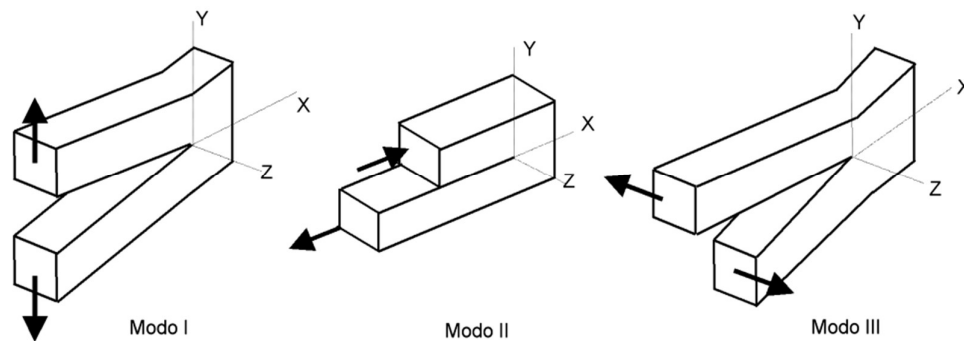


Figura 92. Modos de deformación de grieta. [33]

El sólido se considera que fractura cuando el factor de intensidad de tensiones es mayor que la tenacidad a fractura del material. Un acero de alta tenacidad y de bajo contenido en carbono tiene una tenacidad a fractura en torno a los $200 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ para el primer modo de grieta [33]. Este valor será el que se utilizará en el análisis de fatiga del monopilote al considerarse un valor razonable. Esta propiedad se representará por K_{IC} .

Al aplicar ciclos de tensión sobre un material que contiene una grieta, se produce una variación del factor de intensidad de tensiones. Esta variación hace que la grieta se propague por el sólido. Existen numerosos modelos como el de Paris, el de Elber o el de Kujawski que intentan describir el crecimiento de grietas en sus distintas etapas de crecimiento y utilizando enfoques distintos [35].

En este caso, para modelar el crecimiento de una grieta en el monopilote se utilizará la ley de Paris. La ley de Paris es una ley simple que satisface el grueso de los resultados experimentales en el proceso de crecimiento de una grieta [33].

Esta ley viene determinada por la siguiente ecuación:

$$\frac{da_{grieta}}{dN} = C_{grieta} (\Delta K_{grieta})^m \quad (E. 141)$$

Donde a_{grieta} es el tamaño de la grieta y C_{grieta} y m son dos constantes que dependen del material y de las condiciones del ensayo, las cuales deben determinarse experimentalmente. Además, C_{grieta} depende de la relación de cargas R_σ .

Las constantes que se utilizarán serán las obtenidas al ensayar una muestra de acero STW22 DIN 1614 con ciclos de tensión de una amplitud máxima de $127,5 \text{ MPa}$ y una mínima de $2,5 \text{ MPa}$. Para estas condiciones, en [36] se especifica un valor de m de 3,486 y un valor de C_{grieta} de $2,5075 \cdot 10^{-12} \text{ m}/(\text{MPa}\sqrt{\text{m}})^m$.

En la ley de Paris, para tener en cuenta el efecto de R_σ , se supondrá que C_{grieta} varía linealmente con R_σ , aunque en la práctica suele tener una dependencia más complicada [35]. Para calcular el valor de C_{grieta} en función de R_σ , se tendrá en cuenta que para $R_\sigma = 0,0196$ el valor de C_{grieta} es el del ensayo y para $R_\sigma = 1$ el valor de C_{grieta} es 0 al no existir variación de tensión. Por tanto, la relación entre C_{grieta} y R_σ que se utilizará es:

$$C_{grieta}(R_{\sigma}) = \frac{2,5075 \cdot 10^{-12}}{1 - 0,0196} (1 - R_{\sigma}) \quad (E. 142)$$

Como sobre el monopilote se aplica una protección catódica contra la corrosión, no se aplicará ninguna corrección a C_{grieta} en este aspecto. También se asume que, al ser un dato procedente de una probeta de acero, ofrece un valor razonable para el valor real que tendría C_{grieta} en la soldadura del monopilote.

Por otra parte, al aplicar sobre un sólido un espectro de tensión variable como el de la Figura 93, el incremento del factor de intensidad de tensiones en el borde de la grieta se expresa como:

$$\Delta K_{grieta} = Y(\sigma_{max} - \sigma_{op})\sqrt{\pi a_{grieta}} \quad (E. 143)$$

Siendo σ_{op} un valor de tensión que debe ser predicho en cada ciclo. Existen numerosos métodos que intentan predecir este valor atendiendo a las características de la zona plástica del borde de la grieta. Algunos de estos modelos son el ONERA o el CORPUS [37]. Para calcular la fatiga del monopilote, se considerará que un ciclo de tensión está formado por dos mínimos y un máximo. Para predecir σ_{op} se ha supuesto que es igual a la media entre los dos mínimos del ciclo de tensión.

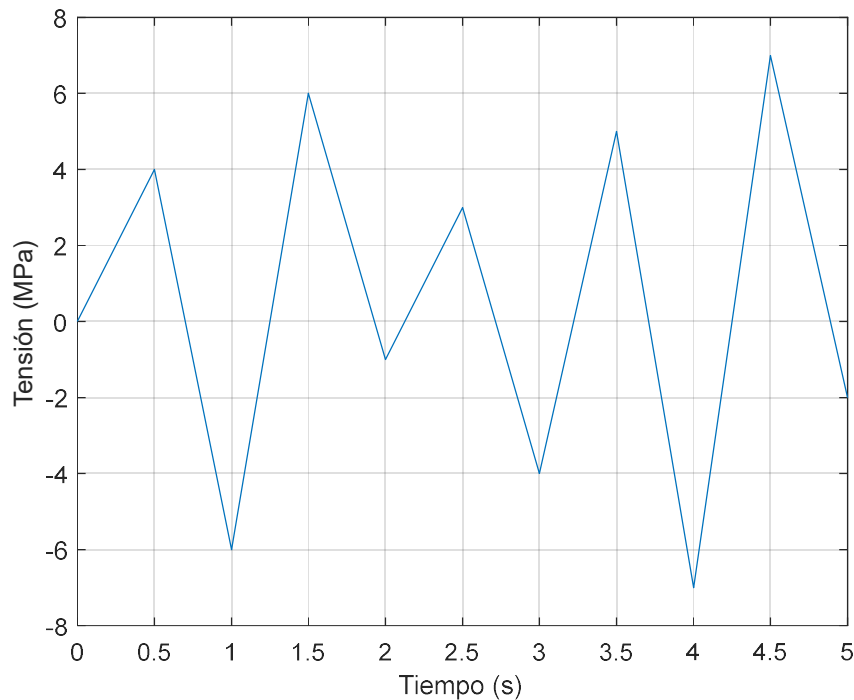


Figura 93. Ejemplo de espectro de tensión variable

Se supondrá que existe una grieta pasante en la zona más desfavorable de la soldadura del monopilote. Para calcular el incremento de concentración de tensiones en el borde de la grieta es necesario calcular el parámetro geométrico Y de la ecuación (E. 143). Existen soluciones tabuladas de Y para geometrías de sólidos simples que pueden encontrarse aplicando la teoría

de la elasticidad. Para geometrías más complicadas, se suele recurrir a la aplicación de elementos finitos o a la fotoelasticidad. En el caso de la geometría del monopilote, no se tiene una solución tabulada ni se han encontrado referencias sólidas que describan el comportamiento de Y . Por eso, se van a realizar una serie de hipótesis y consideraciones para poder transformar el problema a uno más simple que tenga una solución ya tabulada.

En primer lugar, no se tendrán en cuenta los cortantes sobre el monopilote por dos razones. La primera es que son despreciables frente al momento en y , tal y como se dedujo en apartados anteriores. La segunda razón tiene como objetivo simplificar el problema a un estado uniaxial, donde el comportamiento de la grieta quede descrita completamente por el modo I. Tampoco se tendrá en cuenta el axil del monopilote, dado que es despreciable frente al momento en y . Además su consideración complicaría la evaluación de los ciclos de tensión en el orden en el que suceden en el tiempo, tal y como se verá más adelante.

Considérese ahora una rebanada del monopilote situada en la zona crítica, con una grieta en el punto más desfavorable. Al trabajar solo con el momento en y , se tiene el campo de tensiones descrito en la Figura 94. Después se divide la rebanada del monopilote en sectores cilíndricos.

Teniendo en cuenta que se han despreciado los cortantes (denotados por la letra τ) y considerando que el diámetro del monopilote es mucho mayor que su espesor, se puede asumir que los sectores cilíndricos estarán sometidos a un axil puro y uniforme.

En consecuencia, es posible desenrollar la rebanada del monopilote para pasar de un problema tridimensional a un problema bidimensional. El problema bidimensional sería una placa plana que no tiene esfuerzos en los laterales al no existir un cortante en el monopilote.

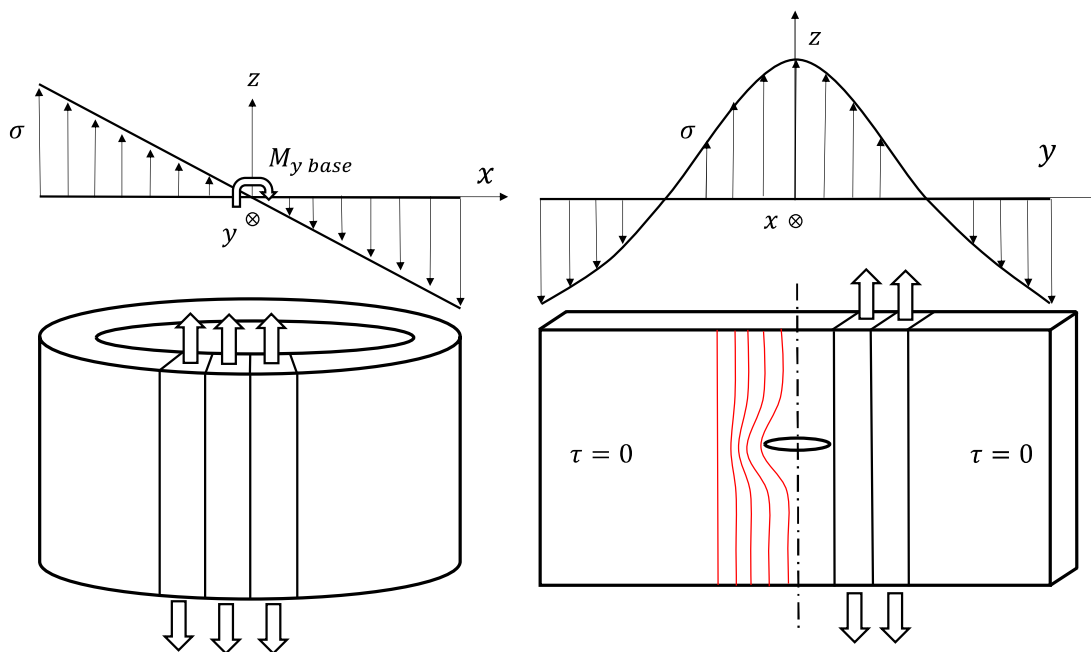


Figura 94. Simplificación bidimensional del estado tensional del monopilote

Al desarrollar el monopilote, la tensión ejercida por el momento en y se expande según un coseno debido a la naturaleza cilíndrica del monopilote. La tensión en la dirección z sobre la placa es σ_z y se calcula como:

$$\sigma_z = \frac{M_{y\ base}}{I_m} \cos\left(\frac{y}{R_{m\ medio}}\right) \tag{E. 144}$$

Donde $R_{m\ medio}$ es el radio medio del monopilote. Esta expresión es válida para valores de y comprendidos entre $-\pi R_{m\ medio}$ y $\pi R_{m\ medio}$.

Ahora supóngase que se tiene una grieta elíptica pasante en el centro de la placa plana. Esta grieta es equivalente a la presencia de una grieta en el punto crítico del monopilote. El estado tensional alrededor de la grieta ya no será un axil puro, dado que la grieta no es capaz de transmitir tensión a través del material. Este efecto se muestra en la Figura 94 mediante las líneas rojas que indican las líneas de tensión alrededor de la grieta.

A continuación, se divide la placa en dos mitades iguales por el eje de simetría de la Figura 94. Dado que la tensión aplicada sobre la placa es simétrica respecto a este eje, las soluciones de tensión de ambas mitades deben ser iguales. Por otra parte, al estar las dos mitades en contacto, las tensiones en la superficie de contacto en la dirección y deben ser contrarias por la tercera ley de Newton. Por tanto se concluye que las tensiones en la superficie de contacto en la dirección y son nulas en la mitad de la placa. Esto permite deshacerse de una de las mitades de la placa, pudiendo trabajar solo con una mitad como la mostrada en la Figura 95.

Por último, se aproximará la tensión ejercida sobre media placa por una tensión lineal, de tal manera que sea equivalente a aplicar el par $-M_{y\ base}$ en x sobre media placa. Esta idea se muestra también en la Figura 95.

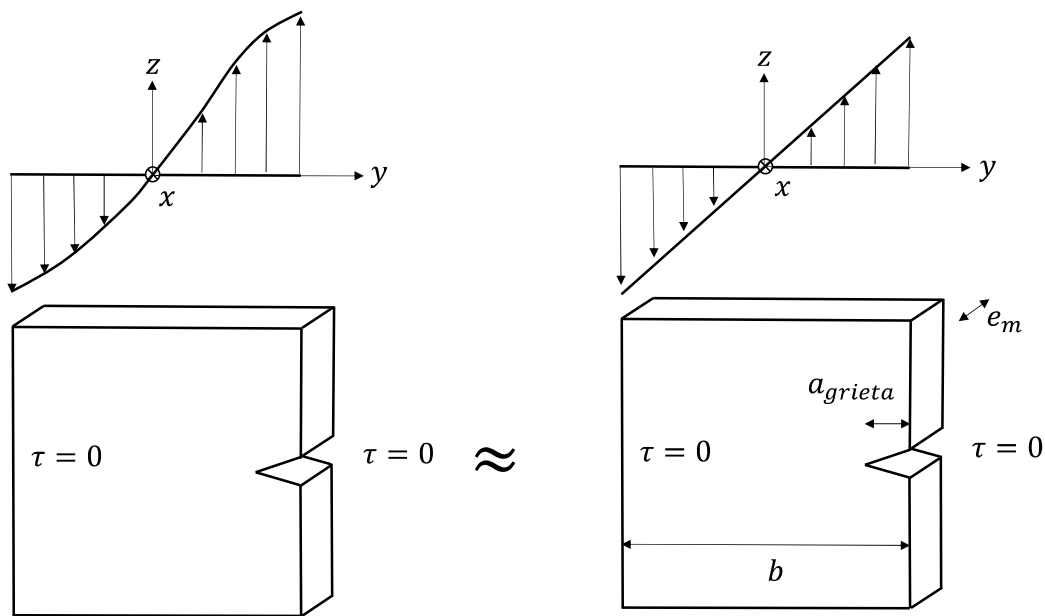


Figura 95. Equivalencia tensional de la grieta del monopilote

El factor de tensiones de esta geometría es una solución conocida y el valor de Y ya se encuentra tabulado. Según [38], el factor geométrico de una placa de dimensiones como la de la Figura 95 al aplicar un momento en x es:

$$Y = \sqrt{\frac{2b}{\pi a_{grieta}} \tan\left(\frac{\pi a_{grieta}}{2b}\right)} \left[\frac{0,923 + 0,199 \left(1 - \sin\left(\frac{\pi a_{grieta}}{2b}\right)\right)^4}{\cos\left(\frac{\pi a_{grieta}}{2b}\right)} \right] \quad (E. 145)$$

Siendo $b = \pi R_{m \text{ medio}}$.

