



National Technical University of Athens

School of Mechanical Engineering

SECTION OF FLUIDS

**Active load control of wind turbine blades through the  
combined use of Individual Pitch Control and Individual  
Flap Control based on wind inflow measurements via an  
ideal spinner anemometer**

Thesis

of

**Spyropoulos Nikos**

Athens, October 2017

# Abstract

In the effort of finding sustainable ways to meet the global energetic demands, wind energy plays a major role. Modern wind turbines with tower top height at 100 *m* and rotor diameter at 180 *m* produce power of MW in order of magnitude, while they generate clean energy for more than two decades. In such machines, the flap deflection at the tip of the blade exceeds 10% of the turbine's radius. Thus, modern research concentrates on an effort to reduce the aerodynamic loads induced on them.

A means of doing so is by reducing the fluctuating loads of the blades, which come from a variety of sources such as turbulence in the wind, vertical and horizontal wind shear, yaw misalignment and flow inclination, shaft tilt, wind gusts, tower shadow and gravity effect.

The main two methods for fluctuating loads reduction are passive and active control. In this thesis, we assessed the capabilities of active control techniques. The main idea of active control lies in regulating the aerodynamic properties of the blades (change of angle of attack or lift coefficient curve) based on information that comes from appropriate sensors (strain gauges, accelerometers, pitot tubes, LIDAR, spinner anemometers etc).

One of the most promising ways to achieve that is by utilizing the ability to rotate the whole blade through the pitch mechanism (change of the angle of attack) or by utilizing shape morphing techniques (leading & trailing edge flaps, smart materials) at the blades of the wind turbine (change of the lift coefficient curve). These techniques have been respectively known as Individual Pitch Control (IPC) and Individual Flap Control (IFC) and their own potential, as well as the one of their combination (IPFC), is the first subject to investigate on this thesis.

The above control methods and their combination belong to the feedback control techniques. Conventional feedback controllers can compensate the wind excitations only with a delay. This problem can be overcome by utilizing inflow sensor measurements (LIDAR, spinner anemometers a.s.o.). In this thesis, we also assessed the capabilities of an Individual Flap Controller with Spinner anemometer (IFCS) and its combination with the conventional IPC (IPFCS).

Finally, a comparison between the conventional feedback and the novel feedforward control technique has been carried out, as an effort to understand the applications on which each technique prevails.

The results are much promising, indicating that this modern kind of active control should continue to be investigated in future as it shows great potential for low turbulence intensity cases. From the simulations carried out on deterministic runs using IFCS, it followed that an alleviation of up to 70% on the fatigue loads seems well feasible with today's technology.

## Acknowledgements

I would first like to thank my thesis supervisor Assistant Professor Vasilis Riziotis of the School of Mechanical Engineering, Section of Fluids at National Technical University of Athens. The door to Prof. Riziotis office was always open whenever I ran into a trouble spot or had a question about my research or writing. He consistently allowed this paper to be my own work, but steered me in the right the direction whenever he thought I needed it.

I would also like to thank the expert who was involved in the validation survey for this research project: Dr Dimitris Manolas. Without his passionate participation and input, the validation survey could not have been successfully conducted.

I would also like to acknowledge Professor Spyridon Voutsinas of the of Mechanical Engineering, Section of Fluids at National Technical University of Athens as the second reader of this thesis, and I am gratefully indebted to him for his very valuable comments on this thesis.



# Table of Contents

Title .....	i
Abstract .....	ii
Acknowledgements .....	iv
Table of Contents .....	vi
List of Figures .....	viii
List of Tables .....	xi
1. Introduction.....	1
2. Simulation Tools .....	6
2.1 Description of the aeroelastic solver.....	6
2.2 Description of the Reference Wind Turbine.....	9
2.3 Description of the inflow sensor measurement (spinner anemometer) .....	13
3. Conventional Individual Pitch and Flap Control.....	15
3.1 Individual Pitch Control.....	15
3.1.1 Introduction.....	15
3.1.2 Method Analysis.....	17
3.1.3 Results and Discussion.....	22
3.2 Individual Flap Control.....	26
3.2.1 Introduction.....	26
3.2.2 Method Analysis.....	26
3.2.3 Results and Discussion.....	30
3.3 Individual Pitch and Flap Control .....	33
3.3.1 Introduction.....	33
3.3.2 Method Analysis.....	34
3.3.3 Results and Discussion.....	34
4. Innovative Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer .....	39
4.1 Individual Flap Control with Spinner anemometer.....	39
4.1.1 Introduction.....	39
4.1.2 Method Analysis.....	39

4.1.3	Results and Discussion.....	47
4.2	Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer .....	51
4.2.1	Introduction.....	51
4.2.2	Method Analysis.....	51
4.2.3	Results and Discussion.....	52
5	Comparison of different control strategies and conclusions .....	55
5.1	Comparison between all control methods.....	55
5.2	Comparison between IFC and IFCS .....	58
6	Future work.....	64
6.1	Adaptive Individual Flap Control with Spinner anemometer .....	64
7	References.....	65
	Εκτεταμένη Ελληνική Περίληψη .....	68

# List of Figures

Figure 2.1: (a) Wind turbine inertial frame and local frame of the various components, (b) Realization of multibody kinematics, examples of elastic q-DOFs, (c) Realization of multibody kinematics, examples of controlled of free motion q-DOFs.....8

Figure 2.2: Realization of multibody kinematics at the level of the component.....9

Figure 2.3: A wind step case. Red line: wind speed. Black line: pitch angle. Blue line: generator power .....10

Figure 2.4: The concept of a spinner anemometer with three sonic sensors mounted on the front part of the spinner .....14

Figure 2.5: Wind speed contours around a spinner with wind from the right, at a flow inclination angle of  $-10^\circ$ , which means flow coming from below .....14

Figure 3.1: Fourier transformation of the signal of the flapwise moment at the root of the first blade .....15

Figure 3.2: 1P variation of the flapwise moment at the root of the first blade due to wind turbulence .....16

Figure 3.3: 1P variation of the flapwise moment at the root of the first blade, a 1P fluctuation load that is induced by the control mechanism and the result of their superimposition .....17

Figure 3.4: Bending moments on local rotating system of the blade (red) and the rotating system of the rotor disk (yellow).....18

Figure 3.5: Moments on rotating and non-rotating frame of rotor disk.....19

Figure 3.6: Comparison between filtered and non-filtered signal of  $M_{tilt}$  .....200

Figure 3.7: The magnitude of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  is proportional to the amplitude of  $M_{flap}$ . .....21

Figure 3.8: Block diagram of the IPC method .....21

Figure 3.9: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control .....24

Figure 3.10: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control .....24

Figure 3.11: Edgewise moment ( $M_{edge}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control .....25

Figure 3.12: Pitch activity of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control .....25

Figure 3.13: Pitch angle variation .....26

Figure 3.14: Schematic of the IFC method .....27

Figure 3.15: Morphing capabilities by applying a modular flap controlled by SMAs. Morphing Cases for the 10MW WT Section. A. Independent Movement of 30% Flap and B. Combined Movement of 10% and 30% Modular Flaps.....28

Figure 3.16: The various Trailing Edge camber line geometries studied .....28

Figure 3.17:  $\Delta C_L$  vs. angle of attack for different camber line geometries. Flap angle  $\pm 4$  deg....28

Figure 3.18: Analytical equation for the variation of the blade root bending moments for flap located at different positions along the blade span .....29



Figure 3.19: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	30
Figure 3.20: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	31
Figure 3.21: Edgewise moment ( $M_{edge}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	31
Figure 3.22: Flap angle at the root of the first blade. Comparison between high ( $U_0 = 16 \text{ ms}$ ) and low ( $U_0 = 12 \text{ ms}$ ) wind speed .....	33
Figure 3.23: Flap angle variation. ....	33
Figure 3.24: Block diagram of the IPFC method .....	34
Figure 3.25: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	35
Figure 3.26: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	36
Figure 3.27: Edgewise moment ( $M_{edge}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.....	36
Figure 3.28: Pitch angle of the root of the first blade. Comparison between IPC and IPFC .....	37
Figure 3.29: Flap angle of the root of the first blade. Comparison between IFC and IPFC .....	38
Figure 3.30: Pitch angle variation .....	38
Figure 4.1: Comparison between filtered and non-filtered signal of yaw angle .....	40
Figure 4.2: Description of IFCS.....	41
Figure 4.3: Description of the automated tuning process.....	42
Figure 4.4: Deterministic simulation. Comparison between IFC and IFCS.....	43
Figure 4.5: Map of $\beta f_1$ for zero inclination angle and shear exponent 0.2.....	44
Figure 4.6: Map of $\beta f_2$ for zero inclination angle and shear exponent 0.2.....	45
Figure 4.7: Map of $\Delta\psi_1$ for zero inclination angle and shear exponent 0.2.....	45
Figure 4.8: Map of $\Delta\psi_2$ for zero inclination angle and shear exponent 0.2.....	46
Figure 4.9: Effect of flap controller on out of plane moment variation at the wind speed of 16m/s and for yaw angle of $30^\circ$ .....	46
Figure 4.10: Effect of flap controller on out of plane moment variation at the wind speed of 16m/s and for a ramp variation of the yaw angle starting at $-45^\circ$ and increasing up to $+45^\circ$ .....	47
Figure 4.11: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.....	49
Figure 4.12: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.....	50
Figure 4.13: Edgewise moment ( $M_{edge}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.....	50
Figure 4.14: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner .....	53

<b>Figure 4.15: Flapwise moment (<math>M_{flap}</math>) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner .....</b>	<b>53</b>
<b>Figure 4.16: Edgewise moment (<math>M_{edge}</math>) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner .....</b>	<b>54</b>
<b>Figure 5.1: Wind inflow mapping in disk form and for wind speed of 25 m/s .....</b>	<b>59</b>
<b>Figure 5.2: Dissimilarity of axial wind speed throughout the rotor disk, caused by turbulence..</b>	<b>60</b>
<b>Figure 5.3: Dissimilarity of yaw angle throughout the rotor disk, caused by turbulence .....</b>	<b>61</b>
<b>Figure 5.4: Dissimilarity of low-pass filtered axial wind speed throughout the rotor disk, caused by turbulence .....</b>	<b>62</b>
<b>Figure 5.5: Dissimilarity of low-pass filtered yaw angle throughout the rotor disk, caused by turbulence .....</b>	<b>62</b>
<b>Figure 5.6: DEL reduction at various levels of turbulence intensity. Comparison between IFC and IFCS .....</b>	<b>63</b>

# List of Tables

Table 1.1: Simulation set-up peer-reviewed papers and PhD theses.....	3
Table 2.1: Nacelle and hub Properties .....	10
Table 2.2: Drivetrain Properties.....	11
Table 2.3: Natural frequency for the shaft torsion mode .....	11
Table 2.4: Wall thickness distribution of the tower .....	11
Table 2.5: Cross section stiffness and mass properties of the tower.....	12
Table 2.6: Natural frequency for the isolated blade .....	12
Table 2.7: Natural frequency of the whole wind turbine.....	13
Table 3.1: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various integral gain values compared to no control ( $K_I = 0 \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ ) case .....	23
Table 3.2: Trailing edge flap configuration of conventional IFC loop .....	29
Table 3.3: Load reduction at the root of the first blade (compared to no control $K_{fI} = 0 \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ case) for various above rated wind speed values and for the optimum integral gain value ( $K_{fI} = 7 \cdot 10^{-9} \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ ) .....	30
Table 3.4: Comparison between the attenuation of IPC and IFC for various above rated wind speeds .....	32
Table 3.5: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various pitch integral gain values compared to no control ( $K_I = 0 \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ ) case .....	35
Table 3.6: Comparison between the attenuation and the activity of IPC, IFC and IPFC for various above rated wind speeds.....	37
Table 4.1: Equivalent loads of $M_{flap}$ on deterministic simulations. Comparison between IFC and IFCS .....	43
Table 4.2: Trailing edge flap layout of IFCS loop.....	44
Table 4.3: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values, for vertical shear exponent equal to 0.2, for various yaw angle of $0^\circ$ and inclination angle of $0^\circ$ , compared to no control case .....	48
Table 4.4: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various values of yaw angle, for wind speed of $16 \frac{m}{s}$ , for vertical shear exponent equal to 0.2 and inclination angle of $0^\circ$ , compared to no control case.....	48
Table 4.5: Comparison between the attenuation of IPC and IFC for various above rated wind speeds .....	51
Table 4.6: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various pitch integral gain values compared to no control ( $K_I = 0 \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ ) case .....	52

**Table 5.1: Comparison between the attenuation of all control methods for various above rated wind speeds, for shear exponent equal to 0.2, for yaw angle of 0° and for inclination angle of 0° .....56**

**Table 5.2: Comparison between the attenuation of all control methods for various above rated wind speeds, for shear exponent equal to 0.2, for yaw angle of 30° and for inclination angle of 0° .....57**

**Table 5.3: DEL reduction at various levels of turbulence intensity. Comparison between IFC and IFCS .....63**

## 1. Introduction

In recent years, renewable energy technologies are being rapidly developed worldwide. Especially wind energy is now the second fastest-growing source of electricity in the world, with a global installed capacity of 432,883 *MW* at the end of 2015.

With the intention of lowering the cost of energy produced by wind, new control techniques are being investigated with the aim reduce the loads experienced by wind turbines during operation, so that their lifetime increases.

A means of doing so is by reducing the fluctuating loads of the blades, which come from a variety of sources such as turbulence in the wind, vertical and horizontal wind shear, yaw misalignment and flow inclination, shaft tilt, wind gusts, tower shadow, gravity effect e.t.c.

The main two methods for fluctuating loads reduction are passive and active control. The premier concept of passive load control is based on the counteraction of wind speed changes through passively adapting aeroelastic response of the rotor blades, or other methods like tension-torsion coupling, bending-twist coupling and sweep-twist coupling, which, however, are still under investigation. On the other hand, the main idea of active control lies in regulating the aerodynamic properties of the blades (change of angle of attack or lift coefficient curve) based on information that comes from appropriate sensors (strain gauges, accelerometers, Pitot tubes, LIDAR, spinner anemometers etc). The prevailing trend of active control methods is the Individual Pitch Control which utilizes the pitch actuator in order to change the angle of attack of the blade. Recently, there are studies in which IPC method has been augmented with the Individual Flap Control method [1]. In this approach, local aerodynamic surfaces (Trailing Edge Flaps) are distributed along the span of the blade. An actuator moves the Trailing Edge Flap, which brings about change on the lift coefficient and in this way controls the loads dynamically. Such concepts are generally referred to as Smart Rotor Control.

As overviewed in [2] , Andersen (see [3]) finds out the potential of flaps to compensate 34% of the fatigue equivalent damage in flapwise loading, while Barlas [4] reports slightly lower values up to 27%. Andersen pays attention to loads in the blade only, while Barlas also results in a reduction potential in the tower fore-aft bending moment and the tower tip deflections. Lackner and van Kuik [5] combined flaps with individual pitch control (IPC), thus expanded the approach to smart rotor control, leading to maximum blade root moment reductions of 22%. Bergami and Poulsen [6] have utilized a linear-quadratic controller leading to a 16% fatigue load reduction of the root bending moment. Castagnet and Wedel-Heinen [7] were the first to also take into account a limited set of ultimate load cases corresponding to power production conditions in their analysis. Unfortunately, no further specified generic turbine was used, nor were the flap dimensions mentioned in detail. Therefore, no qualitative comparison with the results presented in this paper is possible. A general trend was that extreme 25 loads are reduced as well, but not as efficiently as fatigue loads.

Along with numerical simulations, experimental work has been performed at Delft University of Technology, on which the feasibility of the smart rotor concept ([8], [9]) was proven. In the wind tunnel experiments with a scaled rotor, fatigue loads were reduced up to 59%. However, the low turbulence level of the wind tunnel environment has to be kept in mind. Therefore, it could not be reasonably concluded that utility sized turbines share the same load reduction potential. Castagnet [10] has actually been the first one to test a controller on a utility scale smart rotor in a field test. A Vestas V27 was rebuilt with three flaps with a span of 70 cm each on one of the blades, of which a single flap was operational during the experiment. The blade root moment reduction was up to 14% at a 38-minute simulation, which is less than the achieved values in numerical simulations of Barlas [4] or Markou [11]. However, in Table 1.1 it is clear that the size of the flap is significantly smaller than in all other efforts. Castagnet [12] also tried a full scale smart rotor experiment, but found significantly lower load reductions.

Bæk [13] is the first to approach the load reduction potential in a more global sense, as an effort to evaluate the whole wind turbine with all its components. Bæk performs two types of analyses:

Firstly, the stochastic nature of turbulence and its effect on the load reduction was investigated. For this purpose, 100 simulations at 11.0 m/s were performed. The standard deviation of load reduction in the blade root bending moment for 10-minute simulation is up to 3%.

The second analysis step, was the evaluation of power production load cases with a normal and extreme turbulence model for wind speeds from 5.0 to 25.0 m/s. Once more, a 10-minute simulation was performed on each wind speed. The advantage of Bæk's analysis is that more wind turbine components are taken into account. Alongside with the traditionally evaluated flapwise and edgewise blade root moments, the moments at the tower base, shaft torsion, hub moments, and the three moments at the tower top were taken into account as well. The reduction of the damage equivalent flapwise blade root bending moment was up to 15%. Significant reduction of fatigue loads at the hub and the tower top were found as well. Similar to Lackner and van Kuik [14], Bæk also investigates the effect of combining individual pitch control and individual flap control. He finds out that the combined control technique can considerably improve the performance of smart rotors, with hub fatigue load reductions of more than 40%. However, Bæk did not pay much attention to extreme. The most significant extreme load reduction, of up to 30%, is achieved for the tower top tilt moment.

Author	Flap chord ratio %	Flap width % of radius	Wind [m/s]	Shear exp.
Andersen [3]	10%	15-30%	11.4	0.14
Barlas [4]	10%	18%	7, 11.4, 15	0.2
Lackner and van Kuik [5]	10%	20%	8, 12, 16, 20	0.2
Bergami and Poulsen [6]	10%	20%	12-24	0.2
Castaignet [12]	13-18%	5%	Field test	Field test
Castaignet [10]	13-18%	5%	Field test	Field test
Bæk [13]	10%	20%	5-25	0.2

Author	Turbulence intensity	DEL reduction	Controller
Andersen [3]	0.06	25-37%	PD/HPF
Barlas [4]	0.06	10.9-27.3%	MPC
Lackner and van Kuik [5]	NTM	5.7-22.4%	PID
Bergami and Poulsen [6]	0.14-0.17	15.5% (average)	LQ
Castaignet [12]	Field test	14% (measured)	MPC
Castaignet [10]	Field test	5% (simulated)	MPC
Bæk [13]	0.06-0.18	15-20%	IBC

**Table 1.1: Simulation set-up peer-reviewed papers and PhD theses.**

NTM – Normal Turbulence Model

PD – Proportional-Derivative controller

HPF – High-Pass Filter

MPC – Model Predictive Controller

LQ – Linear Quadratic controller

PID – Proportional-Integral-Derivative controller

IBC – Individual Blade Control

So far, the conventional IFC method is being applied via actuators which drive the Trailing Edge Flaps and through the combination of sensors and controllers that provide feedback load control. The controller is based on the decomposition of the blade root out-of-plane moments of the three blades (measured in the rotating reference frame) into yaw and tilt moments in the hub fixed system (expressed in the non-rotating frame) through application of Coleman's transformation. The hub fixed moments represent the control input variables through which two output cyclic flap angles are defined. Re-modulation of the output cyclic flap angles by means of the inverse Coleman transformation provides the individual flap angles of the three blades. Nevertheless, the benefit of utilizing inflow sensor measurements (LIDAR, spinner anemometers a.s.o.) has not yet been fully explored. This research target is pursued in this thesis.

In particular, the main subject of this thesis is the comparison between the conventional IPC & IFC method, notated as IPFC, and a novel IPC & IFC method, which will take advantage of a spinner anemometer's ability to measure the wind inflow condition (hereinafter referred to as "IPFCS"). The main control idea of the innovative IFC with spinner lies in the inflow measurements, alongside with a look-up table that indicates the movement of the TEFs. The controller uses flap actuators with the aim to remove any deterministic source of load variation on blades, associated with the characteristics of the inflow. Such load variations are concentrated on multiples of the rotational frequency ( $P$  multiples) and they are mainly due to i) wind yaw misalignment - within the range that yaw control is not activated ii) vertical and horizontal wind shear and iii) wind inclination.

The analysis is performed on the DTU 10MW Reference Wind Turbine and the comparison will be based on two factors: the load reduction potential (the flapping Moment at the root of the blade is taken into account as a representative sample) and the duty cycle on the pitch actuator that each method causes.

The structure of this report is as follows:

On the first chapter (**Introduction**) is made a simple reference to the main two methods of control (passive and active) that lead to reduced loading on the wind turbine. Moreover, the introduction is accompanied by a brief bibliographic review of active control methods and their results and concludes with a clarification of the main subject of this thesis.

On the second chapter (**Simulation Tools**) is given a detailed description of the main tools (a. Aeroelastic solver, b. Reference Wind Turbine, c. Inflow measurement device) that are used.



On the third chapter (**Conventional Individual Pitch and Flap Control**) is performed a detailed analysis of the methodology of the Individual Pitch and Individual Flap Control techniques. Furthermore, the methodology that should be followed, in order to achieve an effective combination of IPC and IFC is analyzed. The method analysis of each control technique is accompanied by their results in terms of load reduction for different load patterns.

On the fourth chapter (**Innovative Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer**) is performed a detailed analysis of the innovative Individual Flap Control with Spinner anemometer (IFCS). A detailed procedure for a correct combination of IPC and IFCS follows. Once more, the method analyses are accompanied by their results in load reduction.

On the fifth chapter (**Comparison of different control strategies and conclusions**) is performed a comparison of all the control techniques for various load patterns. The comparison is based on two factors: i) the load reduction and ii) the duty cycle on the pitch actuator that each method brings about. The primary focus is on the comparison between IFC and IFCS, as well as with the applications to which each control technique suits better.

On the penultimate chapter (**Future work**) have been made suggestions about some ways of improving the IFCS technique and combining it with the IFC.

Finally, the last chapter (**References**) contains all the references to other projects that have been made in this thesis.

## 2. Simulation Tools

### 2.1 Description of the aeroelastic solver

Non-linear time domain aeroelastic simulations are performed using NTUA's in-house servo-aero-elastic solver hGAST [15]. In hGAST solver, the full wind turbine is considered as a multi-component dynamic system having as components the blades, the drive train and the tower; all approximated as Timoshenko beam structures. Assembly of the above components into the full system is carried out in the framework of the so called multibody approach. It consists of considering each component separately from the others but subjected to specific free-body kinematic and loading conditions that are imposed at the connection points of the components.

In the multibody context, a local coordinate system  $O_{xyz}$ , (see Figure 2.1(a)) is assigned to each component/body with respect to which local elastic displacements are defined. In hGAST the local frame of each body is subjected to rigid body and elastic motions communicated by preceding bodies as kinematic conditions imposed at their connection points. Rigid body motions can be either prescribed or controlled while elastic motions consist of the total deflection of the previous components "transferred" to the current component. For example, the blades are subjected to pitch motion (rigid body motion directly imposed to the blade), azimuthal rotation and yaw rotation (rigid body motions indirectly imposed to the blades through the drive train and the nacelle) and the elastic translational and rotational motions of the drive train and the tower.

Let  $r_G^k$  denote the position of a point on the  $k$  - th component with respect to the inertial (global) frame  $O_G x_G y_G z_G$ ,  $R^k$  the position vector of the origin  $O_{xyz}$  of component "k" and  $T^k$  is the local to global rotation matrix (see Figure 2.1(a)). Then,

$$r_G^k = R^k + T^k \cdot r^k \quad (2.1)$$

$$(T^k)^T \cdot \ddot{r}_G^k = \underbrace{(T^k)^T \cdot \ddot{R}^k}_{\text{acceleration of the origin}} + \underbrace{(T^k)^T \cdot \ddot{T}^k \cdot r}_{\text{centrifugal acceleration}} + \underbrace{2 \cdot (T^k)^T \cdot \dot{A}T_k \cdot \dot{r}_G}_{\text{Coriolis acceleration}} + \ddot{r}^k \quad (2.2)$$

where  $(T^k)^T \cdot \ddot{r}_G^k$  is expressed in local coordinates. The motion of the local body system will give rise to extra inertial terms - centrifugal and Coriolis terms defined in Equation 2.2 through the time derivatives of  $T^k$ , which must be added in the equilibrium equations.

In defining  $R^k$  and  $T^k$  a sequence of displacements and rotations  $d_j$  and  $T_j$  is followed that connects  $O_{xyz}$  to  $O_G x_G y_G z_G$ :

$$r_G^k = d_m + t_m \cdot \{ \dots [d_2 + t_2 \cdot (d_1 + t_1 \cdot r^k)] \} \Rightarrow$$

$$R^k = d_m + t_m \cdot \{ \dots [d_2 + t_2 \cdot d_1] \}, \quad T^k = \prod_{j=1}^{J(k)} t_j \quad (2.3)$$

Each of  $d_j$  and  $t_j$  is connected to either a single displacement or a single rotation in a certain direction. By collecting all displacements and rotations that are involved in the definition of  $R^k$  and  $T^k$ , for all components, the vector of kinematic DOFs  $q$  is introduced. Each element of  $q$  is associated to a certain direction of rotation or translation and so  $d_j = d_j(q_n; dir_n)$  corresponds to a  $q_n$  displacement in the  $dir_n$  direction and similarly for  $t_j$ . The elements of  $q$  are in general time dependent and therefore  $R^k = R^k(q_k; t)$  and  $T^k = T^k(q_k; t)$  where  $q_k$  denotes the restriction of  $q$  for the  $k$  –  $th$  component. If  $q_n$  refers to a controlled rigid body motion, then the corresponding dynamic equation is added to the system. If  $q_n$  is an already existing elastic DOF then a simple assignment equation is added. For example, the blades follow the elastic motion of the tower (**Σφάλμα! Το αρχείο προέλευσης της αναφοράς δεν βρέθηκε..1(b)**) and so the tower top deflections are included in  $q$ . Also the blades will follow the yawing of the nacelle, the rotation of the shaft and the pitch rotation, which are all included in  $q$  as DOFs of controlled motions. The motions of the supporting structures of a floating wind turbine and the teetering angle of two bladed rotors are also included as DOFs of free motions (see Figure 2.1 **Σφάλμα! Το αρχείο προέλευσης της αναφοράς δεν βρέθηκε.(c)**).

In addition to the kinematic conditions that are imposed at the connection points, loading conditions must be also satisfied. In particular, at each connection point, one of the connected bodies contributes the displacements and rotations to all others, which in turn contribute their internal (reaction) loads. So, in the previous example the tower will receive the loads from the nacelle.

The advantage of the above formulation in comparison to other multi-body formulations applying the Lagrange multipliers approach is that the resulting dynamic equations of motion can be easily linearized analytically and thereafter linear eigenvalue stability analysis can be performed with respect to a highly deflected steady or periodic state.

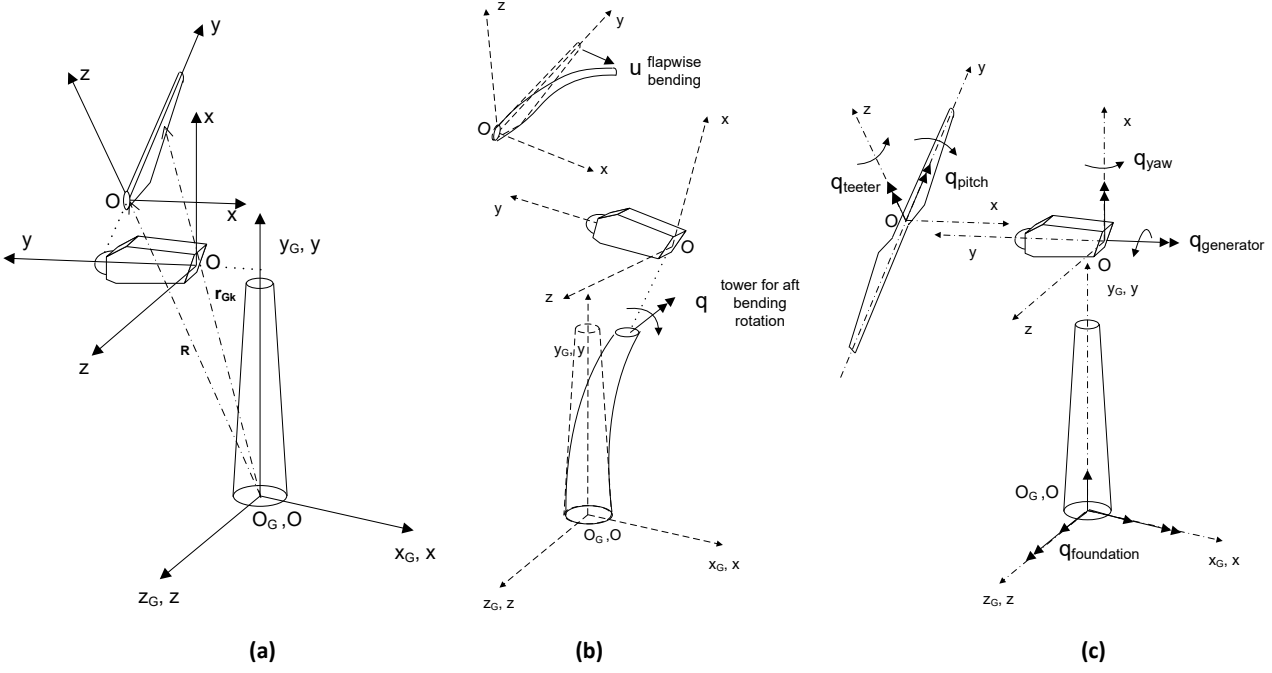


Figure 2.1: (a) Wind turbine inertial frame and local frame of the various components, (b) Realization of multibody kinematics, examples of elastic q-DOFs, (c) Realization of multibody kinematics, examples of controlled of free motion q-DOFs.

The same multi-body formulation is also extendable to the component level which is actually implemented in hGAST. Highly flexible components, such as the blades, are divided into a number of interconnected sub-bodies, each considered as a single beam element or as an assembly of beam elements. Each sub-body has its own coordinate system  $Oxyz$ , which follows the deflection of the body. The first end (P1) of the sub-body is considered as the origin  $O$  while the second end (P2) is free. As illustrated in Figure 2.2, the co-ordinate system  $Oxyz$  of the  $v$  –  $th$  sub-body of the  $k$  –  $th$  body, is defined with respect to the co-ordinate system  $O_k x_k y_k z_k$  of the major body by the position vector of its origin  $\tilde{R}_v^k$  and a rotation matrix  $\tilde{T}_v^k$ . Large deflections and rotations are gradually built and non-linear dynamics are introduced by imposing to each sub-body, the deflections and rotations of preceding sub-bodies as rigid body motions. In particular, a vector  $\tilde{q}_v^k$  is defined for each  $v$  –  $th$  sub-body of the  $k$  –  $th$  body that contains the deflections (translations and rotations of the free ends) of the preceding sub-bodies:  $\tilde{R}_v^k = \tilde{R}_v^k(\tilde{q}_v^k; t)$  and  $\tilde{T}_v^k = \tilde{T}_v^k(\tilde{q}_v^k; t)$ .

If the main body is divided into a sufficiently large number of sub-bodies, then deflections and rotations, with respect to the sub-body system, are considered small and linear beam equations can be employed. The position vector of the arbitrary point on the  $v$  –  $th$  sub-body of the  $k$  –  $th$  body is written with respect to the inertial frame  $O_G x_G y_G z_G$  as:

$$r_{G,v}^k = R^k(q_k; t) + T^k(q_k; t) \cdot \{ \tilde{R}_v^k(\tilde{q}_v^k; t) + \tilde{T}_v^k(\tilde{q}_v^k; t) \cdot r_v^k \} \quad (2.4)$$

where  $r_v^k$  is the position vector of the arbitrary location on the sub-body with respect to  $Oxyz$ . Dynamic coupling of the sub-bodies is introduced by communicating the reaction loads (3

forces and 3 moments) at the first node of each sub-body to the free node of the previous sub-body as external load (see Figure 2.2).

Rotor aerodynamics is simulated using a Blade Element Momentum (BEM) model. In hGAST an elaborated BEM model is employed that accounts for dynamic inflow, yaw misalignment, and dynamic stall effect through the ONERA dynamic stall model [16].

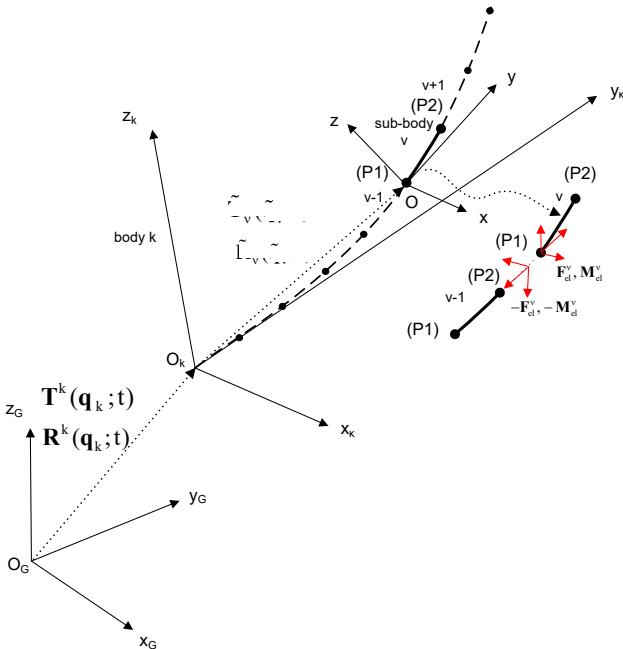


Figure 2.2: Realization of multibody kinematics at the level of the component.

## 2.2 Description of the Reference Wind Turbine

The Reference Wind Turbine that is used in this project is a 10MW, 3-bladed wind turbine developed at the Light Rotor project as cooperation between DTU Wind Energy and Vestas [17]. The Wind Turbine is equipped with the “Basic DTU wind energy controller” [18], that implements a variable speed / variable pitch control strategy. For the sake of controller performance verification, a simple wind step condition run was performed (see Figure 2.3), on which is obvious that the controller performs well.

As far as some characteristics of the whole wind turbine and its components are concerned, the nacelle and hub properties are summarized in Table 2.1. The drivetrain properties are summarized in table 2.2 and the full information on the drivetrain modes are summarized in Table 2.3. The tower properties are summarized in Table 2.4 and Table 2.5. The blade natural frequencies are summarized in Table 2.6 and the natural frequencies and damping values for different modes of the whole turbine are summarized in Table 2.7.

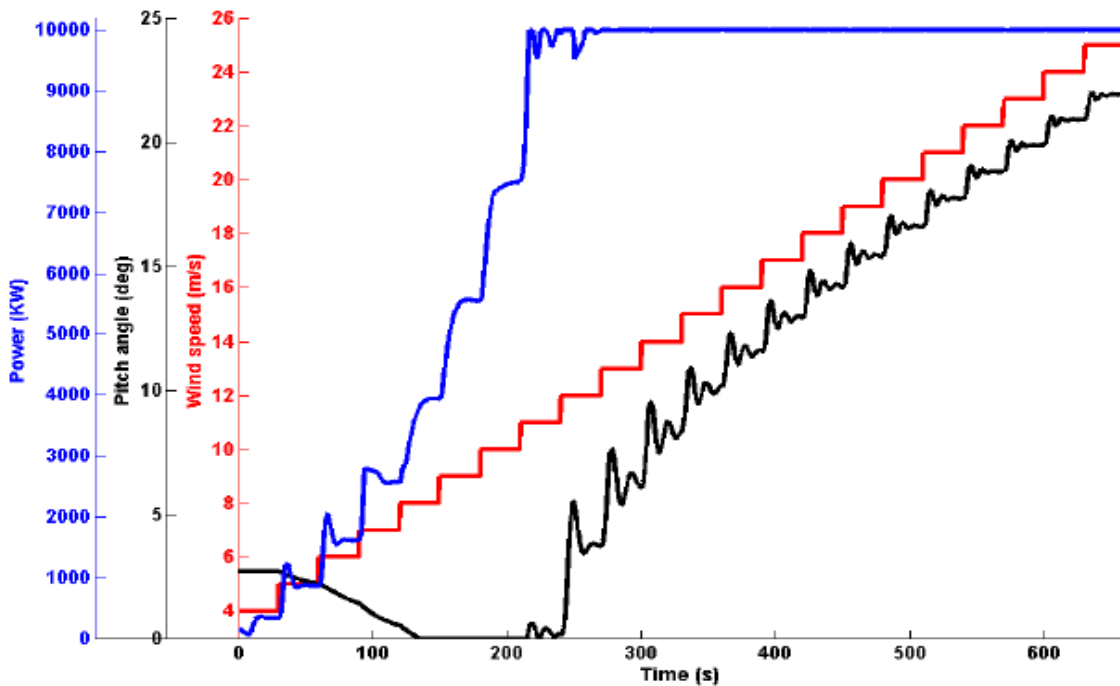


Figure 2.3: A wind step case. Red line: wind speed. Black line: pitch angle. Blue line: generator power.

Elevation of Yaw Bearing above Ground	119 m
Vertical Distance along Yaw Axis from Yaw Bearing to shaft	2.75 m
Distance along Shaft from Hub Center to Yaw Axis	7.07 m
Distance along Shaft from Hub Center to Main Bearing	2.7 m
Hub Mass	105520 kg
Hub Inertia about Low-Speed Shaft	325671 kgm <sup>2</sup>
Nacelle Mass	446036 kg
Nacelle Inertia about Yaw Axis	7326346 kgm <sup>2</sup>
Nacelle CM Location Downwind of Yaw Axis	2.687 m
Nacelle CM Location above Yaw Bearing	2.45 m

Table 2.1: Nacelle and hub Properties.

Rated Rotor Speed	9.6 rpm
Rated Generator Speed	480 rpm
Gearbox Ratio	50: 1
Electrical Generator Efficiency	94
Generator Inertia about High-Speed Shaft	1500.5 kgm <sup>2</sup>
Equivalent Drive-Shaft Torsional-Spring Constant	2317025352 Nm/rad
Equivalent Drive-Shaft Torsional-Damping Constant	9240560 Nm/(rad/sec)

Table 2.2: Drivetrain Properties.

Shaft torsion mode	Natural Frequency [Hz]	Logarithmic Damping [%]	Critical Damping [%]
$F_{free-free\ flexible}$	1.803	5.614	0.894
$F_{free-free\ rigid}$	4.003	31.455	5.000
$F_{free-free\ flexible}$	0.502	3.013	0.480
$F_{free-free\ rigid}$	0.612	4.762	0.758

Table 2.3: Natural frequency for the shaft torsion mode.

Height [m]	Outer diameter [m]	Wall thickness [mm]
0.000	8.3000	38
11.500	8.0215	38
11.501	8.0215	36
23.000	7.7431	36
23.001	7.7430	34
34.500	7.4646	34
34.501	7.4646	32
46.000	7.1861	32
46.001	7.1861	30
57.500	6.9076	30
57.501	6.9076	28
69.000	6.6292	28
69.001	6.6291	26
80.500	6.3507	26
80.501	6.3507	24
92.000	6.0722	24
92.001	6.0722	22
103.500	5.7937	22
103.501	5.7937	20
115.630	5.5000	20

Table 2.4: Wall thickness distribution of the tower.

Height [m]	Cross section area [ $m^2$ ]	Mass per length [ $kg/m$ ]	Radius of gyration [ $m^4$ ]	Second moment of area [ $m^4$ ]	Torsional stiffness constant
0.000	0.98632	8383.74	2.921	8.41605	16.83210
11.500	0.95308	8101.16	2.823	7.59342	15.18684
11.501	0.90314	7676.68	2.823	7.19909	14.39819
23.000	0.87165	7409.00	2.725	6.47197	12.94394
23.001	0.82343	6999.18	2.726	6.11710	12.23421
34.500	0.79369	6746.37	2.627	5.47792	10.95583
34.501	0.74720	6351.21	2.628	5.15979	10.31958
46.000	0.71921	6113.27	2.529	4.60134	9.20267
46.001	0.67444	5732.78	2.530	4.31732	8.63463
57.500	0.64820	5509.71	2.432	3.83271	7.66541
2.57.501	0.60516	5143.87	2.432	3.58027	7.16053
69.000	0.58067	4935.68	2.334	3.16290	6.32580
69.001	0.53935	4584.50	2.335	2.93961	5.87921
80.500	0.51661	4391.17	2.236	2.58319	5.16638
80.501	0.47702	4054.66	2.237	2.38671	4.77342
92.000	0.45602	3876.20	2.138	2.08525	4.17049
92.001	0.41816	3554.35	2.139	1.91334	3.82669
103.500	0.39891	3390.76	2.041	1.66114	3.32229
103.501	0.36277	3083.57	2.041	1.51168	3.02335
115.630	0.34432	2926.71	1.937	1.29252	2.58504

Table 2.5: Cross section stiffness and mass properties of the tower.

