Εθνικο Μετσοβιο Πολυτεχνειο

Διπλωματικη εργασια

Μείωση φορτίων πτερύγισης σε δρομείς ανεμογεννητριών, με χρήση μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας

Εξεταστική επιτροπή:

Δ. Μαθιουλάκης (Καθηγητής)
Σ. Βουτσινάς (Αν. Καθηγητής)
Β. Ριζιώτης (Λέκτορας, Επιβλέπων)

Φοιτητής:

Θ. Τσιάντας

28 Ιουλίου 2015

Ξέρω πολλούς καθηγητές. Τους δασκάλους μου όμως τους μετρώ στα δάχτυλα. Διότι ο δάσκαλος δεν προσφέρει απλώς γνώση. Προσφέρει συνάμα εφόδια έτι ουσιαστικότερα· σου μαθαίνει την υπομονή, τον τρόπο σκέψης, την αφοσίωση, πλάθοντας έτσι τον χαρακτήρα σου. Για αυτό και αισθάνομαι αληθινά τυχερός που έκλεισα τον προπτυχιακό κύκλο των σπουδών μου δίπλα στον κ. Ριζιώτη, που υπηρξε εξαρχής αυθεντικός δάσκαλος.

Φυσικά, τον ευχαριστώ βαθύτατα και ειλικρινά για τις γνώσεις που μου μετέδωσε, την ενέργεια και τον χρόνο που αφιέρωσε βοηθώντας με ουσιαστικά στην μελέτη και ολοκλρωση αυτής της δουλειάς. Κυρίως όμως τον ευχαριστώ για όλα εκείνα τα 'άλλα εφόδια', τα οποία κέρδιζα καθημερινά από την συναναστροφή μας. Και πρωτίστως, επειδή πίστεψε σε εμένα, πριν ακόμη ο ίδιος να πιστέψω στον εαυτό μου.

Αθήνα, 28 Ιουλίου 2015

Σύνοψη Εργασίας

Στην προσπάθεια αντιμετώπισης των ολοένα και αυξανόμενων ενεργειακών απαιτήσεων του πλανήτη μέσω βιώσιμων λύσεων, η αιολική ενέργεια κατέχει πρωταρχικό ρόλο. Οι σύγχρονες ανεμογεννήτριες (α/γ) με πύργο ύψους άνω των 100 μέτρων και διάμετρο δρομέα περί τα 180 μέτρα αποδίδουν ισχύ της τάξεως 5-10MW και έχουν διάρκεια ζωής περισσότερο από δύο δεκαετίες. Σε τέτοιες μηχανές, οι μετατοπίσεις στο ακροπτερύγιο κατά την λειτουργία υπό ονομαστικές στροφές ξεπερνούν το 10% της ακτίνας του πτερυγίου [6.1], αναπτύσσοντας έτσι έντονες ροπές στην ρίζα του και περιορίζοντας την διάρκεια ζωής της α/γ. Ως εκ τούτου σημαντικό κομμάτι της έρευνας στις μέρες μας προσανατολίζεται στην προσπάθεια μείωσης των αεροδυναμικών φορτίων των α/γ. Στο επίκεντρο αυτής της προσπάθειας βρίσκονται οι τεχνικές ενεργητικής μεταβολής του σχήματος των πτερυγίων (trailing edge flaps, smart materials).

Η εργασία αυτή αφορά την διερεύνηση της δυνατότητας μείωσης της ροπής πτερύγησης στην ρίζα των πτερυγίων με χρήση μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας (Μ.Μ.Κ.). Τα Μ.Μ.Κ. μεταβάλλουν τοπικά τους αεροδυναμικούς συντελεστές επηρεάζοντας έτσι την φόρτιση του πτερυγίου. Λόγω του περιορισμένου μήκους τους είναι σε θέση να επιδράσουν κυρίως σε φορτήσεις που προκύπτουν από ριπές ανέμου (απότομες μεταβολές της έντασης της ροής) οι οποίες παράγουν φορτία κοπώσεως.

Στην παρούσα εργασία ερευνήθηκε η επίδραση των εξής παραμέτρων στην δυνατότητα μείωσης των φορτίων μέσω Μ.Μ.Κ.: είδος χρησιμοποιούμενου φίλτρου, είδος σήματος εισόδου σε ελεγκτή, είδος ελέγχου, γεωμετρία μεταπτερυγίου (πλάτος, μήκος, θέση τοποθέτησης), ταχύτητα τυρβώδους ροής. Τα αποτελέσματα πρέκυψαν μέσω υπολογιστικών προσομειώσεων σε κώδικα που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π..

Ένα από τα βασικά κομμάτια της εργασίας ήταν η βελτίωση του αεροελαστικού κώδικα *hydroGast* ώστε να προσομοιώνεται η κίνηση μεταπτερυγίων σε αυθέρετη θέση. Για τον σκοπό αυτό, ενσωματώθηκε στον *hydroGast* ο κώδικας *FOILFS* του εργαστηρίου που αφορά την δισδιάσταση ανάλυση αεροτομών με Μ.Μ.Κ. μέσω της Θεωρίας Λεπτών Αεροτομών για μη μόνιμη ροή.

Τα αποτελέσματα είναι ενθαρρυντικά για την συνέχεια της έρευνας, υποδεικνύοντας ότι μια μείωση της τάξεως του 15-20% στα κοπωτικά φορτία είναι εφικτή με την σημερινή τεχνολογία.

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 100m and rotor diameter at 180m 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 blade's tip exceeds 10% of the turbine's radius [6.1]. Thus, modern research concentrates on an effort to reduce the aerodynamic loads induced on them. One of the most promising ways to achieve that is by utilizing shape morning techniques (leading & trailing edge flaps, smart materials) at the turbines' blades.

In this thesis, we assessed the capabilities of trailing edge flaps (T.E.F.) in reducing the flapping moment at the blade's root. T.E.F. change the aerodynamic coefficients in the region that they have been introduced, hence affecting the blade's loading condition. Nevertheless, because of their limited dimensions they cannot influence the mean value of the flapping moment; they mostly alleviate the fatigue loads that are produced by gasts (abrupt changes of the wind speed).

As part of this project we examined the influence of several parameters in the reduction capabilities of T.E.F., mainly: the kind of the elliptic filler (lowpass, bandpass, bandstop), the kind of the input signal (load, acceleration), the type of control, the flap geometry (spanwise length chordwise length, flap position) and the free stream velocity. Simulations were carried at N.T.U.A.'s in-house aeroelastic code *hydroGast*.

One of the pivotal parts of this thesis was complementing *hydroGast* so as to simulate the movement of an arbitrary part of the blade's airfoil at a random position (flap movement). To achieve that, *FOILFS*, an aerodynamic code developed at N.T.U.A.'s Laboratory of Aerodynamics was incorporated in *hydroGast*. *FOILFS* implements the Thin Airfoil Theory to analyze the influence of T.E.F. in 2D airfoils during unsteady flow conditions.

The results are much promising, indicating that this kind of active control should continue to be investigated in future as it shows great potential for commercial implementation. From the simulations carried out, it followed that an alleviation of 15-20% on the fatigue loads seems well feasible with today's technology.

Περίληψη

Η παρούσα εργασία διαρθρώνεται ως εξής:

Στο πρώτο κεφάλαιο περιγράφεται η βασική θεωρία που υλοποιεί ο κώδικας *hydroGast* του εργαστηρίου Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π.. Δίνεται έμφαση στην ποιοτική περιγραφή του κώδικα και παρουσιάζονται το ελαστικό και αεροδυναμικό μοντέλο στην πιο απλή μορφή τους.

Στο δεύτερο κεφάλαιο περιγράφεται η Θεωρία Λεπτών Αεροτομών για μη μόνιμη ροή την οποία υλοποιεί ο κώδικας *FOILFS* του εργαστηρίου. Καθώς αυτή αποτελεί την απλούστερη αεροδυναμική προσέγγιση της συμπεριφοράς αεροτομών σε μη μόνιμα πεδία, έγινε προσπάθεια αναλυτικής περιγραφής της και διατύπωσης των μαθηματικών εξισώσεων.

Ένα βασικό κομμάτι της εργασίας ήταν η ενοποίηση του *FOILFS* στον *hydroGast* έτσι ώστε να επιτευχθεί η προσομοίωση της κίνησης των μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας. Στο κεφάλαιο 3 παρουσιάζονται οι βασικότερες μετατροπές και παραδοχές που έγιναν ώστε να ενοποιηθούν οι δύο κώδικες. Επίσης, παρατέθηκαν σε κατάλληλα σημεία ορισμένα θέματα αεροδυναμικής φύσεως που σχετίζονται με την επίδραση της κίνησης των μεταπτερυγίων στην αεροδυναμική συμπεριφορά του συστήματος.

Το κεφάλαιο 4 αφορά το σύστημα ελέγχου και όλες τις συνιστώσες αυτού. Συγκεκριμένα περιγράφονται μαθηματικά και ποιοτικά: τα είδη ελέγχου που εξετάστηκαν, ο τρόπος που λειτουργούν οι αισθητήρες που καλούνται να μετρήσουν το σήμα ελέγχου, τα φίλτρα που χρησιμοποιήθηκαν και το σύστημα ελέγχου κλειστού και ανοιχτού βρόγχου που υλοποιήθηκαν.

Στο κεφάλαιο 5 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των βασικότερων και πιο επιτυχημένων προσομοιώσεων που έγιναν βάσει των χαρακτηριστικών της ροής (ταχύτητα ανέμου), της γεωμετρίας του(ων) μεταπτερυγίου(ων), του είδους ελέγχου και του φίλτρου που χρησιμοποιήθηκε.

Το κεφάλαιο 6 είναι μια περιληπτική έκθεση των βασικότερων συμπερασμάτων τα οποία προέκυψαν από τις προσομοιώσεις του κεφαλαίου 5.

Τέλος, στο κεφάλαιο 7 γίνονται μερικές προτάσεις για μελλοντική εργασία πάνω στο θέμα της μείωσης φορτίων με μεταπτερύγια. Οι προτάσεις αυτές αφορούν την βελτίωση του υπολογιστικού εργαλείου που χρησιμοποιήθηκε καθώς και ιδέες για περαιτέρω μελέτη.

Ακρωνύμια

Α/γ (α/γ)	Ανεμογεννήτρια
Θ.Δ.Ο.	Θεωρία Δίσκου Ορμής
Θ.Σ.Π.	Θεωρία Στοιχείων Πτερύγωσης
Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.	Θεωρία Δίσκου Ορμής και Στοιχείων Πτερύγωσης
Θ.Λ.Α.	Θεωρία Λεπτών Αεροτομών
Μ.Μ.Κ.	Μεταπτερύγια Μεταβλητής Καμπυλότητας
Ε.Ε.	Εξατομικευμένος Έλεγχος
Κ.Ε.	Κυκλικός Έλεγχος
Ε.Μ.Π.	Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

T.E.F.	Trailing edge flaps
I.C.	Individual control
C.C.	Cyclic control

Περιεχόμενα

Κεφάλαιο 1

Ο κώδικας *HydroGast*

1.1 Εισαγωγή

Ο κώδικας *hydroGast* είναι ένας αεροελαστικός κώδικας που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π.. Εκτελεί την αεροελαστική προσομοίωση υπεράκτιων ανεμογεννητριών υπο διάφορες συνθήκες ροής (κλίση ανέμου, οριακό στρώμα ανέμου, κ.λπ.). Ο κώδικας αποτελείται βασικά από το αεροδυναμικό και το ελαστικό μοντέλο, τα οποία θα εξηγηθούν περιληπτικά παρακάτω.

1. Το Αεροδυναμικό μοντέλο

   Όσον αφορά την αεροδυναμική ανάλυση, χρησιμοποιείται η Θεωρία του Δίσκου Ορμής σε συνδιασμό με την Θεωρία Στοιχείων Πτερύγωσης Θ.Δ.Ο. & Σ.Π. (Blade Element Momentum - B.E.M.). Επίσης χρησιμοποιείται και η μέθοδος ONERA ώστε να μπορεί να μοντελοποιηθεί και κατάσταση της αποκολλημένης ροής (λ.χ. στην περίπτωση που η ανεμογεννήτρια είναι σταματημένη και η ταχύτητα ανέμου πολύ μεγάλη οπότε έχουμε και μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης). Εφόσον η μέθοδος ONERA μπορεί να εφαρμοστεί μόνο σε δισδιάστατες ροές και η εφαρμογή της Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.απαιτεί την διακριτοποίηση της πτέρυγας σε στοιχεία, οι δύο θεωρίες συνεργάζονται ιδανικά, υπο την προϋπόθεση ότι η διακριτοποίηση που κάνουμε είναι αρκετά πυκνή (πολλά στοιχεία) ώστε να θεωρήσουμε προσεγγιστικά τα στοιχεία που προκύπτουν ως αεροτομές [5.2]. Στον κώδικα *hydroGast* η διακριτοποίηση ακολουθεί γεωμετρική πρόοδο έτσι ώστε όσο πλησιάζουμε στην άκρη του πτερυγίου (όπου και τα φορτία είναι σηματικότερα) το πλέγμα είναι πυκνότερο, και συνεπώς το μοντέλο ONERA είναι επαρκώς ακριβές στην περιοχή εκείνη. Στην παρούσα εργασία εντάξαμε μεταπτερύγια μεταβλητής καμπυλότητας τα οποία μπορούν να τοποθετηθούν σε όποια θέση επιθυμούμε κατά μήκος του πτερυγίου κατά την διάρκεια της προσομοίωσης, και αυτό κατέστησε την διακριτοποίηση μέσω γεωμετρικής προόδου αρκετά περίπλοκη. Για αυτό και στην περίπτωση που υπάρχουν μετατπερύγια μεταβλητής καμπυλότητας η τμηματοποίση δεν γίνεται βάσει προόδου αλλά με κρητήριο να υπάρχει ακέραιος αριθμός στοιχείων στο τμήμα του μεταπτερυγίου (αναλυτική περιγραφή αυτής της μετατροπής γίνεται στο κεφάλαιο 3). Υποθέσαμε, συνεπώς, ότι εφόσον επιλέξουμε να χωρίσουμε το πτερύγιο σε επαρκή αριθμό στοιχείων, η θεώρηση καθενός από αυτά ως αεροτομή είναι επιτρεπτή. Στην συνέχεια του παρόντος κεφαλαίου γίνεται μια περίληψη της Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.κατι του μοντέλου ONERA.

2. Το ελαστικό μοντέλο

   Όλα τα ελαστικά σώματα της προσομοιούμενης ανεμογεννήτριας θεωρούνται ως γραμμικές (πρώτης τάξεως) δοκοί [5.2]. Ο κώδικας υλοποιεί την θεωρία δοκών κατά Timoshenko. Όπως και με την κατά Euler θεωρία έτσι και εδώ γίνεται η θεώρηση ότι μια διατομή της δοκού παραμένει επίπεδη μετά την παραμόρφωση. Η διαφορά των δύο θεωρίων είναι ότι η κατά Euler δέχεται πως η διατομή αυτή είναι κάθετη στον ελαστικό άξονα της δοκού ενώ η κατά Timoshenko δέχεται πως μπορεί να έχει κλίση (λαμβάνει λοιπόν υποψιν και τις διατμητικές τάσεις που εμφανίζονται κατά την κάμψη). Παρόλο που η κατά Timoshenko θεώρηση είναι πιο γενική, εντούτοις, δεν είναι και πιο ακριβής πάντα. Στην πράξη, για λεπτές και μεγάλου μήκους δοκούς, η θεωρία του Euler έχει αποδειχθεί πιο ακριβής καθώς δεν επηρεάζεται από το φαινόμενο του shear locking. Στο φαινόμενο αυτό τα πεπερασμένα στοιχεία δεν μοντελοποιούν αρκετά καλά την καμπυλότητα της δοκού και εισάγουν διατμιτικές τάσεις οι οποίες οδηγούν στην ισορροπία του πεπερασμένου στοιχείου υπο μικρότερες μετατοπίσεις. Εμφανίζονται δηλαδή τα πεπερασμένα στοιχεία με μεγαλύτερη δυσκαμψία από αυτή που τους αντιστοιχεί. Αυτό γίνεται να ξεπεραστεί μόνο χρησιμοποιώντας πιο ακριβή πεπερασμένα στοιχεία (λ.χ. στοιχεία με ενδιάμεσους κόμβους).Στο δεύτερο μέρος του κεφαλαίου αυτού παρουσιάζεται μια περίληψη της θεωρίας κατά Timoshenko και γίνεται μια αναφορά στην μέθοδο πολλαπλών σωμάτων (multi-body approach) με την οποία συνδυάζεται η μέθοδος αυτή στον κώδικα.

1.2 Το αεροδυναμικό μοντέλο

1.2.1 Περίληψη

Στο σημείο αυτό γίνεται μια περιληπτική αναφορά την Θεωρία των Στοιχείων Ορμής. Αρχικά, περιγράφεται η Θεωρία του Δίσκου Ορμής (Θ.Δ.Ο.) και η Θεωρία των Στοιχείων Πτερύγωσης (Θ.Σ.Π.) οι οποίες σε συνδυασμό αποτελούν την Θ.Σ.Ο..

Στην Θ.Δ.Ο. χρησιμοποιούνται οι βασικές εξισώσεις διατήρησης (συνέχεια, ορμή) για να περιγράψουν την μεταβολή της πίεσης και της ταχύτητας ανάτνι και κατάντι της ανεμογεννήτριας. Ο υπολογισμός αυτός παρέχει μια εκτίμηση για την ώση και την ροπή που αναπτύσσονται στην ανεμογεννήτρια υπο συγκεκριμένες αρεοδυναμικές συνθήκες. Αντιστοίχως, η Θ.Σ.Π. υπολογίζει τις ίδιες ποσόστητες (ώση και ροπή) συναρτήσει διαφορετικών παραμέτρων (κυρίως γεωμετρικών παραμέτρων της αεροτομής). Έτσι, απαιτώντας την ισοδυναμία των εξισώσεων που παράγονται από τις δύο διαφορετικές θεωρίες και μέσω μιας επαναληπτικής μεθόδου μπορούμε να προσδιορίσουμε τα επαγώμενα αεροδυναμικά φορτία σε κάθε χρονικό βήμα.

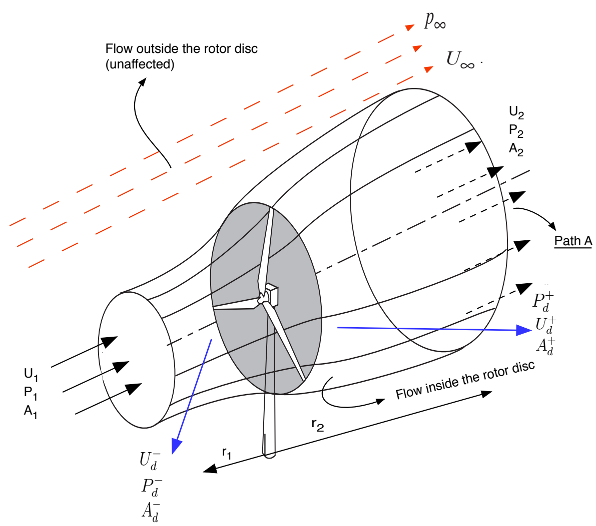
Αφού παρουσιαστεί το θεωρητικό κομμάτι της Θ.Σ.Ο., γίνεται μια νύξη για την αδυναμία της μεθόδου αυτής να προσομοιώσει μεταπτερύγια μεταβλητής καμπυλότητας. Γίνεται μια αναφορά στις απαιτήσεις που υπάρχουν κατά την προσομοίωση των μεταπτερυγίων που δεν μπορούσε να καλύψει η Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.και στον τρόπο που αντιμετωπίσαμε το πρόβλημα στην εργασία αυτή.

Τέλος, παρουσιάζεται (κυρίως ποιοτικά) η μέθοδος ONERA που χρησιμοποιείται από τον κώδικα.

1.2.2 Θεωρία Δίσκου Ορμής

Το κύριο σκεπτικό πάνω στο οποίο βασίζεται η Θ.Δ.Ο. είναι ότι καθώς ο αέρας διέρχεται από την ανεμογεννήτρια, επιβραδύνεται χάνοντας ορισμένη από την κινητική του ενέργεια η οποία εντέλει παράγει την ηλεκτρική ενέργεια στην ανεμογεννήτρια. Συγκεκριμένα, η μεταβολή της ταχύτητας του αέρα δημιουργεί διαφορά πίεσης μεταξύ των επιφανειών του πτερυγίου, προκαλλώντας την περιστροφική κίνηση του δρομέα που μετατρέπεται σε ηλεκτρική ενέργεια στην γεννήτρια.

Ξεκινάμε θεωρώντας μια ιδανική διεργασία, δηλαδή πόση ενέργεια θα μπορούσαμε να συλλέξουμε υπο ιδανικές συνθήκες (αν δεν υπήρχαν απώλειες ενέργειας, λ.χ. θερμότητα, παραγωγή θορύβου, συνεκτικά φαινόμενα κ.λπ.). Η



Σχήμα 1.1: Θεωρία Δίσκου Ορμής: Μοντέλο (από αναφορά [2.2]).

κύρια παραδοχή που γίνεται είναι ότι η μάζα αέρα που διέρχεται από τον δίσκο ορμής (σχήμα 1.1) δεν επηρεάζεται από την μάζα αέρα που βρίσκεται εκτός του δίσκου. Συνεπώς, η μάζα αέρα εκατέρωθεν του δίσκου είναι ίδια, που συνεπάγεται ότι κατάντι του δίσκου η ταχύτητα ελαττώνεται και άρα η επιφάνεια του δίσκου πρέπει να αυξάνεται.

Η μεταβολή της πίεσης και της ταχύτητας καθώς ο αέρας περνάει διαμέσω του δίσκου πρέπει να είναι ομαλή και συνεχής. Επομένως, το ρευστό πρέπει να επιβραδύνεται σταδιακά καθώς απομακρύνεται από την ανεμογεννήτρια. Αυτό φαίνεται και στο σχήμα 1.1. Τέλος, μακριά από την ανεμογεννήτρια, το ρευστό ανακτά την στατική πίεση και η ταχύτητα επανέρχεται στα επίπεδα της ροής. Αυτό, συνεπάγεται ότι μακριά από την ανεμογεννήτρια οι διαταραχές πίεσης και ταχύτητας λόγω αυτής είναι αμελητέες. Οπότε, βάσει του σχήματος 1.1 έχουμε:

$$\begin{aligned}
\vec{U_1} &= \vec{U_\infty} \qquad \& \qquad P_1 = P_\infty \qquad\qquad r_1 \longrightarrow \infty \\
\vec{U_2} &= \vec{U_\infty} \qquad \& \qquad P_2 = P_\infty \qquad\qquad r_2 \longrightarrow \infty
\end{aligned}$$

Σύμφωνα με την αρχή διατήρησης της μάζας στον δίσκο έχουμε:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho \mathrm{d}V = -\oint_S \rho\vec{U}\cdot\vec{n}\mathrm{d}S \Longleftrightarrow \frac{\partial\rho}{\partial t}\int_V \mathrm{d}V = -\oint_S \rho\vec{U}\cdot\vec{n}\mathrm{d}S \Longleftrightarrow \\ \rho U_1 A_1 = \rho U_2 A_2 = \rho U_d^+ A_d + = \rho U_d^- A_d - = \rho U_d A_d = \rho U_\infty A_\infty\end{aligned} \tag{1.1}$$

όπου $\vec{n}$ το κάθετο διάνυσμα σε κάθε μια από τις επιφάνειες από τις οποίες αποτελείται η επιφάνεια ελέγχου "S", και επιπροσθέτως θεωρήσαμε ότι δεν υπάρχει μεταβολή ταχύτητας επάνω στον δίσκο, δηλαδή: $U_d^- = U_d^+ = U_d, A_d^- = A_d^+ = A_d$.

Εφαρμόζοντας τώρα την αρχή διατήρησης της ορμής:

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho\vec{U}\mathrm{d}V + \int_S \rho\vec{U}(\vec{U}\vec{n})\mathrm{d}S = \int_V \rho\vec{g}\mathrm{d}V + \int_S \bar{t}\mathrm{d}S - \vec{K}$$

Στην ανωτέρω εξίσωση, το διάνυσμα $-\vec{K}$ παριστάνει τις εξωτερικές δυνάμεις που προκαλούνται από την μεταβολή της ορμής, οπότε $K = (K_X, K_Y, K_Z)$ και στην περίπτωσή μας $K_X = T$ είναι η ώση στην κατεύθυνση A (σχήμα 1.1 σελίδα 5). Επιπλέον, $\bar{t}$ είναι ο τανυστής των τάσεων και $\vec{g}$ το δυάνυσμα της επιτάχυνσης της βαρύτητας. Στην παρούσα ανάλυση, οι δύο αυτοί όροι αμελούνται ως πολύ μικροί (θεωρούμε μη συνεκτική ροή και η επιτάχυνση της βαρύτητας συνεισφέρει ελάχιστα στην ώση στην κατεύθυνση A). Οπότε εφαρμόζοντας την ανωτέρω εξίσωση και θεωρώντας σταθερές συνθήκες ροής ($\frac{\partial\vec{U}}{\partial t} = 0$):

$$\begin{aligned}\int_V \frac{\partial\rho}{\partial t}\vec{U}\mathrm{d}V + \int_V \frac{\partial\vec{U}}{\partial t}\rho\mathrm{d}V + \int_S \rho\vec{U}(\vec{U}\vec{n})\mathrm{d}S = -T \Longleftrightarrow \\ 0 + \int_S \rho\vec{U}(\vec{U}\vec{n})\mathrm{d}S = -T \Longleftrightarrow -\rho U_1^2 A_1 + \rho U_2^2 A_2 = -T\end{aligned} \tag{1.2}$$

Συνδυάζοντας τις εξισώσεις 1.1 και 1.2 έχουμε:

$$T = \rho U_d A_d (U_1 - U_2) \tag{1.3}$$

Τέλος, εφόσον δεν παράγεται έργο προτού το ρευστό φτάσει στην ανεμογεννήτρια όπως και αφού περάσει από αυτήν, μπορούμε να εφαρμόσουμε το θεώρημα Bernoulli ακριβώς πριν και μετά την ανεμογεννήτρια και έτσι να υπολογίσουμε την διαφορά πίεσης που παράγει η ανεμογεννήτρια:

$$\begin{aligned}\Delta P = P_d^- - P_d^+ &= (P_1 + \rho\frac{U_1^2}{2} - \rho\frac{U_d^-}{2}) - (P_2 + \rho\frac{U_2^2}{2} - \rho\frac{U_d^+}{2}) \\ &= \frac{\rho}{2}(U_1 - U_2)(U_1 + U_2) + (P_2 - P_1)\end{aligned} \tag{1.4}$$

Υπό την υπόθεση ότι $P_1 = P_2 \approx P_\infty$ και εφόσον $\Delta P = T/A_d$, από τις εξισώσεις 1.3, 1.4 λαμβάνουμε:

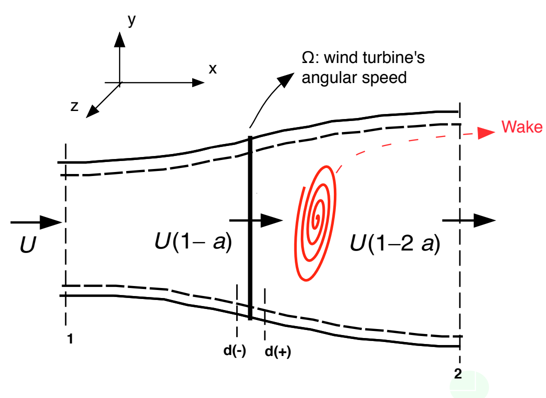
$$U_d = \frac{U_1 + U_2}{2} \tag{1.5}$$

Τέλος, εισάγουμε τον συντελεστή αξονικής επαγωγής 'α' ο οποίος εκφράζει την μεταβολή της αξονικής ταχύτητας στην διαδρομή Α:

$$a = \frac{U_1 - U_2}{U_1} \qquad U_d = U_1(1-a) \qquad U_2 = U_1(1-2a) \tag{1.6}$$

Μέχρι τώρα δεν έχει γίνει κάποια αναφορά σχετικά με την περιστροφική κίνηση της ανεμογεννήτριας. Η ώση που μόλις υπολογίστηκε όμως δεν σχετίζεται με το έργο που παράγεται από την ανεμογεννήτρια. Αυτό είναι το αποτέλεσμα της περιστροφικής κίνησης των πτερυγίων, ή ισοδυνάμως, της μεταβολής της στροφορμής του ρευστού ανάντι και κατάντι της ανεμογεννήτριας. Συγκεκριμένα, εφόσον η ανεμογεννήτρια περιστρέφεται γύρω από έναν άξονα και παράγει ροπή η οποία μεταβιβάζεται στην γεννήτρια, μια ίσου μεγέθους αλλά αντίθετης κατεύθυνσης ροπή πρέπει να ασκείται στα μόρια του ρευστού. Με άλλα λόγια, παρόλο που η στροφορμή του ρευστού είναι μηδέν ανάντι της ανεμογεννήτριας (η ροή φτάνει στον ρότορα χωρίς γωνιακή ταχύτητα), εντούτοις στην διατομή A_d^+ έχει αποκτήσει μια περιστροφική ταχύτητα και άρα μια στροφορμή η οποία ευθύνεται για τον επαγώμενο ομόρρου κατάντι της ανεμογεννήτριας. Όπως θα φανεί στην συνέχεια, η μεταβολή αυτή της στροφορμής (ή αντιστοίχως της περιφερειακής ταχύτητας) εκφράζεται με έναν συντελεστή περιφερειακής επαγωγής, όπως ακριβώς η μεταβολή στην αξονική ταχύτητα εκφράστηκε από τον συντελεστή αξονικής επαγωγής.

Επειδή μια απότομη μεταβολή στην περιφερειακή ταχύτητα του ρευστού δεν είναι δυνατόν να συμβεί ακαριαία, η επιτάχυνση αυτής της συνιστώσας της ταχύτητας λαμβάνει χώρα ομαλά. Επομένως, η περιφερειακή ταχύτητα του ρευστού αυξάνεται σταδιακά μέχρις ότου το ρευστό διέλθει από την ανεμογεννήτρια,



Σχήμα 1.2: Ομόρρους κατάντι της ανεμογεννήτριας (από αναφορά [2.2]).

που συνεπάγεται ότι οι συντελεστές επαγωγής όπως και η πίεση είναι συναρτήσεις της ακτίνας από τον άξονα περιστροφής. Έτσι, στο τυχαίο σημείο "r" του δίσκου, η αύξηση στην ροπή του ρότορα οδηγεί στην αύξηση της περιφερειακής ταχύτητας του ρευστού ενώ στο ίδιο σημείο, η αύξηση στην ώση οδηγεί στην μείωση της αξονικής ταχύτητάς του.

Βάσει του σχήματος 1.2 μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι στο σημείο (d^{-}) ακριβώς πριν τον δίσκο η περιφερειακή ταχύτητα του ρευστού είναι μηδέν όπως έχει αναφερθεί ήδη. Επιπλέον, στο σημείο (d^{+}) (ακριβώς μετά τον δίσκο) και σε ακτίνα "r" η περιφερειακή ταχύτητα του ρευστού θα είναι 'ω'. Έτσι, η z-συνιστώσα της ταχύτητας του ρευστού στο σημείο (d^{+}, r) θα είναι $V_z^{(2)} = \omega r$. Μια βασική παραδοχή της Θ.Δ.Ο. είναι ότι εφόσον ανάντι της ανεμογεννήτριας έχουμε $V_z^{(1)} = 0$ ενώ κατάντι έχοτυμε $V_z^{(2)} = \omega r$, τότε επάνω στον δίσκο ορμής η ταχύτητα θα έχει την μέση τιμή, δηλαδή: $V_z^{d} = \frac{\omega r}{2}$.

Προκειμένου να εκφράσουμε την μεταβολή της περιφερειακής συνιστώσας της ταχύτητας, εισάγουμε την αδιάστατη ποσότητα του συντελεστή περιφερειακής επαγωγής:

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \tag{1.7}$$

όπου ω είναι η περιστροφική ταχύτητα του ρευστού στο σημείο "r" επάνω στον δίσκο και Ω είναι η περιστροφική ταχύτητα της ανεμογεννήτριας. Αυτό σημαίνει ότι στο σημείο "r" επάνω στην ανεμογεννήτρια το ρευστό έχει περιστροφική ταχύτητα που αποτελείται από δύο μέρη:

1. $(\Omega r\ )$ λόγω της περιστροφικής ταχύτητας της ανεμογεννήτριας Ω , και
2. $(\omega \frac{r}{2})$ λόγω της ταχύτητας ω όπως εξηγήθηκε παραπάνω.

οπότε η συνολική περιστροφική ταχύτητα του ρευστού θα είναι:

$$V_\theta = \Omega r + \omega \frac{r}{2} = \Omega r(1 + a') \tag{1.8}$$

Εφαρμόζουμε τώρα την αρχή διατήρησης της στροφορμής μεταξύ των σημείων (d^-),(d^+) και σε ακτίνα "r" έχουμε:

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho(\vec{r} \times \vec{U})\mathrm{d}V + \int_S \rho(\vec{r} \times \vec{U})(\vec{U}\vec{n})\mathrm{d}S \approx -\vec{M} \Longleftrightarrow$$
$$\rho(\vec{r} \times \vec{U})(\vec{U}\vec{n})\mathrm{d}S \approx -d\vec{M}$$

Στο σημείο d^- το ρευστό δεν έχει περιφερειακή ταχύτητα συνεπώς $(\vec{r} \times \vec{U})^{(-)} = 0$ και άρα λαμβάνουμε:

$$\rho \omega r^2 U_d 2\pi r dr = dM \tag{1.9}$$

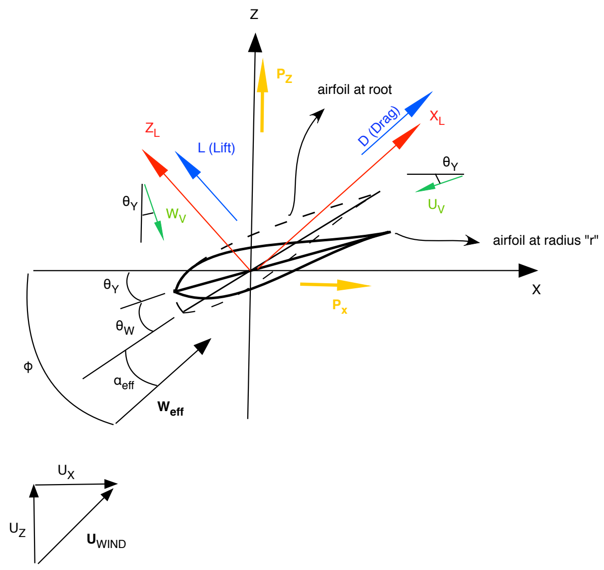
Από τις έξισώσεις 1.6, 1.9, έχουμε:

$$dM = 4\Omega a'(1 - a)U_1 \rho \pi r^3 dr \tag{1.10}$$

Και αν γράψουμε την εξίσωση 1.3 για την απειροστή ώση ως συνάρτηση των συντελεστών επαγωγής:

$$dT = \rho U_1^2 4a(1 - a)\pi r dr \tag{1.11}$$

Οι εξισώσεις 1.10 και 1.11 είναι το αποτέλεσμα της Θεωρίας του Δίσκου Ορμής. Αυτές θα συνδυαστούν με τις αντίστοιχες που θα προκύψουν από την Θεωρία των Στοιχείων Πτερύγωσης για να δώσουν την αεροδυναμική λύση του προβλήματος.



Σχήμα 1.3: Τυπικό στοιχεία (αεροτομή) της Θ.Σ.Π..

1.2.3 Θεωρία των Στοίχειων Πτερύγωσης

Στην θεωρία αυτήν εκφράζουμε τα αεροδυναμικά φορτία που παράγονται στην αεροτομή, όχι μόνο βάσει των συνθηκών ροής όπως προηγουμένως, αλλά και συναρτήσει των γεωμετρικών χαρακτηριστικών της αεροτομής. Τα χαρακτηριστικά αυτά (κατανομή χορδής, συστροφής, καμπύλες C_L-α, C_D-α) θεωρούνται γνωστά. Καθότι η θεωρία αυτή εφαρμόζεται μόνο σε αεροτομές, θα πρέπει η διαμέριση που κάνουμε στην πτέρυγα να είναι αρκετά πυκνή ώστε η παραδοχή αυτή να πληρείται. Με άλλα λόγια, το μήκος των στοιχείων θα πρέπει να είναι αρκετά μικρό σε σχέση με το ολικό μήκος της πτέρυγας ώστε να μπορούμε να τα θεωρήσουμε αεροτομές. Είναι σημαντικό να τονιστεί ότι η θεωρία αυτή αντιμετωπίζει την κάθε αεροτομή (το κάθε στοιχείο) χωριστά από τα υπολοιπα, συνεπώς δεν λαμβάνει υποψιν την επίδραση του κάθε στοιχείου στα γειτονικά του.

Προκειμένου να βρούμε μια έκφραση για την απειροστή ώση και ροπή όπως και προηγουμένως θεωρούμε μια αεροτομή όπως αυτή του σχήματος 1.3.

Εξετάζοντας το σχήμα αυτό μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι θ_Y είναι η γωνία βήματος του πτερυγίου στην συγκεκριμένη θέση που εξετάζουμε, ενώ η θ_W εκφράζει την συστροφή του πτερυγίου. Πρέπει να δοθεί ιδιαίτερη προσοχή στο ότι η γωνία θ_Y περιέχει και την ελαστική στροφή που έχει προκύψει από το ελαστικό μοντέλο (στο προηγούμενο βήμα). Ας ορίσουμε την ταχύτητα που πλησιάζει στην αεροτομή ως:

$$U_x^{tot} = U_X + W_V \sin(\theta_Y) - U_V \cos\theta_Y \tag{1.12}$$

$$U_z^{tot} = U_Z - W_V \cos(\theta_Y) - U_V \sin\theta_Y \tag{1.13}$$

όπου $-W_V$ και $-U_V$ είναι οι χρονικές παράγωγοι των μετατοπίσεων κατά τις διευθύνσεις 'Z' και 'X' αντίστοιχα και που παράγουν τις συνιστώσες ταχύτητας W_V, U_V στην αεροτομή. Εφόσον στην αεροτομή πλησιάζει ταχύτητα (U_x^{tot}, U_z^{tot}), η συνιστώσα U_z^{tot} ισοδυναμεί με την U_1 της προηγούμενης ανάλυσης ενώ η U_x^{tot} θα είναι η Ωr. Αυτό σημαίνει ότι η ταχύτητα με την οποία το ρευστό φτάνει στην αεροτομή δεν είναι η (U_x^{tot}, U_z^{tot}) αλλά η (W_{effx}, W_{effz}), όπου $W_{effx} = U_x^{tot}(1-a)$ και $W_{effz} = U_z^{tot}(1+a')$. Έπειτα από αυτές τις διαπιστώσεις, μπορούμε να εξάγουμε τις εξής εξισώσεις:

$$W_{eff} = \sqrt{W_{effx}^2 + W_{effz}^2} \tag{1.14}$$

$$\alpha_{eff} = \phi - \theta_Y - \theta_W \tag{1.15}$$

$$\phi = \arctan\frac{(1-a)W_{effx}}{(1+a')W_{effz}} \tag{1.16}$$

Είναι φανερό ότι $P_Z = dT^B$, δηλαδή η συνιστώσα της δύναμης 'P_Z' του κάθε στοιχείου συνεισφέρει στην συνολική ορμή dT κατά dT^B. Αν λοιπόν η ανεμογεννήτρια έχει 'B' πτερύγια, τότε $B \cdot P_Z = dT$. Αντίστοιχα, $B \cdot r \cdot P_X = dM$ όπου 'r' η ακτινική θέση της αεροτομής. Από το σχήμα 1.3 μπορούμε να υπολογίσουμε τις P_X και P_Z ως:

$$P_Z = L\cos\phi + D\sin\phi = \frac{\rho}{2}W_{eff}^2(\cos\phi C_L + \sin\phi C_D)cdr$$

$$P_X = L\sin\phi - D\cos\phi = \frac{\rho}{2}W_{eff}^2(\sin\phi C_L - \cos\phi C_D)cdr$$

Οπότε για 'B''πτερύγια:

$$dT = B\frac{\rho}{2}W_{eff}^2(\cos\phi C_L + \sin\phi C_D)cdr \tag{1.17}$$

$$dM = B\frac{\rho}{2}W_{eff}^2(\sin\phi C_L - \cos\phi C_D)crdr \tag{1.18}$$

Έχοντας προσδιορίσει την ροπή και την ώση ως συναρτήσεις της γεωμετρίας του πτερυγίου (που αντιπροσωπεύεται κυρίως από τα θ_Y, C_L, C_D) η Θεωρία των στοιχείων πτερύγωσης έχει ολοκληρωθεί. Συνδυάζοντάς την τώρα με την Θ.Δ.Ο. έχουμε την Θεωρία Στοιχείων Ορμής που χρησιμποιείται από τον κώδικα *hydroGast*.

1.2.4 Θεωρία Στοιχείων Ορμής

Η βασική διαδικασία μέσω της οποίας υλοποιείται η θεωρία συνοψίζεται στα παρακάτω πέντε βήματα:

- Υποθέτουμε δύο αρχικές τιμές για τους συντελεστές επαγωγής α, α΄.
- Με χρήση της εξίσωσης 1.16 υπολογίζουμε την τοπική γωνία ϕ. Οι ταχύτητες παραμόρφωσης για το χρονικό βήμα που εξετάζουμε έχουν ήδη προκείψει από το ελαστικό μοντέλο (βλ. παρακάτω υποκεφάλαιο) ενώ οι συνθήκες ροής είναι γνωστές.
- Μέσω της 1.15 προσδιορίζουμε την φαινόμενη γωνία πρόσπτωσης, α_{eff}, και υπολογίζουμε τις σταθερές άνωσης και αντίστασης C_L, C_D. Αυτό είναι το σημείο στο οποίο απαιτείται η γνώση της γεωμετρίας των πτερυγίων που εκφράζεται μέσω των καμπυλών C_L, C_D. Ο κώδικας δέχεται σαν δεδομένα αυτές τις καμπύλες οι οποίες αναπαριστούν την γεωμετρία του κάθε στοιχείου. Στην παρούσα εργασία, με την εισαγωγή των μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας σε διάφορες θέσεις κατά μήκος του κάθε πτερυγίου, μπορούμε να αλλάζουμε τοπικά την γεωμτερία των αεροτομών - στοιχείων. Επομένως, τα δεδομένα μας δεν είναι απλώς οι καμπύλες $C_L - \alpha$ και $C_D - \alpha$ για κάθε αεροτομή, αλλά οι καμπύλες $C_L - \alpha$ και $C_D - \alpha$ για κάθε αεροτομή και για έναν πεπερασμένο αριθμό γωνιών μεταπτερυγίου. Αυτή η απαίτηση και το πως καλύφθηκε στον κώδικα εξηγείται αναλυτικά στο κεφάλαιο 3.
- Με χρήση των εξισώσεων 1.17 και 1.18 προσδιορίζουμε την ώση και την ροπή που παράγεται από όλα τα πτερύγια στο διάστημα dr.
- Με χρήση των εξισώσεων 1.11 και 1.10 προσδιορίζουμε τους συντελεστές περιφερειακής και αξονικής επαγωγής. Επαναλαμβάνουμε έπειτα την διαδικασία μέχρι την επίτευξη σύγκλισης.

Στο τέλος αυτής της διαδικασίας έχουμε προσδιορίσει τα αεροδυναμικά φορτία (εξωτερικά φορτία) που ασκούνται στην αεροτομή. Αυτά είναι η κάθετη και η εφαπτομενική συνιστώσα που ασκούνται στο στοιχείο, όπως επίσης και η ροπή συστροφής (pitching moment). Αυτά τα φορτία λαμβάνει έπειτα το ελαστικό μοντέλο του κώδικα το οποίο υπολογίζει τις μετακινήσεις που προκύπτουν λόγω της αεροδυναμικής φόρτισης. Οι μετακινήσειςαυτές και οι παράγωγοί τους, χρησιμοπούνται στην συνέχεια ξανά στο αεροδυναμικό μοντέλο (Θ.Σ.Ο.) για να υπολογιστούν τα νέα φορτία που παράγονται εξαιτίας αυτών και των συνθηκών ροής. Αυτή η διαδικασία ακολουθείται κατά την προσομοίωση.

1.2.5 Αδυναμία προσομοίωσης κινούμενων μεταπτερυγίων μέσω κλασσικής Θ.Σ.Ο.

Η Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.είναι ένα χρήσιμο εργαλείο για αεροδυναμικούς υπολογισμούς αεροελαστικών προβλημάτων, καθώς είναι αρκετά ακριβής στον προσδιορισμό των αεροδυναμικών φορτίων, με μικρό σχετικά υπολογιστικό κόστος. Το βασικό πρόβλημά της όμως είναι ότι απαιτεί την γνώση των συντελεστών άνωσης και αντίστασης που συνήθως γίνεται με χρήση καμπύλων από πειραματικά δεδομένα.

Θα μπορούσαμε, λοιπόν, να χρησιμοποιήσουμε καμπύλες $C_L-\alpha$, $C_D-\alpha$ που να αντιστοιχούν σε μεγάλο εύρος γωνιών του μεταπτερυγίου για τις αεροτομές που χρησιμοποιούν τα μεταπτερύγια. Έπειτα, μέσω παρεμβολής θα μπορούσαμε να βρούμε τον συντελεστή άνωσης και αντίστασης για κάθε πιθανή γωνία μεταπτερυγίου θα μπορούσε να απαιτήσει ο ελεγκτής μας (υπο την προϋπόθεση βέβαια ότι αυτή ανήκει εντός του διαστήματος των γωνιών για το οποίο έχουμε δεδομένα $C_L-\alpha$, $C_D-\alpha$). Είναι δύσκολο όμως να γνωρίζουμε όλα αυτά τα δεδομένα και μάλιστα για πολλά είδη αεροτομών τα οποία ενδέχεται να είναι απαρτίζουν μέρος ακροπτερυγίου. Επιπροσθέτως, οι ελαστικές παραμορφώσεις που προκαλούνται στο στοιχείο επηρεάζουν σίγουρα την αεροδυναμική και είναι αδύνατο να έχουμε την πληροφορία αυτής της επιρροής σε καμπύλες καθώς οι δυνατές παραμορφώσεις είναι άπειρες. Ωστόσο, μιας και επιθυμούμε με τα μεταπτερύγια να μειώσουμε τα φορτία που ασκούνται στην ανεμογεννήτρια, η πληροφορία αυτή (μεταβολή συντελεστών άνωσης και αντίστασης όχι μόνο λόγω κίνησης του μεταπτερυγίου αλλά και λόγω της μεταβολής της γεωμετρίας της αεροτομής εξαιτίας των ελαστικών παραμορφώσεων) είναι ιδιαίτερα σημαντική. Με άλλα λόγια, επιθυμούμε στα σημεία με μεταπτερύγιο υψηλή ακρίβεια προσδιορισμού των συντελεστών άνωσης και αντίστασης, την οποία δεν γίνεται να λάβουμε από έτοιμες καμπύλες.