Para calcular el factor de intensidad de tensiones, la tensión que debe introducirse en la ecuación (E. 140) es la máxima tensión del perfil de tensión que produce el momento flector. Cabe destacar que Y no depende del espesor de la placa, dado que la tensión no varía en la dirección del espesor. Esta simplificación es menos válida a medida que aumenta el espesor, lo que concuerda con el hecho de que a mayor espesor del monopilote, tendrá una mayor resistencia a la fatiga. También hay que resaltar que la grieta del monopilote será dos veces el valor de la grieta de la Figura 95 por motivos de simetría.

Nótese que el mismo procedimiento descrito se podría repetir con el axil para tener en cuenta su contribución en el crecimiento de la grieta. Sin embargo, el axil y el momento producen ciclos de tensión en distintos instantes temporales al ser esfuerzos independientes. Incluso es posible que haya instantes en los que se produzcan ciclos de tensión de manera superpuesta. Esto supone la inviabilidad de evaluar la fatiga del monopilote ciclo a ciclo. Por esta razón, se desprecia el axil aprovechando su baja influencia en la tensión ejercida y el carácter conservativo que supone despreciarlo.

En Matlab, se ha programado un algoritmo que a partir de la suposición de la existencia de una grieta en el punto crítico del monopilote, evalúa su crecimiento a lo largo de la vida útil del aerogenerador. Se asume que la historia temporal del momento en y calculada durante 60 segundos en la base del monopilote se repite durante los 25 años de vida útil del aerogenerador.

El funcionamiento del algoritmo es el siguiente:

1. Inicialización de las constantes de la ley de Paris y del valor inicial de la grieta.
2. Cálculo de la tensión en el monopilote debido al momento en y . Sobre esta tensión se aplicará la función sig2ext obtenida de [31] para tener una señal de picos y valles como la de la Figura 93. Después se modificará la señal para que empiece y acabe por un mínimo. El objetivo es que haya un número entero de ciclos en la señal de picos y valles.
3. A partir de este punto, el algoritmo recorrerá en bucle los ciclos de tensión del espectro calculado en el punto 2 en el orden en el que suceden en el tiempo.
4. Para cada ciclo, se calcula el incremento del factor de intensidad de tensiones dado por la ecuación (E. 143). El valor de grieta que se utiliza es el que tiene el monopilote en ese momento, siendo distinto en cada iteración. También debe tenerse en cuenta este aspecto al calcular Y .

5. Para cada ciclo, se calcula el incremento de grieta despejando da_{grieta} de la ley de Paris dada por la ecuación (E. 141) y teniendo en cuenta que dN es 1 al estar evaluando el crecimiento de la grieta en un ciclo. Es necesario calcular R_σ para especificar el valor de C_{grieta} .
6. Para cada ciclo, se actualizan los valores de N y de a_{grieta} sumando sus incrementos calculados en el punto 5.
7. Los puntos 4, 5 y 6 se repetirán hasta que se haya completado la vida útil del aerogenerador o bien hasta que se produzca la rotura de la estructura. Se considera que el monopilote parte si se cumple en un ciclo que $K_{IC} \leq Y\sigma_{max}\sqrt{\pi a_{grieta}}$. También es interesante incorporar en esta expresión la σ_{max} que produciría una situación extrema, en lugar de la tensión máxima de un ciclo en condiciones de trabajo medias. Por eso se utilizará, por ejemplo, una σ_{max} de 75 MPa simulando una situación extrema.

A continuación se representa la aplicación de este algoritmo al modelo simplificado de Matlab y al modelo avanzado de Bladed (teniendo y no teniendo en cuenta las vibraciones de la torre). Se considerará la existencia de una grieta inicial en el monopilote de 2 cm de ancho. En la Figura 96 se representa la evolución de la grieta para los diferentes modelos. La escala del eje vertical de la derecha hace referencia al modelo de Bladed teniendo en cuenta las vibraciones de la torre.

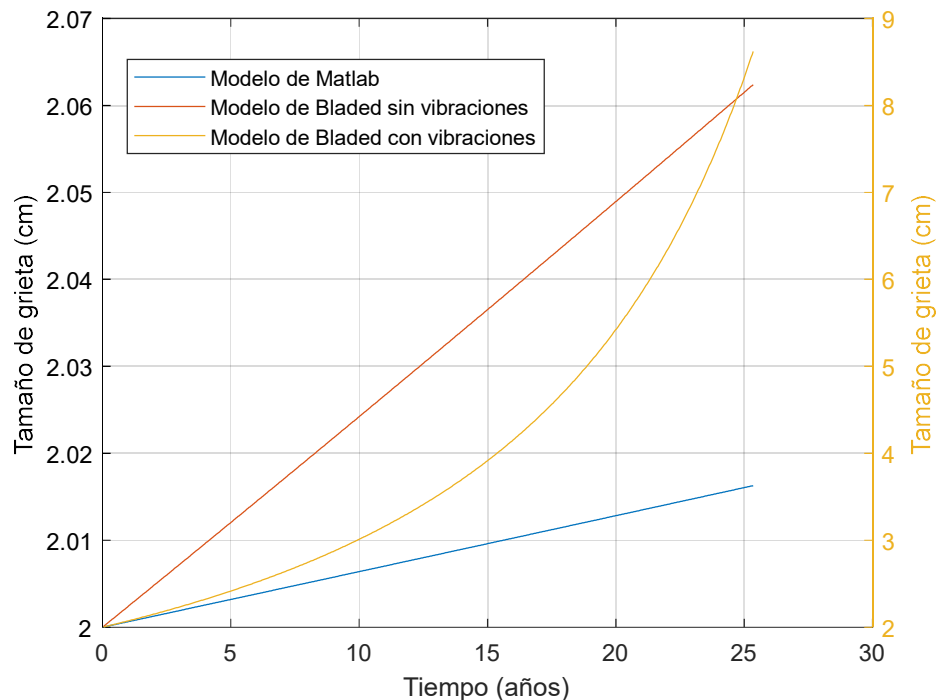


Figura 96. Crecimiento de grieta en el monopilote de los distintos modelos

Se aprecia que el crecimiento de grieta en el modelo de Bladed sin considerar las vibraciones es parecido al del modelo de Matlab, lo que resulta coherente ya que tienen espectros de tensión muy similares como muestra la Figura 97. Se aprecia que la tensión media de estos espectros de tensión es mayor que la de los espectros de la Figura 81 y de la Figura 82. Esto es debido a haber despreciado la contribución del axil en el cálculo de la tensión en el monopilote. Sin embargo, esta consideración tiene un carácter conservador y no tiene una gran repercusión sobre el daño acumulado originado.

Por otra parte, el modelo de Bladed considerando vibraciones presenta un crecimiento de grieta mucho mayor. La razón se debe principalmente a la mayor magnitud de los ciclos de tensión. Por tanto, se reafirma una vez más la importancia de incorporar las vibraciones de la estructura en el análisis de fatiga.

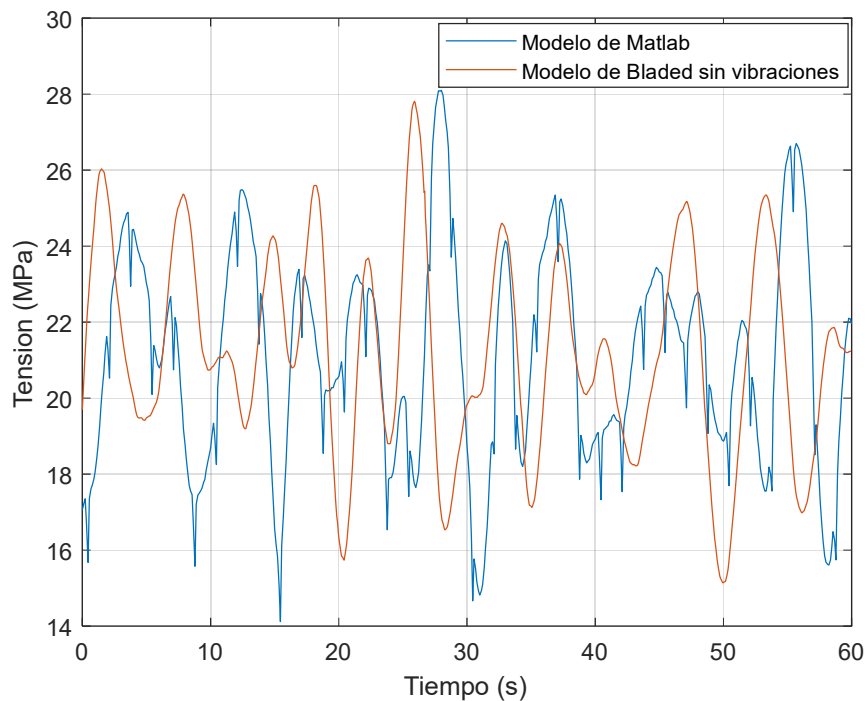


Figura 97. Espectros de tensión del modelo de Matlab y de Bladed sin considerar las vibraciones de la estructura

Aunque pueda parecer que la grieta ha crecido poco durante los 25 años de vida útil del aerogenerador, hay que tener en cuenta que este proceso no es lineal y se acelera a medida que el tamaño de la grieta es mayor. Este aspecto se puede ver analizando las ecuaciones que describen el crecimiento de la grieta. Así, a mayor tamaño de grieta, el factor de intensidad de tensiones y el factor geométrico serán mayores, implicando a su vez un mayor incremento de grieta por la ley de Paris. La idea intuitiva de este fenómeno es que a medida que la grieta es mayor, hay más líneas de tensión que tienen que bordear la grieta, dado que esta es incapaz de transmitir tensión a través del material. Como consecuencia, se produce una mayor concentración de tensión en el borde de la grieta que origina un mayor crecimiento de la misma. Como se ve, la naturaleza de este fenómeno es peligrosa ya que sufre un proceso de retroalimentación que puede dar lugar a una rotura catastrófica en poco tiempo.

En la Figura 98 se muestra un ejemplo de este efecto. En ella se representa la evolución de una grieta hasta la rotura utilizando los esfuerzos del modelo de Bladed con vibraciones en la estructura. La grieta inicial se ha establecido en 4 cm.

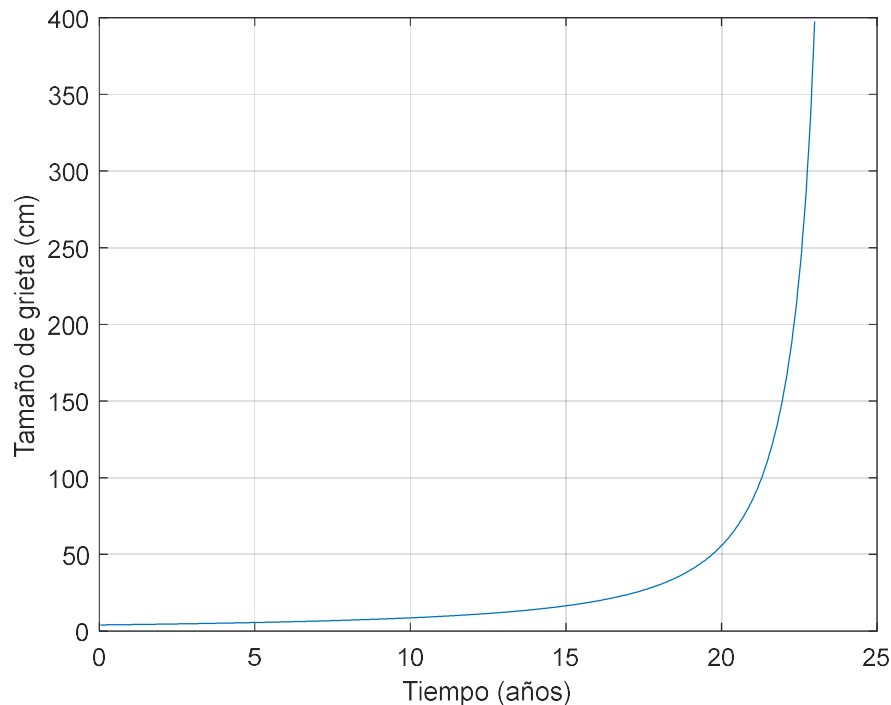


Figura 98. Crecimiento de grieta hasta la rotura

Como era de esperar, la grieta se mantiene en valores pequeños hasta que la retroalimentación es cada vez mayor. Cabe destacar que el monopilote romperá con una grieta de aproximadamente 4 metros sobre el perímetro de la sección media del monopilote. En otras palabras, significa que la cimentación romperá cuando una corona circular de $38,84^\circ$ de la sección crítica del monopilote no sea capaz de transmitir tensión.

Por otro lado, un aspecto interesante a estudiar es la influencia del ruido del espectro de tensión del modelo de Matlab en el crecimiento de la grieta. Para analizar este aspecto, se ha desarrollado un programa que a partir de una señal, elimina los incrementos de tensión menores de una determinada magnitud a especificar por el usuario. Especificando un valor de 2 MPa y aplicando el algoritmo al espectro de tensión del modelo de Matlab se obtiene el resultado de la Figura 99. Como se ve, la nueva señal obtenida es mucho más limpia que la anterior. Aplicando el algoritmo de crecimiento de grieta sobre esta nueva señal se obtienen los resultados mostrados en la Figura 100.