Mode	Natural frequency [Hz]	Logarithmic Damping [%]
1 <sup>st</sup> flap mode	0.61	3.0
1 <sup>st</sup> edge mode	0.93	3.0
2 <sup>nd</sup> flap mode	1.74	8.4
2 <sup>nd</sup> edge mode	2.76	8.9
3 <sup>rd</sup> flap mode	3.57	17.0
3 <sup>rd</sup> edge mode	5.69	20.8
4 <sup>th</sup> flap mode	6.11	26.4
4 <sup>th</sup> edge mode	6.66	5.0

Table 2.6: Natural frequency for the isolated blade.



Mode	Natural frequency [Hz]	Logarithmic Damping [%]
1 <sup>st</sup> Tower side-side mode	0.25	1.9
1 <sup>st</sup> fix-free mode	0.50	3.1
1 <sup>st</sup> asymmetric flap with yaw	0.55	2.3
1 <sup>st</sup> asymmetric flap with tilt	0.59	2.8
1 <sup>st</sup> collective flap mode	0.63	3.1
1 <sup>st</sup> asymmetric edge1	0.92	2.9
1 <sup>st</sup> asymmetric edge2	0.94	3.0
2 <sup>nd</sup> asymmetric flap with yaw	1.38	4.8
2 <sup>nd</sup> asymmetric flap with tilt	1.55	6.1

Table 2.7: Natural frequency of the whole wind turbine.

## 2.3 Description of the inflow sensor measurement (spinner anemometer)

As overviewed in [19], the spinner anemometer is an innovative inflow measurement sensor that is often used for control purposes. Normally, it is placed on the spinner, in the front of the turbine [20]. There, the measurement is almost undisturbed by the rotor and the nacelle, although they may be influenced by some disturbance from the blade roots and the overall inflow of the rotor as well.

The spinner anemometer exploits the aerodynamics of the spinner of a wind turbine and thus measures the wind conditions at the centre of the rotor. The measurements are performed by 3 sonic sensors at 3 fixed positions above the boundary layer over the spinner surface (see Figure 2.4). As a result, the spinner anemometer is able to measure the three directional wind velocities at a point in front of the turbine.

Each one of the three sonic wind speed sensors has also a built-in sensor that is used to determine the azimuth angle of the rotor. A plane flow over a spinner is shown in Figure 2.5. From the stagnation point in the centre of the spinner, the wind flow accelerates over the surface and reaches wind speeds above the free wind speed. The sonic sensors are positioned on the spinner where the flow speed is the same as the free wind speed.

To sum up, inflow yaw and inclination (tilt) angles can be directly calculated through the three components of the wind velocity measured by the spinner anemometer. Moreover, an estimation of both the vertical and horizontal wind shear exponent can be obtained through cross correlation characteristics of the axial and vertical or the axial and horizontal wind components respectively.

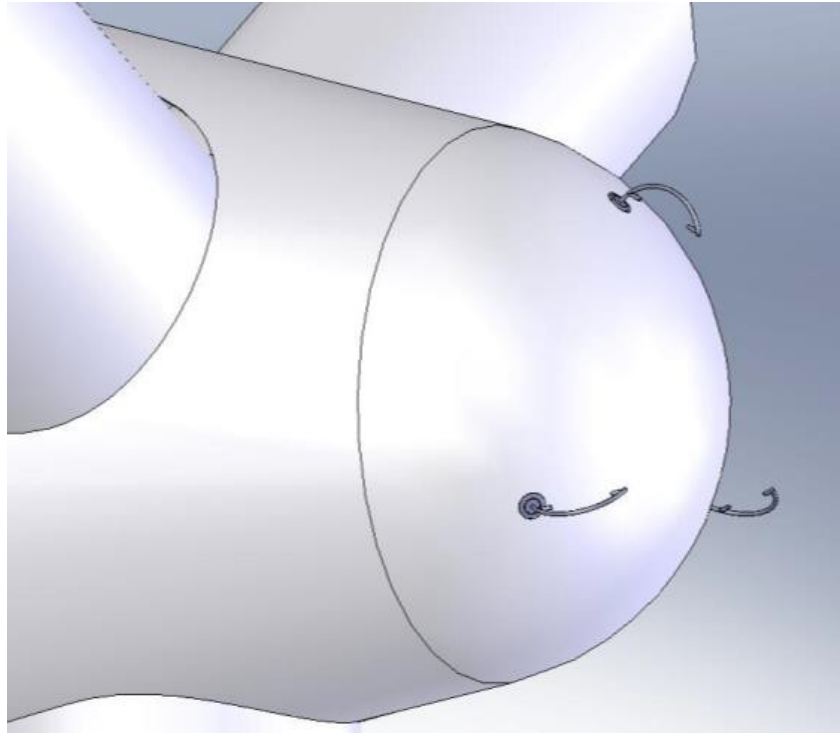


Figure 2.4: The concept of a spinner anemometer with three sonic sensors mounted on the front part of the spinner.

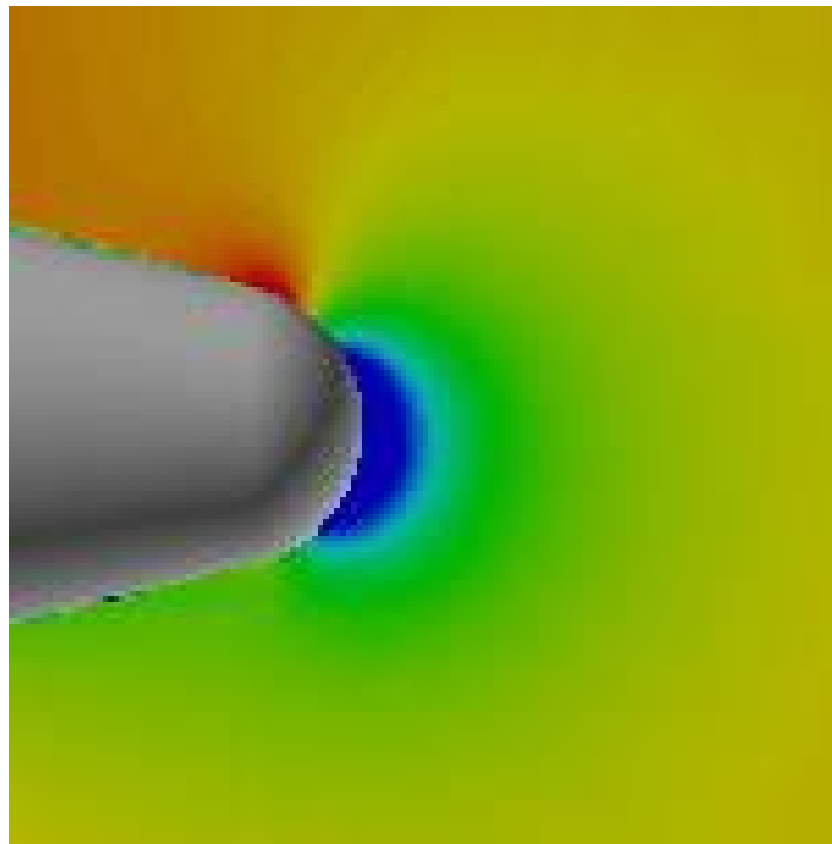


Figure 2.5: Wind speed contours around a spinner with wind from the right, at a flow inclination angle of  $-10^\circ$ , which means flow coming from below.

### 3. Conventional Individual Pitch and Flap Control

#### 3.1 Individual Pitch Control

##### 3.1.1 Introduction

Individual Pitch Control is a method where each blade has its own pitch angle. This is possible when each blade has an independent pitch actuator, which is common for modern multi-MW wind turbines. Hence, implementing an individual pitch control does not require an expensive redesign.

Collective Pitch Control is used for speed and power regulation, where a common pitch angle is set by a central controller to all blades at the same time. Individual Pitch Control supplements this Collective Pitch Control signal and is designed to reduce the fluctuating loads on the wind turbine.

The sensible question that arises is how do these fluctuating loads occur. The understanding of their origin will indicate the means of their abatement too. When wind inflow varies over the rotor plane, loads appear on the blades only at the once-per-revolution frequency ( $1P$ ) ( $0.16\text{ Hz}$ , which corresponds to a rotor speed of  $9.6\text{ rpm}$ ), and its harmonics (twice-per-revolution ( $2P$ ), three-times-per-revolution ( $3P$ ) and so on), as shown in Figure 3.1. The  $1P$  frequency is the most significant one.

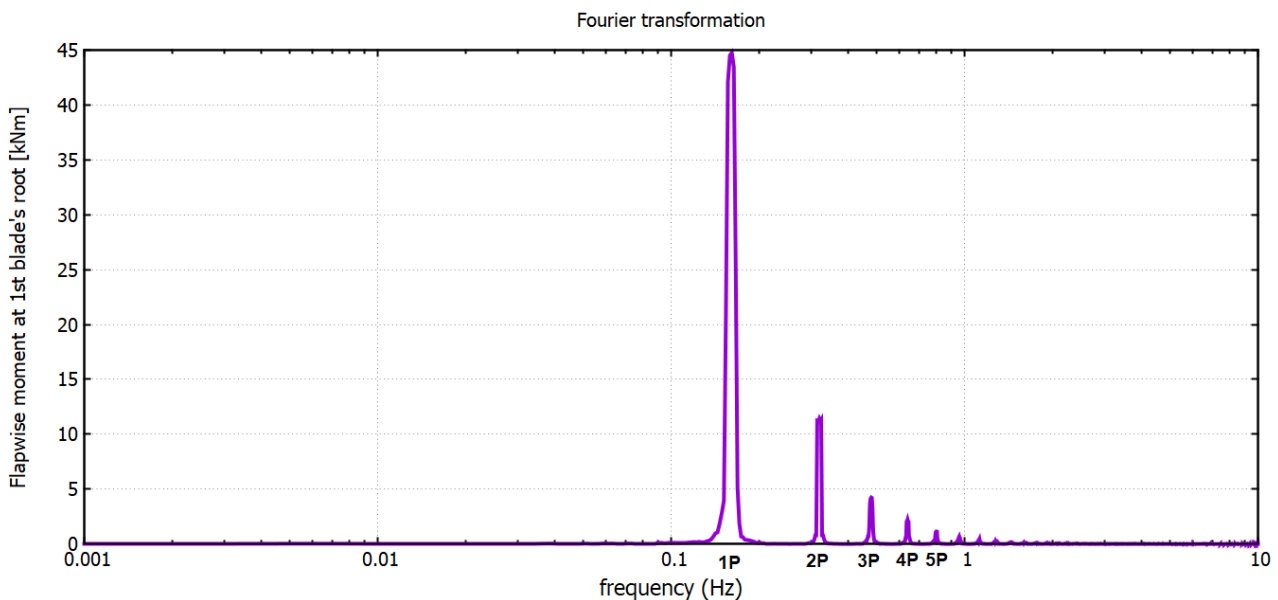


Figure 3.1: Fourier transformation of the signal of the flapwise moment at the root of the first blade.

The stochastic nature of the wind (turbulence), vertical and horizontal wind shear, yaw misalignment and flow inclination, shaft tilt, wind gusts, tower shadow and gravity induce  $1P$  fluctuating loads on the blade, as shown in Figure 3.2.

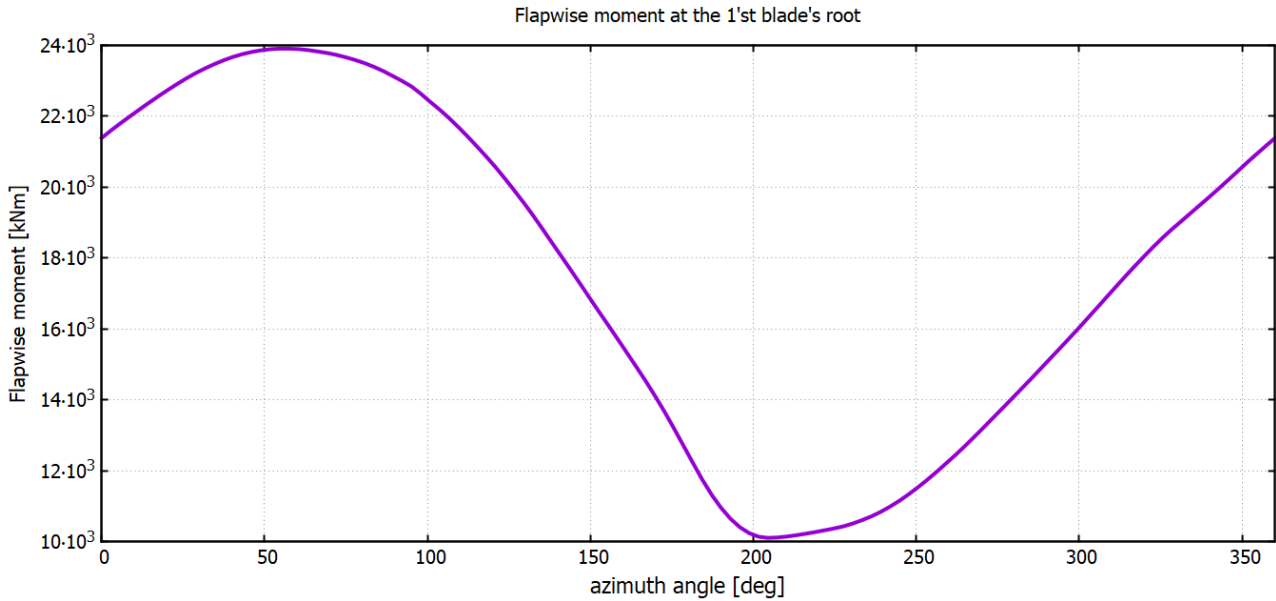


Figure 3.2: 1P variation of the flapwise moment at the root of the first blade due to wind turbulence.

In Figure 3.2, higher harmonics ( $2P$ ,  $3P$ , ...) are visible as well, but  $1P$  is the dominant one.

Therefore, a Fourier analysis can be applied on the fluctuating loads, so that they are represented as cosinusoidal signals:

$$M_{flap} = \sum_{n=0}^{\infty} C_n \cos(n \cdot \psi + \varphi_n) \quad (3.1)$$

$n = 1$  corresponds to  $1P$  frequency,  $n = 2$  to  $2P$  and so on.

$C_n$  corresponds to the amplitude of each harmonic and  $\varphi_n$  is its phase.

As  $\psi$  denotes the azimuth angle of each blade and particularly for a 3 bladed rotor:

$$\psi_i = \Omega t + (i - 1) \frac{2\pi}{3}, \quad i = 1, 3 \quad (3.2)$$

$\Omega$  is the wind turbine's rotational speed,  $t$  is the simulation time.

The  $1P$  (and higher harmonics) variation induces fatigue loads. In order to mitigate the fatigue loads, a control strategy that compensates  $1P$  amplitude (and higher harmonics if possible) fluctuations needs to be applied. The attenuation of these loads is possible through a cosinusoidal movement of a flap (IFC), or the whole blade (IPC) described by:

$$\beta_f \text{ or } \beta_p = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos(n \cdot \psi + \Delta\psi) \quad (3.3)$$

Again,  $A_n$  corresponds to the amplitude of the movement for each harmonic component and  $\Delta\psi$  is its phase.

The cosinusoidal movement brings about a cosinusoidal load. By detailed regulation of the amplitude  $A_n$  and the phase correction  $\Delta\psi$ , the induced by the control mechanism load, can fully compensate the dominant  $1P$  azimuthal fluctuation of the load of the blade, as shown in Figure 3.3.

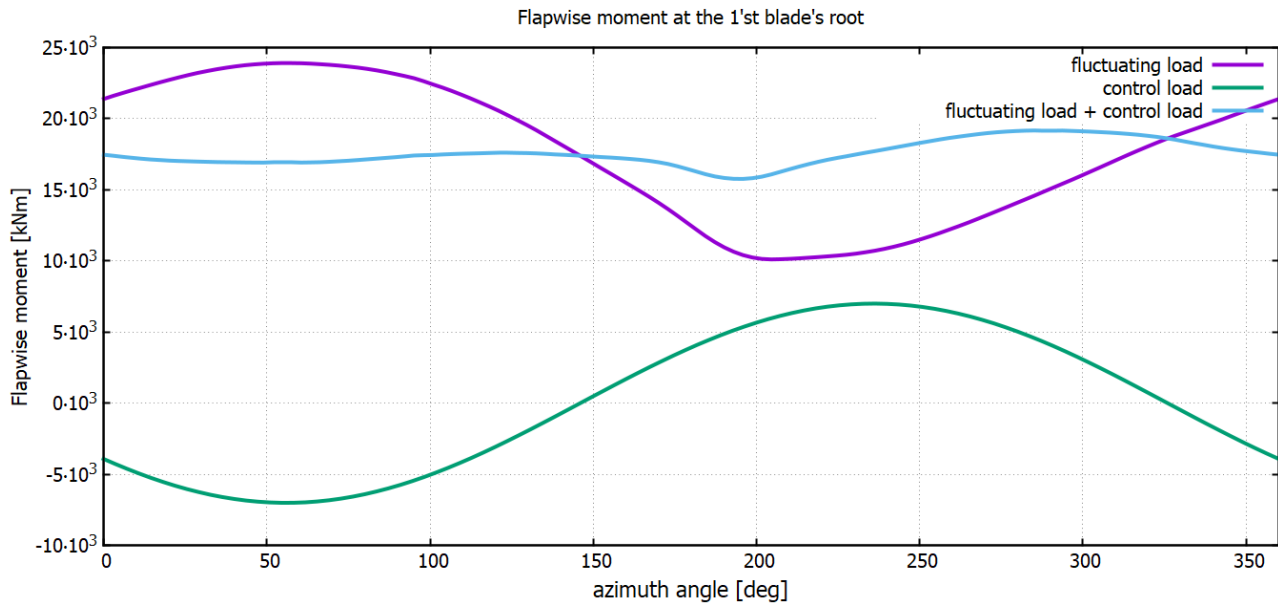


Figure 3.3: 1P variation of the flapwise moment at the root of the first blade, a 1P fluctuation load that is induced by the control mechanism and the result of their superimposition.

The compensation of the  $2P$  azimuthal fluctuation will reduce the fatigue loads even more. However, an attempt for even higher harmonics compensation provokes the control mechanisms to move on really high frequencies, thus triggering higher harmonics of the blades and therefore increasing their amplitude and the fatigue loads. For this reason, only  $1P$  and  $2P$  fluctuations are suitable for compensation.

### 3.1.2 Method Analysis

IPC is based on the signal of flapwise and edgewise bending moments at the root of the blade ( $M_{flap}$  and  $M_{edge}$  respectively), that are usually calculated through strain gauges. Its main target is to reduce the amplitude of these fluctuating loads.  $M_{flap}$  is the most significant one, whereas  $M_{edge}$  is dominated by the blade weight and not by variations of the wind.

As the wind speed increases the Collective Pitch Controller is activated and the common blade pitch angle travels from 0 to 30 degrees (in normal operation). As a result, a significant component due to blade weight is transferred to  $M_{flap}$ . To do away with that, the two bending moments are not directly used. A rotation from the local section system of the blade to a system attached to the rotor disk is performed and so the out-of-plane bending moment at the root of the

blade ( $M_{out}$ ) is used instead, as shown in equation 3.4 and in Figure 3.4. The indicator  $i$  refers to each blade ( $i = 1 \rightarrow 3$ ).

$$M_{out,i} = M_{flap,i} \cos p_i - M_{edge,i} \sin p_i \quad (3.4)$$

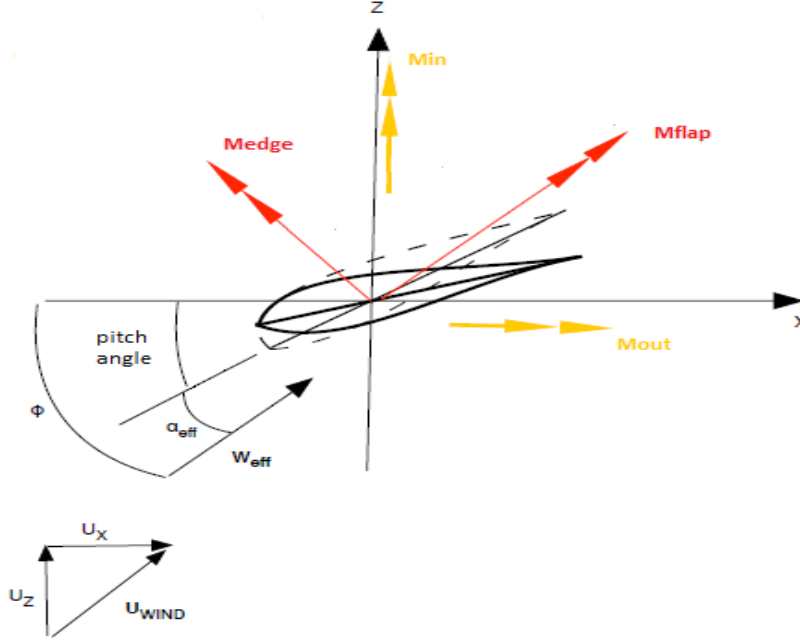


Figure 3.4: Bending moments on local section system of the blade (red) and the system attached to the rotor disk (yellow).

Subsequently, a rotation from the rotating system to the non-rotating system of the rotor disk (hub fixed system) is applied, so that the tilt and yaw moments ( $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  respectively) can be calculated, as shown in Equation 3.5 and in Figure 3.5.

$$\begin{Bmatrix} M_{tilt} \\ M_{yaw} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} \cos \psi_1 & \frac{2}{3} \cos \psi_2 & \frac{2}{3} \cos \psi_3 \\ \frac{2}{3} \sin \psi_1 & \frac{2}{3} \sin \psi_2 & \frac{2}{3} \sin \psi_3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_{out1} \\ M_{out2} \\ M_{out3} \end{Bmatrix} \quad (3.5)$$

The above described method is known as Coleman Transformation. It needs to be highlighted here, that the correct calculation of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  requires information about the twisting moment of each blade ( $M_{pitch}$ ). However, these control methods aim at reducing the bending moments of the blades ( $M_{flap}$  and  $M_{edge}$ ), not the twisting moment ( $M_{pitch}$ ), so during Coleman Transformation  $M_{pitch}$  is neglected.

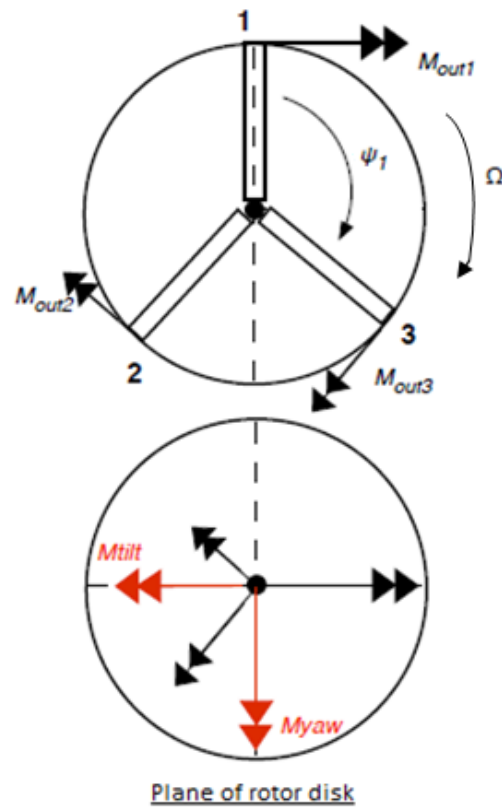


Figure 3.5: Moments on rotating and non-rotating frame of rotor disk.

The two non-rotating moments  $M_{tilt}$ ,  $M_{yaw}$  must then be filtered, so that their signal is clear of the higher harmonics. Thus, two bandstop filters with cut-off frequencies of  $6P$  and  $3P$  are sequentially applied. The state space matrixes of the two filters that were used on this thesis are shown for the  $3P$  filter in equation 3.6 and for the  $6P$  filter in equation 3.7. The result of their combination is shown in Figure 3.6.

$$A_{3P} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 1.4209 & 2.3840 & 0.0000 \\ -1.4209 & -1.6616 & 0.0000 & 2.3840 \\ -2.3840 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -2.3840 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \quad B_{3P} = \begin{bmatrix} 0.0000 \\ 1.4209 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$C_{3P} = [-0.6838 \quad -1.1694 \quad 0.0000 \quad 0.0000] \quad D_{3P} = 1.0000$$

$$A_{6P} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 2.8431 & 4.7683 & 0.0000 \\ -2.8431 & -3.3247 & 0.0000 & 4.7683 \\ -4.7683 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -4.7683 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \quad B_{6P} = \begin{bmatrix} 0.0000 \\ 2.8431 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$C_{6P} = [-0.6838 \quad -1.1694 \quad 0.0000 \quad 0.0000] \quad D_{6P} = 1.0000$$

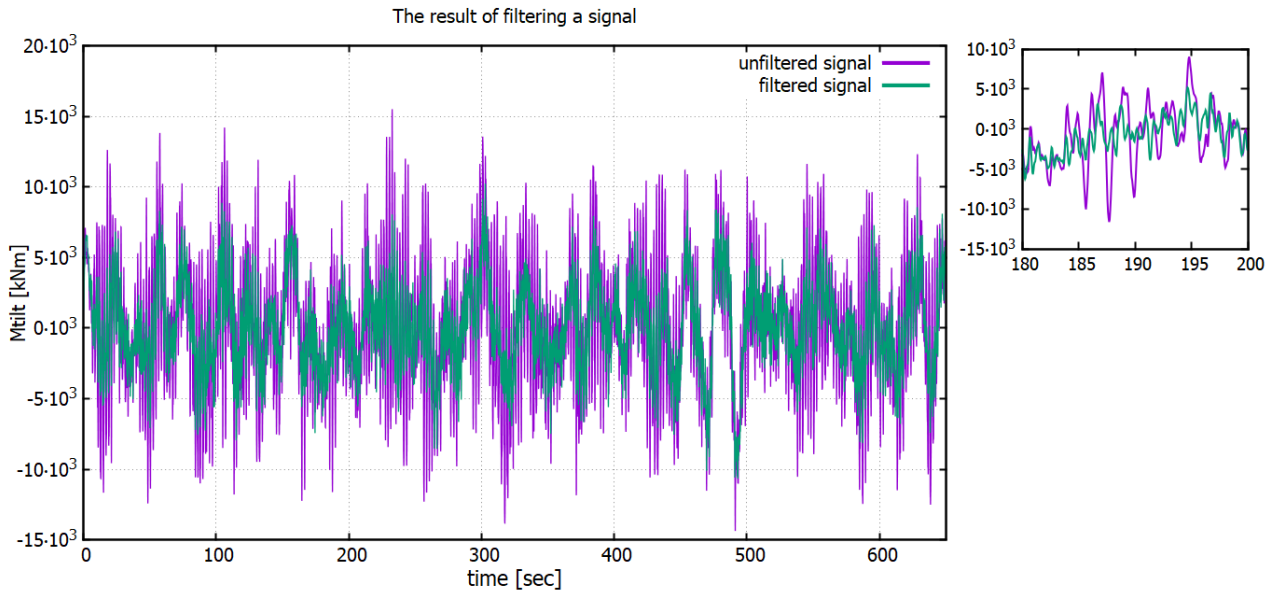


Figure 3.6: Comparison between filtered and non-filtered signal of  $M_{tilt}$ .

The magnitude of the moments in the non-rotating frame of the rotor disk ( $M_{tilt}$ ,  $M_{yaw}$ ) depict the wind inflow asymmetry on the disk. As shown in Figure 3.7, the magnitude of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  are proportionate to the fluctuation's amplitude of the bending moments on the local rotating system of the blade ( $|\overrightarrow{M_{flap}}|$ ,  $|\overrightarrow{M_{edge}}|$ ), which emanate from azimuthal asymmetries, such as yaw misalignment and flow inclination, vertical and horizontal wind shear, etc.



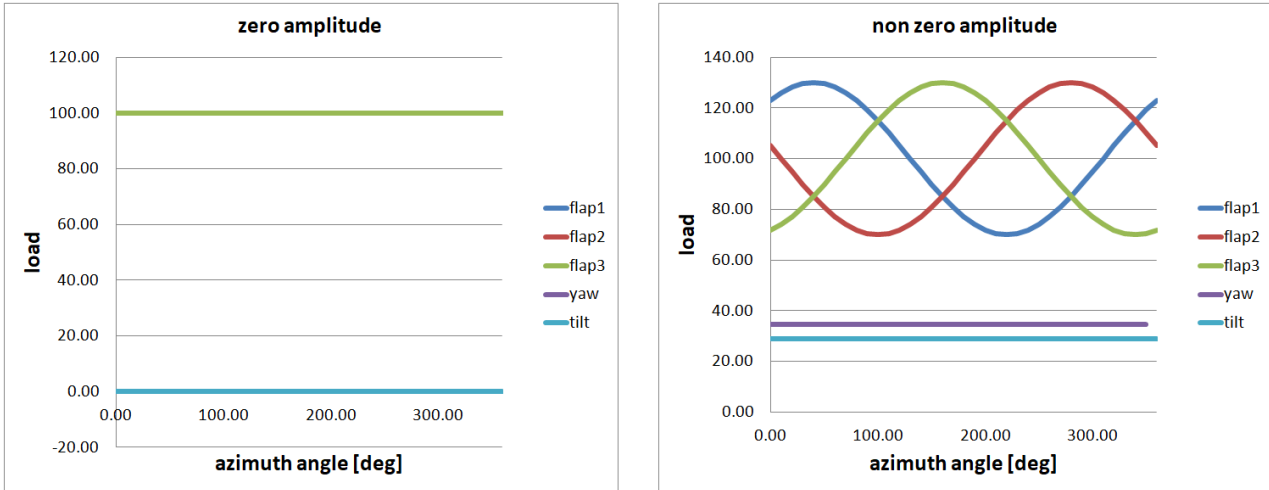


Figure 3.7: The magnitude of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  is proportional to the amplitude of  $M_{flap}$ .

Therefore, the controller aims at lowering the values of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  and by thus in reducing the amplitude of the fluctuating loads at the root of the blade. Therefore, the current values of  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  are used as the controller's input signal (error to eliminate). The output of the controller are 2 angles on the hub fixed system,  $\theta_{tilt}$  and  $\theta_{yaw}$  respectively, which are notated as Cyclic Angles. These 2 angles can be transformed to a single pitch correction angle on the local rotating system of each blade. This process is known as Inverse Coleman Transformation and is described in equation 3.8. After a short time delay, due to the time response of the actuators, this pitch correction angle will be superimposed on that current pitch angle.

$$\beta_{p_i} = \theta_{tilt} \cos \psi_i + \theta_{yaw} \sin \psi_i \tag{3.8}$$

The whole process is depicted in Figure 3.8.

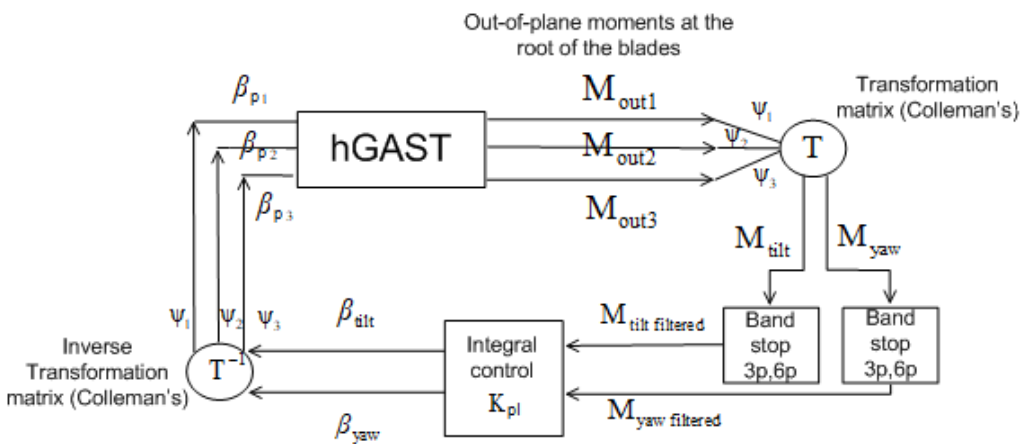


Figure 3.81: Block diagram of the IPC method.

The type of controllers that are commonly used on such control techniques are Proportional Integral (PI) and their operation is described by the equation 3.9, where the input signal  $u$  refers to

the filtered cyclic moments  $M_{tilt}$  and  $M_{yaw}$  and the output signal  $y$  refers to the cyclic angles  $\theta_{tilt}$  and  $\theta_{yaw}$ .

$$y = K_p u + K_I \int_0^t u dt \quad (3.9)$$

The proportional term regulates the compensation of the current time step's error, whereas the integral term deals with the accumulated error of all former time steps. The differential term controls the actuator's output with regard to an error's forecast and usually has a negative impact on the system's stability. This is the reason why the differential part is not used in this project:  $K_D = 0$ . Furthermore, the proportional term is optional as well, as the integral part is usually able to provide good load reduction by itself. For the sake of simplicity the proportional term is neglected too:  $K_p = 0$ .

Due to the system's wide number of degrees of freedom, the rank of the state space matrixes is too high. Thus, there is no deterministic procedure which indicates the exact optimum value of the control gains. As a result, a lot of simulations have to be carried out and the control gains are going to be determined through a "trial and error" method. The integral term is chosen based on the value that manages to reduce fluctuating loads the most. More precisely, the optimum  $K_I$  is the one that leads to the lowest damage equivalent load of the flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the 1<sup>st</sup> blade on a 10 minutes simulation.

The simulations are performed for values of wind speed that exceed the rated one. Usually, pitch control is avoided at below rated speeds, since IPC interact with the standard power-speed controller, leading to reduced power capture in partial load conditions.

### 3.1.3 Results and Discussion

The wind turbine that was used as a simulation model is the DTU 10MW RWT. Its rated wind speed is 11.4 m/s. Therefore, the IPC will get enabled from 12 m/s wind speed and above.

In Table 3.1 the damage equivalent loads and load reductions for various values of wind speed ( $U_0$ ) and integral gains ( $K_I$ ) are shown.

<b>U<sub>0</sub> = 12 m/s</b>		
<b>IPC (*.e-10)</b>		
<b>K<sub>i</sub></b>	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
0	0%	18558.5293
1	-7%	17348.9668
7	-18%	15195.06836
10	-20%	14759.02148
15	-22%	14507.71582
18	-22%	14466.77637

<b>U<sub>0</sub> = 14 m/s</b>		
<b>IPC (*.e-10)</b>		
<b>K<sub>i</sub></b>	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
0	0%	23067.14453
1	-16%	19303.47461
7	-20%	18422.375
10	-22%	18087.85352
15	-24%	17485.99414
23	-26%	17053.60156

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>IPC (*.e-10)</b>		
<b>K<sub>i</sub></b>	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
0	0%	24273.09375
1	-13%	21117.47656
7	-26%	18067.20703
10	-29%	17138.37109
15	-31%	16826.93555
25	-31%	16673.7207

<b>U<sub>0</sub> = 20 m/s</b>		
<b>IPC (*.e-10)</b>		
<b>K<sub>i</sub></b>	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
0	0%	30710.11719
1	-9%	27954.11523
7	-22%	23857.73828
10	-26%	22871.46094
15	-29%	21953.95508

<b>U<sub>0</sub> = 25 m/s</b>		
<b>IPC (*.e-10)</b>		
<b>K<sub>i</sub></b>	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
0	0%	32684.26172
1	-10%	29437.15625
7	-15%	27700.70703
10	-16%	27370.06641
15	154%	82908.1875

Table 3.1: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various integral gain values compared to no control ( $K_i = 0 \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ ) case.

In order to avoid a gain schedule, the value  $K_{pl} = 10 \cdot 10^{-10} \frac{rad}{kNm \cdot sec}$  was adopted, as it provides stability and satisfying reduction at a very wide range of wind speed values.

Figures 3.9 – 3.11 show the load reduction of the out-of-plane, flapwise and edgewise moments at the root of the first blade for a 10 minutes simulation. The wind speed value is 16 m/s, the vertical shear exponent is 0.2, the horizontal shear exponent is 0, and there is no yaw misalignment and flow inclination.

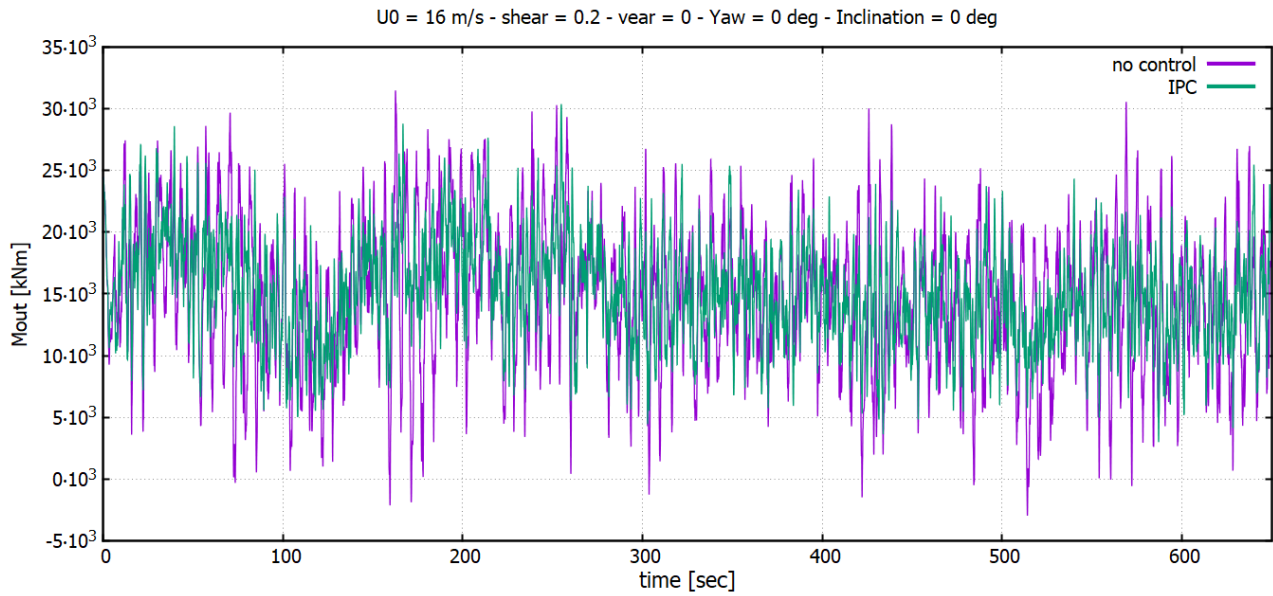


Figure 3.9: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control.