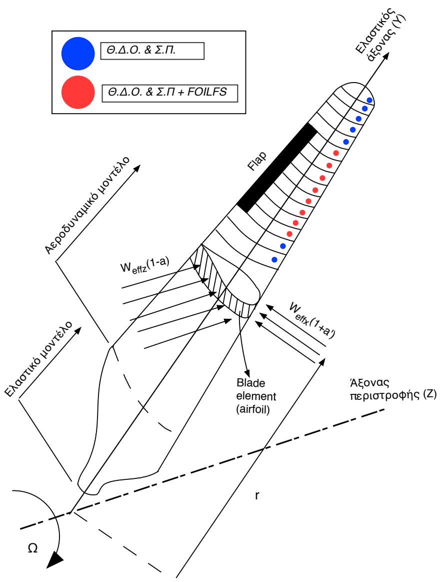
Όταν προσομοιάζουμε κινούμενα μεταπτερύγια, υπάρχουν τέσσερα κύρια σημεία τα οποία πρέπει να ληφθούν υποψιν στην ανάλυσή μας ώστε να έχουμε αποτελέσματα με ικανοποιητική ακρίβεια [4.3]:

1. Η αλλαγή της γεωμετρίας σε κάθε χρονικό βήμα.
2. Η επίδραση στην δυναμική που προκύπτει από την κίνηση του μεταπτερυγίου (pitching moment of the trailing edge flap).
3. Η κίνηση στις δύο διευθύνσεις της αεροτομής λόγω της ελαστικότητας (plunging and lead-lag motion)
4. Η συνεισφορά του ομόρρου λόγω του μη μόνιμου χαρακτήρα του προβλήματος.

Μόνο το πρώτο από τα ανωτέρω κριτήρια ικανοποιείται από την Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.όπως παρουσιάστηκε παραπάνω, επομένως θα πρέπει αυτή να τροποποιηθεί για τις θέσεις που υπάρχουν μεταπτερύγια. Η τροποποίηση που θα πρέπει να γίνει αφορά το τμήμα της Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.που απαιτεί την γνώση των συντελεστών άνωσης και αντίστασης. Μόνο σε εκείνο το σημείο της θεωρίας, θα επέμβουμε για να υπολογίσουμε τους συντελεστές μέσω μιας ημι-αναλυτικής θεωρίας που λαμβάνει υποψιν τις γενικές αλλαγές στην γεωμετρία μιας αεροτομής (όχι μόνο τις αλλαγές λόγω κίνησης του μεταπτερυγίου). Αναφερόμαστε σε αεροτομή και όχι σε τρισδιάστατο σώμα διότι εκμεταλευόμαστε την παραδοχή που έχουμε ήδη κάνει, ότι δηλαδή μια επαρκώς μεγάλη διακριτοποίηση δημιουργεί στοιχεία που τα θεωρούμε ως αεροτομές. Έτσι, η θεωρία που θα ενωσματώσουμε θα είναι αρκετά φθηνή σε υπολογιστικό κόστος καθώς θα αφορά σώματα δύο διαστάσεων.

Με βάση τους ανωτέρω συλλογισμούς, ο κώδικας *FOILFS* ενσωματώθηκε στον κώδικα *hydroGast* και καλείται στις θέσεις που έχουμε μεταπτερύγια εντός της Θ.Σ.Ο., αλλάζοντας το τρόπο που προσδιορίζονται οι συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής, ενώ στις υπολοιπες θέσεις οι υπολογισμοί αυτοί γίνονται όπως πριν μέσω καμπυλών δεδομένων (κλασσική Θ.Σ.Ο.). Η διαδικασία φαίνεται παραστατικά στο σχήμα 1.4.

Ο κώδικας *FOILFS* αναπτύχθηκε στο Εργαστήριο Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π. και εκτελεί την προσομοίωση αεροτομών με μεταπτερύγιο (καθώς και άλλες κινήσεις που μπορεί να οφείλονται σε διάφορα αίτια, λ.χ. ελαστικές παραμορφώσεις) μέσω της Θεωρίας Λεπτών Αεροτομών (Θ.Λ.Α.) σε μη μόνιμη ροή.



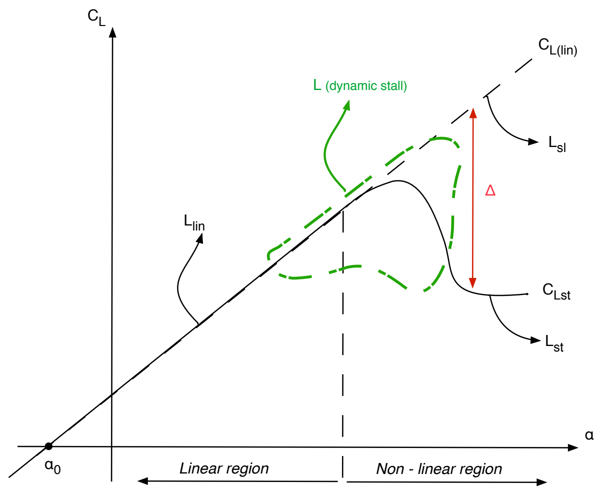
Σχήμα 1.4: Θέσεις συμπλήρωσης της Θ.Δ.Ο. & Σ.Π.με τον κώδικα *FOILFS*.

Υπολογίζει δηλαδή τους συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής για διάφορες συνθήκες μη μόνιμης ροής. Στο κεφάλαιο 2 γίνεται μια συνοπτική παρουσίαση της θεωρίας που υλοποιεί.

1.2.6 Περίληψη του μοντέλου ONERA

Σε μερικές περιπτώσεις προσομοίωσης ανεμογεννητριών (λ.χ. άεργη ανεμογεννήτρια - idling simulation), χρειαζόμαστε ένα αεροδυναμικό μοντέλο που να μπορεί να υπολογίζει τα εξωτερικά φορτία σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, όπου έχουμε εισέλθει στην περιοχή της αποκόλλησης. Τέτοια μοντέλα έχουν αναπτυχθεί μόνο για δισδιάστατα σώματα και βασίζονται όλα σε εμπειρικές ή ημί-εμπειρικές σχέσεις. Το μοντέλο ONERA είναι ένα τέτοιο εργαλείο, βασιζόμενο σε εμπειρικές σχέσεις και ένα μαθηματικό μοντέλο που απαρτίζεται από μερικές διαφορικές εξισώσεις. Το κύριο πλεονέκτημα αυτού του εργαλείου είναι ότι οι διαφορικές εξισώσεις που το περιγράφουν είναι εύκολα γραμμικοποιήσιμες, και συνεπώς είναι εύκολο να φτιαχτεί μια υπορουτίνα που να προσδιορίζει τα αποτελέσματα της δυναμικής αποκόλλησης στα αεροδυναμικά φορτία.

Τα χαρακτηριστικά της δυναμικής αποκόλλησης είναι χρονικά εξαρτώμενα, καθότι επηρεάζονται ιδιαίτερα από την συνεκτική περιοχή γύρω από την αεροτο-



Σχήμα 1.5: Κύριες παράμετροι του μοντέλου ONERA.

μή, η οποία είναι χρονικά εξαρτώμενη [1.3]. Έτσι, οι απλοποιητικές παραδοχές που περιέχει το μοντέλο ONERA (οι οποίες αφορούν κυρίως την αλληλεπίδραση μεταξύ των αεροδυναμικών φορτίων) μειώνουνν την ακρίβεια του μοντέλου σε ορισμένες περιπτώσεις. Ωστόσο, η ευκολία προγραμματισμού του και το γεγονός ότι τα αποτελέσματά του συμφωνούν με τα πειραματικά αποτελέσματα σε πολλές περιπτώσεις, έχουν οδηγήσει στην εκτενή χρήση του.

Στο σχήμα 1.5 φαίνεται μια τυπική καμπύλη $C_L - \alpha$ αεροτομής. Σύμφωνα με το μοντέλο ONERA μπορούμε να υπολογίσουμε την άνωση, L, ως το άθροισμα δύο όρων: L_{lin} και L_{st}. Ο πρώτος αντιστοιχεί στην γραμμική περιοχή της καμπύλης ενώ ο δεύτερος στην μη γραμμική περιοχή. Συνεπώς:

$$L = L_{lin} + L_{st} \tag{1.19}$$

Έπειτα από πειραματικές δοκιμές, τα L_{lin} και L_{st} έχουν προσδιοριστεί ως:

$$\frac{dL_{lin}}{dt} + \lambda L_{lin} = \lambda L_{sl} + (\lambda s + \sigma)\frac{da}{dt} + s\frac{d^2 a}{dt^2} \tag{1.20}$$

$$\frac{d^2 L_{st}}{dt^2} + a\frac{L_{st}}{f}dt + rL_{st} = -(r\Delta + e\frac{d\Delta}{dt}) \tag{1.21}$$

όπου οι παράμετροι λ, σ, s, a, r, e είναι συναρτήσεις της γωνίας πρόσπτωσης,

α, το L_{sl} εκφράζει την κλίση της μόνιμης συνεκτικής καμπύλης $C_L - \alpha$ (steady viscous curve) και Δ είναι η διαφορά της καμπύλης που ορίζεται ως $C_{Llin} = \frac{dC_{Llin}}{d\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ με την καμπύλη $C_L - \alpha$ όπως φαίνεται στο σχήμα 1.5.

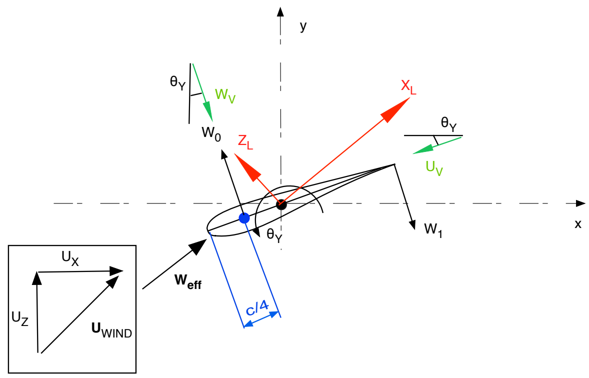
Αξίζει να παρατηρήσουμε ότι αν η συχνότητα κίνησης της αεροτομής (η οποία κίνηση μπορεί να οφείλεται σε διάφορες αιτίες όπως έχει ήδη αναφερθεί) είναι πολύ χαμηλή, τότε οι χρονικές παράγωγοι των εξισώσεων 1.20 και 1.21 εξαφανίζονται, και έχουμε:

$$L_{lin} = L_{sl} \qquad and \qquad L_{st} = 0$$

που σημαίνει ότι στην περίπτωση αυτή $L = L_{lin}$, που ήταν αναμενόμενο καθότι σε χαμηλές συχνότητες κίνησης δεν εισερχόμαστε στην περιοχή δυναμικής αποκόλλησης. Αντίστοιχα με όσα ισχύουν για την άνωση, υπάρχουν ημιεμπειρικές σχέσεις που αφορούν την αντίσταση και τη ροπή.

Στον κώδικα *hydroGast* όπως και στον *FOILFS* υλοποιείται ένα λίγο πιο εξελιγμένο εργαλείο από την κλασσική μέθοδο ONERA, το οποίο δεν υπολογίζει τις ποσότητες L_{lin} και L_{st} άμεσα αλλά υπολογίζει την τις κυκλοφορίες Γ_{LIFT1} και Γ_{LIFT2} οι οποίες χρησιμοποιούνται έπειτα για τον υπολογισμό της άνωσης στην περιοχή δυναμικής αποκόλλησης. Αντίστοιχα, μεγέθη Γ_{DRAG} και Γ_{TORQUE} υπολογίζονται για τον προσδιορισμό την αντίστασης και της ροπής. Όλοι οι όροι της κυκλοφορίας υπολογίζονται από διαφορικές εξισώσεις και είναι συναρτήσεις της φαινόμενης ταχύτητας W_{eff}, της συνιστώσας της ταχύτητας που είναι κάθετη στην χορδή W_0, καθώς και της γωνιακής ταχύτητας W_1, όπως φαίνεται στο σχήμα 1.6. Επιπροσθέτως, εξαρτώνται έντονα από την διαφορά Δ όπως αυτή έχει οριστεί παραπάνω.

Το μοτέλο ONERA καλείται στο πέρας κάθε επανάληψης εντός του αεροδυναμικού μοντέλου του *hydroGast* (το οποίο μπορεί να χρησιμοποιεί την Θ.Λ.Α. αν βρισκόμαστε σε περιοχή με μεταπτερύγιο) και διορθώνει τα αεροδυναμικά φορτία ώστε να λαμβάνει υποψιν την δυναμική αποκόλιση. Όταν ο κώδικας *hydroGast* χρησιμοποιεί την Θ.Λ.Α. μια επιπλέον διόρθωση είναι απαραίτητη η οποία αναλύεται εκτενώς στο κεφάλαιο 3. Αφού τα φορτία διορθωθούν ο κώδικας συνεχίζει στο ελαστικό μοντέλο για να υπολογίσει τις μετακινήσεις(και τις ταχύτητες αυτών), και επιστρέφει για να τροφοδοτήσει το αεροδυναμικό μοντέλο μέχρις ότου επιτευχθεί η μεταξύ τους σύγκλιση.



Σχήμα 1.6: Ταχύτητες που χρησιμοποιούνται στον υπολογισμό των κυκλοφοριών που απαιτεί το μοντέλο ONERA.

1.3 Το ελαστικό μοντέλο

1.4 Περιληψη

Στο συγκεκριμένο σημείο θα γίνει μια περιλητπική αναφορά στην θεωρία δοκού κατά Timoshenko την οποία υλοποιεί ο κώδικας. Παρουσιάζεται εδώ για λόγους πληρότητας και για την ποιοτική περισσότερο κατανόηση του ελαστικού μοντέλου του *hydroGast*, του τρόπου δηλαδή που υπολογίζονται οι μετακινήσεις και οι παράγωγοί τους σε κάθε χρονικό βήμα για τις δεδομένες κάθε φορά εξωτερικές συνθήκες φόρτησης (αεροδυναμικά φορτία). Οι εξισώσεις της κίνησης εξάγονται από τις εξισώσεις ισορροπίας δυνάμεων και ορμής ενός απειροστού στοιχείου της δοκού. Επιπροσθέτως, απλοποιούνται βάσει της παροδοχής μικρών μετακινήσεων και στροφών.

Κατά την εφαρμογή της θεωρίας σε κάθε επανάληψη, εισάγουμε ως δεδομένα τα αεροδυναμικά φορτία που έχουν υπολογιστεί από το αεροδυναμικό μοντέλο. Η συγκεκριμένη μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων που χρησιμοποιείται παρέχει το διάνυσμα των μετακινήσεων (έξι βαθμοί ελευθερίας) στο αεροδυναικό μοντέλο μέχρις ότου να υπάρξει σύγκλιση ελαστικού - αεροδυναμικού τμήματος.

Έπειτα από την περιληπτική αναφορά στην θεωρία δοκού κατά Timoshenko, ακολουθεί μια νύξη της μεθόδου πολλαπλών σωμάτων (multi-body approach) με την οποία συνδυάζεται η θεωρία δοκού στον κώδικα.

1.4.1 Θεωρία δοκού κατά Timoshenko

Η μεθοδολογία που ακολουθείται για την εξαγωγή των εξισώσεων συνοψίζεται ως:

- Υπολογίζεται η θέση των σημείων του παραμορφωμένου σώματος (δοκού), $\vec{r_N}$=(X_N, Y_N, Z_N), συνατήσει του διανύσματος των μετακινήσεων, $\vec{v}$=(u, v, w), του διανύσματος των στροφών $\vec{\theta}$=(θ_X, θ_Y, θ_Z), και της αντίστοιχής τους θέσεις στο απαραμόρφωτο σώμα, $\vec{v_0}$=(X_0, Y_0, Z_0).
- Υπολογίζονται οι παραμορφώσεις με παραγώγηση των μετακινήσεων.
- Υπολογίζονται οι εσωτερικές δυνάμεις ως συναρτήσεις των μετακινήσεων βάσει το νόμου τάσεων - παραμορφώσεων που χρησιμοποιείται.
- Προσδιορίζονται οι εξισώσεις κίνησης του συστήματος.
- Λύνεται το σύστημα των εξισώσεων που προκύπτει από τις εξισώσεις κίνησης όταν σε αυτές αντικαταστήσουμε τις εσωτερικές δυνάμεις με τις συναρτήσεις τους όπως προσδιορίστηκαν στο προηγούμενο βήμα.

Στο σχήμα 1.7 φαίνονται οι ελαστικές μετακινήσεις και στροφές. Επιπροσθέτως, στο σχήμα 1.8 μπορούμε να δούμε το αποτέλεσμα που έχει η βασική παραδοχή (μικρές μετακινήσειςκαι στροφές) στην θεωρία. Η παραδοχή αυτή στην ουσία συνεπάγεται ότι η μετατόπιση κατά μήκος ενώς άξονα μπορεί να θεωρηθεί ανάλογη με μια στροφή γύρω από άξονα κάθετο στο επίπεδο που εξετάζουμε, υπο την προϋπόθεση πάντα ότι η γωνία αυτή είναι μικρή.

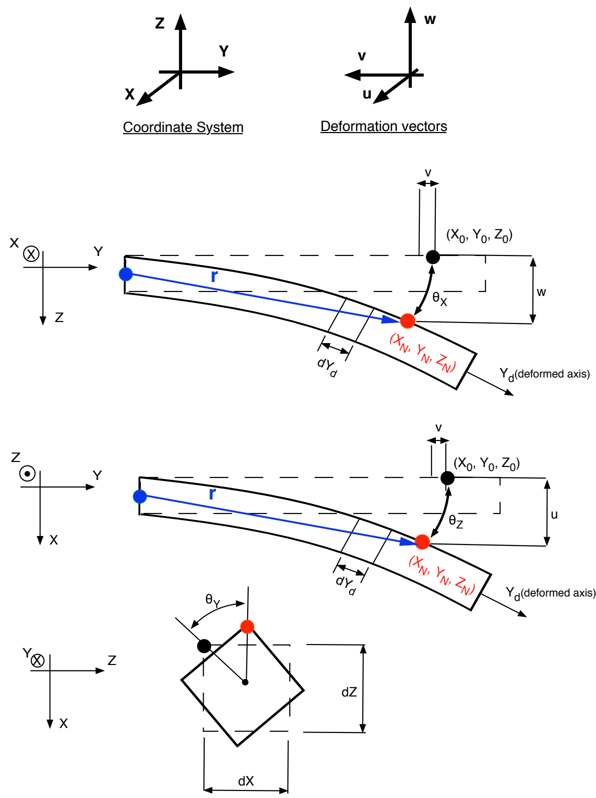
Η θέση, λοιπόν, κάθε σημείου στο παραμορφωμένο σώμα θα είναι:

$$\begin{aligned} X_N &= X_0 + u - (-\theta_Y Z_0) \\ Y_N &= Y_0 + v - \theta_X Z_0 - (-\theta_Z X_0) \\ Z_N &= Z_0 + w + (-\theta_Y X_0) \end{aligned} \tag{1.22}$$

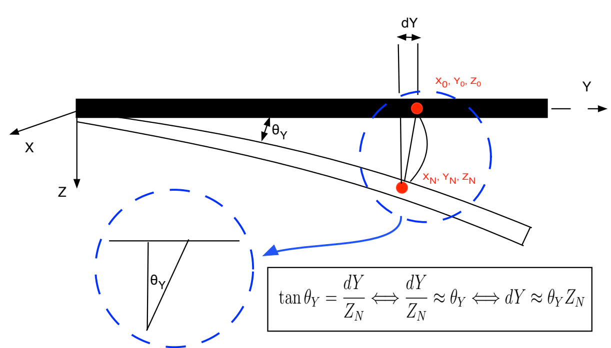
Και επειδή σύμφωνα με την θεωρία δοκού: $\theta_X \approx \partial w/\partial y = w'$ και $\theta_Z \approx \partial u/\partial y = -u'$, η εξίσωση 1.22 θα δώσει το διάνυσμα $\vec{r_N}$ ως:

$$\begin{aligned} X_N &= X_0 + u + \theta_Y Z_0 \\ Y_N &= Y_0 + v - w' Z_0 - u' X_0 \\ Z_N &= Z_0 + w - \theta_Y X_0 \end{aligned} \tag{1.23}$$

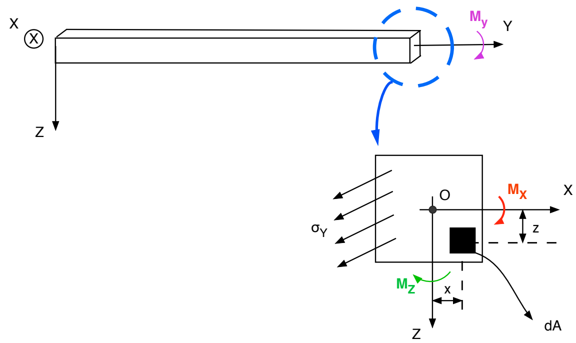
Από την εξίσωση 1.23 λαμβάνουμε τις ελαστικές μετακινήσειςτου σώματος $\vec{v_B} = (u_B,\, v_B,\, w_B)$ ως:



Σχήμα 1.7: Μετακινήσεις και στροφές στην τρισδιάστατη δοκό.



Σχήμα 1.8: Η βασική παραδοχή της θεωρίας δοκού.



Σχήμα 1.9: Ροπές ασκούμενες σε μια δοκό.

$$\begin{aligned} u_B &= X_N - X_0 = & u + \theta_Y Z_0 \\ v_B &= Y_N - Y_0 = & v - w' Z_0 - u' X_0 \\ w_B &= Z_N - Z_0 = & w - \theta_Y X_0 \end{aligned} \tag{1.24}$$

Και υπο την προϋπόθεση μικρών μετατοπίσεων εφαρμόζουμε μια γραμμική σχέση τάσεων - παραμορφώσεων ώστε να προκύψουν οι παραμορφώσεις:

$$\begin{aligned} \epsilon_{yy} &= \frac{\partial v_B}{\partial Y_0} = & v' - w'' Z_0 - u'' X_0 \\ \epsilon_{xy} &= \frac{\partial u_B}{\partial Y_0} + \frac{\partial v_B}{\partial X_0} = & u' + \theta'_Y Z_0 - u' = \theta'_Y Z_0 \\ \epsilon_{yz} &= \frac{\partial w_B}{\partial Y_0} + \frac{\partial v_B}{\partial Z_0} = & w' - X_0 \theta'_Y - w' = -X_0 \theta'_Y \end{aligned} \tag{1.25}$$

Μπορούμε τώρα να προχωρήσουμε στο επόμενο βήμα, δηλαδή να εκφράσουμε τις εσωτερικές δυνάμεις συναρτήσει των μετατοπίσεων ώστε να τις χρησιμοποιήσουμε αργότερα στις εξισώσεις ισορροπίας. Από εδώ και στο εξής οι συντεταγμένες του απαραμόρφωτου σώματος θα συμβολίζονται (X,Υ,Z) αντί (X_0, Y_0, Z_0) για λόγους ευκρίνιας. Βάσει του σχήματος 1.9 και με χρήση της εξισώσεως 1.25 και του νόμου του Hook:

$$\begin{aligned} F_Y = \int_A \sigma_{yy} \mathrm{d}A &= \int_A E(v' - w'' Z - u'' X) \mathrm{d}A \\ &= EAv' - EA_Z w'' - EA_x u'' \end{aligned} \tag{1.26}$$

$$\begin{aligned} M_X = -\int_A \sigma_{yy} Z \mathrm{d}A &= -\int_A EZ(v' - w'' Z - u'' X) \mathrm{d}A \\ &= -EA_Z v' - EI_{XX} w'' - EI_{XZ} u'' \end{aligned} \tag{1.27}$$

$$
\begin{aligned}
M_Z = \int_A \sigma_{yy} X \mathrm{d}A = \int_A EX(v' - w''Z - u''X)\mathrm{d}A \\
= EA_X v' - EI_{XZ} w'' - EI_{ZZ} u''
\end{aligned} \tag{1.28}
$$

$$
\begin{aligned}
M_Y = \int_A \tau_{XY} Z - \tau_{ZY} X \mathrm{d}A = \int_A G\theta_Y' Z^2 - \theta_Y' X^2 \mathrm{d}A \\
= GI_0 \theta_Y'
\end{aligned} \tag{1.29}
$$

Όπου θεωρήσαμε: $A_Z = \int_A Z\mathrm{d}A$, $A_X = \int_A X\mathrm{d}A$, $I_{XX} = \int_A Z^2\mathrm{d}A$, $I_{ZZ} = \int_A X^2\mathrm{d}A$, $I_{XZ} = \int_A XZ\mathrm{d}A$, $I_0 = I_{XX} + I_{ZZ}$.

Προκειμένου για τις εξισώσεις ισορροπίας, ας θεωρήσουμε μια στοιχειώδη τομή ενώς απειροστού τμήματος της δοκού, όπως φαίνεται στο σχήμα 1.10. Σε αυτό το στοιχείο, οι δυνάμεις που εμφανίζονται είναι οι εσωτερικές, $\vec{F_{in}} = (F_{inX}, F_{inY}, F_{inZ})$ (αφού το τμήμα αυτό αποτελεί μέρος ενώς σώματος - της δοκού), τα εξωτερικά (αεροδυναμικά) φορτία, $\vec{F_{aer}} = (F_{aerX}, F_{aerY}, F_{aerZ})$, και οι βαρυτικές δυνάμεις. Στο σχήμα 1.10 αντί για τις εσωτερικές δυνάμεις φαίνεται η γραμμική πυκνότητα αυτών που ορίζεται ως $\delta\vec{P} = (\delta P_X, \delta P_Y, \delta P_Y) = (\frac{F_{aerX}}{dY}, \frac{dF_{aerY}}{dY}, \frac{F_{aerZ}}{dY})$.

Η ισορροπία των δυνάμεων εκφράζεται ως:

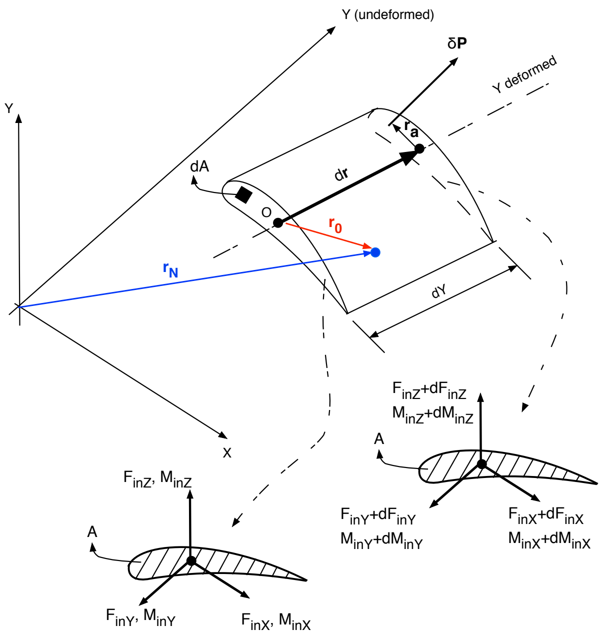
$$
\frac{d}{dt}\int_V \rho \frac{\vec{r_N}}{dt}\mathrm{d}V = \int_V \rho\vec{g}\mathrm{d}V + d\vec{F_{in}} + \delta\vec{P}
$$

όπου $\vec{g}$ η επιτάχυνση της βαρύτητας. Η παραπάνω διανυσματική εξίσωση μάς δίνει τις εξής τρεις εξισώσεις:

$$
\int_A \rho \mathrm{d}A \frac{d^2 X_N}{dt^2} dY = \int_A \rho \mathrm{d}A g_X dY + dF_{inX} + \delta P_X dY \tag{1.30}
$$

$$
\int_A \rho \mathrm{d}A \frac{d^2 Y_N}{dt^2} dY = \int_A \rho \mathrm{d}A g_Y dY + dF_{inY} + \delta P_Y dY \tag{1.31}
$$

$$
\int_A \rho \mathrm{d}A \frac{d^2 Z_N}{dt^2} dY = \int_A \rho \mathrm{d}A g_Z dY + dF_{inZ} + \delta P_Z dY \tag{1.32}
$$



Σχήμα 1.10: Ισορροπία δυνάμεων σε ένα απειροστό στοιχείο της δοκού.

Όσον αφορά την ισορροπία των ροπών, αυτή θεωρείται ως προς την αρχή του στοιχειώδους τμήματος που εξετάζουμε, και συγκεκριμένα, στην αρχή του τοπικού συστήματος, O, της αντίστοιχης αεροτομής (σχήμα 1.10, σελίδας 22). Συνεπώς, το διάνυσμα $\vec{r_0}$ θα γραφεί ως:

$$\vec{r_0} = (X + Z\theta_Y, dY, Z - X\theta_Y)$$

όπου θεωρήσαμε μικρές μετακινήσειςτου ελαστικού άξονα. Δηλαδή το τμήμα του παραμορφωμένου άξονα dY, μετατοπίζεται λίγο από την απαραμόρφωτη θέση του, που σημαίνει ότι $v = u = w = 0$. Επίσης, συμβολίζοντας:

$$\vec{dr} = (0, dY, 0) \qquad \vec{r_B} = \vec{r_0} + \vec{dr}$$

η ισορροπία των ροπών θα γίνει:

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho \frac{\vec{r_0} \times \vec{r_N}}{dt} \mathrm{d}V = d\vec{M_{in}} + \int_V \rho \vec{r_0} \times \vec{g} \mathrm{d}V + \vec{dr} \times (\vec{F_{in}} + d\vec{F_{in}}) + \vec{r_B} \times \delta\vec{P}$$

Εκτελώντας το εξωτερικό γινόμενο και κάνοντας τις πράξεις, θα προκύψουν τρεις εξισώσεις της μορφής:

$$M_X = f_1(X_N, Y_N, Z_N, F_{inZ}) \tag{1.33}$$

$$M_Y = g_1(X_N, Y_N, Z_N) \tag{1.34}$$

$$M_Z = h_1(X_N, Y_N, Z_N, F_{inX}) \tag{1.35}$$

όπου στο δεξιό μέλος εμφανίζονται μόνο οι άγνωστες ποσότητες (οι ροπές δηλαδή θα είναι συνάρτηση και άλλων μεγεθών, όπως λ.χ. των αεροδυναμικών φορτίων, $\delta\vec{P}$, όμως αυτά είναι γνωστά μέσω του αεροδυναμικού μοντέλου).

Η διαδικασία που ακολουθείται, λοιπόν, είναι η εξής:

- Από την εξίσωση 1.33 και 1.27 απαλοίφεται η παράμετρος M_X και προκύπτει μια σχέση για την F_{inZ}.
- Από την εξίσωση 1.34 και 1.29 απαλοίφεται η παράμετρος M_Y και προκύπτει μια σχέση για την F_{inY}.
- Από την εξίσωση 1.35 και 1.28 απαλοίφεται η παράμετρος M_Z και προκύπτει μια σχέση για την F_{inX}.
- Τώρα έχουμε καταλήξει σε ένα σύστημα επτά εξισώσεων με επτά αγνώστους, τέσσερις από τους είναι οι ζητούμενες μετακινήσεις (u, v, w, θ_Y). (που περιέχονται και εντός των (X_N, Y_N, Z_N).) Οι άνγωστοί μας είναι τα: $(u, v, w, \theta_Y, F_{inX}, F_{inU}, F_{inZ})$ και οι εξισώσεις μας είναι: οι τρεις ανωτέρω εξισώσεις που πρέκυψαν μετά την αντικατάσταση, η εξισώσεις των δυνάμεων 1.30, 1.31, 1.32 και η εξίσωση της εσωτερικής δύναμης 1.29.

Λύνοντας το σύστημα προκύπτουν οι ζητούμενες μετακινήσεις (u, v, w, θ_Y) με τις οποίες τροφοδοτείται το αεροδυναμικό μοτέλο ώστε να δώσει τα εξωτερικά φορτία, $\delta\vec{P}$, μέχρις ότου να επιτευχθεί σύγκλιση.

Στην περίπτωση που αναλύεται σώμα που δεν συμπεριφέρεται αεροδυναμικά (λ.χ. αρχή πτερυγίου - hub, πύργος, αξονικό σύστημα) η μεθοδολογία είναι ίδια, με μόνη διαφορά ότι δεν ασκούνται σε αυτό αντίστοιχα φορτία $\delta\vec{P}$.

1.4.2 Θεωρία πολλαπλών σωμάτων (multi-body theory)

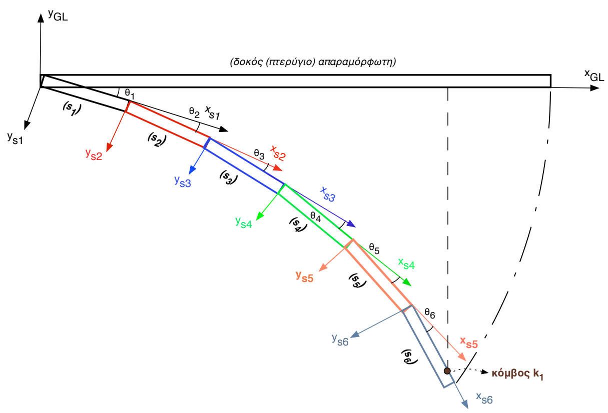
Κλείνοντας το κεφάλαιο, ακολουθεί μια σύντομη αναφορά για μια βελτιωμένη μέθοδο πεπερασμένων στοιχείων που εφαρμόζεται στον κώδικα για λόγους αύξησης της ακρίβειας του ελαστικού μοντέλου.

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω κατά την παρουσίαση της θεωρίας της δοκού κατά Timoshenko, προϋποτίθεται η παραδοχή μικρών μετακινήσεων και στροφών της δοκού ώστε να προκύψουν οι εξισώσεις των εσωτερικών φορτίων. Ωστόσο, στις μέρες μας που οι ανεμογεννήτριες έχουν αποκτήσει μεγάλες διαστάσεις και υψηλή ελαστικότητα, τα διάφορα σώματα που τις αποτελούν δέχονται συχνά ιδιαίτερα μεγάλες μετακινήσεις (συνήθης μετακίνηση ακροπτερυγίου μεγαλύτερη του 10% της ακτίνας του πτερυγίου). Καθίσταται έτσι η παραδοχή αυτή λανθασμένη. Υπάρχουν διάφοροι τρόποι για να αντιμετωπιστεί αυτό το πρόβλημα. Στον κώδικα *hydroGast* ακολουθείται η μέθοδος των πολλαπλών σωμάτων.

Σύμφωνα με την μέθοδο αυτή, το κάθε σώμα χωρίζεται σε τμήματα (υποσώματα, sub-bodies) τα οποία θεωρούνται με την σειρά τους ως ελαστικές δοκοί Timoshenko. Κάτι τέτοιο βέβαια δεν είναι απαραίτητο, θα μπορούσαν λόγου χάρη να θεωρηθούν ως απαραμόρφωτα σώματα και να εισαχθεί η ελαστικότητα μέσω συγκεντρωμένων ελατηρίων στις διάφορες διευθύνσεις. Ωστόσο, καθαρά για λόγους ακρίβειας έχει υλοποιηθεί η θεωρία δοκού σε κάθε ένα από αυτά.

Το κύριο πλεονέκτημα της μεθόδου είναι ο ακριβέστερος υπολογισμός των μεγάλων μετατοπίσεων. Και αυτό διότι ενώ σε κάθε (υπο)σώμα γίνεται κανονικά η παραδοχή της γραμμικής θεωρίας δοκού (μικρές μετακινήσεις και στροφές), εντούτοις, το σύστημα συντεταγμένων του κάθε (υπο)σώματος είναι προσδεδεμένο στον τελευταίο κόμβο του προηγούμενου. Συνεπώς, στις (μικρές) μετακινήσεις που υπολοίζονται σε κάθε κόμβο μέσω της αντίστοιχης δοκού, υπερτίθενται οι μετακινήσεις που οφείλονται στα προηγούμενα υποσώματα.

Μια οπτική επεξήγηση της μεθόδου φαίνεται στο σχήμα 1.11 που παριστάνει μια δοκό στις δύο διαστάσεις. Στο σχήμα αυτό βλέπουμε ότι στο έκτο και τελευταίο (υπο)σώμα (s_6) η μετατόπιση στον κόμβο k_1 υπολογίζεται βάσει της στροφής θ_6 για την οποία ισχύει η παραδοχή μικρών στροφών. Η μετακίνηση αυτή όμως δηλώνει την μετακίνηση του τοπικού συστήματος του (υπο)σώματος s_5 (x_5, y_5) ως προς το τοπικό σύστημα του (υπο)σώματος s_6 (x_6, y_6) και θα πρέπει έπειτα να εκφραστεί ως προς το σύστημα της δοκού (x_G, y_G). Προκειμένου να επιτευχθεί αυτό, θα πρέπει να υπερτεθούν κατάλληλα όλες οι διαδοχικές μετακινήσεις των αρχών συστεταγμένων όλων των προηγούμενων (υπο)σωμάτων



Σχήμα 1.11: Απεικόνιση μεθόδου πολλαπλών σωμάτων (multibody).

που στο σχήμα εκφράζονται ως $\theta_i, i = 1 \longrightarrow 5$.

Συνεχίζοντας λίγο την ποιοτική επεξήγηση, πρέπει να αναφερθεί ότι στην μοντελοποίηση έχουν ιδιαίτερη σημασία οι κινηματική συνθήκες και συνθήκες φόρτισης που επιβάλλονται να ισχύουν μεταξύ των επιμέρους (υπο)σωμάτων [6.1]. Στον κώδικα *hydroGast* η κινηματική συνθήκη σε ένα δεδομένο (υπο) σώμα εκφράζεται με το να θεωρούνται οι ελαστικές κινήσεις των προηγούμενων (υπο)σωμάτων ως άκαμπτες κινήσεις (rigid motions) για το (υπο)σώμα αυτό [5.2]. Οι κινήσεις αυτές εισάγονται σε κάθε (υπο)σώμα μέσω ξεχωριστών βαθμών ελευθερίας οι οποίοι υπάρχουν για να εκφράσουν ακριβώς αυτήν την επίδραση των (υπο)σωμάτων που προηγούνται. Όσον αφορά τις συνθήκες φόρτισης, το (υπο)σώμα που έπεται επικοινωνεί στο προηγούμενό του τα φορτία που αναπτύσσονται σε αυτό. Προφανώς, οι όποιες επιδράσεις έχουν τα (υπο)σώματα μεταξύ τους εμφανίζονται μόνο στα σημεία σύνδεσης που έχουν αυτά.

Έτσι, για δύο συνεχόμενα (υπο)σώματα 1,2 που συνδέονται διαδοχικά, το (υπο)σώμα 1 μεταφέρει στο (υπο)σώμα 2 τις μετακινήσεις που αναπτύσσονται σε αυτό ώστε να υπετρεθούν στις ελαστικές μετακινήσεις του τελευταίου. Από την άλλη το (υπο)σώμα 2 μεταφέρει τα φορτία που έχουν αναπτυχθεί στον αρχικό του κόμβο, στον τελικό κόμβο του (υπο)σώματος 1. Με τον τρόπο αυτό γίνεται η σύζευξη των (υπο)σωμάτων και υλοποιείται η βελτιωμένη αυτή μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων.

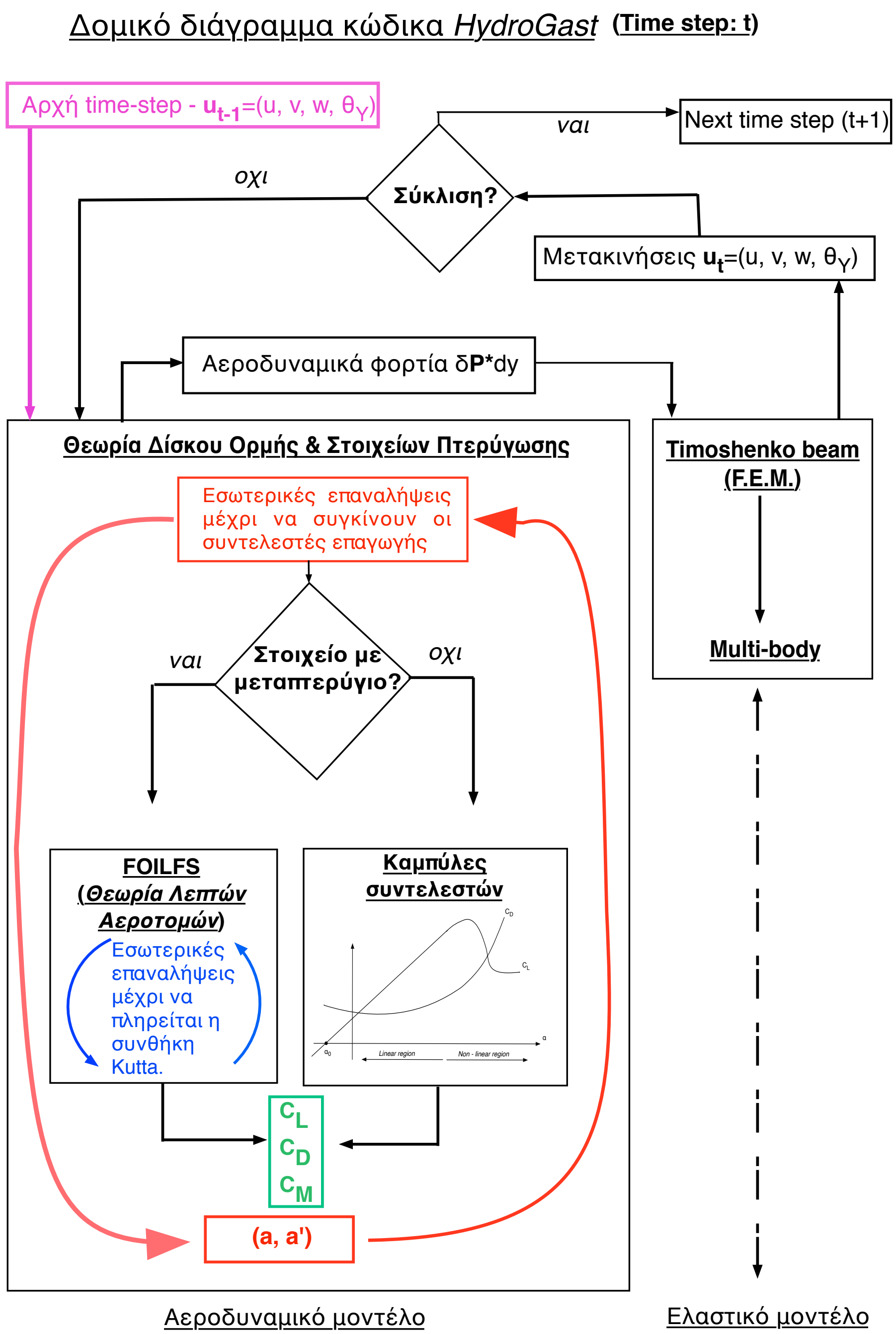
1.5 Σύνοψη κεφαλαίου

Στο παρόν κεφάλαιο έγινε μια σύντομη αναφορά στον κώδικα *hydroGast* που αποτέλεσε το βασικό εργαλείο πάνω στο οποίο βασίστηκε η παρούσα εργασία.

Αναφέρθηκαν περιληπτικά το αεροδυναμικό μοντέλο και το ελαστικό μοντέλο που εφαρμόζονται σε αυτόν, και έγινε μια νύξη για την αδυναμία που είχε ο κώδικας στην μοντελοποίηση και προσομοίωση μεταπτερυγίων.

Επίσης, παρουσιάστηκαν οι βασικότερες εξισώσεις αεροδυναμικής και ελαστικότητας, εξυπηρετώντας περισσότερο την γενικότερη εποπτεία του κώδικα παρά την αναλυτική περιγραφή της λειτουργίας του. Φυσικά, οι εξισώσεις αυτές δεν εφαρμόζονται όπως περιγράφθηκαν αλλά βελτιωμένες και συμπληρωμένες για να εξυπηρετούν καλύτερα τα διάφορα μοντέλα. Τέλος, όσον αφορά την διακριτοποίησή τους, αυτή ξεφεύγει από τα πλαίσια του κεφαλαίου και της εργασίας γενικότερα.

Όλοκληρώνοντας το κεφάλαιο, στο σχήμα 1.12 φαίνεται εποπτικά ο τρόπος που αλληλεπιδράει το ελαστικό με το αεροδυναμικό μοντέλο, όπως επίσης και το σημείο εκείνο στο οποίο ενσωματώθηκε ο κώδικας *FOILFS* που εξηγείται περιληπτικά στο κεφάλαιο που ακολουθεί.



Σχήμα 1.12: Δομικό διάγραμμα Αεροδυναμικού - Ελαστικού μοντέλου του κώδικα *HydroGast* μετά την εισαγωγή του *FOILFS*.

Κεφάλαιο 2

Ο κώδικας *FOILFS*

2.1 Εισαγωγή

Ο κώδικας *FOILFS* αναπτύχθηκε στο Εργαστήτιο Αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π. και εκτελεί την προσομοίωση της επίδρασης της χρονικής μεταβολής της γεωμετρίας της αεροτομής (λόγω διαφόρων παραγόντων) στους συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής. Δηλαδή, υπολογίζει τους συντελεστές αυτούς όταν η αεροτομή μεταβάλει την γεωμετρία της υπό δεδομένες συνθήκες ροής (λ.χ. λόγω ελαστικών παραμορφώσεων, κινήσεως μεταπτερυγίου, ή ταλάντωσής της). Τα δεδομένα εισαγωγής του κώδικα είναι οι συνθήκες ροής γύρω από μια αεροτομή που αντιπροσοπεύει μια τυπική τομή ενός πτερυγίου ανεμογεννήτριας (περίπου στο 75% του μήκους της ακτίνας αυτού) καθώς και το είδος της γεωμετρικής παραμόρφωσης που επιδρά πάνω σε αυτήν. Οπότε σε κάθε χρονικό βήμα, υπολογίζει αρχικά το σχήμα που θα έχει η αεροτομή μετά την επίδραση του κάθε είδους κίνησης που εκτελεί και έπειτα προσδιορίζει του συντελεστές C_L, C_D, C_M.

Και αυτός ο κώδικας αποτελείται από δύο κύρια μέρη, το αεροδυναμικό και το ελαστικό μοντέλο, όπως ακριβώς και ο κώδικας *hydroGast*.