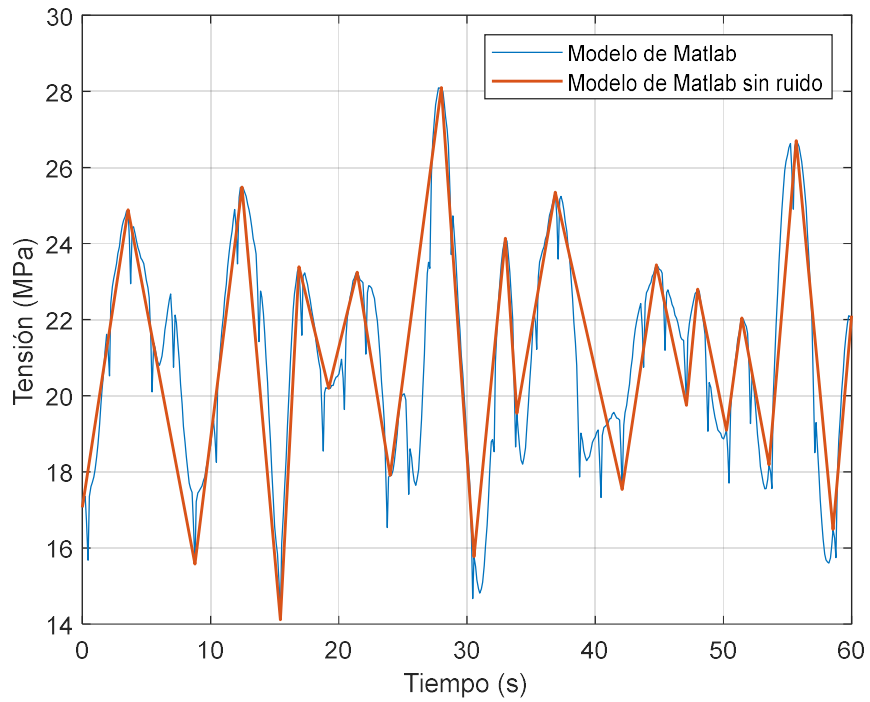


Figura 99. Aplicación del algoritmo de eliminación de ruido

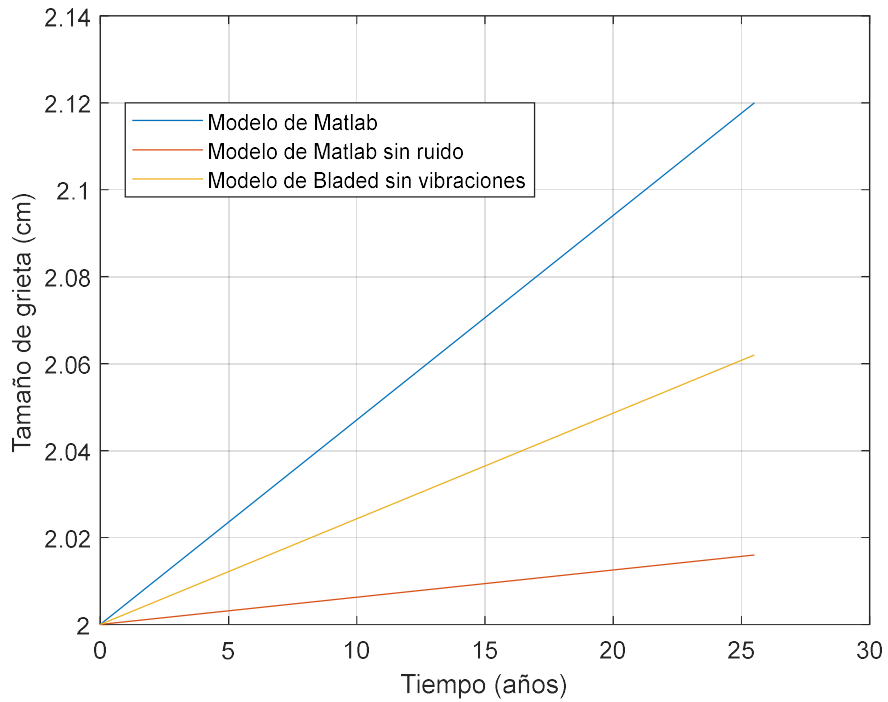


Figura 100. Crecimiento de grieta considerando o no el ruido en el espectro de tensión

Como se aprecia en la Figura 100, la incorporación de ruido en la señal de tensión supone un menor crecimiento de grieta. Una idea que puede estar detrás de este fenómeno es que la grieta crece por cómo varía la tensión a gran escala y no por cómo varía a una escala de tiempo pequeña. Se recuerda que la experiencia demuestra que el daño por fatiga no depende de cómo varía la tensión, sino de la magnitud de su variación. Por tanto, un pequeño ruido en la señal puede interpretarse no como ciclos de tensión, sino como un tipo de camino para pasar de un mínimo a un máximo de diferencias considerables.

9.4 Modelo probabilístico utilizando cadenas de Markov

El fenómeno de la fatiga en materiales es en realidad un proceso estocástico. La experiencia demuestra que los ensayos que se realizan para estudiar la fatiga tienen una cierta variabilidad. Por ejemplo, en el ensayo de la curva S-N, si se somete a una misma tensión variable a dos probetas iguales hasta la rotura, se obtendrán valores de N distintos. Esta variabilidad es mayor cuanto menor es la amplitud del ciclo de tensión S. Es por eso que es necesario realizar una gran cantidad de ensayos con tal de obtener la banda de fractura de un material [39].

Por otra parte, también existe una variabilidad en el proceso de crecimiento de grietas. Si se estudia el crecimiento de una grieta en dos probetas iguales sometidas a los mismos ciclos de tensión, se obtendrán dimensiones de grieta diferentes para un mismo número de ciclos. A medida que la amplitud de los ciclos es menor, se produce un aumento de la variabilidad del estado de la grieta con el número de ciclos.

Los métodos deterministas ofrecen modelos que recogen el grueso de estos resultados o aquellos más desfavorables con el fin de construir métodos de cálculo de fatiga conservadores.

En esta sección se explicarán los fundamentos de un modelo de crecimiento de grieta que tiene en cuenta la naturaleza estocástica de la fatiga y por tanto, la variabilidad de estos ensayos. El modelo está basado en la utilización de cadenas de Markov y fue desarrollado por Bogdanoff y Kozin [40]. Este modelo estudia el crecimiento de una grieta bajo la aplicación de cargas variables y teniendo en cuenta la variabilidad de los ensayos.

Este método asume las siguientes premisas:

1. El tiempo se considera como un elemento discreto en el que tiene lugar un número de ciclos determinado que se designará por la letra λ_c . Se utilizará el término ciclo de trabajo para referirse a la aplicación de λ_c ciclos. Dado que el monopilote está sometido a cargas variables de naturaleza aleatoria, se considera que un ciclo de trabajo está formado por 1 ciclo de tensión. Por tanto, λ_c es igual a 1.

2. La magnitud de la grieta se establece como una variable discreta. Por tanto, existe un número finito de estados en los que puede encontrarse la grieta. Así, la grieta puede tomar diferentes estados $j = 0, 1, 2, \dots, b$ siendo a_j la longitud de la grieta en el estado j . La longitud $a_{grieta j}$ viene determinada por la ecuación (E. 146), donde Δa es la diferencia de longitud entre dos estados consecutivos y toma un valor constante.

$$a_{grieta j} = a_{grieta 0} + j \cdot \Delta a_{grieta} \quad (E. 146)$$

3. El mínimo valor que puede tener la grieta corresponde al estado 0, mientras que el estado b corresponde al estado de rotura.
4. Al aplicar un ciclo de tensión, la evolución de la grieta dependerá de la naturaleza del ciclo y del estado de la grieta en el momento de su aplicación. De esta manera, cada vez que se aplica un nuevo ciclo de tensión se tiene en cuenta el estado en el que se encuentra la estructura en ese momento.
5. Al aplicarse un ciclo de tensión, la grieta podrá quedarse en el mismo estado o avanzar al siguiente. En ningún caso la grieta podrá retroceder a estados anteriores, ya que esto implicaría una disminución del daño acumulado en la estructura. La grieta tampoco podrá avanzar más de un estado a la vez.

Se define la probabilidad q_j como la probabilidad de que la grieta en el estado j evolucione al estado $j + 1$ al aplicarse un ciclo de tensión. Esta probabilidad se llama probabilidad de transición. Por otro lado, se define la probabilidad p_j como la probabilidad de que la grieta se quede en el mismo estado al aplicarse un ciclo de tensión. Como ambas probabilidades evalúan la ocurrencia de dos sucesos contrarios, se cumple que:

$$p_j + q_j = 1 \quad (E. 147)$$

Se define D_t como una variable aleatoria que describe el daño acumulado en la estructura en el tiempo t . Esta variable es un vector donde se almacenan las probabilidades de que la grieta se encuentre en un estado j para un instante t . Por tanto D_t se puede expresar como:

$$D_t = \{p_t(0), p_t(1), \dots, p_t(j), \dots, p_t(b)\} \quad (E. 148)$$

Siendo $p_t(j)$ la probabilidad de que en el tiempo t la grieta se encuentre en el estado j .

Por otro lado, se define D_0 como una distribución de probabilidad que describe el daño acumulado inicial que presenta la estructura. Recoge las probabilidades de que la grieta se encuentre en cada uno de los estados en el instante inicial. En este caso, se asumirá que existe una grieta en su primer estado que, por ejemplo, no haya sido capaz de detectarse a través de ensayos no destructivos. Por tanto, el valor de D_0 será:

$$D_0 = \{1, 0, \dots, 0\}. \quad (E. 149)$$

Para construir un modelo que recoja estas consideraciones de partida, se utilizan las cadenas de Markov. Una cadena de Markov es un proceso estocástico discreto en el que la probabilidad de que ocurra un evento depende únicamente del evento inmediatamente anterior [41]. En este caso, los eventos son los estados en los que puede encontrarse una grieta en un instante t . Las probabilidades de que ocurran estos eventos vienen recogidas en la variable D_t . Al aplicarse un ciclo de tensión, la variable D_t se transformará en la variable D_{t+1} . Esta transformación se

realiza a través de una matriz conocida como matriz de probabilidades de transición. Esta matriz tiene dimensión $(b + 1) \times (b + 1)$ y debido a las consideraciones del modelo, tiene la siguiente forma:

$$M = \begin{pmatrix} p_0 & q_0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & p_1 & q_1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & p_2 & q_2 & \dots & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & p_{b-1} & q_{b-1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (E. 150)$$

Cumplíndose que $D_{t+1} = D_t \cdot M$. Las dos últimas probabilidades de transición son 0 y 1, ya que en el estado de rotura la grieta no puede avanzar a un estado siguiente al no existir. Por tanto, la probabilidad de que se quede en el estado de rotura es 1.

Para calcular las probabilidades de transición, se asume que la ley de Paris recoge la tendencia media de crecimiento de grieta para un determinado ensayo. Así, se tiene que:

$$\frac{\Delta a_{grieta}}{E[\Delta N_j]} = \lambda_c C_{grieta} (\Delta K)^m \quad (E. 151)$$

Siendo ΔN_j una variable aleatoria que corresponde al número de ciclos de trabajo que es necesario aplicar para propagar la grieta de $a_{grieta j}$ a $a_{grieta j} + \Delta a_{grieta}$. Por otra parte, el término $E[\Delta N_j]$ es el valor esperado de ciclos de trabajo que hay que aplicar para conseguir propagar la grieta de $a_{grieta j}$ a $a_{grieta j} + \Delta a_{grieta}$. Los valores de C_{grieta} y m que se utilizarán serán los mismos que se utilizaron para el cálculo de la propagación de grieta con el método determinista. Se tendrá en cuenta además la dependencia de C_{grieta} con R_σ .

Se asume que al aplicar Δn_j ciclos de trabajo, los $\Delta n_j - 1$ primeros no repercuten en el crecimiento de la grieta siendo el último Δn_j el que repercute en la propagación de la grieta. De esta manera, la distribución de probabilidad de ΔN_j es una distribución geométrica dada por [36]. Por tanto, la probabilidad de que la variable aleatoria ΔN_j sea igual a Δn_j es:

$$P[\Delta N_j = \Delta n_j] = q_j p_j^{\Delta n_j - 1} \quad (E. 152)$$

Siendo su media $E[\Delta N_j]$:

$$E[\Delta N_j] = \frac{1}{q_j} \quad (E. 153)$$

Sustituyendo esta expresión en la ecuación (E. 151), se obtiene el valor de q_j :

$$q_j = \frac{\lambda_c C_{grieta} (\Delta K)^m}{\Delta a_{grieta}} \quad (E. 154)$$

Por otra parte, el número de ciclos de trabajo N_j necesarios para propagar la grieta una longitud a_j es:

$$N_j = \sum_{k=0}^{j-1} \Delta N_j \quad (E. 155)$$

Siendo la varianza de N_j [42]:

$$Var[N_j] = \sum_{k=0}^{j-1} \frac{1 - q_k}{q_k^2} \quad (E. 156)$$

La varianza de N_j puede ser obtenida experimentalmente cuando se está trabajando con cargas periódicas. Es posible desarrollar la expresión (E. 156) e igualarla a la varianza obtenida experimentalmente para obtener un valor adecuado de Δa_{grieta} . Este desarrollo se muestra en detalle en [42].

Para estimar el valor de Δa_{grieta} se utilizará la varianza obtenida al ensayar la misma probeta que se utilizó para encontrar las constantes C_{grieta} y m . Este ensayo se realizó bajo la aplicación de ciclos de trabajo iguales. Al principio del ensayo, estaban formados por 5000 ciclos y después por 625 de valor máximo 127,5 MPa y de valor mínimo 2,5 MPa [36].

Sin embargo, el monopilote está sometido a cargas variables de naturaleza aleatoria que hace que se apliquen ciclos de trabajo distintos a lo largo del tiempo. En cualquier caso, se tendrá en cuenta el valor estimado de la varianza obtenida de los experimentos para mostrar los resultados de la aplicación del método.

La estimación de Δa_{grieta} se lleva a cabo a partir de la siguiente expresión [36]:

$$\Delta a_{grieta} = \frac{C_{grieta}^2 \left((\sigma_{max} - \sigma_{min}) \sqrt{\pi a_{grieta 0}} \right)^{2m} (m - 1)}{a_{grieta 0}} S_{N_f}^2[N_b] \quad (E. 157)$$

Siendo $S_{N_f}[N_b]$ la desviación típica del número de ciclos a aplicar para fracturar la probeta con un valor experimental de 17115 ciclos de tensión [36]. Teniendo en cuenta el espectro de tensión sobre el monopilote, un valor razonable para los rangos de ciclos de tensión aplicados es de 10 MPa con una R_σ de 0,7. El valor de $a_{grieta 0}$ se establece en 0,01 metros, lo que corresponde a una grieta de 2 cm en el monopilote, al igual que se estableció con el método determinista. Para estimar un valor razonable de $S_{N_f}[N_b]$, es posible extrapolar el valor de la desviación típica obtenida en los experimentos, teniendo en cuenta las características medias de un ciclo de tensión aplicado sobre el monopilote. Sin embargo, dado que las características de los ciclos utilizados en los experimentos difieren mucho de los del monopilote, se supondrá un valor razonable de $S_{N_f}[N_b]$ igual a 518400 ciclos. Este valor corresponde al número de ciclos que se producen en 1 mes teniendo en cuenta que aproximadamente se producen 12 ciclos por minuto sobre el monopilote. Por tanto, se tiene una incertidumbre de 1 mes en el

fallo de la estructura. Sustituyendo valores, se obtiene un valor de Δa_{grieta} de $2,13 \cdot 10^{-9}$ metros.