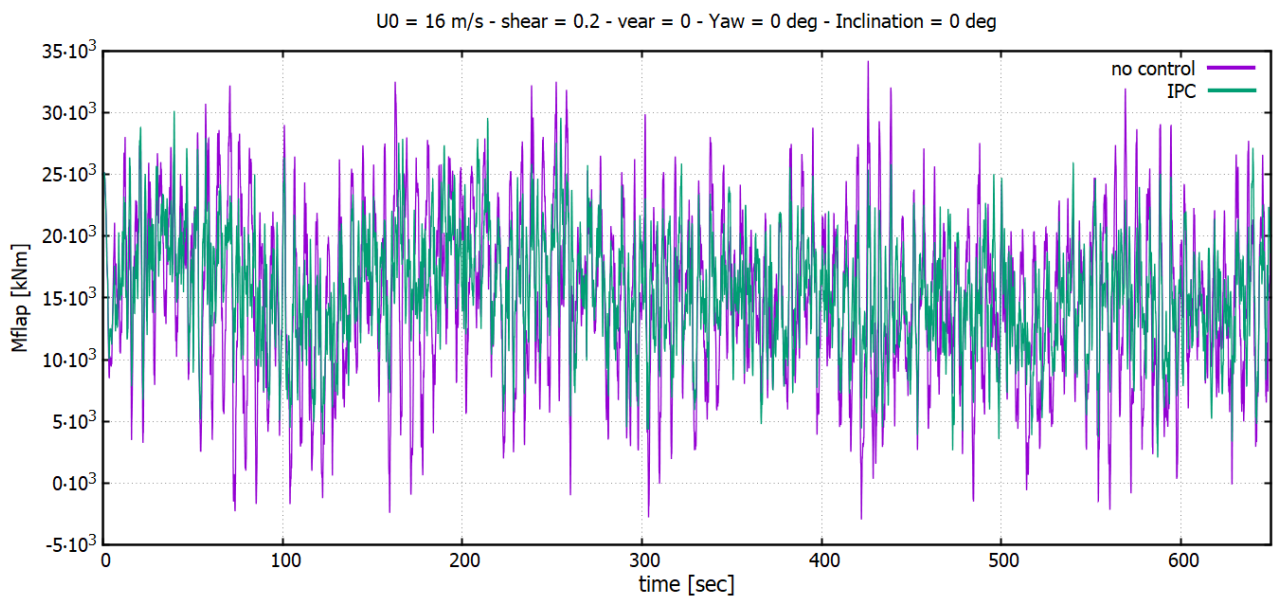
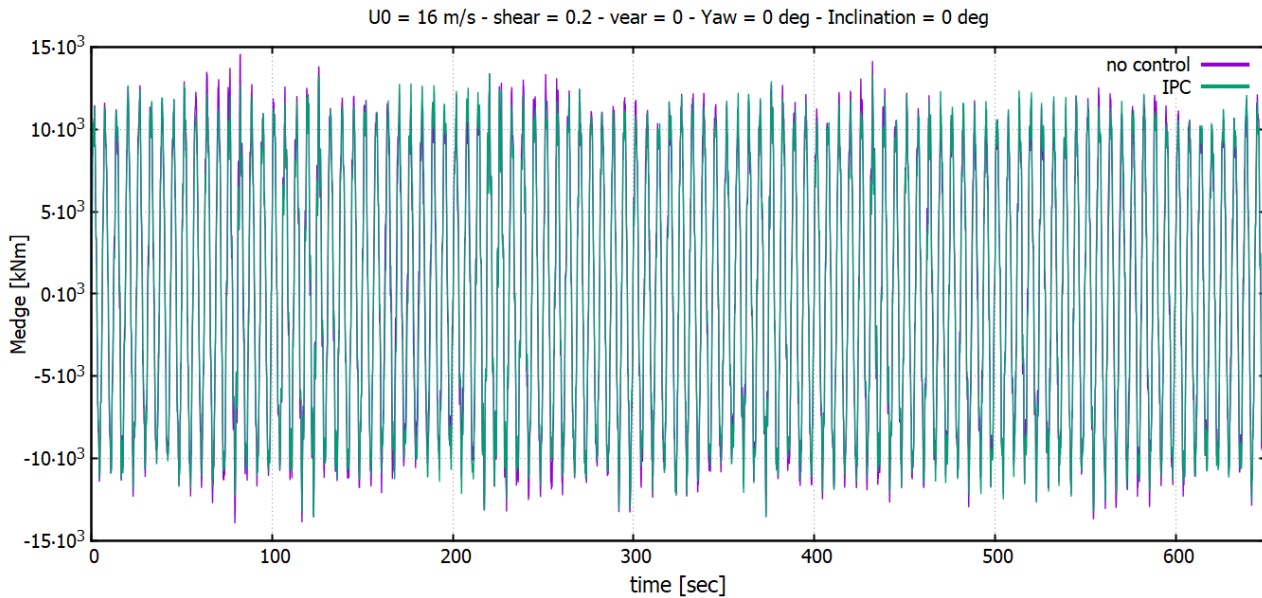


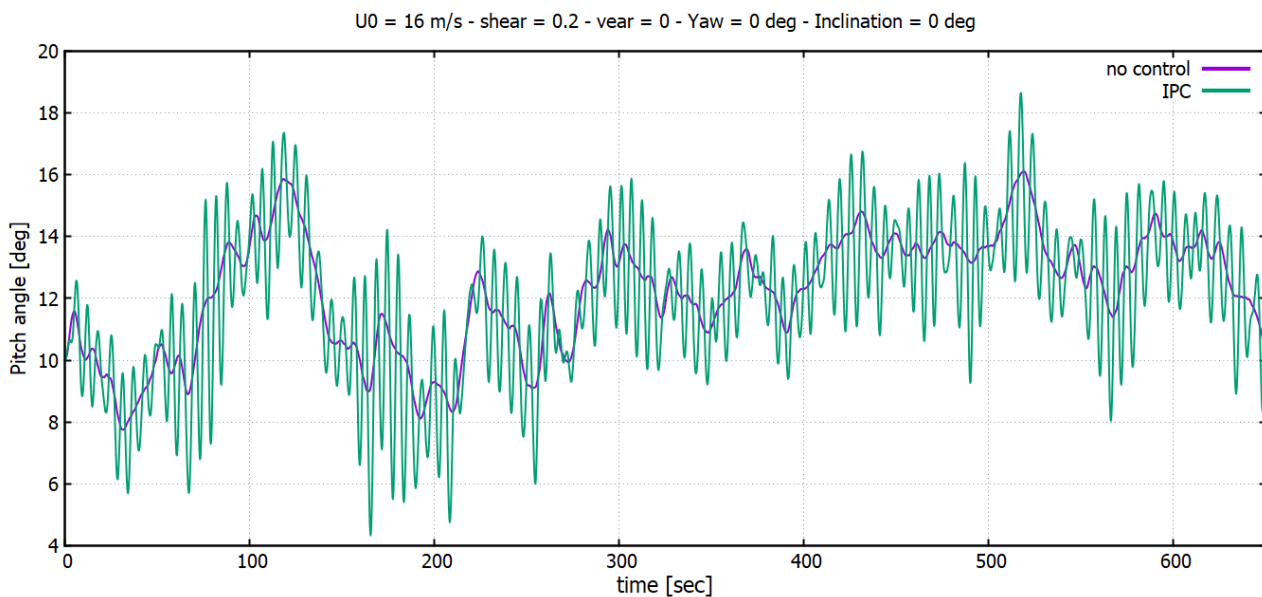
Figure 3.10: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control.



**Figure 3.2: Edgewise moment (Medge) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control.**

It is obvious from the 3 above Figures, that the fluctuating loads are significantly reduced, when the IPC method is enabled. In fact, according to Table 3.1, the damage equivalent load of the flapwise moment is 29% less. The reduction of the edgewise moment is almost negligible, because as already mentioned, the edgewise moment is mainly driven by gravity force.

On the other hand, the pitch activity rises, as it can easily be noticed in Figure 3.12 and 3.13, where the pitch angle and standard deviation (sdv) of the pitch angle are depicted respectively for no control and Individual Pitch Control cases. This can lead to increased pitch bearings wear.



**Figure 3.3: Pitch activity of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch Control.**

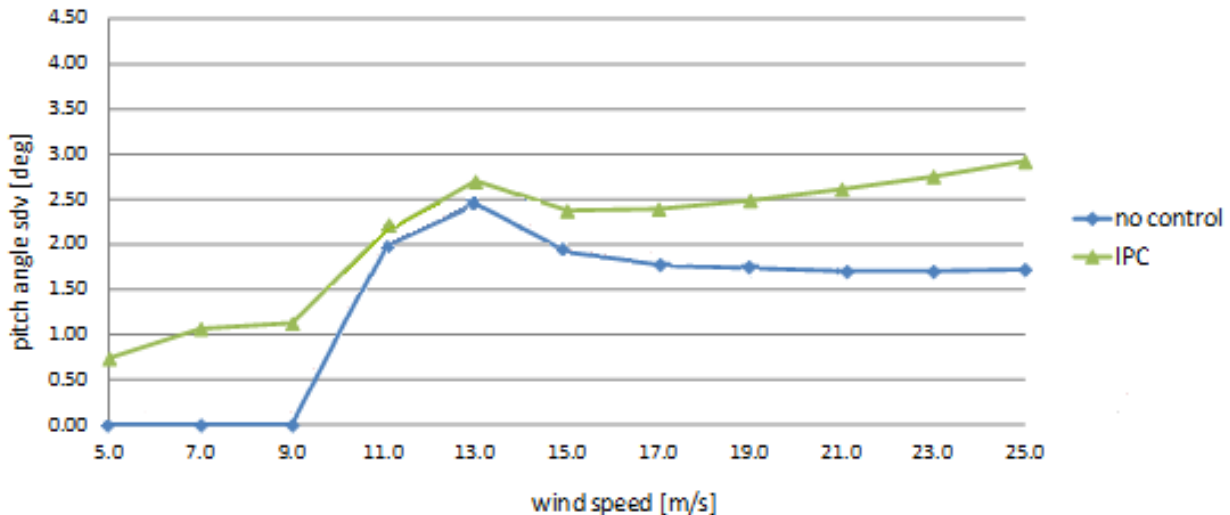


Figure 3.4: Pitch angle variation.

## 3.2 Individual Flap Control

### 3.2.1 Introduction

Concern over the excessive use of the pitch actuator, which could lead to excessive pitch bearing wear, was the driving factor for investigations of a more advanced concept of active control that could assist IPC. In concrete terms, the possibility of alleviating wind turbine blade loads by means of camber line morphing techniques is gaining ground rapidly, in terms of investigation. A means of doing so is through active control of the camber line shape in the Trailing Edge region of the blade, where the chamber line changes induce substantial variations on aerodynamic (Lift, Drag) loads.

One way for accomplishing that, is by implementing Trailing Edge Flaps (TEF) along the span of the blade. TEFs, when used alongside with adequate actuators and sensors, are capable of undergoing significant geometry adaptations, to optimally and timely respond to wind fluctuations and consequently attenuating the fluctuating loads.

### 3.2.2 Method Analysis

Aeroelastic control of the blade fluctuating loads via TEFs is realized through the use of the same technique as the IPC method and is known as Individual Flap Control (IFC). The IFC method is also based on the decomposition of the blade root out-of-plane moments of the three blades (measured in the rotating frame of the rotor disk) into yaw and tilt moments in the hub fixed system (expressed in the non-rotating frame of the rotor disk) through application of Coleman's transformation. The filtered hub fixed moments represent the PI control input variables through

which two output cyclic flap angles are defined. Re-modulation of the output cyclic flap angles by means of the Inverse Coleman Transformation provides the individual flap angles of the three blades, as described in equation 3.10.

$$\beta_{fi} = \theta_{tilt} \cos \psi_i + \theta_{yaw} \sin \psi_i \quad (3.10)$$

The whole process is depicted in Figure 3.14.

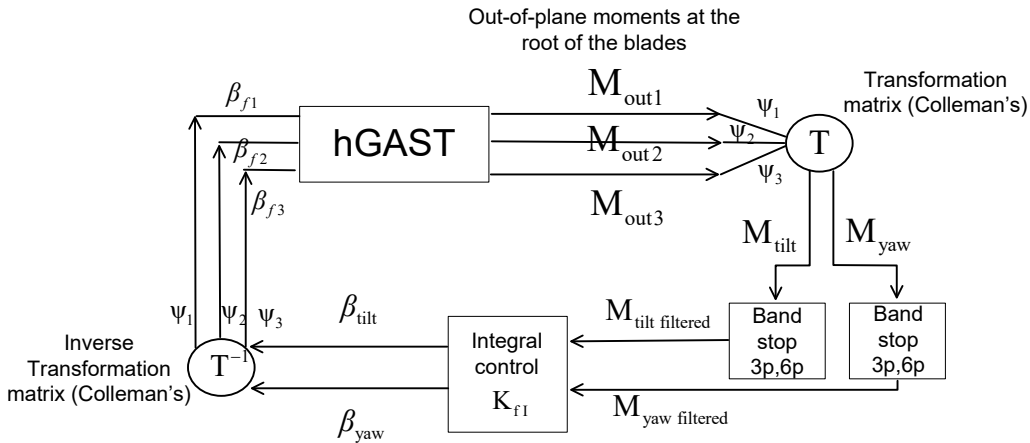


Figure 3.5: Schematic of the IFC method.

The two methods (IPC and IFC) use the exact same filters (bandstop 3P and 6P) and their only difference is encountered in the control gains, so that the control angles  $\beta_{p_i}$  and  $\beta_{f_i}$  do not share the same values. The differential and proportion gains  $K_D$  and  $K_P$  have been set to zero again, but the integral gain  $K_I$  has to be selected over the whole range of wind speeds, but in the same way as described above. A compromise between great load attenuation and stability at all wind speed values has to be reached, so that a gain schedule can be avoided.

The two methods share the exact same procedure. They also share the same goal, namely regulation of the aerodynamic properties of the blades (change of angle of attack or lift coefficient curve) based on information that comes from appropriate sensors (strain gauges). IPC is responsible for changing the angle of attack of the blade, whereas IFC aims at shifting the lift coefficient curve. However, these two actions have the same impact on the system. Therefore, similar amplitude of loads attenuation is to be expected.

Camber line morphing is performed on the outer part of the blade of the DTU 10 MW RWT. The blade of the reference turbine comprises FFA-w3 series airfoils. The relative thickness of the outer 35% of the blade is constant and equal to  $t/c=0.24$  while further inboards the relative thickness increases to  $t/c=0.30$  at  $r/R=0.4$ .

Different morphing shapes of the TE region have been tested. All deformation shapes extend to 30% of the chord length. Longer flaps can be more easily realized by a modular section type. In this case, it is possible to extend the deformable part of the flap to a larger chordwise length and at the same time build the deformation of the camber line more gradually as shown in Figure 3.15. The articulated shape of the mechanism and the way that the moving parts are arranged, provides greater flexibility than other types of actuators. The morphing mechanism structure consists of pinned moving parts that are designed in a way that can be adjusted and arranged so as the target shape is best followed. Moreover, each part can be activated independently. Thus it is possible to achieve different complex target shapes. Details on the functional characteristics and operation of the actuator can be found in [21].

Different morphing shapes (see Figure 3.16) based on spline curves are assessed in terms of the achieved change in  $C_L$  ( $\Delta C_L$  in Figure 3.17) for different flap deployment angles. As Aerodynamic polars have been computed with FOIL2W code [22]. Among the various shapes those exhibiting a monotonic behavior (no change of curvature) are qualified and finally the one that provides the maximum  $\Delta C_L$  (slope  $3^\circ$ ) is down selected as baseline configuration for the present analysis.

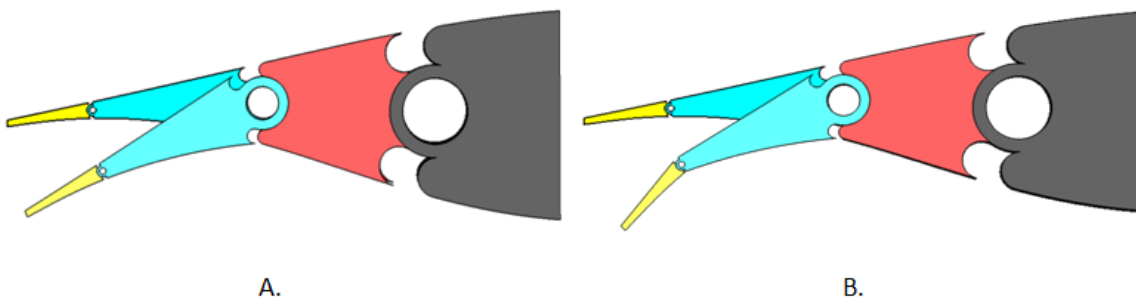


Figure 3.6: Morphing capabilities by applying a modular flap controlled by SMAs. Morphing Cases for the 10MW WT Section. A. Independent Movement of 30% Flap and B. Combined Movement of 10% and 30% Modular Flaps.

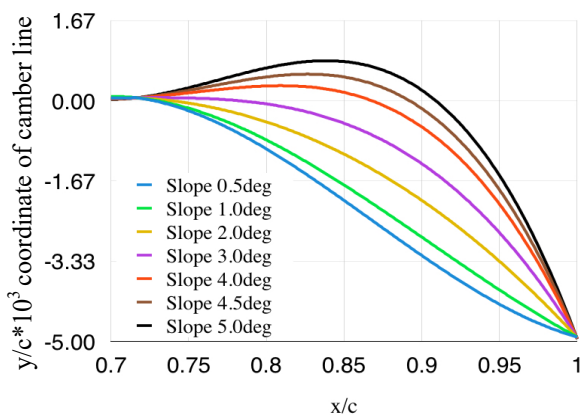


Figure 3.7: The various Trailing Edge camber line geometries studied.

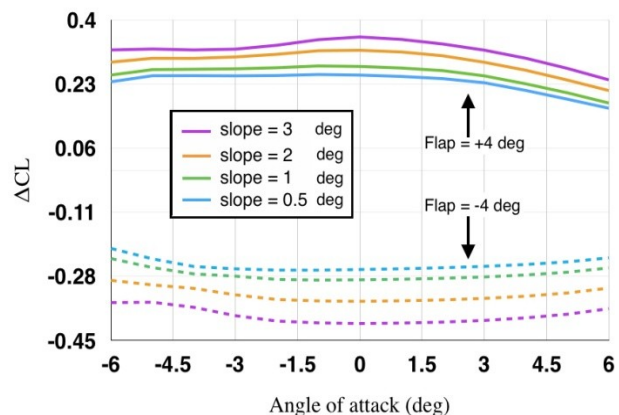


Figure 3.17:  $\Delta C_L$  vs. angle of attack for different camber line geometries. Flap angle +/-4 deg.



Trailing edge (TE) camber line morphing is performed on the outer part of the blade of the DTU 10 MW RWT. The spanwise extent of the flap was 22.5% of the blade radius (see details in Table 3.2). The flaps have been placed at specific positions along the blade span. The reason for that is the maximization of the steady root flapwise bending moment variation that can be achieved by the flaps. The variation of the bending moment due to aerodynamic forces (on a stiff blade) is proportional to the cube of the radius time the section chord. Following this approximation, in order to obtain the maximum flapwise root bending moment variation the flap are located from 67% to 97% of the blade span, as shown in Figure 3.18.

Flap configuration	
Chordwise extent	30%
Deflection angle limits	$\pm 10^\circ$
Deflection speed limit	$20^\circ/\text{s}$
Spanwise length	20 m (~22.5% of blade length)
Spanwise location	60 m-80 m (from rotor centre)
Airfoil	FFA-W3-241

Table 3.2: Trailing edge flap configuration of conventional IFC loop.

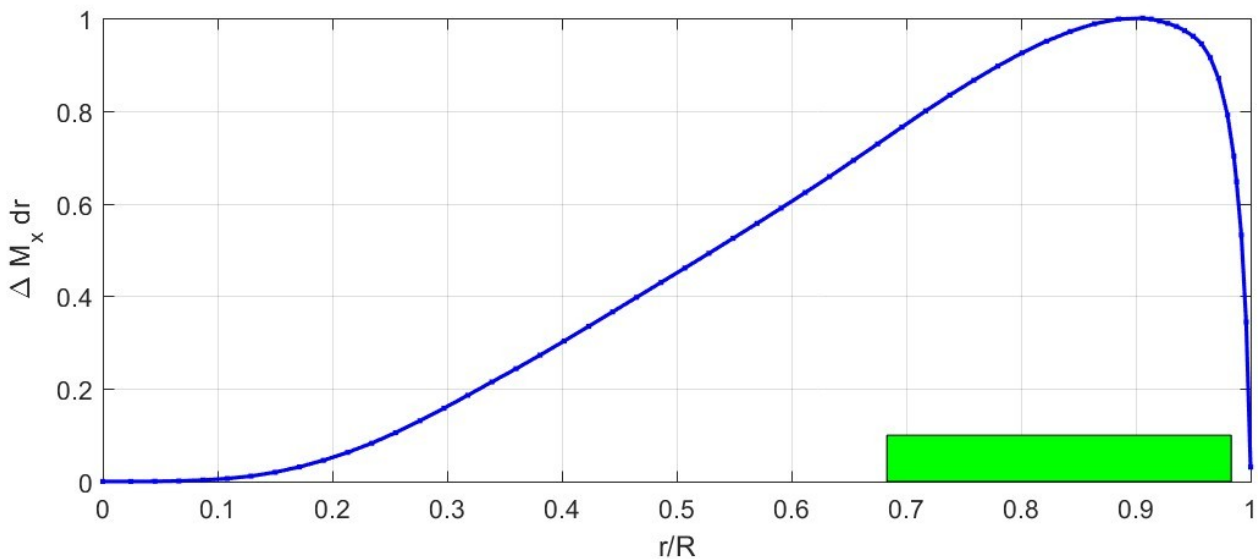


Figure 3.18: Analytical equation for the variation of the blade root bending moments for flap located at different positions along the blade span.

### 3.2.3 Results and Discussion

In the present analysis constant controller gains have been used for Individual Flap Control. They have been decided on the basis of a sensitivity analysis performed over the wind speeds range of 12 – 25 m/s. After a couple of simulations the value  $K_{fI} = 7 \cdot 10^{-9} \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$  was adopted. In Table 3.3 the percentage load reductions for various values of wind speed ( $U_0$ ) are shown.

<b>Ki = 7*e-9</b>	
<b>U0</b>	<b>%_LOAD_RED</b>
12	-22%
14	-16%
16	-8%
20	-13%
25	-16%

Table 3.3: Load reduction at the root of the first blade (compared to no control  $K_{fI} = 0 \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$  case) for various above rated wind speed values and for the optimum integral gain value ( $K_{fI} = 7 \cdot 10^{-9} \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$ ).

Figures 3.19 – 3.21 show the load reduction of the out-of-plane, flapwise and edgewise moments at the root of the first blade for a 10 minutes simulation. The wind speed value is 16 m/s, the vertical shear exponent is 0.2, the horizontal shear exponent is 0, and there is no yaw misalignment and flow inclination.

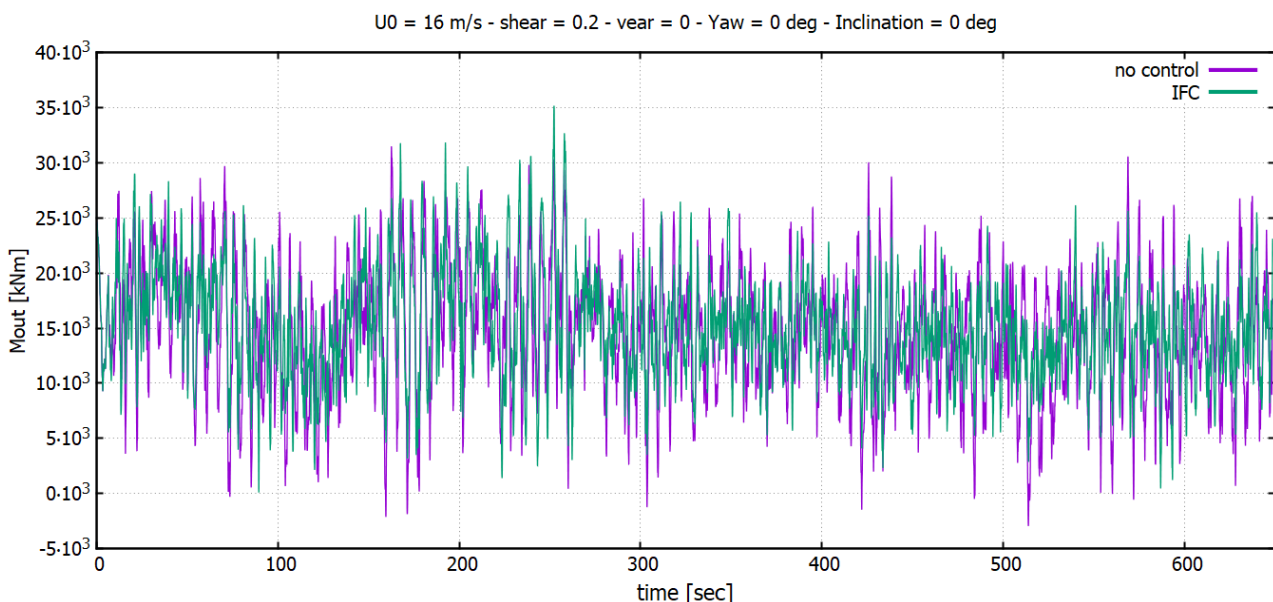


Figure 3.19: Out-of-plane moment (Mout) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.

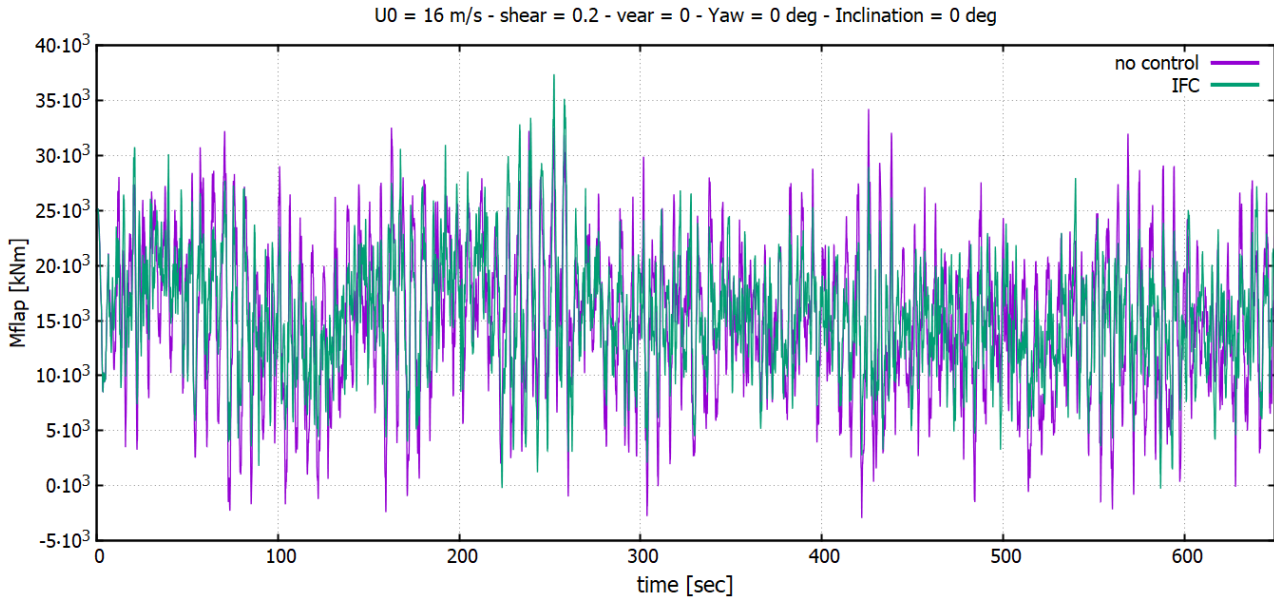


Figure 3.20: Flapwise moment (Mflap) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.

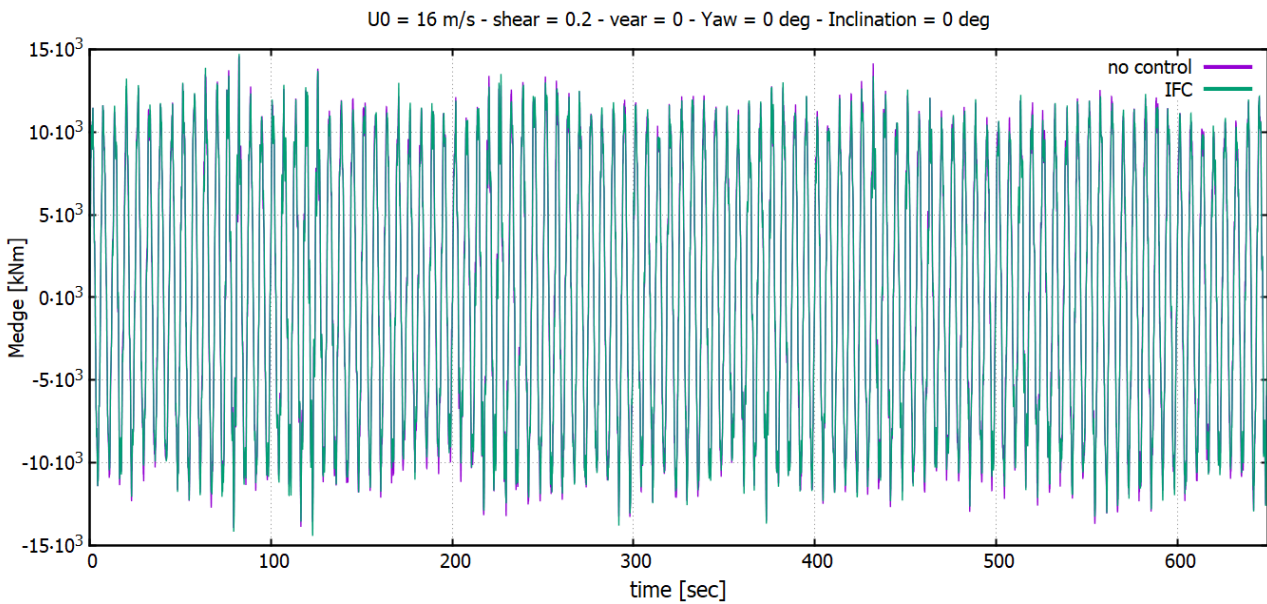


Figure 3.21: Edgewise moment (Medge) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.

Again, the reduction of the edgewise moment is almost negligible, because when the collective pitch angle is low, the edgewise moment is mainly driven by gravity force.

A comparison of the flap moment attenuation achieved by IPC and IFC for various wind speeds above rated is shown in Table 3.4.

U0	%_LOAD_RED	
	IFC	IPC
12	-22%	-20%
14	-16%	-22%
16	-8%	-29%
20	-13%	-26%
25	-16%	-16%

Table 3.4: Comparison between the attenuation of IPC and IFC for various above rated wind speeds.

The conclusion that is clearly drawn by Table 3.4 is that, contrary to what stated before, at higher wind speed values IFC is not as effective as IPC. The reason for that is that due to the constraint of  $10 \text{ deg}$  on the maximum flap angle, the capabilities of the flap actuator are not fully exploited. At low wind speeds, e.g.  $U_0 = 12 \text{ m/s}$ , where the fluctuating loads are not too high, the flap angle rarely exceeds this maximum angle. As the wind speed rises, e.g.  $U_0 = 16 \text{ m/s}$ , the loads get higher and this angle range of  $\pm 10 \text{ deg}$  is no longer enough for the flap to effectively mitigate loads.

This is definitely shown in Figure 3.22, where the timeline of the flap angles is depicted and it is clear that the flap angle at the  $U_0 = 16 \text{ m/s}$  simulation is constantly on the saturation limits. This means that the controller aims at higher values of flap angles, but due to the saturation, the flap is restricted within the range of  $\pm 10 \text{ deg}$  and cannot fully compensate the DEL. On the other hand, at the  $U_0 = 12 \text{ m/s}$  simulation, the wind speed is lower, so the fluctuating loads are lower too. As a result, the maximum angle that is needed for an efficient DEL reduction lies in the range of  $\pm 10 \text{ deg}$  and so the controller is well exploited.

In general, as the wind speed increases, the fluctuating loads rise too. Thus the flap activity needs to get higher. So, not only does the maximum flap angle rise (till the saturation limit), but also the same thing happens with the sdv of the flap angle, which is proportional to the flap activity value. The above are shown in Figure 3.23.

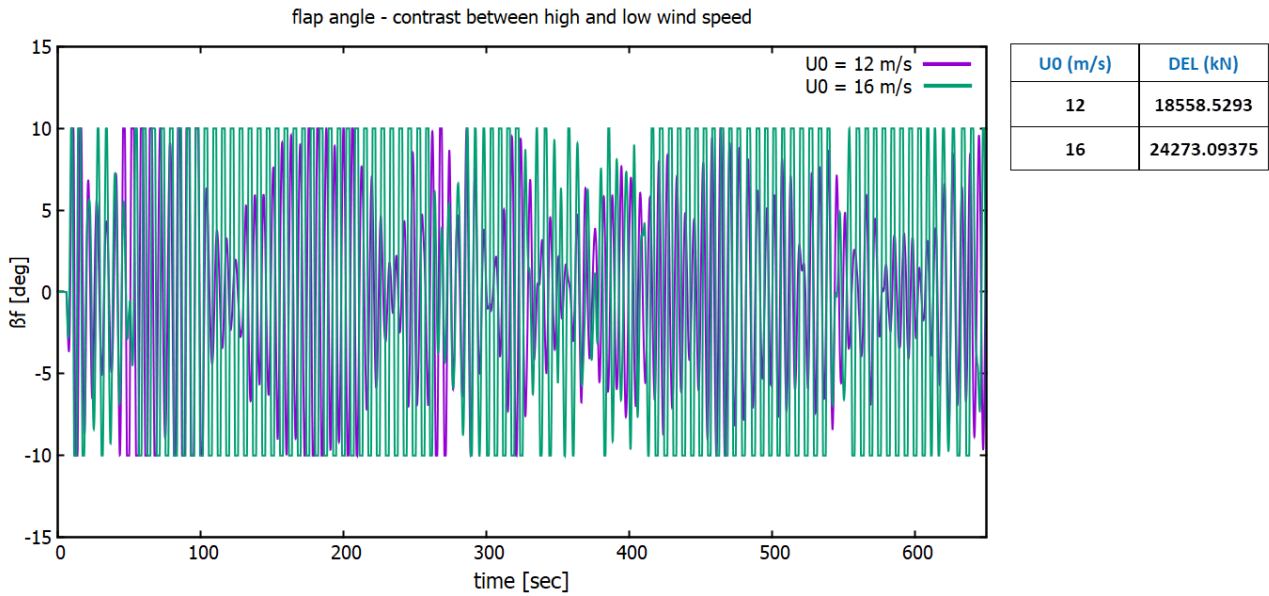


Figure 3.8: Flap angle at the root of the first blade. Comparison between high ( $U_0 = 16 \text{ m/s}$ ) and low ( $U_0 = 12 \text{ m/s}$ ) wind speed.

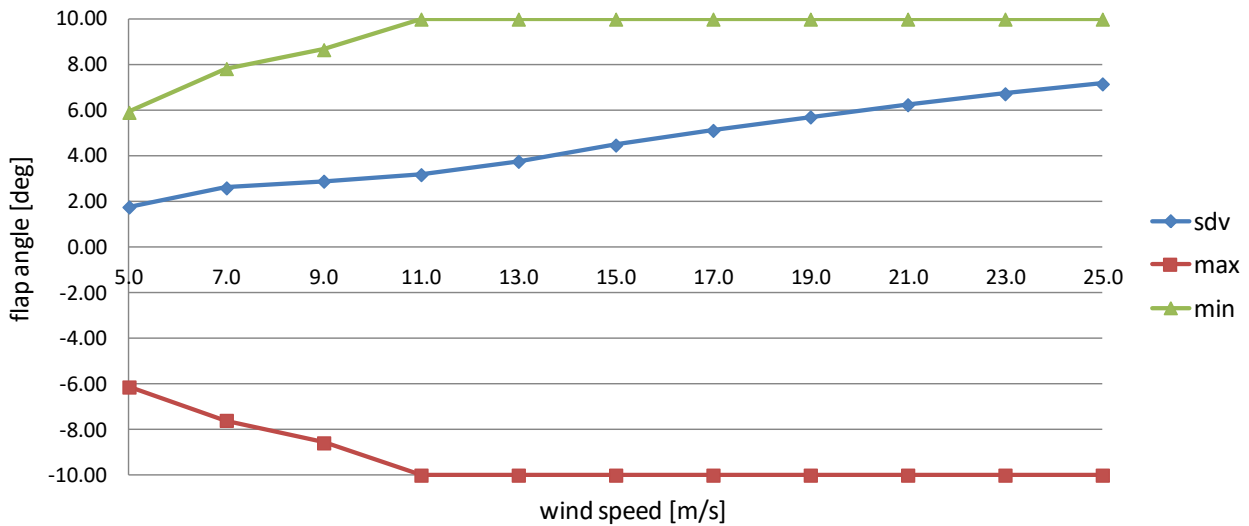


Figure 3.9: Flap angle variation.

### 3.3 Individual Pitch and Flap Control

#### 3.3.1 Introduction

As stated before, IFC’s main purpose is to assist IPC, so that the pitch angles, velocities and accelerations will not get too high. In this way, the pitch actuators and bearings will be preserved against wear and the duration of their lifetime will get extended.

A combined Individual Pitch-Flap Control (IPFC) is expected to be as effective as IPC and IFC, in terms of DEL reduction, as those three control methods share the same control target, that is the regulation of the aerodynamic properties of the blades. Its primary asset though, lies in the reduced activity of both pitch and flap mechanisms, compared to simple IPC and IFC respectively.

### 3.3.2 Method Analysis

The combination of IPC with IFC is a simple procedure. We apply the control techniques of IPC and IFC simultaneously, in the exact same way as described above. The only difference is on the gain values which have to be lower, so that the system is not overexcited. As IPFC's goal is to reduce the duty cycle of the pitch mechanism, the IFC control gain will retain its value (the value that was found for the simple IFC method), and the gain reduction will be applied only on the IPC control gain. The greater the pitch gain reduction, the less the pitch mechanism activity. The procedure is depicted in equations 3.11, 3.12 and Figure 3.24.

$$K'_{pI} = \lambda K_{pI} , \quad 0 < \lambda < 1 \quad (3.11)$$

$$K'_{fI} = K_{fI} \quad (3.12)$$

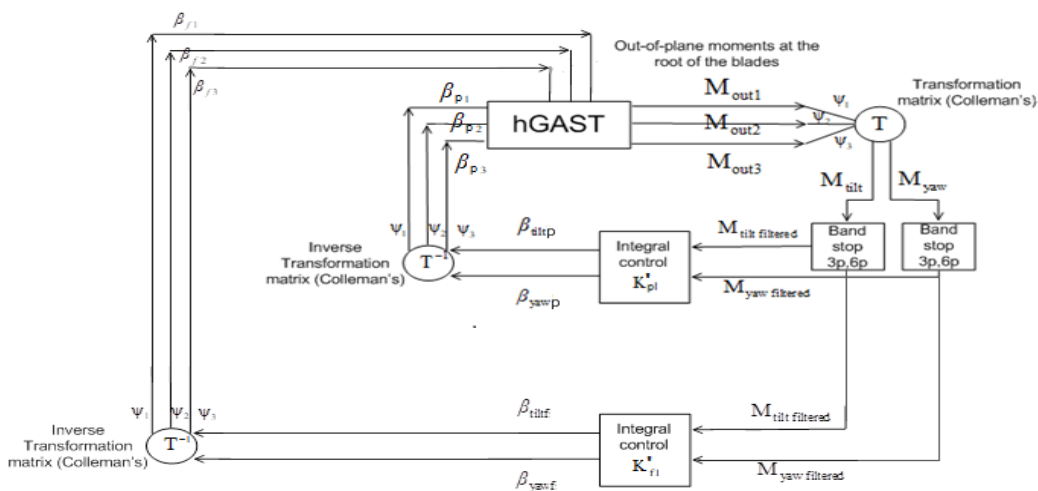


Figure 3.10: Block diagram of the IPFC method.

### 3.3.3 Results and Discussion

In Table 3.5 the damage equivalent loads and load reductions for various values of wind speed ( $U_0$ ) and pitch integral gains ( $K_I$ ) are shown.

IPFC								
$U_0 = 12 \text{ m/s}$			$U_0 = 16 \text{ m/s}$			$U_0 = 25 \text{ m/s}$		
$\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	$\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	$\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD
0	0%	18558.5293	0	0%	24273.09375	0	0%	32684.26172
0.2	-24%	14133.49414	0.2	-23%	18669.57422	0.2	-10%	29501.04297
0.4	-24%	14144.53906	0.4	-31%	16796.35352	0.4	-17%	27278.54492
0.6	-23%	14210.37109	0.6	-32%	16585.99414	0.6	-19%	26395.08789
0.8	-23%	14287.66699	0.8	-32%	16558.02148	0.8	-21%	25980.54297
1	-23%	14362.22656	1	-32%	16535.42773	1	-22%	25623.7793

Table 3.5: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various pitch integral gain values compared to no control ( $K_I = 0 \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$ ) case.

In order to avoid a gain schedule, the value  $\lambda = 0.6$  was adopted, as it provides low pitch activity and satisfying reduction at a very wide range of wind speed values. Therefore, the pitch integral gain value results  $K'_{pI} = \lambda K_I = 0.6 \cdot 10 \cdot 10^{-10} = 6 \cdot 10^{-10} \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$ .