- <u>Το Αεροδυναμικό μοντέλο</u>

  Όσον αφορά το αεροδυναμικό μοντέλο του κώδικα, η αεροτομή αντιμετωπίζεται ως ένα λεπτό σώμα και εφαρμόζεται η Θεωρία Λεπτών Αεροτομών (Θ.Λ.Α.) για μη μόνιμες συνθήκες ροής. Η λύση του προβλήματος βάσει της θεωρίας αυτής αποτελείται από την υπέρθεση δύο απλών προβλημάτων: καμπύλη αεροτομή μηδενικού πάχους υπό μηδενική γωνία πρόσπτωσης, και, λεπτή πλάκα μηδενικής καμπυλότητας και μηδενικού πάχους υπό ορισμένη γωνία πρόσπτωσης. Πρέπει να τονίσουμε ότι το πάχος επιδρά μόνο στην κατανομή της πίεσης η οποία δεν μας ενδιαφέρει στην συγκεκριμένη περίπτωση, αφού το μόνο που θέλουμε εμείς είναι ο υπολογισμός των συντελεστών άνωσης, αντίστασης, ροπής και όχι ο τρόπος κατνομής της πίεσης που τους προκαλεί. Αν μας ενδιέφερε και η κατανομή της πίεσης, θα έπρεπε η ανωτέρω λύση να υπερτεθεί με ακόμη μια, που είναι αεροτομή ορισμένου πάχους, μηδενικής καμπυλότητας και μηδενικής γωνίας πρόσπτωσης.

- Το Ελαστικό μοντέλο

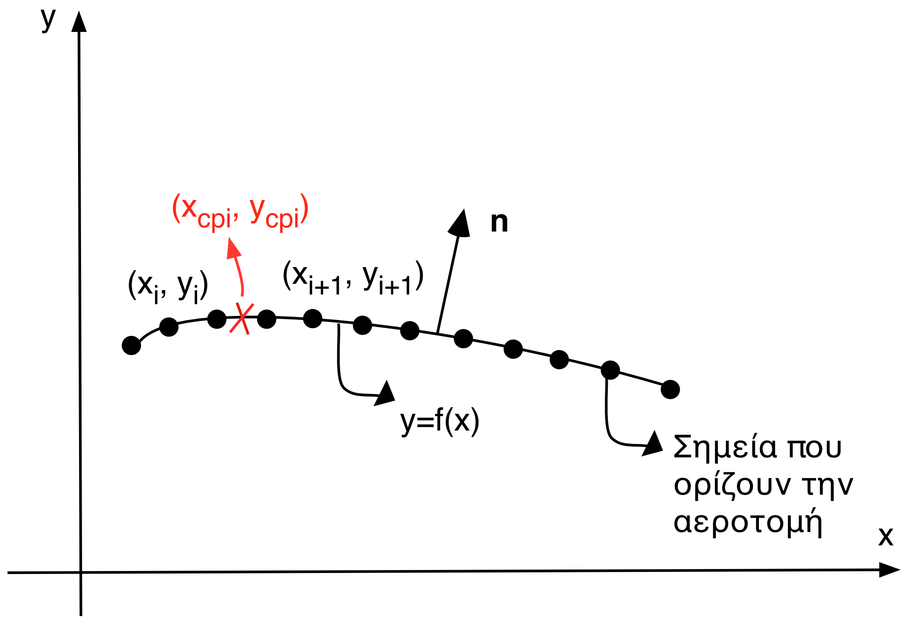
  Η αεροτομή θεωρείται ως μια συγκεντρωμένη μάζα με τρεις βαθμούς ελευθερίας: έναν κατά την διεύθυνση πτερύγισης (flapwise), έναν κατά την διύθυνση περιστροφής (edgewise) και έναν κατά την διεύθυνση στρέψης (torsional). Η ελαστικότητα εισάγεται μέσω τριών διακεκριμένων ελατηρίων, ένα σε κάθε κατεύθυνση, με ανεξάρτητες μεταξύ τους σταθερές, που εξαρτώνται από τις φυσικές τους συχνότητες σε κάθε κατεύθυνση. Αντίστοιχα, ένας ανεξάρτητος αποσβεστήρας σε κάθε κατεύθυνση προσομοιώνει την απόσβεση του συστήματος σε κάθε μια από τις τρεις κατευθύνσεις. Αξίζει να τονιστεί ότι η ίδια η φύση του προβλήματος εισάγει επιπρόσθετη απόσβεση (πέραν της κατασκευαστικής που αντιπροσωπεύεται από τους τρεις συντελεστές απόσβεσης) λόγω της αεροδυναμικής (aerodynamic damping), η οποία μάλιστα μπορεί να οδηγεί μερικές φορές το σύστημα σε αστάθεια.

Ένα από τα κύρια ζητήματα της παρούσας εργασίας ήταν η ενσωμάτωση του κώδικα *FOILFS* στον *hydroGast*. Κατά την ενσωμάτωση λοιπόν, ασχοληθήκαμε μόνο με το αεροδυναμικό μοντέλο που αναφέρθηκε παραπάνω, καθώς τα δεδομένα των ελαστικών μετατοπίσεων τα εισήγαμε μέσω του πιο ακριβούς ελαστικού μοντέλου του *hydroGast* το οποίο παρουσιάστηκε περιληπτικά στο κεφάλαιο 1.

Στην συνέχεια του κεφαλαίου παρουσιάζεται μια περίληψη της Θεωρίας Λεπτών Αεροτομών υπό μη μόνιμες συνθήκες ροής, για λόγους πληρότητας της εργασίας. Αξίζει να αναφερθεί ότι η Θ.Λ.Α. βασίζεται στην παραδοχή της θεώρησης ενός τμήματος του πτερυγίου της ανεμογεννήτριας ως δισδιάστατο σώμα, η οποία όπως έχει ήδη τονιστεί πληρείται υπό την προϋπόθεση πυκνής τμηματοποίησης του πτερυγίου.

2.2 Θεωρία Λεπτών Αεροτομών μη μόνιμης ροής

Η Θεωρία Λεπτών Αεροτομών βασίζεται στην γραμμικοποίηση της συνθήκης μη εισχώρησης:



Σχήμα 2.1: Γεωμετρία αεροτομής.

$$\vec{\nabla}\phi \cdot \vec{n} = 0 \tag{2.1}$$

όπου $\vec{\nabla}\phi = \nabla\vec{\phi}_w + \nabla\vec{\phi}_B + \nabla\vec{\phi}_F$. Στην περίπτωσή μας ϕ_w είναι το δυναμικό του ομόρρου που παράγεται εξαιτίας της μη μονιμότητας του φαινομένου, ϕ_B είναι το δυναμικό διαταραχής λόγω της παρουσίας του σώματος, και ϕ_F είναι το δυναμικό της ροής.

Όσον αφορά το υπολογιστικό κομμάτι, μια αεροτομή δεν δίνεται ως συνεχής συνάρτηση αλλά ως ακολουθία διακριτών δεδομένων. Ωστόσο, ας θεωρήσουμε προς το παρόν ότι γνωρίζουμε μια συνάρτηση, $y = f(x)$, που εκφράζει την γεωμετρία της αεροτομής σε μια δεδομένη στιγμή, όπως φαίνεται στο σχήμα 2.1. Τότε:

$$y = f(x) \Longleftrightarrow F(x,y) = y - f(x) = 0 \Longleftrightarrow \vec{n} = \vec{\nabla}F = (\frac{\partial F}{\partial x}, \frac{\partial F}{\partial y}) = (-\frac{\partial f}{\partial x}, 1)$$

Συνεπώς, η εξίσωση 2.1 θα δώσει:

$$\frac{\partial \phi_B}{\partial y} = -\frac{\partial \phi_w}{\partial y} - \frac{\partial \phi_F}{\partial y} + \frac{\partial \phi_w}{\partial x} \cdot \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial \phi_B}{\partial x} \cdot \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial \phi_F}{\partial x} \cdot \frac{\partial f}{\partial x} \tag{2.2}$$

Η γραμμικοποίηση επιτυγχάνεται θεωρώντας κατ΄ αρχάς μικρές γωνίες πρόσπτωσης. Οπότε:

$$\frac{\partial \phi_F}{\partial x} = U(t)\cos a - V_x \approx U(t) - V_x \tag{2.3}$$

$$\frac{\partial \phi_F}{\partial y} = U(t)\sin a - V_y \pm \frac{\partial f}{\partial t} \approx U(t) \cdot a - V_y \pm \frac{\partial f}{\partial t} \tag{2.4}$$

Όπου 'V_x' είναι η ταχύτητα της μετατόπισης στην διεύθυνση 'x' και 'V_y' η ταχύτητα μετατόπισης στην διεύθυνση 'y' (όπως έχουν προκύψει από το ελαστικό μοντέλο του *hydroGast*) ενώ '$\partial f/\partial t$' είναι η παραμόρφωση στο πεδίο του χρόνου και στην κατεύθυνση 'y' λόγω της κίνησης του μεταπτερυγίου. Δεν λαμβάνουμε υπόψιν την επίδραση του όρου αυτού στην κατεύθυνση 'x' γιατί αναμένεται να είναι αρκετά μικρότερος από τους όρους 'V_x' και 'U(t)', οπότε η επίδρασή του στην παραπάνω εξίσωση προκύπτει αμελητέα. Συνεπώς, θεωρούμε ότι μόνο οι κόμβοι της αεροτομής στην διεύθυνση 'y' μετατοπίζονται λόγω της κίνησης του μεταπτερυγίου ενώ κατά 'x' μένουν σταθεροί. Η παραδοχή αυτή πληρείται όσο βρισκόμαστε σε μικρές σχετικά γωνίες μεταπτερυγίου. Τελικά, η εξίσωση 2.2 γράφεται:

$$\frac{\partial \phi_B}{\partial y} = -\frac{\partial \phi_w}{\partial y} - (U(t) \cdot a - V_y \pm \frac{\partial f}{\partial t}) + (U(t) - V_x)\frac{\partial f}{\partial x} \tag{2.5}$$

όπου στην σχέση 2.5 αμελήσαμε τους δευτεροτάξιους όρους:

$$\frac{\partial \phi_B}{\partial x}\frac{\partial f}{\partial x} \approx 0 \qquad \frac{\partial \phi_w}{\partial x}\frac{\partial f}{\partial x} \approx 0 \tag{2.6}$$

Λύνοντας την εξίσωση 2.5 προσδιορίζονται οι όροι της ταχύτητας διαταραχής $\partial \phi_B/\partial y$ και έπειτα η διαφορά πίεσης μεταξύ της άνω και της κάτω επιφάνειας της αεροτομής. Έτσι, λαμβάνουμε την άνωση, την αντίσταση και την ροπή σε ένα συγκεκριμένο χρονικό βήμα μέσω των οποίων υπολογίζουμε τους αντίστοιχους αδιάστατους συντελεστές (C_L,C_D,C_M).

Προκειμένου να λυθεί η εξίσωση 2.5, εφαρμόζεται η κεντρική παραδοχή της Θ.Λ.Α., ότι $\frac{\partial \phi_B}{\partial y}$(x,y,t) $\approx$ $\frac{\partial \phi_B}{\partial y}$(x,t), που πρακτικά σημαίνει ότι όσο η αεροτομή θεωρείται λεπτή, η συνιστώσα 'y ' της ταχύτητας διαταραχής δεν επηρεάζεται από το πάχος της αεροτομής (δηλαδή την μεταβλητή 'y'). Ορίζουμε τώρα την ταχύτητα κατωρεύματος ως:

$$W(x,t) = \frac{\partial \phi_B}{\partial y} \tag{2.7}$$

Και χρησιμοποιώντας μια κατανομή δινών για την έκφραση του δυναμικού διαταραχής του σώματος κατά μήκος της κατεύθυνσης 'x' καταλήγουμε ότι:

$$\frac{\partial \phi_B}{\partial y} = -\frac{1}{2\pi}\int_0^1 \gamma(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi \tag{2.8}$$

Τα όρια ολοκλήρωσης $0 \rightarrow 1$ δικαιολογούνται από το γεγονός ότι η ολοκλήρωση λαμβάνει χώρα κατά μήκος της αδιάστατης χορδής της αεροτομής.

Μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την ίδια εξίσωση για να ποσοτικοποιήσομε και την επίδραση του ομόρρου, με μόνη διαφορά ότι τα όρια ολοκλήρωσης θα είναι τώρα $1 \rightarrow \infty$ (από το πέρας της αδιάστατης χορδής μέχρι το άπειρο). Οπότε:

$$\frac{\partial \phi_w}{\partial y} = -\frac{1}{2\pi}\int_1^\infty \gamma_w(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi \tag{2.9}$$

Τέλος, μέσω της εξίσωσης 2.5 καταλήγουμε σε μια ολοκληρωματική εξίσωση με μόνους άγνωστους:

- Την ένταση της κατανομής των δινών κατά μήκος του σώματος της αεροτομής, $\gamma(x,t)$.
- Την ένταση της κατανομής των δινών του ομόρρου, $\gamma_w(x,t)$, που παράγεται με την πάροδο του χρόνου, λόγω της μη μονιμότητας του φαινομένου.

Από την εξίσωση 2.5, η προαναφερθείσα ολοκληρωματική εξίσωση είναι:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2\pi}\int_1^\infty \gamma_w(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi + (U(t)-V_x)\frac{\partial f}{\partial x} - (U(t)\cdot a - V_y) \pm \frac{\partial f}{\partial t} \\ = W(x,t) = -\frac{1}{2\pi}\int_0^1 \gamma(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi \end{aligned} \tag{2.10}$$

Μέχρι στιγμής, έχουμε αντιμετωπίσει το πρόβλημα στο πεδίο του χρόνου σαν να είναι συνεχές. Ωστόσο, στην πραγματικότητα, η ολοκληρωματική εξίσωση 2.10 πρέπει να διακριτοποιηθεί και να επιλυθεί σε κάθε χρονικό βήμα της προσομοίωσης. Υπάρχουν πολλοί τρόποι με τους οποίους μπορεί κάποιος να αντιμετωπίσει αυτό το ζήτημα. Στον κώδικα *FOILFS* ακολουθείται μια αναλυτική μέθοδος με χρήση των σειρών Fourier.

Όπως έχει αναφερθεί ήδη, η γεωμετρία της αεροτομής δίνεται ως ένα σύνολο διακριτών σημείων (σχήμα 2.1, σελίδα 31). Οπότε, η ταχύτητα κατωρέματος θα πρέπει να υπολογιστεί σε ορισμένα σημεία. Τα σημεία αυτά επιλέγονται να είναι τα κεντρικά σημεία, x_{cpi}, των διαστημάτων που ορίζουν τα δεδομένα σημεία της αεροτομής.

Με άλλα λόγια, χρησιμοποιούμε την προσέγγιση W(x,t) = $W(x_{cpi}, t_j)$ όπου "cpi" με i=1 $\rightarrow [N-1]$ (N = συνολικά σημεία της αεροτομής) εκφράζει την κεντρική θέση του εκάστοτε διαστήματος στο οποίο υπολογίζεται η ταχύτητα κατωρεύματος W σε κάθε χρονικό βήμα t_j.

Η διαδικασία που ακολουθείται συνοψίζεται παρακάτω:

Αρχίζοντας από το χρονικό βήμα t_0 λύνουμε το πρόβλημα της μόνιμης ροής για το οποίο η εξίσωση 2.10 εκφυλίζεται σε:

$$-\frac{1}{2\pi}\int_0^1 \gamma(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi = U(t_0)\frac{\partial f}{\partial x} - U(t_0)a \tag{2.11}$$

καθότι για $t = t_0$ ισχύει:

$$\frac{\partial \phi_w}{\partial y} = 0 \qquad V_x = V_y = \frac{\partial f}{\partial t}(t = t_0) = 0$$

Μπορούμε να υπολογίσουμε το δεξιό μέρος της εξίσωσης 2.11 και να το αναπτύξουμε σε σειρά Fourier. Οπότε η ταχύτητα κατωρεύματος για το πρώτο χρονικό βήμα και για κάθε κεντρικό σημείο, $W(x_{cpi}, t_0)$ θα εκφράζεται ως σειρά σύμφωνα με την παρακάτω σχέση:

$$\frac{W(\theta_{cpi}, t_0)}{U(t_0)} = -C_0 + \sum_{n=1}^{NF} C_n \cdot \cos(n\theta_{cpi}) \tag{2.12}$$

όπου "NF" ο αριθμός των συντελεστών Fourier που χρησιμοποιούνται κατά την προσέγγιση της ταχύτητας κατωρεύματος ($W(x_{cpi}, t_j)$ από σειρά, και θ_{cpi} εκφράζει τον μετασχηματισμό συντεταγμένων που μεταφέρει κάθε x_{cpi} σε μια πολική συντεταγμένη θ_{cpi}. Αποδεικνύεται [1.2] ότι η ανάπτυξη της ταχύτητας κατωρεύματος σε σειρά Fourier επιτρέπει τον αναλυτικό προσδιορισμό της έντασης των δινών $\gamma(\theta_{cpi})$ (ή ισοδυνάμως $\gamma(x_{cpi})$) ως:

$$\frac{\gamma(\theta_{cpi},t_0)}{2U(t_0)} = C_0 \cot(\frac{\theta_{cpi}}{2}) + \sum_{n=1}^{NF} C_n \cdot \sin(n\theta_{cpi}) \tag{2.13}$$

Από το δεύτερο χρονικό βήμα, t_1, υποτίθεται η ένταση της δίνης του ομόρρου που παράγεται σε αυτό, $\gamma_{w_1}(\xi,t_1)$, που αντιστοιχεί στο διάστημα του ομόρρου που μόλις απελευθερώθηξε εξαιτίας μη μόνιμων χαρακτηριστικών του προβλήματος (λ.χ. $V_x, V_y, \frac{\partial f}{\partial t}$). Η γεωμετρία του τμήματος αυτού, όπως επίσης και η συνάρτηση της κατανομής της έντασης της δίνης του διαστήματος, $\gamma_{w_1}(\xi,t_1)$, επηρεάζουν σημαντικά την ακρίβεια του αποτελέσματός μας. Στον κώδικα *FOILFS* εφαρμόστηκε μια διαδικασία παγωμένου ομόρρου για τον προσδιορισμό της γεωμετρίας του εκάστοτε παραγόμενου ομόρρου. Μια πιο ακριβής προσέγγιση που θα μπορούσε να εφαρμοστεί είναι μέσω μιας διαδικασίας ελεύθερου ομόρρου. Περισσότερα για το πως μοντελοποιήθηκε ο ομόρρους στην παρούσα εργασία και εναλλακτικές πιο ακριβείς μέθοδοι που δύναται να εφαρμοστούν περιγράφονται στα κεφάλαια 3 και 7 αντίστοιχα.

Επιπλέον, θεωρούμε την ένταση του αποβληθέντος ομόρρου $\gamma_{w_1}(\xi,t_1)$ ως $\gamma_{w_1}(\xi_{cp1},t_1)$, δηλαδή η ένταση του ομόρρου αναπαρίσταται ως μια συγκεντρωμένη, σταθερή δίνη στο κέντρο του αντίστοιχου διαστήματος που παράγεται σε κάθε χρονικό βήμα $\left(\gamma_{w_j}(\xi,t_j) \approx \gamma_{w_j}(\xi_{cpj},t_j)\right)$.

Όσον αφορά τις ποσότητες 'V_x' και 'V_y', αυτές έχουν προσδιοριστεί από το ελαστικό κομμάτι του *hydroGast* στην αμέσως προηγούμενη εσωτερική επανάληψη, ενώ η κίνηση του μεταπτερυγίου στο συγκεκριμένο χρονικό βήμα υπαγορεύεται από τον ελεγκτή του μεταπτερυγίου. Έτσι, το αριστερό μέρος της εξίσωσης 2.10 (σελίδα 33) μπορεί να υπολογισθεί αναλυτικά και να αναπτυχθεί σε σειρά Fourier.

Μέσω της εξίσωσης 2.13 μπορούμε να βρούμε την νέα κατανομή των εντάσεων των δινών, $\gamma(x_{cpi},t_1)$. Προκειμένου να ολοκληρωθεί η προσομοοίωση του χρονικό βήματος, πρέπει να εξασφαλισθεί η πλήρωση της συνθήκης Kutta, που συνεπάγεται ότι η συνολική κυκλοφορία, που αποτελείται από αυτήν στον ομόρρου (συμπεριλαμβανομένης και της επίδρασης της υποτιθέμενης κυκλοφορίας στο κοντινό του τμήμα, $\gamma_{w1}(x_{cp1},t_1)$) και αυτήν στο σώμα, θα πρέπει να διατηρείται σταθερή. Ή με άλλα λόγια, η μεταβολή στην κυκλοφορία γύρω από την αεροτομή θα πρέπει να είναι ίση και αντίθετη με την κυκλοφορία που παράγεται στο νέο κομμάτι ομόρρου που απελευθερώνεται. Εάν κάτι τέτοιο ισχύει, το βήμα ολοκληρώνεται, ειδάλλως η υποτιθείσα κυκλοφορία $\gamma_{w_1}(\xi,t_1)$

πρέπει να διορθωθεί και να επαναληφθεί όλη η διαδικασία μέχρι την επίτευξη σύγκλισης.

Συνεπώς, μέσω της παραπάνω διαδικασίας μπορούμε να επιλύσουμε το αεροδυναμικό πρόβλημα μιας λεπτής αεροτομής σε μη μόνιμες συνθήκες ροής. Επιπρόσεθτα, μέτα την επίτευξη της σύκλισης σε κάθε χρονικό βήμα, υπολογίζουμε τους αεροδυναμικούς συντελεστές αδιαστατοποιώντας τα αντίστοιχα μεγέθη που εκείνοι εκφράζουν. Όπως είναι γνωστό από την μη μόνιμη αεροδυναμική [1.1]:

$$L = \rho(U_{eff}(t) - V_x)\Gamma_{tot} + \rho\int_0^1 \frac{\partial}{\partial t}(\int_0^x \gamma(\xi,t)\mathrm{d}\xi)\mathrm{d}x \tag{2.14}$$

όπου Γ_{tot} η συνολική κυκλοφορία γύρω από την αεροτομή. Η εξίσωση 2.14 έπειτα από διακριτοποήση γίνεται:

$$L = \rho\left([U(t_j)\cdot\cos(a_{eff}) - V_x]\Gamma_{tot}(t_j) + \sum_{i=2}^{N}\frac{\Delta\Gamma}{\Delta t}\cdot(x_{cpi} - x_{cp_{i-1}})\right) \tag{2.15}$$

$$\frac{\Delta\Gamma}{\Delta t} = \frac{[\Gamma(x_{cpi},t_j) - \Gamma(x_{cpi},t_{j-1})]}{t_j - t_{j-1}}$$

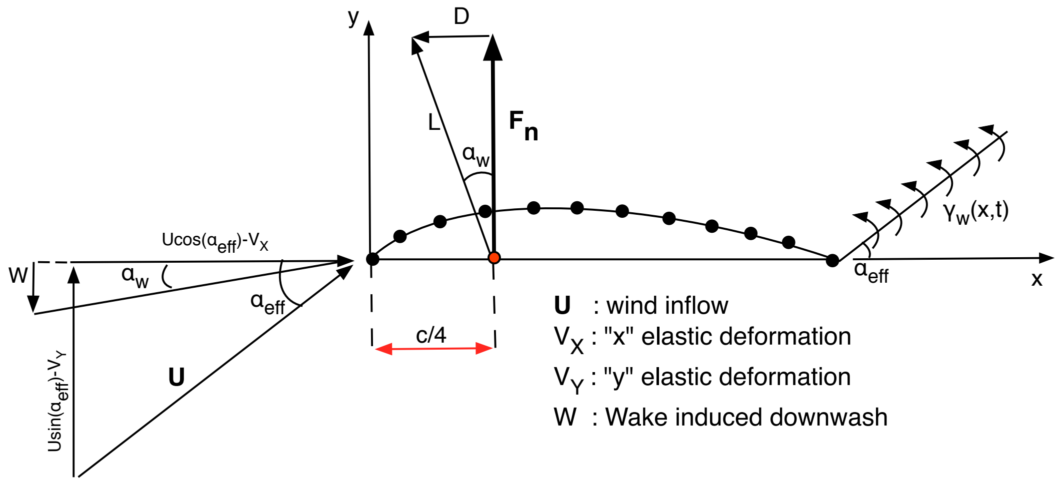
Αντίστοιχα μπορούμε να έχουμε μια όμοια έκφραση για την αντίσταση ως:

$$D = L\cdot\sin a_w \approx L\cdot a_w \tag{2.16}$$

$$a_w = \arctan\left(\frac{W(0.25,t_j)}{U(t_j)\cdot\cos(a_{eff}) - V_x}\right)$$

στην οποία εκφράζουμε ως 'a_w' την γωνία κατωρεύματος, δηλαδή την γωνία της "x" συνιστώσας της συνολικής ταχύτητας, με την ταχύτητα κατωρεύματος, $W(x,t)$, που παράγει η επίδραση του ομόρρου. Η γωνία αυτή πρέπει να υπολογιστεί σε ένα συγκκριμένο σημείο το οποίο επιλέγεται να είναι στο αεροδυναμικό κέντρο $x = c/4 = 0.25$ όπου εφαρμόζεται η άνωση και η αντίσταση. Αυτό φαίνεται σχηματικά και στο σχήμα 2.2.

Τέλος, όσον αφορά την ροπή:



Σχήμα 2.2: Ορισμός της γωνίας κατωρεύματος α_w.

$$M = -\rho \cdot U(t) \int_0^1 \gamma(x,t) x \mathrm{d}x - \rho \int_0^1 \Big(x \cdot \frac{\partial}{\partial t} \int_0^x \gamma(\xi,t) \mathrm{d}\xi \Big) \mathrm{d}x \qquad (2.17)$$

Και η διακρητοποιημένη της έκφραση στο τυχαίο σημείο x_ξ υπολογίζεται ως:

$$\begin{aligned} M = -\rho \cdot U(t_j) \sum_{i=1}^{N-1} |x_\xi - x_{cpi}| \gamma(x_{cpi}, t_j)(x_{cp_{i+1}} - x_{cpi}) \\ -\rho \sum_{i=1}^{N-1} \frac{\Delta\Gamma}{\Delta t} \cdot |x_\xi - x_{cpi}|(x_{cp_{i+1}} - x_{cpi}) \end{aligned} \qquad (2.18)$$

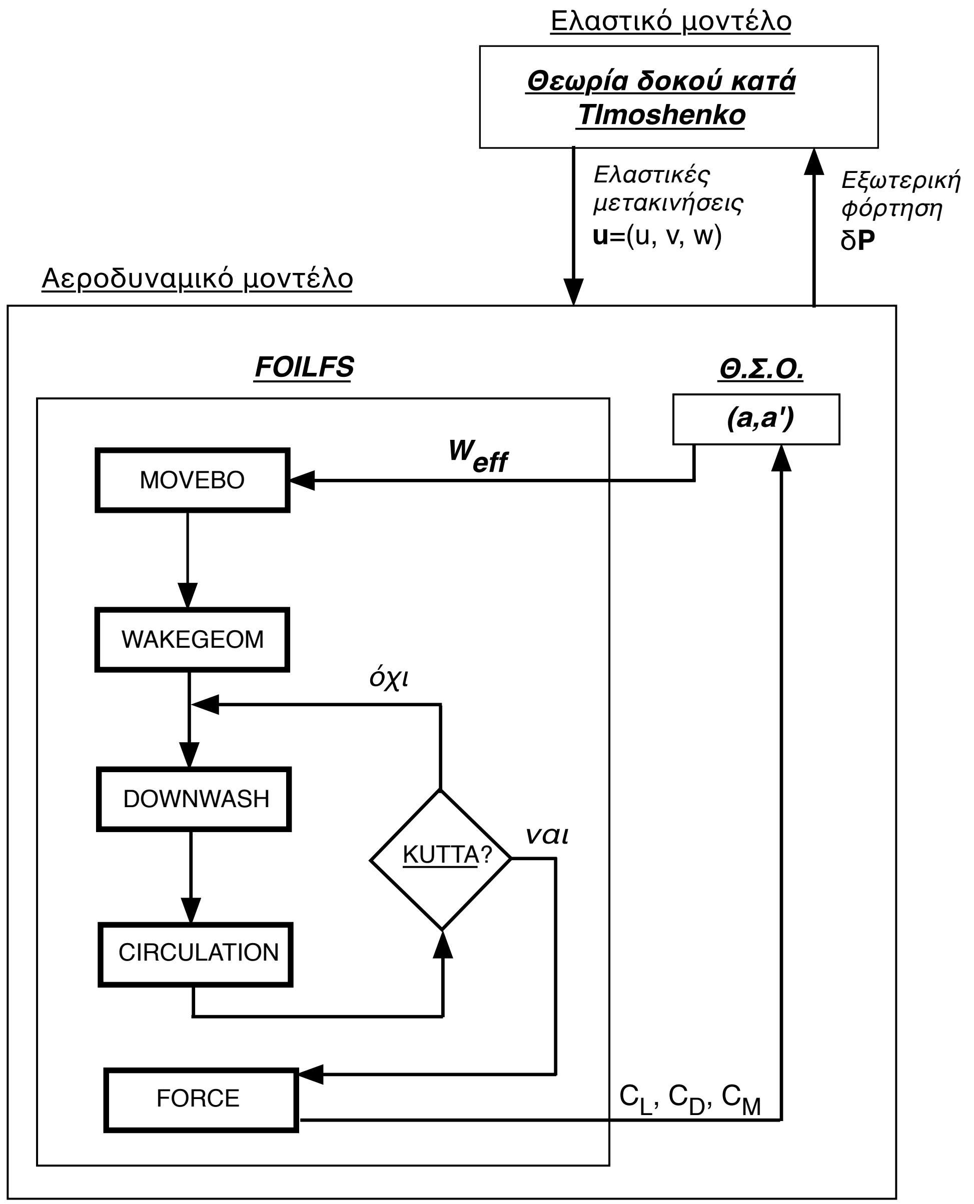
όπου το $\Delta\Gamma/\Delta t$ έχει ήδη οριστεί στην εξίσωση της άνωσης 2.15 (σελίδα 36). Σε όλες τις παραπάνω εξισώσεις το μέγεθος ρ συμβολίζει την πυκνότητα του αέρα.

2.3 Σύνοψη κεφαλαίου

Στο παρόν κεφάλαιο ασχοληθήκαμε με την παρουσίαση της Θεωρίας Λεπτών Αεροτομών, ώστε να φανεί ο τρόπος που μοντελοποιήσαμε τα μεταπτερύγια, λίγο πιο μεθοδικά από ότι θα γινόταν με μια ποιοτική περιγραφή της. Δεν έγιναν λεπτομερείς αναφορές όσον αφορά την αεροδυναμική, παρά μόνο παρουσιάστηκαν οι βασικές εξισώσεις στις οποίες άλλωστε χρειάστηκε να γίνουν ορισμένες συμπληρώσεις-επεμβάσεις λόγω του ότι ο κώδικας *hydroGast* αποτελείται από διάφορες αεροτομές, σε διάφορες θέσεις στα πτερύγια, στις οποίες θα πρέπει να εφαρμόζεται η θεωρία. Συνεπώς, έπρεπε να εφαρμοστεί ο κώδικας με έναν μεθοδικό τρόπο που απαιτούσε την κατανόηση της θεωρίας και των εξισώσεων που την περιγράφουν (λ.χ. στην μοντελοποίηση του ομόρρου), για αυτό και κρίθηκε σκόπιμο να αφιερωθεί ένα κεφάλαιο στην θεωρία αυτή.

Συμπερασματικά λοιπόν, η Θ.Λ.Α. καλείται στον κώδικα *hydroGast* όπου έχουμε μεταπτερύγιο, και εντός της Θ.Σ.Ο. αντικαθιστώντας τον υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών. Οι αεροδυναμικοί συντελεστές χρησιμοποιούνται στην Θ.Σ.Ο. για τον υπολογισμό των συντελεστών επαγωγής μέχρις ότου συγκλίνει το σύστημα. Αφού το σύστημα έχει συγκλίνει, τα σωστά αεροδυναμικά φορτία τροφοδοτούνται στο ελαστικό μοντέλο και υπολογίζονται οι μετακινήσεις και οι ταχύτητές τους που δίνονται στο αεροδυναμικό μοντέλο μέχρι να υπάρξει σύκλιση του ελαστικού με το αεροδυναμικό μοντέλο. Επομένως, οι όποιες επαναλήψεις γίνονται εντός του κώδικα *FOILFS* είναι εμφολευμένες εντός του βρόγχου επαναλήψεων της Θ.Σ.Ο., που με την σειρά της βρίσκεται εντός του βρόγχου επαναλήψεων ελαστικού- αεροδυναμικού μοντέλου.

Για την καλύτερη κατανόηση της μεθόδου, δίνεται το σχήμα 2.3 που αποτελεί το δομικό διάγραμμα του κώδικα *FOILFS* κατά την υλοποίηση του εντός του ευρύτερου αεροελαστικού κώδικα *HydroGast*.



Υπόμνημα

MOVEBO	:	Υπολογίζει την γεωμετρία της αεροτομής μετά την κίνηση του μεταπτερυγίου (συμπεριλαμβανομένων ελαστικών παραμορφώσεων).
WAKEGEOM	:	Χτίζει την γεωμετρία του ομόρρου.
DOWNWASH	:	Υπολογίζει το επαγώμενο κατώρευμα.
CIRCULATION	:	Υπολογίζει την κυκλοφορία.
FORCE	:	Υπολογίζει άνωση, αντίσταση, ροπή.

Σχήμα 2.3: Δομικό διάγραμμα κώδικα *FOILFS* εντός του κώδικα *HydroGast*.

Κεφάλαιο 3

Ενσωμάτωση του *FOILFS* στον *HydroGast*

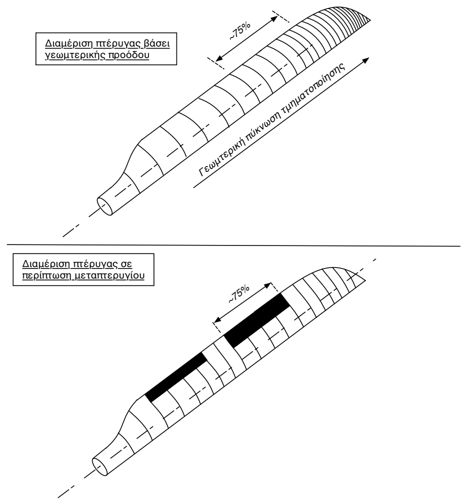
3.1 Εισαγωγή

Έχοντας αναφέρει συνοπτικά τις θεωρίες που υλοποιούν οι κώδικες *FOILFS* και *hydroGast*, σε αυτό το κεφάλαιο παρουσιάζονται οι βασικότερες μετατροπές που έγιναν ώστε να ενοποιηθούν οι δύο κώδικες. Εξηγούνται, επίσης, οι σημαντικότερες αλλαγές και παραδοχές που έγιναν και οφείλονταν στο γεγονός ότι ο *hydroGast* αφορά τις τρεις διαστάσεις, με συνέπεια να εμφανιστούν διάφορα ζητήματα ακρίβειας της προσομοίωσης της επίδρασης των μεταπτερυγίων. Οι αλλαγές-συμπληρώσεις αυτές αφορούσαν:

1. Την διακριτοποίηση του πτερυγίου
2. Την εισαγωγή της αναλυτικής γεωμετρίας των αεροτομών
3. Την εισαγωγή καμπυλών $C_L-\alpha, C_D-\alpha, C_M-\alpha$ με παράμετρο την γωνία μεταπτερυγίου
4. Τον προσδιορισμό των καμπυλών $C_L-\alpha, C_D-\alpha, C_M-\alpha$ με παράμετρο την γωνία μεταπτερυγίου
5. Την αλλαγή της διαδικασίας διόρθωσης των αεροδυναμικών συντελεστών C_L, C_M στα τμήματα με μεταπτερύγιο
6. Τον τρόπο μοντελοποίησης ομόρρου

3.2 διακριτοποίηση πτερυγίου

Στην περίπτωση που στο πτερύγιο υπάρχει μεταπτερύγιο είναι απαραίτητο να εξασφαλησθεί ότι η διμέριση στο σημείο που αυτό βρίσκεται παράγει ακέραιο



Σχήμα 3.1: Αλλαγή στην διαμέριση πτέρυγας με μεταπτερύγιο.

αριθμό στοιχείων. Κάτι τέτοιο δεν είναι εύκολο μέσω της διακριτοποίησης βάσει γεωμετρικής προόδου που ακολουθούσε ο κώδικας. Επομένως για τα πτερύγια που διαθέτουν μεταπτερύγιο καλείται άλλη υπορουτίνα που δεν δίνει τόσο μεγάλη ακρίβεια κοντά στην άκρη του πτερυγίου, εξασφαλίζει ωστόσο ότι όσο πλησιάζουμε σε αυτήν η διαμέριση είναι πυκνότερη από ότι μακριά της. Σχηματικά η μτετροπή αυτή φαίνεται στο σχήμα 3.1.

3.3 Αναλυτική γεωμετρία αεροτομών

Κατά την εφαρμογή του κώδικα *FOILFS*, προκειμένου να υπολογίσουμε την συνεισφορά της κατακόρυφης συνιστώσας της ταχύτητας της επάπειρον ροής στην συνθήκη μη εισχώρησης, θα πρέπει να γνωρίζουμε την (διακριτοποιημένη) γεωετρία της αεροτομής.

Έτσι, στον κώδικα εισήχθηκε σαν δεδομένο η γεωμετρία των αεροτομών για τις οποίες δίνονται και οι καμπύλες των αεροδυναμικών συντελεστών. Η πληροφορία αυτή δίνεται για δεδομένες θέσεις επάνω σε κάθε πτερύγιο, που μπορεί να διαφέρουν από πτερύγιο σε πτερύγιο. Έπειτα, ο κώδικας υπολογίζει την αναλυτική γεωμετρία κάθε στοιχείου πτερύγωσης εκτελώντας μια σειρά από γραμμικές παρεμβολές.

Προκειμένου να φανεί σαφώς η διαδικασία, δίνεται το σχήμα 3.2α΄. Όπως είναι εμφανές, οι αεροτομές δίνονται σε τυχαίες θέσεις (span) που μπορεί να είναι λιγότερες ή περισσότερες σε κάθε πτερύγιο. Επίσης, δεν είναι ανάγκη οι γεωμετρίες να είναι μεταξύ τους ίδιες αλλά μπορεί να αλλάζουν από θέση σε θέση και από πτερύγιο σε πτερύγιο όπως φαίνεται στο ίδιο σχήμα.

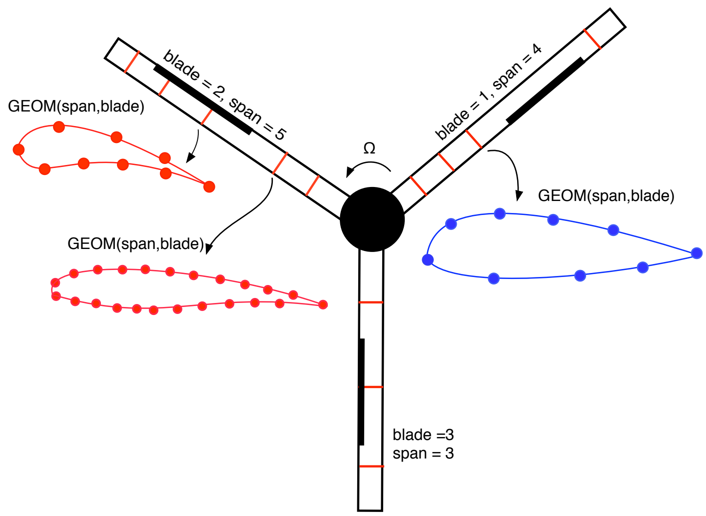
Ωστόσο, όπως φαίνεται στο σχήμα 3.2β΄, οι θέσεις αυτές δεν σχετίζονται με την διαμέριση του πτερυγίου για την εφαρμογή της Θ.Σ.Ο. αλλά επιλέγονται με άλλα κρητήρια (λ.χ. ακριβή αναπαράσταση της πραγματικής γεωμετρίας του πτερυγίου).

Ο σκοπός της μετατροπής αυτής, είναι σε κάθε στοιχείο 'j', $j = 1 \longrightarrow N$ όπου 'N' ο αριθμός των στοιχείων (ίδιος για κάθε ένα πτερύγιο), να βρεθεί η σωστή αεροτομή. Αρχικά πρέπει να βρεθεί η γεωμετρία της κάθε αεροτομής σε κοινές x συντεταγμένες. Οι συντεταγμένες αυτές δεν είναι ανάγκη να είναι οι ίδιες μεταξύ των διαφόρων πτερυγίων. Στην εργασία αυτή, επιλέχθηκαν οι x συντεταγμένες του hub (του κάθε πτερυγίου) να είναι εκείνες ως προς τις οποίες θα εκφραστεί η γεωμετρία της κάθε αεροτομής. Όπως φαίνεται λοιπόν στο σχήμα 3.3 για κάθε span του κάθε πτερυγίου, βρίσκεται η γεωμετρία των αεροτομών στις θέσεις που έχουν δοθεί, εκφρασμένες ως προς τις x συντεταγμένες του hub του εν λόγω πτερυγίου.

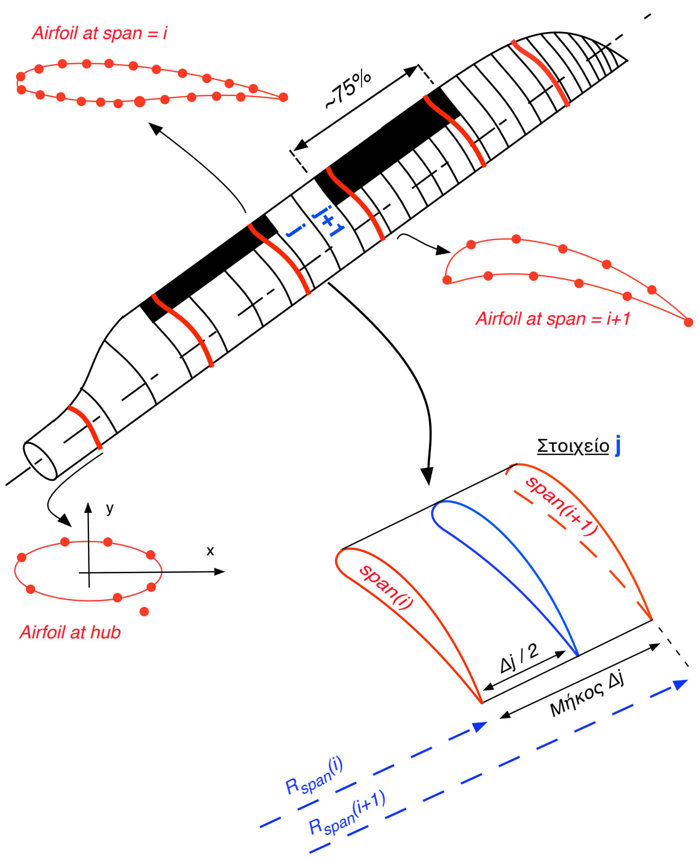
Το τελευταίο βήμα είναι η εύρεση της αναλυτικής γεωμετρίας της αεροτομής σε κάθε στοιχείο κάθε πτερυγίου. Η γεωμετρία αυτή υπολογίζεται βάσει της συνεισφοράς των αεροτομών ανάμεσα στις οποίες βρίσκεται το στοιχείο αυτό. Η συνεισφορά αυτή ορίζεται σύμφωνα με την ακτινική απόσταση του κέντρου του μήκους του εκάστοτε στοιχείου από τα κοντινότερα σημεία στα οποία έχει δοθεί αεροτομή, όπως δείχνει το σχήμα 3.2β΄.

3.4 Καμπύλες $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$ με παράμετρο την γωνία μεταπτερυγίου

Όταν ο κώδικας δεν περιείχε μεταπτερύγια, κάθε αεροτομή που δημιουργούσε την γεωμετρία του πτερυγίου χαρακτηριζόταν από μια συγκεριμένη καμπύλη για κάθε έναν αεροδυναμικό συντελεστή. Οπότε στο κεντρικό τμήμα κάθε στοιχείου, η καμπύλη των αεροδυναμικών του συντελεστών προσδιοριζόταν μέσω γραμμικής παρεμβολής, βάσει της συνεισφοράς της αεροτομής που προηγούταν και εκείνης που ακολούθουσε το υπό εξέταση στοιχείο. Η συνεισφορά αυτή εκφραζόταν μέσω της ακτινικής απόστασης που είχε το κέντρο του τμήματος από την κάθε αεροτομή, όπως ακριβώς γίνεται και στο τελευταίο βήμα του υπολογισμού της αναλυτικής γεωμετρίας των αεροτομών που εξηγήθηκε παραπάνω.

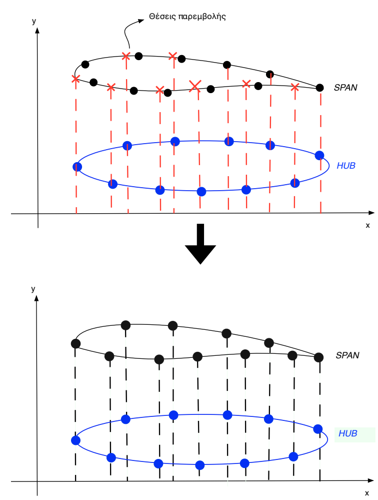


(α΄) Δεδομένα γεωμετρίας κατά μήκος κάθε πτερυγίου.



(β΄) Θέσεις αεροτομών και η ακτινική τους συνεισφορά.

Σχήμα 3.2: Οι αεροτομές στις διάφορες θέσεις των πτερυγίων της ανεμογεννήτριας.

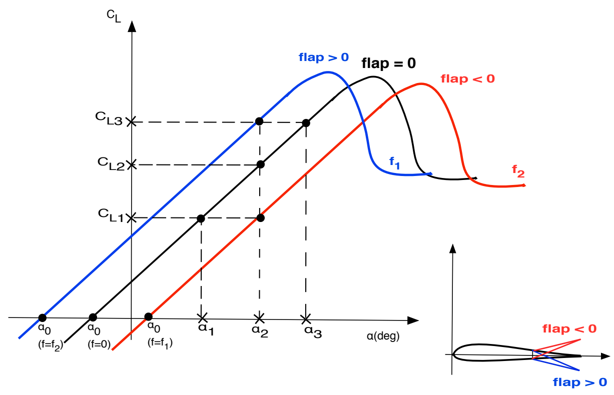


Σχήμα 3.3: Παρεμβολή ως προς τις x συντεταγμένες του hub του κάθε πτερυγίου.

Ωστόσο, οι αεροδυναμικοί συντελετές των στοιχείων που περιέχουν μεταπτερύγιο δεν χαρακτηρίζονται από μια καμπύλη ο καθένας, αλλά από μια καμπύλη για κάθε γωνία μεταπτερυγίου. Προκειμένου να γίνει κατανοητό αυτό, αξίζει να αναλυθεί συνοπτικά ο τρόπος που επιδράει το μεταπτερύγιο στον συντελεστή άνωσης. Αντίστοιχη επίδραση έχει και στους συντελεστές αντίστασης και ροπής.