Para calcular el crecimiento de grieta en el monopilote empleando este método, se ha programado en Matlab un algoritmo que calcula a lo largo del tiempo las probabilidades de que la grieta se encuentre en un determinado estado. El funcionamiento del algoritmo es el siguiente:

1. Primeramente se inicializa el vector de estados definiendo $a_{grieta 0}$ como $0,01 m$ y $a_{grieta b}$ como $2 m$. La separación entre un estado y el siguiente debe ser el valor estimado de Δa_{grieta} . También se inicializa el vector D_0 suponiendo que existe una grieta inicial de valor $a_{grieta 0}$.
2. A partir de este punto, el algoritmo recorrerá en bucle los ciclos de tensión del espectro del monopilote en el orden en el que suceden en el tiempo. Para el conteo de ciclos y para el cálculo de ΔK_{grieta} , se utiliza el mismo procedimiento que se utilizó en el método determinista de crecimiento de grieta.
3. Para cada ciclo, se calcula R_σ y se evalúa C_{grieta} y el incremento de intensidad de tensiones ΔK_{grieta} .
4. Para cada ciclo, se calcula la matriz de probabilidad de transición M . Nótese que la matriz M cambia en cada iteración al estar trabajando con tensiones variables de carácter no periódico.
5. Para cada ciclo, se actualiza el vector de probabilidades de estado mediante $D_{t+1} = D_t \cdot M$.
6. Los puntos 2, 3, 4 y 5 se repiten hasta que se haya completado la vida útil del aerogenerador o bien hasta que la probabilidad de que la grieta se encuentre en el estado de rotura sea lo suficientemente alta como para considerar con gran probabilidad que la estructura ha colapsado.

Cabe destacar que la aplicación de este método presenta ciertos problemas en un análisis preliminar para predecir el daño acumulado del monopilote.

El problema más importante es que para captar de manera adecuada la variabilidad de los ensayos, es necesario incorporar un incremento de grieta pequeño. Esto da lugar a que el número de estados en los que puede encontrarse la grieta sea muy grande. En este caso supera los 100 millones. Como consecuencia, las matrices de transición tendrán una dimensión muy grande que requiere unos esfuerzos de cómputo muy altos. Es por eso que, para mostrar los resultados que ofrecería este modelo probabilístico se ha especificado un valor de incremento de grieta de $0,1$ metros. De esta manera, las dimensiones de las matrices de transición se reducen considerablemente, lo que permite una mayor rapidez computacional. Un incremento de grieta mayor implica una mayor variabilidad de los ensayos según muestra la ecuación (E. 157). Esto se traduce en un mayor avance de la grieta hacia el estado de rotura.

Como se ve, este método está pensado para ejecutarse en tiempo real durante la vida útil del aerogenerador. No es viable su utilización para predecir el daño acumulado en la estructura en un diseño preliminar, dado el gran tiempo y esfuerzo computacional que se requiere.

Para minimizar el tiempo por cada iteración, se ha optimizado el proceso de creación de las matrices de transición aprovechando la gran cantidad de términos nulos que presentan. La manera de optimizar su definición se basa en expresar la matriz de transición como una suma de una matriz diagonal principal más una matriz diagonal secundaria. Ambos tipos de diagonales representan las probabilidades p_j y q_j respectivamente, como muestra la ecuación (E. 150). Estas probabilidades se calculan de manera vectorial utilizando las ecuaciones (E. 147) y (E. 154). Después, utilizando la función *diag()* de Matlab se construye la matriz de transición como la suma de las dos matrices diagonales. De esta manera, el tiempo de cómputo se reduce considerablemente respecto al caso donde se definiese la matriz de transición valor por valor utilizando un doble bucle for. Por otra parte, la gran cantidad de ceros de la matriz hace que ocupe un gran espacio de memoria. Para ello se utiliza la función *sparse()*, la cual permite el tratamiento de matrices con una gran cantidad de ceros sin tener que consumir recursos de memoria para su almacenamiento.

Para exponer los resultados de este método, se utilizará el espectro de tensiones sin ruido calculado con el modelo simplificado de aerogenerador programado en Matlab.

A continuación, en la Figura 101, la Figura 102, la Figura 103 y la Figura 104 se representan las probabilidades de que una grieta esté en sus distintos estados en distintos momentos de la vida útil del aerogenerador. Se aprecia como a medida que pasa el tiempo, la masa de probabilidad se desplaza hacia el estado de rotura. En el límite, para un tiempo infinito, toda la masa de probabilidad se acabaría concentrando en el estado de rotura.

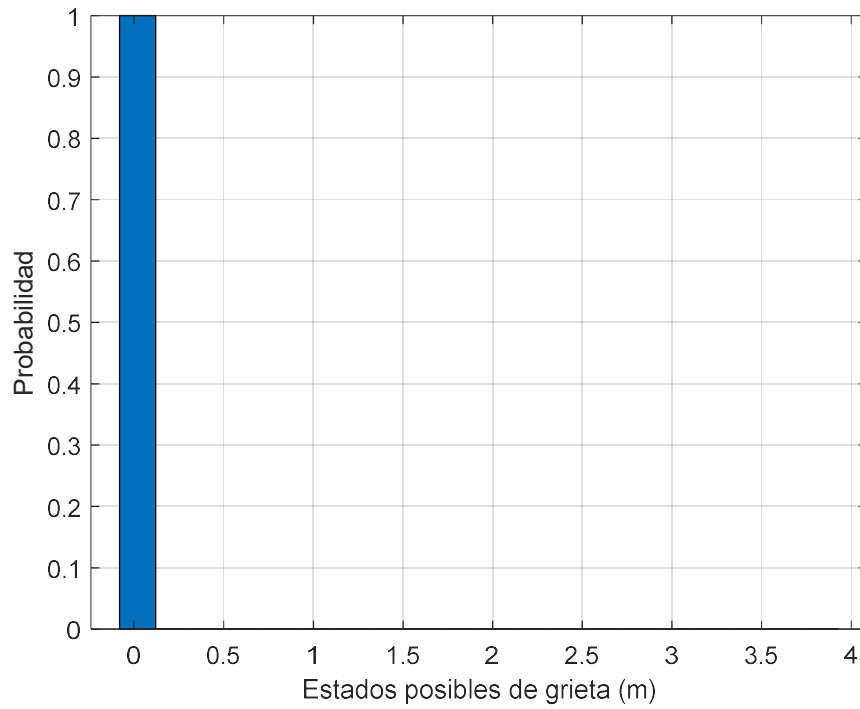


Figura 101. Probabilidad de los estados de la grieta en el instante inicial

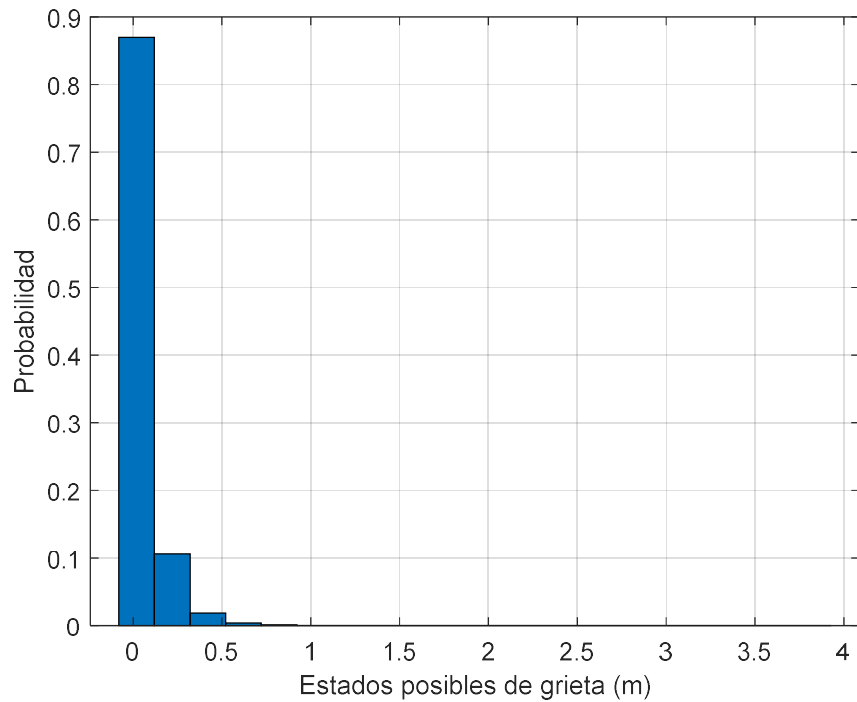


Figura 102. Probabilidad de los estados de la grieta tras 8,45 años

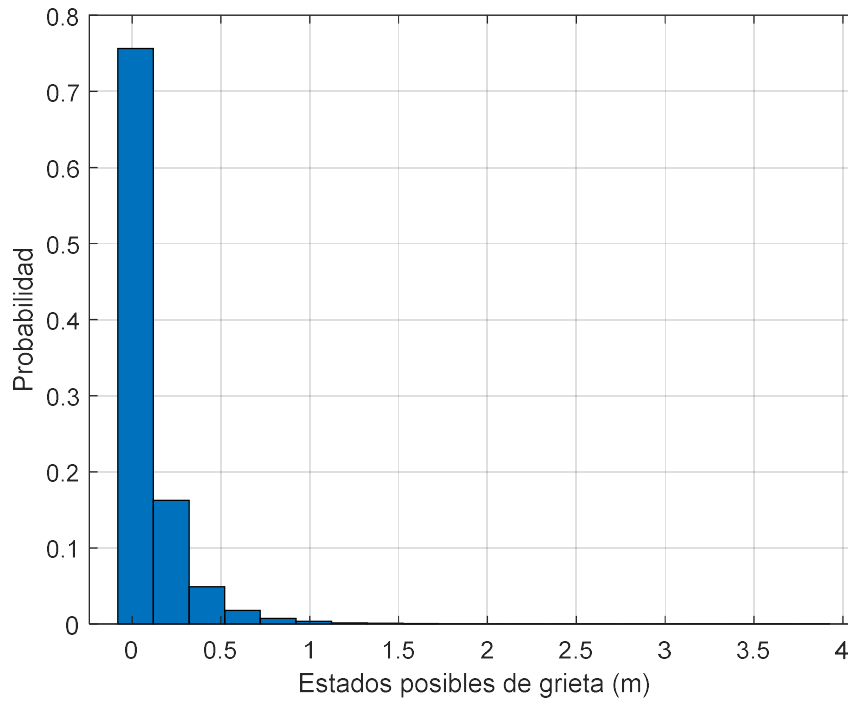


Figura 103. Probabilidad de los estados de la grieta tras 16,9 años

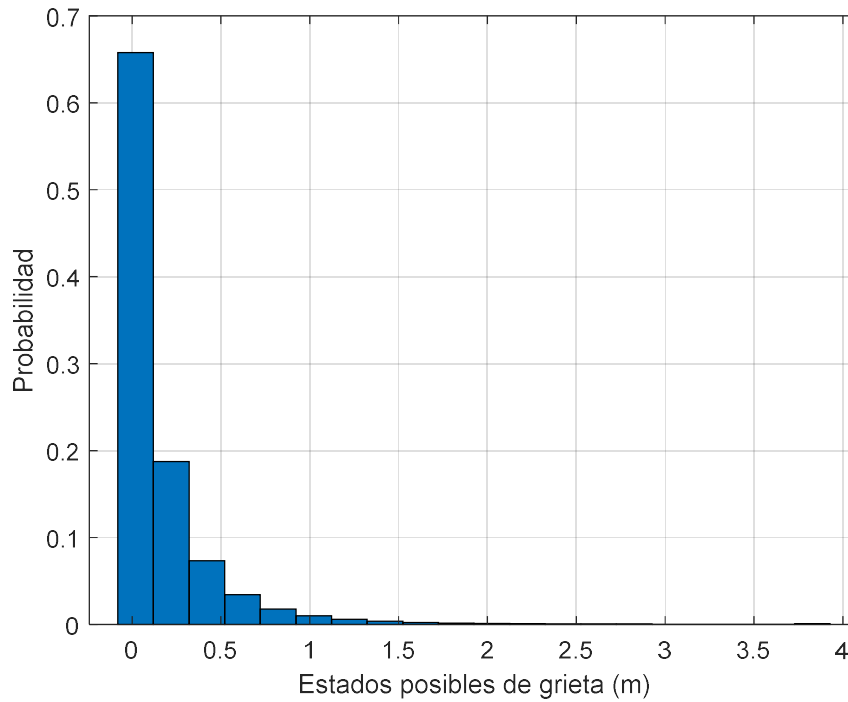


Figura 104. Probabilidad de los estados de la grieta tras 25 años

10 Análisis de fatiga y diseño de la cimentación siguiendo la normativa GL

En este apartado, se evaluará la fatiga que sufre el monopilote aplicando la normativa GL, utilizando la versión educativa de Bladed con el modelo avanzado de aerogenerador. También se realizará un diseño óptimo del monopilote para soportar las cargas de fatiga (en concreto se determinará el espesor mínimo que debe tener para no romper durante la vida útil del aerogenerador).

Hasta el momento, para evaluar la fatiga sobre las cimentaciones, se supusieron unas condiciones de viento y de oleaje constantes durante toda la vida del aerogenerador. También se supuso que el aerogenerador se encontraba funcionando a su velocidad nominal en esas condiciones.

Sin embargo, en la realidad se producen distintas situaciones de funcionamiento durante la vida útil del aerogenerador como arranques, paradas, fallos en el sistema de control, producción de potencia en condiciones normales, etc. Estas situaciones se denominan casos de carga del aerogenerador. En inglés se utiliza la abreviatura DLC (Design Load Cases) para referirse a estos modos de funcionamiento. Además, en la realidad, las condiciones de viento y de oleaje varían a lo largo del año.

Por otra parte, la normativa GL establece que para realizar un análisis de fatiga de un componente, es necesario analizar los DLC que contribuyen a la fatiga del aerogenerador. Estos modos de operación deben simularse con las condiciones de viento y de oleaje que especifique GL. Además, deberá tenerse en cuenta el tiempo de funcionamiento de cada DLC durante la vida útil del aerogenerador. Las simulaciones deben tener un periodo de duración de al menos 10 minutos. Sin embargo, por limitaciones de la versión académica de Bladed, se limitarán a 60 segundos.

En la Tabla 3 se muestran las características de los DLC que deben estudiarse en un análisis de fatiga de un componente. El contenido de la Tabla 3 ha sido obtenido de la normativa GL [18].