Figures 3.25 – 3.27 show the load reduction of the out-of-plane, flapwise and edgewise moments at the root of the first blade for a 10 minutes simulation. The wind speed value is  $16 \text{ m/s}$ , the vertical shear exponent is 0.2, the horizontal shear exponent is 0, and there is no yaw misalignment and flow inclination.

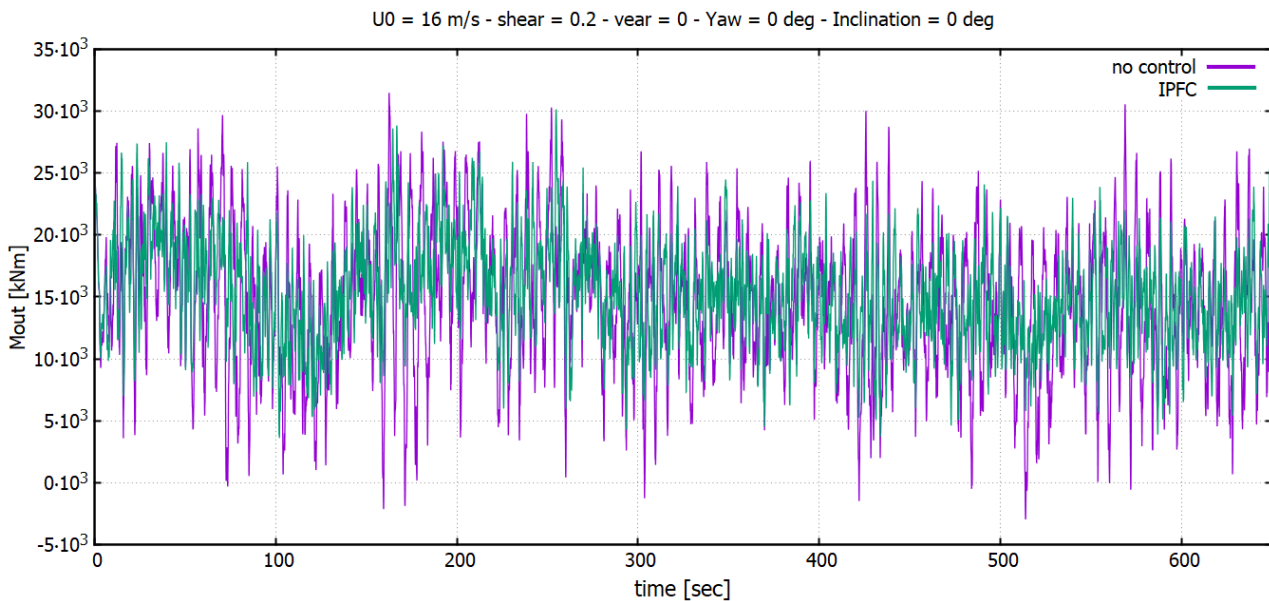
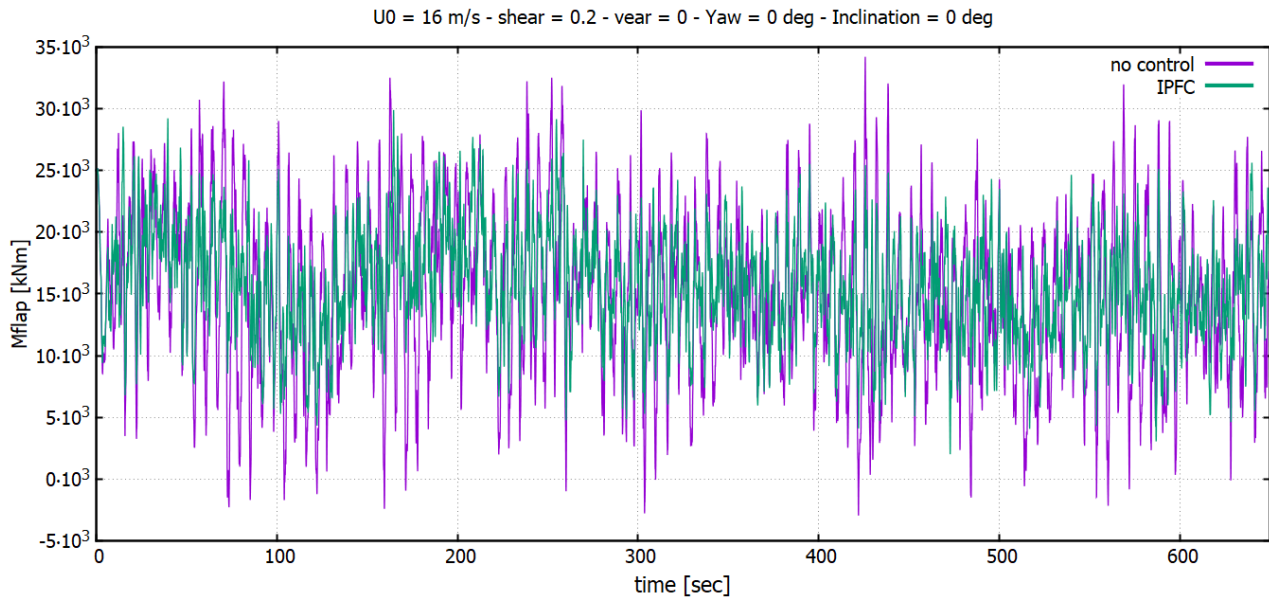
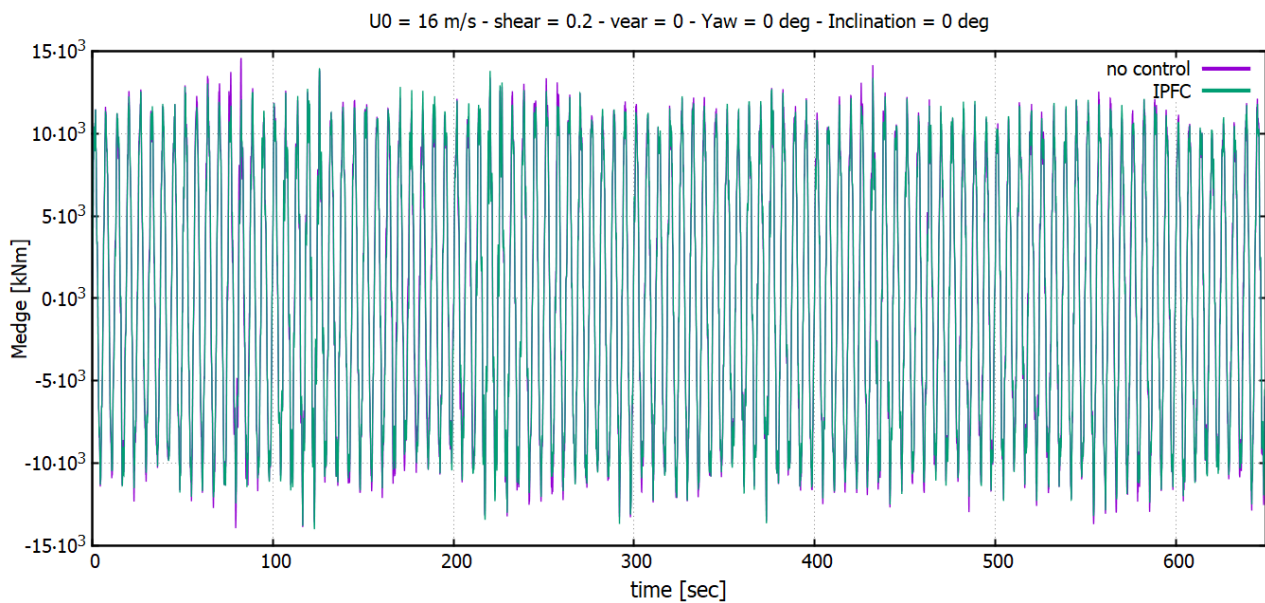


Figure 3.11: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.



**Figure 3.12: Flapwise moment (Mflap) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.**



**Figure 3.27: Edgewise moment (Medge) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control.**

A comparison of flapwise moment attenuation levels achieved by IPC, IFC and IPFC for various above rated wind speeds is shown in Table 3.6.



$U_0$	no control		IPC		IFC		IPFC	
	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	%_LOAD_RED	EQV_LOAD
12	0%	18558.5293	-20%	14759.02148	-22%	14444.65332	-23%	14210.37109
16	0%	24273.09375	-29%	17138.37109	-8%	22414.34766	-32%	16585.99414
25	0%	32684.26172	-16%	27370.06641	-16%	27444.11914	-19%	26395.08789

Table 3.6: Comparison between the attenuation and the activity of IPC, IFC and IPFC for various above rated wind speeds.

In general, the three techniques share the same type of control method (aiming at the same target), therefore they achieve the same level of DEL attenuation. At  $U_0 = 16 \text{ m/s}$ , IFC is not that effective, but the pitch mechanism of IPFC manages to close the gap, so that IPFC is as effective as IPC.

The asset of IPFC lies in the reduced activity of both the pitch and the flap mechanism, compared to IPC and IFC respectively. Figures 3.28 and 3.29 depict this contrast. Not only do the pitch and flap angles get lower values, but their movement is also much smoother, which means lower values of velocity and acceleration as well.

In particular, as shown in Figure 3.30, the pitch activity of IPFC is only slightly increased, compared to the no control case.

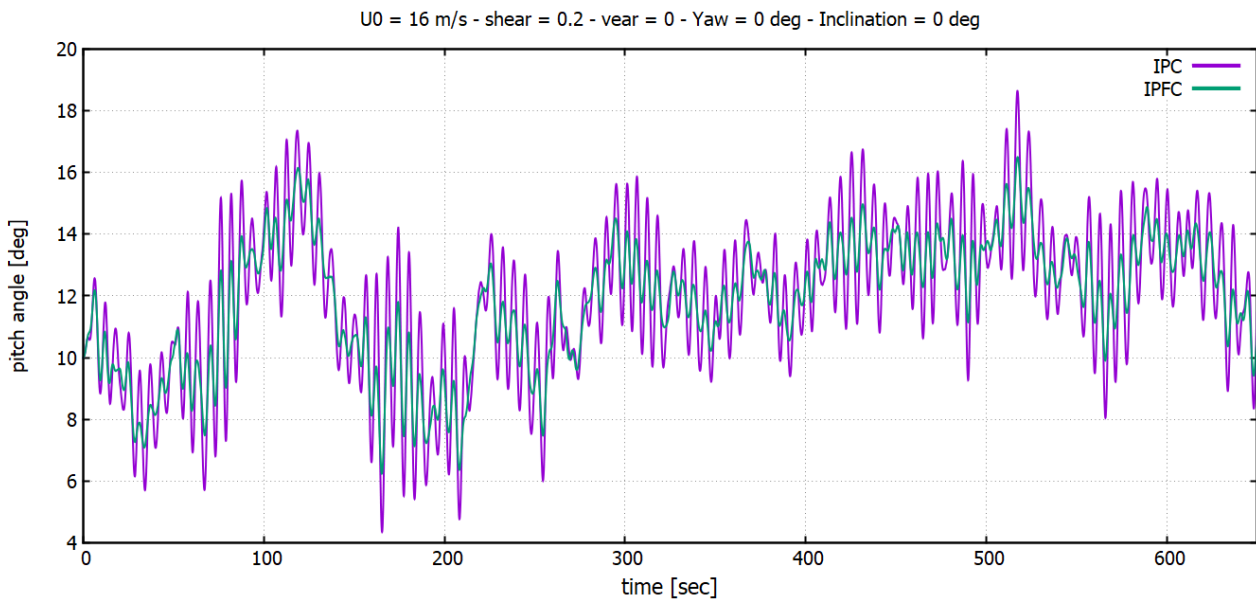


Figure 3.28: Pitch angle of the 1<sup>st</sup> blade. Comparison between IPC and IPFC.

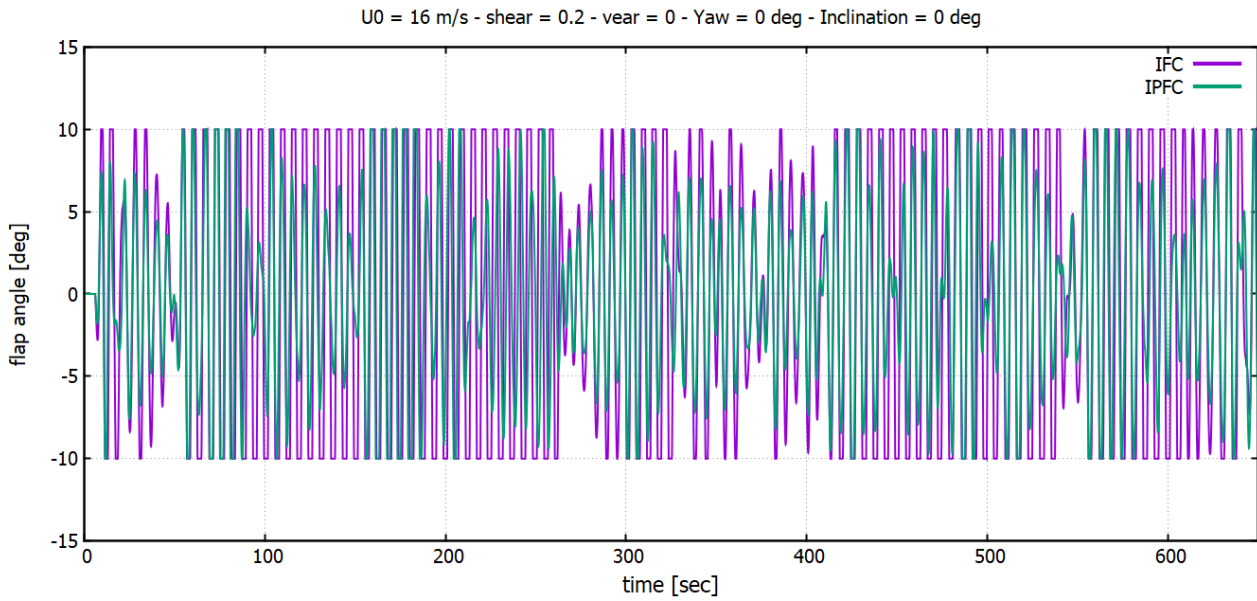


Figure 3.13: Flap angle of the 1<sup>st</sup> blade. Comparison between IFC and IPFC.

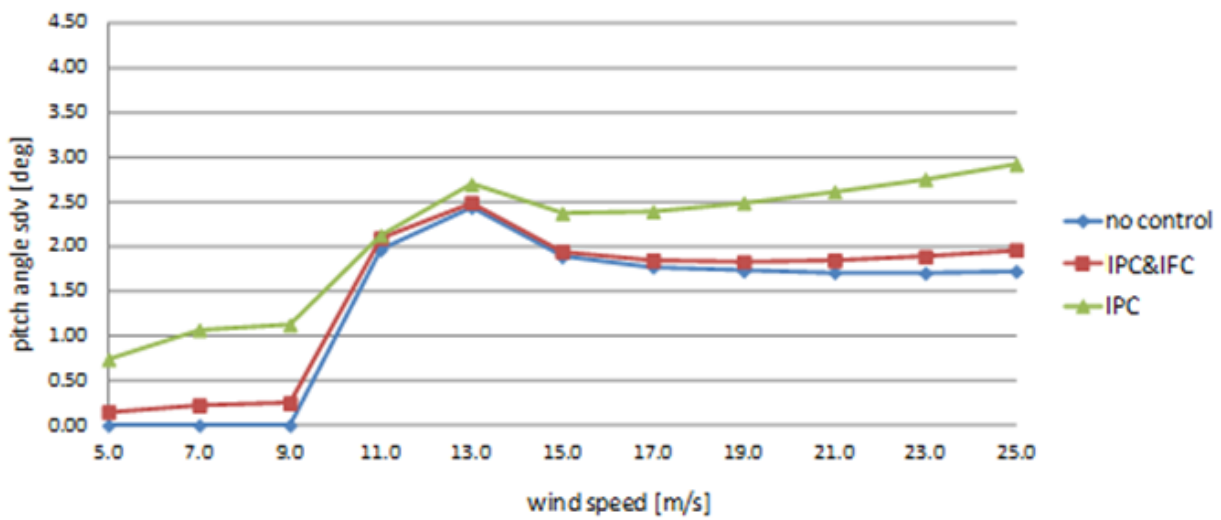


Figure 3.140: Pitch angle variation.

## 4. Innovative Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer

### 4.1 Individual Flap Control with Spinner anemometer

#### 4.1.1 Introduction

So far, the conventional IFC method is being applied via actuators which drive the Trailing Edge Flaps and through the combination of sensors and controllers that provide feedback load control. In terms of control theory, transients such as gusts and directional changes in the inflow wind field represent an unknown disturbance. Conventional feedback controllers can compensate such excitations only with a delay, (a) because the disturbance has to pass through the entire wind turbine dynamics before showing its effects in the outputs and (b) because actuators need time to react. This usually results in undesired loads for the wind turbine and high actuator rates.

This problem can be overcome by utilizing inflow sensor measurements (LIDAR, spinner anemometers a.s.o.). In this thesis, an ideal spinner anemometer is used. The inflow measurements, alongside with a look-up table, that indicates the movement of the TEFs, and their actuators constitute an individual flap control algorithm that is notated as Individual Flap Control with Spinner anemometer (IFCS).

IFCS is superimposed on the standard power speed controller and its aim is to assist the operation of the conventional feedback Individual Pitch Controller (IPC) and thereby reduce the duty cycle of the pitch mechanism.

#### 4.1.2 Method Analysis

The controller uses flap actuators with the aim to remove any deterministic source of load variation on blades, associated with the characteristics of the inflow. Such load variations are concentrated on multiples of the rotational frequency ( $P$  multiples) and they are mainly due to i) wind yaw misalignment - within the range that yaw control is not activated ii) vertical and horizontal wind shear and iii) wind inclination.

Inflow yaw and inclination (tilt) angles can be directly calculated through the three components of the wind velocity measured by the spinner anemometer. Moreover, an estimation of both the vertical and horizontal wind shear exponent can be obtained through cross correlation characteristics of the axial and vertical or the axial and horizontal wind components respectively.

The instantaneous yaw and tilt angles provided by spinner anemometer measurements are then low-pass filtered with the aim to remove the high frequency/low energy turbulent content, as shown in Figure 4.1. Filtered yaw and tilt angle and shear exponent input characteristics are then translated, through a predefined look-up table, into 1P and 2P periodic variations (higher harmonics are not considered because they bring about high frequency movement, thus triggering higher

harmonics of the blades) of the flap angle of the three blades. The amplitude of the flap angle variation (1P and 2P) will be proportional to the load amplitude caused by the asymmetry of the inflow. Of course, load amplitude does not only depend on yaw and inclination angle but also on the wind speed. Flap angle variation should be imposed out of phase to load variation so as finally load variation is counteracted. Look-up tables for the amplitude and phase of the flap angle variations (as functions of the wind velocity, yaw and tilt angle and shear exponent) are created through an automated tuning process described below which is based on deterministic runs over the whole range of operational wind speeds and combinations of yaw, tilt angles and shear exponents.

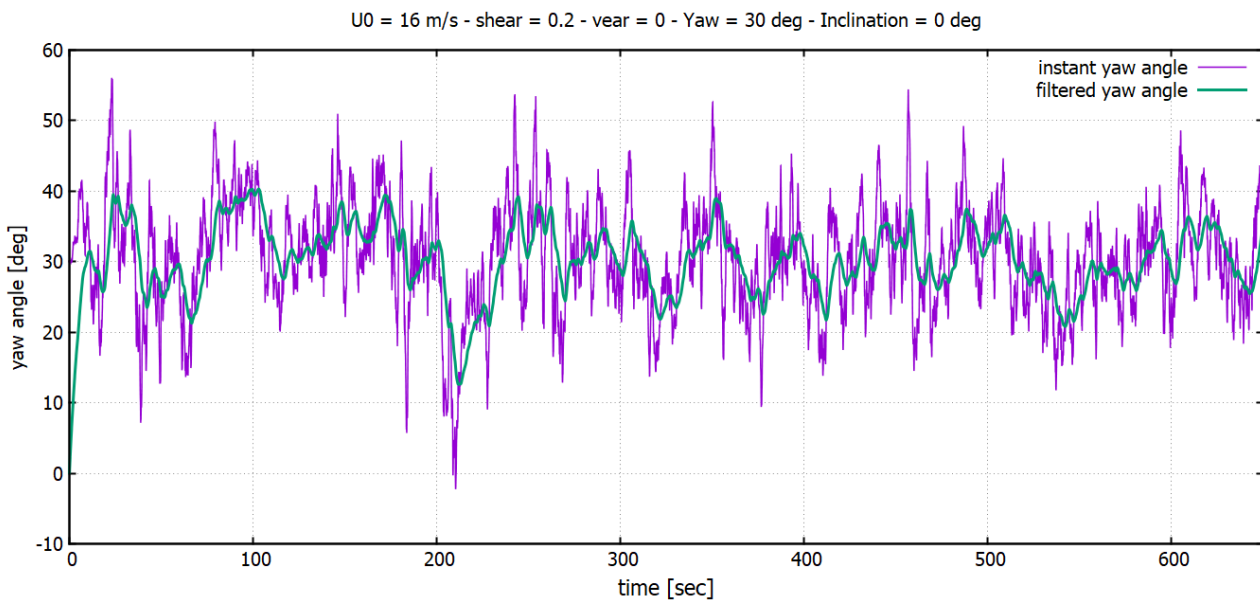


Figure 15.1: Comparison between filtered and non-filtered signal of yaw angle.

The feed-forward control strategy described above is illustrated in equation 4.1 and Figure 4.2.

$$\beta_f(U_0, sh, a_{yaw}, a_{inc}, \psi_i) = \sum_{n=1}^2 \beta_{fn} \cos(n \cdot \psi_i + \Delta\psi_n) \quad (4.1)$$

- $\beta_{fn} = \beta_{fn}(U_0, sh, a_{yaw}, a_{inc})$
- $\Delta\psi_n = \Delta\psi_n(U_0, sh, a_{yaw}, a_{inc})$

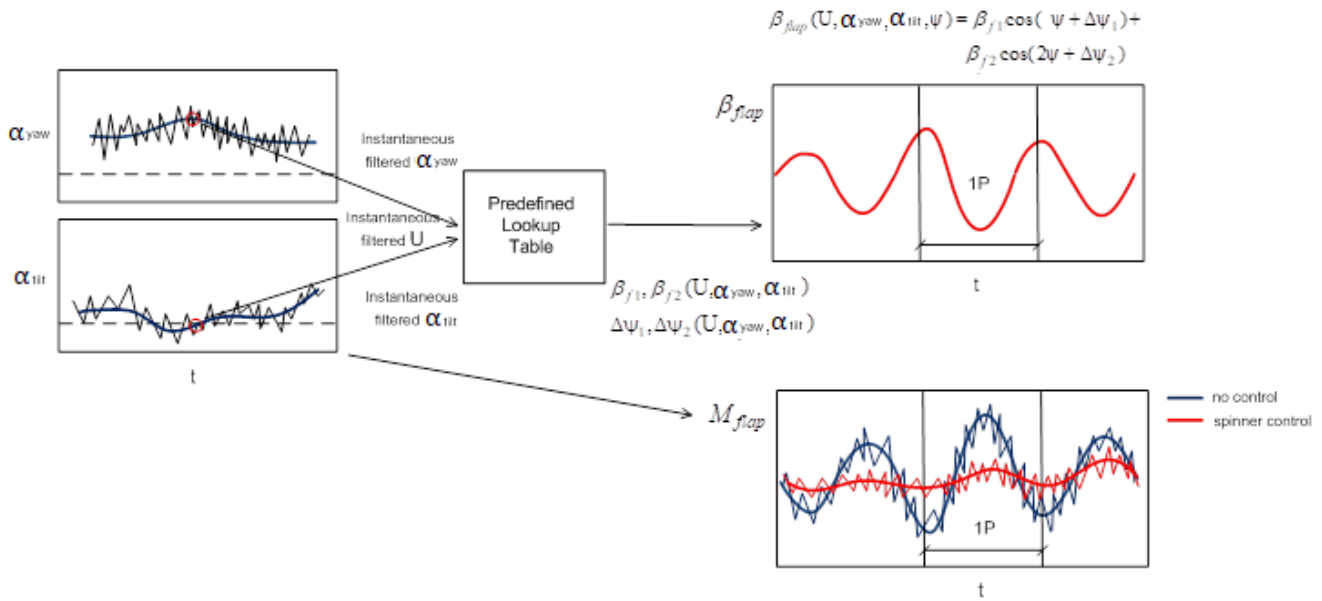


Figure 4.216: Description of IFCS.

The look-up tables for the amplitudes  $\beta_{f1}$  and  $\beta_{f2}$  and the phases  $\Delta\psi_1$  and  $\Delta\psi_2$  of the flap angle variation (as functions of the wind velocity, yaw and tilt angle and shear exponent) shown in **Σφάλμα! Το αρχείο προέλευσης της αναφοράς δεν βρέθηκε.**, have been generated through an automated tuning process illustrated in Figure 4.3. The blade root out-of-plane bending moment signals are transformed into yaw and tilt moments  $M_{yaw,i}$  and  $M_{tilt,i}$  by applying the Coleman transformation (1P and 2P):

$$\begin{Bmatrix} M_{tilt,n} \\ M_{yaw,n} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3} \cos(n \psi_1) & \frac{2}{3} \cos(n \psi_2) & \frac{2}{3} \cos(n \psi_3) \\ \frac{2}{3} \sin(n \psi_1) & \frac{2}{3} \sin(n \psi_2) & \frac{2}{3} \sin(n \psi_3) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_{out1} \\ M_{out2} \\ M_{out3} \end{Bmatrix} \quad (4.2)$$

$$n = 1,2$$

The yaw and tilt moment signals are then passed through an integral control element ( $I$ ) and the cyclic  $\theta_{yaw,i}$  and  $\theta_{tilt,i}$  angles are obtained. These angles are then back transformed into flap angle amplitudes  $\beta_{f1}$  and  $\beta_{f2}$  and the phases  $\Delta\psi_1$  and  $\Delta\psi_2$  of the individual blades' flap motion, via an inverse Coleman transformation.

$$\beta_f = \sum_{n=1}^2 \beta_{fn} \cos(n \cdot \psi_i + \Delta\psi_n)$$

$$= \sum_{n=1}^2 \theta_{tiltn} \cos(n \cdot \psi_i) + \theta_{yaw_n} \cos(n \cdot \psi_i)$$
(4.3)

$$\beta_{fn} = \sqrt{(\theta_{tiltn})^2 + (\theta_{yaw_n})^2}, \quad n = 1, 2$$
(4.3.1)

$$\Delta\psi_n = -\arctan\left(\frac{\theta_{yaw_n}}{\theta_{tiltn}}\right), \quad n = 1, 2$$
(4.3.2)

The flap motion of every blade is then obtained through:

$$\beta_f^k = \beta_{f1} \cos(\psi_i + \Delta\psi_1) + \beta_{f2} \cos(2\psi_i + \Delta\psi_2), \quad i = 1, 3$$
(4.4)

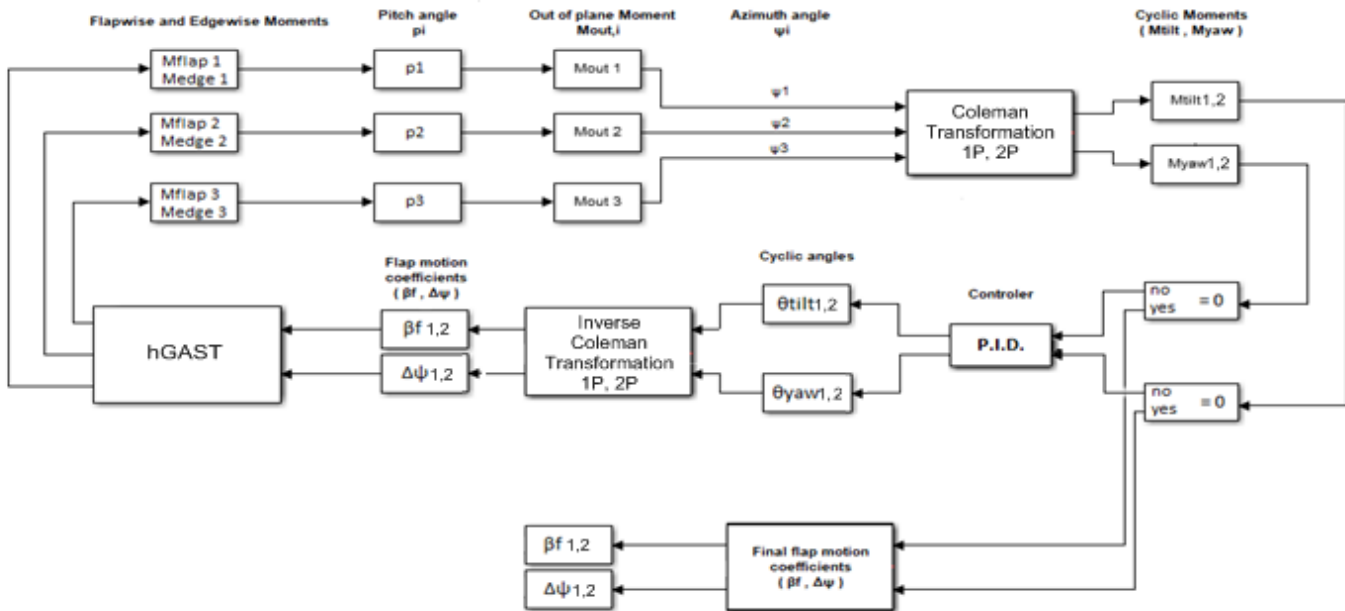


Figure 17: Description of the automated tuning process.

Tuning is performed through deterministic runs over the whole range of operational wind speeds and combinations of yaw, tilt angles and shear exponents. Although tuning is based on the

standard feedback Individual Flap Control (IFC) loop, its main advantage over the conventional IFC lies in the fact that the amplitudes  $\beta_{f1}$  and  $\beta_{f2}$  and the phases  $\Delta\psi_1$  and  $\Delta\psi_2$  result from a multistep, and so fully converged, procedure, so that the flap movement generates the exact needed control load for maximum compensation of the fluctuating load. On the other hand, the conventional IFC coefficients come from a one step correction, with the result that it would be unlikely for them to manage to converge to the optimum values. For this reason, IFCS is expected to be more efficient than IFC in deterministic simulations. Figure 4.4 and Table 4.1 verify the above statement.

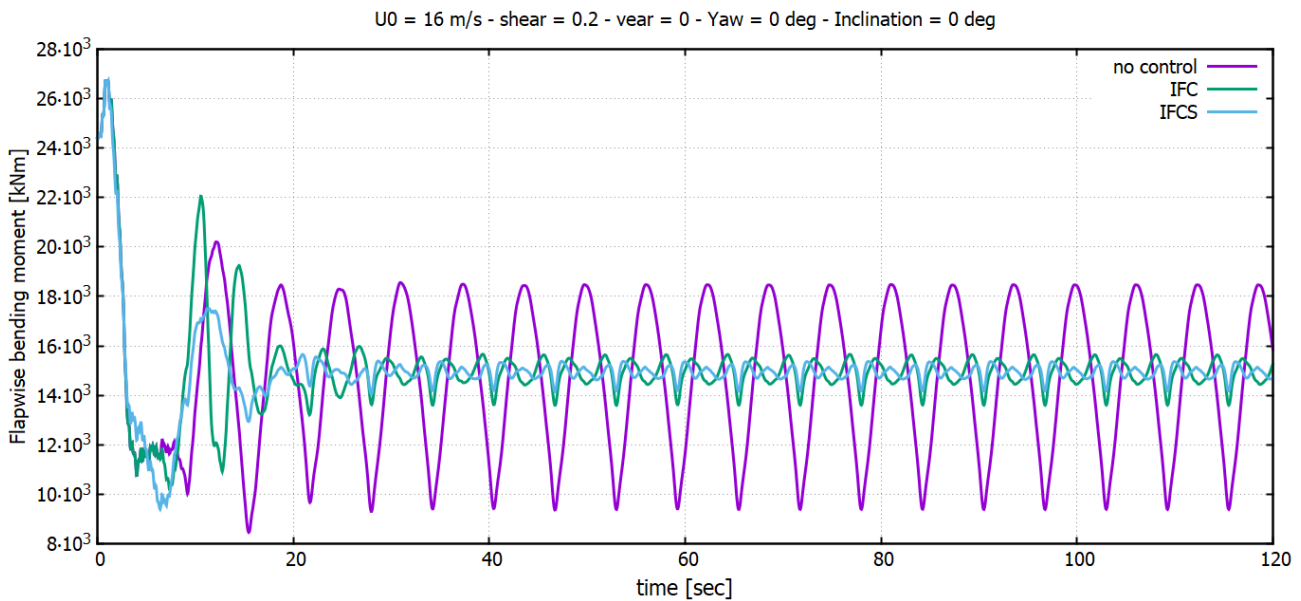


Figure 18: Deterministic simulation. Comparison between IFC and IFCS.

<b><math>U_0 = 16 \text{ m/s}</math></b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no control	0%	8970.27832
IFC	-18%	7373.00537
IFCS	-38%	5573.62598

Table 4.1: Equivalent loads of  $M_{flap}$  on deterministic simulations. Comparison between IFC and IFCS.

In Table 4.1 and Figure 4.4, it is clear that IFCS performs much better than IFC, both in steady state, mainly due to the better converged motion coefficients ( $\beta_{fn}, \Delta\psi_n$ ), but also in transient situations, mainly due to the feedforward character of the control loop. As a result, the DEL reduction of  $M_{flap}$  is much greater when the IFCS is enabled.

IFCS is performed on the outer part of the blade of the DTU 10MW RWT. The blade of the reference turbine comprises FFA series airfoils. The relative thickness of the outer 35% of the blade is constant and equal to  $t/c=0.24$ . The camber line morphing shape presented in conventional IFC is

used. The flap extends to 30% of the section chord length. The spanwise extent of the flap is 34% of the blade radius. The basic characteristics of the flap are detailed in Table 4.2.

Flap motion is bounded in the range  $[-10^\circ, +10^\circ]$ . In addition, saturation limits have been imposed on the velocity of the flap motion to  $20^\circ/\text{s}$ . In all configurations a delay of 0.1 s has been imposed on the flap motion in order to account for the dynamics of the flap actuator (through a first order filter in flap response).

Flap configuration CONF1	
Chordwise extension	30%
Deflection angle limits	$\pm 10^\circ$
Spanwise length	30m (~34% blade length)
Spanwise location	55.00m-85.00m (from blade root)
Airfoil	FFA-W3-241

Table 4.2: Trailing edge flap layout of IFCS loop.

Examples of the maps produced for the amplitudes  $\beta_{f1}$  and  $\beta_{f2}$  and the phases  $\Delta\psi_1$  and  $\Delta\psi_2$  are presented in Figure 4.5 – 4.8 for the case of zero inclination angle and shear exponent 0.2.

Tuning for shear = 0.2 / Inclination = 0

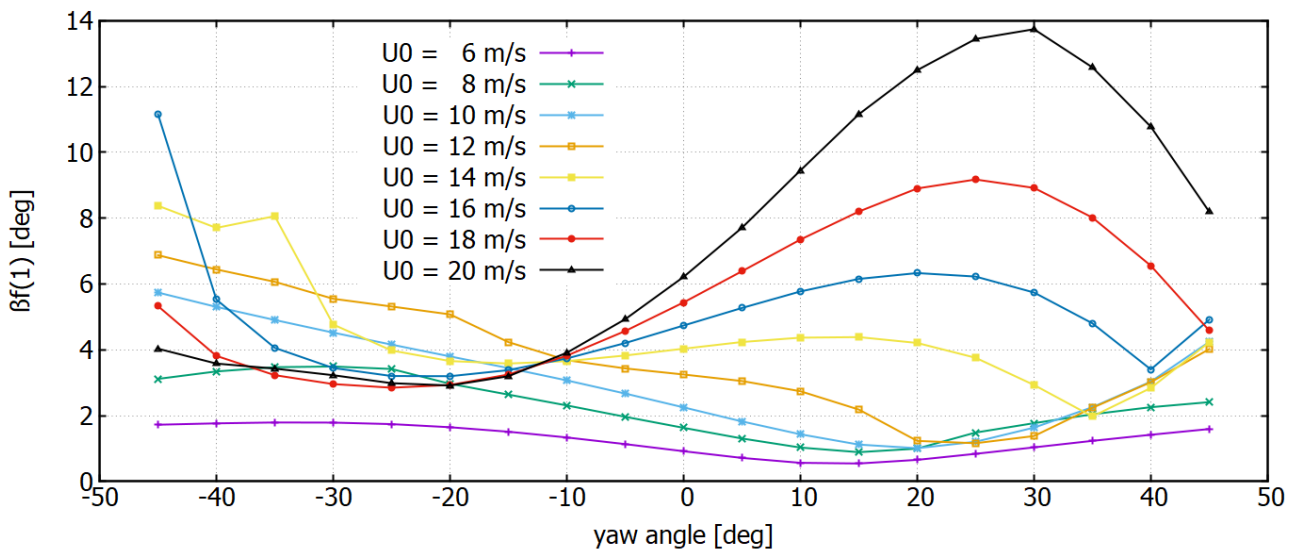


Figure 19: Map of  $\beta_{f1}$  for zero inclination angle and shear exponent 0.2.



Tuning for shear = 0.2 / Inclination = 0

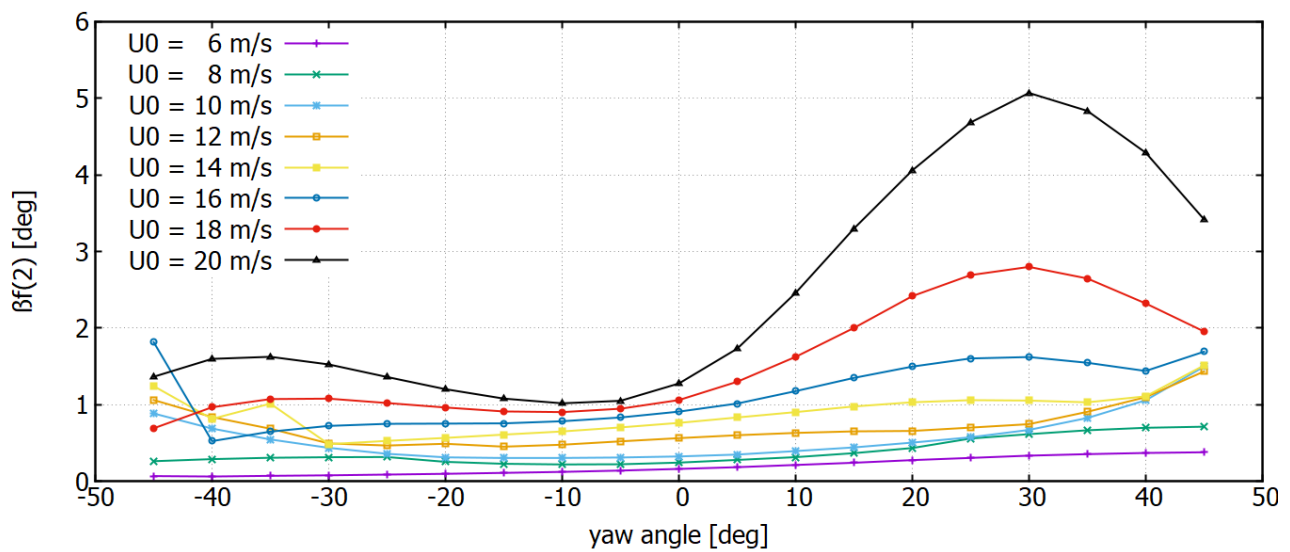


Figure 4.6: Map of  $\beta_{f2}$  for zero inclination angle and shear exponent 0.2.