Μετακινώντας το μεταπτερύγιο αλλάζει η καμπυλότητα της αεροτομής. Αν θυμηθούμε την Θεωρία Λεπτών Αεροτομών του κεφαλαίου 2, η γεωμετρία της αεροτομής υπεισέρχεται στον υπολογισμό του κατωρεύματος της ταχύτητας, μέσω της οποίας υπολογίζεται η κυκλοφορία η οποία παράγει την άνωση. Είναι λοιπόν προφανές ότι μια μεταβολή στην γεωμετρία θα έχει κάποια επίπτωση στην τιμή της άνωσης και συνεπώς και του συντελεστή άνωσης. Όσο η κίνηση του μεταπτερυγίου συνεπάγεται κύρτωση της αεροτομής, η κυκλοφορία αυξάνει και άρα και η ίδια η άνωση. Αυτό είναι εμφανές στο σχήμα 3.4.

Ενώ η αεροτομή μας χαρακτηρίζεται από μια καμπύλη $C_L - \alpha$, η κίνηση του μεταπτερυγίου μεταφράζεται σε μετακίνηση της καμπύλης αυτής. Οπότε ενώ για μια γωνία πρόσπτωσης, έστω α_2 έχουμε συντελεστή άνωσης C_{L2}, κουνώντας το μεταπτερύγιο κατά μια θετική γωνία $f = f_1$ όπως φαίνεται στο σχήμα 3.4, τότε για την ίδια γωνία πρόσπτωσης έχουμε έναν μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης, $C_{L3} > C_{L2}$. Αν το μεταπτερύγιο γυρίσει κατά μια αρνητική γωνία $f = f_2$, τότε ο συντελεστής άνωσης είναι $C_{L1} < C_{L2}$. Βλέπουμε ότι ο συντελεστής

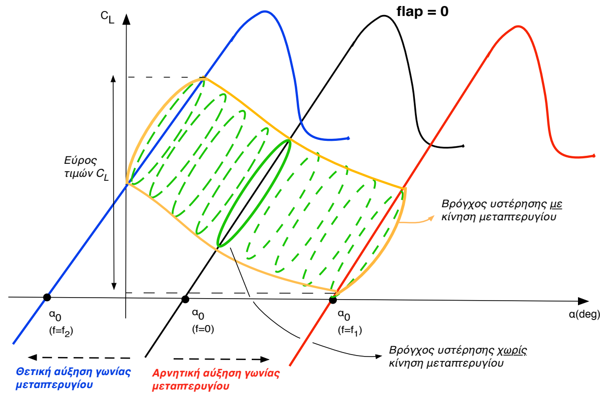


Σχήμα 3.4: Η επίδραση του μεταπτερυγίου στον συντελεστή άνωσης.

C_{L1} αντιστοιχεί στην γωνία πρόσπτωσης α_2 εάν κοιτάζουμε την νέα καμπύλη $C_L - \alpha(flap < 0)$, ή σε γωνία πρόσπτωσης α_1 εάν εξετάζουμε την αρχική μας καμπύλη $C_L - \alpha(flap = 0)$ (αντίστοιχη παρατήρηση ισχύει για την περίπτωση θετικής γωνίας μεταπτερυγίου). Για αυτό και μια γωνία στο μεταπτερύγιο που αλλάζει την γεωμετρία της αρχικής αεροτομής έχει ισοδύναμη επίδραση στον συντελεστή άνωσης με αυτήν που έχει μια μεταβολή στην γωνία πρόσπτωσης της ροής που φτάνει στην αεροτομή.

Ενδιαφέρον παρουσιάζει, επίσης, η μεταβολή των αεροδυναμικών συντελεστών λόγω του μεταπτερυγίου εαν το πεδίο ροής είναι μη μόνιμο. Εξετάζοντας και πάλι μόνο τον συντελεστή άνωσης για λόγους ευκολίας, γνωρίζουμε ότι στο μη μόνιμο πεδίο η συμπεριφορά του δεν είναι γραμμική αλλά εμφανίζεται ένας βρόγχος υστέρησης όπως φαίνεται στο σχήμα 3.5. Καθώς το μεταπτερύγιο κινείται από γωνία f_1 σε f_2, ολόκληρος ο βρόγχος υστέρησης μετατοπίζεται, ‘σαρώνοντας’ έτσι μια μεγάλη περιοχή τιμών C_L όπως φαίνεται στο σχήμα. Ά-ρα, με μια αεροτομή χωρίς μεταπτερύγιο λαμβάνουμε έναν βρόχο υστέρησης, ενώ με μεταπτερύγιο μπορούμε να μετατοπίσουμε κατά βούλησιν τον βρόγχο αυτό και να βρεθούμε σε μια ευρύτερη περιοχή τιμών του συντελεστή άνωσης.

Αυτό ακριβώς το πλεονέκτημα εκμεταλευθήκαμε στην παρούσα εργασία, καθώς είναι εμφανές μέσα από το σχήμα 3.5 ότι εαν τα φορτία που ασκούνται στα πτερύγια είναι μεγάλα, μπορούμε να στρίψουμε το μεταπτερύγιο σε αρνητικές γωνίες, ώστε να έχουμε μικρότερη άνωση και άρα μικρότερα φορτία (αφού η ώση και η ροπή πτερύγωσης (flapwise moment) προκύπτουν κατά ένα πολύ μεγάλο μέρος από την άνωση). Αν αυτό γίνει σε αρκετό πλήθος αεροτομών με μεταπτερύγιο, βάσει νόμου ελέγχου, τότε μπορεί να επιτευχθεί η μείωση της



Σχήμα 3.5: Ο βρόγχος υστέρησης αεροτομής με μεταπτερύγιο μεταβλητής καμπυλότητας.

καταπόνησης του πτερυγίου.

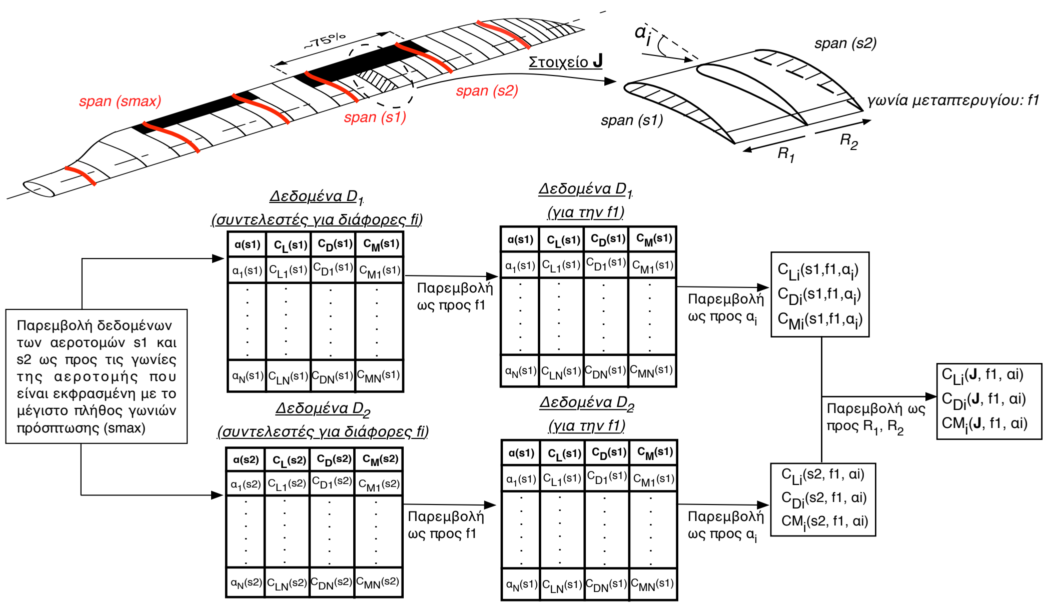
Όσον αφορά, λοιπόν, τον τρόπο που εισάγονται τα δεδομένα των καμπυλών, ακολουθείται μια παρόμοια διαδικασία με αυτήν που επεξηγήθηκε αναλυτικά στον προηγούμενο μέρος του κεφαλαίου. Ο σκοπός μας είναι να γνωρίζουμε τους αεροδυναμικούς συντελεστές στο κέντρο κάθε ενός στοιχείου στο οποίο εφαρμόζεται η Θ.Σ.Ο.. Δίνονται οι καμπύλες $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$ για διάφορες τιμές γωνιών μεταπτερυγίου. Το πως υπολογίζονται οι τιμές αυτές εξηγείται παρακάτω στο παρόν κεφάλαιο. Οι θέσεις στις οποίες δίνονται τα δεδομένα αυτά, είναι τα ίδια σημεία στα οποία δίνετα και η αναλυτική γεωμετρία των αεροτομών. Αυτά τα σημεία, όπως έχει ήδη αναφερθεί, είναι ανεξάρτητα για κάθε πτερύγιο. Στην συνέχεια πρέπει να εκφραστούνε οι αεροδυναμικοί συντελεστές όλων των αεροτομών με μεταπτερύγιο ως προς μια κοινή βάση γωνιών. Δηλαδή, ενώ για μια αεροτομή, όλες οι καμπύλες ανάλογα με την γωνία μεταπτερυγίου είναι δοσμένες για τις ίδιες γωνίες πρόσπτωσης, αυτό δεν ισχύει και για τις διάφορες αεροτομές μεταξύ τους. Η μέθοδος που ακολουθείται είναι να βρούμε την αεροτομή στην οποία οι αεροδυναμικοί συντελεστές έχουν εκφραστεί ως προς το μεγαλύτερο πλήθος γωνίων πρόσπτωσης, και να υπολογίσουμε (μέσω παρεμβολής) όλες τις άλλες καμπύλες ως προς αυτές τις γωνίες πρόσπτωσης. Έτσι, όλα τα δεδομένα αεροδυναμικών συντελεστών είναι εκφρασμένα στην ίδια βάση γωνιών. Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι στον κώδικα *hydroGast* έχει γίνει η θεώρηση ότι όλα τα πτερύγια αποτελούνται από τις ίδιες αεροτομές, δοσμένες στις ίδιες θέσεις (ώστε να μην δημιουργούνται ασυμμετρίες). Έτσι, οι γωνίες ως προς τις οποίες εκφράζονται οι αεροδυναμικοί συντελεστές, είναι οι ίδιες για κάθε πτερύγιο.

Στην συνέχεια γνωρίζοντας την γωνία μεταπτερυγίου του στοιχείου που εξετάζουμε (η οποία έχει προκύψει από τον ελεγκτή μας) βρίσκουμε τους αεροδυναμικούς συντελεστές που αντιστοιχούν στην γωνία αυτή, για τις αεροτομές ανάμεσα στις οποίες βρίσκεται το στοιχείο. Επομένως, αν D_1 είναι το σύνολο των (αεροδυναμικών) δεδομένων στην αεροτομή που προηγείται του στοιχείου και D_2 το αντίστοιχο σύνολο για την αεροτομή που ακολουθεί το στοιχείο, τότε για μια συγκεκριμένη γωνία μεταπτερυγίου έχουμε τα δεδομένα $C_L^{D_1} - \alpha$, $C_L^{D_2} - \alpha$ για την γωνία αυτήν (αντίστοιχα δεδομένα θα έχουμε και για τους συντελεστές αντίστασης και ροπής). Αν η γωνία μεταπτερυγίου δεν συμπιπτει ακριβώς με κάποια από αυτές ως προς τις οποίες έχουμε δεδομένα, η τιμή των μεγεθών που ψάχνουμε προκύπτει με γραμμική παρεμβολή μεταξύ των κοντινότερων σε αυτήν γωνιών. Για την γωνία πρόσπτωσης η οποία χαρακτηρίζει το βήμα μας, έστω α_i βρίσκουμε τον αντίστοιχο συντελεστή για κάθε ένα από τα σύνολα δεδομένων D_1 και D_2 με γραμμική παρεμβολή μεταξύ των γωνιών α_L, α_M στις οποίες ανήκει η α_i (ήτοι $\alpha_L < \alpha_i < \alpha_M$). Οπότε έχουμε τα δεδομένα $C_L^{D_1}(\alpha_i)$ και $C_L^{D_1}(\alpha_i)$ (αντίστοιχα για τους συντελεστές αντίστασης και ροπής). Τέλος, ανάλογα με την απόσταση (R_1) του στοιχείου από την αεροτομή με τα δεδομένα D_1 και την απόστασή του (R_2) από την αεροτομή με δεδομένα D_2 υπολογίζεται η συντελεστής του στοιχείου που εξετάζουμε ($C_L^i(\alpha_i)$) με γραμμική παρεμβολή. Η διαδικαστία φαίνεται ποιοτικά στο σχήμα 3.6.

3.5 Προσδιορισμός καμπυλών $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$ με παράμετρο την γωνία μεταπτερυγίου

Αφού εξηγήθηκε παραπάνω η αναγκαιότητα εισαγαγωγής δεδομένων για τους αεροδυναμικούς συντελεστές σε ένα ευρύ φάσμα πιθανών γωνιών μεταπτερυγίου, στο παρόν τμήμα του κεφαλαίου εξηγείται το πως προσδιορίστηκαν οι καμπύλες αυτές. Αρχικά, πρέπει να αναλυθεί ο τρόπος με τον οποίον υλοποιείται υπολογιστικά η μεταβολή γεωμετρίας μιας αεροτομής λόγω μεταπτερυγίου.

Το μεταπτερύγιο καταλαμβάνει πάντοτε ένα δεδομένο ποσοστό της χροδής, διότι καθώς πλησιάζουμε προς την άκρη του πτερυγίου και η χορδή του μικραίνει σε μήκος, το μεταπτερύγιο θα πρέπει να υπόκειται σε μια ίση (ποσοστιαία) μείωση μήκους. Το μεταπτερύγιο, λοιπόν, χαρακτηρίζεται από δύο γεωμτερικά



Σχήμα 3.6: Υπολογισμός αεροδυναμικών συντελεστών σε ένα στοιχείο με μεταπτερύγιο.

χαρακτηριστικά: το μήκος ως ποσοστό επί της χορδής και το πάχος του που εκφράζεται ως μια κατανομή πάχους σε διεύθυνση κάθετη στην χορδή του.

Επομένως στην πράξη, όταν το μεταπτερύγιο μετακινείται, το πάχος του παραμένει κάθετο ως προς την χορδή του. Στην υπολογιστική προσομοίωση του μεταπτερυγίου όμως, κάτι τέτοιο δεν λήφθηκε υπόψιν και θεωρήθηκε ότι οι συντεταγμένες της αεροτομής αλλάζουν κατά την έννοια του πάχους, και όχι κατά την διεύθυνση της χορδής. Ο λόγος για αυτήν την παραδοχή είναι ο εξής:

Το μεταπτερύγιο έχει μεγαλύτερη επίδραση στους αεροδυναμικούς συντελεστές της αεροτομής όσο η μεταβολή της γεωμετρίας του αφορά σημεία προς την ακμή εκφυγής της. Επομένως επιθυμούμε η ακμή εκφυγής να χαρακτηρίζεται από μεγάλη μετατόπιση σε σχέση με την απαραμόρφωτη αεροτομή. Ωστόσο, η μετατόπιση αυτή δεν επιτυγχάνεται με στροφή του μεταπτερυγίου ως ένα άκαμπτο σώμα διότι κάτι τέτοιο θα είχε σαν επίπτωση κόπωση του τμήματος με μεταπτερύγιο όπως και των επενεργητών του. Αντιθέτως, στην πράξη η χορδή στο τμήμα του μεταπτερυγίου υπερτίθεται σε μια καμπύλη τρίτου βαθμού, η οποία δίνει μια πιο ομαλή μεταβολή του μήκους του μεταπτερυγίου. Στην παρούσα εργασία θεωρούμε ότι οι επενεργητές που χρησιμοποιούμε δρουν κατά μήκος του μεταπτερυγίου χωρίζοντας το σε τμήματα καθένα εκ των οποίων μετακινείται από διαφορετικό επενεργητή. Συνεπώς, είναι δυνατή η μεταβολή του σχήματος του μεταπτερυγίου με έναν τρόπο μη γραμμικό. Επειδή ακριβώς οι γωνίες της ακμής εκφυγής του μεταπτερυγίου ως προς την απαραμόρφωτη αεροτομή δεν είναι μεγάλες, αλλά ο υπολογισμός της κατανομής του πάχους κάθετα σε μια τριτοβάθμια καμπύλη είναι αρκετά περίπλοκος ενώ η επίδρασή του είναι μικρή, έγινε η παραδοχή ότι τα σημεία που αποτελούν τμήμα του μεταπτερυγίου αλλάζουν συντεταγμένες μόνο κατά την διεύθυνση του πάχους της αεροτομής και όχι κατά την διεύθυνση του μήκους αυτής.

Η καμπύλη που υπερτίθεται στην χορδή του μεταπτερυγίου είναι μια τριτοβάθμια συνάρτηση, f(x), με περιορισμούς:

$$f(x_1) = 0$$

$$\frac{df(x}{dt}|_{x=x_1} = 0$$

$$f(c) = (c - x_1)\sin(\frac{\pi}{180})$$

όπου x_1 είναι το σημείο έναρξης του μεταπτερυγίου επάνω στην χορδή "c" ενώ ο όρος $\sin(\pi/180)$ προκύπτει λόγω του γεγονότος ότι υπολογίζουμε την συνάρτηση για γωνία μεταπτερυγίου ίση με 1^o, ώστε αργότερα πολλαπλασιάζοντάς την απλώς με την γωνία μεταπτερυγίου που έχουμε να βρίσκουμε την αντίστοιχη μορφή της συνάρτησης. Η κλίση στην ακμή εκφυγής $\frac{df(x)}{dt}|_{x=c}$ είναι η ελεύθερη παράμετρος που μας καθορίζει την μορφή της καμπύλης. Εμείς εφαρμόσαμε την ενεργητική μείωση φορτίων σε ανεμογεννήτρια μέσω μεταπτερυγίων μεταπβλητής καμπυλότητας για δύο περιπτώσεις μεταπτερυγίων: μεταπτερύγια που καταλαμβάνουν το 10% της χορδής ($x_1 = 0.9c$) και μεταπτερύγια που καταλαμβάνουν το 30% της χορδής ($x_1 = 0.7c$). Όσον αφορά τις καμπύλες 30% που φτιάχτηκαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας, η συνάρτηση της χορδής του μεταπτερυγίου υπολογίζεται εύκολα ως:

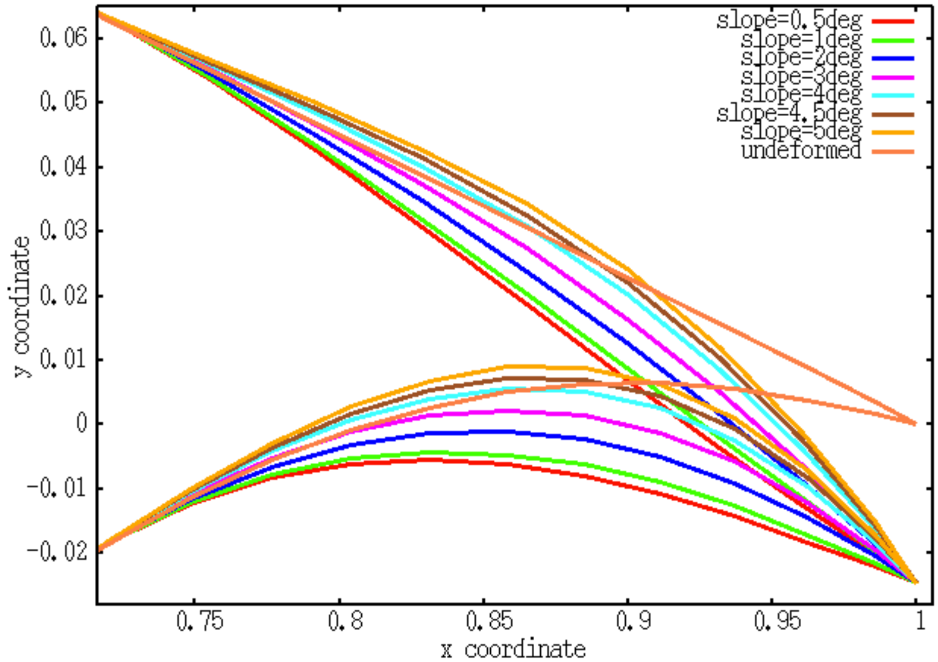
$$\begin{aligned} f(x) = (0.095\frac{df}{dx}|_{x=c} - 0.2087) + (0.778 - 0.3665\frac{df}{dx}|_{x=c})x + \\ (0.4654\frac{df}{dx}|_{x=c} - 0.9445)x^2 + (0.3703 - 0.19391\frac{df}{dx}|_{x=c})x^3 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Υπολογίζοντας την γεωμετρία της αεροτομής για μια τυχαία γωνία μεταπτερυγίου, παραδείγματος χάρην τις 5^o και για διάφορες πιθανές τιμές της κλίσης $\frac{df}{dx}|_{x=c}$ μπορούμε να δούμε πως η τελευταία επηρεάζει την γεωμτερία του μεταπτερυγίου. Τα αποτελέσματα μιας τέτοιας ανάλυσης φαίνονται παρακάτω.

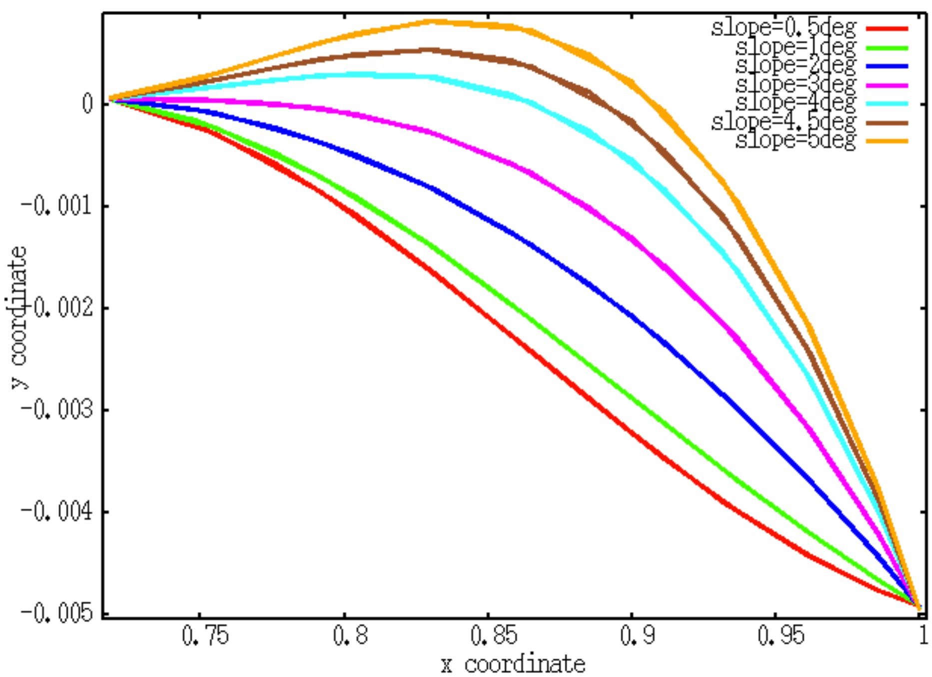
Στο σχήμα 3.7α′ φαίνεται η γεωμετρία που αποκτάει το μεταπτερύγιο καθώς αλλάζουμε την κλίση στην ακμή εκφυγής και για γωνία μεταπτερυγίου ίση με 5^o. Η γεωμετρία αυτή προκύπτει από την υπέρθεση στην χορδή του, της αντίστοιχης συνάρτησης που φαίνεται στο σχήμα 3.7β′ (ανάλογα με την κλίση που έχουμε επιλέξει). Όπως έχει ήδη αναφερθεί, το πάχος της αεροτομής στο τμήμα του μεταπτερυγίου δεν είναι κάθετα κατανεμημένο στην χορδή οπώς είναι στην πραγματικότητα. Αν δηλαδή εξετάσουμε τα σημεία της αεροτομής για μια τυχαία κλίση, λόγου χάρη για $\frac{df}{dx}|_{x=c} = 0.5$ (κόκκινη καμπύλη σχήματος 3.7α′), τότε το κάθε ένα από αυτά έχει συντεταγμένη "x" ίδια με αυτήν που έχει στην απαραμόρφωτη θέση, δηλαδή για μηδενική γωνία μεταπτερυγίου (undeformed στο σχήμα 3.7α′) και συντεταγμένη "y" αυτήν που είχε στην απαραμόρφωτη θέση, υπερτεθιμένη με την μεταβολή που ορίζει η κόκκινη καμπύλη της χροδής του μεταπτερυγίου του σχήματος 3.7α′. Αυτό φαίνεται και στο σχήμα 3.8 όπου βλέπουμε την αεροτομή για μηδενική γωνία μεταπτερυγίου (πράσινη καμπύλη), την συνάρτηση f για κλίση $\frac{df}{dx}|_{x=c} = 0.5$ (μπλε καμπύλη) και την προκύπτουσα γεωμετρία (κόκκινη καμπύλη).

Συνεχίζοντας την ανάλυση με στόχο τον προσδιορισμό των καμπυλών $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$ πρέπει να επιλαγεί μια τελική τιμή για την κλίση $\frac{df}{dx}|_{x=c}$. Κοιτάζοντας το σχήμα 3.7α′ διαπιστώνουμε ότι για κλίση 0.5^o και 1^o η κυρτότητα του μεταπτερυγίου είναι αρκετά μικρότερη από ότι για τις υπόλοιπες τιμές κλίσεων, άρα αναμένουμε αρκετά χαμηλότερους αεροδυναμικούς συντελεστές (κυρίως όσον αφορά το C_L που είναι το βασικό μας ενδιαφέρον). Έτσι απορρίπτονται οι δύο αυτές τιμές για την κλίση. Επίσης, όσον αφορά την περίπτωση των 5^o αν και αναμένεται ο υψηλότερος συντελεστής C_L, η καμπυλότητα που αποκτάει το μεταπτερύγιο είναι πολύ μεγάλη και αυτό ενδέχεται να οδηγεί σε κόπωση τους επενεργητές μας, οπότε απορρίπτεται επίσης. Είμαστε ανάμεσα στις τιμές κλίσεων: $3^o, 4^o$ και 4.5^o. Προκειμένου να καταλήξουμε στην αποδοτικότερη λύση θα υπολογίσαμε τον συντελεστή άνωσης που αντιστοιχεί στις τρεις αυτές περιπτώσεις κλίσεως, για διάφορες τιμές γωνιών του μεταπτερυγίου.

Στο σχήμα 3.9 φαίνεται ενδεικτικά ο συντελεστής άνωσης για τις τρεις εξεταζόμενες περιπτώσεις κλίσεων σε γωνίες μεταπτεριγίων $\pm 2^o$. Είναι εμφανές ότι οι κλίσεις 4^o και 4.5^o δίνουν πρακτικά ίδιο αποτέλεσμα συντελεστή άνωσης το οποίο δεν διαφέρει ιδιαίτερα και από εκείνο που προκύπτει για κλίση 3^o. Η σχέση μεταξύ των τριών καμπυλών επαληθεύεται εύκολα και για άλλες γωνίες

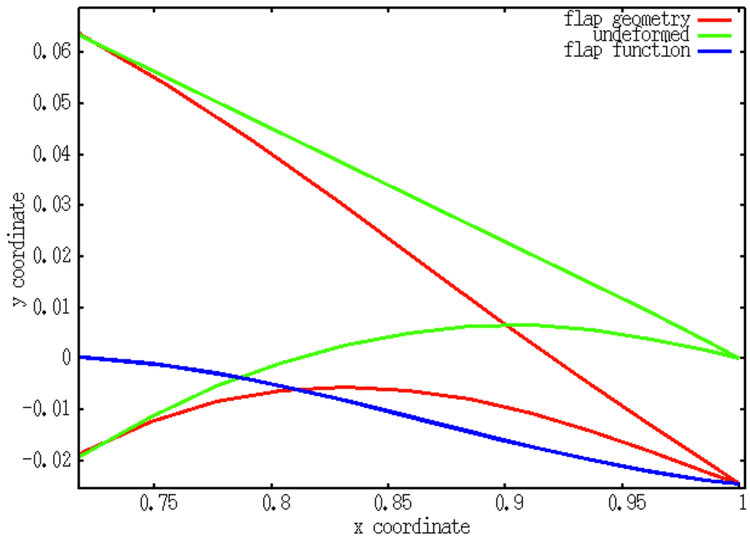


(α΄) Γεωμετρία μεταπτερυγίου για διάφορες τιμές κλίσης $\frac{df}{dx}|_{x=c}$ και για γωνία μεταπτερυγίου 5^o.

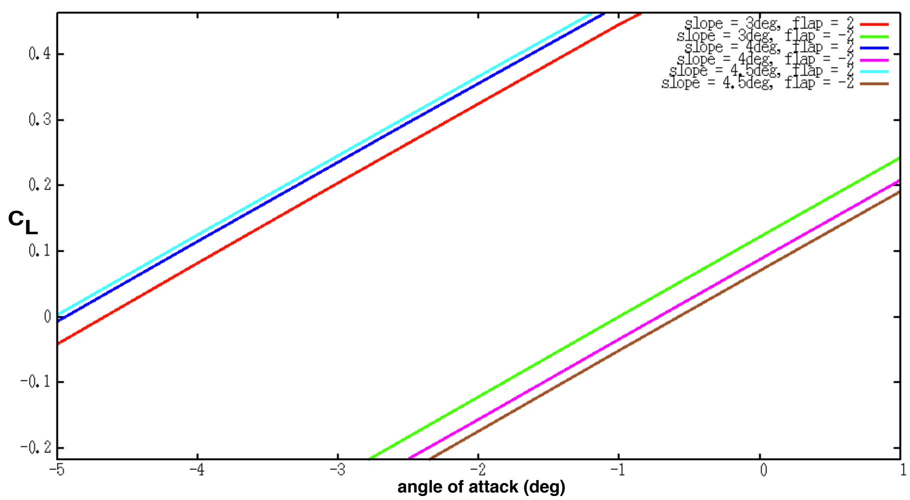


(β΄) Καμπύλη συνάρτησης μεταπτερυγίου για διάφορες τιμές κλίσης $\frac{df}{dx}|_{x=c}$ και για γωνία μεταπτερυγίου 5^o.

Σχήμα 3.7: Γεωμτερίες μεταπτερυγίου και οι μορφές των αντίστοιχων συναρτήσεων που τις παράγουν.



Σχήμα 3.8: Παράδειγμα υπολογισμού γεωμετρίας μεταπτερυγίου.



Σχήμα 3.9: Σύγκριση συντελεστή άνωσης C_L για κλίσεις $3^o, 4^o, 4.5^o$ και γωνίες μεταπτερυγίου $\pm 2^o$.

μεταπτερυγίων σε ένα εύρος $\pm 10^o$ που εξετάσαμε. Επειδή λοιπόν μια από τις βασικότερες προϋποθέσεις για να έχουν νόημα τα αποτελέσματα του ελέγχου είναι η γεωμετρία του μεταπτερυγίου να είναι επιτεύξιμη από τους επενεργητές, και βλέποντας από το σχήμα 3.7α΄ ότι για $\frac{df}{dx}|_{x=c} > 3^o$ η γεωμετρία αυτή γίνεται αρκετά κυρτή, αποφασίσαμε να μοντελοποιήσουμε το μεταπτερύγιο για το οποίο $x_1 = 0.7c$ με κλίση $\frac{df}{dx}|_{x=c} = 3^o$.

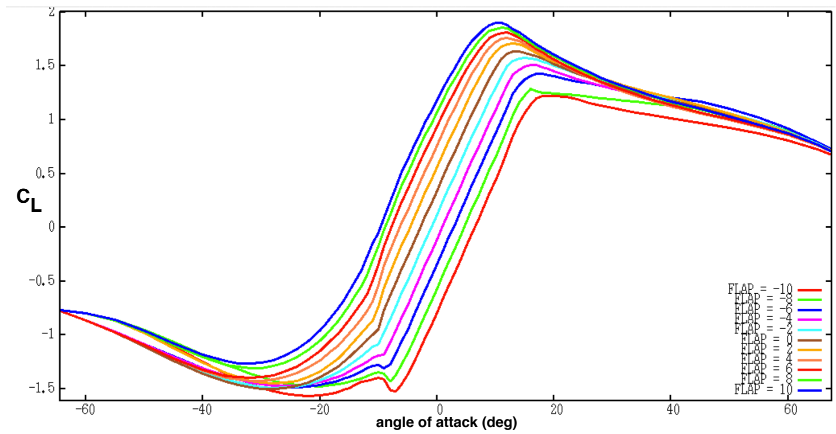
Οι καμπύλες των αεορδυναμικών συντελεστών υπολογίστηκαν για ένα εύρος γωνιών μεταπτερυγίου ($\pm 10^o$ με βήμα 2^o) και πρόσπτωσης ($\approx \pm 14^o$ με βήμα $\approx 0.5^o$) για μόνιμη κατάσταση ροής σε κάθε μια περίπτωση. Ο υπολογισμός αυτός έγινε μέσω του κώδικα *FOIL2W* του εργαστηρίου αεροδυναμικής του Ε.Μ.Π. ο οποίος χρησιμοποιεί στοιχεία στροβιλότητας σαν μέθοδο επίλυσης. Μέρος του ιδίου κώδικα χρησιμοποιήθηκε και για την παραγωγή της γεωμετρίας που παρουσιάστηκε στις εικόνες 3.7α΄, 3.7β΄.

Οι καμπύλες που προέκυψαν προεκτάθηκαν ώστε να καλύπτουν ένα μεγάλο φάσμα τιμών γωνιών πρόσπτωσης οι οποίες ενδέχεται να προκύψουν μόνο σε εξαιρετικές περιπτώσεις λειτουργίας της μηχανής (λ.χ. προσομοίωση κατάστασης αναμονής της ανεμογεννήτριας - standstill simulation). Τέλος, εκφράστηκαν ως προς κοινή βάση γωνιών πρόσπτωσης μέσω παρεμβολής. Το αποτέλεσμα είναι οι καμπύλες $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$, που φαίνονται στο σχήμα 3.10. Οι καμπύλες αυτές υπολογίστηκαν για μια αεροτομή μόνο διότι τα μεταπτερύγια που έχουμε σε όλα τα πτερύγια έχουν ίδια αεροτομή καθόλο το μήκος τους.

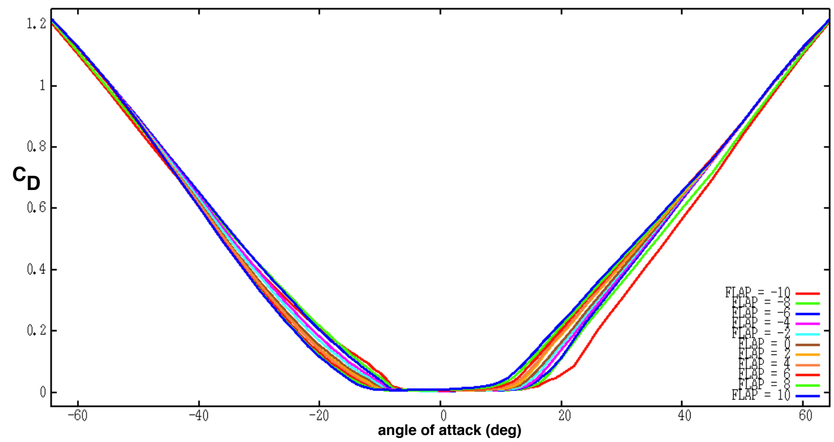
Επίσης, στο σχήμα 3.11 φαίνονται οι ίδιες καμπύλες $C_L - \alpha, C_D - \alpha, C_M - \alpha$, αντίστοιχα αλλά για μεταπτερύγιο μήκους ίσο με το 10% της χορδής. Είναι εμφανές ότι οι τιμές του συντελεστή άνωσης που προκύπτουν και είναι το βασικό μας ενδιαφέρον είναι σαφώς μικρότερες από ότι στην περίπτωση που το μήκος του μεταπτερτυγίου είναι ίσο με το 30% της χορδής. Οπότε αναμένουμε ότι και η μείωση φορτίων στην περίπτωση μεταπτερυγίου με μήκος 30% επί της χοδρής του να είναι μεγαλύτερη. Πρέπει επίσης να τονιστεί ότι οι αεροδυναμικοί συντελεστές με μεταπτερύγιο μήκος ίσο με το 10% της χορδής, δεν υπολογίστηκαν μέσω της εξίσωσης 3.1 αλλά μέσω της παρακάτω εξίσωσης:

$$f(x) = \sqrt{8.21 + (\frac{x}{c} - 0.9)^2} - 2.865$$

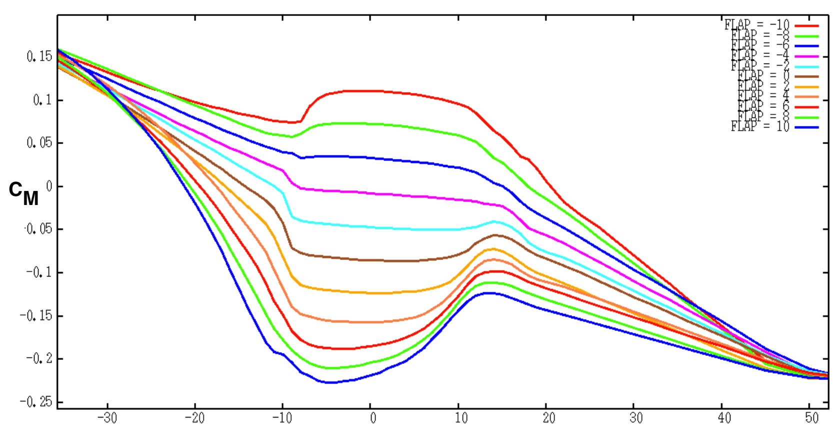
η οποία αποτελεί τμήμα κυκλικού τόξου.



(α΄) Καμπύλη συντελεστή άνωσης για μεταπτερύγιο μήκους 30% της χροδής.

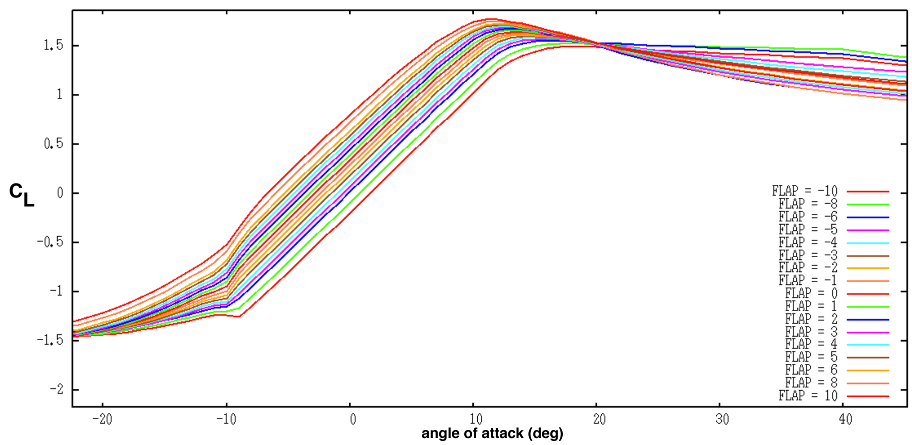


(β΄) Καμπύλη συντελεστή αντίστασης για μεταπτερύγιο μήκους 30% της χροδής.

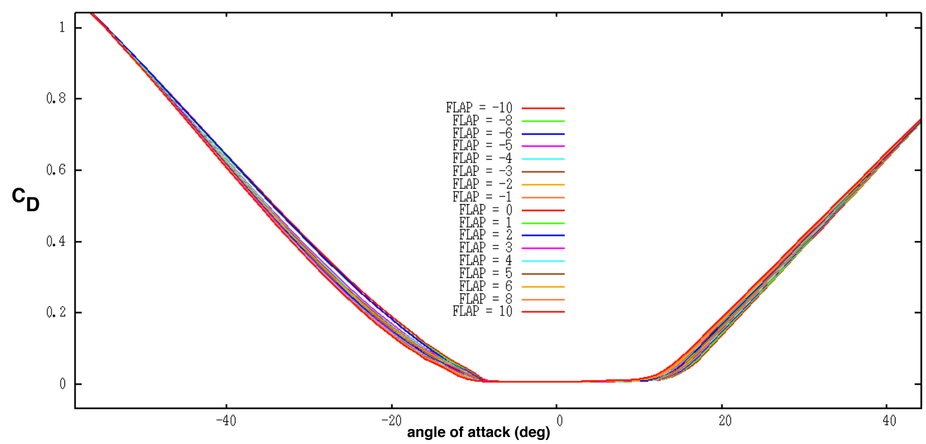


(γ΄) Καμπύλη συντελεστή ροπής για μεταπτερύγιο μήκους 30% της χροδής.

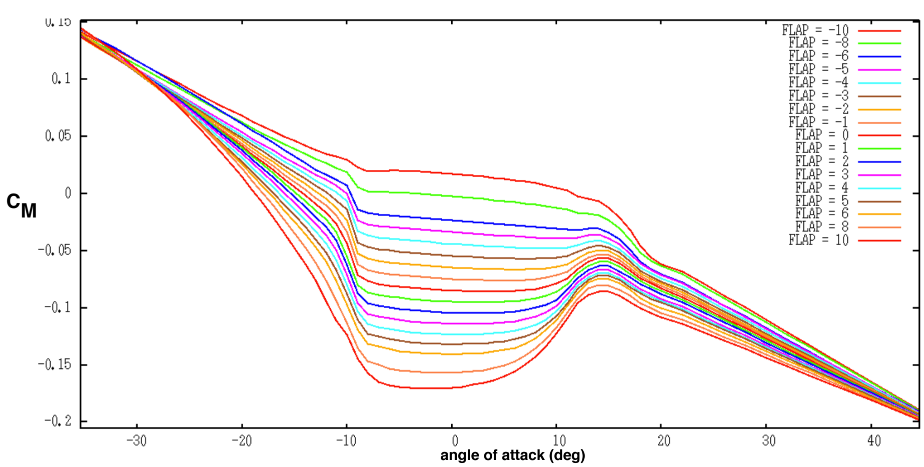
Σχήμα 3.10: Οι αεροδυναμικοί συντελεστές για μεταπτερύγιο μήκους 30% της χροδής.



(α΄) Καμπύλη συντελεστή άνωσης για μεταπτερύγιο μήκους 10% της χροδής.

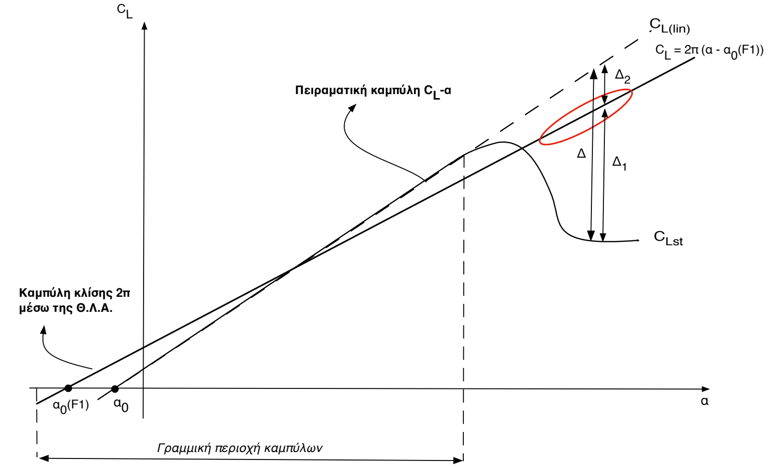


(β΄) Καμπύλη συντελεστή αντίστασης για μεταπτερύγιο μήκους 10% της χροδής.



(γ΄) Καμπύλη συντελεστή ροπής για μεταπτερύγιο μήκους 10% της χροδής.

Σχήμα 3.11: Οι αεροδυναμικοί συντελεστές για μεταπτερύγιο μήκους 10% της χροδής.



Σχήμα 3.12: Ο βρόγχος υστέρησης του συντελεστή C_L όπως υπολογίζεται από την Θ.Λ.Α..

3.6 Διόρθωση των αεροδυναμικών συντελεστών C_L, C_M στα τμήματα με μεταπτερύγιο

Όπως έχει ήδη αναφερθεί στα κεφάλαια 1 και 2, ο υπολογισμός της περιοχής δυναμικής αποκόλλησης γίνεται μέσω του μοντέλου ONERA τόσο στον κώδικα *hydroGast* όσο και στο κώδικα *FOILFS*. Το μοντέλο αυτό προσθέτει μια διόρθωση στους αεροδυναμικούς συντελεστές, βάσει της αντίστοιχης πειραματικής καμπύλης (μέσω της κλίσης της και διαφόρων άλλων παραμέτρων που εισάγονται σε διαφορικές εξισώσεις όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 1).

Όπως έχει παρυσιαστεί η μέθοδος ONERA, η δίορωση Δ που ορίστηκε στο κεφάλαιο 1, υπολογίζεται από την διαφορά του συντελεστή άνωσης της πειραματικής καμπύλης, με τον συντελεστή άνωσης $C_L = dC_L/d\alpha(\alpha - \alpha_0)$ όπου $dC_L/d\alpha$ είναι η κλίση της πειραματικής καμπύλης. Το πρόβλημα που προκύπτει για τον συντελεστή άνωσης ενός τμήματος με μεταπτερύγιο, είναι ότι επειδή εφαρμόζεται η Θεωρία Λεπτών Αεροτομών, ο βρόγχος υστέρησης που προκύπτει, βρίκσεται πάντα γύρω από μια ευθεία με κλίση 2π. Ωστόσο, στην πραγματικόητα η πειραματική καμπύλη $C_L - \alpha$ δεν έχει κατά ανάγκη κλίση 2π. Το αποτέλεσμα που προκύπτει από αυτό το γεγονός φαίνεται στο σχήμα 3.12.

Στο σχήμα αυτό βλέπουμε ότι η διόρωση, Δ, μέσω της διαφοράς $C_{L(lin)} -$

C_{Lst} θα μετακινήσει τον βρόγχο πιο χαμηλά από την καμπύλη $C_{Lst} - \alpha$ καιθώς $dC_L/d\alpha > 2\pi$. Επομένως το σωστό είναι να οριστεί η διόρθωση μέσω του Δ_1. Στην πραγματικότητα, ακολουθήθηκε μια έμμεση διόρθωση ώστε να μπορέσουμε να μεταφέρουμε κατάλληλα τον βρόγχο όχι μόνο στην μη γραμμική περιοχή αλλά και στην γραμμική, στην οποία όπως δείχνει το σχήμα 3.12 ενδέχεται να υπάρχουν αποκλίσεις αν η κλήση της πειραματικής καμπύλης δεν είναι 2π.

Αυτό που γίνεται λοιπόν είναι ότι εξακολουθούμε να εκτελούμε την μέθοδο ONERA μέσω της διόρθωσης κατά Δ, μόνο που έπειτα προσθέτουμε την διαφορά Δ_2 στο αποτέλεσμα. Έτσι ο βρόχος αφού μετακινηθεί υπό της πειραματικής καμπύλης, επανέρχεται στην σωστή του θέση. Όσον αφορά την γραμμική περιοχή, η διόρθωση Δ είναι μηδεν, οπότε η μέθοδος ONERA δεν επιδρά στην μετακίνηση του βρόγχου, αλλά η διόρθωση Δ_2 είναι διάφορη του μηδενός και τον επαναφέρει στην αρχική του θέση.