Situación de Diseño	DLC	Condiciones de viento	Condiciones marinas	Otras condiciones
Producción de potencia	1.1	NTM $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	MIS, MUL
	1.4	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	Pérdida de red
	1.8	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	Formación de hielo en las palas
	1.9	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	Formación de hielo en la estructura
Producción de potencia con ocurrencia de fallo	2.1	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	Fallo en el sistema de control
Arranque	3.1	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	
Parada normal	4.1	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	
Situación de estacionado	6.4	NTM $v_{buje} \leq v_{in}$ $v_{out} \leq v_{buje} \leq 0,8v_{ref}$	Estado irregular del oleaje	MIS, MUL
Situación de estacionado con ocurrencia de fallo	7.2	NTM $v_{buje} \leq 0,8v_{ref}$	Estado irregular del oleaje	MIS, MUL
Transporte, instalación, mantenimiento y reparación	8.3	EWM	Estado irregular del oleaje	Vibraciones transversales inducidas debido al viento, las olas y las corrientes
	8.4	NTM $v_{buje} \leq 0,8v_{ref}$	Estado irregular del oleaje	Falta de red durante 3 meses
Producción de potencia	9.1	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Corrientes	Presencia de hielo en el mar
Situación de estacionado	9.3	NWP $v_{buje} \leq 0,8v_{ref}$	Corrientes	Presencia de hielo en el mar
Producción de potencia	9.5	NWP $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$	Estado irregular del oleaje	Efectos térmicos

Tabla 3. Modos de funcionamiento que deben estudiarse en un análisis de fatiga según [18]

Esta tabla muestra las características de cada DLC e incluye las condiciones de viento y marinas en las que debe estudiarse cada uno. Además, incluye la consideración de otras condiciones como la posibilidad de formación de hielo, fallos en el sistema de control, pérdidas de red, etc.

Es importante tener en cuenta que el emplazamiento candidato para instalar el aerogenerador se encuentra cerca del Ecuador en la costa brasileña, donde las condiciones de temperatura no suponen un riesgo para la formación de hielo. Además, se asume que la temperatura del fondo marino sufre variaciones pequeñas y de manera suave en el tiempo. Como consecuencia, se despreciarán los ciclos de tensión de origen térmico que se puedan originar en la sección crítica del monopilote debido a su pequeña magnitud y su baja frecuencia.

Por tanto, es posible prescindir del estudio de los DLC que incluyan condiciones relacionadas con la aparición de hielo o con efectos térmicos. Por tanto, se eliminan del estudio de fatiga los DLC 1.8, 1.9, 9.1, 9.3 y 9.5. Además, no se realizará el DLC 8.3 dada la limitación de la versión académica de Bladed para evaluar las condiciones adicionales del DLC.

Las condiciones adicionales de MIS y MUL hacen referencia a la incorporación de una desalineación entre el viento y el oleaje y a la incorporación de un oleaje multidireccional, respectivamente. Dadas las limitaciones de la versión académica de Bladed, no se podrá incorporar un oleaje multidireccional, por lo que se simulará un estado de oleaje irregular donde todas las olas van en la misma dirección. El espectro de densidad de energía que se utilizará será el de Pierson-Moskowitz, igual al que se empleó en el modelo simplificado.

Por otra parte, no se tiene información acerca de la desalineación entre el viento y el oleaje del emplazamiento. Para estos casos, la normativa GL especifica una desalineación máxima del oleaje para cada velocidad de viento. Desde un punto de vista conservador, se supondrá que en todos los casos, el oleaje y el viento tienen una dirección perpendicular al rotor del aerogenerador.

10.1 Condiciones de viento

En la columna de condiciones de viento, los términos NWP, NTM y EWM indican el tipo de perfil de viento que debe utilizarse. Dado que no se simulará el DLC 8.3, los tipos de perfiles de viento que se utilizarán para simular los DLC serán el NWP y el NTM. Estos tipos de perfiles de viento se definen a continuación.

El NWP (Normal Wind Profile model) representa un perfil de viento que solo tiene en cuenta la variación media del viento con la altura. No se tiene en cuenta la componente turbulenta. Según la normativa GL, se define como [18]:

$$v_1 = v_1(h_{buje}) \left(\frac{h}{h_{buje}} \right)^{0.14} \quad (E. 158)$$

Nótese que esta expresión fue la que se utilizó para definir las condiciones de viento del modelo simplificado de aerogenerador. Se recuerda que $v_1(h_{buje})$ es la velocidad del viento a la altura del buje aguas arriba y h la altura de un punto respecto al nivel medio del mar.

El valor de h_{buje} son 92 metros. Este perfil asume una estabilidad atmosférica neutra y una rugosidad superficial de 0,002 metros.

El NTM (Normal Turbulence Model) representa un perfil de viento que tiene en cuenta la naturaleza turbulenta del viento. Está formado por la superposición del perfil NWP y un perfil turbulento. Para la definición del perfil turbulento, se utilizará el modelo de Von Karman mejorado. Según la normativa GL, debe incluirse una componente turbulenta en las tres direcciones del espacio. Sin embargo, debido a las limitaciones de la versión académica de Bladed, se incluirá únicamente la componente turbulenta longitudinal (perpendicular al plano del rotor). Según la normativa GL, el valor característico de la desviación típica de la componente longitudinal del viento depende de la clase de aerogenerador que se tenga y viene definida por [18]:

$$\sigma_L = \frac{I_{15}(15 + a_I \cdot v_{buje})}{a_I + 1} \quad (E. 159)$$

Esta desviación típica tiene unidades de m/s y se asume invariante con la altura. Para definir este modelo de viento en Bladed, es necesario introducir la intensidad de turbulencia longitudinal I_L , la cual se define según la siguiente expresión [22]:

$$I_L = \frac{\sigma_L}{v_{buje}} \quad (E. 160)$$

Por otra parte, para evaluar la fatiga del monopilote durante la vida útil del aerogenerador, es necesario estudiar cada DLC en el intervalo de velocidades de viento mostrado en la Tabla 3. Por tanto, debe considerarse el tiempo de cada DLC durante la vida útil del aerogenerador para cada velocidad de viento.

Para ello, debe tenerse en cuenta la proporción de tiempo en la que el viento se encuentra en un determinado intervalo. Se recuerda que, según la normativa GL, para el diseño de un aerogenerador de una determinada clase, es posible utilizar la distribución de Rayleigh para cuantificar la variabilidad del viento a lo largo del año. Su función de probabilidad acumulada se define como:

$$P_R(v_{buje}) = 1 - e^{-\pi \left(\frac{v_{buje}}{2v_{ave}}\right)^2} \quad (E. 161)$$

Donde el valor de $P_R(v_{buje})$ expresa la probabilidad acumulada de que la velocidad del viento sea menor que v_{buje} . La probabilidad de que la velocidad v se encuentre entre dos valores será la resta de los valores asociados de $P_R(v_{buje})$. Así, por ejemplo, $P_R(v + 2) - P_R(v)$ corresponderá al porcentaje de tiempo en tanto por 1 en el que $v \leq v_{buje} \leq v + 2$, siendo v una velocidad cualquiera.

Para la simulación de los DLC, se dividirá el intervalo de velocidades $0 \leq v_{buje} \leq 0,8v_{ref}$ en tres intervalos. El primero recogerá las velocidades entre 0 y v_{in} . El segundo recogerá las velocidades entre $v_{in} \leq v_{buje} \leq v_{out}$, el cual se dividirá a su vez en intervalos de un rango de 2 m/s . El tercero corresponde al intervalo que tiene como límites v_{out} y $0,8v_{ref}$.

En la Figura 105 se muestra una representación en Matlab del porcentaje de tiempo en el que la velocidad del buje se encuentra en los intervalos definidos. De manera conservativa, el valor asociado a una determinada velocidad corresponde a la probabilidad acumulada porcentual de que el viento se encuentre entre la velocidad siguiente y la velocidad especificada. Por ejemplo, el valor asociado a una velocidad de 5 m/s corresponde a la porción de tiempo en el que la velocidad se encuentra entre 5 m/s y 7 m/s . Además, en la Figura 106 se muestra la intensidad de turbulencia expresada en porcentaje que se utilizará para estudiar los DLC en cada intervalo de velocidad.

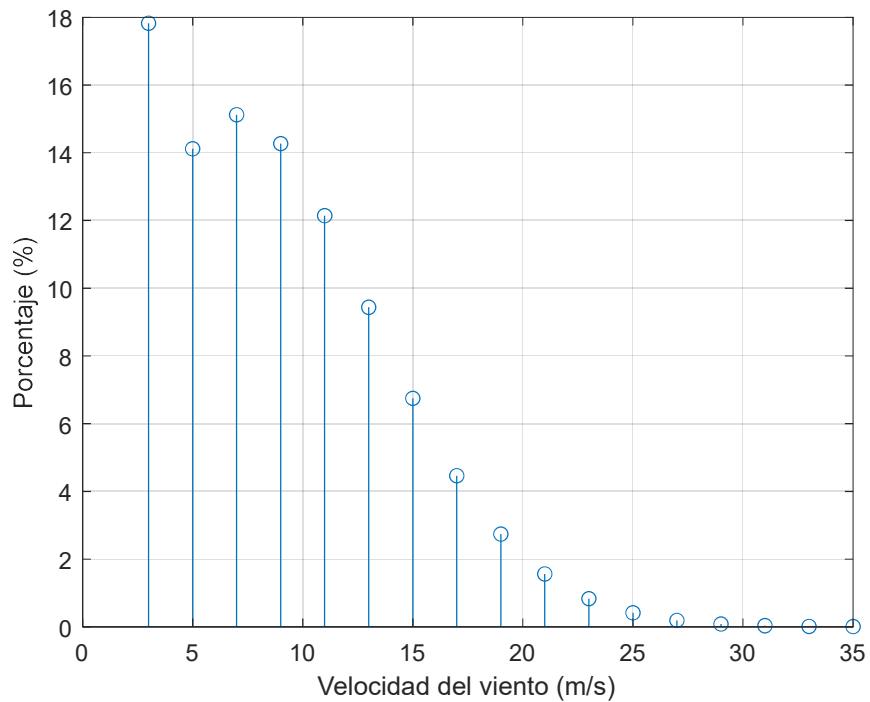


Figura 105. Porcentaje de tiempo de cada intervalo de velocidad de viento durante la vida útil del aerogenerador

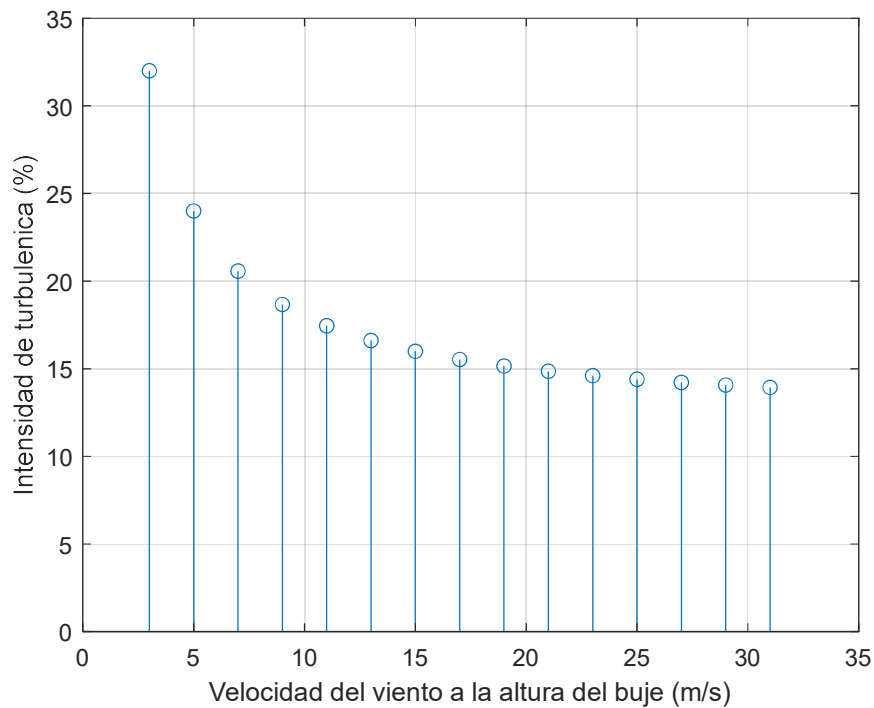


Figura 106. Intensidad de turbulencia para cada intervalo de velocidad de viento

10.2 Condiciones del oleaje

La clase de aerogenerador no aporta información sobre las condiciones marinas a las que está sometido. La normativa GL estipula que si no se conoce la correlación entre el viento y el oleaje del emplazamiento donde se vaya a colocar el aerogenerador, debe asumirse un oleaje creado por el viento con una correlación validada.

Cuando unas condiciones de viento permanecen el suficiente tiempo sobre el mar, el viento transfiere energía al mar hasta que se establece un equilibrio dinámico entre el viento y el oleaje. Es en este momento cuando es posible describir una correlación entre el oleaje y el viento [43]. Esta correlación depende del tiempo de duración del viento y del fetch. El fetch es un término que hace referencia a la distancia de la superficie del océano en la cual la velocidad y la dirección del viento permanecen constantes [44].

Según la normativa GL, la determinación de las características del oleaje en función del viento debe hacerse utilizando las siguientes expresiones [18].

$$v_p = \max\left(0,16; 2,84 \cdot \left(\frac{g}{v_{10}^2} x_f\right)^{-0,3}; 16,8 \cdot \left(\frac{g}{v_{10}} t_{viento}\right)^{-\frac{3}{7}}\right) \quad (E. 162)$$

$$T_p = \frac{v_{10}}{g \cdot v_p} \quad (E. 163)$$

$$H = 0,0094 \cdot v_p^{-\frac{5}{3}} \cdot \frac{v_{10}^2}{g} \quad (E. 164)$$

Donde v_p representa la frecuencia de pico adimensional del oleaje, x_f el fetch, g la gravedad, t_{viento} el tiempo de aplicación del viento y v_{10} la velocidad del viento a 10 metros de la superficie. Esta velocidad puede calcularse a partir de v_{buje} utilizando la ecuación (E. 158). El valor de x_f debe considerarse infinito [18].