Tuning for shear = 0.2 / Inclination = 0

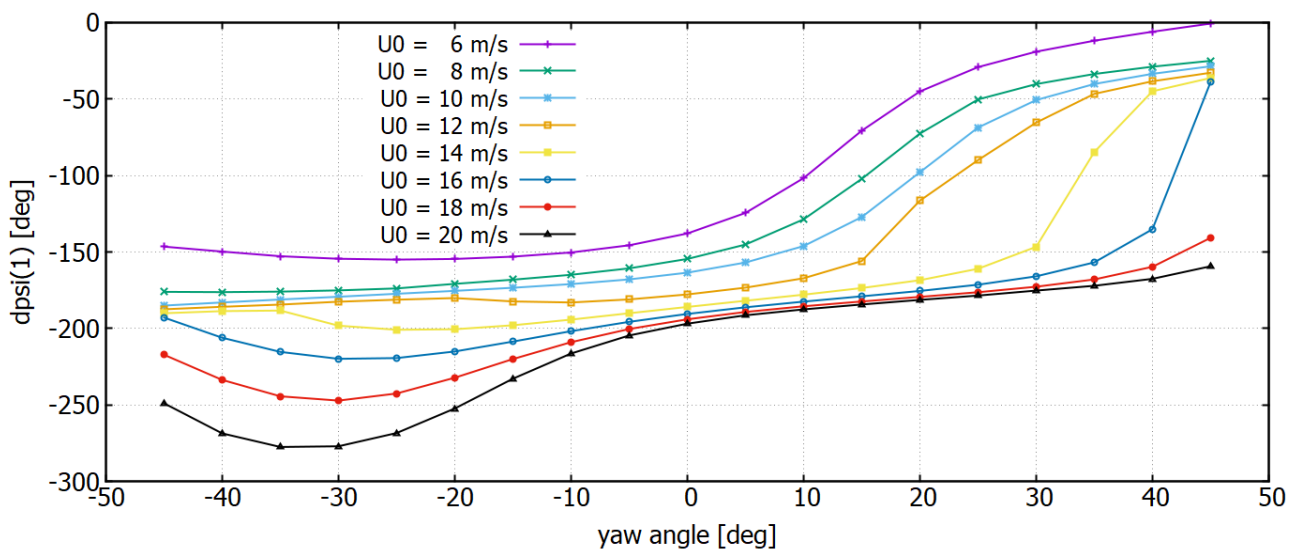


Figure 4.7: Map of  $\Delta\psi_1$  for zero inclination angle and shear exponent 0.2.

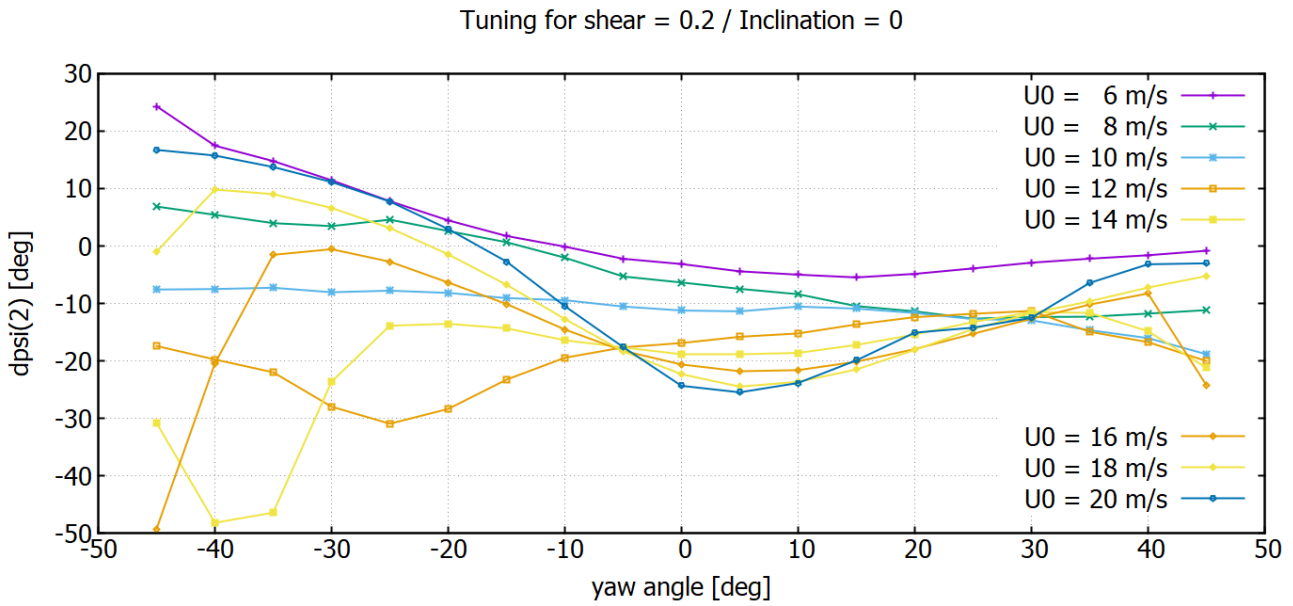


Figure 4.8: Map of  $\Delta\psi_2$  for zero inclination angle and shear exponent 0.2.

Figure 4.9 compares deterministic simulation results without flap control and with spinner anemometer 1P and combined 1P and 2P flap control. The plot presents out of plane blade root bending moment results at the wind speed of 16m/s for yaw angle of 30° and inclination angle of 0°. It is seen that 1P variation of the bending moment due to the effect of the yaw misalignment of the flow is substantially reduced when flap control is applied. Further reduction of the load amplitude is achieved when 2P flap control is superimposed on 1P control.

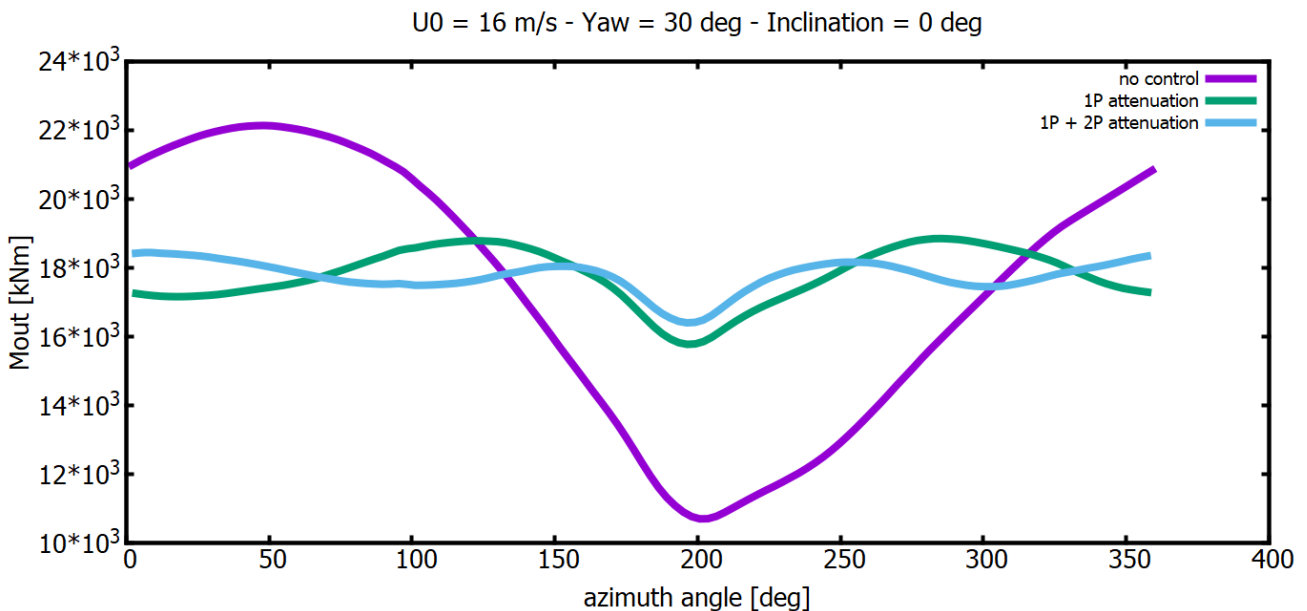


Figure 4.9: Effect of flap controller on out of plane moment variation at the wind speed of 16m/s and for yaw angle of 30°.

In Figure 4.10 the effect of the spinner flap control on the amplitude of the out-of-plane blade root bending moment is shown for the case that yaw angle follows a ramp variation. Yaw

angle starts at  $-45^\circ$  and linearly increases up to  $+45^\circ$ . It is seen that although the amplitude of  $M_{out}$  changes with the yaw angle when no control is applied, the amplitude of  $M_{out}$  remains almost constant when spinner flap control is applied.

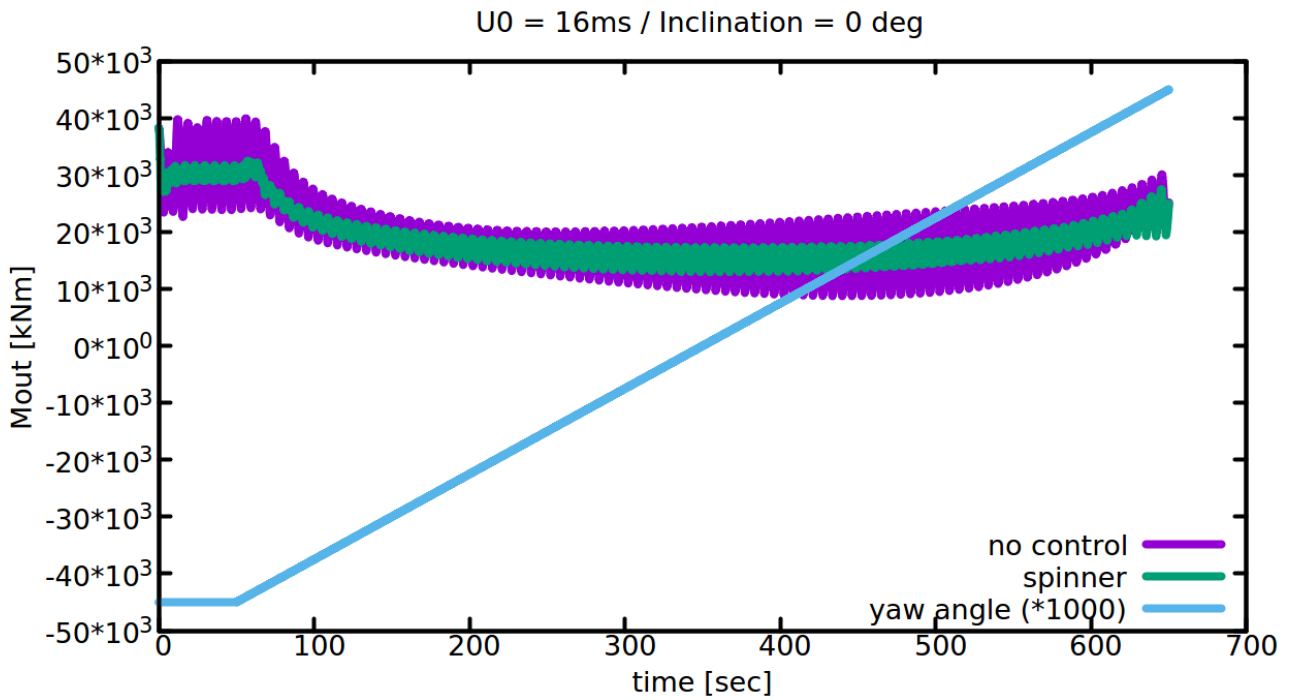


Figure 4.10: Effect of flap controller on out of plane moment variation at the wind speed of 16m/s and for a ramp variation of the yaw angle starting at  $-45^\circ$  and increasing up to  $+45^\circ$ .

### 4.1.3 Results and Discussion

In Table 4.3 the damage equivalent loads and load reductions for various values of wind speed ( $U_0$ ), for vertical shear exponent equal to 0.2, for yaw angle of  $0^\circ$  and inclination angle of  $0^\circ$  are shown.

<b>U<sub>0</sub> = 12 m/s</b>		
<b>yaw = 0 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	19354
IFCS	-6%	18285

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = 0 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	24103
IFCS	-8%	22191

<b>U<sub>0</sub> = 25 m/s</b>		
<b>yaw = 0 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	31836
IFCS	-8%	29409

Table 4.3: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values, for vertical shear exponent equal to 0.2, for various yaw angle of 0° and inclination angle of 0°, compared to no control case.

In Table 4.3, it is clear that IFCS can alleviate the fatigue loads, thus reducing the DEL, but the reduction is not as big as expected. In the same situations IFC had managed to reduce the DEL almost 3 times more than IFCS, even though the flap that is used in IFC is 10m shorter in spanwise length than the one in IFCS. A much more detailed comparison between IFC and IFCS will be performed in the next chapter.

In Table 4.4 the damage equivalent loads and load reduction levels for various values of yaw angle, for wind speed of 16 m/s, for vertical shear exponent equal to 0.2, and inclination angle of 0° are shown.

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = -30 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	22592
IFCS	-4%	21661

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = 0 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	24103
IFCS	-8%	22191

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = +15 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	25980
IFCS	-14%	22302

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = -15 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	21975
IFCS	-1%	21687

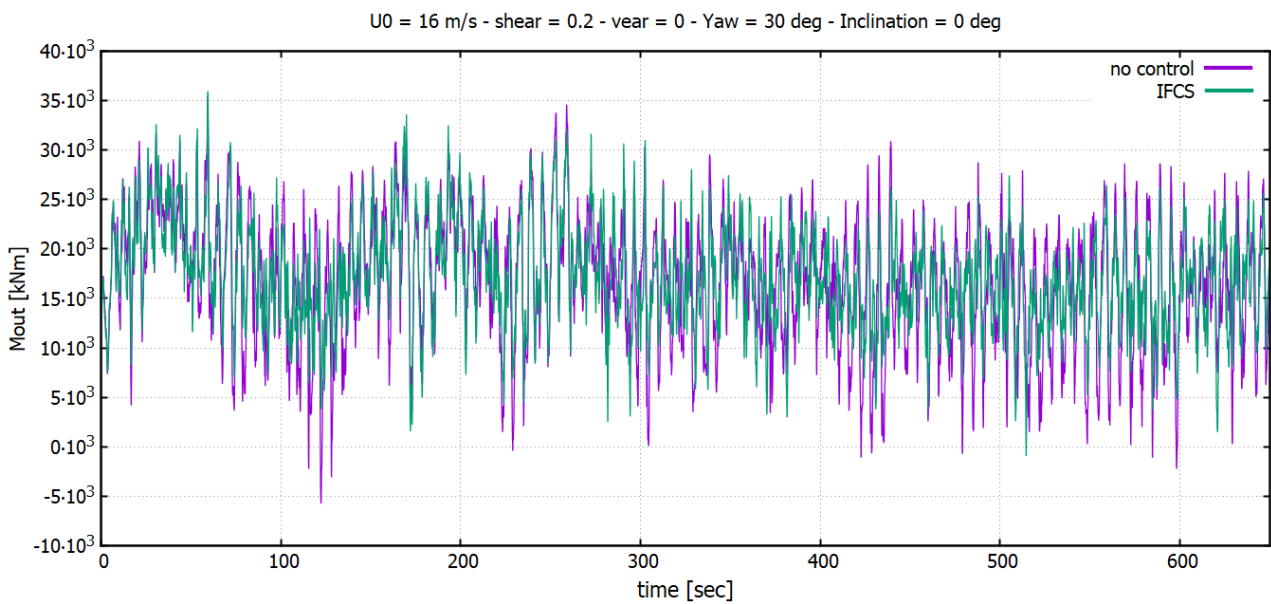
<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>		
<b>yaw = +30 deg / inc = 0 deg</b>		
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>
no_control	0%	26894
IFCS	-20%	21624

Table 4.4: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various values of yaw angle, for wind speed of 16 m/s, for vertical shear exponent equal to 0.2 and inclination angle of 0°, compared to no control case.

In Table 4.4, it is clear that IFCS gets much more efficient, as the yaw angle gets higher positive values. The reason for that lies in the fact, that the effect of negative values of yaw angles on DEL is counteracted by the effect of the vertical shear. The inclination angle is 0°, so its impact is small. Thus, turbulence becomes the dominant generator of 1P, 2P, a.s.o. fluctuating loads. However, IFCS is not able to compensate the fluctuating loads that come from turbulence, due to

its stochastic nature, which makes it impossible to create a repeated load pattern and so, a predefined look-up table for its compensation too. On the other hand, at high positive values of yaw angle, the yaw impact gets amplified by the vertical shear impact, so that turbulence is no longer the dominant factor. This gives IFCS the opportunity to deal with a repeated and already tuned scenario, on which it can be effective.

Figures 4.11 – 4.13 show the load reduction of the out-of-plane, flapwise and edgewise moments at the root of the first blade for a 10 minutes simulation. The wind speed value is  $16\text{ m/s}$ , the vertical shear exponent is 0.2, the horizontal shear exponent is 0, the yaw angle is  $30^\circ$  and there is no flow inclination.



**Figure 4.11: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.**

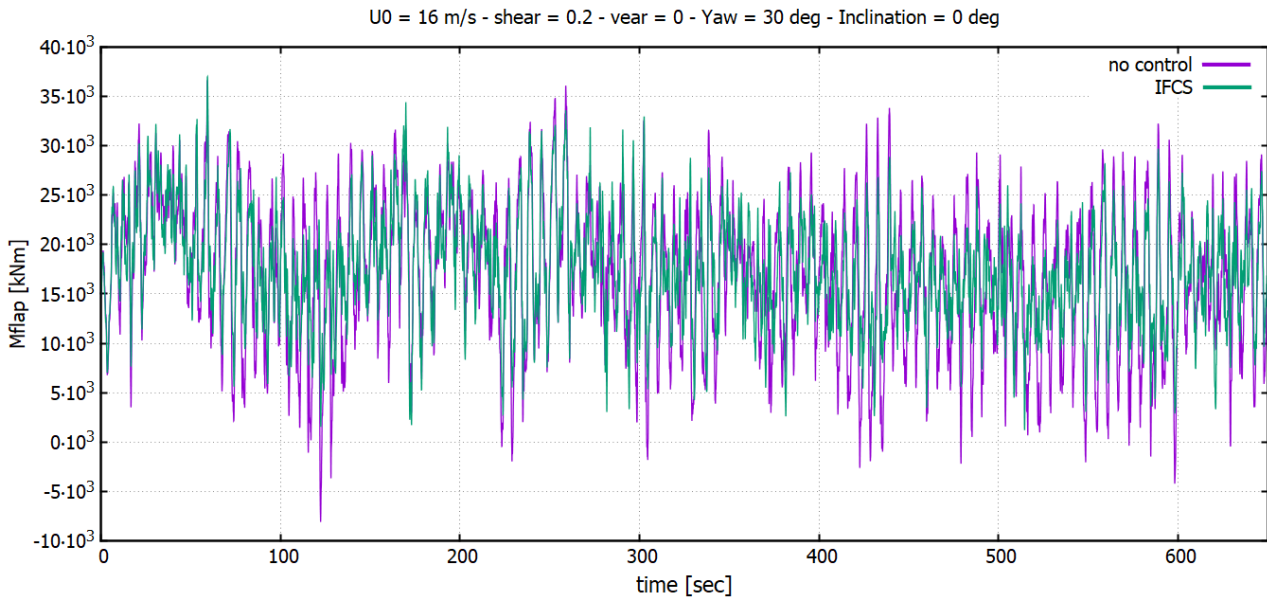


Figure 20: Flapwise moment (Mflap) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.

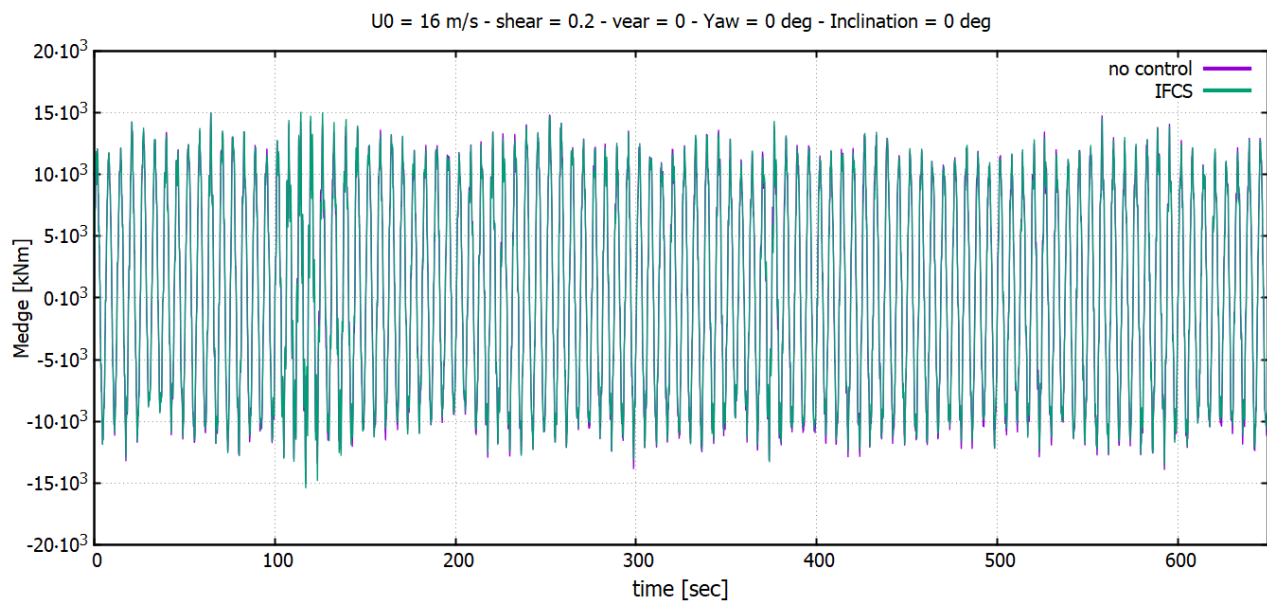


Figure 4.13: Edgewise moment (Medge) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Flap Control with Spinner.

A comparison between the attenuation of IPC and IFCS for various above rated wind speeds is shown in Table 4.5.

%_LOAD_RED		
yaw = 0 deg / inc = 0 deg		
U <sub>0</sub>	IFCS	IPC
12	-6%	-20%
16	-8%	-29%
25	-8%	-16%

Table 4.5: Comparison between the attenuation of IPC and IFC for various above rated wind speeds.

The reason for the big difference in load reduction lies again in the fact that for this yaw angle, the vertical shear impact counteracts the yaw impact and so turbulence becomes the dominant generator of the fluctuating loads. However, IFCS cannot compensate turbulence, due to its stochastic nature. IFCS is responsible for removing the deterministic source of load variation on blades, associated with the characteristics of the inflow. That's why it may be a good supplement to the conventional feedback IPC, whose asset is the removal of the stochastic source of load variation. The combination of these two control techniques is notated as Individual Pitch and Flap Control with Spinner (IPFCS) and is going to be examined in the following chapter.

## 4.2 Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer

### 4.2.1 Introduction

As stated before, the aim of the IFCS is to assist operation of the conventional feedback IPC by removing the deterministic source of load variation on blades, and thereby reduce its control duty cycle. Then, IPC control is only employed for removing  $1P$  excitation due to the rotational sampling of turbulence.

A combined Individual Pitch-Flap Control with Spinner (IPFCS) is expected to be even more effective than IPC, in terms of DEL reduction. The reason for that, is that IFCS, contrary to IFC, has now a different role than IPC. IPFCS's primary asset though, lies again in the reduced activity of the pitch mechanism, compared to simple IPC, whereas the flap activity retains its workload.

### 4.2.2 Method Analysis

The combination of IPC with IFCS is a simple procedure. We apply simultaneously the control techniques of IPC and IFCS, with the exact same way as described above. The only difference is encountered on the pitch gain values which have to be lower, so that the system is not overexcited. The greater the pitch gain reduction, the less the pitch mechanism activity. The procedure is depicted in equation 4.5.

$$K'_{pl} = \lambda K_{pl} , \quad 0 < \lambda < 1 \quad (4.5)$$

### 4.2.3 Results and Discussion

In Table 4.6 the damage equivalent loads and load reductions for various values of wind speed ( $U_0$ ) and pitch integral gains ( $K_I$ ) are shown, for yaw angle of  $30^\circ$  and inclination angle of  $0^\circ$ .

$U_0 = 12 \text{ m/s}$			$U_0 = 16 \text{ m/s}$			$U_0 = 25 \text{ m/s}$		
yaw = +30 deg / inc = 0 deg			yaw = +30 deg / inc = 0 deg			yaw = +30 deg / inc = 0 deg		
spinner + $\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	spinner + $\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD	spinner + $\lambda$	%_LOAD_RED	EQV_LOAD
no_control	0%	15506	no_control	0%	26894	no_control	0%	44582
spinner	1%	15601	spinner	-20%	21624	spinner	-26%	32968
spinner+0.2	-3%	15040	spinner+0.2	-21%	21255	spinner+0.2	-39%	27374
spinner+0.4	-7%	14490	spinner+0.4	-25%	20065	spinner+0.4	-40%	26591
spinner+0.6	-7%	14404	spinner+0.6	-28%	19424	spinner+0.6	-43%	25612
spinner+0.8	-12%	13707	spinner+0.8	-29%	19166	spinner+0.8	-43%	25229
spinner+1	-6%	14560	spinner+1	-29%	19079	spinner+1	-44%	25111
spinner+1.2	-6%	14548	spinner+1.2	-29%	18988	spinner+1.2	-43%	25280
spinner+1.4	-6%	14503	spinner+1.4	-30%	18863	spinner+1.4	-43%	25571

Table 4.6: Damage equivalent loads and load reduction at the root of the first blade for various above rated wind speed values and for various pitch integral gain values compared to no control ( $K_I = 0 \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$ ) case.

In order to avoid a gain schedule, the value  $\lambda = 0.8$  was adopted, as it provides low pitch activity and satisfying reduction at a very wide range of wind speed values. Therefore, the pitch integral gain value results  $K'_{pl} = \lambda K_{pl} = 0.8 \cdot 10 \cdot 10^{-10} = 8 \cdot 10^{-10} \frac{\text{rad}}{\text{kNm}\cdot\text{sec}}$ .

Figures 4.14 – 4.16 show the load reduction of the out-of-plane, flapwise and edgewise moments at the root of the first blade root for a 10 minutes simulation. The wind speed value is  $16 \text{ m/s}$ , the vertical shear exponent is 0.2, the horizontal shear exponent is 0, and there is no yaw misalignment and flow inclination.



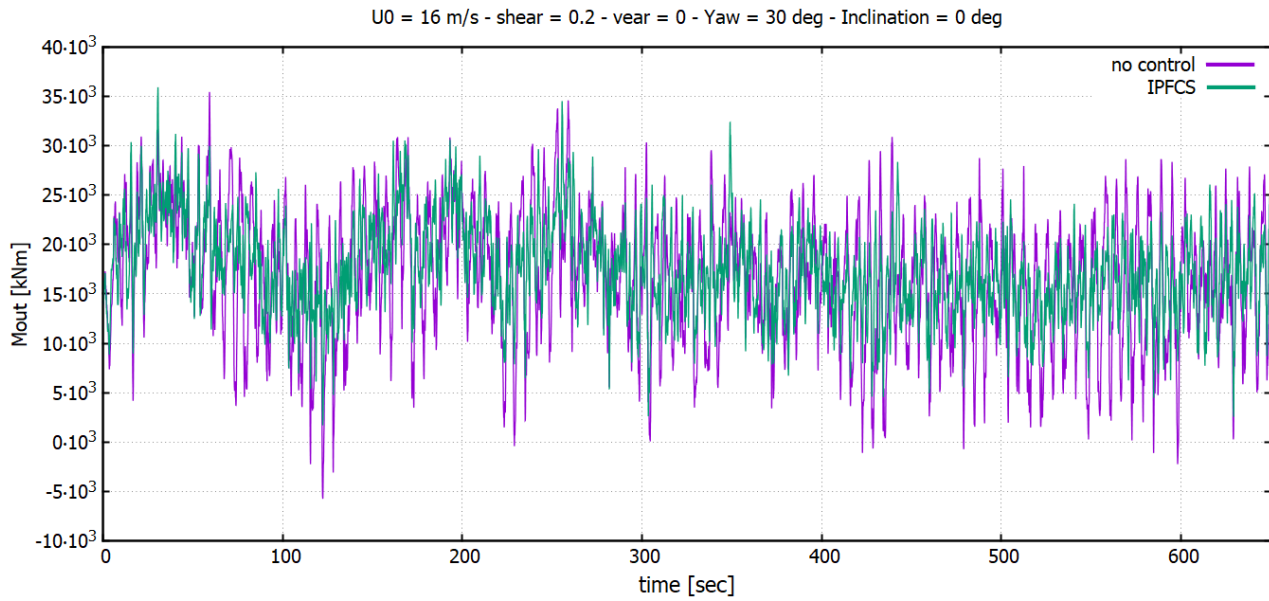


Figure 4.14: Out-of-plane moment ( $M_{out}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner.

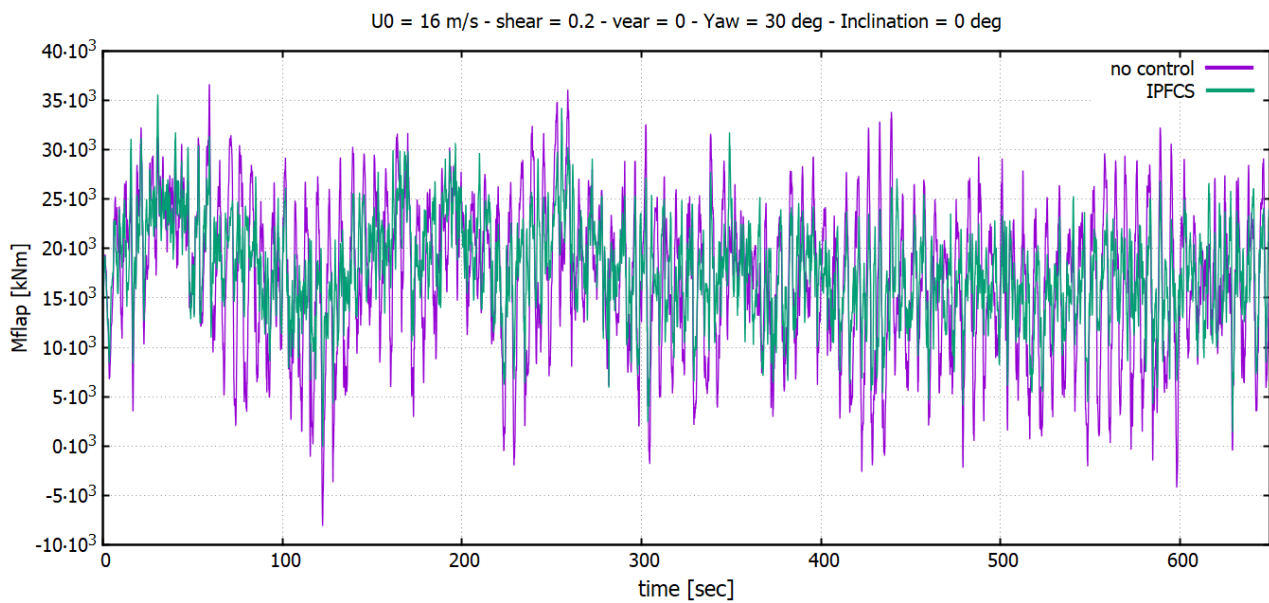
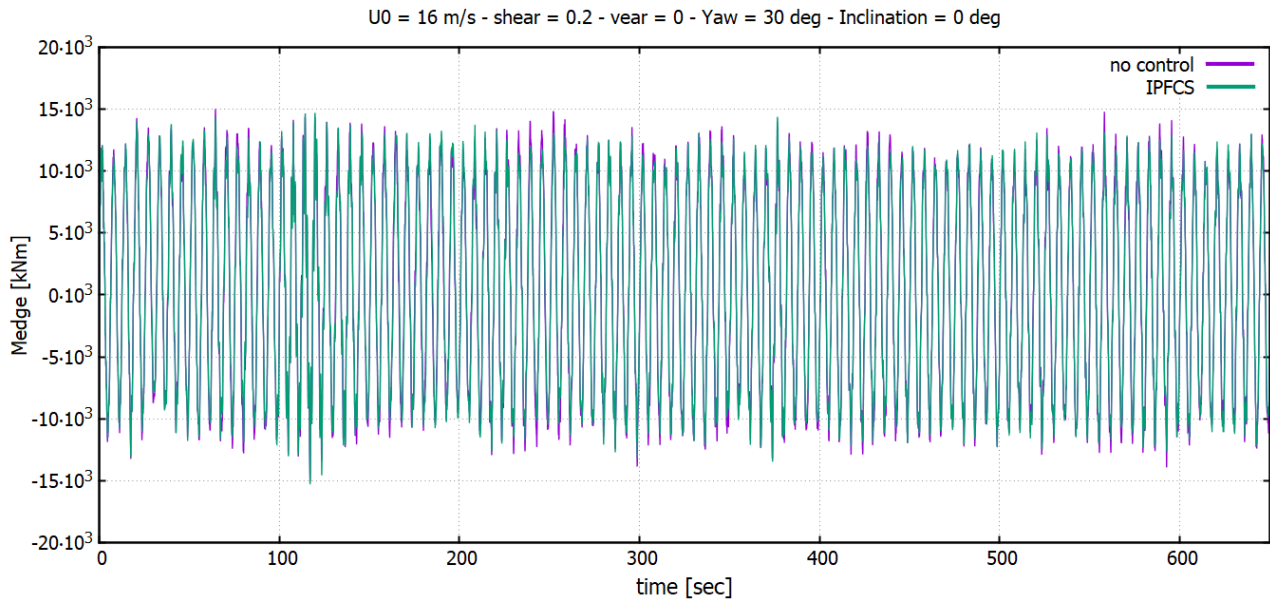


Figure 4.15: Flapwise moment ( $M_{flap}$ ) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner.



**Figure 4.16: Edgewise moment (Medge) at the root of the first blade. Comparison between no control and Individual Pitch and Flap Control with Spinner.**

## 5 Comparison of different control strategies and conclusions

### 5.1 Comparison between all control methods

In order to perform a qualitative comparison between the control methods, the same flap configuration that was used in IFCS will be also used in IFC and IPFC. More precisely, the spanwise length will be  $30m$  ( $\sim 34\%$  of the blade length) and the spanwise location will be from  $55m$  to  $85m$ .

The integral gain  $K_I$  of IFC retains its value.

$$K_{fI} = 7 \cdot 10^{-9} \frac{rad}{kNm \cdot sec} \quad (5.1)$$

The pitch and flap integral gains  $K_{pI}$  and  $K_{fI}$  of IPFC retain their value as well.

$$K'_{pI} = 8 \cdot 10^{-10} \frac{rad}{kNm \cdot sec} \quad (5.2)$$

$$K'_{fI} = 7 \cdot 10^{-9} \frac{rad}{kNm \cdot sec} \quad (5.3)$$

A comparison between the attenuation of all the above mentioned control methods, for various above rated wind speeds and for yaw angle of  $0^\circ$  is shown in Table 5.1.

<b><math>U_0 = 12 \text{ m/s}</math></b>						
<b>yaw = 0 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	19354	0.00%	2.99255494	-	-
IFCS	-6%	18282	-0.63%	2.97365173	0.00%	2.24584854
IFC	-16%	16207	-0.30%	2.98369713	52.08%	3.41538823
IPC	-18%	15868	6.03%	3.17299469	-	-
IPFCS	-19%	15741	3.36%	3.09318289	0.19%	2.25013074
IPFC	-18%	15929	0.19%	2.99833623	17.45%	2.63778540

<b><math>U_0 = 16 \text{ m/s}</math></b>						
<b>yaw = 0 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	24103	0.00%	1.67182187	-	-
IFCS	-8%	22161	-0.65%	1.66101836	0.00%	3.59495898
IFC	-27%	17524	8.38%	1.81196625	64.19%	5.90239555
IPC	-29%	17199	38.91%	2.32229159	-	-
IPFCS	-27%	17644	28.90%	2.15503109	0.21%	3.60233302
IPFC	-32%	16412	9.30%	1.82734762	19.14%	4.28319659

<b><math>U_0 = 25 \text{ m/s}</math></b>						
<b>yaw = 0 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	31836	0.00%	1.69643125	-	-
IFCS	-8%	29389	0.80%	1.71005718	0.00%	4.76969054
IFC	-10%	28568	0.09%	1.69800779	64.62%	7.85184245
IPC	-20%	25384	51.32%	2.56696585	-	-
IPFCS	-21%	25288	28.54%	2.18064099	0.76%	4.80609649
IPFC	-18%	26008	6.73%	1.81065853	24.42%	5.93431182

Table 5.1: Comparison between the attenuation of all control methods for various above rated wind speeds, for shear exponent equal to 0.2, for yaw angle of  $0^\circ$  and for inclination angle of  $0^\circ$ .

In Table 5.1 it is clear that IPC and IFC give similar reduction levels, contrary to IFCS which is clearly less effective. As the wind speed rises, the performance of IFCS gets even worse and at really high wind speed values ( $\sim 25 \text{ m/s}$ ) even IFC is not able to perform as well as IPC, due to its angle limit of  $\pm 10^\circ$ . On the other hand, the pitch activity on IPC rises dangerously at high wind speeds. For this reason, the combination of IPC with IFC or IFCS is necessary, in order to reduce this pitch activity.

Indeed, IPFC and IPFCS manage to achieve the same level of DEL reduction as IPC, while at the same time retain the pitch activity at much lower level. More precisely, IPFC has greater and more efficient flap activity than IPFCS, which leads to minimum pitch activity, only slightly higher than no control state.

A comparison between the attenuation of all the above mentioned control methods, for various above rated wind speeds and for yaw angle of 30° is shown in Table 5.2.

<b>U<sub>0</sub> = 12 m/s</b>						
<b>yaw = +30 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	15506	0.00%	1.12255326	-	-
IFCS	0%	15491	-3.44%	1.08395058	0.00%	1.7204600
IFC	-10%	14008	-8.22%	1.03031782	48.56%	2.5559327
IPC	-6%	14505	28.70%	1.44471708	-	-
IPFCS	-12%	13707	18.01%	1.32475714	2.51%	1.7636589
IPFC	-11%	13767	-6.21%	1.05283604	19.92%	2.0632468

<b>U<sub>0</sub> = 16 m/s</b>						
<b>yaw = +30 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	26894	0.00%	2.01692221	-	-
IFCS	-19%	21706	-7.45%	1.86668105	0.00%	4.95679901
IFC	-27%	19555	5.19%	2.12168712	28.18%	6.35351038
IPC	-29%	18970	36.10%	2.74496269	-	-
IPFCS	-29%	19166	14.41%	2.30760720	-1.35%	4.88979373
IPFC	-31%	18581	7.54%	2.16896348	-5.48%	4.68510889

<b>U<sub>0</sub> = 25 m/s</b>						
<b>yaw = +30 deg</b>						
	<b>%_LOAD_RED</b>	<b>EQV_LOAD</b>	<b>%_Pitch_sdv</b>	<b>Pitch_sdv</b>	<b>%_Flap_sdv</b>	<b>Flap_sdv</b>
no_control	0%	44582	0.00%	1.89228639	-	-
IFCS	-26%	32909	0.32%	1.89836813	0.00%	7.91148855
IFC	-36%	28568	-10.27%	1.69800779	-0.75%	7.85184245
IPC	-43%	25384	35.65%	2.56696585	-	-
IPFCS	-43%	25229	48.13%	2.80311515	-0.82%	7.84652701
IPFC	-42%	26008	-4.31%	1.81065853	-24.99%	5.93431182

Table 5.2: Comparison between the attenuation of all control methods for various above rated wind speeds, for shear exponent equal to 0.2, for yaw angle of 30° and for inclination angle of 0°.

As the mean yaw angle rises, IFCS performs better and the difference on DEL reduction decreases. However, IFCS is still less impactful than IFC. This leads again to greater pitch activity of IPFCS than IPFC.

In general, it seems that IFC is more efficient than IFCS, thus leading to a combination with IPC that relieves the pitch activity more. As the mean yaw angle rises, the difference between IFC and IFCS decreases, but remains significant.

As a result, in the next chapter, a more detailed comparison between only IFC and IFCS will be performed.

## 5.2 Comparison between IFC and IFCS

It is clear by Table 5.1 and Table 5.2, that IFC is more efficient than IFCS in terms of DEL reduction.

When the mean yaw angle of the stochastic 10 minutes simulation is negative, or takes low positive values, the vertical shear effect counteracts the yaw effect and so turbulence becomes the dominant generator of fatigue loads. Due to the stochastic nature of turbulence, IFCS cannot compensate its fatigue loads and so IFC is much more effective.

However, when the mean yaw angle takes high positive values, and even though the difference gets smaller, IFC still performs better than IFCS. What is the point of that?