Καθώς το μεταπτερύγιο κινείται, η καμπύλη C_{Lst} αλλάζει θέση όπως έχει εξηγηθεί παραπάνω μέσω της γραμμικής παρεμβολής που εκτελείται. Άρα, και η καμπύλη $C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_0(F))$ θα πρέπει να μετακινείται επίσης, για αυτό και στο σχήμα 3.12 έχει οριστεί ως συνάρτηση της γωνίας μεταπτερυγίου.

Γενικά, για μια αεροτομή στην οποία εφαρμόζεται η Θ.Λ.Α. η γωνία μηδενικής άνωσης (που εδώ είναι και συνάρτηση της γωνίας μεταπτερυγίου), $\alpha_0(F)$, υπολογίζεται ως:

$$\alpha_0 = -(C_1 + \frac{C_2}{2})$$

όπου οι συντελεστές C_1, C_2 είναι οι δύο πρώτοι συντελεστές Fourier που υπολογίζονται για μόνιμη ροή υπό μηδενική γωνία πρόσπτωσης. Με άλλα λόγια η ταχύτητα κατωρεύματος που χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό τους όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 2 είναι:

$$W(x,t) = U(t)\frac{\partial f}{\partial x} \pm \frac{\partial f}{\partial t} \tag{3.2}$$

και όπως φαίνεται στην εξίσωση 3.2 δεν λαμβάνονται υπόψιν οι ελαστικές μετακινήσεις. Δηλαδή η γωνία $\alpha_0(F)$ υπολογίζεται καθαρά γεωμετρικά (εξαρτάται μόνο από την γεωμετρία 'f' της αεροτομής) ανάλογα με την γωνία μεταπτερυγίου που παράγει ο ελεγκτής σε κάθε βήμα. Έτσι, μετακινείται η καμπύλη $C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_0(F))$ αντίστοιχα με την μετακίνηση της $C_{Lst} = dC_L/d\alpha(\alpha - \alpha_0)$.

Ακριβώς με τον ίδιο τρόπο πρέπει να πραγματοποιηθεί και η διόρθωση του συντελεστή C_M ο οποίος εμφανίζει βρόγχο υστέρησης γύρω από μια τιμή. Η τιμή αυτή είναι η τιμή που προκύπτει από την Θεωρία Λεπτών Αεροτομών, για μόνιμες συνθήκες ροής και εξαρτάται από την γεωμετρία της αεροτομής μόνο. Η διόρθωση είναι απαραίτητη καθώς η τιμή γύρω από την οποία εμφανίζεται ο βρόγχος δεν συμπίπτει εν γένει με τα δεδομένα της πειραματικής καμπύλης. Προκειμένου να λυθεί το ζήτημα αυτό αρκεί να αφαιρούμε σε κάθε βήμα την τιμή αυτή, η οποία υπολογίζεται για μηδενική γωνία πρόσπτωσης όπως ακριβώς γίνεται και στην διόρθωση του συντελεστή άνωσης.

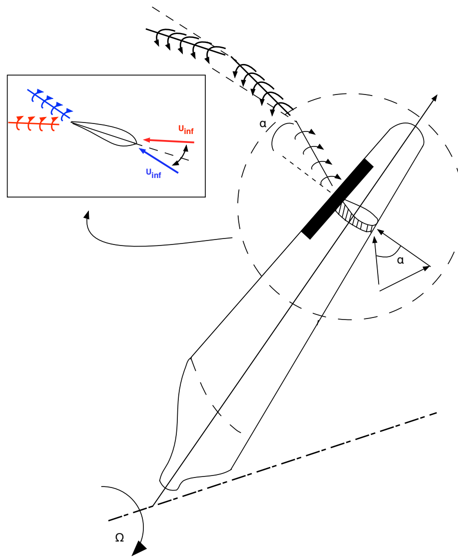
Προφανώς για διαφορετικές γωνίες μεταπτερυγίου η τιμή γύρω από την οποία εμφανίζεται ο βρόγχος υστέρησης του συντελεστή ροπής μεταβάλλεται. Ωστόσο μεταβάλλεται και η πειραματική καμπύλη καθώς αλλάζει η γωνία του μεταπτερυγίου, κάτι που φάνηκε ήδη στα σχήματα 3.10γ΄ (σελίδα 54) και 3.11γ΄ (σελίδα 55). Όπως διαπιστώθηκε, η ενώ αλλάζει η τιμή γύρω από την οποία χτίζεται ο βρόγχος υστέρησης καθώς και η πειραμαική καμπύλη, η απόστασή τους μένει πρακτικά ίδια. Συνεπώς, μπορούμε να υπολογίσουμε την διαφορά αυτή στην αρχή για μηδενική γωνία μεταπτερυγίου και να εκτελούμε την διόρθωση βάσει της διαφοράς αυτής που βρήκαμε όποια και αν είναι η γωνία του μεταπτερυγίου στο βήμα που εξετάζουμε. Έτσι γλιτώνουμε υπολογιστικό κόστος ενώ τα αποτελέσματά μας δεν χάνουνε σε ακρίβεια.

3.7 Τρόπος μοντελοποίησης ομόρρου

Ένα από τα βασικά μέρη της Θ.Λ.Α. είναι η ύπαρξη του ομόρρου καθώς αυτή επηρεάζει σημαντικά την τιμή της ταχύτητας κατωρεύματος και άρα και της κυκλοφορίας που παράγεται. Ο ομόρρους μοντελοποιείται σαν μια σταθερής έντασης δίνη σε κάθε διακεκριμένο τμήμα που τον αποτελεί (σε κάθε χρονικό βήμα παράγεται και ένα νέο τμήμα ομόρρου σταθερής έντασης). Η συνεισφορά του υπολογίζεται μέσω του ολοκληρώματος:

$$\frac{1}{2\pi}\int_{1}^{\infty}\gamma_w(\xi)\frac{1}{x-\xi}\mathrm{d}\xi \tag{3.3}$$

όπου βλέπουμε ότι το ολοκλήρωμα ορίζεται μέχρι το άπειρο. Δύο ζητήματα που προκύπτουν άμεσα είναι: πως μοντελοποιείται η γεωμετρία του ομόρρου (δηλαδή η κατεύθυνση της γραμμής στροβιλότητας που αποβάλεται σε κάθε βήμα) και ο αριθμός των χρονικών βημάτων, N_W που συγκρατούμε στον υπολογίσμό του ομόρρου, με άλλα λόγια $\infty \approx N_W$.



Σχήμα 3.13: Διεύθυνση ομόρρου ανάλογα με την φαινόμενη γωνία.

Όπως έχει ήδη αναφερθεί ο κώδικας *FOILFS* θεωρεί ότι ο ομόρρους είναι οριζόντιος λόγω μικρών μεταβολών γωνίας πρόσπτωσης. Στην εργασία αυτή έγινε η παραλλαγή ότι ο ομόρρους που αποβάλλεται έχει γωνία ως προς την χροδή ίδια με αυτήν που έχει η φαινόμενη ροή. Πάλι δηλαδή εφαρμόζεται μια μεθοδολογία παγωμένου ομόρρου αλλά η διεύθυνση αυτού δεν είναι δεδομένη. Αλλάζει σε κάθε χρονικό βήμα καθώς αλλάζει και η γωνία πρόσπτωσης. Αυτό φαίνεται και στο σχήμα 3.13.

Όσον αφορά πιο ακριβείς τρόπους μοντελοποιήσης του ομόρρου αυτοί εξετάζονται στο κεφάλαιο 7.

Τέλος, σχετικά με το πλήθος των βημάτων ομόρρου που κρατάμε, αυτό έχει αφεθεί σαν ελεύθερη μεταβλητή στον κώδικα ώστε να ρυθμίζεται η ακρίβεια των υπολογισμών κατά βούλησιν. Πάντως, μεγάλο πλήθος βημάτων δεν συνεπάγεται κατά ανάγκην καλή ακρίβεια των υπολογισμών διότι η αεροτομή εκτελεί περιστροφική κίνηση ως προς το αδρανειακό σύστημα (βάση της ανεμογεννήτριας) κάτι που δεν έχει ληφθεί υπόψιν στην παρούσα μοντελοποίηση. Σε αυτήν την εργασία και για όλες τις περιπτώσεις που εξετάσαμε είναι $N_W = 200$ το οποίο προέκυψε μετά από παρατήρηση αποτελεσμάτων με μόνη διαφορετική παράμετρο υπολογισμών τον αριθμό των χρονικών βημάτων του ομόρρου που λαμβάνουμε υπόψιν. Στην ανάλυση αυτήν φάνηκε ότι για $N_W = 200 \longrightarrow 500$ δεν είχαμε διαφορά στις τιμές του συντελεστή άνωσης που κυρίως μας αφορούν, ενώ για

$N_W = 40 \longrightarrow 200$ υπήρχε μια μικρή διαφορά.

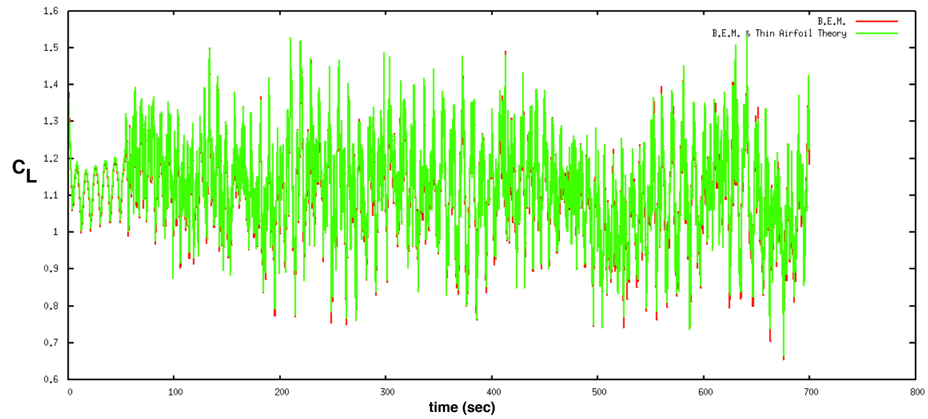
3.8 Σύνοψη κεφαλαίου

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάστηκαν οι βασικότερες προσαρμογές που έγιναν κατά την ενσωμάτωση του κώδικα *FOILFS* στον *hydroGast*. Αναφερθήκαμε σε γεωμετρικά ζητήματα, όπως η μετατροπή της διακριτοποίησης της πτέρυγας, σε μετατροπές ως προς αεροδυναμικές παραμέτρους, όπως η παρεμβολή των αεροδυναμικών συντελεστών βάσει της γωνίας μεταπτερυγίου καθώς και σε παραδοχές μοντελοποίησης, όπως το μήκος και η γεωμετρία του ομόρρου. Επίσης, παρουσιάστηκαν και ορισμένα θεωρητικά στοιχεία αεροδυναμικής ώστε να γίνει αντιληπτός ο τρόπος με τον οποίο επιδρά η μεταβλητή γεωμετρία της αεροτομής με μεταπτερύγιο στην άνωση του στοιχείου και συνεπώς στα φορτία ολόκληρου του πτερυγίου.

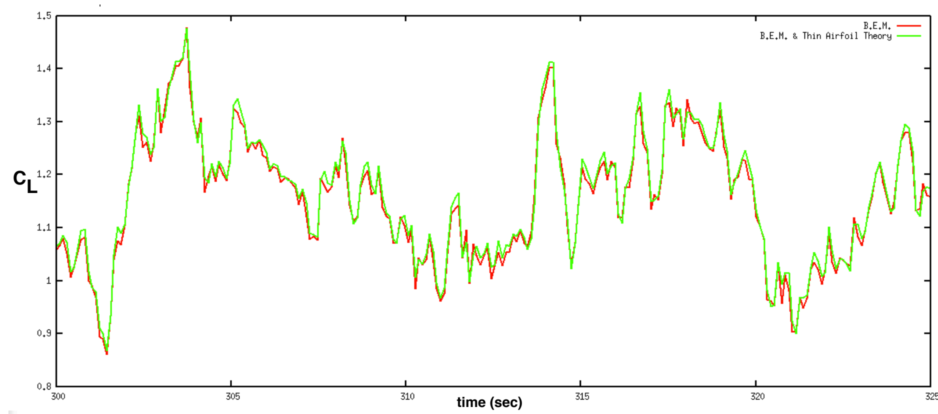
Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι έγινε προσπάθεια οι παράμετροι που ρυθμίζουν την ακρίβεια μοντελοποίησης της πτέρυγας από την Θ.Λ.Α. να μείνουν ελεύθερες και είτε να ρυθμίζονται στα αρχεία δεδομένων της προσομοίωσης είτε να είναι εύκολο να μετατραπούν στον κώδικα (με μεταβλητές που είναι παράμετροι). Τέτοιες παράμετροι είναι για παράδειγμα το πλήθος των στοιχείων στα οποία διαμερίζεται το πτερύγιο (και συνεπώς έμμεσα το πλήθος των στοιχείων στα οποία εφαρμόζεται η Θ.Λ.Α.), η γεωμετρία του ομόρρου και το μήκος του, η καμπύλη που ακολουθεί η χορδή του μεταπτερυγίου και το πλήθος και η πυκνότητα των γωνιών μεταπτερυγίου ως προς τις οποίες γίνεται η παρεμβολή των χαρακτηριστικών της αεροτομής.

Παρακάτω βλέπουμε τα συκγριτικά αποτελέσματα για δύο περιπτώσεις αεροελατικής προσομοίωσης τριπτέρυγης ανεμογεννήτριας (μήκος πτερυγίου R=89 m) σε τυρβώδη άνεμο, με οριακό στρώμα που χαρακτηρίζεται από εκθέτη s=0.2. Στην μια περίπτωση όλη η προσομοίωση γίνεται με την Θ.Σ.Ο. (μόνο κώδικας *hydroGast*), ενώ στην δεύτερη έχει οριστεί ένα μήκος μεταπτερυγίου ίσο με το 10% του μήκους του πτερυγίου και πλάτος ίσο με το 10% της χορδής, το οποίο παραμένει ακίνητο κατά την προσομοίωση αλλά η αεροδυναμική του συμπεριφορά υπολογίζεται μέσω της Θ.Λ.Α. (κώδικας *hydroGast* σε συνδυασμό με κώδικα *FOILFS*).

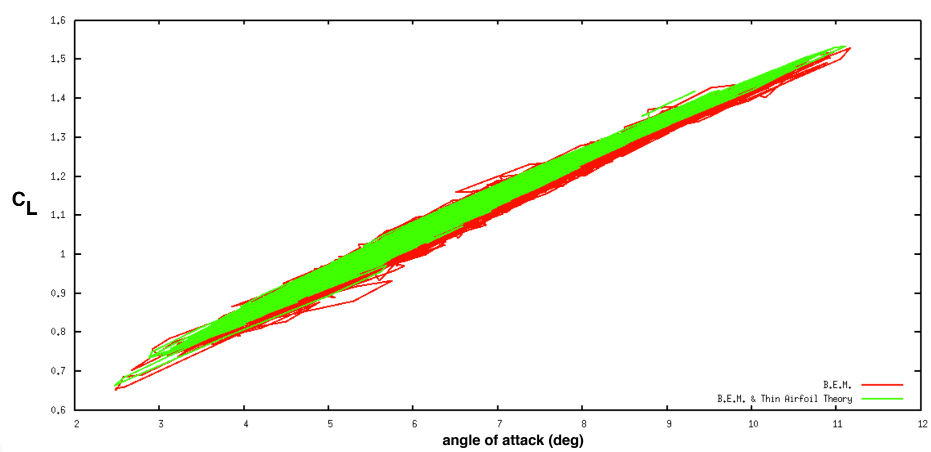
Στο σχήμα 3.14 φαίνονται τα συγκριτικά αποτελέσματα για τον συντελεστή άνωσης ενός στοιχείου ανάλογα με την θεωρία που υλοποιείται κάθε φορά. Στο σχήμα 3.14β′ βλέπουμε ότι οι διαφορές είναι αμελητέες, ενώ από το σχήμα 3.14α′ φαίνεται ότι η μέση τιμή του συντελεστή άνωσης μένει πρακτικά αμετάβλητη.



(α΄) Συντελεστής άνωσης συναρτήσει του χρόνου για προσομοίωση δεκαλέπτου.



(β΄) Συντελεστής άνωσης συναρτήσει του χρόνου για ένα στιγμιότυπο της προσομοίωσης.

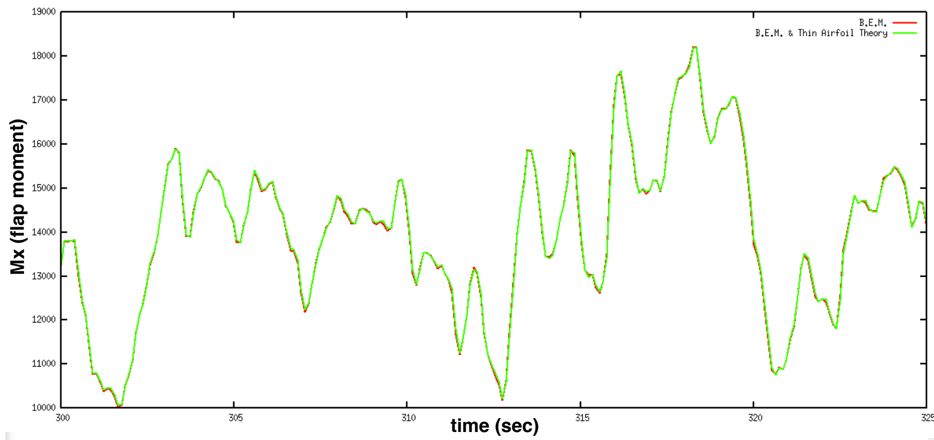


(γ΄) Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για ένα στιγμιότυπο.

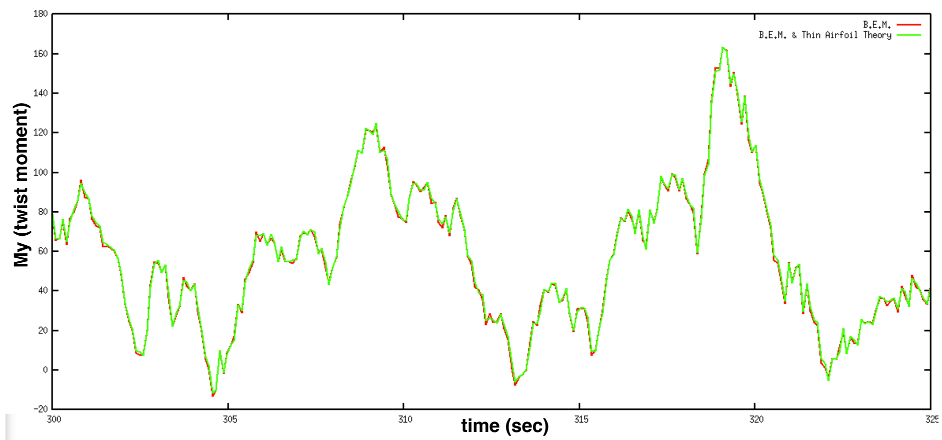
Σχήμα 3.14: Επιρροή συντελεστή άνωσης λόγω της ενσωμάτωσης του κώδικα *FOILFS* στον κώδικα *hydroGast* .

Τέλος, στο σχήμα 3.14γ΄ φαίνεται ότι υπάρχει μια διαφοροποίηση στην τιμή του συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης καθώς στην Θ.Σ.Ο. ο βρόγχος υστέρησης εμφανίζεται λίγο πιο πλατύς. Η διαφορά αυτή ωστόσο δεν είναι ουσιώδης.

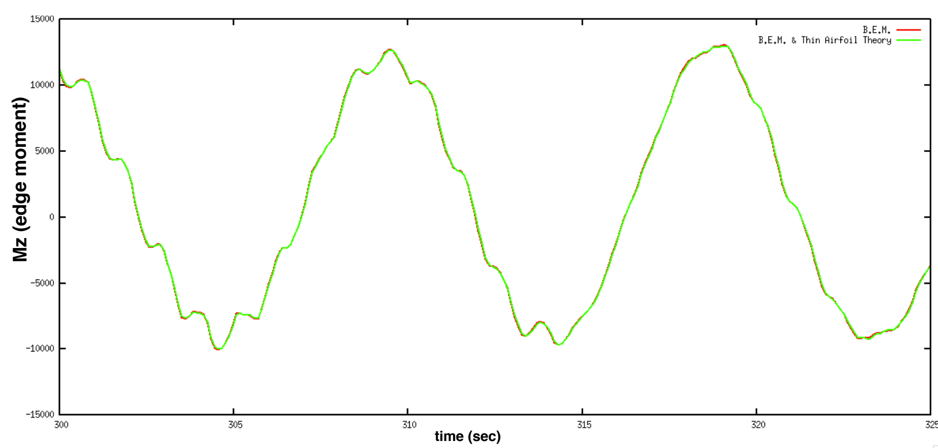
Όσον αφορά τα φορτία, αυτά παρουσιάζονται στο σχήμα 3.15. Στα σχήματα 3.15α΄ και 3.15β΄ βλέπουμε την ροπή πτερύγισης και στρέψης αντίστοιχα που επιρεάζονται ελάχιστα, ενώ η ροή περιτροφής (σχήμα 3.15γ΄) που προκύπτει κυρίως από το βάρος των πτερυγίων (εξού και η καθαρή περιοδικότητα 1P) δεν επιρεάζεται καθόλου. Τα φορτία του σχήματος 3.15 αφορούν την ρίζα ενός πτερυγίου και προκύπτουν από την συνεισφορά των φορτίων όλων των στοιχείων στα οποία έχει διαμεριστεί το πτερύγιο. Επομένως, ήταν αναμενόμενο για ένα μεταπτερύγιο μήκους $L_1 = 10\%R$ και πλάτους $L_2 = 10\%c$ η μεταβολή που πρκύπτει στα φορτία να είναι μικρή δεδομένου ότι σε ένα μικρό μόνο ποσοστό των στοιχείων θα εφαρμόζεται η Θ.Λ.Α. (στην περίπτωσή μας στο 13%). Όσο αυξάνουμε τουλάχιστον το ένα από τα δύο μήκη L_1, L_2 η διαφοροποίηση (κυρίως στην ροπή M_x) θα γίνεται πιο έντονη, αλλά όχι τόσο ώστε να καταστήσει απαράδεκτη την εφαρμογή της Θ.Λ.Α. εντός του κώδικα *hydroGast*.



(α΄) Ροπή πτερύγισης συναρτήσει του χρόνο για ένα στιγμιότυπο της προσομοίωσης.



(β΄) Ροπή στρέψης συναρτήσει του χρόνο για ένα στιγμιότυπο της προσομοίωσης.



(γ΄) Ροπή περιστροφής συναρτήσει του χρόνο για ένα στιγμιότυπο της προσομοίωσης.

Σχήμα 3.15: Επιρροή στα φορτία λόγω της ενσωμάτωσης του κώδικα *FOILFS* στον κώδικα *hydroGast* .

Κεφάλαιο 4

Το σύστημα ελέγχου κλειστού βρόγχου

4.1 Εισαγωγη

Στον κώδικα *hydroGast* πραγματοποιείται έλεγχος στροφών μέχρι το σημείο που επιτυγχάνεται η ονομαστική ισχύς της ανεμογεννήτριας. Από το σημείο αυτό και έπειτα εκτελείται έλεγχος βήματος (pitch regulation) με στόχο να διατηρείται η παραγώμενη ισχύς σταθερή στην ονομαστική της τιμή. Για ταχύτητες ανέμου μικρότερες των 7m/sec δεν γίνεται κανενός είδους έλεγχος.

Με την εισαγωγή Μ.Μ.Κ. στο σύστημα, δηλιουργήσαμε ένα καινούργιο σύστημα αυτομάτου ελέγχου, το οποίο λειτουργεί ανεξάρτητα από τον έλεγχο της γωνίας βήματος. Στο κεφάλαιο αυτό αναφέρονται τα βασικά στοιχεία του καινούργιου συστήματος ελέγχου. Ο έλεγχος βασίστηκε στην μεθοδολογία κλειστού βρόγχου, δηλαδή στον έλεγχο του σφάλματος της πραγματικής τιμής του υπό μέτρηση μεγέθους, από την επιθυμητή τιμή. Εξαίρεση αποτελεί ο έλεγχος της ανεμογεννήτριας σε κατάσταση αναμονής (standstill) ο οποίος βασίστηκε σε μια λογική ανοιχτού βρόγχου. Κατά την διαδικασία του ελέγχου, το σήμα που λαμβάνουμε από τους αισθητήρες φιλτράρεται πριν οδηγηθεί στον ελεγκτή, με σκοπό να αποκοπούν ορισμένες συχνότητες και να απομονοθεί η βασική συχνότητα πρόκλησης αεροδυναμικών φορτίων. Επίσης, ένας από τους κύριους λόγους που απαιτείται αποκοπή ορισμένων συχνοτήτων είναι ότι το σήμα που θα προκύψει από τον ελεγκτή (έπειτα από το φιλτράρισμα) προς τον επενεργητή, θα έχει τις ίδιες συχνότητες με το αρχικό ενώ θα πρέπει να υπαγορεύει εφικτές κινήσεις. Οι επενεργητές έχουν περιορισμένες δυνατότητες κινήσεως πράγμα που κάνει αναγκαίο το φιλτράρισμα του προς έλεγχο σήματος. Σε περιπτώσεις που το σήμα περιέχει χαμηλές συχνότητες, το φίλτρο μπορεί να παραληφθεί (λ.χ. έλεγχος σε κατάσταση αναμονής).

Στο παρόν κεφάλαιο αναλύονται με την σειρά οι τρεις βασικές συνιστώσες του συστήματος ελέγχου:

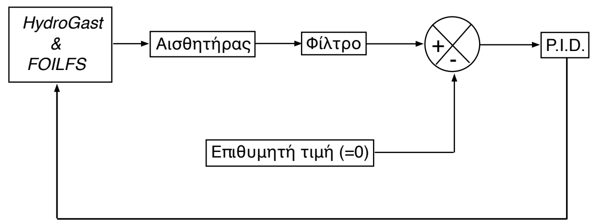
1. Οι αισθητήρες
2. Τα φίλτρα
3. Οι ελεγκτές (σύστημα κλειστού βρόγχου και σύστημα ανοιχτού βρόγχου)

Όσον αφορά τους αισθητήρες χρησιμοποιήθηκαν τριών ειδών: επιταχυνσιόμετρο σε κάθε ακροπτερύγιο, επιμηκυνσιόμετρο στην ρίζα του κάθε πτερυγίου, σωλήνας Pitot στο 75% της ακτίνας του κάθε πτερυγίου (όπου η φορτίσεις είναι συνήθως μέγιστες). Στην πραγματικότητα οι δύο πρώτες μέθοδοι είναι ισοδύναμες καθώς αφορούν και οι δύο το φορτίο πτερύγισης αφού η μέτρηση της επιτάχυνσης είναι μια ένδειξη της τάξης μεγέθους της ροπής. Ωστόσο ο κάθε αισθητήρας έχει τα δικά του πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα, με βασική διαφορά των δύο την ύπαρξη (ή μη) μέσης τιμής στο μετρούμενο σήμα. Το επιταχυνσιόμετρο παρέχει σήμα χωρίς μέση τιμή ενώ το σήμα του επιμηκυνσιομέτρου έχει μη μηδενική μέση τιμή. Αυτό όπως θα δούμε αργότερα έχει σοβαρή επίπτωση στο είδος του ελεγκτή που επιλέγουμε. Πριν την περιγραφή των αισθητήρων γίνεται μια αναφορά στο είδος ελέγχου που εφαρμόζεται (εξατομικευμένος, κυκλικός έλεγχος).

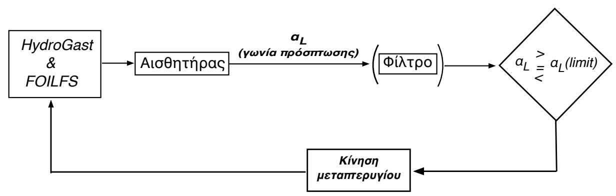
Τα φίλτρα που δοκιμάστηκαν στην εργασία αυτή είναι ελλειπτικά και Chebysev δευτέρου τύπου. Δοκιμάστηκαν δύο βασικές κατηγορίες φίλτρων: χαμηλοπερατά και μεσοπερατά φίλτρα. Τα υψιπερατά φίλτρα απορρίφθηκαν εξαρχής διότι τα σήματα που παράγουν δεν οδηγούν σε επιτεύξιμες κινήσεις επενεργητή. Οι παράμετροι των ελλειτπικών φίλτρων εκλέχθηκαν βασιζόμενοι σε αποτελέσματα παλαιότερης διπλωματικής εργασίας [3.3] κατά την οποία δοκιμάστηκαν διάφοροι τύποι φίλτρων και πλήθος παραμέτρων ελλειπτικών φίλτρων με σκοπό να βρεθεί το πιο αποδοτικό από άποψη απομόνωσης συχνοτήτων και ελάχιστης μεταβολής της φάσης του σήματος (το ελλειπτικό φίλτρο εισάγει μια διαφορά φάσης μεταξύ του σήματος εισόδου και εξόδου). Όσον αφορά τα φίλτρα Chebysev τυπικές παράμετροι εκλέχθηκαν από την βιβλιογραφία.

Τέλος, στις προσομοιώσεις κλειστού βρόγχου ο ελεγκτής που χρησιμοποιήσαμε είναι ο κλασσικός P.I.. Ο έλεγχος γίνεται με βάση το σφάλμα πραγματικής - επιθημητής τιμής σήματος, και καθώς η επιθυμητή τιμή είναι πάντα μηδέν (είτε είναι επιτάχυνση του άκρου του πτερυγίου είτε επιμήκυνση στην ρίζα αυτού), εισάγεται σαν μεταβλητή ελέγχου απευθείας η έξοδος του φίλτρου. Στο σχήμα 4.1 φαίνεται το δομικό διάγραμμα του συστήματος ελέγχου κλειστού βρόγχου.

Στις περιπτώσεις ανοιχτού βρόγχου δεν λαμβάνουμε ανατροφοδότιση από το σύστημα αλλά μόνο την μέτρηση της παρούσας κατάστασης (ταχύτητα και



Σχήμα 4.1: Το σύστημα ελέγχου κλειστού βρόγχου.



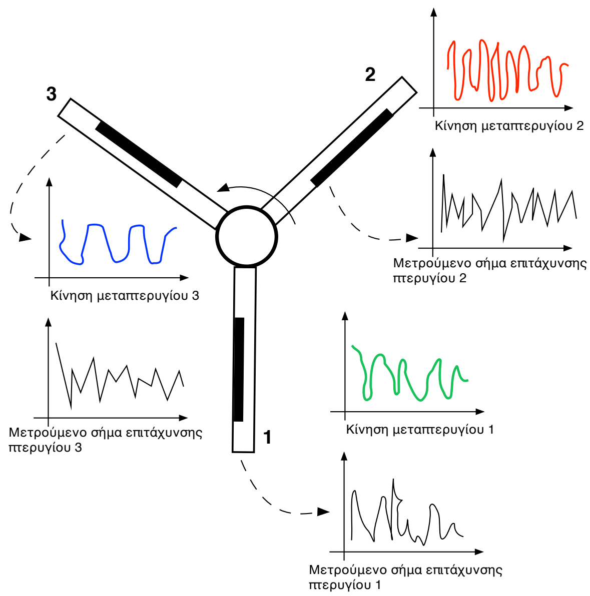
Σχήμα 4.2: Το σύστημα ελέγχου ανοιχτού βρόγχου (standstill).

γωνία πρόσπτωσης) από τον σωλήνα Pitot. Βάσει αυτής ρυθμίζεται η γωνία των μεταπτερυγίων με στόχο την ελάττωση των καμπτικών ροπών στις διευθύνσεις πτερύγισης και περιστροφής. Στο σχήμα 4.2 φαίνεται το δομικό διάγραμμα του συστήματος ελέγχου ανοιχτού βρόγχου.

Στα υποκεφάλαια που ακολουθούν γίνεται μια συνοπτική ανάλυση των τριών μερών που απαρτίζουν το σύστημα ελέγχου: των αισθητήρων, των φίλτρων και του ελεγκτή.

4.2 Αισθητήρες και είδος ελέγχου

Οι αισθητήρες που εξετάστηκαν είναι όπως αναφέρθηκε ήδη τρεις: επιταχυνσιόμετρο, επιμηκυνσιόμετρο και σωλήνας Pitot. Εν γένει, υπάρχουν δύο τρόποι συλλογής του σήματός που παρέχει ένας αισθητήρας. Επόμένως διχωρίζουμε τον έλεγχο σε δύο είδη ανάλογα με το πως επεξεργαζόμαστε το μετρούμενο σήμα πρωτού αυτό διέλθει από το φίλτρο και τον ελεγκτή. Το πρώτο είδος ελέγχου αποκαλλείται εξατομικευμένος έλεγχος - Ε.Ε. (individual control), ενώ το δεύτερο είναι γνωστό ως κυκλικός έλεγχος - Κ.Ε. (cyclic control). Το τι είδους έλεγχο θα χρησιμοποιήσουμε εξαρτάται κυρίως από τον αισθητήρα που υλοποιούμε. Έτσι, εάν χρησιμοποιούμε επιταχυνσιόμετρο στο ακροπετρύγιο ή σωλήνα Pitot, μπορούμε να επιλέξουμε όποιον από τους δύο ελέγχους επιθυμούμε, ενώ με αισθητήρα επιμηκινσιόμετρο μπορούμε να εφαρμόσουμε μόνο Κ.Ε.



Σχήμα 4.3: Ο εξατομικευμένος έλεγχος.

(διότι το σήμα του επιμηκυνσιομέτρου περιέχει μέση τιμή η οποία είναι απαγορευτική για ελεγκτή με ολοκληρωτικό όρο και η οποία εξαφανίζεται μόνο μέσω κυκλικού ελέγχου). Στο σημείο αυτό παρουσιάζεται συνοπτικά η διαφορά των δύο αυτών μεθόδων ελέγχου.

4.2.1 Εξατομικευμένος έλεγχος (Individual control)

Ο Ε.Ε. είναι η πιο απλή μέθοδος ελέγχου που μπορούμε να εφαρμόσουμε. Σύμφωνα με αυτή, κάθε πτερύγιο ελέγχεται σαν ξεχωριστό σώμα. Αυτό σημαίνει ότι σε κάθε πτερύγιο γίνεται η μέτρηση του σήματος προς έλεγχο (λ.χ. επιτάχυνση ακροπτερυγίου) βάσει των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών στο πτερύγιο αυτό. Το σήμα ελέγχου που προκύπτει αφορά μόνο το πτερύγιο από το οποίο προήλθε το σήμα προς έλεγχο. Έτσι, το κάθε μεταπτερύγιο εκτελεί διαφορετική κίνηση προσπαθώντας να ελαχιστοποιήσει το σφάλμα σήματος του πτερυγίου στο οποίο βρίσκεται δίχως να λαμβάνει υπόψιν τι συμβαίνει στα υπόλοιπα πτερύγια. Αυτό το είδος ελέγχου φαίνεται ποιοτικά στο σχήμα 4.3.

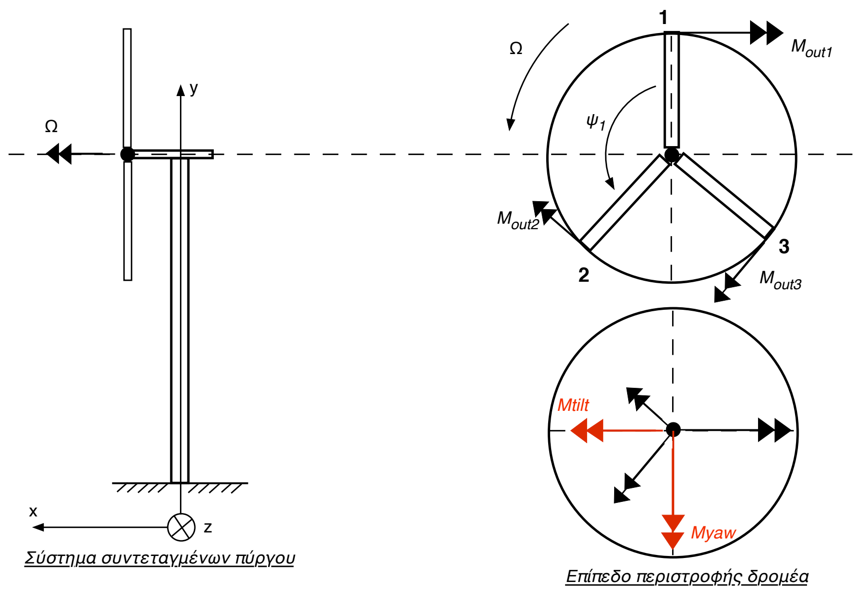
Ο τρόπος υλοποίησης της μεθόδου στον κώδικα είναι σχετικά απλός. Σε κάθε βήμα και για κάθε πτερύγιο, μόλις συγκλίνει το ελαστικό - αεροδυναμικό κομμάτι και πριν προχωρήσουμε στο επόμενο πτερύγιο (ή στο επόμενο χρονικό βήμα αν είμαστε στο τελευταίο πτερύγιο) υπολογίζεται το σήμα (π.χ. επιτάχυνση στο ακροπτερύγιο) του συγκεκριμένου σώματος. Το σήμα περνάει από το φίλτρο και έπειτα από τον ελεγκτή και αφού υπολογιστεί η απαιτούμενη γωνία μεταπτερυγίου ώστε να μηδενιστεί το σφάλμα, αποθηκεύεται σε μια μεταβλητή που αφορά το συγκεριμένο πτερύγιο και μόνο τα στοιχεία εκείνα που έχουν μεταπτερύγιο (άρα όλα τα στοιχεία του μεταπτερυγίου ενός σώματος θα κινηθούν κατά την ίδια γωνία). Αυτό γίνεται για κάθε μεταπτερύγιο ξεχωριστά, βάσει του δικού του σήματος μόνο. Μόλις η διαδικασία ολοκληρωθεί για όλα τα πτερύγια και προχωρήσουμε στο επόμενο χρονικό βήμα, οι τιμές γωνιών που αποθηκεύθηκαν συναρτήσει του πτερυγίου θα χρησιμοποιηθούν στο χτίσιμο της γεωμετρίας των στοιχείων με μεταπτερύγιο κατά την εφαρμογή της Θ.Λ.Α., αλλάζοντας έτσι την κυκοφορία του στοιχείου και άρα και τα φορτία που θα προκύψουν σε αυτό. Με αυτόν τον τρόπο, η μέτρηση του σήματος και ο έλεγχος αυτού επιδρούνε στα φορτία που ασκούνται στην ανεμογεννήτρια μειώνοντάς τα.

4.2.2 Κυκλικός έλεγχος (Cyclic control)

Η τεχνική του κυκλικού ελέγχου υλοποιείται συνήθως σε σήμα που έχει προέλθει από μέτρηση των φορτίων και συγκεκριμένα των ροπών πτερύγισης (flap) και περιστροφής (edge). Η μέτρηση αυτή προκύπτει συνήθως από επιμυκηνσιόμετρο, με μετατροπή της τάσης που αυτό υπολογίζει, σε ροπή. Σύμφωνα με την μέθοδο, οι ροπές M_{flap} και M_{edge} όλων των πτερυγίων συνδυάζονται κατάλληλα και μετασχηματίζονται σε δύο άλλες συνιστώσες ροπής, τις M_{yaw}, M_{tilt}. Οι τελευταίες είναι εκφρασμένες σε ένα ακίνητο σύστημα αναφοράς στο επίπεδο του δρομέα (rotor plane) ενώ οι συνιστώσες από τις οποίες προήλθαν βρισκόντουσαν σε κινούμενο σύστημα αναφοράς (στο τοπικό σύστημα αναφοράς του κάθε πτερυγίου). Το διάνυσμα της ροπής M_{yaw} είναι κάθετο στο διάνυσμα της M_{tilt} ενώ και τα δύο βρίσκονται στο επίπεδο περιστροφής του δρομέα. Στην ουσία οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} εκφράζουν κατά μια έννοια την συνολική φόρτιση που δέχεται η ανεμογεννήτρια ως προς ένα σταθερό σύστημα συντεταγμένων και περιέχουν πληροφορία των καμπτικών ροπών όλων των πτερυγίων. Τα διανύσματα M_{yaw} και M_{tilt} φαίνονται στο σχήμα 4.4.

Οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} προκύπτουν άμεσα ως:

$$M_{tilt} = \sum_{i=1}^{B} M_{out,i} \cos \psi_i \tag{4.1}$$



Σχήμα 4.4: Οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} στο επίπεδο του δρομέα.

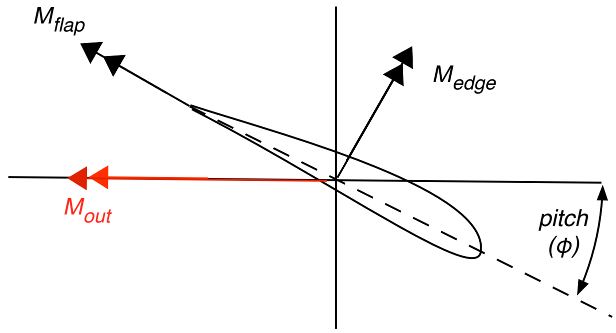
$$M_{yaw} = \sum_{i=1}^{B} M_{out,i} \sin \psi_i \tag{4.2}$$

Όπου ‘B’ είναι ο αριθμός των πτερυγίων και ψ_i η αζυμούθια γωνία του πτερυγίου (συμπεριλαμβανομένης και της φάσης που χαρακτηρίζει το κάθε ένα πτερύγιο). Οι συνιστώσες $M_{out,i}$ έχουν προκύψει από τον συνδυασμό ροπών πτερύγισης και περιστροφής ανάλογα με την γωνία βήματος (pitch angle). Στην ουσία είναι οι ροπές του επιπέδου περιστροφής πάλι, αλλά εκφρασμένες στο κινούμενο σύστημα αναφοράς του κάθε περυγίου. Στο σχήμα 4.5 φαίνεται το πως η γωνία βήματος του κάθε πτερυγίου ($\beta_p^i, i = 1 \longrightarrow B$) επιδρά στην $M_{out,i}$.

Επομένως, βάσει της 4.5 θα ισχύει:

$$M_{out,i} = M_{flap,i} \cos \beta_p^i + M_{edge,i} \sin \beta_p^i \tag{4.3}$$

Αφού υπολογισθούν οι ροπές M_{tilt} και M_{yaw} φιλτράρονται ξεχωριστά. Κατά το φιλτράρισμα είναι σημαντικό να αποκοπούν οι συχνότητες 3P και 6P του αρχικού σήματος της κάθε ροπής. Οπότε συνήθως χρησιμοποιείται είτε ένα χαμηλοπερατό φίλτρο με συχνότητα αποκοπής την συχνότητα 6P που αντιστοιχεί στις υψηλότερες στροφές του δρομέα (9.6rpm) είτε δύο ζωνοαποκοπτικά (bandstop) φίλτρα καθένα από τα οποία αποκόπτει μια εκ των δύο



Σχήμα 4.5: Συνεισφορά των ροπών πτερύγισης και περιστροφής στην ροπή M_{out}.

βασικών συχνοτήτων. Οι τρόποι υλοποίησης των ζωνοαποκοπτικών φίλτρων περιγράφονται παρακάτω στην υποενότητα 4.3.5.

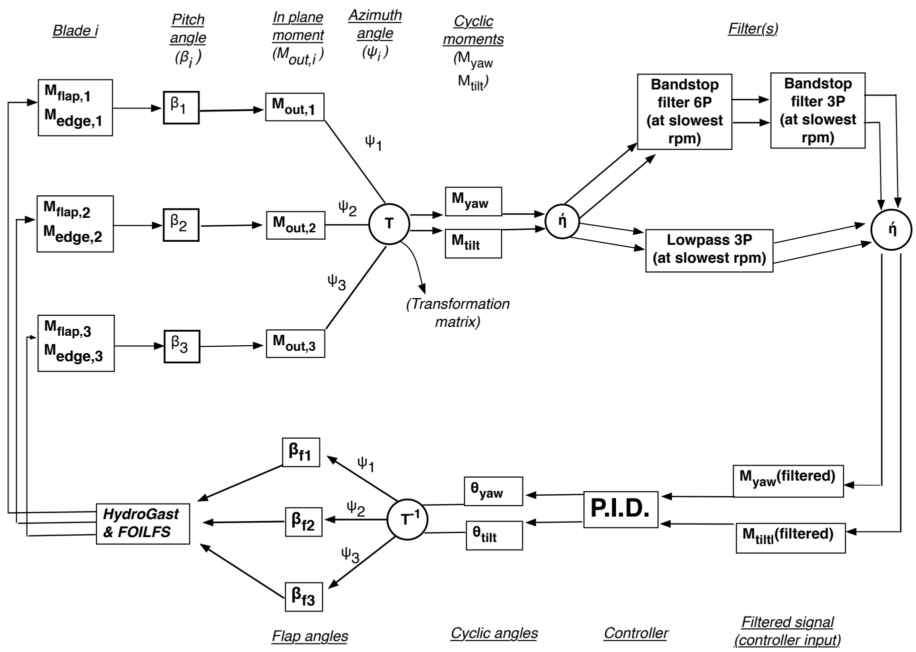
Στην συνέχεια το κάθε φιλτραρισμένο σήμα διέρχεται από έναν ελεγκτή (στην εργασία αυτή έναν απλό P.I.) από τον οποίο προκύπτουν δύο γωνίες θ_{yaw}, θ_{tilt} οι οποίες αν επιδρούσαν έτσι ώστε να αλλάξουν κατά πως ορίζουν τη θέση στην οποία ασκούνται οι M_{yaw} και M_{tilt} αντίστοιχα (δηλαδή το επίπεδο του δρομέα), θα μείωναν τις ροπές αυτές.

Προκειμένου να επιτευχθεί στην πράξη η μείωση, οι γωνίες του ακίνητου συστήματος θ_{yaw} και θ_{tilt} πρέπει να αντιστοιχηθούν σε γωνίες των μεταπτερυγίων ($\beta_f^i, i = 1 \longrightarrow B$), δηλαδή σε γωνίες στο στρεφόμενο σύστημα του κάθε πτερυγίου. Οι γωνίες αυτές υπολογίζονται από τον ανάστροφο του πίνακα μετασχηματισμού μέσω του οποίου εξήλθαν οι M_{yaw}, M_{tilt} από τις $M_{out,i}$ (σχέσεις 4.1, 4.2), δηλαδή:

$$\beta_f^i = \sin(\psi_i)\theta_{yaw} + \cos(\psi_i)\theta_{tilt} \tag{4.4}$$

Συνεπώς, αυτό που γίνεται είναι ότι υπολογίζονται οι γωνίες β_i που συνολικά (λαμβάνοντας δηλαδή υπόψιν και τα ‘B’ πτερύγια) θα έχουν μια επίδραση στα φορτία ισοδύναμη με αυτήν που έχουν οι θ_{yaw} και θ_{tilt} μαζί. Η συνολική διαδικασία του κυκλικού ελέγχου φαίνεται στο διάγραμμα 4.6.