Para calcular las características del oleaje para cada velocidad de viento, se utilizarán los resultados de la Figura 105. Se asume que a lo largo de un año, el viento sopla el porcentaje de tiempo especificado en la Figura 105 para cada intervalo de velocidad. Se considera que para cada intervalo, el tiempo de aplicación del viento es lo suficientemente alto como para considerar que existe una correlación entre el oleaje y el viento. Se despreciarán cambios bruscos en la velocidad del viento y se supondrá que, en general, el viento evoluciona de manera suave de unas condiciones a otras. Se asumirá que cada intervalo de velocidad tiene lugar 5 veces al año, por lo que la variable t_{viento} corresponderá a la quinta parte del tiempo en el que se encuentra un intervalo de velocidad en un año. En Matlab, se han aplicado las ecuaciones (E. 162), (E. 163) y (E. 164) para obtener H y T_p para cada intervalo de velocidad. A continuación, se muestran estos resultados en la Figura 107 y en la Figura 108:

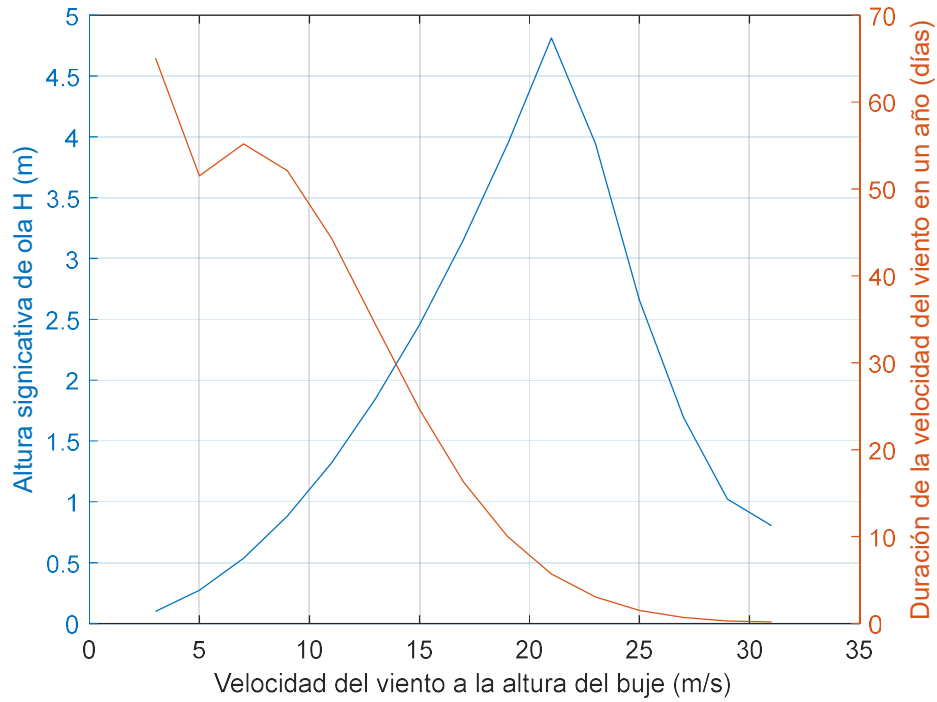


Figura 107. Correlación entre la altura significativa de ola y la velocidad del viento

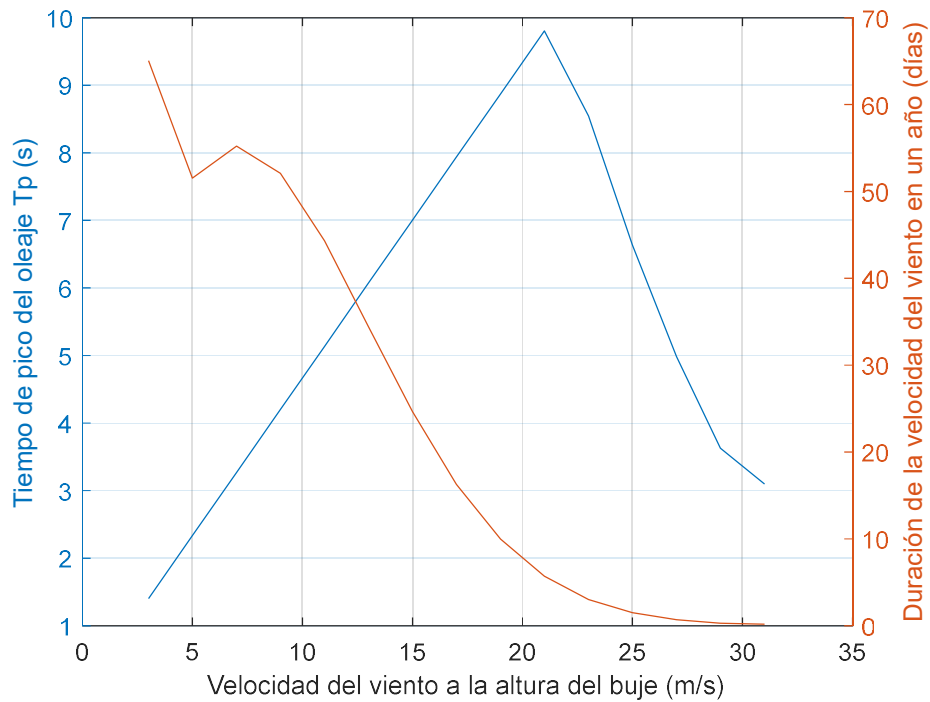


Figura 108. Correlación entre el tiempo de pico del oleaje y la velocidad del viento

Nótese que estos resultados dependen del rango de los intervalos de velocidad y del número de veces que se considere que un intervalo tiene lugar en un año. Es importante establecer un rango de velocidades adecuado, ya que un rango demasiado pequeño da lugar a alturas significativas de ola demasiado pequeñas y poco representativas. Por ejemplo, si se especifica un rango de $0,1 \text{ m/s}$ se estará diferenciando entre la correlación que existe a una velocidad de 10 m/s y a una velocidad de $10,2 \text{ m/s}$. Por tanto, la variable t_{viento} del intervalo de 10 m/s a $10,2 \text{ m/s}$ se estará repartiendo en los intervalos de 10 m/s a $10,1 \text{ m/s}$ y de $10,1 \text{ m/s}$ a $10,2 \text{ m/s}$. Sin embargo, al ser el rango de velocidades pequeño, no existirá apenas diferencia entre la correlación de los dos intervalos, por lo que deben considerarse como uno solo. El caso contrario ocurre si se emplea un rango demasiado grande. En ese caso, existirán diferencias significativas en la correlación entre el oleaje y el viento para valores de velocidad dentro del intervalo. Por tanto, se obtendrán unas características de ola poco representativas. Es por eso que es importante establecer un valor intermedio en el rango de los intervalos. La utilización de un rango de 2 m/s es propuesta por la normativa GL para simular el DLC 1.1 y se ha considerado adecuada.

10.3 Análisis de la fatiga en la cimentación

Para calcular la fatiga del monopilote durante la vida útil del aerogenerador, se utilizará el método que especifica la normativa GL. Este método es el de la regla de Palmgren-Miner, el cual ya se expuso en la sección de *Modelo determinista de acumulación lineal de daño*.

Para calcular los ciclos de tensión durante la vida útil del aerogenerador, es necesario especificar el porcentaje de tiempo en el que se encuentra cada DLC. Para ello, se recurre a la normativa GL, la cual especifica que [18]:

- El intervalo de velocidades del DLC 1.1 debe ser dividido en particiones con un valor mínimo de 2 m/s .
- El DLC 1.4 debe considerarse que ocurre como mínimo 20 veces al año, y se considerará que la pérdida de red ocurre a los 10 segundos de la simulación. Se realizará a una velocidad de 11 m/s .
- El DLC 2.1, aunque engloba el estudio de varios tipos de fallos en el sistema de control, solo se estudiará el bloqueo del control pitch en una de las palas, el cual puede dar lugar a sobre velocidades en el rotor. Se estudiará el caso para una velocidad de 11 m/s . Se ha de suponer que este fallo ocurre como mínimo 10 veces al año.
- Los DLC 3.1 y 4.1 deben considerarse que ocurren como mínimo 1000 veces a v_{in} , 50 a v_r y 50 a v_{out} . La velocidad v_r es la velocidad mínima del viento a la que el aerogenerador aporta la potencia nominal. De la curva de potencia eléctrica entregada se deduce que es aproximadamente 12 m/s . Por tanto, las simulaciones a v_r se evaluarán en el intervalo asociado a una velocidad de 11 m/s .
- El DLC 6.4 hace referencia al estado del aerogenerador en el que no se encuentra en funcionamiento, ya sea porque la velocidad del viento es demasiado baja o demasiado alta. El tiempo del DLC 6.4 durante la vida útil del aerogenerador debe asumirse de manera razonable.

- El DLC 7.2 hacer referencia al mismo modo de funcionamiento que el DLC 6.4, pero con la ocurrencia de un fallo en el aerogenerador o en la red. Para simular este DLC se supondrá un fallo en la red de conexión. Se supondrá que este fallo tiene lugar a una velocidad cercana a $0,8v_{ref}$.
- El DLC 8.4 debe simularse sin la conexión de red y el periodo considerado no debe ser inferior a 3 meses en toda la vida útil del aerogenerador. Para su simulación se especificará una velocidad cercana a la velocidad media anual de 11 m/s y se simulará en un estado de estacionamiento.

Dado que los DLC 1.4, 2.1, 3.1 y 4.1 tienen una duración pequeña en comparación con la vida útil del aerogenerador, se tendrá en cuenta que tienen un porcentaje despreciable y se evaluarán atendiendo al mínimo número de situaciones que deben considerarse al año. Lo mismo ocurre con el DLC 8.4, el cual corresponde al 1% de la vida útil del aerogenerador.

Por tanto, de manera conservativa, se considera que el DLC 1.1 opera en el porcentaje de tiempo en el que v_{buje} cumple que $v_{in} < v_{buje} < v_{out}$. Este porcentaje corresponde a un 82,11% de la vida útil del aerogenerador, según se deduce de la Figura 105. El DLC 1.1 se simulará para distintos valores de v_{buje} separados un valor de 2 m/s , tal y como estipula la normativa.

Del mismo modo, el 17,83% corresponde a velocidades de viento menores a v_{in} , donde se evaluará el DLC 6.4.

Finalmente, el 0,6% restante corresponde a velocidades de viento entre v_{out} y $0,8v_{ref}$. En estas condiciones, se evaluará el DLC 7.2.

Por tanto, el procedimiento para calcular la fatiga del monopilote es el siguiente:

1. Simulación de los DLC para las velocidades de viento especificadas utilizando la versión académica de Bladed y el modelo avanzado de aerogenerador.
2. Almacenamiento en Excel de la historia temporal del momento en y de la cimentación de cada simulación. Se depreciará el axil desde un punto de vista conservador, ya que reduce la tensión media del punto crítico del monopilote y con el objetivo de facilitar el tratamiento de las simulaciones.
3. Lectura y almacenamiento en Matlab de los ficheros Excel obtenidos. Para su almacenamiento se utilizará una celda bidimensional. En cada casilla, se almacena una matriz en la que se recoge la historia temporal del momento en y de una simulación.
4. Construcción de una matriz en Matlab en la que para cada DLC y para cada intervalo de viento de la Figura 105 se recoja el número de veces que debe evaluarse cada simulación para completar la vida útil del aerogenerador.
5. Aplicación del algoritmo Rainflow de conteo de ciclos para cada simulación.

6. Cálculo del número de ciclos totales que se dan durante la vida útil del aerogenerador utilizando la matriz calculada en el punto 4 y el número de ciclos por simulación.
7. Una vez que se tienen todos los ciclos, el daño acumulado se calcula teniendo en cuenta la corrección de Goodman y la curva S-N del monopilote corregida. Para ello, se ha seguido el procedimiento expuesto en el apartado de *Modelo determinista de acumulación lineal de daño*.
8. En la Figura 109 se muestra el número de ciclos totales debido a todas las simulaciones. El número de ciclos totales durante la vida útil del aerogenerador se obtiene multiplicando los ciclos de cada simulación por las veces que se repite durante la vida útil. Se aprecia que existe una gran cantidad de ciclos de pequeña magnitud con una tensión media significativa. También destacan los ciclos con una amplitud y tensión media considerable. Los ciclos de mayor amplitud son debidos a estados de oleaje con alturas de ola elevadas.

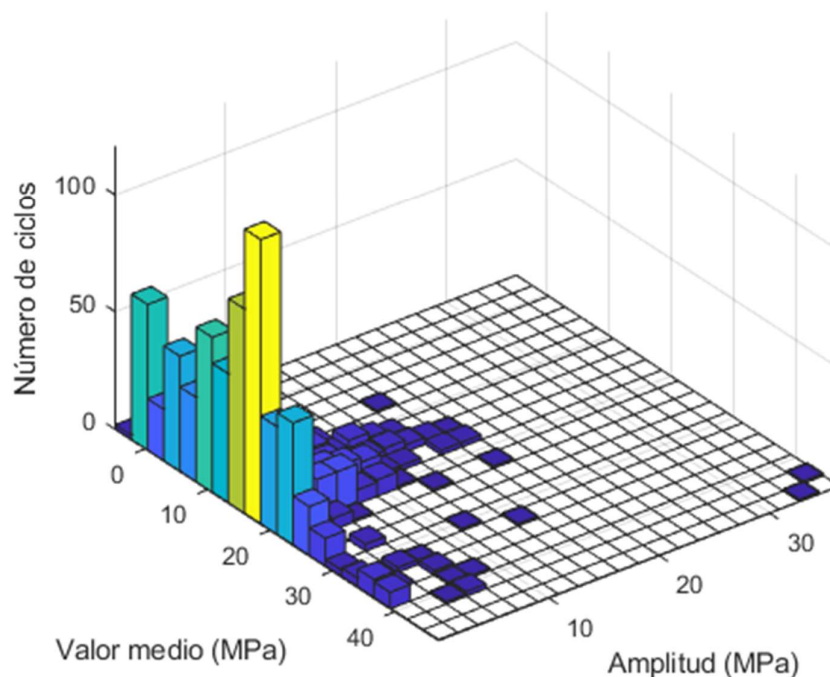


Figura 109. Ciclos de tensión de todas las simulaciones realizadas

Finalmente, se obtiene un daño acumulado de 0,3503. Como el punto crítico del monopilote es una soldadura, el máximo daño acumulado permitido es 0,5 por lo que el monopilote se ha fatigado un 70,06% en 25 años de funcionamiento del aerogenerador.

10.4 Diseño óptimo de la cimentación

Para optimizar el monopilote desde el punto de vista de la fatiga, se mantendrá constante el diámetro externo de 6 metros y se variará el espesor con el fin de obtener un daño acumulado del 100 % a los 25 años. Se ha decidido mantener el diámetro externo constante, ya que las cargas aerodinámicas y del oleaje dependen de este diámetro. Modificando solo el espesor, es posible optimizar el monopilote sin tener que rehacer las simulaciones.

En la Figura 110 se muestra el daño acumulado en el monopilote al final de su vida útil y la magnitud del área de la sección en función del espesor del monopilote. El área de la sección está directamente relacionada con la cantidad de material necesario para construir el monopilote. De la gráfica se desprende que a mayor espesor, mayor será la cantidad de material necesario y mayores serán los costes de producción. En efecto, a mayor espesor, habrá que emplear más energía para curvar las planchas de acero que componen el monopilote y habrá que utilizar maquinaria más compleja para llevar a cabo su construcción. Por otro lado, a menor espesor, se producirán mayores valores de tensión en el monopilote, lo que repercutirá en un aumento de la fatiga.