The problem lies in the procedure of tuning. The Individual Flap Controller with Spinner is tuned through deterministic runs and for various combinations of wind speed ( $U_0$ ), vertical shear exponent ( $sh$ ), yaw angle ( $a_{yaw}$ ) and inclination angle ( $a_{inc}$ ). So the flap motion coefficients correspond to a specific quartet of these variables (Equation 4.1):

$$\beta_{fn} = \beta_{fn}(U_0, sh, a_{yaw}, a_{inc})$$

$$\Delta\psi_n = \Delta\psi_n(U_0, sh, a_{yaw}, a_{inc})$$

Thus, the flap can compensate the fluctuating loads of the blades' roots, but only when the wind inflow condition is uniform throughout the whole rotor disk.

When turbulence is enabled, the wind inflow condition differs throughout the disk. This leads to 2 major problems:

1. The conditions on which IFCS is expected to operate are not the same with the ones that was tuned on. Therefore, IFCS is, at the outset, bound to perform much less effective than anticipated.
2. As also shown in Figures 5.2 – 5.5 , the values of wind speed, vertical shear, yaw or inclination angle that spinner anemometer measures, are highly different from the ones in the vicinity of the flaps. This means that the flap motion, does not correspond to the conditions it undergoes, but to the ones the nacelle experiences, as this is where the spinner anemometer is placed.

Figure 5.1 shows a wind inflow mapping in disk form. The disk is large enough, so that the whole rotor disk can fit in. Each point consists of 2 coordinate values ( $x, y$ ) and 3 wind speed components values ( $U_x, U_y, U_z$ ).

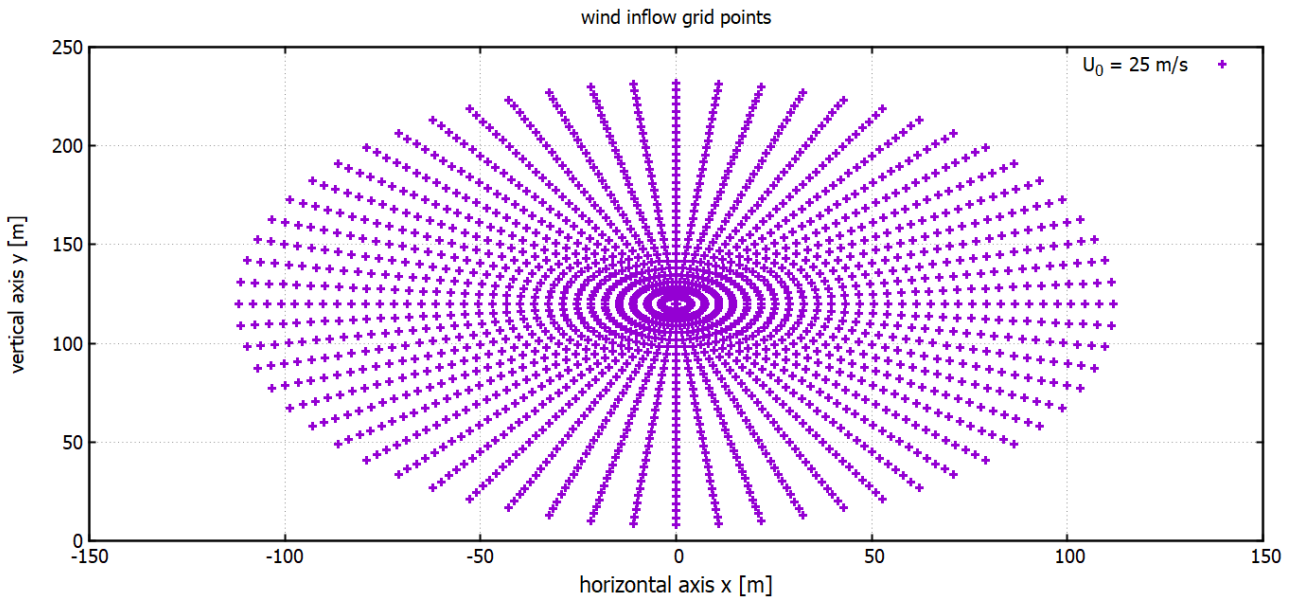


Figure 5.1: Wind inflow mapping in disk form and for wind speed of 25 m/s.

From the whole mapping, 5 points have been chosen for comparison, as far as their value of the axial velocity ( $U_z$ ), which has a mean value of 25 m/s, and yaw angle in Figure 5.2 and Figure 5.3 respectively. These 5 points are:

- The center of the mapping, which is in the vicinity of the spinner anemometer.
- The 4 horizon points (top, bottom, left, right) but at the 75% of the radial distance, which corresponds to the vicinity of the flaps when they pass by the respective azimuthal angles of  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  and  $270^\circ$ .

Figures 5.2 and 5.3 show the values that these 5 points have during a 10 minutes simulation.

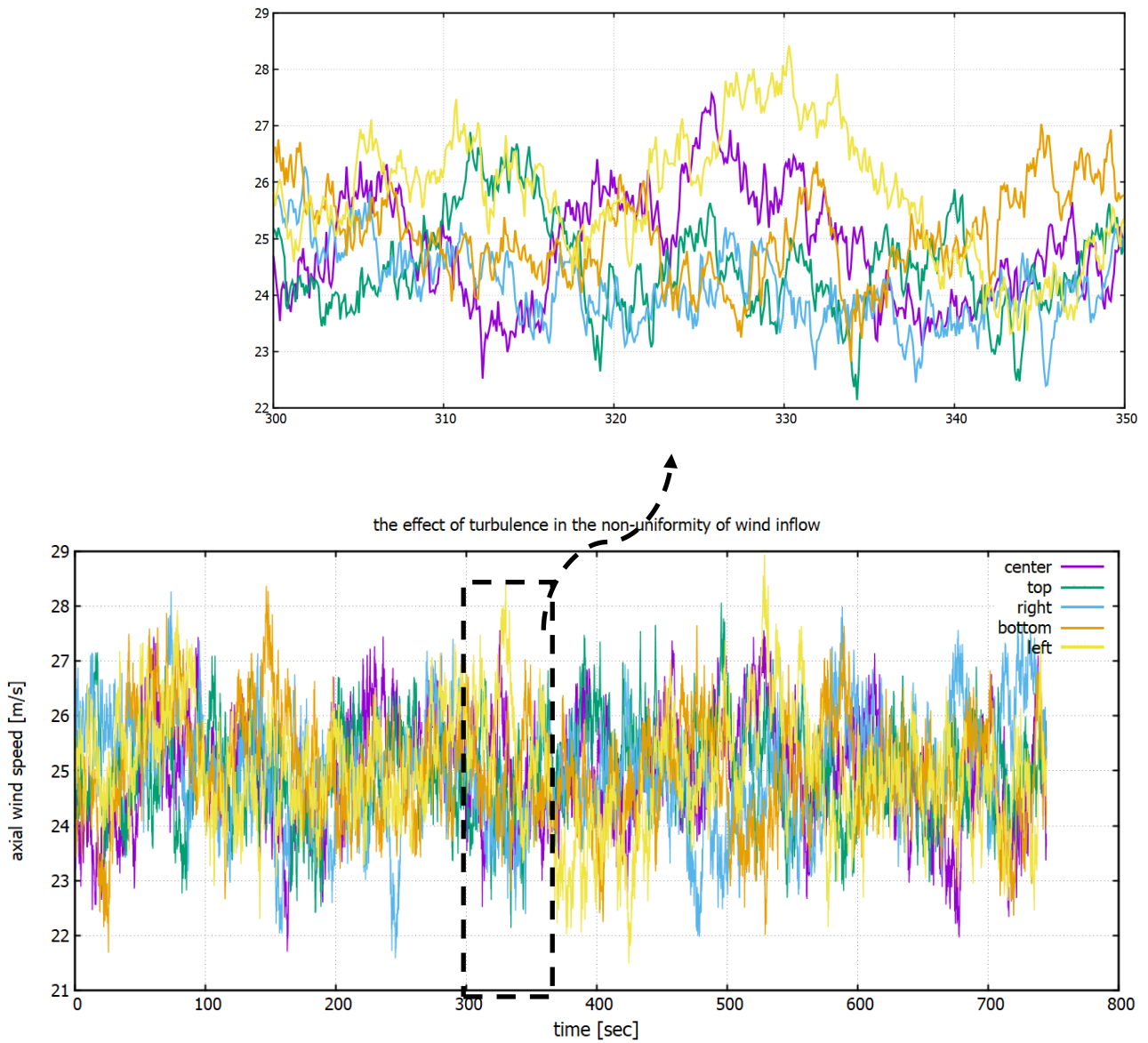


Figure 5.2: Dissimilarity of axial wind speed throughout the rotor disk, caused by turbulence.



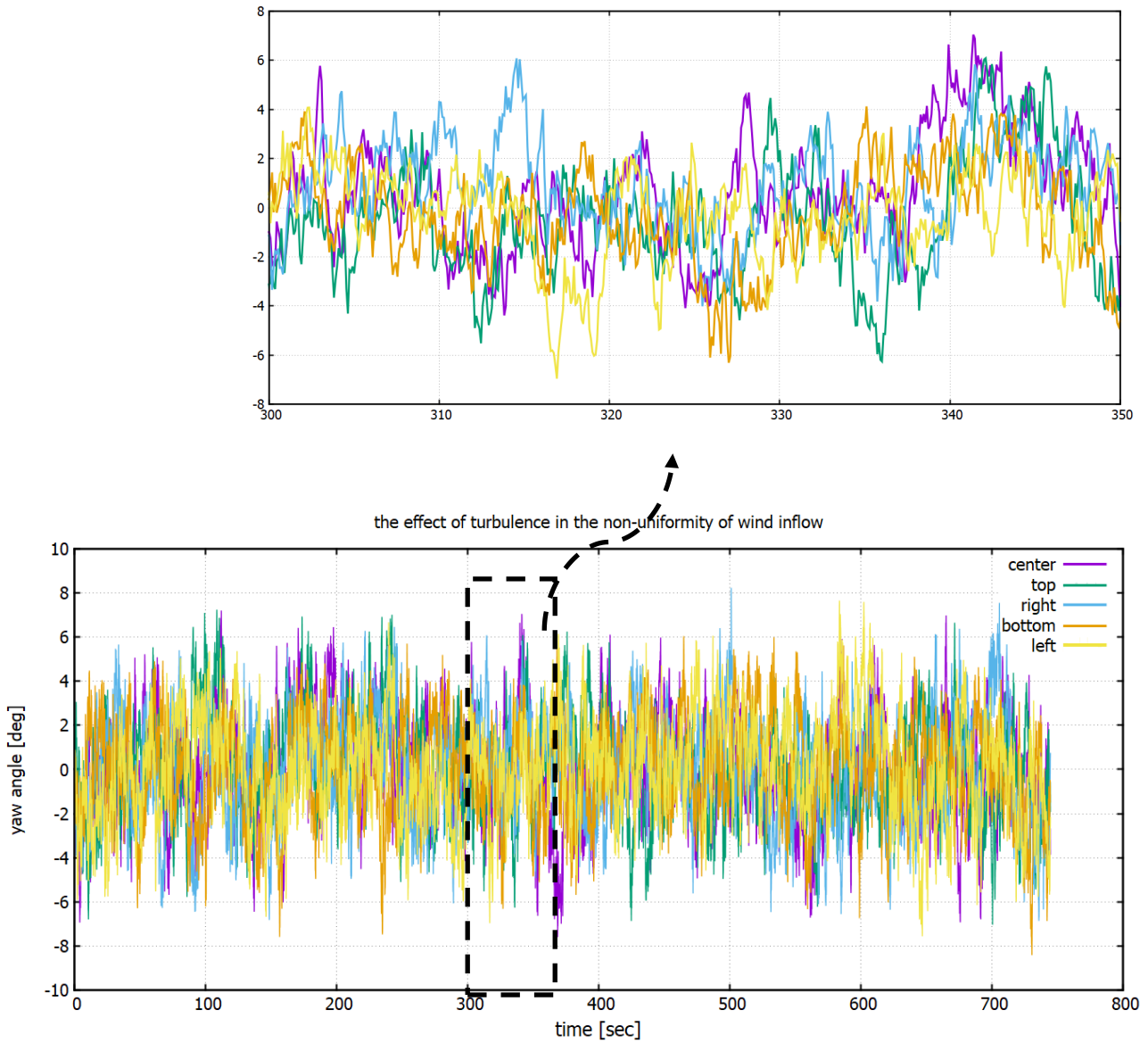


Figure 5.3: Dissimilarity of yaw angle throughout the rotor disk, caused by turbulence.

The problem can partly be solved, by low-pass filtering these signals. Thus, as shown in Figure 5.4 and Figure 5.5, the high frequency/low energy turbulent content is removed and the non-uniformity caused by turbulence gets blunted. However, the issue still remains significant.

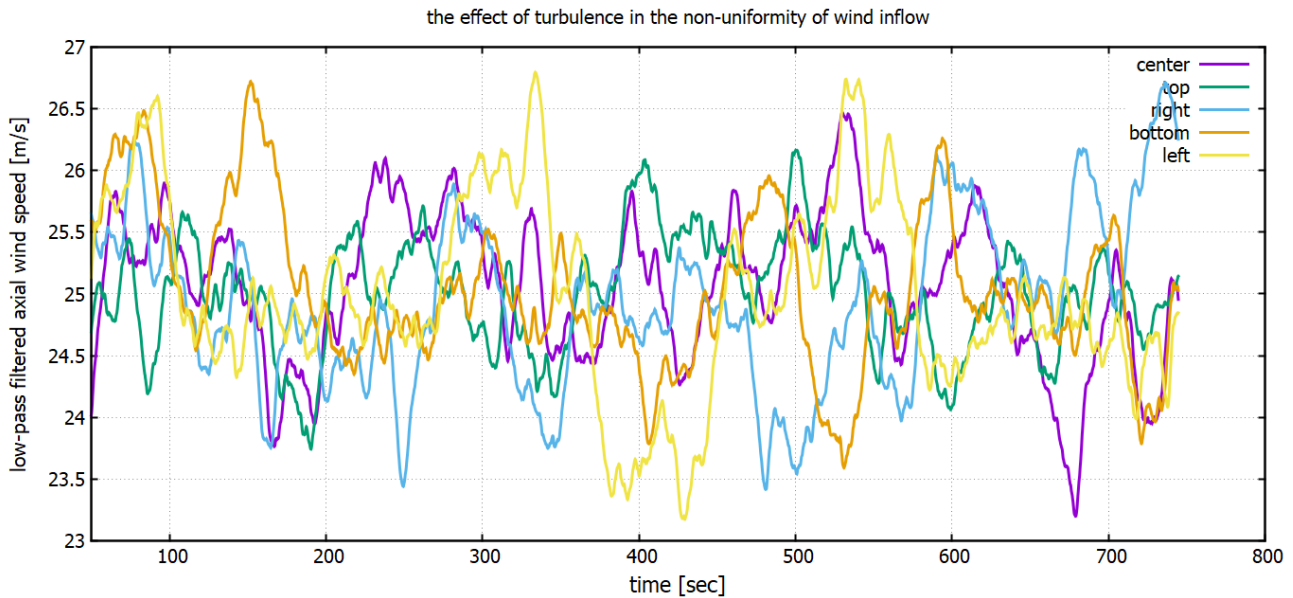


Figure 5.4: Dissimilarity of low-pass filtered axial wind speed throughout the rotor disk, caused by turbulence.

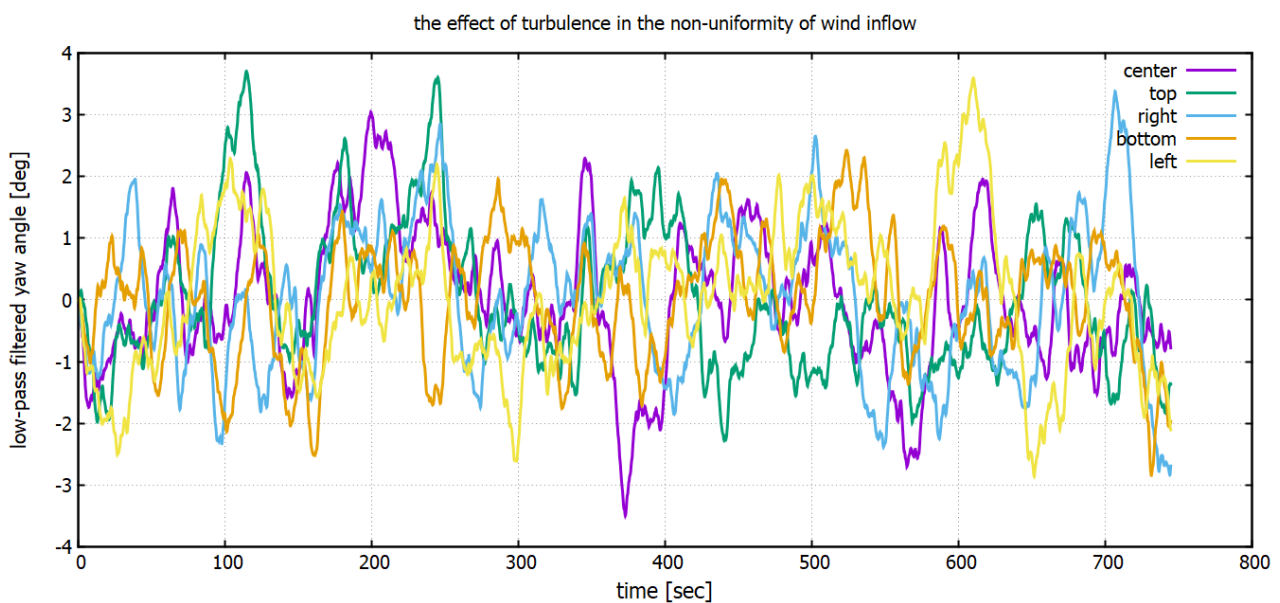


Figure 5.5: Dissimilarity of low-pass filtered yaw angle throughout the rotor disk, caused by turbulence.

In conclusion the 2 main problems that turbulence brings about in the IFCS method are:

1. IFCS cannot compensate the fatigue loads that come from turbulence, due to its stochastic nature, which makes it impossible to create a repeated scenario and so a predefined look-up table for its compensation too.
2. The values of wind speed, vertical shear, yaw or inclination angle that spinner anemometer measures, are highly different from the ones in the vicinity of the flaps.

On the other hand, it was shown in chapter 4.1.2 and specifically in Figure 4.4 and Table 4.1, that IFCS performs better, in terms of DEL reduction, than IFC at deterministic runs, where there is no turbulence.

It follows from the above and gets confirmed by Table 5.3 and Figure 5.6, that as the intensity of turbulence gets lower, IFCS becomes more effective. Thus, there is a level of turbulence intensity on which the two methods bring about the same level of DEL reduction. Below this level, IFCS performs more efficiently than IFC.

U <sub>0</sub> = 16 m/s											
T <sub>ref</sub> = 0.16			T <sub>ref</sub> = 0.12			T <sub>ref</sub> = 0.08			T <sub>ref</sub> = 0.04		
	%_LOAD_RED	EQV_LOAD		%_LOAD_RED	EQV_LOAD		%_LOAD_RED	EQV_LOAD		%_LOAD_RED	EQV_LOAD
no_control	0%	25980	no_control	0%	21939	no_control	0%	18117	no_control	0%	14635
IFCS	-14%	22304	IFCS	-23%	16946	IFCS	-34%	12011	IFCS	-50%	7280
IFC	-30%	18111	IFC	-37%	13815	IFC	-43%	10251	IFC	-54%	6801

T <sub>ref</sub> = 0.02		T <sub>ref</sub> = 0.01		T <sub>ref</sub> = 0.00	
	%_LOAD_RED	EQV_LOAD		%_LOAD_RED	EQV_LOAD
no_control	0%	13299	no_control	0%	12857
IFCS	-60%	5302	IFCS	-67%	4258
IFC	-61%	5152	IFC	-63%	4799

Table 5.3: DEL reduction at various levels of turbulence intensity. Comparison between IFC and IFCS.

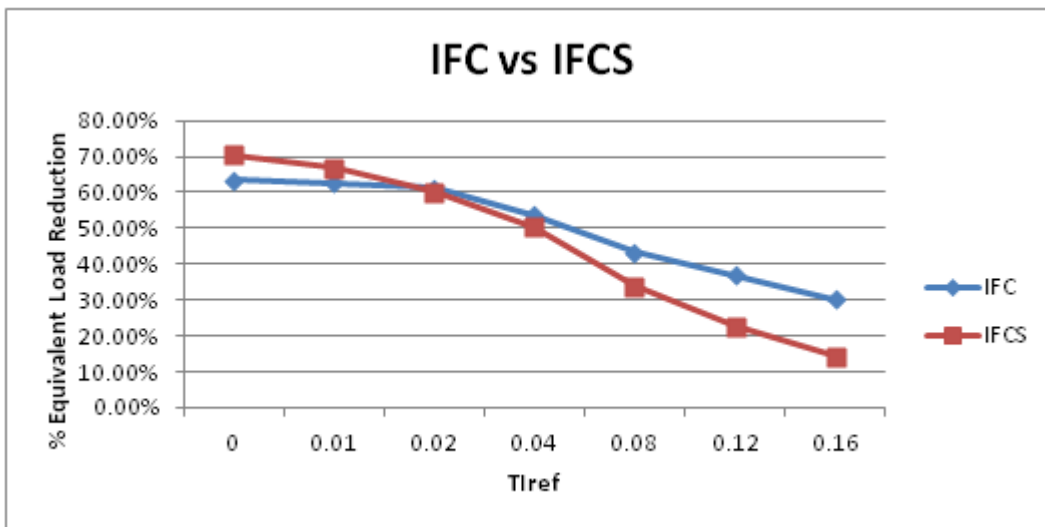


Figure 5.6: DEL reduction at various levels of turbulence intensity. Comparison between IFC and IFCS.

In conclusion it can be said, that in offshore applications, where the intensity of turbulence is in general low, IFCS may be better suited than IFC.

## 6 Future work

### 6.1 Adaptive Individual Flap Control with Spinner anemometer

The main problem of IFCS is that the look-up table gets tuned at deterministic runs, where the wind inflow field is uniform, but is used in stochastic runs, where dissimilarity of the wind inflow field throughout the rotor disk gets considerable. So, the problem could be solved if the tuning was performed at stochastic runs.

With the use of Artificial Neural Network technology, the Individual Flap Controller with Spinner can become self learning and create its look-up tables during the normal operation of the wind turbine. In other words, IFCS can become adaptive (AIFCS).

AIFCS combines the feedforward and feedback logic in control. On the one hand, AIFCS operates in a feedforward logic in the exact same way as IFCS does. On the other hand and in the background, its operation can be performed as a conventional feedback controller (IFC). The feedback scheme, alongside with a neural network, is responsible for building a proper look-up table that corresponds sufficiently to the stochastic wind inflow field, so that the controller gets better and better, by adapting to any change of inflow condition.

Another advantage of the Adaptive Individual Flap Control with Spinner over both IFC and IFCS, is that the three control techniques (1. Simple IFC, 2. Simple IFCS, 3. Hybrid AIFCS) have the ability to operate simultaneously (as Hybrid AIFCS) or independently (only simple IFC or simple IFCS), with regards to the load pattern or the operating state of the wind turbine. For example, when the turbulence intensity is high, the simple IFC will be preferred. On the other hand, when the turbulence intensity becomes low enough (offshore applications) or when the wind turbine is in Idling mode (in Idling mode IFC's performance gets poor), the simple IFCS will be preferred.

## 7 References

- [1] Theofanis Tsiantas<sup>1</sup>, Dimitris I. Manolas<sup>1</sup>, Theodore Machairas<sup>2</sup>, Anargyros Karakalas<sup>2</sup>, Vasilis A. Riziotis<sup>1</sup>, Dimitrios Saravanos<sup>2</sup>, Spyros G. Voutsinas<sup>1</sup>. Assessment of fatigue load alleviation potential through blade trailing edge morphing.
- <sup>1</sup>School of Mechanical Engineering, National Technical University of Athens, GR15780 Athens, Greece,
- <sup>2</sup>Department of Mechanical Engineering and Aeronautics, University of Patras, Patras, Greece
- [2] Lars O. Bernhammer<sup>1</sup>, Gijs A.M. van Kuik, Roeland De Breuker. Fatigue and Extreme Load Reduction of Wind Turbine Components using Smart Rotors. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Kluyverweg 1, 2629HS Delft, The Netherlands
- [3] Andersen PB. Advanced Load Alleviation for Wind Turbines Using Adaptive Trailing Edge Flaps: Sensing and Control. DTU RISOE, 2010. PhD Thesis.
- [4] Barlas TK, van der Veen G, van Kuik G. Model predictive control for wind turbines with distributed active flaps: incorporating inflow signals and actuator constraints. *Wind Energy* 2012;15(5):757–71.
- [5] Lackner MA, van Kuik G. A comparison of smart rotor control approaches using trailing edge flaps and individual pitch control. *Wind Energy* 2010;13:117–34.
- [6] Bergami L, Poulsen N. A smart rotor configuration with linear quadratic control of adaptive trailing edge flaps for active load alleviation. *Wind Energy* 2014;online first.
- [7] D. Castagnet T. Buhl NP, Wedel-Heinen J. Trailing edge flaps impact on fatigue and extremeloads in power production. In: Proceedings of EWEA. Brussels, Belgium; 2011.
- [8] van Wingerden JW, Huls Kamp AW, Barlas TK, van Kuik G, Verhaegen M. On the proof of concept of a 'smart' wind turbine rotor blade for load alleviation. *Wind Energy* 2008;13:265–80.
- [9] Huls Kamp AW, van Wingerden JW, Barlas TK, Champlaud H, van Kuik G, Bersee H, Verhaegen M. Design of a scaled wind turbine with a smart rotor for dynamic load control experiments. *Wind Energy* 2011;14(3):339–54.

- [10] Castaignet D, Barlas TK, Buhl T, Poulsen NK, Wedel-Heinen JJ, Olesen N, Bak C, Kim T. Full-scale test of trailing edge flaps on a vestas v27 wind turbine: active load reduction and system identification. *Wind Energy* 2014;17(4):549–64.
- [11] Markou H, Andersen PB, Larsen GC. Potential load reductions on megawatt turbines exposed to wakes using individual-pitch wake compensator and trailing-edge flaps. *Wind Energy* 2011;14(7):841–57.
- [12] Castaignet D, Couchman I, Poulsen N, Buhl T, Wedel-Heinen J. Frequency- Weighted model predictive control of trailing edge flaps on a wind turbine blade. *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 2013;21(4):1105– 16. doi:10.1109/TCST.2013.2260750.
- [13] Bæk P. Unsteady Flow Modeling and Experimental Verification of Active Flow Control Concepts for Wind Turbine Blades. DTU RISOE, 2011. PhD Thesis.
- [14] Lackner MA, van Kuik G. A comparison of smart rotor control approaches using trailing edge flaps and individual pitch control. *Wind Energy* 2010;13:117–34.
- [15] Manolas D.I., Riziotis, V.A., Voutsinas, S.G: Assessing the importance of geometric non- linear effects in the prediction of wind turbine blade loads, *Computational and Nonlinear Dynamics Journal*, Vol. 10, 041008, July 2015.
- [16] Petot, D.: Differential Equation Modelling of Dynamic Stall, *Recherché Aerospaciale*, 1989, 5, 59–72.
- [17] C. Bak, F. Zahle, R. Bitsche, T. Kim, A. Yde, L. C. Henriksen, A. Natarajan, M. Hansen, Description of the DTU 10 MW Reference Wind Turbine 2013, DTU Wind Energy Report-I-0092.
- [18] Hansen, M.H. and L.C. Henriksen, “Basic DTU wind energy controller,” DTU Wind Energy, Roskilde, Denmark, 2013.
- [19] Troels Friis Pedersen, Torben Mikkelsen, Mikael Sjøholm, Nikolas Angelou, Karen Enevoldsen, Anand Natarajan – DTU Wind Energy, Ervin Bossanyi – DNV GL, David Schlipf – Univ. of Stuttgart, D1.41 “Innovative Sensors for Control”, 2015
- [20] Pedersen TF, Madsen HA, Møller R, Courtney, M, Sørensen NN, Enevoldsen P, Egedal P, “Spinner Anemometry – An Innovative Wind Measurement Concept”, EWEC2007 Milan, paper and poster

- [21] Bergami, Leonardo, and Morten H. Hansen. "High-Fidelity Linear Time-Invariant Model of a Smart Rotor with Adaptive Trailing Edge Flaps." *Wind Energy* 20, no. 3 (March 1, 2017): 431–47. doi:10.1002/we.2014.
- [22] Riziotis, V.A., Voutsinas, S.G., 2008, Dynamic stall modeling on airfoils based on strong viscous-inviscid interaction coupling, *J. Numerical Methods in Fluids*, 56, pp 185-208.

# Εκτεταμένη Ελληνική Περίληψη

## Εισαγωγή

Τα τελευταία χρόνια, οι ανανεώσιμες πηγές ενέργειας αναπτύσσονται ραγδαία. Ειδικά η Αιολική Ενέργεια σημειώνει τη 2<sup>η</sup> μεγαλύτερη ταχύτητα ανάπτυξης σε σχέση με τις υπόλοιπες μορφές παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας.

Έχοντας σαν στόχο τη μείωση του κόστους παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας από ανεμογεννήτριες, γίνονται μελέτες για την ανακάλυψη καινούριων μεθόδων ελέγχου, οι οποίοι σαν στόχο έχουν να μειώσουν τα φορτία που υφίστανται οι ανεμογεννήτριες κατά τη λειτουργία τους, ούτως ώστε να αυξηθεί ο χρόνος ζωής τους.

Ένας τρόπος για να επιτευχθεί αυτό είναι η μείωση των εναλλασσόμενων φορτίων στα πτερύγια, τα οποία οφείλονται σε πληθώρα αιτιών, όπως η ανομοιομορφία του ανάντη πεδίου ανέμου και η οποία με τη σειρά της προκαλείται από την τύρβη στον άνεμο, η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη και οριζόντια κατεύθυνση, η λειτουργία με άνεμο σε απόκλιση τόσο στην οριζόντια, όσο και στην κατακόρυφη κατεύθυνση, η κλίση του άξονα, οι ριπές (απότομες αλλαγές) του ανέμου, η επίδραση του πύργου στην ταχύτητα που βλέπουν τα πτερύγια, η βαρύτητα και άλλα.

Οι δύο κύριες μέθοδοι για τη μείωση των εναλλασσόμενων φορτίων στα πτερύγια των ανεμογεννητριών είναι ο παθητικός και ο ενεργητικός έλεγχος.

Ο παθητικός έλεγχος στοχεύει στην ακύρωση των ανομοιομορφιών του ανάντη πεδίου ανέμου, αποκλειστικά μέσω της αεροελαστικής απόκρισης των πτερυγίων του δρομέα. Τέτοιες μέθοδοι είναι η παραδοσιακή ρύθμιση στροφών, οι πιο καινοτόμες μέθοδοι οι οποίες ακόμα ερευνώνται, όπως η σύζευξη εφελκυσμού-ροπής και η σύζευξη κάμψης-στρέψης και στις δύο κατευθύνσεις.

Από την άλλη μεριά, η κεντρική ιδέα του ενεργητικού ελέγχου έγκειται στη ρύθμιση των κύριων αεροδυναμικών παραμέτρων των πτερυγίων (αλλαγή της γωνίας πρόσπτωσης ή του συντελεστή άνωσης) με βάση πληροφορίες που λαμβάνονται από κατάλληλους αισθητήρες (επιμηκυνσιόμετρα, επιταχυνσιόμετρα, σωλήνες Pitot, LIDAR, ανεμόμετρα πλήμνης κ.τ.λ.). Η πιο συχνά χρησιμοποιούμενη μέθοδος ενεργητικού ελέγχου είναι ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (Individual Pitch Control – IPC), ο οποίος χρησιμοποιεί του επενεργητές βήματος για να αλλάξει τη γωνία πρόσπτωσης του πτερυγίου. Τα τελευταία χρόνια, μελετάται η υποβοήθηση του Εξατομικευμένου Ελέγχου Βήματος από τον Εξατομικευμένο Έλεγχο γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (Individual Flap Control – IFC). Σε αυτήν την προσέγγιση, μικρές αεροδυναμικές επιφάνειες που ονομάζονται Μεταπτερύγια Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής ( Trailing Edge Flaps – TEFs) κατανέμονται σε συγκεκριμένες θέσεις κατά το εκπέτασμα του πτερυγίου. Ένας επενεργητής είναι υπεύθυνος για την αλλαγή της γωνίας των Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής, η οποία με τη σειρά της μετατοπίζει την καμπύλη του συντελεστή άνωσης και άρα επιφέρει αλλαγή στην τρέχουσα τιμή του. Με αυτόν τον τρόπο, τα φορτία των πτερυγίων



ελέγχονται δυναμικά. Τέτοιες μέθοδοι είναι γνωστές στη βιβλιογραφία σαν Ευφυής Δρομέας Ελέγχου (Smart Rotor Control).

Μέχρι στιγμής, ο συμβατικός Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας υλοποιείται με τη χρήση επενεργητών, οι οποίοι κινούν τα Μεταπτερύγια Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής και σε συνδυασμό με κατάλληλους αισθητήρες και ελεγκτές, παρέχει ένα είδος ελέγχου με ανάδραση των φορτίων των πτερυγίων. Παρ' όλα αυτά, το όφελος που ενδεχομένως θα προκύψει από τη χρήση αισθητήρων μέτρησης του ανάντη πεδίου του ανέμου (Lidar, ανεμόμετρα πλήμνης κ.τ.λ.) δεν έχει εξακριβωθεί πλήρως, κάτι το οποίο μελετάται στην παρούσα διπλωματική εργασία.

Συγκεκριμένα, το κύριο θέμα αυτής της διπλωματικής είναι η σύγκριση μεταξύ ενός συμβατικού Εξατομικευμένου Ελέγχου Βήματος (IPC) σε συνδυασμό με Εξατομικευμένο Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC), το οποίο από εδώ και στο εξής θα αναγράφεται ως Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IPFC), και ενός καινοτόμου τέτοιου είδους ελέγχου, ο οποίος ωστόσο θα εκμεταλλεύεται την ικανότητα του ανεμόμετρου πλήμνης να παρέχει πληροφορίες για το ανάντη πεδίο ανέμου και το οποίο στο εξής θα αναφέρεται ως «Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με τη χρήση Ανεμόμετρου Πλήμνης» (IPFCS). Η σύγκριση των δύο μεθόδων θα βασιστεί σε δύο τομείς: στη δυνατότητα μείωσης των εναλλασσόμενων φορτίων, και συγκεκριμένα της καμπτικής ροπής πτερύγισης στη ρίζα των πτερυγίων, και στην επιβάρυνση των επενεργητών της γωνίας βήματος που επιφέρει η κάθε μέθοδος.

## Περιγραφή του αεροελαστικού κώδικα

Οι αεροελαστικές προσομοιώσεις γίνονται με τη χρήση του κώδικα hGAST. Ο hGAST είναι αεροελαστικός κώδικας που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π. και εκτελεί αεροελαστικές προσομοιώσεις σε ανεμογεννήτριες. Αποτελείται από δύο επιμέρους μοντέλα, το αεροδυναμικό και το ελαστικό μοντέλο.

- a. Το αεροδυναμικό μοντέλο αφορά την ανάλυση των αεροδυναμικών φορτίων που δέχεται η κατασκευή. Για τον υπολογισμό αυτών των φορτίων χρησιμοποιείται η θεωρία του Δίσκου Ορμής σε συνδυασμό με τη Θεωρία Στοιχείων Πτερύγωσης (Blade Element Momentum – B.E.M.), για την εφαρμογή της οποίας απαιτείται η διακριτοποίηση του κάθε σώματος της συνολικής κατασκευής σε επιμέρους στοιχεία. Έτσι καταλήγουμε να διακριτοποιούμε τη συνολική κατασκευή (ανεμογεννήτρια) σε σώματα (bodies) και κάθε σώμα σε στοιχεία (nodes), όπως φαίνεται και στις εικόνες 2.1 και 2.2.
- b. Το ελαστικό μοντέλο χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των φορτίων (αδρανειακά, εσωτερικά, βαρυτικά, αεροδυναμικά) και των παραμορφώσεων που υφίστανται τα σώματα της κατασκευής. Για τον υπολογισμό των παραπάνω, ο κώδικας υλοποιεί τη θεωρία δοκών κατά Timoshenko, ενώ υπάρχει και η επιλογή της επίλυσης κατά Euler. Η διαφορά των δύο θεωριών είναι ότι η κατά Euler υλοποίηση αμελεί την επιρροή των διατμητικών τάσεων που είναι παράλληλες στην αξονική κατεύθυνση μιας δοκού, με αποτέλεσμα η διατομή της

δοκού να παραμένει κάθετη στον ελαστικό άξονα κατά την παραμόρφωση. Επίσης αμελεί τις διατμητικές τάσεις που είναι κάθετες στην αξονική κατεύθυνση και παράλληλες στην εφαπτομενική κατεύθυνση της δοκού, με αποτέλεσμα η διατομή της δοκού να μην στρεβλώνει. Γι' αυτόν το λόγο, στη θεωρία δοκού κατά Euler οι δύο γωνίες κάμψης  $\theta_x$  και  $\theta_z$  σχετίζονται με τις παραγώγους των δύο εγκάρσιων παραμορφώσεων  $u$  και  $w$ . Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα οι άγνωστοι να μειώνονται κατά δύο και να μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις δύο επιπλέον εξισώσεις για τον υπολογισμό εσωτερικών φορτίων. Αν και πιο απλή και με λιγότερες απαιτήσεις για κατασκευαστικά δεδομένα της ανεμογεννήτριας, η κατά Euler επίλυση συνήθως δεν δίνει τόσο ακριβή αποτελέσματα όσο η κατά Timoshenko και γι αυτό στην παρούσα εργασία προτιμήθηκε η δεύτερη. Για ακόμη μεγαλύτερη ακρίβεια στους υπολογισμούς, ο κώδικας χρησιμοποιεί πεπερασμένα στοιχεία (δοκούς) με ενδιάμεσους κόμβους (μέθοδος πολλαπλών σωμάτων / multi body approach), κάτι σαν επιμέρους πεπερασμένα στοιχεία σε κάθε δοκό (εικόνες 2.1 και 2.2).

## Περιγραφή της πρότυπης ανεμογεννήτριας

Η πρότυπη ανεμογεννήτρια που χρησιμοποιήθηκε είναι η 3πτερη ανεμογεννήτρια των 10MW που αναπτύχθηκε μέσω του προγράμματος Light Rotor και σαν συνεργασία μεταξύ του Τμήματος Αιολικής Ενέργεια του Πανεπιστημίου της Κοπεγχάγης (DTU Wind Energy) και του Vestas [17]. Η ανεμογεννήτρια είναι εξοπλισμένη με τον βασικό τύπο ελέγχου “Basic DTU wind energy controller” [18], με αποτέλεσμα να έχει τη δυνατότητα ρύθμισης στροφών και γωνίας βήματος. Για λόγους πιστοποίησης της αποτελεσματικότητας του ελεγκτή έγινε μια προσομοίωση σε βηματικές αλλαγές της ταχύτητας του ανέμου. Τα αποτελέσματα, που φαίνονται στην Εικόνα 2.3, πιστοποιούν την καλή λειτουργία του ελεγκτή.

Όσον αφορά στα χαρακτηριστικά της ανεμογεννήτριας και των μερών της, αυτά φαίνονται στους πίνακες 2.1 – 2.6, ενώ στον πίνακα 2.7 φαίνονται οι διάφορες ιδιοσυχνότητες και ιδιοαποσβέσεις ολόκληρης της ανεμογεννήτριας.

## Περιγραφή του ανεμόμετρου πλήμνης (spinner anemometer)

Όπως περιγράφεται και στο [19], το ανεμόμετρο πλήμνης είναι ένας καινοτόμος αισθητήρας που μετράει τις ανάντη συνθήκες του ανέμου και συνήθως χρησιμοποιείται στον έλεγχο. Υπό κανονικές συνθήκες, τοποθετείται στην πλήμνη, δηλαδή μπροστά από την ανεμογεννήτρια [20]. Εκεί οι μετρήσεις δεν διαταράσσονται σχεδόν καθόλου από το δρομέα και το κέλυφος, αν και κάποιες διαταραχές μπορεί να προκληθούν από τις διαταραχές στις ρίζες των πτερυγίων και τις αλλαγές της ροής όταν αυτή διέρχεται από το δρομέα.