Όσον αφορά το υπολογιστικό κομμάτι, σε κάθε χρονικό βήμα εφαρμόζουμε τις σχέσεις 4.1, 4.2, 4.3 μετά την σύγκλιση του ελαστικού-αεροδυναμικού μοντέλου. Το σήμα των M_{yaw} και M_{tilt} φιλτράρεται διαδοχικά από τα band-stop φίτλρα 3P και 6P και στη συνέχεια εισέρχεται στον ελεγκτή P.I.. Το σήμα που προκύπτει αντιστοιχίζεται σε γωνίες μεταπτερυγίου μέσω της 4.4 οπότε αλλάζει την γεωμετρία των αεροτομών με μεταπτερύγιο. Η νέα γεωμετρία



Σχήμα 4.6: Διαδικασία υλοποίησης του κυκλικού ελέγχου.

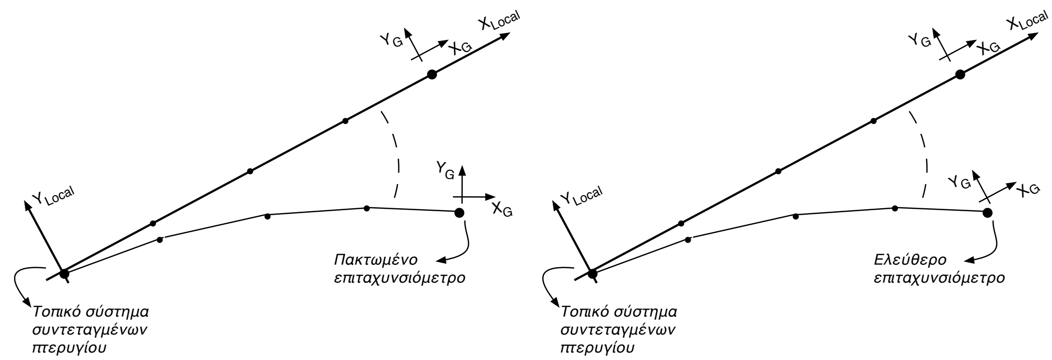
θα επιδράσει στο αεροδυναμικό μοντέλο της επόμενης επανάληψης κατά την διοδικασία υλοποίησης της Θ.Λ.Α. του κώδικα.

Έχοντας αναλύσει τα δύο διαφορετικά είδη ελέγχου, στην συνέχεια περιγράφονται συνοπτικά οι αισθητήρες που υλοποιήθηκαν.

4.2.3 Το επιταχυνσιόμετρο

Ένα επιταχυσνιόμετρο μπορεί να υπολογίσει το διάνυσμα της επιτάχυνσης στον χώρο, μετρώντας την επιτάχυνση στις τρεις διευθύνσεις ενός τοπικού συστήματος που διαθέτει. Για να μετρήσει επομένως την επιτάχυνση σε μια κατεύθυνση στον χώρο, θα πρέπει ο ένας από τους τρεις άξονες του τοπικού του συστήματος να είναι προσανατολισμένος σε αυτήν την κατεύθυνση. Στο πρόβλημα που μελετάται στην εργασία αυτή, η κατεύθυνση που μας ενδιαφέρει είναι η κατεύθυνση της πτερύγησης, η οποία συμπίπτει με έναν άξονα του τοπικού συστήματος συντεταγμένων κάθε πτερυγίου.

Οι άξονες ενός επιταχυνσιομέτρου σταθερά προσδεδεμένου στην άκρη του πτερυγίου (δηλαδή πακτωμένου) θα αλλάζουν προσανατολισμό καθώς αυτό παραμορφώνεται (σχήμα 4.7α'), και συνεπώς δεν θα δίνουν σωστή τιμή επιτάχυν-



(α΄) Λανθασμένη τοποθέτηση επιταχυνσιομέτρου.

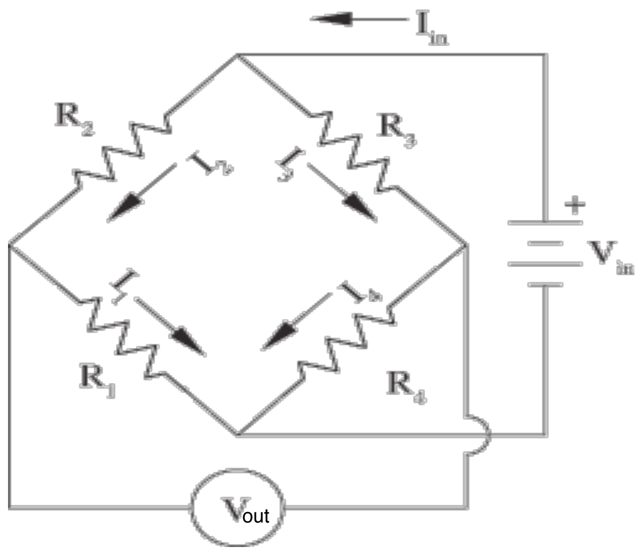
(β΄) Σωστή τοποθέτηση επιταχυνσιομέτρου.

Σχήμα 4.7: Τοποθέτηση επιταχυνσιομέτρου για να είναι σωστή η μέτρηση.

σης. Αντιθέτως, για να είναι σωστή η μέτρηση της επιτάχυνσης θα πρέπει οι άξονες του επιταχυνσιομέτρου να ταυτίζονται συνεχώς με τους άξονες του τοπικού συστήματος συντεταγμένων κάθε πτερυγίου οι οποίοι δεν αλλάζουν προσανατολισμό. Αυτό φαίνεται στο σχήμα 4.7β΄, όπου το επιταχυνσιόμετρο μπορεί να μετρήσει την επιτάχυνση στην κατεύθυνση πετρύγισης, η οποία ταυτίζεται στο σχήμα αυτή με την κατεύθυνση του άξονα Y_G.

Κατά την προσομοίωση, λοιπόν, έχει γίνει η θεώρηση ότι το επιταχυνσιόμετρο είναι τοποθετημένο όπως φαίνεται στο σχήμα 4.7β΄ και μετράται η επιτάχυνση κατά την διεύθυνση πτερύγισης. Πρακτικά, η υλοποίηση αυτή απαιτεί την έκφραση της επιτάχυνσης του τελευταίου (υπό)σώματος ως προς το τοπικό σύστημα του αντίστοιχου πτερυγίου, μέσω διαδοχικών στροφών που μας μεταφέρουν από το τελευταίο (υπό)σώμα στο πρώτο, του οποίου ο τοπικός άξονας κατά το μήκος του ταυτίζεται με τον Y_G του σχήματος 4.7β΄. Πέραν των στροφών αυτών όμως, θα πρέπει να γίνει και μια επιπλέον στροφή στο τέλος, που θα είναι ίση και αντίθετη με την γωνία cone την οποία ενδέχεται να έχει η ανεμογεννήτρια. Η στροφή αυτή είναι απαραίτητη, ειδάλως δεν εξαφανίζεται η επίδραση της κεντρομόλου στο σήμα (η οποία επιφέρει μια συνιστώσα στην κατεύθυνση πτερύγισης εάν η ανεμογεννήτρια έχει μη μηδενική γωνία cone) και το σήμα εμφανίζει μη μηδενική μέση τιμή.

Η θεώρηση αυτή ισχύει είτε έχουμε εξατομικευμένο είτε κυκλικό έλεγχο και ο τρόπος υπολογισμού του σήματος επιτάχυνσης κατά την προσομοίωση είναι ο ίδιος και στις δύο περιπτώσεις.



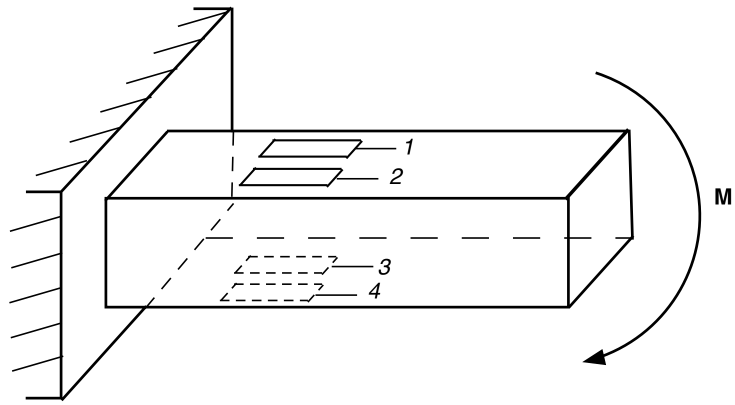
Σχήμα 4.8: Η ηλεκτρονική διάταξη της γέφυρας Wheatstone.

4.2.4 Το επιμηκυνσιόμετρο

Επειδή ο κυκλικός έλεγχος που αναφέρθηκε στο υποκεφάλαιο 4.2.2 απαιτεί την γνώση των καμπτικών ροπών M_{edge} και M_{flap}, σε αυτήν την υποενότητα γίνεται μια σύντομη αναφορά για τον τρόπο με τον οποίο υπολογίζονται οι ροπές αυτές μέσω επιμηκυνσιομέτρων. Τα επιμυκινσιόμετρα είναι οι πιο συνηθισμένοι αισθητήρες για τον υπολογισμό φορτίων και ροπών. Δεν θα γίνει εκτενής ανάλυση για τις μεθόδους τοποθέτησης των επιμηκυνσιομέτρων (λ.χ. ώστε να αυξάνεται η ακρίβεια της μέτρησης, να αίρονται οι επιδράσεις λόγω σύζευξης των φορτίων - coupling effects, να αίρεται η επίδραση της θερμοκρασίας, κ.λπ.), απλά παρουσιάζεται περιληπτικά η ιδέα που υλοποιούν οι αισθητήρες αυτοί, για λόγους πληρότητας της εργασίας.

Τα επιμηκυνσιόμετρα είναι αισθητήρες που μετρούν την παραμόρφωση σε μια διεύθυνση μέσω μεταβολής μιας ηλεκτρικής τάσης αναφοράς.Έχουν αναπτυχθεί διάφορες διατάξεις ώστε να αυξάνεται η αξιοπιστία των μετρήσεων αλλά η πιο συχνά χρησιμοποιούμενη είναι η γέφυρα Wheatstone. Η ηλεκτρική διάταξη του αισθητήρα αυτού φαίνεται στο σχήμα 4.8.

Το σήμα που παράγει ο αισθητήρας είναι η τάση V_{out}, οπότε υπολογίζοντας την διαφορά $\Delta V = V_{in} - V_{out}$ υπολογίζεται η παραμόρφωση. Η τάση V_{out} επηρεάζεται άμεσα από τις τιμές των αντιστάσεων $R_i, i = 1 \longrightarrow 4$ ως:



Σχήμα 4.9: Ορθή τοποθέτηση επιμηκυνσιομέτρου για μέτρηση καμπτικής ροπής.

$$\frac{V_{out}}{V_{in}} = \frac{R_1 R_3 - R_2 R_4}{(R_1 + R_2)(R_3 + R_4)} \tag{4.5}$$

Οι αντιστάσεις από την άλλη, μεταβάλουν την γεωμετρία τους όταν είναι προσαρμοσμένες σε σώμα που υπόκειται σε τάση και άρα παραμορφώνεται. Η μεταβολή στις διαστάσεις τους αλλάζει τα χαρακτηριστικά τους και συνεπώς και την τιμή τους. Έτσι, μέσω της εξίσωσης 4.5 διαμορφώνεται η τιμή της V_{out} και ανάλογα με την βαθμονόμιση που έχει γίνει στον αισθητήρα, προσδιορίζεται η παραμόρφωση της διατομής.

Απαραίτητη προϋπόθεση για τον ορθό υπολογισμό της διαφοράς ΔV (και άρα και της παραμόρφωσης στην διεύθυνση που μας ενδιαφέρει) είναι να τοποθετηθεί κάθε ένα από τα επιμηκυνσιόμετρα που χρησιμοποιούνται με σωστό προσανατολισμό. Για την περίπτωση της γέφυρας Wheatstone που είναι η πλέον συνήθης και για υπολογισμό καμπτικής ροπής (λ.χ. M_{edge} ή/και M_{flap}) σε μια διύθυνση, η σωστή τοποθέτηση φαίνεται στο σχήμα 4.9 (για περισσότερα δίνεται η αναφορά [6.2]).

Στην περίπτωση μιας καμπτικής ροπής διεύθυνσης όπως αυτή που φαίνεται στο σχήμα 4.9 τα επιμηκυνσιόμετρα 1, 3 θα υποστούν θετική παραμόρφωση και άρα θα εφελκυσθούν ενώ τα 2, 4 αρνητική δηλαδή θα υποστούν θλίψη. Η επιμήκυνση των 1, 3 θα μικρύνει την διατομή τους αυξάνοντας την αντίσταση, ενώ το αντίθετο θα ισχύει για τα 2, 4 στα οποία η αντίσταση θα μικρύνει. Έτσι, για την περίπτωση αυτή η εξίσωση 4.5 θα δώσει θετική τιμή της V_{out}. Αντίστοιχα, εάν η ροπή ήταν αντίθετη από αυτήν του σχήματος 4.9 η τάση V_{out}

θα έβγαινε αρνητική. Με τον τρόπο αυτό και σωστή βαθμονόμιση μπορούμε να ξέρουμε την κατεύθυνση της ροπής.

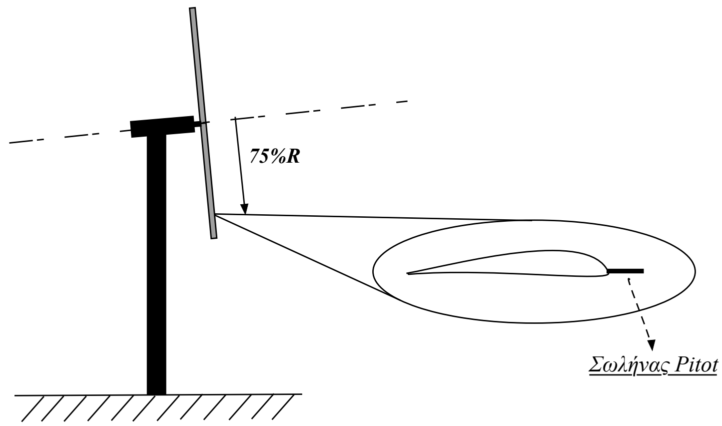
Όσον αφορά την τμή της ροπής, εφόσον γνωρίζουμε την παραμόρφωση και το υλικό της δοκού μπορούμε να βρούμε την καμπτική τάση στην διεύθυνση που εξετάζουμε ανάλογα με την σχέση τάσεων-παραμορφώσεων που ισχύει (αν λ.χ. έχουμε κάνει κάποια παραδοχή). Έπειτα, η τάση αυτή συσχετίζεται άμεσα με την ροπή που μας ενδιαφέρει βάσει των ιδιοτήτων του υλικού και της γεωμετρίας του σώματος όπως είναι γνωστό από την μηχανική.

Προσθέτοντας περισσότερα επιμηκυνσιόμετρα με τον ίδιο τρόπο όπως φαίνεται στο σχήμα 4.9 αυξάνεται η αξιοπιστεία και η ακρίβεια της μέτρησης. Επίσης, τοποθετώντας όμοιους αισθητήρες σε διάφορες διευθύνσεις επάνω στην δοκό, μπορούμε να υπολογίσουμε και την άλλη καμπτική ροπή όπως και την στρεπτική ροπή, και ακόμη να άρουμε τις επιδράσεις της μιας στην άλλην, βελτιώνοντας έτσι την ποιότητα των αποτελεσμάτων. Επιπροσθέτως έχουν αναπτυχθεί τεχνικές ώστε να λαμβάνονται υπόψιν και οι επιδράσεις της θερμοκρασιακής μεταβολής του υλικού κατά την λειτουργία (που αυξάνουν την παραμόρφωση και εν τέλει και την ροπή).

Συνοψίζοντας, τα επιμυκηνσιόμετρα είναι σχετικά απλά στην κατασκευή και την τοποθέτηση και για αυτό προτημούνται ως αισθητήρες για την μέτρηση φορτίων. Η ακρίβειά τους ποικίλει αλλά γενικά είναι εύκολο να πετύχουμε ακριβή αποτελέσματα με συδυασμό πολλών αισθητήρων. Εκτός από την γέφυρα Wheatstone υπάρχουν και άλλες διατάξεις επιμυκηνσιομέτρων, ενώ ο σημαντικότερος παράγοντας για το σωστό υπολογισμό των ενδιαφερόμενω φορτίων είναι η μέθοδος τοποθέτησης των αισθητήρων στο σώμα.

4.2.5 Ο σωλήνας Pitot

Οι σωλήνες Pitot είναι όργανα που μετρούνε δυναμική πίεση σε μια θέση. Συνεπώς μέσω του αισθητήρα αυτού μπορούμε να μετρήσουμε την ταχύτητα που επικρατεί στην θέση αυτή. Στην πραγματικότητα η ταχύτητα που μετρούμε είναι η ταχύτητα λίγο πριν την θέση στην οποία βρίσκεται ο σωλήνας Pitot . Η δύο αυτές θέσεις είναι πολύ κοντά και η καθυστέρηση του ανέμου μέχρι αυτός να φτάσει στο σημείο που βρίσκεται ο σωλήνας είναι πολύ μικρή. Συνεπώς η μέτρηση μπορεί να χρησιμοποιηθεί και για εμπρόστια τροφοδότιση (feed forward control) υπό την προϋπόθεση ότι οι επενεργητές μπορούν και παρέχουν κίνηση σε χρόνο μικρότερο από την καθυστέρηση αυτή. Μια τέτοια υπόθεση ευσταθεί στις περιπτώσεις μεταπτερυγίων καθώς το μήκος τους είναι εύκολα διαχειρίσιμο από έναν επενεργήτη ενώ αρχίζει να μην γίνεται ρεαλιστική σε



Σχήμα 4.10: Σημείο τοποθέτησης σωλήνα Pitot κατά μήκος της ακτίνας ενός πτερυγίου.

περιπτώσεις ελέγχου πτερυγίου μέσω της γωνίας βήματος ([4.5]).

Σωλήνες Pitot γίνεται να εισαχθούν σε διάφορες θέσεις κατά μήκος των πτερυγίων. Συνήθως δε, επιλέγουμε να τους τοποθετούμε περίπου στο 75% της ακτίνας των πτερυγίων όπου όπως έχει παρατηρηθεί εμφανίζονται τα μέγιστα φορτία, στην ακμή πρόσπτωσης με διεύθυνση ίδια παράλληλη με την χορδή της αεροτομής (σχήμα 4.10).

Η τιμή της ταχύτητας που μας δίνει ο σωλήνας Pitot, V_r, περιέχει την ταχύτητα της ροής με τις όποιες ασυμμετρίες της (yaw, inclination κ.λπ.) καθώς και τις ταχύτητες των ελαστικών μετακινήσεων του πτερυγίου. Ταυτόχρονα, μέσω της μέτρησης της ταχύτητας σε ένα εύρος θέσεων εντός του σωλήνα και με σωστή βαθμονόμηση του αισθητήρα μπορούμε να εκτιμήσουμε και την τοπική γωνία πρόσπτωσης της ροής α_L. Αυτό γίνεται συνήθως με σωλήνα Pitot με άκρο ημισφαιρικής γεωμετρίας, που διαθέτει πέντε οπές. Μέσω της μέτρησης της δυναμικής πίεσης (και άρα της ταχύτητας) στις θέσεις αυτές μπορούμε να εξάγουμε την κλίση της ταχύτητας και στην συνέχεια την γωνία πρόσπτωσης.

Έτσι, με τοποθέτηση του σωλήνα Pitot όπως φαίνεται στο σχήμα 4.10 μπορούμε να πραγματοποιήσουμε διάφορους ελέγχους. Για παράδειγμα, γνωρίζοντας την τοπική γωνία πρόσπτωσης α_L μπορούμε να βρούμε μέσω πινακοποιημένων δεδομένων τον συντελεστή άνωσης και αντίστασης ($C_L(\alpha_L)$, $C_D(\alpha_L)$) στην θέση που εμφανίζεται η μέγιστη άνωση ($\approx 75\%R$) και να εκτελέσουμε κυκλικό έλεγχο βάσει των 4.1, 4.2, όπου η 4.3 έχει πλέον γίνει:

$$M_{out,i} = 0.75R\frac{\rho}{2}V_{r,i}^2 c\big(C_L(\alpha_L^i)\cos(\alpha_L^i + \beta_p^i) + C_D(\alpha_L^i)\sin(\alpha_L^i + \beta_p^i)\big) \quad (4.6)$$

Σημειώνεται ότι σύμφωνα με [4.5] η σχέση 4.6 είναι πολύ αποδοτική σε κυκλικό έλεγχο φορτίων, και δίνει καλύτερα αποτελέσματα από ότι το επιμυκηνσιόμετρο στην ρίζα του πτερυγίου. Ο λόγος είναι πρώτον ότι ενεργοποιείται ο έλεγχος λίγο νωρίτερα από ότι εάν είχαμε επιμυκηνσιόμετρο λόγω της δυνατότητάς του να μετράει την ταχύτητα της ροής λίγο πριν το σημείο τοποθέτησης του σωλήνα Pitot, και δεύτερον ότι το σήμα είναι απαλλαγμένο από την επιπρόσθετη δυναμική που εισάγουν τα τμήματα του ελαστικού πτερύγιου μέχρι να φτάσουμε στην ρίζα του.

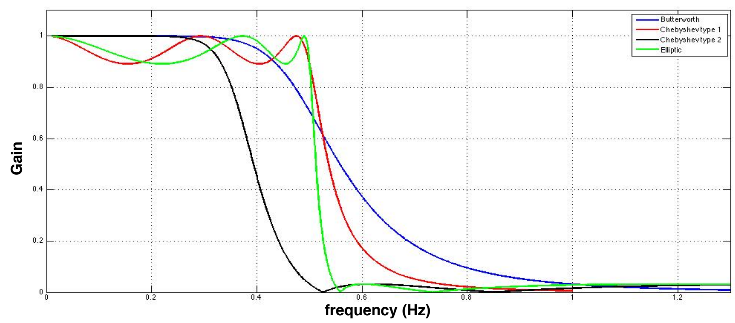
Εκτός από την σχέση 4.6 μπορούμε να εκμεταλευτούμε την γωνία πρόσπτωσης και την ταχύτητα για να κάνουμε εξατομικευμένο έλεγχο όπως έγινε στην εργασία αυτή. Συγκεκριμένα, χρησιμοποιήσαμε μόνο την τοπική γωνία α_L ώστε να εκτελέσουμε έλεγχο ανοιχτού βρόγχου σε κατάσταση αναμονής με την μεθοδολογία που περιγράφεται στο υποκεφάλαιο που ακολουθεί (4.4.2 - Ελεγκτής συστήματος ανοιχτού βρόγχου).

Τέλος, είναι δυνατόν να τοποθετηθούν σωλήνες Pitot σε διάφορες θέσεις αυξάνοντας έτσι την ακρίβεια του σήματος που θα περάσει από τον ελεγκτή. Κάτι τέτοιο όμως είναι πάντα σε βάρος της απλότητας και της ευελιξίας ενός συστήματος ελέγχου. Με το να εκτελούμε έλεγχο ανοιχτού βρόγχου βάσει της α_L^i (για το i-οστό πτερύγιο), πετυχαίνουμε την υλοποίηση ενός εύκολου και γρήγορου ελεγκτή που αυξάνει την αξιοπιστία όλοκληρου του συστήματος ελεγχου.

4.3 Τα φιλτρα

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, τα φίλτρα που χρησιμοποιήθηκαν στην εργασία αυτή είναι ελλειπτικά και Chebysev δευτέρου τύπου. Εν γένει, τα ελλειπτικά φίτλρα έχουν το πλεονέκτημα ότι έχουν καλύτερη απόδοση από πλευράς δυνατότητας αποκοπής συχνοτήτων σε ένα σήμα από τους άλλους τύπους φίλτρων. Ο λόγος που συμβαίνει αυτό θα εξηγηθεί μέσω μιας σύγκρισης της απόδοσης των διαφόρων φίλτρων.

Έστω ότι θέλουμε να σχεδιάσουμε ένα χαμηλοπερατό φίλτρο πέμπτης τάξεως το οποίο να απομονώνει της συχνότητες, f, που είναι μεγαλύτερες από 0.5Hz. Όποιο φίλτρο και να χρησιμοποιήσουμε, θα υπάρχει μια περιοχή [f, f+df] στην



Σχήμα 4.11: Σύγκριση απόκρισης των φίλτρων.

οποία οι συχνότητες θα εξασθενούν αλλά δεν θα αποκόβονται τελείως. Αυτή η περιοχή εξαρτάται άμεσα από το εύρος κυματισμών (ripples) που δεχόμαστε να έχει το σήμα εκατέρωθεν της συχνότητας f. Ας συμβολίσουμε f_{lf} τις συχνότητες που είναι μικρότερες της συχνότητας αποκοπής f και f_{hf} όσες είναι μεγαλύτερες αυτής.

Στα κοινά φίλτρα Butterworth που είναι σχετικά απλά στην υλοποίησή τους, δεν επιτρέπεται να υπάρχουν καθόλου κυματισμοί σε καμία από τις περιοχές f_{lf}, f_{hf}. Από άποψη αποκοπής συχνοτήτων, τα φίλτρα αυτά δεν είναι ακριβείας, που σημαίνει ότι η περιοχή df είναι αρκετά μεγάλη. Όσο τα εύρη κυματισμών εκατέρωθεν της συχνότητας αποκοπής αποκτούν μη μηδενική τιμή, τόσο η περιοχή df στενεύει. Έτσι, για φίλτρα Chebyshev τύπου I ή II (που επιτρέπουν κυματισμούς στην ζώνη f_{lf} ή f_{hf} αντίστοιχα) η περιοχή df είναι πιο μικρή και άρα η αποκοπή των συχνοτήτων f_{hf} πολύ πιο αποτελεσματική. Τα ελλειπτικά φίλτρα από την άλλη, είναι μια πιο γενική περίπτωση των φίλτρων Chebyshev, επιτρέποντας κυματισμούς και στις δύο περιοχές f_{lf}, f_{hf} ταυτόχρονα. Για αυτό και έχουν την καλύτερη απόδοση από πλευράς αποκοπής συχνοτήτων.

Προκυμένου να γίνει εμφανής η διαφορά των φίλτρων μεταξύ τους, παρουσιάζεται το συκγριτικό σχήμα 4.11 που προέκυψε με χρήση έτοιμων συναρτήσεων Matlab. Τα αποτελέσματα αφορούν 5ης τάξεως φίτλρα Butterworth, Chebyshev τύπου I, Chebyshev τύπου II και ελλειπτικό. Για τα τελευταία το εύρος των κυματισμών που επιτρέπεται στην περιοχή διέλευσης, f_{lf}, είναι 1dB ενώ στην περιοχή αποκοπής, f_{hf}, είναι 10 dB.

Βλέπουμε λοιπόν ξεκάθαρα στο σχήμα 4.11 ότι το ελλειπτικό κόβει πολύ απότομα τις συχνότητες που είναι μεγαλύτερες από 0.5 Hz λόγω των κυματισμών που επιτρέπει. Αυτός είναι και ο λόγος που επιλέξαμε αυτού του είδους φίλτρο.

Πέραν της δυνατότητας αποκοπής συχνοτήτων, πολύ σημαντικός παράγοντας κατά την επιλογή ενός φίλτρου είναι και η διαφορά φάσης που αυτό εισάγει μεταξύ των σημάτων εξόδου και εισόδου. Αυτή η διαφορά φάσης εξαρτάται έντονα από την επιλογή των παραμέτρων που καθορίζουν τα εύρη κυματισμού στις ζώνες αποκοπής και διέλευσης.

Όσον αφορά τα φίλτρα Bandpass και Lowpassη επιλογή των κρίσιμων συχνοτήτων (αποκοπής, διέλευσης) είναι αρκετά απλή. Για το Bandpass φίλτρο απομονώνουμε μια περιοχή γύρω από την βασική συχνότητα 1P των ονομασικών στροφών λειτουργίας. Για τα Lowpass φίλτρα έγιναν διάφορες δοκιμές εύρους όπως θα φανεί παρακάτω, όπου διαπιστώθηκε ότι όσο πιο μικρή είναι η συχνότητα αποκοπής τόσο καλύτερα είναι τα αποτελέσματα που παίρνουμε.

Για τα Bandstop φίλτρα η διαδικασία επιλογής του εύρους είναι λίγο πιο περίπλοκη. Στα σημεία που χρησιμοποιήσαμε Bandstop φίλτρα (κυκλικός έλεγχος) θέλαμε να αποκόψουμε τις συχνότητες 3P και 6P. Οπότε χρησιμοποιούμε δύο φίλτρα σειρά: πρώτα το 6P και έπειτα τα 3P. Η δυσκολία προκύπτει ότι οι συχνότητες 3P και 6P εξαρτώνται άμεσα από την ταχύτητα περιστροφής του ρότορα. Υπάρχουν δύο μεθοδολογίες που μπορούν να εφαρμοστούν: μια δυναμική μεταβολή των παραμέτρων που καθορίζουν το φίλτρο και μια περίπτωση μεγάλου εύρους Bandstop.

Λέγοντας δυναμική μεταβολή των παραμέτρων του φίλτρου εννοούμε ότι οι παράμετροι της καταστατικής έξίσωσης του φίλτρου μεταβάλονται στον χρόνο καθώς εξελίσσεται η προσομοίωση. Η υλοποίηση αυτής της προσέγγισης προϋποθέτει να έχουν προ-υπολογιστεί οι παράμετροι του φίλτρου για διάφορες τιμές στροφών. Έπειτα, σε κάθε χρονικό βήμα γίνεται παρεμβολή ανάμεσα στις τιμές των παραμέτρων του φίλτρου που αντιστοιχούν στις στροφές που είναι κοντινότερα στις στροφές που έχει η μηχανή μας στο συγκεκριμένο βήμα. Ο πίνακας παραμέτρων του φίλτρου (που περιέχει τις τιμές του φίλτρου για διάφορες στροφές) πρέπει να σχεδιαστεί δύο φορές για κάθε αριθμό στροφών: μια φορά για την συχνότητα 3P και μια φορά για την συχνότητα 6P.

Στην εργασία αυτή δεν υλοποιήθηκε αυτή η προσέγγιση αλλά μια απλούστερη. Βάσει των ακραίων τιμών του εύρους των στροφών της μηχανής μας $(6 \div 9.6rpm)$ υπολογίστηκαν οι ακραίες τιμές των συχνοτήτων 3P και 6P ως:

$$\omega_{nP} = \frac{\pi n}{30} N$$

όπου 'N' ο αριθμός στροφών της μηχαής σε στροφές ανά λεπτό, και $n = 3, 6$ η αρμονική της βασικής συχνότητας που μας ενδιαφέρει. Η βασική διαφορά των δύο μεθόδων είναι ότι στην πρώτη αποκόβουμε (σε κάθε φίλτρο) μόνο ένα μικρό εύρος συχνοτήτων που δεν το θέλουμε στο σήμα, το οποίο εύρος μεταβάλεται με την μεταβολή των στροφών, ενώ στην δεύτερη περίπτωση το εύρος παραμένει σταθερό και ανεξάρτητο των στροφών αλλά πολύ μεγαλύτερο από ότι στην πρώτη περίπτωση. Οι δύο μεθοδολογίες παρουσιάζονται στο σχήμα 4.17.

Τα φίλτρα υπολογίστηκαν μέσω έτοιμων συναρτήσεων του Matlab, οι οποίες δέχονται σαν είσοδο βασικές παραμέτρους του φίλτρου (την τάξη του, το εύρως των συχνοτήτων διέλευσης, τα εύρη των κυματισμών) και επιστρέφουν τους πίνακες που υλοποιούν το φίλτρο σε αναλογική μορφή στον χώρο κατάστασης. Επομένως, οι καταστατικές εξισώσεις που υλοποιούν το φίλτρο είναι της μορφής:

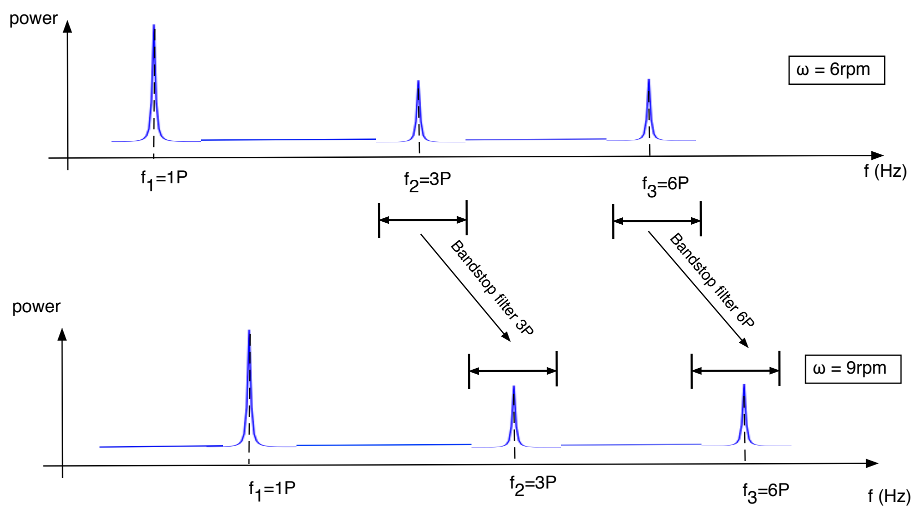
$$\dot{\vec{X}} = \bar{A}\vec{X} + \bar{B}u \tag{4.7}$$

$$Y = \bar{C}\vec{X} + Du \tag{4.8}$$

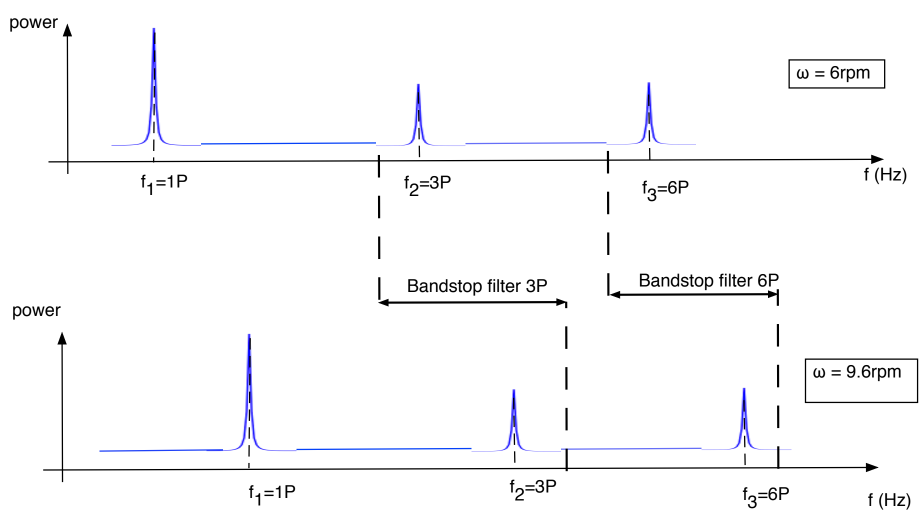
Οι διαστάσεις των πινάκων στις εξισώσεις 4.7, 4.8 εξαρτώνται από την τάξη 'k' του φίλτρου και είναι αντίστοιχα: $\bar{A} \longrightarrow [kxk]$, $\bar{B} \longrightarrow [kx1]$ και $\bar{C} \longrightarrow [1xk]$. Στην συνέχεια παρατίθενται για λόγους πληρότητας το αποτέλεσματα που επιφέρει στο σήμα κάθε ένα από τα φίλτρα που χρησιμοποιήθηκαν για μια περίπτωση προσομοίωσης. Η προσομοίωσης αυτή αφορά τυρβώδη άνεμο στα 8m/sec με οριακό στρώμα που χαρακτηρίζεται από εκθέτη ίσο με 0.2, σε ανεμογεννήτρια 10MW. Η μέτρηση γίνεται με επιταχυνσιόμετρο στο ακροπτερύγιο. Το σήμα που παρουσιάζεται προκύπτει για εξατομικευμένο έλεγχο και αφορά το ίδιο σε όλες τις περιπτώσεις πτερύγιο. Εξαίρεση σε αυτό αποτελούν τα φίλτρα Chebysev στα οποία η είσοδος είναι το φορτίο M_{yaw} (που υπολογίζεται μέσω του κυλικού ελέγχου όπως έχει παρουσιαστεί στην παραπάνω υποενότητα 4.2.2) και το αποτέλεσμα είναι ανεξάρτητο του κάθε πτερυγίου ξεχωριστά.

4.3.1 Χαμηλοπερατό φίλτρο συχνότητας αποκοπής 0.2Hz

Οι παράμετροι του φίλτρου αυτού είναι:

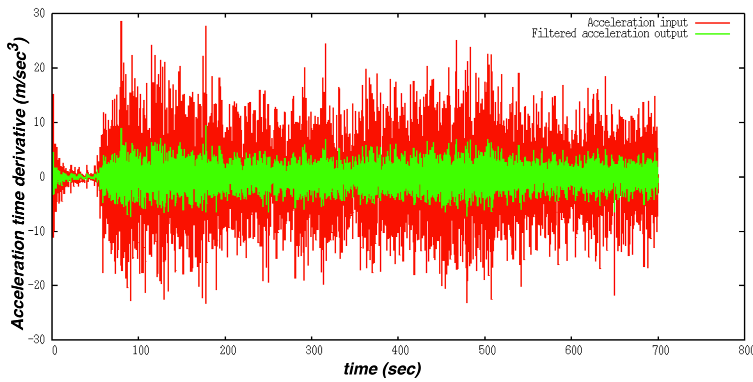


(α′) Δυναμική μεταβολή παραμέτρων φίλτρου.



(β′) Φίλτρο σταθερών παραμέτρων και μεγάλου εύρους φάσματος.

Σχήμα 4.12: Σχηματική απεικόνιση των μεθόδων υλοποίησης Bandstop φίλτρου.



Σχήμα 4.13: Σύγκριση σημάτων εισόδου σε ελεγκτή με και χωρίς χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz.

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} -0.9323 & -1.1793 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.1793 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -0.9323 & 1.9984 & -0.0434 & 1.2620 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.2620 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B} = \begin{bmatrix} 1.2566 \\ 0.0000 \\ 1.2566 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C} = \begin{bmatrix} -0.2346 & 0.5029 & -0.0109 & 0.0146 \end{bmatrix} D = 0.3162$$

Το αποτέλεσμα που επιφέρει το φίλτρο στο σήμα φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 4.13.

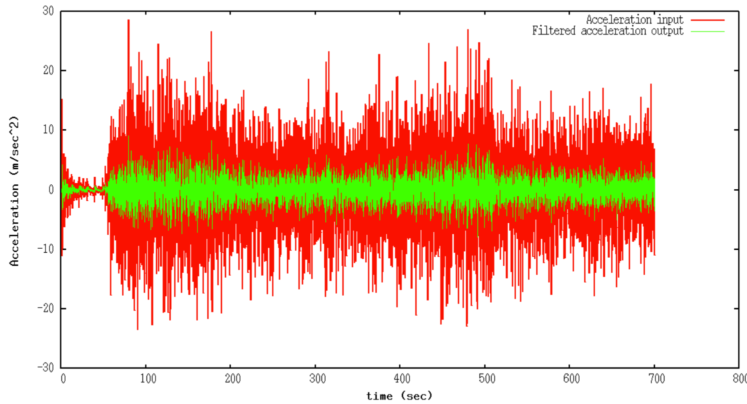
4.3.2 Χαμηλοπερατό φίλτρο συχνότητας αποκοπής 0.3Hz

Το ελλειπτικό αυτό φίλτρο υλοποιείται με παραμέτρους:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} -1.4022 & -1.7737 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.7737 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -1.4022 & 3.0057 & -0.0653 & -1.8981 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.8981 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B} = \begin{bmatrix} 1.8900 \\ 0.0000 \\ 1.8900 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C} = \begin{bmatrix} -0.2346 & 0.5029 & -0.0109 & 0.0146 \end{bmatrix} D = 0.3162$$

Το αποτέλεσμα που επιφέρει το φίλτρο στο σήμα φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 4.14.



Σχήμα 4.14: Σύγκριση σημάτων εισόδου σε ελεγκτή με και χωρίς χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz.

4.3.3 Χαμηλοπερατό φίλτρο συχνότητας αποκοπής 0.5Hz

Οι πίνακες που χαρακτηρίζουν το φίλτρο αυτό είναι:

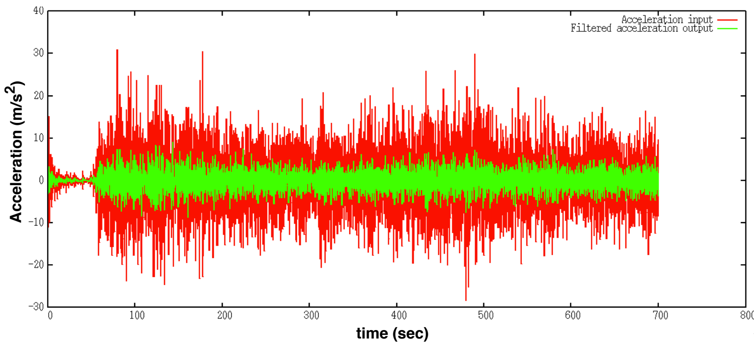
$$\bar{A} = \begin{bmatrix} -2.3308 & -2.9482 & 0.0000 & 0.0000 \\ 2.9482 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -2.3308 & 4.9959 & -0.1086 & -3.1549 \\ 0.0000 & 0.0000 & 3.1549 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B} = \begin{bmatrix} 3.1415 \\ 0.0000 \\ 3.1415 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C} = \begin{bmatrix} -0.2346 & 0.5029 & -0.0109 & 0.0146 \end{bmatrix} D = 0.3162$$

Το αποτέλεσμα που επιφέρει το φίλτρο στο σήμα φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 4.15.

4.3.4 Μεσοπερατό φίλτρο εύρους συχνοτήτων $0.06 \div 0.16Hz$

Το μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$, βασίστηκε στα αποτελέσματα της διπλωματικής εργασίας [3.3]. Δηλαδή τοι εύρος του, ο κυματισμός στην πλευρά διέλευσης και ο κυματισμός στην πλευρά αποκοπής έχουν προκύψει από τα συμπεράσματα αυτής της εργασίας. Το φίλτρο αυτό χρησιμοποιήθηκε στην περίπτωση ανέμου U=8m/sec όπου η 1P συχνότητα ισούται με $f_{1P} \approx 0.11Hz$, με σκοπό να απομονώσει και να μεταφέρει στον επενεργητή μόνο αυτήν την



Σχήμα 4.15: Σύγκριση σημάτων εισόδου σε ελεγκτή με και χωρίς χαμηλοπερατό φίλτρο 0.5Hz.

συχνότητα σήματος. Ο λόγος που γίνεται αυτό είναι ώστε η απόκριση των γωνιών μεταπτερυγίου (έξοδος ελεγκτή) να είναι αρκετά ομαλή ώστε να μπορεί να επίτευχθεί από του σημερινούς επενεργητές.

Τα χαρακτηριστικά του φίλτρου είναι τα ακόλουθα:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} -0.4043 & -0.5295 & 0.6156 & 0.0000 \\ 0.5295 & 0.0000 & 0.0000 & 0.6156 \\ -0.6156 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -0.6156 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B} = \begin{bmatrix} 0.6283 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

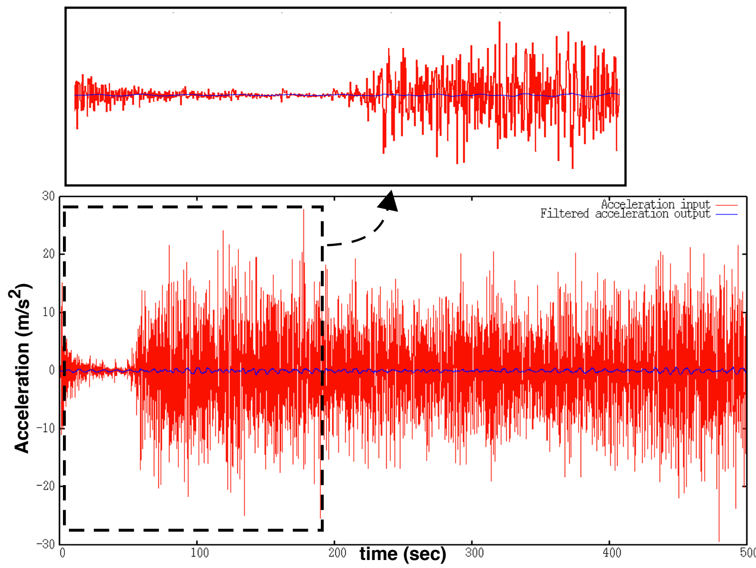
$$\bar{C} = \begin{bmatrix} -0.0020 & 0.5939 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} D = 0.0032$$

Το αποτέλεσμα που επιφέρει το φίλτρο στο σήμα φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 4.16. Στο σχήμα αυτή είναι εμφανής η 1P περιοδικότητα που παραμένει στο φιλτραρισμένο σήμα, στο οποίο όλες οι άλλες μεταβολές του αρχικού σήματος έχουν εξαφανιστεί.

Είναι σημαντικό να παρατηρήσουμε ότι σε όλα τα σήματα η μέση τιμή που είχαμε ήταν μηδενική, που είναι βασικό χαρακτηριστικό του σήματος επιτάχυνσης.

4.3.5 Bandstop φίλτρα με ζώνη αποκοπής 3P & 6P

Επειδή Bandstop φίλτρα χρησιμοποιήθηκαν μόνο σε συνδυασμό (δηλαδή το σήμα περνάει πρώτα από το 6P και μετά από το 3P), θα παρουσιαστούν και τα δύο φίλτρα στην ίδια ενότητα ώστε να γίνει σύγκριση μεταξύ του τελικού



Σχήμα 4.16: Σύγκριση σημάτων εισόδου σε ελεγκτή με και χωρίς μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$.

σήματος που προκύπτει μετά την επενέργεια και των δύο φίλτρων, σε σχέση με το αρχικό.

Το εύρος του φίλτρου ορίζεται από τις τιμές των συχνοτήτων 3P που αντιστοιχούν στις ακραίες τιμές στροφών του ρότορα: 6 rpm και 9.6rpm. Έτσι, για την συχνότητα 3P αυτές είναι αντίστοιχα: $\omega_{3P}(6rpm) = 1.885rad/sec$ και $\omega_{3P}(9.6rpm) = 3.015rad/sec$, ενώ για την 6P έχουμε $\omega_{6P}(6rpm) = 3.77rad/sec$ και $\omega_{6P}(9.6rpm) = 6.031rad/sec$.