Por tanto, la elección del espesor del monopilote es un compromiso entre los costes de producción y el riesgo de fallo que se quiera asumir.

La Figura 110 se ha obtenido haciendo un barrido en el espesor del monopilote y calculando para cada espesor el daño acumulado durante la vida útil del aerogenerador por el procedimiento expuesto anteriormente. La sensibilidad del espesor se ha establecido en 1 mm y se obtiene que para un espesor de 11,2 cm, el daño acumulado sobre el monopilote es del 99,72%.

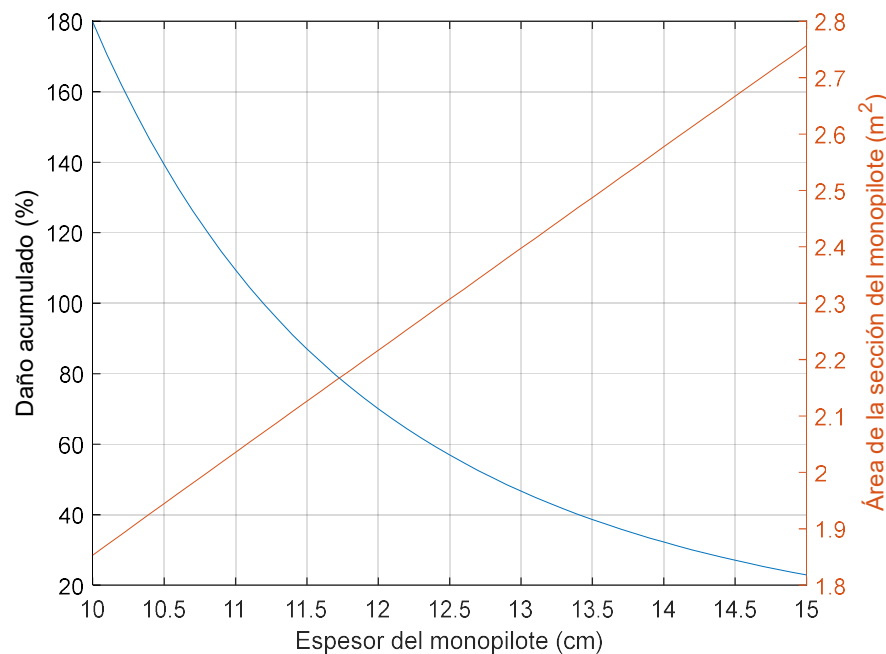


Figura 110. Daño acumulado y área de la sección del monopilote en función del espesor del monopilote

Por último, se muestran algunos de los resultados más interesantes de las simulaciones de los DLC empleadas para evaluar la fatiga del monopilote.

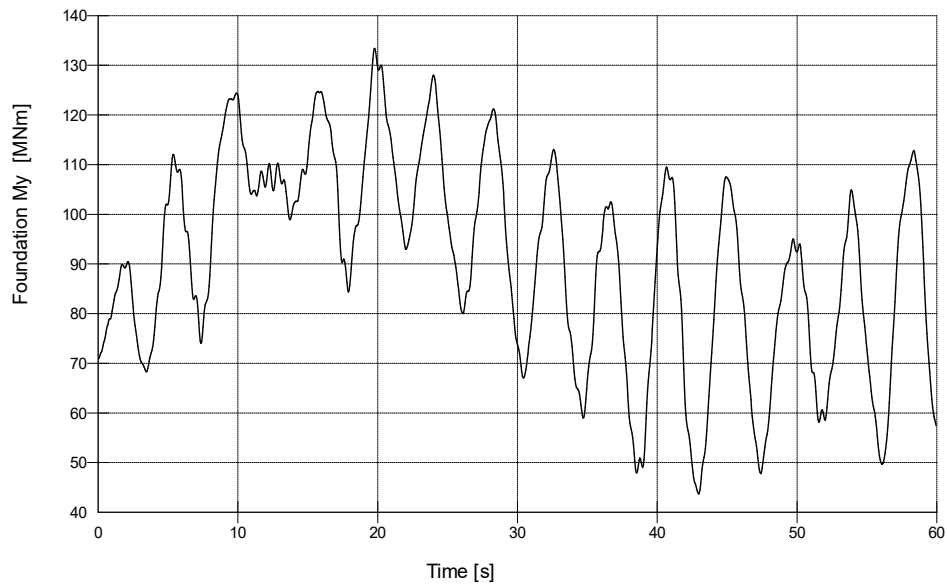


Figura 111. Simulación del DLC 1.1 a una velocidad de viento de 11m/s

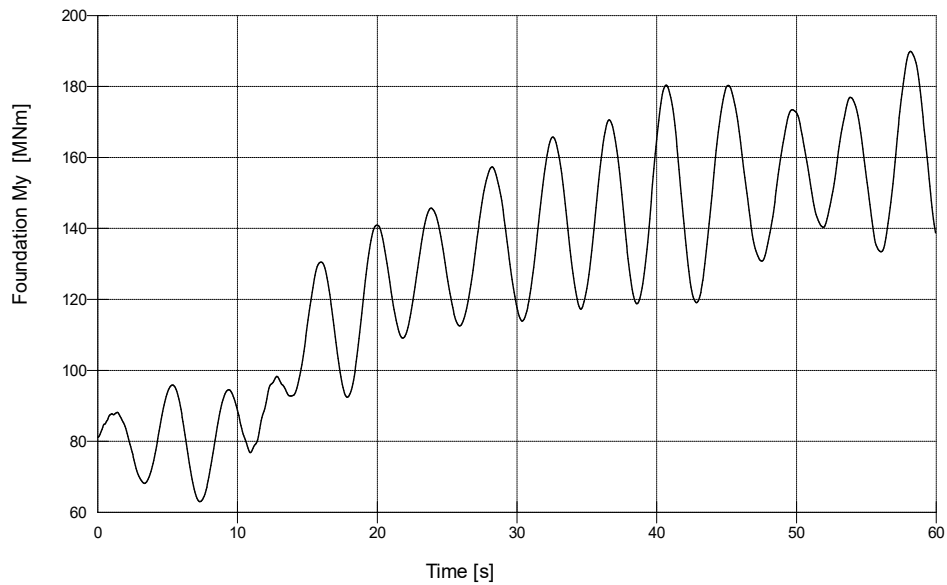
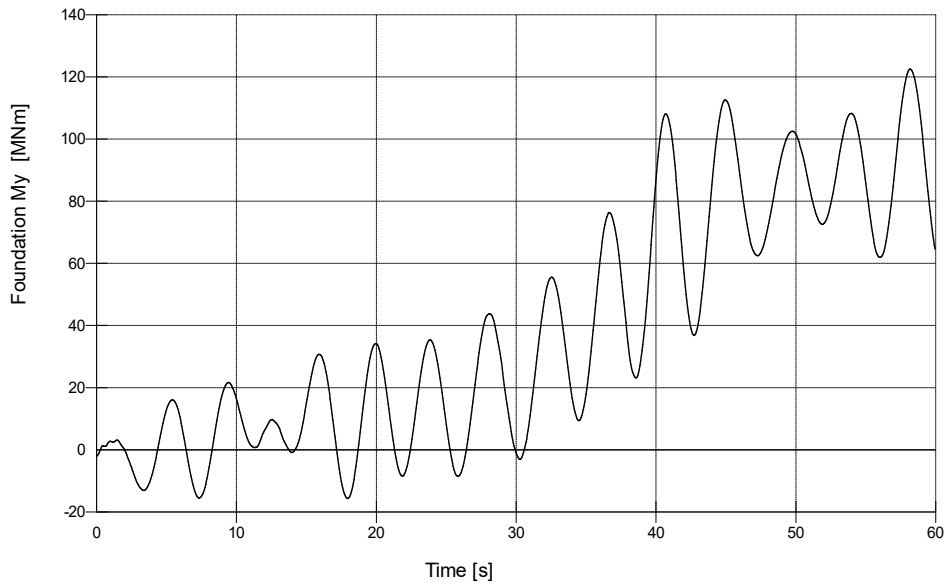
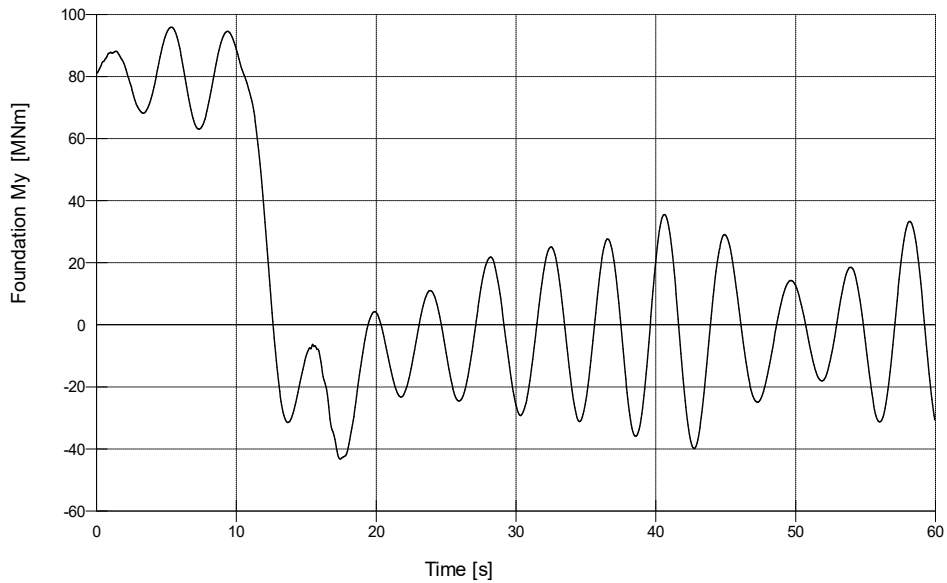


Figura 112. Simulación del DLC 1.4 a una velocidad de viento de 11m/s



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 113. Simulación del DLC 3.1 a una velocidad de viento de 11m/s



Bladed Educational - Licensed to:
 Universidad Pontificia de Comillas

Figura 114. Simulación del DLC 4.1 a una velocidad de viento de 11m/s

11 Conclusiones

Como se ha visto, un aerogenerador marino está sometido a cargas variables debido principalmente a la naturaleza aleatoria del viento y del oleaje. También puede estar sometido a cargas variables fruto del propio funcionamiento de la turbina, como por ejemplo, las debidas a desequilibrios en el rotor.

Este hecho implica la necesidad de realizar un análisis de fatiga en el diseño de las cimentaciones, con el fin de evitar una rotura inesperada del aerogenerador (con el coste y riesgo que ello supone).

En un análisis de fatiga es igual de importante predecir correctamente la variabilidad de las cargas como utilizar modelos que predigan de manera precisa el daño acumulado.

En cuanto al análisis de cargas, las conclusiones más importantes son:

- Destaca la gran influencia de las vibraciones de la estructura y de la turbulencia del viento sobre la variabilidad de las cargas en las cimentaciones. Es por eso que estos aspectos deben tenerse en cuenta en el análisis de fatiga de las cimentaciones:
 - Las vibraciones de la torre pueden llegar a magnificar considerablemente las cargas producidas por el oleaje, debido a la gran influencia de la fuerza inercial de la estructura que aparece por el hecho de estar vibrando.
 - La turbulencia del viento aumenta la variabilidad de las cargas aerodinámicas sobre el rotor porque las condiciones aerodinámicas de cada pala van a ser más distintas entre sí, lo que provocará que se originen fuerzas aerodinámicas más distintas en cada pala.
- Las cargas del oleaje tienden a producir tensiones variables de media 0 con una variabilidad elevada. En cambio, las cargas aerodinámicas tienen una variabilidad más pequeña en comparación con las cargas del oleaje. Estas cargas aerodinámicas aportan principalmente una tensión media sobre las cimentaciones. Esto ocurre cuando el aerogenerador funciona en unas condiciones de funcionamiento normales (condiciones en las que se encontrará la mayor parte del tiempo).
- Las cargas hidrodinámicas constituyen el principal motivo de la fatiga del monopilote cuando se instala en un emplazamiento de profundidad elevada. Por este motivo, a partir de ciertas profundidades se apuesta por otro tipo de estructuras de soporte, como estructuras de tipo jacket.
- La predicción de las cargas a las que está sometido un aerogenerador marino es un problema complejo y es necesario emplear herramientas avanzadas como Bladed para su determinación precisa:

- Por un lado, el cálculo de las cargas aerodinámicas es un problema en el que entran en juego una gran cantidad de factores, los cuales se encuentran interrelacionados entre sí de una manera compleja. Entre estos factores destacan la geometría del rotor, las vibraciones de las palas y de la torre, la turbulencia del viento, etc.
- Por otro lado, el cálculo de las cargas del oleaje es complejo, ya que es necesario emplear relaciones no lineales para su determinación. Además, bajo ciertas condiciones, pueden entrar en juego efectos difíciles de modelar como la difracción o ser necesaria la utilización de modelos más complejos al perder validez ciertas simplificaciones, por ejemplo, el principio de superposición.
- La sección crítica del monopilote se encuentra a nivel del suelo marino. El punto crítico de la cimentación se sitúa en la sección crítica y corresponde al punto que se encuentra más a tracción.
- El esfuerzo más importante en el punto crítico del monopilote es el momento producido por el empuje del viento perpendicular al rotor y debido al oleaje en esa misma dirección. Este esfuerzo es el que más variabilidad aporta en la tensión generada en las cimentaciones.
- El axil en el monopilote genera una tensión a compresión importante en su punto crítico, al tener el monopilote un área de sección reducida. Este axil aparece principalmente por el peso de la estructura y tiende a ralentizar el proceso de fatiga en la cimentación.

En cuanto a la aplicación de modelos de predicción de fatiga en las cimentaciones de un aerogenerador, las conclusiones más importantes son:

- Destaca el hecho de que la fatiga es un fenómeno complicado, de naturaleza estocástica y difícil de predecir. Esto es debido a que depende de una gran cantidad de factores difícilmente cuantificables como el acabado superficial, la temperatura, las condiciones del entorno, la concentración de tensiones, etc. Existen distintos modelos, tanto deterministas como probabilísticos, que intentan predecir su naturaleza. Se han aplicado tres modelos distintos de los cuales se obtienen las siguientes conclusiones:
 - El modelo determinista de acumulación lineal de daño es un modelo conservador y fácil de llevar a cabo en la fase de diseño de un componente. Sin embargo, tiene el inconveniente de que no tiene en cuenta el orden en el que se aplican los ciclos de tensión y no es capaz de predecir la evolución de un defecto detectado en las cimentaciones de manera prematura.
 - El modelo determinista de propagación de grietas utilizado es un modelo que aporta más información sobre el estado de la cimentación que el modelo lineal de acumulación de daño. Es un modelo más preciso, ya que tiene en cuenta el orden de aplicación de los ciclos de tensión. Esto lo hace ideal para realizar un seguimiento preciso en tiempo real del crecimiento de una grieta en la cimentación.