Το ανεμόμετρο πλήμνης εκμεταλλεύεται την αεροδυναμική της πλήμνης και έτσι λαμβάνει μετρήσεις για τις συνθήκες του ανέμου που ισχύουν στο κέντρο του δρομέα. Οι μετρήσεις γίνονται μέσω 3 αισθητήρων σε 3 συγκεκριμένα σημεία. Οι αισθητήρες έχουν αρκετό ύψος ώστε οι

μετρήσεις να μη γίνονται μέσα στο οριακό στρώμα. Έτσι, είναι εφικτή η μέτρηση των 3 συνιστωσών της ταχύτητας του ανέμου στο κέντρο του δρομέα.

Κάθε ένας από τους αισθητήρες έχει ενσωματωμένο μετρητή της αζιμουθιακής γωνίας του δρομέα. Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 2.5, όπου δείχνει τη ροή γύρω από την πλήμνη, η ταχύτητα του ανέμου καταλαμβάνει μηδενικές τιμές στο στάσιμο σημείο της πλήμνης. Κατόπιν, επιταχύνεται, προκειμένου η ροή να διαβρέξει την πλήμνη και φτάνει σε τιμές μεγαλύτερες της ταχύτητας της επ' άπειρον ροής. Οι 3 αισθητήρες του ανεμόμετρου πλήμνης τοποθετούνται στα σημεία όπου η ροή γύρω από την πλήμνη αποκτά την ίδια ταχύτητα με την επ' άπειρον ροή.

Συνοψίζοντας, η ταχύτητα, καθώς η γωνία  $\gamma_{aw}$  και inclination της επ' άπειρον ροής, μπορούν να υπολογιστούν απευθείας από τα 3 συνιστώσες της επ' άπειρον ταχύτητας που μετράει το ανεμόμετρο πλήμνης. Ακόμα, μπορεί να γίνει μια εκτίμηση για τον εκθέτη του οριακού στρώματος, ο οποίος χαρακτηρίζει τη συνεκτικότητα του ανέμου στην κατακόρυφη κατεύθυνση, καθώς και για τον αντίστοιχο αριθμό που χαρακτηρίζει τη συνεκτικότητα του ανέμου στην οριζόντια κατεύθυνση. Η εκτίμηση αυτή γίνεται μέσω της συσχέτισης των αλλαγών που υφίστανται στο χώρο οι συνιστώσες της ταχύτητας.

## Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (Individual Pitch Control – IPC)

Ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) είναι μία μέθοδος, στην οποία κάθε πτερύγιο έχει τη δικιά του ξεχωριστή γωνία βήματος. Αυτό είναι δυνατόν όταν κάθε πτερύγιο έχει ανεξάρτητο επενεργητή βήματος, κάτι το οποίο είναι σύνηθες για σύγχρονες ανεμογεννήτριες μεγάλης ισχύος. Έτσι, το να εφαρμόσεις το συγκεκριμένο είδους ελέγχου, δεν απαιτεί κάποιο επιπλέον κόστος.

Ο Συλλογικός Έλεγχος Βήματος (Collective Pitch Control – CPC) χρησιμοποιείται για ρύθμιση στροφών και ισχύος και κατά τη χρήση του, η γωνία βήματος καθορίζεται από έναν κεντρικό ελεγκτή και είναι η ίδια για όλα τα πτερύγια. Ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος υπερτίθεται στο Συλλογικό Έλεγχο Βήματος και χρησιμοποιείται για μείωση των φορτίων κόπωσης (εναλλασσόμενων φορτίων).

Το ερώτημα που εύλογα προκύπτει, είναι το πώς δημιουργούνται τα εναλλασσόμενα φορτία. Η κατανόηση της προέλευσής τους είναι αυτή που θα υποδείξει και τον τρόπο αντιμετώπισής τους.

Όταν το ανάντη πεδίο ανέμου στην επιφάνεια του δρομέα δεν είναι ομοιόμορφο, τότε προκύπτουν εναλλασσόμενα φορτία με συχνότητα τη συχνότητα περιστροφής ( $1P$ ) ( $0.16 \text{ Hz}$ , για ανεμογεννήτρια με ταχύτητα περιστροφής  $9.6 \text{ rpm}$ ), ή τις αρμονικές της  $2P$ ,  $3P$ , όπως φαίνεται και στην Εικόνα 3.1. Η συχνότητα  $1P$  είναι και η πιο σημαντική.

Η στοχαστικότητα του ανέμου λόγω τύρβης, η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη και οριζόντια κατεύθυνση, η λειτουργία με άνεμο σε απόκλιση τόσο στην οριζόντια, όσο και στην κατακόρυφη κατεύθυνση, η κλίση του άξονα, οι ριπές (απότομες αλλαγές) του ανέμου, η επίδραση του πύργου στην ταχύτητα που βλέπουν τα πτερύγια, η βαρύτητα και άλλοι, λιγότερο

σημαντικοί, παράγοντες προκαλούν εναλλασσόμενα φορτία, με συχνότητα  $1P$ , στα πτερύγια, όπως φαίνεται και στην Εικόνα 3.2. Στην Εικόνα 3.2 φαίνονται και οι αρμονικές συχνότητες υψηλότερης τάξης ( $2P, 3P, \dots$ ), αλλά η  $1P$  είναι αυτή που κυριαρχεί και γι αυτό είναι και η πιο ευκρινής.

Το γεγονός ότι το σήμα των φορτίων έχει συχνότητες τις αρμονικές της συχνότητας περιστροφής σημαίνει ότι μπορεί πολύ εύκολα να γραφτεί μέσω του μετασχηματισμού Φουριέ σε άπειρο άθροισμα συνημίτονων, όπως δείχνει η Εξίσωση 3.1. Εύκολα, λοιπόν, γίνεται κατανοητό ότι η ακύρωση αυτών των συνημιτονοειδών φορτίων μπορεί να γίνει μέσω της συνημιτονοειδούς κίνησης ενός Μεταπτερύγια Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής (IFC) ή ολόκληρου του πτερυγίου (IPC), όπως φαίνεται και στην Εξίσωση 3.3. Κι αυτό, γιατί η συνημιτονοειδής κίνηση της εκάστοτε επιφάνειας ελέγχου θα επιφέρει ένα συνημιτονοειδές φορτίο ελέγχου. Με λεπτομερή ρύθμιση του πλάτους της κίνησης,  $A_n$ , και της διόρθωσης φάσης,  $\Delta\psi$ , το φορτίο ελέγχου μπορεί να επιφέρει ακόμα και πλήρη ακύρωση της  $1P$  συχνότητας του εναλλασσόμενου φορτίου, όπως φαίνεται και στην Εικόνα 3.3.

Ακολουθώντας αντίστοιχη λογική μπορεί να γίνει και η απόσβεση της  $2P$  συχνότητας και έτσι το εναπομείναν φορτίο κόπωσης που θα υποστεί η ανεμογεννήτρια να είναι ακόμη πιο μικρό. Η προσπάθεια για απόσβεση των αρμονικών ακόμη υψηλότερης τάξης ( $3P, 4P, \dots$ ), που θεωρητικά θα μείωνε ακόμη περισσότερο τα φορτία κόπωσης, αναγκάζει τους μηχανισμούς ελέγχου να κινούνται με ιδιαίτερα υψηλή συχνότητα, με αποτέλεσμα να διεγείρουν τα φτερά και τελικά τα φορτία κόπωσης που προκύπτουν να μεγαλώνουν. Για αυτό το λόγο, προτείνεται η απόσβεση μόνο των  $1P$  και  $2P$  συχνοτήτων των εναλλασσόμενων φορτίων.

Ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) βασίζεται στη μέτρηση των καμπτικών ροπών πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) και περιστροφής ( $M_{edge}$ ) στη ρίζα των πτερυγίων, η οποία συνήθως γίνεται μέσω επιμηκυσσιόμετρων. Κύριος στόχος αυτής της μορφή ελέγχου είναι να μειώσει (ιδανικά μηδενίσει) το εύρος εναλλαγής των φορτίων κόπωσης. Συνήθως η καμπτική ροπή πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) είναι αυτή που κυριαρχεί, αλλά και η καμπτική ροπή περιστροφής μπορεί να πάρει επίσης σημαντικές τιμές.

Όσο η ταχύτητα του ανέμου αυξάνει, ο Συλλογικός Ελεγκτής Βήματος ενεργοποιείται και η τιμή της γωνίας βήματος του κάθε πτερυγίου αρχίζει να πλησιάζει τις  $90^\circ$ . Έτσι, οι καμπτικές ροπές πτερύγισης και περιστροφής αρχίζουν να εναλλάσσονται. Για να ξεπεραστεί το πρόβλημα, οι καμπτικές ροπές πτερύγισης και περιστροφής δε χρησιμοποιούνται αυτούσιες, αλλά μετασχηματίζονται στην καμπτική ροπή εκτός του επίπεδου περιστροφής ( $M_{out}$ ), σύμφωνα με την Εξίσωση 3.4 και την Εικόνα 3.4. Πραγματοποιείται δηλαδή μια στροφή του μητρώου φόρτισης από το τοπικό σύστημα περιστροφής του κάθε πτερυγίου στο σύστημα περιστροφής του δίσκου.

Στη συνέχεια, πραγματοποιείται μια επιπλέον στροφή του μητρώου φόρτισης από το σύστημα περιστροφής του δίσκου στο μη στρεφόμενο σύστημα του δίσκου. Έτσι, από την  $M_{out}$  υπολογίζουμε τις ροπές στην οριζόντια και κατακόρυφη κατεύθυνση ( $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$  αντίστοιχα) σύμφωνα με την Εξίσωση 3.5 και την Εικόνα 3.5. Η ανωτέρω διαδικασία είναι γνωστή στη βιβλιογραφία σαν Μετασχηματισμός Coleman (Coleman Transformation). Εδώ αξίζει να σημειωθεί

ότι για τον ορθό υπολογισμό των  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$ , απαιτείται και η γνώση της ροπής περιστροφής του κάθε πτερυγίου ( $M_{pitch}$ ), ωστόσο επειδή οι μέθοδοι αυτοί στοχεύουν στη μείωση των καμπτικών ροπών των πτερυγίων ( $M_{flap}$  και  $M_{edge}$ ) και όχι της ροπής περιστροφής ( $M_{pitch}$ ), η χρήση της κατά την υλοποίηση του Μετασχηματισμού Coleman (Coleman Transformation) παραλείπεται.

Κατόπιν, οι ροπές στο μη στρεφόμενο σύστημα του δίσκου  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$  φιλτράρονται, ώστε το σήμα τους να απαλλαχτεί από τις αρμονικές υψηλής τάξης (3P και πάνω). Γι αυτό το λόγο, χρησιμοποιούνται με τη σειρά δύο ζωνοαποκοπτικά φίλτρα με κεντρικές συχνότητες αποκοπής 6P και 3P. Τα μητρώα στο χώρο κατάστασης φαίνονται στην Εξίσωση 3.7, ενώ το αποτέλεσμα της χρήσης των δύο αυτών φίλτρων φαίνεται στην Εικόνα 3.6.

Το μέγεθος των ροπών στο μη στρεφόμενο σύστημα του δρομέα ( $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$ ) είναι ένα μέτρο της ασυμμετρίας του ανάντη πεδίου του ανέμου στην επιφάνεια του δρομέα. Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 3.7, η τιμή των ροπών  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$  είναι ανάλογες του εύρους εναλλαγής των καμπτικών ροπών των πτερυγίων ( $M_{flap}$  και  $M_{edge}$ ). Το εύρος εναλλαγής των καμπτικών ροπών των πτερυγίων προκύπτει από αζιμουθιακές ασυμμετρίες, όπως η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη και οριζόντια κατεύθυνση, η λειτουργία με άνεμο σε απόκλιση τόσο στην οριζόντια, όσο και στην κατακόρυφη κατεύθυνση και άλλα.

Γι αυτό το λόγο, στόχος του ελεγκτή στον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC) είναι η μείωση (ιδανικά μηδενισμός) των  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$ . Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη μείωση των εύρων εναλλαγής των καμπτικών ροπών στις ρίζες των πτερυγίων. Γι αυτό το λόγο, σαν είσοδος του ελεγκτή (σφάλμα προς μηδενισμό) επιλέγονται οι στιγμιαίες τιμές των  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$ . Η έξοδος του ελεγκτή είναι δύο γωνίες στο μη περιστρεφόμενο σύστημα του δρομέα, η  $\theta_{tilt}$  και  $\theta_{yaw}$  αντίστοιχα, οι οποίες λέγονται Κυκλικές Γωνίες (Cyclic Angles). Οι δύο αυτές γωνίες μετασχηματίζονται σε μία γωνία διόρθωσης βήματος στο τοπικό στρεφόμενο σύστημα συντεταγμένων του κάθε πτερυγίου. Η διαδικασία αυτή είναι γνωστή στη βιβλιογραφία σαν Αντίστροφος Μετασχηματισμός Coleman (Inverse Coleman Transformation), σύμφωνα με την Εξίσωση 3.8. Μετά από μία μικρή χρονική καθυστέρηση, λόγω της αδράνειας των επενεργητών, αυτή η γωνία θα υπερτεθεί στην τρέχουσα γωνία βήματος του κάθε πτερυγίου. Η όλη διαδικασία φαίνεται στην Εικόνα 3.8.

Οι ελεγκτές που χρησιμοποιούνται σε τέτοιες μεθόδους ελέγχου είναι οι κλασσικοί Αναλογικοί Ολοκληρωτικοί (Proportional Integral – PI), οι οποίοι είναι και οι πιο ευρέως χρησιμοποιούμενοι τύποι ελεγκτών για βιομηχανικές εφαρμογές. Η λειτουργία του ελεγκτή διέπεται από την Εξίσωση 3.9. Ο αναλογικός όρος είναι υπεύθυνος για την απόσβεση των φορτίων με βάση την τρέχουσα στιγμιαία τιμή του σφάλματος ( $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$ ), ενώ ο ολοκληρωτικός όρος είναι υπεύθυνος για το συσσωρευμένο σφάλμα όλων των περασμένων χρονικών βημάτων. Ο διαφορικός όρος ρυθμίζει την έξοδο του ελεγκτή κάνοντας μια πρόβλεψη του σφάλματος των επόμενων βημάτων, αλλά επειδή έχει την τάση να χαλαρεί την ευστάθεια του συστήματος, στη συγκεκριμένη εργασία τέθηκε ίσος με μηδέν ( $K_D = 0$ ). Ο αναλογικός όρος είναι επίσης προαιρετικός, καθώς ο ολοκληρωτικός όρος είναι συνήθως από μόνος του επαρκής για την καλή

μείωση των φορτίων. Επομένως, για λόγους απλότητας, θα χρησιμοποιηθεί μόνο ο ολοκληρωτικός όρος ( $K_p = 0$ ).

Λόγω των πολλών βαθμών ελευθερίας του συστήματος και άρα της υψηλής τάξης των μητρώων κατάστασής του, δεν υπάρχει κάποια ντετερμινιστική διαδικασία η οποία να οδηγεί στις βέλτιστες τιμές των κερδών του ελεγκτή. Έτσι, ο μόνος τρόπος αυτές να καθοριστούν είναι μέσω πολλών 10λεπτων προσομοιώσεων για διαφορετικές τιμές των κερδών. Πρόκειται, δηλαδή, για μία διαδικασία δοκιμών μέχρι την εύρεση των τιμών των κερδών του ελεγκτή που θα επιφέρουν τη μεγαλύτερη μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (Damage Equivalent Loads – DEL) των καμπτικών ροπών πτερύγισης στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου.

Οι προσομοιώσεις γίνονται για ταχύτητες ανέμου μεγαλύτερες της ονομαστικής, καθώς οι μηχανισμοί βήματος δε λειτουργούν όταν η ταχύτητα ανέμου είναι μικρότερη της ονομαστικής, γιατί καταναλώνουν σημαντικά ποσά ενέργειας.

Η ανεμογεννήτρια που χρησιμοποιήθηκε σε αυτήν την εργασία είναι η DTU 10MW RWT, της οποίας η ονομαστική ταχύτητα είναι 11.4 m/s. Επομένως ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) θα εφαρμοστεί σε ταχύτητες ανέμου από 12 m/s και πάνω. Η μέγιστη μείωση που σημειώθηκε στο Ισοδύναμο Φορτίο (DEL) ήταν της τάξης του 31% σε ταχύτητα ανέμου  $U_0 = 16 \text{ m/s}$  και για ολοκληρωτικό όρο με τιμή  $K_{pl} = 15 \cdot 10^{-10}$ . Παρ' όλα αυτά, επειδή η τιμή αυτή οδηγεί σε αστάθεια το σύστημα στις μεγάλες ταχύτητες (π.χ.  $U_0 = 25 \text{ m/s}$ ) και για να αποφύγουμε τη δυναμική ρύθμιση των κερδών του ελεγκτή ανάλογα με την ταχύτητα, επιλέχθηκε η τιμή  $K_{pl} = 10 \cdot 10^{-10}$ , η οποία συνδυάζει ικανοποιητική μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL) (29% σε ταχύτητα ανέμου  $U_0 = 16 \text{ m/s}$ ) και ευστάθεια του συστήματος σε όλες τις πιθανές ταχύτητες λειτουργίας. Σε αντίθετη περίπτωση, το σύστημα ελέγχου θα γινόταν πιο πολύπλοκο από ότι είναι τώρα. Τα παραπάνω και με μεγαλύτερη λεπτομέρεια φαίνονται και στον Πίνακα 3.2.

Οι Εικόνες 3.9 – 3.11 δείχνουν τη μείωση της  $M_{out}$  και των καμπτικών ροπών πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) και περιστροφής ( $M_{edge}$ ) στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου για μία καθαρή 10λεπτη προσομοίωση. Η ταχύτητα του ανέμου είναι 16 m/s, ο συντελεστής κατακόρυφης συνεκτικότητας 0.2, ο συντελεστής οριζόντιας συνεκτικότητας 0 και δεν υπάρχει κλίση του ανέμου ούτε στην οριζόντια (yaw), αλλά ούτε και στην κατακόρυφη (inclination) κατεύθυνση.

Η μείωση στις τιμές της  $M_{out}$  και της ροπής πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) είναι εμφανής. Μάλιστα η μείωση στην τιμή του Ισοδύναμου Φορτίου της ροπής πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) ανέρχεται στο 29%. Ωστόσο, η μείωση στην καμπτική ροπή περιστροφής ( $M_{edge}$ ) είναι σχεδόν αμελητέα, καθώς όταν η γωνία βήματος είναι μικρή, η ροπή περιστροφής οδηγείται σχεδόν αποκλειστικά από τη βαρύτητα.

Από την άλλη πλευρά, το τίμημα για τη μείωση αυτή των φορτίων έρχεται να πληρώσει ο μηχανισμός ελέγχου της γωνίας βήματος, ο οποίος, όπως φαίνεται και στις Εικόνες 3.12 και 3.13, παρουσιάζει μια σημαντικότερη αύξηση στη δραστηριότητά του, άρα και στην καταπόνησή του. Εδώ οφείλουμε να τονίσουμε η τυπική απόκλιση (sdv) της γωνίας βήματος σε μία προσομοίωση, είναι ένα μέγεθος ευθέως ανάλογο της δραστηριότητας, άρα και της φθοράς του εκάστοτε μηχανισμού.

## Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (Individual Flap Control – IFC)

Η εκτεταμένη χρήση του μηχανισμού ελέγχου της γωνίας βήματος οδηγεί σε εκτεταμένη φθορά του μηχανισμού. Αυτός ήταν και ο λόγος που οδήγησε στην έρευνα μιας πιο εξελιγμένης μορφής ελέγχου που θα μπορούσε να υποβοηθήσει τη μέθοδο του Εξατομικευμένου Ελέγχου Βήματος (IPC) και άρα να αποφορτίσει τους μηχανισμούς αυτούς.

Συγκεκριμένα, η δυνατότητα μείωσης των φορτίων κόπωσης, που προκαλούνται στα πτερύγια από τις ανομοιομορφίες του ανάντη πεδίου του ανέμου στη βρεχόμενη επιφάνεια του δρομέα, μέσω μεθόδων αλλαγής της γραμμής καμπυλότητας ορισμένων συγκεκριμένων τομέων των πτερυγίων γίνεται όλο και πιο δημοφιλής από ερευνητική άποψη τα τελευταία χρόνια. Ένας τρόπος, μεταξύ πολλών άλλων, για να υλοποιηθεί αυτή η αλλαγή καμπυλότητας είναι ο ενεργητικός έλεγχος τμημάτων κοντά στη Γραμμή Εκφυγής (Trailing Edge) των πτερυγίων, όπου οι αλλαγές επιφέρουν σημαντικές αλλαγές στα αεροδυναμικά φορτία (Ανωση, Αντίσταση).

Ένας τρόπος να επιτευχθούν οι αλλαγές αυτές, είναι μέσω της τοποθέτησης, κατά το εκπέτασμα των πτερυγίων, ειδικών αεροδυναμικών επιφανειών που ονομάζονται Μεταπτερύγια Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής (Trailing Edge Flaps – TEFs). Αυτά (TEFs), όταν συνδυάζονται με κατάλληλους αισθητήρες, ελεγκτές και επενεργητές, συνιστούν μία ολόκληρη μονάδα ελέγχου (Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας – IFC) και είναι ικανά να υποστούν σημαντικές και γρήγορες αλλοιώσεις στη γεωμετρία τους, με αποτέλεσμα να μπορούν να ανταποκριθούν ικανοποιητικά στις αλλαγές του ανέμου και έτσι να είναι σε θέση να παρέχουν δυναμικό έλεγχο των εναλλασσόμενων φορτίων.

Η λογική κατά την υλοποίηση του Εξατομικευμένου Ελέγχου γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) είναι ακριβώς η ίδια με τον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC), καθώς βασίζεται επίσης στο μετασχηματισμό της καμπτικής ροπής εκτός του επίπεδου περιστροφής ( $M_{out}$ ), στις ροπές στην οριζόντια και κατακόρυφη κατεύθυνση ( $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$  αντίστοιχα), ή αλλιώς στην εφαρμογή του Μετασχηματισμού Coleman (Coleman Transformation). Κατόπιν, οι  $M_{tilt}$  και  $M_{yaw}$  φιλτράρονται και το σήμα που προκύπτει αποτελεί την είσοδο ενός ελεγκτή PI. Η έξοδος είναι δύο αντίστοιχες γωνίες  $\beta_{tilt}$  και  $\beta_{yaw}$ , οι οποίες ονομάζονται Κυκλικές Γωνίες (Cyclic Angles) και μέσω της εφαρμογής του Αντίστροφου Μετασχηματισμού Coleman (Inverse Coleman Transformation) παρέχουν τις γωνίες των μεταπτερυγίων καμπυλότητας του κάθε φτερού, όπως φαίνεται και στην Εξίσωση 3.10. Η όλη διαδικασία φαίνεται και στην Εικόνα 3.14.

Οι δύο μέθοδοι (IPC και IFC) χρησιμοποιούν ακριβώς τα ίδια φίλτρα, δηλαδή δύο ζωνοαποκοπτικά φίλτρα με κεντρική συχνότητα αποκοπής 3P και 6P, στη σειρά. Η μόνη διαφορά που συναντάται στη διαδικασία υλοποίησης των δύο μεθόδων είναι τα διαφορετικά κέρδη του ελεγκτή, ούτως ώστε οι γωνίες των μεταπτερυγίων καμπυλότητας  $\beta_{fi}$  που προκύπτουν να μην είναι ίδιες με τις γωνίες διόρθωσης βήματος  $\beta_{pi}$  που είχαν προκύψει κατά τον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC). Και σε αυτή τη μορφή ελέγχου (IFC) ο διαφορικός όρος  $K_D$  και ο αναλογικός όρος  $K_P$  έχουν τεθεί ίσοι με το μηδέν, ενώ ο αναλογικός όρος  $K_I$  πρέπει πάλι να επιλεγεί μετά από

δοκιμές και συνδυάζοντας ικανοποιητική μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL) και ευστάθεια σε μεγάλο εύρος ταχυτήτων λειτουργίας, ώστε να αποφευχθεί η δυναμική ρύθμισή του.

Οι δύο μέθοδοι ακολουθούν την ίδια λογική ελέγχου και έχουν τον ίδιο στόχο, δηλαδή τη ρύθμιση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών των πτερυγίων. Ο μεν Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) στοχεύει στην αλλαγή της γωνίας πρόσπτωσης των πτερυγίων, ενώ ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) στην αλλαγή της καμπύλης του συντελεστή άνωσης. Και οι δύο επιφέρουν αυτές τις αλλαγές με βάση τις πληροφορίες που παίρνουν για τις καμπτικές ροπές στη ρίζα των πτερυγίων ( $M_{flap}$  και  $M_{edge}$ ) από ειδικούς αισθητήρες (επιμηκυνσιόμετρα). Είναι, επομένως, λογικό οι δύο μέθοδοι να είναι το ίδιο αποτελεσματικοί όσον αφορά στη μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου.

Η μορφοποίηση της γραμμής καμπυλότητας γίνεται στο τελευταίο τμήμα των πτερυγίων μιας ανεμογεννήτριας DTU 10MW RWT. Τα πτερύγια συντίθενται από αεροτομές της σειράς FFA-w3 και το σχετικό πάχος του εξωτερικού 35% του πτερυγίου είναι σταθερό και ίσο με  $t/c=0.24$ , ενώ πιο εσωτερικά το σχετικό πάχος αυξάνεται μέχρι την τιμή  $t/c=0.30$  στη θέση  $r/R=0.4$ .

Διάφορες τεχνικές διαμόρφωσης της γραμμής καμπυλότητας στην περιοχή της γραμμής εκφυγής δοκιμάστηκαν. Όλες αφορούσαν το τελευταίο 30% της χορδής. Λόγω του μεγάλου μήκους των μεταπτερυγίων καμπυλότητας, η αλλαγή στη γραμμή καμπυλότητας μπορεί να γίνει βαθμιαία, όπως φαίνεται στην Εικόνα 3.15.B. Η αρθρωτή δομή του μεταπτερυγίου καμπυλότητας προσφέρει μεγαλύτερη ευελιξία, καθώς κάθε μέρος μπορεί να κουνηθεί αυτόνομα. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να μπορούν να επιτευχθούν και πιο σύνθετες γεωμετρίες.

Διάφοροι σχηματισμοί διαμόρφωσης της γραμμής καμπυλότητας δοκιμάστηκαν (Εικόνα 3.16). Οι σχηματισμοί προσεγγίστηκαν με καμπύλες splines και αξιολογήθηκαν με βάση την αλλαγή που επιφέρει η κάθε μία στο συντελεστή άνωσης  $C_L$  (Εικόνα 3.17). Οι αεροδυναμικές επιδόσεις του κάθε σχηματισμού υπολογίστηκαν με χρήση του κώδικα FOIL2W που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π. Τελικά επιλέχθηκε ο σχηματισμός με κλίση  $3^\circ$ , καθώς επιφέρει ικανοποιητική αλλαγή του συντελεστή άνωσης  $C_L$ , χωρίς ωστόσο το μεταπτερύγιο καμπυλότητας να έχει μεγάλη τιμή κλίσης, π.χ.  $5^\circ$ , η οποία θα οδηγούσε σε ταχύτερη κόπωση των επενεργητών.

Η διαμόρφωση της γραμμής καμπυλότητας στην περιοχή της ακμής εκφυγής εφαρμόζεται στο εξωτερικό μέρος, κατά την έννοια του εκπετάσματος, του πτερυγίου. Το εκπέτασμα των περιοχών που διαθέτουν μεταπτερύγια καμπυλότητας καταλαμβάνει το 22.5% του πτερυγίου (λεπτομέρειες στον Πίνακα 3.2), ενώ η θέση τους επιλέχθηκε με στόχο τη μεγιστοποίηση της αλλαγής που θα επιφέρει στη ροπή πτερύγισης στη ρίζα του πτερυγίου. Η αλλαγή των καμπτικών ροπών που προκαλείται στη ρίζα του πτερυγίου από τα μεταπτερύγια καμπυλότητας (για άκαμπτο πτερύγιο) μεγιστοποιείται όταν αυτά βρίσκονται μεταξύ του 67 και του 97% του πτερυγίου, όπως φαίνεται στην Εικόνα 3.18.

Στην παρούσα εργασία, ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) ερευνάται σαν επικουρική μέθοδος ελέγχου στον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC), οπότε θα εφαρμοστεί κι αυτός σε ταχύτητες ανέμου από 12 m/s και πάνω. Πάλι



χρησιμοποιήθηκαν σταθερά κέρδη ελεγκτή, ώστε να υπάρχει ευστάθεια και ικανοποιητική μείωση σε όλες τις ταχύτητες λειτουργίας και χωρίς να χρειάζεται να εφαρμοστεί δυναμική ρύθμιση των κερδών, που θα έκανε το σύστημα ελέγχου πιο περίπλοκο. Μετά από πλήθος προσομοιώσεων, επιλέχθηκε η τιμή  $K_{fI} = 7 \cdot 10^{-9}$ , η οποία επιφέρει ικανοποιητική απόδοση σε όλες τις πιθανές ταχύτητες λειτουργίας, όπως φαίνεται και στον Πίνακα 3.3.

Οι Εικόνες 3.19 – 3.21 δείχνουν τη μείωση της  $M_{out}$  και των καμπτικών ροπών πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) και περιστροφής ( $M_{edge}$ ) στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου για μία καθαρή 10λεπτη προσομοίωση. Η ταχύτητα του ανέμου είναι  $16 \text{ m/s}$ , ο συντελεστής κατακόρυφης συνεκτικότητας 0.2, ο συντελεστής οριζόντιας συνεκτικότητας 0 και δεν υπάρχει κλίση του ανέμου ούτε στην οριζόντια (yaw), αλλά ούτε και στην κατακόρυφη (inclination) κατεύθυνση.

Πάλι η μείωση στις τιμές της  $M_{out}$  και της ροπής πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) είναι εμφανής, ενώ η μείωση στην καμπτική ροπή περιστροφής ( $M_{edge}$ ) είναι σχεδόν αμελητέα, γιατί η γωνία βήματος είναι μικρή, οπότε η καμπτική ροπή περιστροφής ( $M_{edge}$ ) οδηγείται σχεδόν αποκλειστικά από τη βαρύτητα.

Στον πίνακα 3.4 γίνεται μία σύγκριση μεταξύ της μείωσης που επιτυγχάνει ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) και ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) για ταχύτητες ανέμου μεγαλύτερες της ονομαστικής. Αυτό που εύκολα προκύπτει είναι ότι σε αντίθεση με τα όσα ειπώθηκαν πιο πριν, οι δύο μέθοδοι δεν παρουσιάζουν την ίδια αποτελεσματικότητα στη μείωση των φορτίων, όταν οι ταχύτητες του ανέμου είναι μεγάλες. Ο λόγος γι αυτό είναι ο περιορισμός της μέγιστης γωνίας των  $10^\circ$  που έχει επιβληθεί στα μεταπτερύγια καμπυλότητας. Στις χαμηλές ταχύτητες ανέμου, π.χ.  $U_0 = 12 \text{ m/s}$ , όπου τα εναλλασσόμενα φορτία δεν έχουν τόσο μεγάλο πλάτος εναλλαγής, οι απαιτούμενες γωνίες του μεταπτερυγίου για την απόσβεση των φορτίων σπάνια ξεπερνούν αυτό το όριο. Όσο, όμως, ταχύτητα ανέμου μεγαλώνει, π.χ.  $U_0 = 16 \text{ m/s}$ , το πλάτος των εναλλασσόμενων φορτίων μεγαλώνει και το εύρος λειτουργίας των  $\pm 10^\circ$  δεν είναι πλέον αρκετό για ικανοποιητική απόσβεση των φορτίων.

Αυτό φαίνεται ξεκάθαρα και στην Εικόνα 3.22, όπου φαίνονται οι χρονοσειρές των τιμών των γωνιών που παίρνει το μεταπτερύγιο καμπυλότητας του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου. Στην περίπτωση που η ταχύτητα ανέμου είναι ίση με  $U_0 = 16 \text{ m/s}$  φαίνεται ξεκάθαρα ότι το μεταπτερύγιο λειτουργεί σχεδόν αποκλειστικά μεταξύ των δύο ακραίων τιμών. Αυτό σημαίνει ότι ο ελεγκτής, στην προσπάθειά του να αποσβέσει σε ικανοποιητικό βαθμό τα φορτία κόπωσης, δίνει εντολή για μεγάλες τιμές γωνιών των μεταπτερυγίων, αλλά λόγω του περιορισμού που τους έχει επιβληθεί αυτά καταλήγουν να εναλλάσσονται μεταξύ των δύο ακραίων τους τιμών. Από την άλλη πλευρά, όταν η ταχύτητα του ανέμου είναι πιο μικρή, π.χ.  $U_0 = 12 \text{ m/s}$ , τα φορτία κόπωσης είναι επίσης πιο μικρά και άρα οι τιμές που υποδεικνύει ο ελεγκτής στα μεταπτερύγια είναι κι αυτές με τη σειρά τους πιο μικρές και μέσα στο μέγιστο εύρος λειτουργίας τους.

Σε γενικές γραμμές, όσο η ταχύτητα του ανέμου αυξάνει, τόσο αυξάνουν και τα φορτία κόπωσης. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να αυξάνει και η δραστηριότητα των μεταπτερυγίων καμπυλότητας, η οποία μεταφράζεται σε αύξηση της μέγιστης τιμής που σημειώνεται σε μία

προσομοίωση, καθώς και της τυπικής απόκλισης των τιμών της γωνίας μεταπτερυγίου (Εικόνα 3.23).

## Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (Individual Pitch and Flap Control – IPFC)

Όπως σημειώθηκε και πριν, σκοπός του Εξατομικευμένου Ελέγχου γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) είναι να βοηθήσει τον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC), ούτως ώστε οι γωνίες βήματος, οι ταχύτητες και οι επιταχύνσεις κατά την αλλαγή αυτών, να μην παίρνουν υπερβολικά μεγάλες τιμές. Με αυτόν τον τρόπο, οι μηχανισμοί που είναι υπεύθυνοι για τις γωνίες βήματος προστατεύονται απέναντι στη φθορά, ενώ επίσης αυξάνεται η διάρκεια ζωής τους.

Έτσι, λοιπόν, ένας συνδυασμός των δύο μεθόδων ελέγχου που αναφέρθηκαν πριν και ο οποίος θα λέγεται Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IPFC) αναμένεται να είναι το ίδιο αποτελεσματικός, από άποψη μείωσης του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL), καθώς και οι 3 μέθοδοι μοιράζονται την ίδια τεχνική λειτουργία, δηλαδή τη ρύθμιση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών των πτερυγίων. Το κύριο πλεονέκτημα της συνδυασμένης μεθόδου, έναντι των άλλων δύο, δεν είναι λοιπόν η μεγαλύτερη μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL), αλλά η διατήρηση του ίδιου επιπέδου μείωσης, επιβαρύνοντας ωστόσο πολύ λιγότερο τους μηχανισμούς ελέγχου των γωνιών βήματος και μεταπτερυγίων καμπυλότητας.

Ο συνδυασμός του Εξατομικευμένου Ελέγχου Βήματος (IPC) με τον Εξατομικευμένο Έλεγχο γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) είναι μία αρκετά απλή διαδικασία. Οι δύο μέθοδοι εφαρμόζονται ταυτόχρονα, ακριβώς με τον ίδιο τρόπο που περιγράφηκε για την κάθε μέθοδο ξεχωριστά. Η μόνη διαφορά έγκειται στις τιμές των κερδών του ελεγκτή, οι οποίες πρέπει να είναι μικρότερες των αντίστοιχων απλών περιπτώσεων, ούτως ώστε το σύστημα να μην υπερδιεγερθεί. Μιας και στόχος του Εξατομικευμένου Ελέγχου Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IPFC) είναι η αποφόρτιση του μηχανισμού βήματος, τα κέρδη του Εξατομικευμένου Ελεγκτή γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) θα διατηρήσουν τις τιμές τους και η μείωση θα εφαρμοστεί αποκλειστικά στις τιμές των κερδών του Εξατομικευμένου Ελεγκτή Βήματος (IPC). Όσο πιο μικρές είναι οι τιμές των κερδών ενός ελεγκτή, τόσο πιο χαμηλή η δραστηριότητα του αντίστοιχου μηχανισμού ελέγχου, άρα εν τέλει αναμένουμε σαφώς μειωμένη δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου των γωνιών μεταπτερυγίων καμπυλότητας και ακόμα πιο μειωμένη δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου των γωνιών βήματος. Η παραπάνω διαδικασία φαίνεται στις Εξισώσεις 3.11 και 3.12 και στην Εικόνα 3.24.

Στον Πίνακα 3.5 φαίνονται τα Ισοδύναμα Φορτία (DEL) των ροπών πτερυγίωσης ( $M_{flap}$ ) στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου και οι ποσοστιαίες μειώσεις αυτών για διάφορες τιμές του συντελεστή  $\lambda$ . Πάλι, για να αποφευχθεί δυναμική ρύθμιση των κερδών του ελεγκτή επιλέχθηκε η τιμή  $\lambda = 0.6$ , καθώς παρέχει ικανοποιητική μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL) σε όλες τις πιθανές ταχύτητες λειτουργίας, κρατώντας παράλληλα τη δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου των

γωνιών βήματος χαμηλή. Εν τέλει, η τιμή του κέρδους του ελεγκτή της γωνίας βήματος προκύπτει  $K'_{pI} = \lambda K_I = 0.6 \cdot 10 \cdot 10^{-10} = 6 \cdot 10^{-10}$ .

Στις Εικόνες 3.25 – 3.27 φαίνεται η μείωση της  $M_{out}$  και των καμπτικών ροπών πτερύγισης ( $M_{flap}$ ) και περιστροφής ( $M_{edge}$ ) στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου για μία καθαρή 10λεπτη προσομοίωση. Η ταχύτητα του ανέμου είναι  $16 \text{ m/s}$ , ο συντελεστής κατακόρυφης συνεκτικότητας 0.2, ο συντελεστής οριζόντιας συνεκτικότητας 0 και δεν υπάρχει κλίση του ανέμου ούτε στην οριζόντια (yaw), αλλά ούτε και στην κατακόρυφη (inclination) κατεύθυνση.

Στον Πίνακα 3.6 γίνεται μία σύγκριση μεταξύ της μείωσης του Ισοδύναμου Φορτίου που πετυχαίνουν οι 3 παραπάνω μέθοδοι ελέγχου, για ταχύτητες ανέμου μεγαλύτερες της ονομαστικής. Σε γενικές γραμμές, οι 3 μέθοδοι επιτυγχάνουν τα ίδια ποσοστά μείωσης, λόγω του ότι ουσιαστικά δουλεύουν με τον ίδιο τρόπο. Σε ταχύτητα ανέμου  $U_0 = 16 \text{ m/s}$  ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) δεν είναι τόσο αποτελεσματικός, αλλά ο μηχανισμός ελέγχου της γωνίας βήματος της συνδυασμένης μεθόδου (IPFC), καταφέρνει να καλύψει αυτό το κενό, με αποτέλεσμα η συνδυασμένη μέθοδος (IPFC) να παραμένει το ίδιο αποτελεσματική με τον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC).

Όπως είπαμε και πριν, το μεγάλο πλεονέκτημα της συνδυασμένης μεθόδου (IPFC) συναντάται στη χαμηλή δραστηριότητα των μηχανισμών ελέγχου γωνιών βήματος και μεταπτερυγίων καμπυλότητας. Οι Εικόνες 3.28 και 3.29 αντικατοπτρίζουν τη χαμηλή δραστηριότητα σε σχέση με τον Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC) και τον Εξατομικευμένο Έλεγχο γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) αντίστοιχα. Όχι μόνο οι μέγιστες τιμές των γωνιών είναι μικρότερες, αλλά και οι κινήσεις τους είναι πολύ πιο ήπιες, που σημαίνει ότι οι επενεργητές πιάνουν μικρότερες ταχύτητες και επιταχύνσεις, άρα φθείρονται και λιγότερο. Συγκεκριμένα, η Εικόνα 3.30 δείχνει ότι η δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου της γωνίας βήματος για τη συνδυασμένη μέθοδο (IPFC) είναι ελάχιστα αυξημένη σε σχέση με τη λειτουργία χωρίς έλεγχο.