Το φίλτρο Chebysev 3P τέταρτης τάξης έχει παραμέτρους:

$$\bar{A}_{3P} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 1.4209 & 2.3840 & 0.0000 \\ -1.4209 & -1.6616 & 0.0000 & 2.3840 \\ -2.3840 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -2.3840 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B}_{3P} = \begin{bmatrix} 0.0000 \\ 1.4209 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C}_{3P} = \begin{bmatrix} -0.6838 & -1.1694 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} D_{3P} = 1.0000$$

Ενώ το 6P ορίζεται μέσω των πινάκων:

$$\bar{A}_{6P} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 2.8431 & 4.7683 & 0.0000 \\ -2.8431 & -3.3247 & 0.0000 & 4.7683 \\ -4.7683 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -4.7683 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \bar{B}_{6P} = \begin{bmatrix} 0.0000 \\ 2.8431 \\ 0.0000 \\ 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C}_{6P} = \begin{bmatrix} -0.6838 & -1.1694 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} D_{6P} = 1.0000$$

Το αποτέλεσμα που επιφέρουν τα φίλτρα στο σήμα φαίνονται παρακάτω στο σχήμα 4.17.

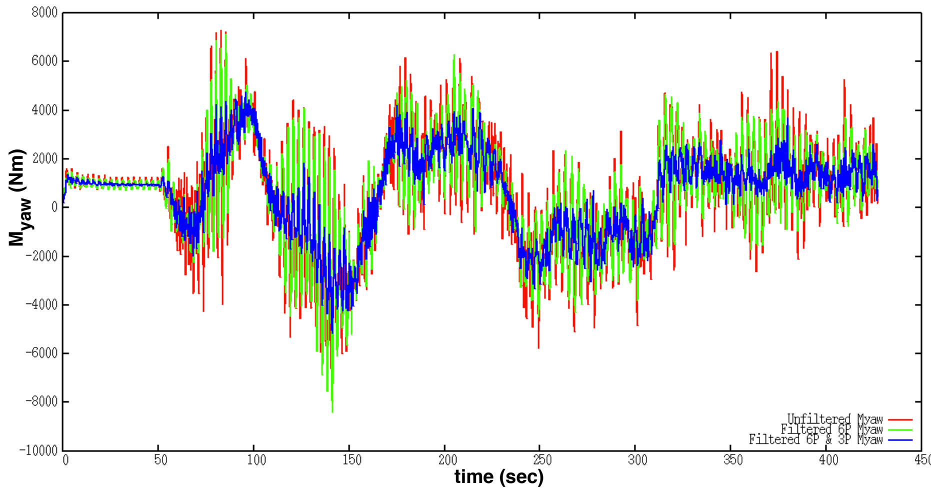
4.4 Οι ελεγκτές

Ο ελεγκτής που υλοποιούμε διαφέρει ανάλογα με την περίπτωση που προσομοιώνουμε. Γενικά είναι P.I. εκτός από την περίπτωση που προσπαθούμε να μειώσουμε τα φορτία ανεμογεννήτριας η οποία είναι σε κατάσταση αναμονής, δηλαδή έχει στρίψει τα πτερύγια κατά 87^o και γυρίζει ελεύθερα δίχως έλεγχο βήματος.

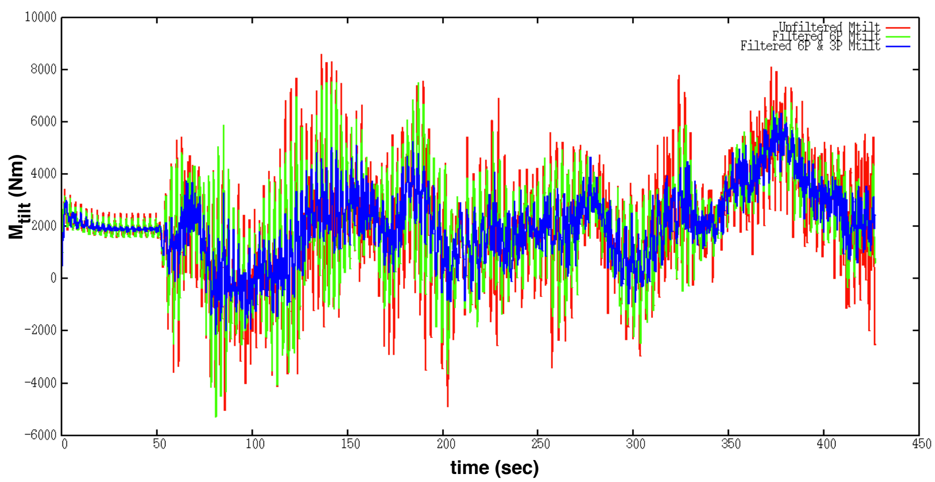
4.4.1 Ελεγκτής συστήματος κλειστού βρόγχου

Ο ελεγκτής P.I. που χρησιμοποιείται στην περίπτωση αυτή είναι εν γένει ο πιο συχνά χρησιμοποιούμενος ελεγκτής σε βιομηχανικές εφαρμογές. Όπως είναι γνωστό, αποτελείται από δύο όρους: τον αναλογικό και τον ολοκληρωτκό. Ο πρώτος όρος ρυθμίζει τη δυνατότητα του συστήματος να ανταποκριθεί στο σφάλμα που αφορά το χρονικό βήμα στο οποίο βρισκόμαστε, ενώ ο δεύτερος έχει την δυνατότητα να μηδενίζει το συσσωρευμένο σφάλμα λόγω των χρονικών βημάτων που έχουν παρέλθει. Μερικές φορές χρησιμοποιείται και ένας παραγοντικός όρος επηρεάζει την έξοδο του ελεγκτή βάσει μιας πρόβλεψης που υλοποιεί για το μελλοντικό σφάλμα. Γενικά, ο παραγοντικός όρος οδηγεί το σύστημα στην αστάθεια πολύ εύκολα για αυτό και στην πράξη δεν χρησιμοποιείται συχνά. Το πλεονέκτημά του είναι ότι μπορεί και εξαφανίζει την μέση τιμή ενός σήματος (λόγω της παραγώγησης που του επιφέρει), κάνοντας ωστόσο το σύστημα πολύ ευαίσθητο σε διαταραχές.

Στην εργασία αυτή δεν χρησιμοποιήθηκε παραγοντικός όρος στον ελεγκτή καθώς μέσω του κυκλικού ελέγχου μπορέσαμε να εξαφανίσουμε την μέση



(α′) Επίδραση φίλτρων 3P & 6P στην ροπή M_{yaw}.



(β′) Επίδραση φίλτρων 3P & 6P στην ροπή M_{titl}.

Σχήμα 4.17: Σύγκριση σημάτων εισόδου σε ελεγκτή με και χωρίς τα φίλτρα Bandstop 3P & 6P.

τιμή του σήματος ήδη πριν την είσοδό του στον ελεγκτή. Αντιθέτως, χρησιμοποιήσαμε κυρίως τον ολοληρωτικό όρο, και σε μερικές περιπτώσεις και τον αναλογικό.

Ο ελεγκτής υλοποιείται ψηφιακά και η επίδραση που έχει στο σύστημα εκφράζεται μέσω της διαφορικής εξίσωσης:

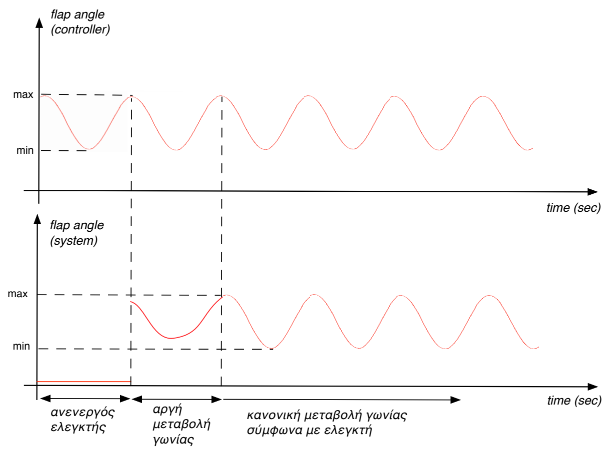
$$y = K_p u + K_i \int_t u \mathrm{d}t \tag{4.9}$$

Συνεπώς, το μόνο που χρειάζεται προκειμένου να καθοριστεί ο ελεγκτής, είναι τα κέρδη της εξίσωσης 4.9. Το σύστημα έχει πολλούς βαθμούς ελευθερίας και άρα είναι υψηλή τάξεως. Συνεπώς, δεν είναι δυνατόν να καθοριστούν τα κέρδη μέσω μιας ντετερμινιστικής διαδικασίας, δηλαδή μέσω ανάλυσης ώστε το σύστημα να έχει την επιθυμητή απόκριση. Αυτό που γίνεται προκειμένου να καθοριστούν τα κέρδη είναι να εκτελούμε δοκιμαστικές προσομοιώσεις υπό διάφορες συνθήκες ροής και με διάφορα κέρδη έχοντας πάντα σαν γνώμονα τις βασικές ιδιότητες του κάθε όρου στο σήμα εξόδου, ώστε να μπορούμε να έχουμε εκ των προτέρων μια εικόνα της αλλαγής που ενδέχεται να επιφέρει στο σύστημα η μεταβολή της τιμής ενός κέρδους. Στο επόμενο κεφάλαιο που παρατίθονται τα αποτελέσματα του κώδικα, παρουσιάζονται μόνο οι καλύτερες περιπτώσεις που προέκυψαν ύστερα από δοκιμές διαφόρων κερδών.

Τέλος, πρέπει να αναφερθεί ότι η κίνηση των μεταπτερυγίων ενεργοποιείται με κάποια καθυστέρηση στο σύστημα προκειμένου να έχουν αποσβεστεί τα μεταβατικά φαινόμενα που οφείλονται στην έναρξη της προσομοίωσης. Επιπρόσθετα, μόλις ενεργοποιηθεί η κίνηση και για κάποιον χρόνο, δεν δίνεται στο σύστημα σαν είσοδος η έξοδος του ελεγκτή, αλλά μια μικρότερη τιμή αυτής όπως φαίνεται στο σχήμα 4.18. Αυτό γίνεται ώστε να μην διεγερθούν ταλαντώεις στην ανεμογεννήτρια λόγω της απότομης μεταβολής της γεωμετρίας των αεροτομών που θα είχαμε αν απαιτούσαμε να μεταβληθεί ακαριαία η γεωμετρία τους.

4.4.2 Ελεγκτής συστήματος ανοιχτού βρόγχου

Το σύστημα ελέγχου ανοιχτού βρόγχου δεν απαιτεί πληροφορία από το παρελθόν (προηγούμενο χρονικό βήμα) προκειμένου να υλοποιήσει τον έλεγχο. Αντιθέτως ο έλεγχος γίνεται βάσει ορισμένων ανεξάρτητων ως προς την κατάσταση του συστήματος συνθηκών. Στην πραγματικότητα, όπως θα φανεί παρακάτω εμείς αξιοποιούμε κάποια πληροφορία από το παρελθόν κατά την διαδικασία του ελέγχου προκειμένου να αντιληφθούμε την αζυμύθια θέση του κάθε



Σχήμα 4.18: Το σήμα του ελεγκτή και η εισαγωγή του στο σύστημα.

πτερυγίου και άρα την τάση της γωνίας πρόσπτωσης (αύξουσα ή φθήνουσα). Ωστόσο κατά βάσει ο έλεγχος εξαρτάται από ορισμένες σταθερές συνθήκες που εξετάζονται σε κάθε χρονικό βήμα και για αυτό και τον χαρακτηρίζουμε ως έλεγχο ανοιχτού βρόγχου.

Η διαδικασία ελέγχου ανοιχτού βρόγχου εφαρμόζεται όταν η ανεμογεννήτρια δεν παράγει έργο αλλά στρέφεται σε χαμηλές στροφές. Αυτό συμβαίνει σε περιπτώσεις υψηλής έντασης ανέμου οπότε προκειμένου να ελαχιστοποιηθεί η καταπόνησή της η γωνία βήματος αποκτά μεγάλη τιμή ($87^o - 89^o$) και συνεπώς μειώνεται η αεροδυναμική φόρτιση στα πτερύγια. Ο στόχος του ελεγκτή γίνεται πλέον διπλός: να μειώσει την φόρτιση στην κατεύθυνση πτερύγισης και τις ταλαντώσεις στην κατεύθυνση της περιστροφής. Μάλιστα οι δύο αυτές διευθύνσεις είναι ανεστραμένες πλέον σε σχέση με το πως ήταν υπό κανονικές συνθήκες της ανεμογεννήτριας λόγω της πολύ μεγάλης γωνίας βήματος των πτερυγίων.

Όταν, λοιπόν, η ανεμογεννήτρια είναι σε κατάσταση αναμονής, η αζυμούθια θέση εμφάνισης των μεγίστων φορτίων εξαρτάται βασικά από τις συνθήκες ροής του ανέμου (wind inclination, wind yaw). Ανεξάρτητα όμως από τις συνθήκες αυτές, η ροπές πτερύγισης και περιστροφής θα εμφανιστούν σε κάποια αζυμούθια θέση και θα χαρακτηρίζονται από περιοδικότητα 1P. Μάλιστα, λόγω της αργής περιστροφής του δρομέα (που οφείλεται κατά κύριο λόγο στην μεγάλη γωνία βήματος που έχει ορίσει ο ελεγκτής βήματος στα τρία πτερύγια) οι μέγιστες αυτές τιμές εμφανίζονται κάθε αρκετά δευτερόλεπτα ($\approx 30 \div 60 sec$).

Ο στόχος του ελέγχου με μεταπτερύγια είναι να κρατήσει χαμηλά τις τιμές των ροπών (ιδιαίτερα εξασθενίζοντας τις περιοχές ταλαντώσεων), στρίβοντας ανάλογα (θετική ή αρνητική γωνία) τα μεταπτερύγια του κάθε πτερυγίου. Έτσι, μειώνεται (ή αυξάνειται) ο συντελεστής άνωσης καθώς μετακινείται η καμπύλη $C_L - \alpha$. Προφανώς όσο πιο πολύ στραφεί το μεταπτερύγιο τόσο πιο έντονη θα είναι η μεταβολή των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών που θα προκληθεί στο σύστημα.

Η δυσκολία του ελέγχου έγκεται στο γεγονός ότι αυτό που μας ενδιαφέρει είναι ο συντελεστής άνωσης σε σχέση με την γωνία πρόσπτωσης. Θα θέλαμε δηλαδή ο συντελεστής άνωσης να περιοριστεί σε χαμηλές τιμές ανεξαρτήτως της ταχύτητας ροής που έχουμε. Ο συντελεστής αυτός όμως δεν είναι γνωστός στην πραγματικότητα και θα πρέπει να αντιστοιχηθεί σε ένα μετρήσιμο μέγεθος (ροπή, επιτάχυνση, κ.λπ.) ώστε ο ελεγκτής να είναι ρεαλιστικός.

Η αντιστοίχιση του συντελεστή άνωσης σε κάποιο φορτίο (λ.χ. ροπή πτερύγισης) είναι πολύ δύσκολη καθώς κατά την διαδικασία κίνησης των μεταπτερυγίων η ροπή αυτή αποκτά διαφορά φάσης με τον συντελεστή άνωσης. Επιπρόσθετα, εμφανίζονται φαινόμενα αλληλεπίδρασης των πτερυγίων οπότε ο έλεγχος βάσει ροπής με στόχο τον περιορισμό του συντελεστή άνωσης είναι ιδιαίτερα ευαίσθητος και μη αξιόπιστος. Με άλλα λόγια, ενώ μπορεί να επιτυγχάνει μείωση των φορτίων σε ένα πτερύγιο, μεταβάλει την φάση $C_L - M_{flap}$ σε ένα άλλο διεγείροντας ταλαντώσεις.

Στην εργασία αυτή, προκειμένου να δούμε καταρχάς εάν μπορούμε να μειώσουμε τα φορτία σε κατάσταση αναμονής μέσω μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας εφαρμόσαμε έναν ιδεατό έλεγχο βάσει του C_L όπως περιγράφεται παρακάτω. Στην συνέχεια, επεκτείναμε τον έλεγχο βάσει της τοπικής γωνίας πρόσπτωσης μέσω ενός αρκετά απλού συστήματος ελέγχου, μιας και η τοπική γωνία πρόσπτωσης αποτελεί πλέον μετρούμενο μέγεθος με την βοήθεια σωλήνα Pitot (υποενότητα 4.2.5, σελίδα 75). Και τα δύο συστήματα ελέγχου περιγράφονται παρακάτω.

4.4.2.1 Έλεγχος βάσει $C_L(\alpha)$

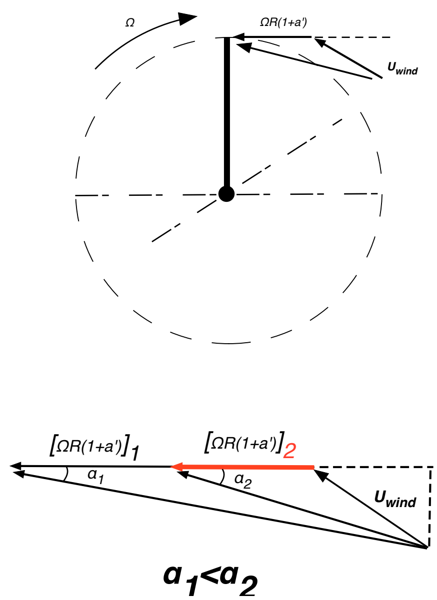
Καταρχάς, ορίζουμε μια τιμή του συντελεστή άνωσης C_L^{up} πάνω από την οποία το μεταπτερύγιο θα κινείται προς τα πάνω μειώνοντας την φόρτιση ($\beta_f^i \longrightarrow -10^o$) και μια τιμή C_L^{down} κάτω από την οποία το μεταπτερύγιο θα κινείται προς τα κάτω αυξάνοντας την φόρτιση $\beta_f^i \longrightarrow +10^o$. Οι τιμές C_L^{up} και C_L^{down} επιλέγονται βάσει παρατήρησης ώστε να αποφύγουμε όσο γίνεται να εισέλθουμε στην περιοχή αποκόλλησης κάποιας καμπύλης. Προκειμένου να εξάγουμε κάποιο γενικότερο συμπέρασμα κάναμε αρκετές δομικές με διάφορα όρια C_L^{up}

και C_L^{down} αποτιμώντας εντέλει τις τιμές αυτές βάσει των μειώσεων που παίρναμε στις ροπές πτερύγισης και περιστροφής. Επειδή δε είναι δεδομένο ότι όσο πιο κοντά στο μηδέν είναι τα μεγέθη C_L^{up} και C_L^{down} τόσο μεγαλύτερη θα είναι η μείωση της ροπής πτερύγισης, βασικό κρητήριο αποτέλεσε η συμπεριφορά της ροπής περιστροφής.

Ο έλεγχος αυτός δηλαδή είναι εξαιρετικά απλός. Είναι εξατομικευμένος έλεγχος ανοιχτού βρόγχου κατά τον οποίο όταν ο συντελεστής άνωσης ξεπεράσει κάποια τιμή το μεταπτερύγιο στρίβει προς την αντίσθετη πλευρά αυξάνοντας ή μειώνοντας το φορτίο. Επιπρόσθετα, δεν γίνεται κανενός είδους υπολογισμός σχετικά με το πόσο θα πρέπει να στρίψει το μεταπτερύγιο. Αντιθέτως αυτό στρίβει στην μέγιστη τιμή που διαθέτει ώστε να έχει την μέγιστη επίδραση στο σύστημα. Αυτό γίνεται διότι καθώς η περιστροφή της α/γ είναι πολύ αργή αποκλύεται να χρειαστεί να κινηθεί το μεταπτερύγιο σε συντομο χρονικό διάστημα από τις $\pm 10^o$ στις $\mp 10^o$ οπότε προσπαθούμε να εκμεταλευτούμε στο έπακρο την αεροδυναμική επίδραση των μεταπτερυγίων. Επίσης, το μεταπτεύγιο δεν επιστρέφει καθόλου στην ουδέτερη θέση αλλά κινείται διαρκώς μεταξύ των ακραίων τιμών του.

Στο σημείο αυτό είναι σημαντικό να τονιστεί η αναγκαιότητα κίνησης του μεταπτερυγίου και προς τις δύο κατευθύνσεις. Με άλλα λόγια, με το να εκμεταλευταούμε μόνο την μια καμπύλη (λ.χ. για $B_f^i = -10^o$) προκειμένου να μειώσουμε τα φορτία, χειροτερεύουμε παρά βελτιώνουμε την εντατική κατάσταση της α/γ. Διότι όταν μειώνουμε την φόρτιση τοπικά σε ένα πτερύγιο ($\beta_{flap}^{(i)<0}$) στην πραγματικότητα φρενάρουμε την ανεμογεννήτρια αυξάνοντας έτσι την γωνία πρόσπτωσης. Αυτό φαίνεται στο σχήμα 4.19.

Ετσι, στρίβοντας το μεταπτερύγιο προς αρνητικές γωνίες μπορεί να κατεβάζουμε την καμπύλη $C_L - \alpha$ μειώνοντας τον συντελεστή άνωσης, ωστόσο αυξάνουμε τις γωνίες πρόσπτωσης πηγαίνοντας έτσι βαθύτερα στην περιοχή αποκόλησης και διεγείροντας ταλαντώσεις στην ροπή M_{edge}. Είναι απαραίτητο λοιπόν να εξασθενίσει η επίδραση της επιβράδυνσης μετακινώντας όμως το μεταπτερύγιο. Η λύση για αυτό είναι να επιτραπεί στα μεταπτερύγια να πηγαίνουν και σε θετικές γωνίες. Έτσι, λόγω της διαφοράς φάσης των ροπών M_{edge} και M_{flap} σε κάθε πτερύγιο (εξαιτίας διαφορετικών αζυμούθιων θέσεών τους), όταν το μεταπτερύγιο ενός πτερυγίου πηγαίνει σε θετικές γωνίες, το μεταπτερύγιο ενός άλλου θα πηγαίνει σε αρνητικές γωνίες. Το ένα μεταπτερύγιο λοιπόν θα φρενάρει την ανεμογεννήτρια ενώ το άλλο θα την επιταχύνει με συνέπεια η μεταβολή των στροφών να είναι τελικά μικρή. Έτσι μπορεί να αυξομειώνονται οι γωνίες πρόσπτωσης σε σχέση με το να μην είχαμε έλεγχο αλλά η μεταβο-



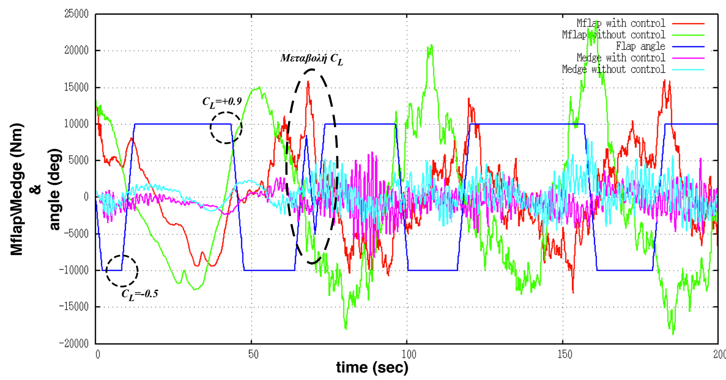
Σχήμα 4.19: Επίδραση μείωσης ταχύτητας α/γ στην γωνία πρόσπτωσης

λή τους προκύπτει πολύ μικρή με συνέπεια να μην οδηγούμαστε βαθιά στην περιοχή αποκόλλησης και εντέλει η εντατική κατάσταση να βελτιώνεται.

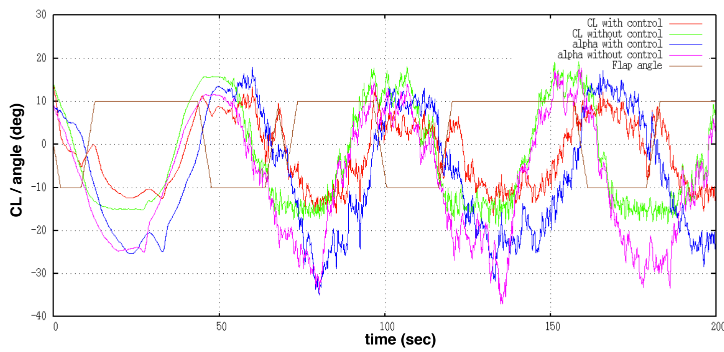
Για εποπτικούς λόγους, στο σχήμα 4.20 φαίνεται μια γραφική παράσταση που περιλαμβάνει 200sec προσομοίωσης στην κατάσταση αναμονής σε μια τυπική περίπτωση ιδεατού ελέγχου (έλεγχος βάσει το C_L). Το μεταπτερύγιο κινείται στις $+10^o$ όταν ο συντελεστής άνωσης είναι μικρότερος από -0.5, ενώ κινείται στις -10^o όταν ο συντελεστής άνωσης ξεπεράσει το 0.9. Παρουσιάζονται οι γραφικές παραστάσεις $M_{flap}-t, M_{edge}-t$, C_L-t, α_L-t με και χωρίς έλεγχο καθώς και η χρονοσειρά της γωνίας μεταπτερυγίου $b_f^i - t$. Το μεταπτερύγιο έχει μήκος 10 μέτρα και καταλαμβάνει το 10% της χορδής της αεροτομής στην οποία ανήκει. Επίσης, ο συντελεστής άνωσης είναι πολλαπλασιασμένος με +10 για λόγους ευκρίνειας.

Βλέπουμε λοιπόν ότι από την ένερξη της προσομοίωσης ο συντελεστής άνωσης είναι μεγαλύτερος του 0.9 και το μεταπτερύγιο κινείται στις -10^o. Η η ροπή πτερύγισης αρχίζει και μειώνεται ενώ η ροπή περιστροφής εμφανίζει ταλαντώσεις. Ο λόγος που εμφανίζει ταλαντώσεις είναι εμφανής στο σχήμα 4.21.

Βλέπουμε ότι κατά την κίνηση του μεταπτερυγίου $0^o \longrightarrow -10^o$ (περιοχή '1' στο σχήμα 4.21) η κλίση $dC_L/d\alpha$ είναι αρνητική οπότε διεγείρωνται ταλαντώσεις

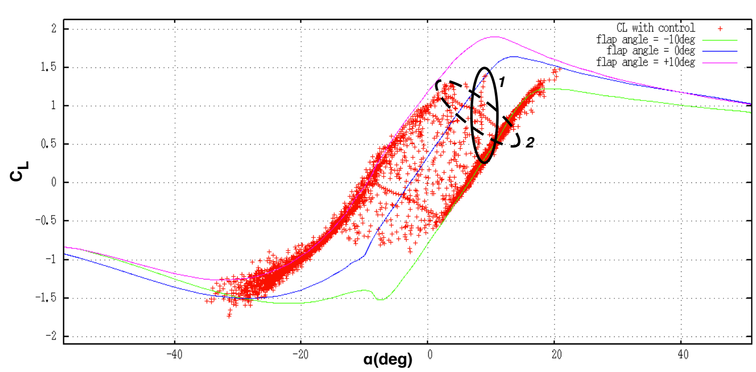


(α′) Ροπές M_{flap}, M_{edge} με και χωρίς έλεγχο.



(β′) C_L, α με και χωρίς έλεγχο.

Σχήμα 4.20: Παράδειγμα υλοποίησης συστήματος ανοιχτού βρόγχου με έλεγχο C_L για την κατάσταση αναμονής.



Σχήμα 4.21: Καμπύλη $C_L - \alpha$ για την περίπτωση με έλεγχο.

στην ροπή M_{edge}. Η περιοχή '2' του ιδίου σχήματος είναι η κίνηση του μεταπτερυγίου στις -10^o όταν $C_L > -0.5$ και βρισκόμαστε στην καμπύλη $+10^o$. Τότε, η κλίση $dC_L/d\alpha$ εξακολουθεί να είναι αρνητική αλλά όχι τόσο έντονη οπότε οι ταλαντώσεις που διεγείρονται στην M_{edge} είναι μικρότερες. Παρατηρώντας το σχήμα 4.20α΄ για $t \approx 75sec$ βλέπουμε μια απότομη μεταβολή στην β_f η οποία οφείλεται στην απότομη πτώση του συντελεστή άνωσης (σχήμα 4.20β΄) λόγω των συνθηκών ροής.

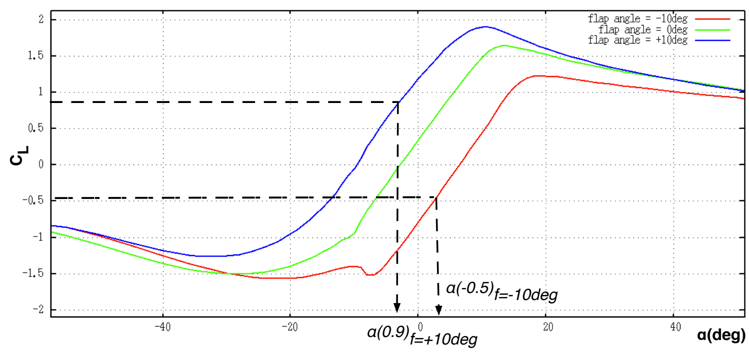
Πρέπει επίσης να δοθεί ιδιαίτερη προσοχή στην αστάθεια λόγω της κλίσης $dC_L/d\alpha$. Η κλίση αυτή εξαρτάται άμεσα από το είδος και την ταχύτητα της κίνησης του μεταπτερυγίου από τις $\pm 10^o$ στις $\mp 10^o$. Όπως είναι εμφανές από τα παραπάνω σχήματα, η κίνηση που έχουμε επιλέξει είναι γραμμική και διαρκεί 2 δευτερόλεπτα. Αυτό το είδος κίνησης δεν είναι το βέλτιστο προφανώς. Προκειμένου να αποφευχθούν οι ταλαντώσεις, θα πρέπει θα μελετηθεί μια άλλη μορφή κίνησης, ή εναλλακτικά να εισαχθεί ένας όρος καθυστέρησης στην γραμμική κίνηση. Επίσης, θα πρέπει να γίνει προσεκτική επιλογή της παραμέτρου που ορίζει το πόσο γρήγορα θα φτάνει το μεταπτερύγιο στις ακραίες τιμές του μιας και η εναλλαγή θέσεων ακόμη και αν έχει προγραμματισθεί ώστε να μην προκαλλεί αρνητική κλίση $dC_L/d\alpha$ διεγείρει ταλαντώσεις (και μάλιστα στις ροπές των άλλων πτερυγίων). Θα πρέπει άρα να γίνει προσπάθεια το μεταπτερύγιο να μένει για κάποια ώρα στην ακραία τιμή του προτού μετακινηθεί ξανά.

Τα αναλυτικά αποτελέσματα των προσομοιώσεων βάσει του C_L παρουσιάζονται στο κεφάλαιο 5.

4.4.2.2 Έλεγχος βάσει α_L

Η γωνία α_L είναι η τοπική γωνία πρόσπτωσης όπως πρκύπτει άμεσα από τον σωλήνα Pitot. Μιας και ο έλεγχος γίνεται βάσει μιας σταθερής τιμής $C_L(\alpha)$ και η κίνηση του μεταπτερυγίου ξεκινάει πάντα όσο βρισκόμαστε ακόμη στην γραμμική περιοχή $C_L - \alpha$, είναι εύκολο να οριστεί μια γωνία α_L^f που είναι συνάρτηση της γωνίας μεταπτερυγίου f (όπου $f = +10^o$ ή $f = -10^o$) και για την οποία ο συντελεστής άνωσης έχει τιμή 0.9. Η τιμή αυτή βρίσκεται άμεσα από τις καμπύλες $C_L - \alpha$ της αεροτομής. Αντίστοιχα προκύπτουν και οι τιμές για $C_L = -0.5$. Η διαδικασία φαίνεται στο σχήμα 4.22.

Έτσι λοιπόν επιλέγονται οι τιμές $\alpha_L^{f=+10^o}(C_L = 0.9) = \alpha_L^{up}$, $\alpha_L^{f=-10^o}(C_L = -0.5) = \alpha_L^{down}$. Όταν $\alpha = \alpha_L^{up}$ σημαίνει ότι είμαστε ήδη στην περίπτωση που το μεταπτερύγιο είναι στις $+10deg$ και έχει ξεπεράσει το $C_L = 0.9$ οπότε πρέπει να κατέβει στις -10^o. Αντίστοιχα, όταν $\alpha = \alpha_L^{down}$ τότε είμαιστε στην περίπτωση που το μεταπτερύγιο είναι στις $-10deg$ και το C_L είναι μικρότερο του



Σχήμα 4.22: Αντιστοίχιση τιμών $C_L \longrightarrow \alpha$ ανάλογα με την γωνία μεταπτερυγίου.

-0.5 οπότε πρέπει να κατεβάσουμε το μεταπτερύγιο στις $+10^o$. Επίσης, μόνο μέχρι την απόκτηση ακραίας γωνίας για πρώτη φορά κατά την προσομοίωση ($+10^o$ ή -10^o), ορίζονται τα α_L^{up} και α_L^{down} ως $\alpha_L^{up} = \alpha_L^{f=0^o}(C_L = 0.9)$ και $\alpha_L^{down} = \alpha_L^{f=0^o}(C_L = 0.9)$.

Δεδομένου της αργής περιστροφής της α/γ κατά την κατάσταση αναμονής, ο βρόγχος λόγω της μη μόνιμης αεροδυναμικής είναι αρκετά λεπτός ώστε οι αποκλίσεις των τιμών C_L που αντιστοιχούν στις προδιαγεγραμένες τιμές γωνιών α_L^{up} και α_L^{down} με τις τιμές 0.9 και -0.5 να είναι μικρές και να μην οδηγούν σε αστάθεια το σύστημα. Επίσης, λόγω της μεγάλης περιόδου της κίνησης, για $\alpha_L^{down} \leq \alpha_L \leq \alpha_L^{up}$ πρέπει να γωνρίζουμε σαφώς αν είμαστε σε αύξουσα ή φθήνουσα περιοχή γωνιών πρόσπτωσης. Αυτό το ξέρουμε μέσω την σύγκρισης της γωνίας πρόσπτωσης με την τιμή που είχε αυτή πριν από κάποιο χρόνο (εδώ ορίσαμε το 1 δευτερόλεπτο δεδομένου ότι οι διαταραχές της γωνίας πρόσπτωσης είναι υψίσυχνες και διαρκούν πολύ λίγο). Στην ουσία έτσι 'σβήνουμε' κατά κάποιον τρόπο τον θόρυβο της γωνίας πρόσπτωσης, όπως θα κάναμε εάν χρησιμοποιούσαμε φίλτρο. Το πλεονέκτημα αυτής της μεθόδου έναντι του φίλτρου είναι ότι δεν εισάγουμε την διαφορά φάσης που εισάγει το φίλτρο στο σύστημα, ενώ το μειονέκτημα είναι ότι με την σύγκριση της γωνίας με μια παλαιότερη τιμή δεν εξασφαλίζουμε ότι έχουμε αποφύγει την διαταραχή. Πάντως, αυτή η μέθοδος είναι σχετικά απλή και φαίνεται να λειτουργεί αποδοτικά στην γωνία πρόσπτωσης μιας και η μεταβολή της είναι σχετικά μικρού εύρους.

Τέλος, όσες παρατηρήσεις προηγήθηκαν για την σημασία της κλίσης $dC_L/d\alpha$, του χρόνου μετακίνησης του μεταπτερυγίου, της συνάρτησης κίνησης του μεταπτερυγίου, την αναγκαιότητα κίνησης και προς τις θετικές και προς τις αρνητικές γωνίες μεταπτερυγίου κ.λπ. ισχύουν και για αυτήν την μορφή ελέγχου. Επιπρόσθετα, όπως θα φανεί και από τα αποτελέσματα του κεφαλαίου 5, η μέθοδος ελέγχου βάσει της γωνίας πρόσπτωσης λειτουργεί πιο αποδοτικά από ότι ο έλεγχος βάσει του συντελεστή άνωσης, που της δίνει ένα επιπρόσθετο πλεονέκτημα πέραν του ότι είναι πιο ρεαλιστική.

4.5 Σύνοψη κεφαλαίου

Έχοντας αναλύσει στα τρια πρώτα κεφάλαια το αεροδυναμικό και ελαστικό μοντέλο του κώδικα προσομοίωσης και τον τρόπο που προσομοιώθηκε η κίνηση των μεταπτερυγίων, στο κεφάλαιο αυτό αναλύθηκαν μεθοδικά οι βασικές συνιστώσες του συστήματος ελέγχου.

Αρχικά διαχωρίσαμε τους τύπους ελέγχου που θα εξεταστούν στις προσομοιώσεις, και περιγράψαμε τις αναλυτικές εξισώσεις που περιγράφουν τον κάθε έναν. Στην συνέχεια περιγράψαμε για λόγους πληρότητας την λειτουργία των αισθητήρων που προσομοιώθηκαν περισσότερο ποιοτικά ώστε να γίνει κατανοητή η λογική βάσει της οποίας επιλέχθηκε η μεταβλητή ελέγχου σε κάθε περίπτωση προσομοίωσης.

Έπειτα παρουσιάστηκαν οι βασικές ιδιότητες διαφόρων φίλτρων προκειμένου να αιτιολογηθεί η επιλογή των ελλειπτικών φίλτρων και του φίτλρου Chebysev στην εργασία αυτήν. Επίσης, παρουσιάστηκαν οι καταστατικές εξισώσεις των φίλτρων που εισήχθησαν στο σύστημα ελέγχου, καθώς και οι γραφικές παραστάσεις της επίδρασης αυτών σε τυπικά σήματα προσομοίωσης.

Στο τέλος του κεφαλαίου αναφέρθηκε η επίδραση των συστημάτων ελέγχου κλειστού και ανοιχτού βρόγχου σε ένα προς έλεγχο σύστημα. Ιδιαίτερα δόθηκε έμφαση στο δεύτερο είδος ελέγχου μιας και δεδομένου του ότι δεν έχει αυτορυθμιστικές ικανότητες ήταν πιο δύσκολη η επιλογή παραμέτρων προς έλεγχο και η βαθμονόμισή τους. Επίσης, δεδομένου ότι αυτό το είδος ελέγχου (μείωση φορτίων α/γ υπό κατάσταση αναμονής με χρήση μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας) δεν αποτελεί ιδιαίτερως εξερευνημένη επιστημονική περιοχή, και πολλά από τα συμπεράσματα της επίδρασης των διαφόρων παραμέτρων στην απόκριση του συστήματος προέκυψαν κατά την διάρκεια της εργασίας αυτής, δόθηκε έμφαση στο να εξηγηθεί η επίδραση των παραμέτρων αυτών στο τελικό αποτέλεσμα της προσομοίωσης.

Κεφάλαιο 5

Αποτελέσματα προσομοιώσεων

5.1 Εισαγωγή

Το κεφάλαιο αυτό αποτελεί το κύριο τμήμα της εργασίας και συνίσταται από τα αποτελέσματα των πιο επιτυχημένων προσομοιώσεων που έγιναν στον κώδικα. Λέγοντας επιτυχημένων αναφερόμαστε στα αποτελέσματα που εξήχθησαν για τις βέλτιστες τιμές των παραμέτρων των διαφόρων ελεγκτών που υλοποιήθηκαν, μετά από βαθμονόμισή τους. Η βαθμονόμηση επιτεύχθηκε μέσω δοκιμαστικών προσομοιώσεων, στις οποίες πρώτο κρητήριο αποτελούσε η προκύπτουσα μείωση των ενδιαφερόμενων φορτίων, και δεύτερο η απαιτούμενη κίνηση του κάθε μεταπτερυγίου από τον επενεργητή.

Οι περιπτώσεις που προσομοιώθηκαν αφορούν διάφορες καταστάσεις ροής (μέσης ταχύτητας ανέμου και τύρβης), αρκετά είδη γεωμετρίας μεταπτερυγίων (αλλαγή μήκους, πλάτους, θέσεως τοποθέτησης, συνάρτησης γραμμής καμπυλότητας), διάφορα είδη φίλτρων (μεσοπερατό, χαμηλοπερατό, ζωνοαποκοπτικό) και ειδών ελέγχου (κυκλικός, εξατομικευμένος).

Αρχικά παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για μέση ταχύτητα ροής U=8m/sec ανάλογα με το είδος ελέγχου, το μεταπτερύγιο και το φίλτρο που χρησιμοποιήθηκαν. Στην συνέχεια εξετάζεται η αποδοτικότερη περίπτωση ελέγχου (Κ.Ε.), όπως αυτή προέκυψε από την προηγούμενη ανάλυση, σε μέση ταχύτητα ροής μεγαλύτερη από την ονομαστική ταχύτητα ροής της α/γ. Παράλληλα, συγκρίνονται δύο διαφορετικές γεωμτερίες μεταπτερυγίου και η επίπτωση κάθε μιας στο σύστημα ελέγχου. Τέλος, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του ελέγχου standstill ανάλογα με το είδος του σήματος που εισάγεται στον ελεγκτή, ενώ παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για διαφορετικές γεωμετρίες μεταπτερυγίου.

Σε κάθε περίπτωση αποτελεσμάτων έγινε προσπάθεια σαφούς επεξήγησης και αιτιολόγισής τους βάσει της θεωρίας. Επίσης, έγινε προσπάθεια να φανεί η επίπτωση που έχει στο τελικό αποτέλεσμα κάθε μια από τις παραμέτρους που εξετάστηκαν (ροή, γεωμτερία, φίλτρα, κ.λπ.). Στο τέλος κάθε υποκεφαλαίου συνοψίζονται τα βασικότερα συμπεράσματα των προσομοιώσεων που έχουν αμέσως προηγηθεί.

5.2 Εξατομικευμένος έλεγχος U=8m/sec

Αυτή η προσομοίωση αφορά την υλοποίηση μιας τυρβώδους περίπτωσης ανέμου μαζί με οριακό στρώμα που χαρακτηρίζεται από εκθέτη 0.2. Η τύρβη ενεργοποιείται μετά από t=50sec. Η ταχύτητα του ανέμου είναι στα U=8m/sec που σημαίνει ότι πέραν του ελέγχου μέσω των μεταπτερυγίων έχουμε και έλεγχο μεταβλητών στροφών. Ο έλεγχος είναι εξατομικευμένος (Ε.Ε. - Individual Control) και ο αισθητήρας επιταχυνσιόμετρο στο άκρο του πτερυγίου.

Προσομοιώσαμε δύο περιπτώσεις γεωμετρίας του μεταπτερυγίου:

- Μεταπτερύγιο πλάτους ίσου με το 10% της αντίστοιχης χορδής του στοιχείου στο οποίο ανήκει ($F_c = 10\%c$) και μήκος ίσου με το 10% της ακτίνας του πτερυγίου στο οποίο ανήκει ($F_L = 10\%R$).
- Μεταπτερύγιο πλάτους ίσου με το 30% της αντίστοιχης χορδής του στοιχείου στο οποίο ανήκει ($F_c = 30\%c$) και μήκος ίσου με το 10% της ακτίνας του πτερυγίου στο οποίο ανήκει ($F_L = 10\%R$).

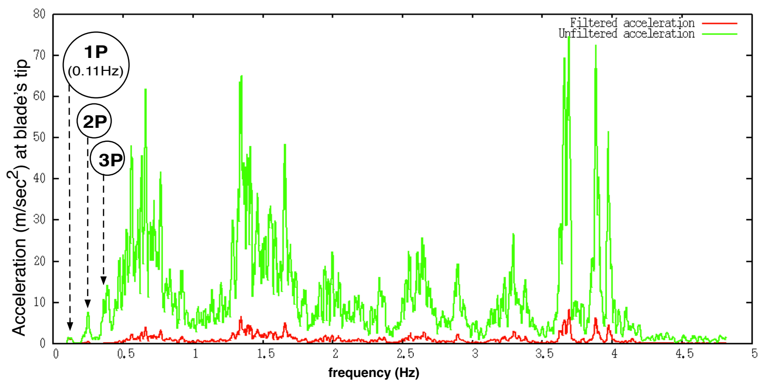
Σε κάθε μια από τις ανωτέρω γεωμετρίες δοκιμάστικαν διάφορα φίλτρα και διάφορες τιμές κερδών του ελεγκτή P.I.. Στη συνέχεια παρουσιάζονται οι πιο αποδοτικοί συνδυασμοί (από άποψη μείωσης φορτίων και απαιτήσεων κίνησης των επενεργητών) που προέκυψαν.

5.2.1 Μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c, F_L = 10\%R$

Στα 8m/sec η ταχύτητα περιστροφής του δρομέα είναι $\omega = 7rpm$ και η βασική συχνότητα 1P είναι $f_{1P} = 0.1167Hz$. Η προσομοίωση εκτελέστηκε για τα παρακάτω φίλτρα:

- Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz.
- Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz.
- Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.5Hz.
- Μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$.

Παρακάτω θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα ανά φίλτρο, μαζί με την επίδραση του κάθε φίλτρου στο σήμα εισόδου. Δοκιμάστηκαν διάφοροι τύποι ελεγκτών P.I. εκτελώντας πολλές προσομοιώσεις με διαφορετικά κέρδη K_I και K_P. Στη συνέχεια παρουσιάζονται τα πιο αποδοτικά αποτελέσματα που επιτεύχθηκαν.



Σχήμα 5.1: Επίδραση χαμηλοπερατού φίλτρου στο σήμα επιτάχυνσης.

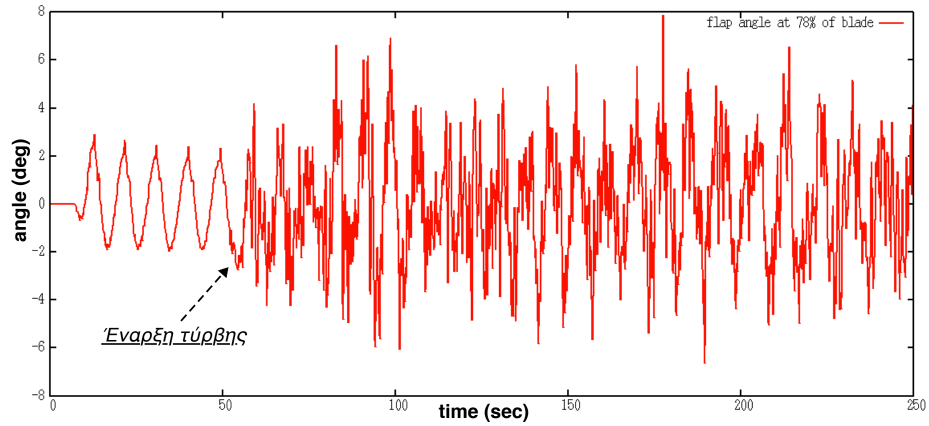
5.2.1.1 Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz

Αρχικά στο σχήμα 5.1 παρουσιάζεται η επίδραση του φίλτρου στο σήμα επιτάχυνσης σε διάγραμμα συχνοτήτων.