- El modelo probabilístico de fatiga utilizando cadenas de Markov tiene en cuenta la naturaleza probabilística de la fatiga. Aporta más información sobre el estado de las cimentaciones que el modelo determinista de propagación de grietas. Tiene el inconveniente de que para una correcta estimación del estado de las cimentaciones, es necesario emplear un gran esfuerzo computacional. Esto implica que no sea recomendable en un diseño preliminar de un componente. Sin embargo, puede ser utilizado para predecir en tiempo real el crecimiento de una grieta teniendo en cuenta el orden de aplicación de los ciclos de tensión.
- La principal ventaja de la aplicación de técnicas avanzadas de fatiga sobre las cimentaciones es que, ante la eventual aparición prematura de un defecto, permite realizar un seguimiento de la cimentación en tiempo real de manera precisa. Este aspecto es muy importante, ya que permite tomar decisiones encaminadas a minimizar las consecuencias derivadas de la aparición de dicho defecto.
- En un análisis de fatiga, debe ser estudiado el efecto del ruido en la señal de tensión en el punto crítico de un componente. Como se ha demostrado, el ruido en la señal de tensión de las cimentaciones puede llegar a tener un efecto importante en las cimentaciones. La idea que puede estar detrás de este fenómeno es que la fatiga depende de cómo varía la tensión a gran escala y no de cómo varía a una escala de tiempo pequeña.

Por último, es importante señalar que el diseño de las cimentaciones de un aerogenerador marino para soportar cargas de fatiga es un compromiso entre el coste de la cimentación y su fiabilidad. Por eso interesa conocer de manera precisa el comportamiento de la fatiga, para poder llegar al mejor equilibrio posible en este compromiso. La elección de una cimentación del tipo monopilote ayuda en este aspecto, al tratarse de una cimentación simple que facilita su modelado. Además, para acercarse más a un diseño óptimo del monopilote es necesario tener en cuenta los distintos modos de funcionamiento del aerogenerador, así como la variación de las condiciones ambientales durante la vida útil del aerogenerador.

12 Bibliografía

- [1] Wikipedia, «Wikipedia,» 21 Junio 2022. [En línea]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/DNV>.
- [2] «DNV,» [En línea]. Available: <https://www.dnv.com/services/wind-turbine-design-software-bladed-3775>.
- [3] «Iberdrola,» [En línea]. Available: <https://www.iberdrola.com/sustainability/offshore-wind-turbines-foundations>.
- [4] M. Keene, «Windpower Engineering & Development,» 4 January 2021. [En línea]. Available: <https://www.windpowerengineering.com/comparing-offshore-wind-turbine-foundations/>.
- [5] «DANISH WIND INDUSTRY ASSOCIATION,» 10 Mayo 2003. [En línea]. Available: <http://xn--drmstrre-64ad.dk/wp-content/wind/miller/windpower%20web/es/tour/rd/gravitat.htm>.
- [6] D. Mulazzani, «OffshoreWIND,» 2 Febrero 2021. [En línea].
- [7] «CONVERtronic,» [En línea]. Available: <https://convertronic.net/noticias/tecnologia/9512-monopilotes-para-parques-eolicos-en-alta-mar-con-dillinger.html>.
- [8] H. Guy T. y B. Bryon W. , «Suction Caisson Foundations for Offshore Wind Turbines and Anemometer Masts,» *Wind Engineering*, vol. 24, n° 4, pp. 249-255, 2000.
- [9] S. Malhotra, «Selection, Design and Construction of Offshore Wind Turbine Foundations, Wind Turbines,» 2011.
- [10] O. E. R. P.-M. Y. S. y K. S. , Special Report on Renewable Energy. IPCC, United Kingdom and New York: Cambridge University Press, 2011.
- [11] M. Leimeister, «Critical review of floating support structures for offshore wind farm,» *Journal of Physics: Conference Series*, 2018.
- [12] A. Du, «EMPIRE engineering,» 27 August 2021. [En línea]. Available: <https://www.empireengineering.co.uk/semi-submersible-spar-and-tlp-floating-wind-foundations/>.
- [13] Garrad Hassan & Partners Ltd, Bladed User Manual, Bristol, 2014.
- [14] WINDnovation Engineering Solutions GmbH, *LZ62-5.0 Design Description Specification*, Berlin, 2011.

- [15] «Wikipedia,» 9 Junio 2022. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Coeficiente_de_arrastre.
- [16] A. Onieva Bascón, Desarrollo del sistema de guiñada de la turbina eólica marina, TFG Universidad Pontificia Comillas (ICAI), 2022.
- [17] M. Maestu Ortega, Regulación y operación de turbinas eólicas en condiciones marítimas, TFG Universidad Pontificia Comillas (ICAI), 2022.
- [18] G. R. Certification, Guideline for the Certification of Offshore Wind Turbines, 2012.
- [19] M. O. L. Hansen, Aerodynamics of Wind Turbines, 2008.
- [20] P. Moriarty y A. Hansen, «AeroDyn Theory Manual,» *Researchgate*, 2005.
- [21] D. A. Spera, Wind Turbine Technology, New York, 1994.
- [22] Garrad Hassan & Partners Ltd, Bladed Theory Manual, Bristol, 2014.
- [23] C. C. Ngo y K. Gramoll, «eCourses,» [En línea]. Available: http://www.ecourses.ou.edu/cgi-bin/ebook.cgi?topic=fl&chap_sec=07.4&page=theory.
- [24] J. Journée y W. Massie, OFFSHORE HYDROMECHANICS, 2001.
- [25] G. Clauss, E. Lehmann y M. Shields, Offshore Structures: Volume I: Conceptual Design and Hydromechanics, London: Springer, 1992.
- [26] «Flottweg SE,» 3 Enero 2022. [En línea]. Available: <https://www.flottweg.com/es/wiki/tecnica-de-separacion/viscosidad-dinamica/>.
- [27] L. C. Reese, S. T. Wang, W. M. Isenhower y J. A. Arrellaga, A Program for the Analysis of Piles and Drilled Shafts Under Lateral Loads, 2004.
- [28] H. R. Galbarro, «Ingemecánica,» [En línea]. Available: <https://ingemecanica.com/tutoriales/geotecnia.html#compresion>.
- [29] J. A. Roca, «Utilizan una técnica de soldadura rápida que reduce los tiempos hasta en un 80% en Dogger Bank, el mayor parque eólico del mundo,» *El Periódico de la Energía*, 29 Mayo 2021.
- [30] «Marpa Vacuum,» 15 Febrero 2022. [En línea]. Available: <https://marpavacuum.com/soldadura-haz-electrones-como-funciona/>.
- [31] A. Nieslony, «MathWorks,» 4 Abril 2010. [En línea]. Available: <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3026-rainflow-counting-algorithm>.
- [32] J. Corral Saiz, M. Abasolo Bilbao y E. Iriondo Plaza, *Diseño de máquinas*, 2017.

- [33] J. L. Arana y J. J. González, MECÁNICA DE FRACTURA, Bilbao: argitalpen zerbitzua.
- [34] «MechaniCalc,» [En línea]. Available: <https://mechanicalc.com/reference/fracture-mechanics>.
- [35] A. A. Andrade, W. A. Mosquera y L. V. Vanegas, «Modelos de crecimiento de grietas por fatiga,» *Entre Ciencia e Ingeniería*, 2015.
- [36] L. Gansted, R. Brincker y L. P. Hansen, «The Fracture Mechanical Markov Chain Fatigue Model Compared with Empirical Data,» *Building and Structural Engineering, Aalborg University*, 1994.
- [37] J. Schijve, Fatigue of Structures and Materials, Delft: Springer, 2008.
- [38] «MechaniCalc,» [En línea]. Available: <https://mechanicalc.com/reference/stress-intensity-factor-solutions>.
- [39] «Iberisa,» [En línea]. Available: <http://www.iberisa.com/soporte/fatiga/intro.htm>.
- [40] J. L. Bogdanoff y F. Kozin, Probabilistic Models of Cumulative Damage, John Wiley & Sons Inc, 1985.
- [41] «Wikipedia,» 27 Enero 2022. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Cadena_de_M%C3%A1rkov.
- [42] «FRACTURE MECHANICAL MARKOV CHAIN CRACK GROWTH MODEL,» de *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 38, Pergamon Press plc, 1991, pp. 475-489.
- [43] E. Fontaine, «A Theoretical Explanation of the Fetch- and Duration-Limited Laws,» *AMS Publications*, 2013.
- [44] E. Gilardoni y M. Retes, «MANIOBRA DE BUQUES,» 2012. [En línea]. Available: <https://www.maniobradebuques.com/articulosTecnicos/articulo65.html#:~:text=Se%20conoce%20en%20general%20con,permaneciendo%20siempre%20bajo%20su%20acaci%C3%B3n>.
- [45] «S.K.I,» [En línea]. Available: <https://ski-consult.de/en/taetigkeitsbereiche/offshore-windenergieanlagen/tripile/>.

ANEXO I. Especificaciones preliminares del aerogenerador

Parámetros sobre el tipo de aerogenerador

- Clase IEC: I
- Turbulencia de grado B

Características de los posibles emplazamientos

- Condiciones de viento (emplazamiento A): 10,6 m/s de velocidad media, K Weibull 1,979
- Profundidad (emplazamiento A): 40 m
- Condiciones de viento (emplazamiento B): 10,8 m/s de velocidad media, K Weibull 1,985
- Profundidad (emplazamiento B): 50 m

Características de funcionamiento

- Potencia eléctrica generada: 5 MW+10 %
- Rango de viento operativo: 3,5 m/s-30 m/s
- Revoluciones mínimas/nominales/máximas: 6 rpm/12 rpm/20rpm

Características del tren de potencia

- Tipo generador: síncrono a imanes permanentes
- Tipo de transmisión: directa
- Diámetro entrehierro del generador: 7000 mm
- Entrehierro del generador: 6 mm
- Número de polos: 360
- Longitud axial de los polos y yugos: 1300 mm
- Altura/anchura de los polos (imanes): 18 mm/42,5 mm
- Clase de los imanes: N3616
- Altura de yugos rotórico/estático : 15 mm/13 mm
- Altura y anchura de las ranuras estatoricas: 83 mm/9,26 mm
- Número de ranuras por paso polar: 3
- Resistencia del estator: 0,077/30 Ω
- Impedancia síncrona: 0,035 Ω
- Pérdidas en el hierro: 44 kW
- Rendimiento del generador: 95 %
- Tensión nominal: 690 V
- Factor de potencia: 0,9
- Máxima corriente del convertidor: 6E3 A
- Máxima tensión del convertidor: 800 V
- Rendimiento del convertidor: 97 %
- Potencia de cargas auxiliares: 10 kW

- Posición del cojinete anterior: $X_A = -3197$; $Z_A = 2936$ mm
- Posición del cojinete posterior: $X_B = 950$; $Z_B = 2500$ mm
- Diámetro interno del rotor en el generador: 6800 mm
- Masas rotóricas de la transmisión más generador: 50 t
- Masas no rotóricas de transmisión+generador: 55 t
- Centro de masas de la transmisión más generador: $X = -1340$ mm, $Z = 2710$ mm
- Pérdidas mecánicas de la transmisión (incluido rotor generador): 4%

Características del rotor aerodinámico

- Diámetro rotor aerodinámico: 126 m
- Ángulo de inclinación eje principal: 6°
- Ángulo de conicidad de las palas: -3°
- Longitud de las palas: 62 m
- Amortiguamiento de los modos de resonancia de la pala (todos los modos): 0,477 %
- Diámetro del buje: 3 m
- Altura buje sobre el nivel medio del mar: 92 m
- Coordenadas del centro geométrico del buje: $X = -5213$ mm; $Z = 3148$ mm
- Masa del buje (sin incluir las palas): 40 t (en el centro geométrico)
- Sistema de coordenadas: coordenadas de orientación (Yaw System Coordinates según GL)
- Origen de coordenadas: cruce del plano horizontal 200 mm sobre la torre con el eje de la torre

Características del sistema de control

- Clase sistema de control: control de paso
- Velocidad máxima giro palas: $8^\circ/s$
- Tiempo de aceleración de giro del ángulo de paso: 0,2 s.
- Diámetro primitivo de sistema de orientación: 5925 mm
- Módulo sistema de orientación: 24 mm
- Velocidad de orientación: 0,3grados/segundo
- Tiempo de aceleración giro: 6 segundos
- Par nominal de cada accionamiento: 49,0 kNm
- Par de pico de cada accionamiento: 98,1 kNm
- Relación engranajes: 1253,6
- Z piñón: 14
- Potencia nominal motor: 5,5 kW
- Velocidad motor: 940 rpm
- Rendimiento (motor+reductora): 70,00%

Características de la góndola y la torre

- Dimensiones de la góndola: cilindro con diámetro 8,5 m, longitud 8 m
- Masa global de la góndola (no incluido rotor aerodinámico): 200 t
- Centro de masas de la góndola: $X = -1000$ mm; $Z = +3000$ mm

- Diámetro exterior torre: 6000 mm
- Altura entrada acoplamiento cables: 55 m
- Altura total de la torre: 133 m
- Masa total de la torre en espera del diseño: 1900 t

Condiciones marinas

- Máxima altura significativa de ola (50 años): 5,08 m
- Periodo pico de ola: 11,01 segundos
- Densidad del agua: 1030 kg/m³
- Máxima variación del nivel del mar (50 años): 3,6 m
- Máxima velocidad de corriente marina (50 años): 1,3 m/s

ANEXO II. Alineación con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS)

Los objetivos del proyecto contribuyen a la investigación y al desarrollo de la energía eólica marina. Este tipo de energía es un tipo de energía renovable que está de acuerdo con los siguientes objetivos de desarrollo sostenible:

- Garantizar el acceso a una energía asequible, segura, sostenible y moderna: La investigación en el campo de la energía eólica marina supone el aumento de producción de energía de forma limpia y sostenible. La creación de formas alternativas de obtención de energía limpia y sostenible favorece la accesibilidad de la misma.
- Promover el crecimiento económico inclusivo y sostenible, el empleo y el trabajo decente para todos: El desarrollo del sector eólico marino supone la creación de nuevos puestos de trabajo contribuyendo al crecimiento económico.
- Adoptar medidas urgentes para combatir el cambio climático y sus efectos: La energía eólica marina al ser renovable no emite gases contaminantes ni residuos perjudiciales para el ecosistema.
- Conservar y utilizar sosteniblemente los océanos, los mares y los recursos marinos: La construcción de aerogeneradores en el mar no contribuye a la contaminación de las aguas ni a su acidificación.

El cumplimiento de estos objetivos es importante para la construcción de un mundo respetuoso con el medio ambiente, al mismo tiempo que satisface las necesidades energéticas de la humanidad.