## **Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (Individual Flap Control with Spinner anemometer – IFCS)**

Μέχρι στιγμής, ο συμβατικός Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) εφαρμόζεται μέσω επενεργητών, οι οποίοι μετατοπίζουν τα Μεταπτερύγια Καμπυλότητας στη Γραμμή Εκφυγής (TEFs) και σε συνδυασμό με κατάλληλους αισθητήρες (επιμηκυνσιόμετρα) και ελεγκτές (PI) παρέχουν έλεγχο φορτίων με ανάδραση. Με βάση τη θεωρία ελέγχου, οι μεταβατικές καταστάσεις όμως οι ριπές ανέμου και οι αλλαγές στην κατεύθυνση του ανάντη πεδίου ανέμου αποτελούν άγνωστες διαταραχές. Οι συμβατικοί ελεγκτές ανάδρασης αποσβένουν τέτοιες διεγέρσεις με χρονική καθυστέρηση, καθώς οι διαταραχές πρέπει να περάσουν πρώτα από όλη τη δυναμική της ανεμογεννήτριας πριν τα αποτελέσματά τους φανούν σαν φορτία. Ένας ακόμη λόγος για αυτή τη χρονική καθυστέρηση αποτελεί και η αδράνεια των επενεργητών, καθώς χρειάζονται κάποιο μικρό χρονικό διάστημα για να αντιδράσουν. Όλη αυτή η

καθυστέρηση οδηγεί σε ανεπιθύμητα φορτία και σε υψηλής έντασης δραστηριότητα από μεριάς των επενεργητών.

Αυτό το πρόβλημα μπορεί να λυθεί με τη χρήση αισθητήρων που μετράνε χαρακτηριστικά του ανάντη πεδίου ανέμου (LIDAR, ανεμόμετρα πλήμνης κ.τ.λ.). Στην παρούσα εργασία χρησιμοποιήθηκε ένα ιδανικό ανεμόμετρο πλήμνης. Οι μετρήσεις του ανάντη πεδίου ανέμου από το ανεμόμετρο πλήμνης σε συνδυασμό με έναν πίνακα δεδομένων, δουλειά του οποίου είναι να υποδεικνύει την κίνηση των Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (TEFs) και κατάλληλους επενεργητές συνιστούν μία μέθοδο ελέγχου η οποία στο εξής θα λέγεται Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (Individual Flap Control with Spinner anemometer – IFCS).

Ο Εξατομικευμένος Ελεγκτής γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS) υπερτίθεται στον ελεγκτή ρύθμισης στροφών και στόχος του είναι να βοηθήσει τη λειτουργία του συμβατικού Εξατομικευμένου Ελεγκτή Βήματος (IPC), αποφορτίζοντας τον μηχανισμό ελέγχου της γωνίας βήματος.

Στη συγκεκριμένη μορφή ελέγχου, ο ελεγκτής χρησιμοποιεί τους επενεργητές των μεταπτερυγίων καμπυλότητας με σκοπό να αφαιρέσει τις αργές μεταβολές (ντετερμινιστικά μέρη) των εναλλαγών των φορτίων στα πτερύγια, τα οποία γενικά πηγάζουν από τις ανομοιομορφίες του ανάντη πεδίου ροής στη βρεχόμενη επιφάνεια του δρομέα. Τέτοιες εναλλαγές των φορτίων έχουν συχνότητα τη συχνότητα περιστροφής ( $1P$ ) ( $0.16\text{ Hz}$ , για ανεμογεννήτρια με ταχύτητα περιστροφής  $9.6\text{ rpm}$ ), ή τις αρμονικές της  $2P$ ,  $3P$  και προέρχονται κυρίως από i) λειτουργία με απόκλιση ανέμου στον οριζόντιο άξονα ( $\gamma aw$ ), μέσα στα χρονικά όρια όπου ο ελεγκτής της λειτουργία με απόκλιση ανέμου δεν έχει ακόμη ενεργοποιηθεί ii) κατακόρυφη και οριζόντια συνεκτικότητα του ανέμου iii) λειτουργία με απόκλιση ανέμου στον κατακόρυφο άξονα ( $inclination$ ).

Οι γωνίες  $\gamma aw$  και  $inclination$  του ανάντη πεδίου ροής του ανέμου μπορούν να υπολογιστούν απευθείας από τις 3 συνιστώσες της ταχύτητας του ανέμου, οι οποίες μετρώνται από το ανεμόμετρο πλήμνης. Επίσης, από τη συσχέτιση μεταξύ των μεταβολών της αξονικής και της κατακόρυφης ή οριζόντιας συνιστώσας του ανέμου, μπορεί να γίνει μία εκτίμηση για την κάθετη και οριζόντια συνεκτικότητα του ανέμου αντίστοιχα.

Οι στιγμιαίες τιμές της ταχύτητας, των γωνιών  $\gamma aw$  και  $inclination$  και του εκθέτη που χαρακτηρίζει το οριακό στρώμα αρχικά μετρώνται από το ανεμόμετρο ανέμου και στη συνέχεια φιλτράρονται με χαμηλοπερατό φίλτρο, με σκοπό να απομακρυνθούν τα υψίσυχνα και παράλληλα μικρής ενέργειας σήματα, που προέρχονται κατά κύριο λόγο από την τύρβη του ανέμου, όπως φαίνεται και στην Εικόνα 4.1. Τα φιλτραρισμένα σήματα αποτελούν την είσοδο σε έναν προκαθορισμένο πίνακα, ο οποίος κατόπιν τα μεταφράζει σε αζιμουθιακές γωνιακές ταλαντώσεις των μεταπτερυγίων καμπυλότητας συχνότητας  $1P$  και  $2P$ , οι οποίες θα αποσβέσουν τα αντίστοιχα εναλλασσόμενα φορτία που θα προκληθούν στα πτερύγια λόγω των σημάτων εισόδου. Κινήσεις μεταπτερυγίων καμπυλότητας υψηλότερης συχνότητας ( $3P$ ,  $4P$ , ...) αποφεύγονται, καθώς διεγείρουν τα πτερύγια, με αποτέλεσμα αντί να μειώνουν, τελικά να αυξάνουν τα φορτία

κόπωσης. Το πλάτος της κίνησης των μεταπτερυγίων καμπυλότητας (μέγιστη γωνία) θα είναι ανάλογο του πλάτους του εναλλασσόμενου φορτίου κόπωσης που προκαλεί η ασυμμετρία του ανέμου. Η φάση της ταλάντωσης των μεταπτερυγίων καμπυλότητας (αζιμουθιακή θέση μεγίστου) έχει ρυθμιστεί κατάλληλα, ώστε να επιτυγχάνεται η μεγαλύτερη δυνατή ακύρωση των εναλλασσόμενων φορτίων κόπωσης. Ο προκαθορισμένος πίνακας για το πλάτος και τη φάση της κίνησης των μεταπτερυγίων καμπυλότητας (σαν συνάρτηση της ταχύτητας του ανέμου, του εκθέτη του οριακού στρώματος και των γωνιών yaw και inclination) δημιουργείται μέσω μιας αυτοματοποιημένης διαδικασίας, η οποία βασίζεται σε ντετερμινιστικά τρεξίματα σε όλο το εύρος των ταχυτήτων λειτουργίας και για διάφορους συνδυασμούς γωνιών yaw, inclination και εκθέτη οριακού στρώματος.

Η μέθοδος ελέγχου πρόβλεψης που περιγράφηκε παραπάνω φαίνεται στην Εξίσωση 4.1 και στην Εικόνα 4.2.

Οι προκαθορισμένοι πίνακες για τα πλάτη  $\beta_{f1}$  και  $\beta_{f2}$  και τις φάσεις  $\Delta\psi_1$  και  $\Delta\psi_2$  (συναρτήσεις της ταχύτητας ανέμου, των γωνιών yaw και inclination και του εκθέτη οριακού στρώματος) που φαίνονται στην Εικόνα 4.2 παράγονται μέσα από μία αυτοματοποιημένη διαδικασία ρύθμισης, η οποία περιγράφεται στην επόμενη παράγραφο και στην Εικόνα 4.3.

Οι ροπές  $M_{out}$  μετασχηματίζονται σε  $M_{yaw,i}$  και  $M_{tilt,i}$  (1P and 2P) μέσω εφαρμογής του Μετασχηματισμού Coleman, όπως φαίνεται και στην Εξίσωση 4.2. Στη συνέχεια, το σήμα των  $M_{yaw,i}$  και  $M_{tilt,i}$  φιλτράρεται και χρησιμοποιείται σαν είσοδος του ελεγκτή PI (εδώ χρησιμοποιείται μόνο ο αναλογικός όρος). Ο ελεγκτής δίνει σαν έξοδο τις κυκλικές γωνίες  $\theta_{yaw,i}$  και  $\theta_{tilt,i}$ . Κατόπιν, οι κυκλικές γωνίες μετασχηματίζονται, μέσω του Αντίστροφου Μετασχηματισμού Coleman (Εξίσωση 4.3), σε πλάτη  $\beta_{f1}$  και  $\beta_{f2}$  και φάσεις  $\Delta\psi_1$  και  $\Delta\psi_2$ . Η κίνηση του Μεταπτερυγίου Καμπυλότητας καθορίζεται πλέον από την Εξίσωση 4.4.

Η αυτόματη ρύθμιση επιτυγχάνεται μέσω ντετερμινιστικών τρεξιμάτων σε όλο το πεδίο ταχυτήτων λειτουργίας της ανεμογεννήτριας και για διάφορους συνδυασμούς γωνιών yaw, inclination και εκθετών οριακού στρώματος. Αν και η αυτόματη διαδικασία ρύθμισης βασίζεται στη λογική του συμβατικού Εξατομικευμένου Ελέγχου Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με ανάδραση (IFC), το κύριο πλεονέκτημα του Εξατομικευμένου Ελέγχου γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS) έγκειται στο γεγονός ότι τα πλάτη  $\beta_{f1}$  και  $\beta_{f2}$  και οι φάσεις  $\Delta\psi_1$  και  $\Delta\psi_2$  είναι αποτέλεσμα μιας διαδικασίας πολλών βημάτων, η οποία ολοκληρώνεται όταν έχει πλέον συγκλίνει. Έτσι, τα μεταπτερύγια καμπυλότητας κάνουν κινήσεις μεγάλης ακρίβειας, οι οποίες παράγουν ακριβώς τα φορτία ελέγχου που χρειάζονται για τη μέγιστη μείωση των φορτίων κόπωσης στα οποία υπόκειται εκείνη την ώρα η ανεμογεννήτρια. Ο συμβατικός Εξατομικευμένος Έλεγχος Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC) υποδεικνύει συντελεστές κίνησης (πλάτη  $\beta_{f1}$  και  $\beta_{f2}$  και φάσεις  $\Delta\psi_1$  και  $\Delta\psi_2$ ) μετά από διόρθωση μόνο ενός βήματος. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα οι συντελεστές αυτοί να μην είναι οι βέλτιστοι. Για το λόγο αυτό ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS) αναμένεται να έχει καλύτερα αποτελέσματα από τον συμβατικό Εξατομικευμένο

Έλεγχο Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με ανάδραση (IFC), τουλάχιστον στα ντετερμινιστικά τρεξίματα. Πράγματι, η Εικόνα 4.4 και ο Πίνακας 4.1 επιβεβαιώνουν τον παραπάνω συλλογισμό.

Στην Εικόνα 4.4 και στον Πίνακα 4.1 φαίνεται ξεκάθαρα ότι ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS) αποδίδει πολύ καλύτερα από τον συμβατικό Εξατομικευμένο Έλεγχο Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με ανάδραση (IFC) τόσο στη μόνιμη κατάσταση (μετά τα 20 πρώτα δευτερόλεπτα), όσο και στη μεταβατική κατάσταση (20 πρώτα δευτερόλεπτα). Αυτό οφείλεται από τη μία στους συντελεστές κίνησης ( $\beta_{fn}, \Delta\psi_n$ ), οι οποίοι έχουν συγκλίνει καλύτερα και από την άλλη στο γεγονός ότι το IFCS είναι μέθοδος ελέγχου πρόβλεψης, με αποτέλεσμα να υπερέχει στα μεταβατικά φαινόμενα έναντι του IFC (μέθοδος ελέγχου ανάδρασης). Τα παραπάνω φαίνονται και στην ποσοστιαία μείωση του Ισοδύναμου Φορτίου (DEL) η οποία στην περίπτωση του IFCS είναι σαφώς μεγαλύτερη.

Η μορφοποίηση της γραμμής καμπυλότητας γίνεται στο τελευταίο τμήμα των πτερυγίων μιας ανεμογεννήτριας DTU 10MW RWT. Τα πτερύγια συντίθενται από αεροτομές της σειράς FFA και το σχετικό πάχος του εξωτερικού 35% του πτερυγίου είναι σταθερό και ίσο με  $t/c=0.24$ , ενώ πιο εσωτερικά το σχετικό πάχος αυξάνεται μέχρι την τιμή  $t/c=0.30$  στη θέση  $r/R=0.4$ . Η διαμόρφωση της γραμμής καμπυλότητας είναι ίδια με αυτή που χρησιμοποιήθηκε στο IFC. Τα μεταπτερύγια καταλαμβάνουν το 30% της χορδής και το 34% του εκπετάσματος του πτερυγίου. Τα βασικά τους χαρακτηριστικά φαίνονται στην Πίνακα 4.2.

Η γωνία κίνησης των μεταπτερυγίων περιορίζεται στο εύρος των  $[-10^\circ, +10^\circ]$ . Ακόμη, περιορισμοί έχουν τεθεί και στην ταχύτητα κίνησης των μεταπτερυγίων, η οποία δεν μπορεί να ξεπερνά τις  $20^\circ/s$ . Τέλος, έχει επιβληθεί και μια χρονική καθυστέρηση στην κίνηση των μεταπτερυγίων της τάξεως των 0.1 s, η οποία μοντελοποιεί τη χρονική υστέρηση των επενεργητών τους.

Οι Εικόνες 4.5 – 4.8 δείχνουν παραδείγματα των χαρτών των συντελεστών κίνησης ( $\beta_{fn}, \Delta\psi_n$ ), για την περίπτωση μηδενικής γωνίας inclination και εκθέτη οριακού στρώματος ίσο με 0.2.

Η εικόνα 4.9 συγκρίνει τα αποτελέσματα ενός ντετερμινιστικού τρεξίματος χωρίς έλεγχο, με IFCS που αποσβένει μόνο την 1P συχνότητα και με IFCS που αποσβένει και την 1P και τη 2P συχνότητα. Στην εικόνα φαίνεται η ροπή  $M_{out}$  στη ρίζα του 1<sup>ου</sup> πτερυγίου, σαν συνάρτηση της αζιμουθιακής γωνίας του πτερυγίου. Η ταχύτητα του ανέμου είναι 16m/s, η γωνία yaw είναι  $30^\circ$ , ενώ η γωνία inclination είναι  $0^\circ$ . Είναι ξεκάθαρο ότι η 1P μεταβολή της  $M_{out}$ , που κατά κύριο λόγο οφείλεται στη γωνία yaw, μειώνεται δραστικά όταν εφαρμόζεται το 1<sup>ο</sup> επίπεδο ελέγχου, ενώ ακόμη μεγαλύτερη μείωση επιτυγχάνεται όταν γίνεται απόσβεση και της 2P συχνότητας.

Στην Εικόνα 4.10 βλέπουμε την επίδραση του IFCS στη  $M_{out}$ , για μία περίπτωση όπου ντετερμινιστικού τρεξίματος όπου η γωνία yaw μεταβάλλεται γραμμικά από την τιμή  $-45^\circ$  μέχρι την τιμή  $+45^\circ$ , ενώ όλες οι υπόλοιπες συνθήκες παραμένουν σταθερές ( $U_0 = 16 \text{ m/s}$ ,  $inc = 0^\circ$ ,  $sh = 0.2$ ). Αν και στην περίπτωση που δεν εφαρμόζεται έλεγχος, το πλάτος της  $M_{out}$ , μεταβάλλεται με τη γωνία yaw, στην περίπτωση που εφαρμόζεται IFCS παραμένει σχεδόν σταθερό.

Στον Πίνακα 4.3 φαίνονται τα Ισοδύναμα Φορτία (DELS) και οι ποσοστιαίες μειώσεις αυτών όταν εφαρμόζεται IFCS σε στοχαστικά τρεξίματα. Τα τρεξίματα έχουν γίνει για διάφορες ταχύτητες ανέμου, για εκθέτη οριακού στρώματος ίσο με 0.2 και για γωνίες yaw και inclination ίσες με  $0^\circ$ . Είναι εμφανές, ότι αν και το IFCS καταφέρνει να μειώσει τα ισοδύναμα φορτία, οι μειώσεις δεν είναι τόσο μεγάλες, όσο μας είχαν κάνει τα ντετερμινιστικά τρεξίματα να αναμένουμε. Σε αντίστοιχες περιπτώσεις το IFC καταφέρνει να μειώσει τα Ισοδύναμα Φορτία (DELS) μέχρι και 3 φορές περισσότερο. Εδώ πρέπει να τονιστεί ότι τα μεταπτερύγια που είχαν χρησιμοποιηθεί στο IFC ήταν και 10m μικρότερα από αυτά του IFCS. Στο επόμενο κεφάλαιο θα γίνει ενδελεχής αναφορά στη σύγκριση μεταξύ IFC και IFCS.

Στον Πίνακα 4.4 φαίνονται τα Ισοδύναμα Φορτία (DELS) και οι ποσοστιαίες μειώσεις αυτών όταν εφαρμόζεται IFCS σε στοχαστικά τρεξίματα. Τα τρεξίματα έχουν γίνει για διάφορες γωνίες yaw, για ταχύτητα ανέμου ίση με 16 m/s, για εκθέτη οριακού στρώματος ίσο με 0.2 και για γωνία inclination ίση με  $0^\circ$ . Είναι εμφανές ότι το IFCS γίνεται όλο και πιο αποδοτικό όσο αυξάνεται η γωνία yaw. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η επίδραση που έχουν οι αρνητικές γωνίες yaw στα εναλλασσόμενα φορτία ακυρώνεται από την επίδραση που έχει η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη κατεύθυνση. Παράλληλα, η επίδραση της γωνίας inclination είναι μικρή γιατί η μέση τιμή της είναι  $0^\circ$ . Έτσι, στα φορτία κόπωσης καταλήγει να κυριαρχεί η επίδραση της τύρβης, την οποία όμως το IFCS δεν μπορεί να αποσβέσει, λόγω της τυχαιότητας που την διακατέχει. Η στοχαστική φύση της τύρβης, κάνει αδύνατη τη δημιουργία κάποιου επαναλαμβανόμενου μοτίβου φόρτισης και άρα τη δημιουργία κάποιου προκαθορισμένου πίνακα συντελεστών κίνησης του μεταπτερυγίου ( $\beta_{fn}, \Delta\psi_n$ ) για την απόσβεσή του. Από την άλλη μεριά, στις μεγάλες (θετικές) γωνίες yaw, η επίδραση της γωνίας yaw στα φορτία κόπωσης ενισχύεται από την επίδραση που έχει η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη κατεύθυνση. Έτσι, δεν είναι πια η τύρβη αυτή που κυριαρχεί στα φορτία κόπωσης, αλλά παράγοντες (yaw, shear) οι οποίοι παράγουν επαναλαμβανόμενα μοτίβα φόρτισης για τα οποία έχει γίνει ρύθμιση και έχει κατασκευαστεί προκαθορισμένος πίνακας συντελεστών κίνησης. Εκεί, το IFCS μπορεί να δείξει τις πραγματικές του δυνατότητες.

Οι Εικόνες 4.11 – 4.13 δείχνουν τη μείωση στις  $M_{out}$ ,  $M_{flap}$  και  $M_{edge}$  στη ρίζα του πρώτου πτερυγίου για μία στοχαστική 10λεπτη προσομοίωση. Η ταχύτητα του ανέμου είναι 16 m/s, ο εκθέτης οριακού στρώματος 0.2, η γωνία yaw  $30^\circ$  και η γωνία inclination  $0^\circ$ .

Στον Πίνακα 4.5 γίνεται μια σύγκριση μεταξύ της μείωσης που πετυχαίνουν ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) και ο Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS) για διάφορες ταχύτητες λειτουργίας (μεγαλύτερες της ονομαστικής). Ο λόγος της μεγάλης διαφοράς στην απόδοση των δύο μεθόδων έγκειται στον ίδιο λόγο με πριν. Η γωνία yaw είναι μικρή, με αποτέλεσμα η επίδρασή της στα φορτία κόπωσης να ακυρώνεται από την επίδραση που έχει η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη κατεύθυνση. Έτσι, η τύρβη γίνεται ο κυρίαρχος παράγοντας δημιουργίας φορτίων κόπωσης. Ωστόσο το IFCS δεν μπορεί να αποσβέσει στοχαστικά και μη επαναλαμβανόμενα μοτίβα φόρτισης σαν αυτά που παράγει η τύρβη λόγω της τυχαιότητάς της, γιατί δεν μπορεί να γίνει μία ρύθμιση προτού αυτά εμφανιστούν. Στην απόσβεση τέτοιων φορτίων ωστόσο, είναι πάρα πολύ

αποδοτικές οι μορφές ελέγχου με ανάδραση, όπως ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος (IPC) ή ο συμβατικός Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC). Αυτό σημαίνει ότι το IFCS θα μπορούσε να λειτουργήσει πάρα πολύ καλά σαν επικουρική μορφή ελέγχου στο IPC. Ο συνδυασμός αυτών των δύο μορφών ελέγχου ονομάζεται Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση Ανεμόμετρου πλήμνης (Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer – IPFCS) και αποτελεί θέμα μελέτης του επόμενου κεφαλαίου.

### **Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση Ανεμόμετρου πλήμνης (Individual Pitch and Flap Control with Spinner anemometer – IPFCS)**

Όπως αναφέρθηκε και πιο πριν, στόχος του IFCS είναι να βοηθήσει τη λειτουργία του IPC, αφαιρώντας μόνο τις συνιστώσες των φορτίων κόπωσης που οφείλονται σε ντετερμινιστικούς παράγοντες (αργές μεταβολές των ανάντη συνθηκών ροής) και έτσι να μειώσει τη δραστηριότητα των μηχανισμών ελέγχου γωνίας βήματος. Το IPC θα είναι υπεύθυνο μόνο για την απόσβεση των εναλλασσόμενων φορτίων που δημιουργούνται από την τύρβη.

Ο Εξατομικευμένος Έλεγχος Βήματος και γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση Ανεμόμετρου πλήμνης (IPFCS) αναμένεται να είναι πιο αποδοτικός από τον απλό Εξατομικευμένο Έλεγχο Βήματος (IPC) όσον αφορά στη μείωση φορτίων. Ο λόγος έγκειται στο ότι το IFCS, σε αντίθεση με το συμβατικό IFC, αντιμετωπίζει τα φορτία με διαφορετικό τρόπο από ότι το IPC. Παράλληλα, το μεγάλο πλεονέκτημα του IPFCS αναμένεται να είναι πάλι η μείωση του φόρτου εργασίας του μηχανισμού ελέγχου της γωνίας βήματος, ενώ αυτή τη φορά δεν αναμένεται να δούμε διαφοροποίηση στο φόρτο εργασίας των μηχανισμών μεταπτερυγίων καμπυλότητας σε σχέση με το σκέτο IFCS.

Ο συνδυασμός του IPC με το IFCS είναι μια απλή διαδικασία. Εφαρμόζουμε ταυτόχρονα τις δύο μεθόδους ελέγχου, ακριβώς όπως περιγράφηκαν πιο πάνω. Η μόνη διαφορά παρατηρείται στα κέρδη του ελεγκτή του IPC, τα οποία πρέπει να έχουν πιο μικρές τιμές, ούτως ώστε το σύστημα να μην υπερδιεγερθεί. Όσο μεγαλύτερη η μείωση των κερδών του IPC, τόσο χαμηλότερη η δραστηριότητα των μηχανισμών που ελέγχουν τις γωνίες βήματος. Η διαδικασία φαίνεται στην Εξίσωση 4.5.

Στον Πίνακα 4.6 φαίνονται τα Ισοδύναμα Φορτία (DELs) και οι ποσοστιαίες μειώσεις αυτών για διάφορες τιμές του συντελεστή  $\lambda$  και για διάφορες ταχύτητες ανέμου (μεγαλύτερες της ονομαστικής). Ο εκθέτης οριακού στρώματος έχει την τιμή 0.2, η γωνία  $\gamma_{aw}$  είναι  $30^\circ$  και η γωνία inclination  $0^\circ$ .

Για να αποφύγουμε τη δυναμική ρύθμιση κερδών, επιλέχθηκε η τιμή  $\lambda = 0.8$ , καθώς προσφέρει ικανοποιητική μείωση φορτίων και χαμηλή δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου της γωνίας βήματος για όλες τις ταχύτητες ανέμου. Έτσι, ο ολοκληρωτικός όρος του IPFCS θα έχει την τιμή  $K'_{PI} = \lambda K_{PI} = 0.8 \cdot 10 \cdot 10^{-10} = 8 \cdot 10^{-10} \frac{rad}{kNm \cdot sec}$ .



Οι Εικόνες 4.14 – 4.16 δείχνουν τη μείωση στις  $M_{out}$ ,  $M_{flap}$  και  $M_{edge}$  στη ρίζα του πρώτου πτερυγίου για μία στοχαστική 10λεπτη προσομοίωση. Η ταχύτητα του ανέμου είναι 16 m/s, ο εκθέτης οριακού στρώματος 0.2, η γωνία yaw 0° και η γωνία inclination 0°.

## Σύγκριση μεταξύ όλων των μεθόδων ελέγχου

Για να μπορέσουμε να κάνουμε μία δίκαιη σύγκριση μεταξύ των μεθόδων ελέγχου, πρέπει η διαμόρφωση των μεταπτερυγίων καμπυλότητας να είναι ίδια και στις τέσσερις (IFC, IPFC, IFCS, IPFCS). Συγκεκριμένα το μήκος κατά την έννοια του εκπετάσματος θα επιλεγεί στα 30m (~34% του εκπετάσματος του πτερυγίου) και θα τοποθετηθεί από τα 55m μέχρι τα 85m. Όλα τα υπόλοιπα χαρακτηριστικά παραμένουν ίδια. Τις τιμές τους διατηρούν επίσης οι ολοκληρωτικοί όροι των ελεγκτών, όπως φαίνεται στις Εξισώσεις 5.1 – 5.3.

Στον Πίνακα 5.1 γίνεται μια σύγκριση μεταξύ όλων των μεθόδων ελέγχου που έχουν αναλυθεί μέχρι στιγμής, για διάφορες ταχύτητες ανέμου (μεγαλύτερες της ονομαστικής), για εκθέτη οριακού στρώματος ίσο με 0.2 και για γωνίες yaw και inclination ίσες με 0°. Είναι εμφανές ότι το IPC και το IFC δίνουν παρόμοια μείωση φορτίων, σε αντίθεση με το IFCS το οποίο είναι εμφανώς λιγότερο αποδοτικό. Όσο αυξάνει η ταχύτητα του ανέμου, η απόδοση του IFCS σε σχέση με τις άλλες μεθόδους γίνεται όλο και χειρότερη. Στις υψηλές ταχύτητες (~25 m/s) ακόμα και το IFC δεν μπορεί να συναγωνιστεί την απόδοση του IPC, λόγω του περιορισμού των  $\pm 10^\circ$  στη γωνία κίνησης. Από την άλλη μεριά, το IPC καταφέρνει μεν να παράσχει ικανοποιητική μείωση στα φορτία, αλλά το τίμημα είναι η τρομακτικά μεγάλη αύξηση στη δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου των γωνιών βήματος των πτερυγίων. Αυτός είναι και ο λόγος όπου ο συνδυασμός του IPC με κάποια άλλη μέθοδο ελέγχου μεταπτερυγίων καμπυλότητας κρίνεται αναγκαία.

Όντως, το IPFC και το IPFCS καταφέρνουν να επιτύχουν τα ίδια επίπεδα μείωσης φορτίων με το IPC, ενώ ταυτόχρονα διατηρούν τη δραστηριότητα του μηχανισμού ελέγχου των γωνιών βήματος σε πολύ πιο χαμηλά επίπεδα. Συγκεκριμένα, το IPFC, λόγω της πολύ καλύτερης απόδοσης του μηχανισμού ελέγχου της γωνίας των μεταπτερυγίων καμπυλότητας που διαθέτει, καταφέρνει να μειώνει τα φορτία πιο πολύ και ταυτόχρονα να κρατάει τη δραστηριότητα του μηχανισμού pitch σε πολύ χαμηλά επίπεδα, ελάχιστα πιο υψηλά από τα επίπεδα της προσομοίωσης χωρίς έλεγχο.

Στον Πίνακα 5.2 γίνεται μια σύγκριση μεταξύ όλων των μεθόδων ελέγχου που έχουν αναλυθεί μέχρι στιγμής, για διάφορες ταχύτητες ανέμου (μεγαλύτερες της ονομαστικής), για εκθέτη οριακού στρώματος ίσο με 0.2, για γωνία yaw ίση με 30° και γωνία inclination ίση με 0°. Φαίνεται πώς όσο αυξάνεται η μέση γωνία yaw, τόσο πιο καλά αποδίδει το IFCS και η διαφορά του στη μείωση των φορτίων σε σχέση με το IPC και το IFC πέφτει. Παρ' όλα αυτά, ακόμα το παραμένει λιγότερο από ότι το IFC. Αυτό οδηγεί με τη σειρά του το IPFCS να έχει μεγαλύτερη δραστηριότητα του μηχανισμού pitch από ότι το IPFC.

Γενικά το IFC δείχνει να είναι πιο αποδοτικό από το IFCS, με αποτέλεσμα όταν συνδυάζεται με το IPC να αποφορτίζει πολύ καλύτερα το μηχανισμό ελέγχου των γωνιών βήματος. Όσο όμως η μέση γωνία yaw της στοχαστικής προσομοίωσης μεγαλώνει, η διαφορά αυτή γίνεται λιγότερο

σημαντική. Φαίνεται, λοιπόν, ότι μια απευθείας σύγκριση μεταξύ IFC και IFCS θα είχε μεγάλο ενδιαφέρον και γι αυτό θα ασχοληθούμε με αυτό το θέμα στο επόμενο κεφάλαιο.

## **Σύγκριση μεταξύ συμβατικού Εξατομικευμένου Ελέγχου γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με ανάδραση (IFC) και καινοτόμου Εξατομικευμένου Ελέγχου γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS)**

Στους Πίνακες 5.1 και 5.2 φαίνεται ξεκάθαρα ότι το IFC είναι πολύ πιο αποδοτικό στη μείωση φορτίων κόπωσης από το IFCS. Όταν οι μέσες γωνίες  $\gamma_{aw}$  μιας 10λεπτης στοχαστικής προσομοίωσης είναι μικρές ή αρνητικές, η επίδραση που έχουν στα εναλλασσόμενα φορτία ακυρώνεται από την επίδραση που έχει η συνεκτικότητα του αέρα στην κατακόρυφη κατεύθυνση. Έτσι, η τύρβη γίνεται ο κυρίαρχος παράγοντας δημιουργίας φορτίων κόπωσης. Ωστόσο το IFCS δεν μπορεί να αποσβέσει στοχαστικά και μη επαναλαμβανόμενα μοτίβα φόρτισης σαν αυτά που παράγει η τύρβη λόγω της τυχαιότητάς της, γιατί δεν μπορεί να γίνει μία ρύθμιση προτού αυτά εμφανιστούν. Στην απόσβεση τέτοιων φορτίων ωστόσο, είναι πάρα πολύ αποδοτικές οι μορφές ελέγχου με ανάδραση, όπως ο συμβατικός **Εξατομικευμένος Έλεγχος** γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας (IFC).

Ωστόσο, όντα η μέση τιμή της γωνίας  $\gamma_{aw}$  παίρνει πιο μεγάλες θετικές τιμές η απόδοση του IFCS μεγαλώνει και η ψαλίδα με το IFC μικραίνει. Ποιος όμως είναι ο λόγος που ακόμη και στις συνθήκες που ευνοούν τον Εξατομικευμένο Έλεγχο γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση ανεμόμετρου πλήμνης (IFCS), το IFC αποδίδει καλύτερα;

Το πρόβλημα εντοπίζεται κατά τη διαδικασία της αυτόματης ρύθμισης. Το IFCS ρυθμίζεται μέσω ντετερμινιστικών τρεξιμάτων για διάφορες ταχύτητες ανέμου ( $U_0$ ), εκθέτες οριακών στρωμάτων ( $sh$ ), γωνίες  $\gamma_{aw}$  ( $a_{\gamma_{aw}}$ ) και inclination ( $a_{inc}$ ). Έτσι, οι συντελεστές κίνησης των μεταπτερυγίων καμπυλότητας ( $\beta_{fn}$ ,  $\Delta\psi_n$ ) αποτελούν συνάρτηση μόνο αυτών των τεσσάρων μεγεθών, όπως φαίνεται και στην Εξίσωση 4.1. Οι τιμές λοιπόν που παίρνουν κατά τη διαδικασία της ρύθμισης είναι σωστές μόνο όταν στη γειτονιά των μεταπτερυγίων καμπυλότητας ισχύουν οι συνθήκες ( $U_0$ ,  $sh$ ,  $a_{\gamma_{aw}}$ ,  $a_{inc}$ ) στις οποίες ρυθμίστηκαν. Οι τιμές αυτών των τεσσάρων μεγεθών, όμως, διαβάζονται από το ανεμόμετρο πλήμνης, το οποίο είναι πολύ μακριά από τα μεταπτερύγια καμπυλότητας. Λόγω της τύρβης και της τυχαιότητας που αυτή προκαλεί, οι τιμές που διαβάζει το ανεμόμετρο πλήμνης δεν είναι αυτές που ισχύουν στη γειτονιά των μεταπτερυγίων καμπυλότητας, με αποτέλεσμα τα μεταπτερύγια να εκτελούν κινήσεις οι οποίες δεν ανταποκρίνονται στις συνθήκες που στην πραγματικότητα αυτά αντιμετωπίζουν.

Η Εικόνα 5.1 δείχνει το χάρτη ενός ανάντη πεδίου ανέμου σε μορφή δίσκου. Ο δίσκος είναι αρκετά μεγάλος ώστε να χωράει όλο το δρομέα της ανεμογεννήτριας. Κάθε σημείο που φαίνεται στο χάρτη αποτελείται από δύο συντεταγμένες  $(x, y)$  και 3 συνιστώσες ταχύτητας ανέμου ( $U_x, U_y, U_z$ ). Από όλα αυτά τα σημεία επιλέχθηκαν 5. Σκοπός είναι η σύγκριση των στιγμιαίων τιμών που παίρνουν σε μία 10λεπτη προσομοίωση η αξονική ταχύτητα ( $U_z$ ) (βλέπε Εικόνα 5.2) και η γωνία  $\gamma_{aw}$  ( $a_{\gamma_{aw}}$ ) (βλέπε Εικόνα 5.3) που έχουν αυτά τα σημεία. Η μέση τιμή της αξονικής

ταχύτητας είναι  $25 \text{ m/s}$ , ενώ η μέση τιμή της γωνίας yaw  $0^\circ$ . Η επιλογή των σημείων έγινε ως εξής. Το ένα σημείο είναι το κέντρο του δίσκου, το οποίο αντιπροσωπεύει το σημείο το οποίο διαβάζει το ανεμόμετρο πλήμνης. Τα άλλα 4 βρίσκονται στις 4 γωνίες του ορίζοντα και στο 75% της ακτινικής απόστασης, με αποτέλεσμα να αντιπροσωπεύουν τα σημεία από τα οποία περνάνε τα μεταπτερύγια καμπυλότητας όταν περνούν από τις αζιμουθιακές γωνίες των  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  και  $270^\circ$ .

Στις εικόνες βλέπουμε ότι όντως οι τιμές των 5 αυτών σημείων είναι αρκετά διαφορετικές μεταξύ τους. Το πρόβλημα αυτό λύνεται εν μέρει αν το εκάστοτε σήμα που μετρείται περνιέται πρώτα από ένα χαμηλοπερατό φίλτρο. Τα χαμηλοπερατά φίλτρα αποκόπτουν τα υψίσυχνα (και χαμηλής ενέργειας) σήματα της τύρβης με αποτέλεσμα αυτή η ανομοιομορφία να αμβλύνεται. Ωστόσο, όπως φαίνεται και στις Εικόνες 5.4 και 5.5, το πρόβλημα παραμένει.

Από την άλλη μεριά, από την ανάλυση που είχε προηγηθεί και συγκεκριμένα στην Εικόνα 4.4 και στον Πίνακα 4.1, φαίνεται ότι το IFCS μειώνει τα φορτία πολύ καλύτερα από το IFC σε ντετερμινιστικές καταστάσεις, όπου η ένταση της τύρβης είναι μηδενική. Αυτό σημαίνει ότι όσο η ένταση της τύρβης μειώνεται, τόσο πιο αποδοτικό γίνεται το IFCS έναντι του IFC. Πράγματι, όπως δείχνουν ο Πίνακας 5.3 και η Εικόνα 5.6, υπάρχει ένα επίπεδο για την ένταση της τύρβης κάτω από το οποίο το IFCS λειτουργεί πιο αποδοτικά από το IFC και πάνω από το οποίο συμβαίνει το αντίστροφο.

Μπορούμε επομένως να υποθέσουμε ότι για τις υπεράκτιες εφαρμογές, όπου τα επίπεδα τύρβης είναι γενικά χαμηλά, το IFCS είναι πιο κατάλληλο από το IFC.

## **Προτάσεις για μελλοντική έρευνα – Προσαρμοστικός Εξατομικευμένος Έλεγχος γωνίας Μεταπτερυγίων Καμπυλότητας με χρήση Ανεμόμετρου πλήμνης (Adaptive Individual Flap Control with Spinner anemometer – AIFCS)**

Το μεγάλο πρόβλημα του IFCS είναι ότι οι προκαθορισμένοι πίνακες ρυθμίζονται σε ντετερμινιστικά τρεξίματα, όπου το ανάντη πεδίο ανέμου είναι ομοιόμορφο επειδή η ένταση της τύρβης είναι μηδενική. Ωστόσο, χρησιμοποιούνται σε στοχαστικές εφαρμογές, όπου η ένταση της τύρβης δεν είναι αμελητέα, με αποτέλεσμα να προκαλούνται ανομοιομορφίες συνθηκών πάνω στο δρομέα. Το πρόβλημα αυτό λύνεται αν η αυτόματη ρύθμιση γίνει σε στοχαστικές συνθήκες.

Με τη χρήση της τεχνολογίας των Τεχνητών Νευρωνικών Δικτύων (Artificial Neural Network), το IFCS μπορεί να γίνει αυτορυθμιζόμενο και να παράγει από μόνο του τους προκαθορισμένους πίνακες με τους συντελεστές κίνησης κατά τη φάση της λειτουργίας του. Το AIFCS συνδυάζει τη λογική πρόβλεψης του IFCS με τη λογική ανάδρασης του IFC. Αρχικά λειτουργεί σαν συμβατικό IFC, χρησιμοποιώντας τη λογική της ανάδρασης και την τεχνολογία των Νευρωνικών Δικτύων, ώστε να μπορέσει να ρυθμιστεί και να φτιάξει προκαθορισμένους πίνακες οι οποίοι πλέον θα ανταποκρίνονται σε στοχαστικές συνθήκες. Κατόπιν λειτουργεί σαν IFCS, εκμεταλλευόμενο τα οφέλη της λογικής του ελέγχου με πρόβλεψη. Ταυτόχρονα, η λογική ανάδρασης μπορεί να συνεχίσει να δουλεύει στο παρασκήνιο, ούτως ώστε οι προκαθορισμένοι

πίνακες να προσαρμόζονται στις μεταβαλλόμενες ενδεχομένως συνθήκες λειτουργίας της ανεμογεννήτριας. Έτσι το AIFCS παραμένει βελτιώνεται και παραμένει συνεχώς αποδοτικό, ακόμα και όταν οι ανάντη συνθήκες διαφοροποιούνται.

Ένα επιπλέον πλεονέκτη του AIFCS είναι ότι μπορεί να εναλλάσσει τη λειτουργία του μεταξύ IFC και IFCS αναλόγως με το ποια από τις δύο μεθόδους ελέγχου συμπεριφέρεται καλύτερα στις εκάστοτε συνθήκες. Παραδείγματος χάρη, σε συνθήκες υψηλής έντασης τύρβης, όπου η ανάδραση υπερτερεί έναντι της πρόβλεψης, το AIFCS θα μπορούσε να λειτουργεί σαν IFC. Από την άλλη μεριά, όταν τα επίπεδα τύρβης πέφτουν ή σε καταστάσεις Idling, όπου γενικά το IFC δεν μπορεί να ανταποκριθεί καλά, να ενεργοποιείται η λογική της πρόβλεψης και το AIFCS να δουλεύει σαν IFCS.