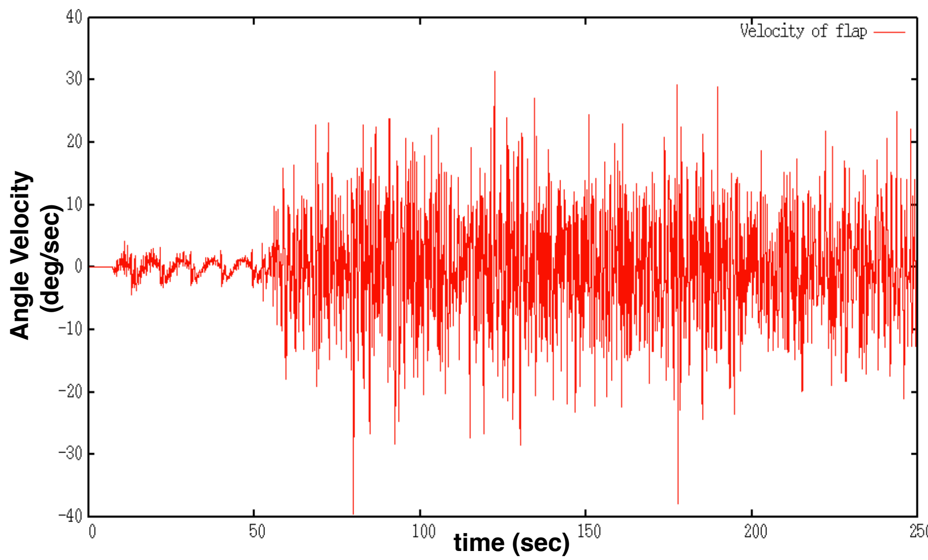
Είναι εμφανές ότι το φίλτρο εξασθενεί όλες τις συχνότητες που είναι πάνω από τα 0.2 Hz, λίγο πριν δηλαδή από την συχνότητα 2P ($f_{2P} = 0.234Hz$).

Το φίλτρο αυτό βρέθηκε ότι αποδίδει καλύτερα όταν το κέρδος στον ολοκληρωτικό όρο του ελεγκτή είναι $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$. Η μεταβολή της γωνίας μεταπτερυγίου ενός στοιχείου που βρίσκεται στο 78% της ακτίνας ενός πτερυγίου φαίνεται στο σχήμα 5.2. Στο σχήμα αυτό παρουσιάζεται μόνο ένα χρονικό μέρος της προσομοίωσης του δεκαλέπτου.

Είναι σαφές ότι το εύρος της γωνίας μεταπτερυγίου δεν είναι πολύ μεγάλο (μέγιστο $+8^o$), όμως η ταχύτητα που απαιτείται από τον επενεργητή μπορεί να πλησιάσει και τις $\pm 40^o/sec$, ενώ κατά μέσο όρο είναι λίγο κάτω από $20^o/sec$. Αυτή είναι μια αυστηρή απαίτηση ως προς τις απαιτήσεις για τον επενεργητή και είναι το τίμημα του χαμηλοπερατού φίλτρου. Εφόσον δηλαδή το φίλτρο επιτρέπει την διέλευση μιας μεγάλης ζώνης συχνοτήτων ($0 \div 0.2Hz$), το σήμα εξόδου του ελεγκτή θα περιέχει όλες αυτές τις συχνότητες, οι οποίες θα μεταφέρονται στον επενεργητή. Φυσικά γίνεται να παρεμβάλουμε ένα φίλτρο στο σήμα εξόδου προκειμένου να γίνει πιο ομαλό και εύκολο να επιτευχθεί από τον επενεργητή. Τότε όμως θα μειωθεί η ελάττωση που λαμβάνουμε διότι στην προσομοίωση έχει υποτεθεί ότι ο επενεργητής παρέχει όντως τις κινήσεις που απαιτούνται στα μεταπτερύγια. Εν γένει πάντως, όπως θα φανεί και παρακάτω, όσο αυξάνεται το εύρος συχνοτήτων διέλευσης του φίλτρου τόσο πιο πολύ θα αυξάνεται η απαιτούμενη ταχύτητα των γωνιών μεταπτερυγίου. Για αυτό και δοκιμάσαμε



(α΄) Γωνία μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου.



(β΄) Ταχύτητα κίνησης μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου.

Σχήμα 5.2: Χαρακτηριστικά κίνησης γωνίας μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου.

και ένα μεσοπερατό φίλτρο το οποίο επιτρέπει την διέλευση μιας πολύ μικρής ζώνης συχνοτήτων μόνο. Σε αυτήν την περίπτωση οι ταχύτητες επενεργητή είναι ευκολότερα διαχειρίσιμες.

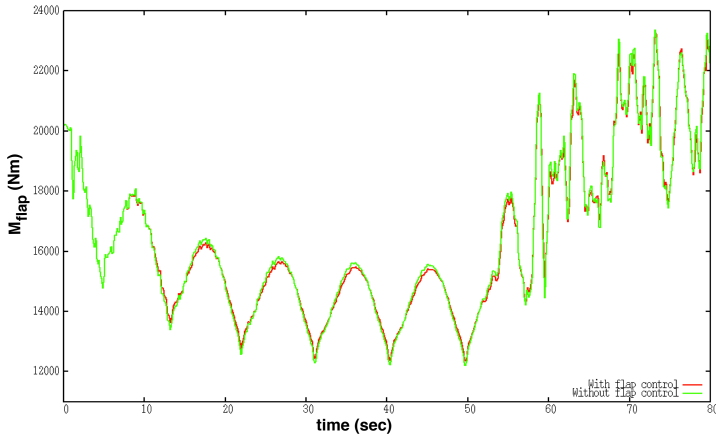
Μπορούμε να αυξήσουμε λίγο ακόμα το κέρδος του ελεγκτή, K_I οπότε και θα πάρουμε λίγο μεγαλύτερο ποσοστό μείωσης. Ωστόσο αυτό ίσως να μην είναι και πολύ ωφέλιμο, διότι πέραν από την περαιτέρω μείωση στα φορτία συνεπάγεται επίσης και αύξηση του εύρους γωνιών του μεταπτερυγίου. Το να αυξήσουμε όμως τις ακραίες τιμές γωνιών περισσότερο από τις $\pm 8^o$ είναι λίγο ριψοκίνδυνο δεδομένου ότι τα κέρδη δεν αλλάζουν δυναμικά με τον χρόνο οπότε σε μια άλλη περίπτωση προσομοίωσης και με K_I μεγαλύτερο του 0.1 ενδέχεται να βγούμε εκτός των ορίων των $\pm 10^o$. Επιλέγουμε συνεπώς να είμαστε λίγο πιο συντηρητικοί στα κέρδη και να μην ξεπερνάμε τις $\pm 8^o$ ώστε να δουλεύει ικανοποιητικά ο έλεγχος και σε πιο ακραίες περιπτώσεις. Επιπρόσθετα, θα αυξηθεί και η ταχύτητα γωνιών μεταπτερυγίου, κάνοντας την επίτευξη της συγκεκριμένης μείωσης ακόμη πιο απαιτητική για τον επενεργητή.

Σχετικά με την μείωση στα φορτία, στο σχήμα 5.3 φαίνεται ένα συγκριτικό σχήμα στην ροπή πτερύγισης στις περιπτώσεις με και χωρίς έλεγχο γωνίας πεταπτερυγίου σε διάφορες χρονικές στιγμές καθώς και για το σύνολο της δεκάλεπτης προσομοίωσης.

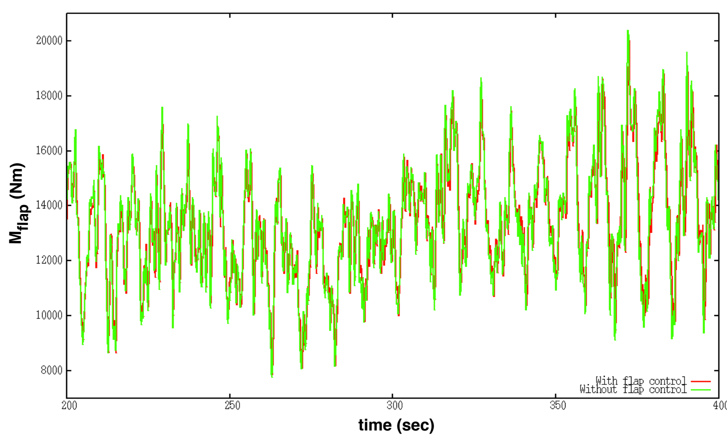
Η μείωση που πετυχαίνουμε με έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου εκφρασμένη σε ελλάτωση της τιμής του ισοδύναμου φορτίου (equivalent load) στη ρίζα του ενός πτερυγίου ανέρχεται στο 4.93%. Συγκρίνοντας επίσης τους κύκλους φόρτισης στο πτερύγιο αυτό (σχήμα 5.4) παρατηρούμε ότι στην περίπτωση με έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου μειώνονται οι κύκλοι φόρτισης που αντιστοιχούνε σε όλα τα εύρη φορτίων.

Η προαναφερθείσα μείωση και τα σχήματα 5.3, 5.4 αφορούν το πτερύγιο που στην αρχή της προσομοίωσης βρίσκεται σε αζυμούθια θέση 0^o. Ένας τρόπος για να αποτιμήσουμε πληρέστερα τις δυνατότητες μείωσης της παρούσας προσομοίωσης είναι να υπολογίσουμε τον σταθμισμένο μέσο της μείωσης των ισοδύναμων φορτίων σε όλα τα πτερύγια. Διότι καθώς ο κώδικας επιλύει πλήρως το αεροελαστικό πρόβλημα, λόγω των ασυμμετριών της ροής (οριακό στρώμα, τύρβη, κ.λπ.), δεν υφίστανται όλα τα πτερύγια ίδια μείωση ισοδύναμου φορτίου. Έτσι, ο σταθμισμένος μέσος προκύπτει 3.8% και μπορούμε να πούμε ότι εκφράζει την κατά μέσο όρο μείωση της ροπής πτερύγισης σε κάθε πτερύγιο.

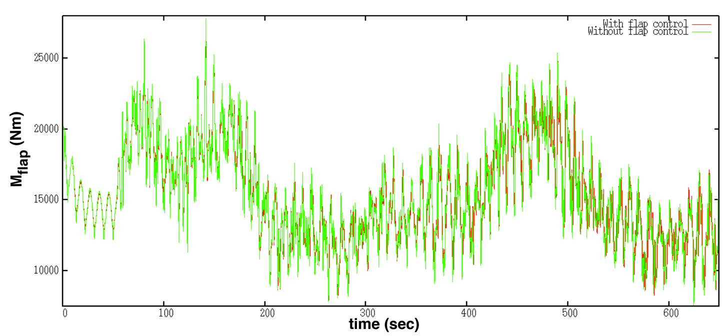
Επίσης, πρέπει να τονιστεί ότι προκειμένουν να καταλήξουμε σε μια ακριβέστερη τιμή της μείωσης θα πρέπει να γίνουν αρκετές προσομοιώσεις με διαφορετικά μοντέλα τύρβης και την ίδια μορφή ελέγχου ώστε να άρουμε την



(α΄) Προσομοίωση μέχρι την έναρξη της τύρβης (μόνο οριακό στρώμα.)

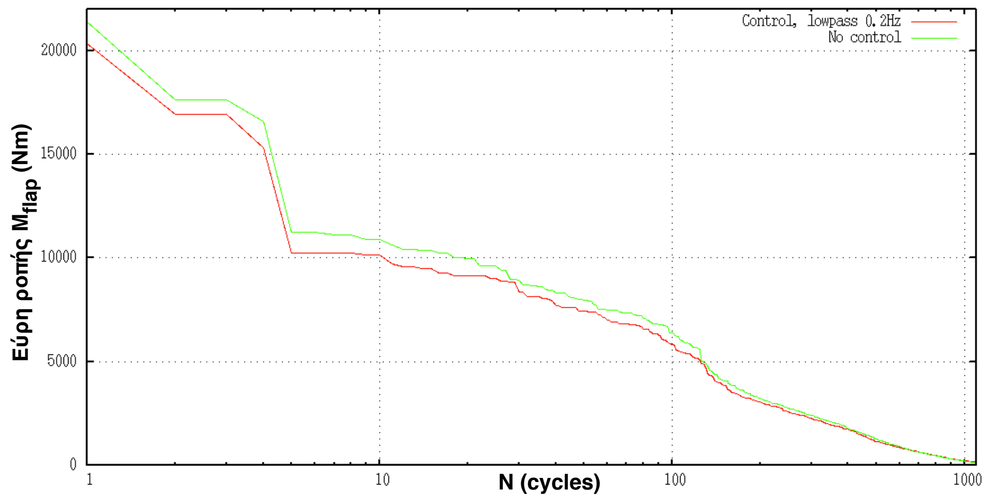


(β΄) Προσομοίωση με οριακό στρώμα και τύρβη.



(γ΄) Συνολική προσομοίωση.

Σχήμα 5.3: Σύγκριση ροπής πτερύγισης (M_{flap}) με και χωρίς έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου.



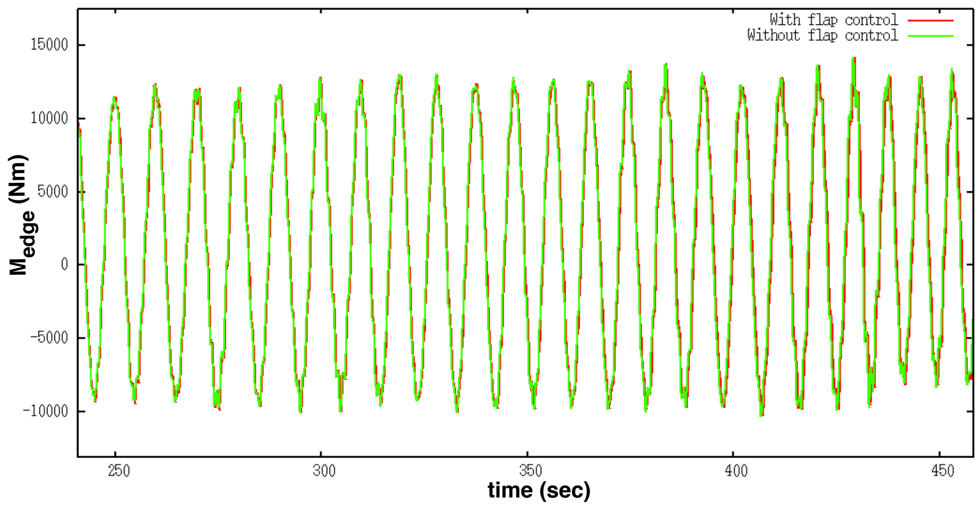
Σχήμα 5.4: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} συναρτήσει των κύκλων φόρτισης.

στοχαστικότητα των αποτελεσμάτων. Η στοχαστικότητα αυτή οφείλεται στην ίδια την στοχαστικότητα που έχει ο άνεμος και που για να αρθεί κατά το δυνατόν πρέπει να γίνουν πολλές προσομοιώσεις. Επιπρόσθετα, τα αποτελέσματα επιρεάζονται και από την ίδια την υπολογιστική διαδικασία και για αυτό ίσως πρέπει να γίνουν και προσομοιώσεις με διαφορετική διακριτοποίηση. Πάντως, το σίγουρο βάσει και του διαγράμματος 5.4 είναι ότι ο έλεγχος επιφέρει πράγματι μείωση, και δεδομένου του μικρού μεγέθους του μεταπτερυγίου αυτή είναι ικανοποιητική.

Όσον αφορά τις άλλες συνιστώσες της ροπής, η μεταβολή δεν είναι αξιοσημείωτη. Ενδεικτικά, για την ροπή περιστροφής παρουσιάζεται το σχήμα 5.5 στο οποίο είναι εμφανές ότι η επιρροή της μεταβαλλόμενης γεωμετρίας του μεταπτερυγίου είναι αμελητέα. Κάτι τέτοιο ήταν εξαρχής αναμενόμενο καθώς στην συνιστώσα αυτή κυριαρχεί η επίδραση του βάρους του πτερυγίου που είναι σαφώς μεγαλύτερη από την επίδραση της αεροδυναμικής.

Σχετικά με την ροπή στην κατεύθυνση πτερύγισης στην ρίζα του πύργου, η μείωση εκφρασμένη σε ελάττωση του αντίστοιχου ισοδύναμου φορτίου υπολογίζεται σε 1.68% κατά την διάρκεια προσομοίωσης ολόκληρου του δεκαλέπτου.

Τέλος, αξίζει να φανεί η αεροδυναμική επίδραση που επιφέρει η μεταβολή της γωνίας του μεταπτερυγίου σε ένα στοιχείο. Στο σχήμα 5.6 φαίνεται ο συντελεστής άνωσης και αντίστασης για ένα στοιχείο στο 78% του μήκους του



Σχήμα 5.5: Σύγκριση ροπής περιστροφής (M_{edge}) με και χωρίς έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου.

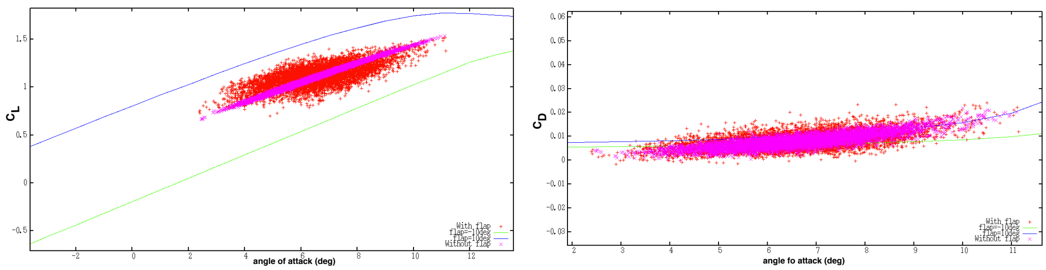
ενός πτερυγίου.

Βλέπουμε ότι ο βρόγχος υστέρησης του συντελεστή άνωσης μετακινείται κατά την διάρκεια της προσομοίωσης σε γωνίες μεταπτερυγίου μεταξύ των $\pm 10^o$ και είναι συμβατός με τις γωνίες του σχήματος 5.2. Η μορφή του επίσης είναι αυτή που αναμέναμε από την θεωρία όπως έχει παρουσιαστεί συνοπτικά στο κεφάλαιο 3. Από την άλλη, ο βρόγχος του συντελεστή αντίστασης αυξάνει μεν αλλά λίγο διότι οι τιμές του συντελεστή αυτού για τα εύρη γωνιών πρόσπτωσης που αντιστοιχούν στην παρούσα προσομοίωση δεν διαφέρουν σημαντικά μεταξύ των γωνιών μεταπτερυγίου $\pm 10^o$.

5.2.1.2 Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz

Αυτή η περίπτωση προσομοίωσης αφορά ακριβώς τις ίδιες συνθήκες ροής και τα ίδια χαρακτηριστικά μεταπτερυγίων. Το μόνο που αλλάξαμε είναι το φίλτρο, στο οποίο η αποκοπή των συχνοτήτων γίνεται σε λίγο μεγαλύτερη τιμή από ότι προηγουμένως, δηλαδή λίγο πριν την συχνότητα 3P: $f_{3P} \approx 0.35 Hz$.

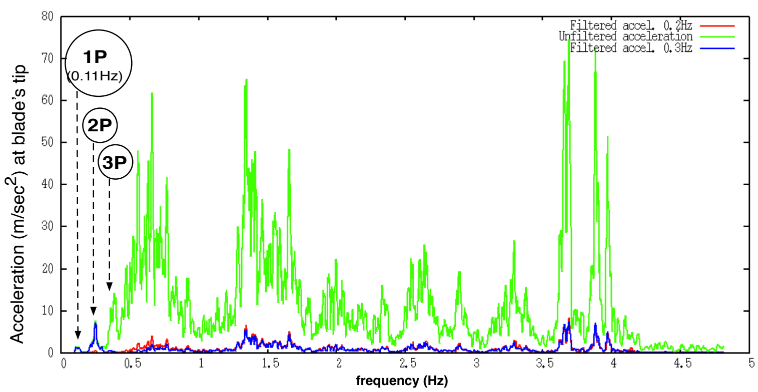
Με το να εισάγουμε περισσότερες συχνότητες στο σήμα του ελεγκτή αυτό που πετυχαίνουμε είναι να προσφέρουμε περισσότερη πληροφορία στο σύστημα ελέγχου. Άρα αναμένουμε ότι θα έχουμε πιο έντονη μεταβολή στην γωνία μεταπτερυγίου (θα μεταφέρονται περισσότερες συχνότητες στο σήμα της γωνίας μεταπτερυγίου από τον ελεγκτή, εφόσον η είσοδός του θα έχει περισσότερες



(α′) Σύγκριση συντελεστή άνωσης με και χωρίς κινούμενο μεταπτερύγιο.

(β′) Σύγκριση συντελεστή αντίστασης με και χωρίς κινούμενο μεταπτερύγιο.

Σχήμα 5.6: Σύγκριση αεροδυναμικών συντελεστών με και χωρίς κινούμενο μεταπτερύγιο.

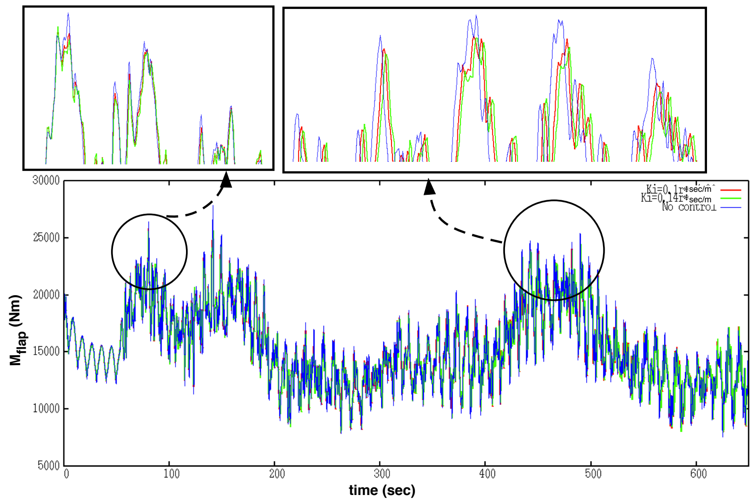


Σχήμα 5.7: Επίδραση χαμηλοπερατών φίλτρων στο σήμα επιτάχυνσης.

συχνότητες που δεν θα έχουν αποκοπεί από το φίλτρο). Το αποτέλεσμα θα είναι να πετυχαίνουμε μεν μεγαλύτερη μείωση στα φορτία, σε βάρος όμως του επενεργητή μας ο οποίος θα πρέπει να έχει την δυνατότητα να ανταποκριθεί σε πιο υψίσυχνο σήμα, δηλαδή να εκτελέσει πιο γρήγορες κινήσεις. Όσον αφορά το εύρος των γωνιών αυτό καθορίζεται από το κέρδος K_I στον ελεγκτή περισσότερο και λιγότερο από το φίλτρο.

Αρχικά, παρουσιάζεται στο σχήμα 5.7 η επίδραση του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.3Hz στο σήμα της επιτάχυνσης. Για συγκριτικούς σκοπούς, φαίνεται και το φάσμα του χαμηλοπερατού φίτρου 0.2Hz. Από το σχήμα αυτό είναι φανερό ότι στο σήμα προστίθεται και η συχνότητα $f_{2P} \approx 0.234Hz$.

Στην περίπτωση χαμηλοπερατού φίλτρου 0.3Hz είναι χρήσιμο να γίνει σύγ-



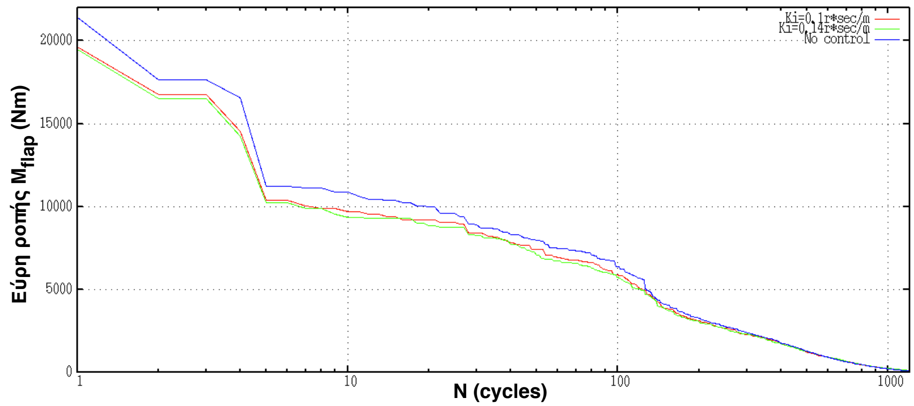
Σχήμα 5.8: Μείωση ροπής πτερύγισης με χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$.

κριση μεταξύ των αποτελεσμάτων για δύο περιπτώσεις κερδών: $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$. Συγκρίνοντας αρχικά τα φορτία στην ρίζα ενός πτερυγίου οπως φαίνεται στο σχήμα 5.8 βλέπουμε ότι οι διαφορές είναι σχετικά μικρές. Πράγματι, εκφρασμένη σε ιδοσύναμο φορτίο, η μείωση του πτερυγίου που εξετάζεται είναι της τάξεως του 7.78% για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και 8.64% για $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$.

Αν κοιτάξουμε τους κύκλους φόρτισης του σχήματος 5.9 αυτό επαληθεύεται εύκολα καθώς είναι σαφές ότι στα υψηλά εύρη φορτίων τα οποία έχουν και τις μεγαλύτερες επιδράσεις οι δύο καμπύλες σχεδόν ταυτίζονται, ενώ για $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$ η συμπεριφορά του συστήματος είναι καλύτερη κυρίως για τα χαμηλά εύρη φορτίων τα οποία δεν επηρεάζουν ιδιαίτερα έντονα το ισοδύναμο φορτίο.

Επίσης, βρίσκοντας ο σταθμισμένος μέσο των τριών μειώσεων υπολογίζεται όπως και στο προηγούμενο κεφάλαιο 5.2.1.1 και εκφράζει μείωση 6.32% για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και 7.24% $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$. Ωστόσο, συγκρίνοντας την μεταβολή της γωνίας μεταπτερυγίου για το ίδιο τυπικό στοιχείο στις δύο περιπτώσεις ελεγκτών, βλέπουμε σημαντικές διαφορές όπως φαίνεται στο σχήμα 5.10.

Είναι σαφές ότι στην περίπτωση $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$ οι γωνίες μεταπτερυγίου φτάνουν πολλές φορές τα ακραία όρια των $\pm 10^o$. Όπως έχει ήδη

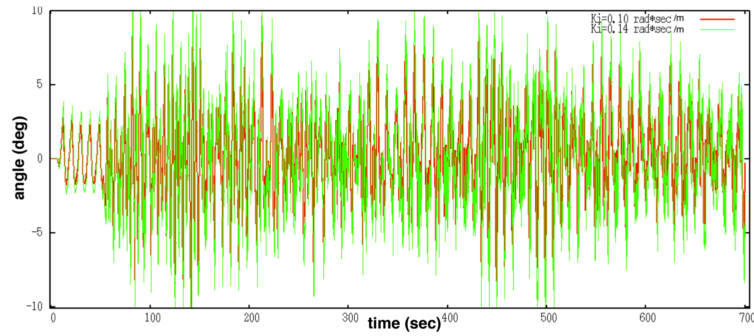


Σχήμα 5.9: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} συναρτήσει των κύκλων φόρτισης για τιμές κερδών ελεγκτή $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$.

αναφερθεί το να πλησιάζει το σύστημα στις ακραίες τιμές είναι ανεπιθύμητο διότι συνεπάγεται ότι σε μια περίπτωση με πιο έντονη τύρβη το μεταπτερύγιο θα φτάσει τις $\pm 10^o$ για μεγάλο χρονικό διάστημα. Στην περίπτωση αυτή το σύστημα δεν ανταποκρίνεται στις απαιτήσεις του ελεγκτή και η μεταβολή της γωνίας μεταπτερυγίου αρχίζει σιγά σιγά να μην είναι η επιθυμητή για μείωση των φορτίων. Τότε παροδικά το σύστημα οδηγείται στην αστάθεια καθώς αρχίζουν να διεγείρονται ταλαντώσεις οφειλόμενες καθαρά στην κακή λειτουγία του μεταπτερυγίου.

Αυτή η διαπίστωση, σε συνδυασμό με τα αποτελέσματα των μειώσεων (διαφορά σε μείωση της τάξης του 1% μεταξύ των δύο κερδών) και με τα σχήματα 5.8, 5.9 που επαληθεύουν τα αποτελέσματα αυτά μας οδηγεί στο συμπέρασμα ότι ο ελεγκτής με κέρδος $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ είναι μάλλον καλύτερος και σε αυτήν την περίπτωση φίλτρου, παρότι δεν δίνει την μέγιστη μείωση που μπορούμε να λάβουμε.

Όσον αφορά τις απαιτήσεις από πλευρά ταχύτητας του μεταπτερυγίου, στο σχήμα 5.11 βλέπουμε ένα στιγμιότυπο των ταχυτήτων του μεταπτερυγίου για το φίλτρο 0.3Hz σε σύγκριση με το 0.2Hz για ίδιο κέρδος ελεγκτή. Βλέπουμε ότι πράγματι οι ταχύτητες που απαιτούνται στο φίλτρο 0.3Hz είναι λίγο μεγαλύτερες από αυτές του 0.2Hz λόγω του μεγαλύτερου εύρους συχνοτήτων του πρώτου. Συνεπώς, το συμπέρασμα είναί ότι αύξηση του εύρους του φίλτρου αυξάνει την μείωση στην ροπή πτερύγισης, αλλά απαιτεί μεγαλύτερες ταχύτητες από τον επενεργτή μας.

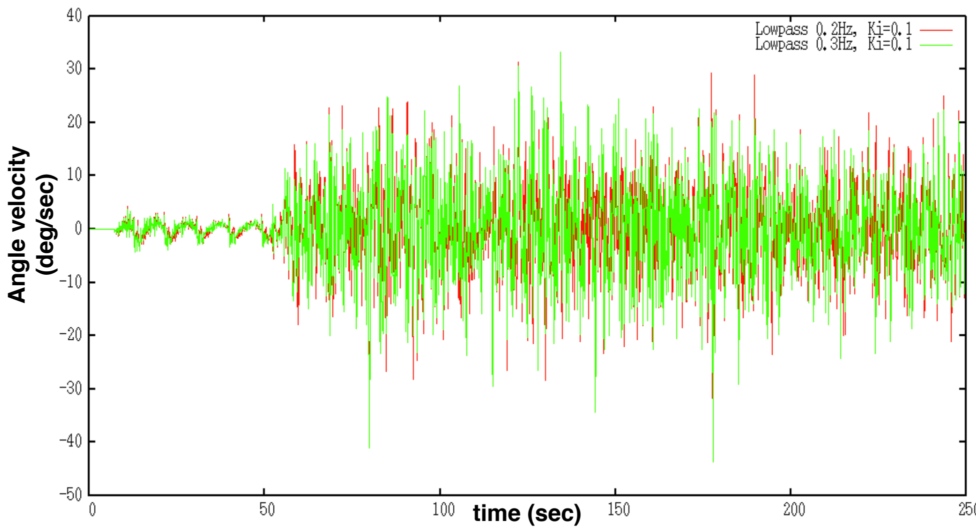


Σχήμα 5.10: Γωνία μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$.

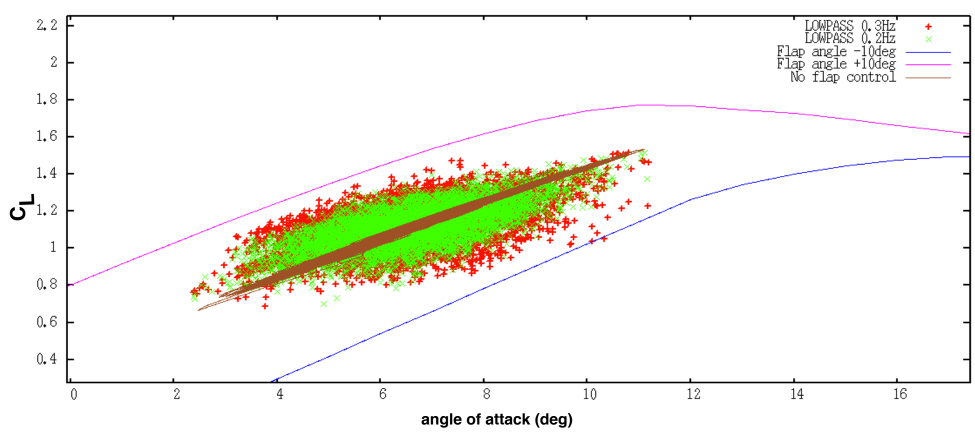
Τέλος, είναι ενδιαφέρον να παρατηρήσουμε ότι με το να αυξήσουμε το εύρος του φίλτρου και να πετύχουμε μια καλύτερη μείωση σημαίνει ότι ο συντελεστής άνωσης που λαμβάνουμε τώρα θα έχει μεγαλύτερο βρόγχο υστέρησης. Με άλλα λόγια το κέρδος της πληροφορίας που περιέχει η συχνότητα 2P η οποία τώρα περνάει από το φίλτρο, θα πρέπει να συνεπάγεται ένα κέρδος και στις τιμές του συντελεστή άνωσης, ώστε να δικαιολογείται η επιπλέον μείωση ($> 2\%$) που πετυχαίνουμε με ίδιο $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ αλλά με χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz αντί 0.2Hz. Κάτι τέτοιο όντως επαληθεύεται στο σχήμα 5.12.

Κλείνοντας τα αποτελέσματα αυτής της περίπτωσης, αναφέρεται ότι για τις δύο περιπτώσεις ελεγκτών $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$ η μείωση του ιδοσύναμου φορτίου στην ρίζα του πύργου σε σχέση με το να μην είχαμε έλεγχο είναι 3.98% και 3.71% αντίστοιχα. Βλέπουμε λοιπόν ότι μπορεί μεν ο ελεγκτής με κέρδος $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ να πετυχαίνει μικρότερη μείωση στην ροπή πτερύγισης στην ρίζα των πτερυγίων της ανεμογεννήτριας από τον ελεγκτή με $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$, ωστόσο είναι αποδοτικότερος στην μείωση της αντίστοιχης συνιστώσας ροπής στην ρίζα του πύργου.

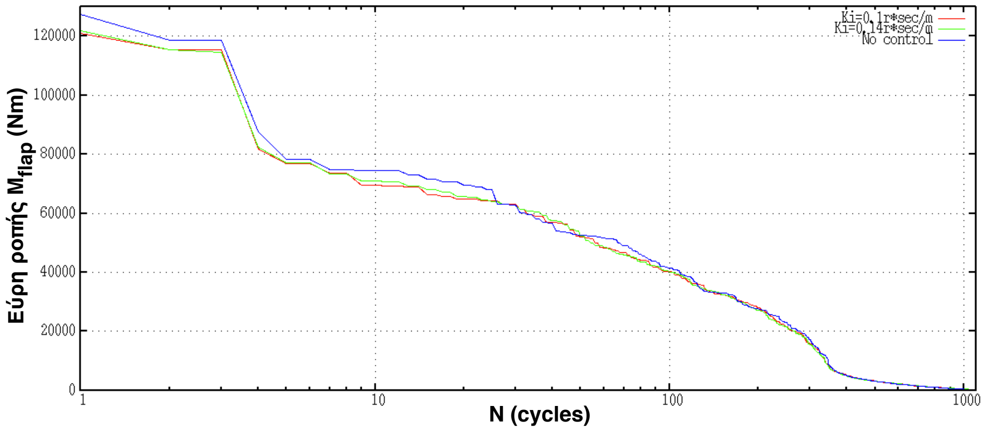
Αυτό συμβαίνει γιατί όπως φαίνεται και στο σχήμα 5.13 για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ κερδίζουμε λίγο στα μεσαία εύρη φόρτισης έναντι της περίπτωσης με $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$. Στα μεσαία δηλαδή εύρη φαίνεται να αντιστοιχούν λίγο λιγότεροι κύκλοι φόρτισης για την πρώτη περίπτωση ελεγκτή. Ωστόσο, είναι γεγονός ότι η μείωση στην φόρτιση του πύργου είναι έμμεσο αποτέλεσμα του ελέγχου και όχι ο στόχος, για αυτό δεν είναι απραίτητο ότι ακολουθεί την συμπεριφορά της μείωσης των φορτίων των πτερυγίων. Σχετικά με τις άλλες συνιστώσες ροπής, οι μεταβολές όταν έχουμε έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου είναι αμεληταίες.



Σχήμα 5.11: Ταχύτητα κίνησης μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$, μεταξύ των δύο χαμηλοπερατών φίλτρων 0.2Hz και 0.3 Hz.



Σχήμα 5.12: Σύγκριση συντελεστή άνωσης για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$, μεταξύ των δύο χαμηλοπερατών φίλτρων 0.2Hz και 0.3 Hz.

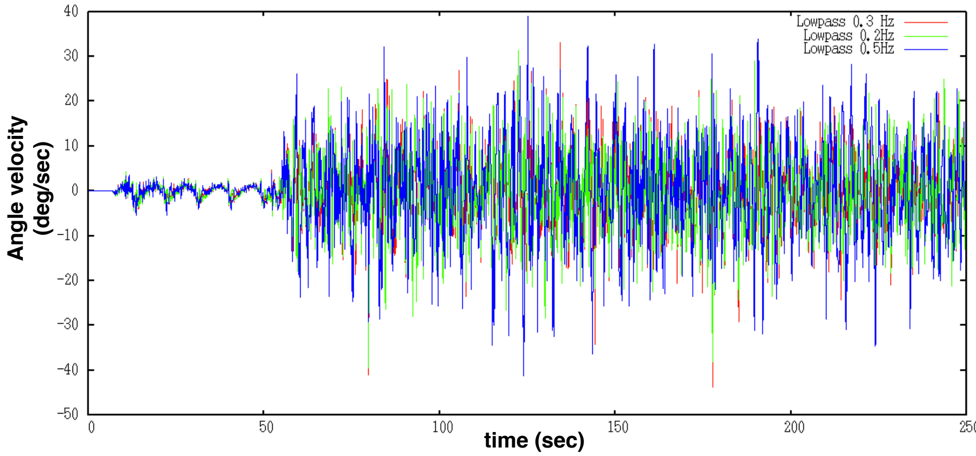


Σχήμα 5.13: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα του πτερυγίου για τιμές κερδών ελεγκτή $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$ και χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz.

5.2.1.3 Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.5Hz

Γενικά, βάσει και της παρατήρησης που έγινε στην αρχή της ενότητας 5.2.1.2 αναμένουμε βελτιωμένα αποτελέσματα από άποψη μείωσης φορτίου και μεγαλύτερες απαιτήσεις από πλευράς επενεργητή. Ωστόσο, αυτό που θα φανεί και παρακάτω η βελτίωση του συστήματος είναι μικρή παρόλο που το εύρος του φίλτρου αυξάνει κατά 0.2Hz. Αυτό μας οδηγεί στο συμπέρασμα ότι πλέον για να βελτιώσουμε σημαντικά το σύστημα θα πρέπει να κινηθούμε σε φίλτρα με πολύ μεγάλα εύρη, κάτι που είναι απαγορευτικό για τους επενεργητές μας. Η προσομοίωση αυτή εκτελέστηκε για διάφορες τιμές κερδών ολοκληρωτή, ωστόσο παρουσιάζεται μόνο η περίπτωση με $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ που συνολικά (από άποψη μείωσης και εύρους γωνιών μεταπτερυγίου) φάνηκε να είναι η αποδοτικότερη. Πριν προχωρήσουμε όμως, αξίζει να τονιστεί ότι μέχρι στιγμής το κέρδος $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ φαίνεται να αποδίδει πολύ καλά ανεξαρτήτως του χρησιμοποιούμενου φίλτρου, επιτρέποντας έτσι την άμεση σύκγριση των αποτελεσμάτων βάσει των φίλτρων και μόνο.

Στην προσομοίωση αυτή, είναι σαφές ότι περισσότερες συχνότητες θα διέρχονται πλέον από το φίλτρο και άρα περιμένουμε ότι το μεταπτερύγιο σε μια τυχαία θέση θα χαρακτηρίζεται πλέον από πιο υψίσυχνη κίνηση. Αυτό όντως επαληθεύεται στο σχήμα 5.14 που φαίνονται οι απαιτήσεις της ταχύτητας του μεταπτερυγίου σε ένα χρονικό κομμάτι της προσομοίωησς, και γίνεται η σύγ-



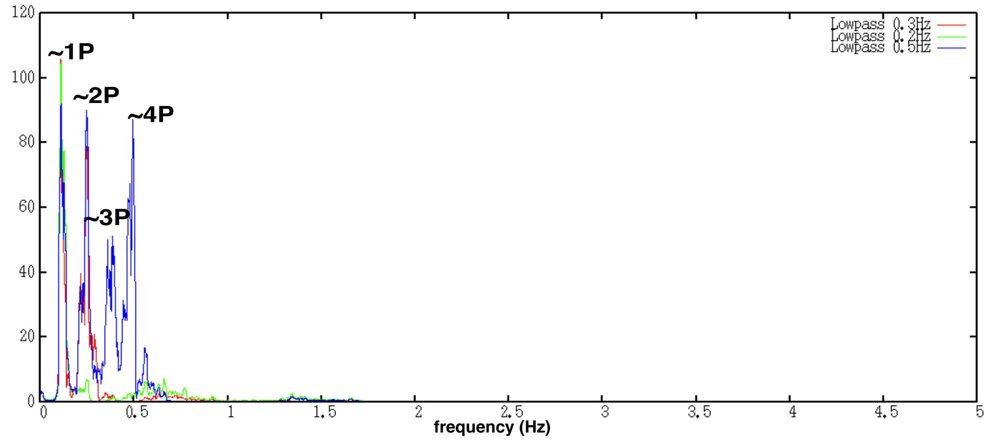
Σχήμα 5.14: Ταχύτητα κίνησης μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για όλα τα χαμηλοπερατά φίλτρα (στοιχείο στο 78% της ακτίνας του πτερυγίου).

κρισή της με την αντίστοιχη ταχύτητα με τα άλλα φίλτρα ($K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ σε κάθε προσομοίωση του σχήματος). Για εποπτικούς λόγους παρατίθεται και το φάσμα του σήματος των γωνιών μεταπτερυγίου (σχήμα 5.15), όπου φαίνεται ότι στο φίλτρο 0.5Hz έχουμε ενέργεια σε υψηλότερες συχνότητες από ότι στα άλλα φίλτρα.

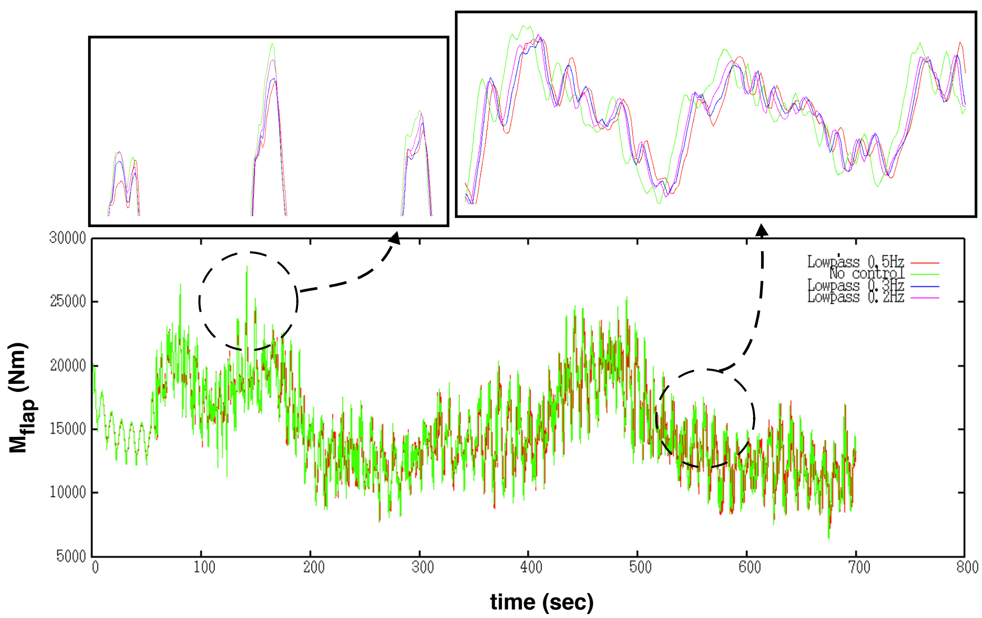
Η μορφή της ροπής πτερύγισης για ένα πτερύγιο κατά την προσομοίωση ενός δεκαλέπτου φαίνεται στο σχήμα 5.16. Για συγκριτικούς σκοπούς παρατίθονται και τα εως τώρα αποτελέσματα.

Είναι και οπτικά σαφές ότι έχουμε σημαντικό κέρδος σε μείωση. Συγκεκριμένα η μείωση εκφρασμένη σε ελάττωση του ισοδύναμου φορτίου αντιστοιχεί σε 8.93% για το πτερύγιο του σχήματος 5.16. Ωστόσο, το ποσοστό αυτό είναι 1.15% μεγαλύτερο από ότι σε σχέση με το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz. Η ποσοστιαία μείωση ισοδύναμου φορτίου στην ρίζα του πύργου είναι 6.84%. Ωστόσο, η κίνηση του μεταπτερυγίου είναι πολύ πιο έντονη τώρα όπως φαίνεται στο σχήμα 5.17 και οι απαιτήσεις ταχύτητας επενεργητή (σχήμα 5.14) αυξημένες. Επιπρόσθετα, από το σχήμα 5.17 φαίνεται ότι τώρα το μεταπτερύγιο ενός τυπικού στοιχείου φτάνει πιο συχνά στις μέγιστες επιτρεπόμενες γωνίες των $\pm 10^o$ που είναι ανεπιθύμητο.

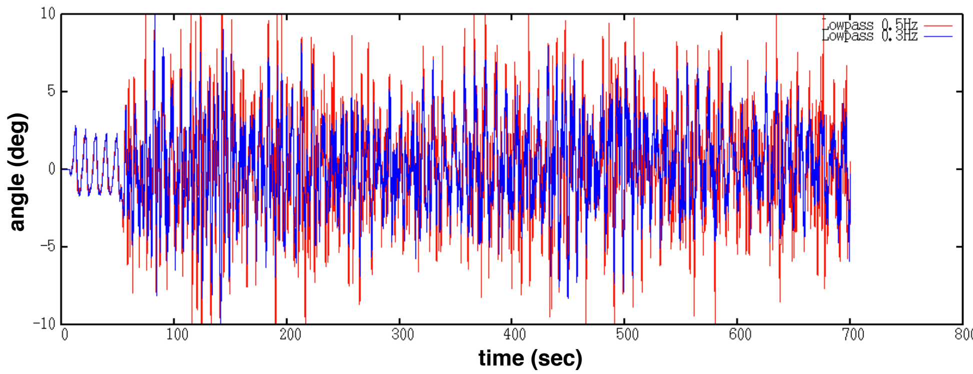
Τέλος, η μείωση που προκύπτει από την στάθμιση των επιμέρους μειώσεων ανά πτερύγιο υπολογίζεται σε 6.48% που είναι μικρότερη από την μέση μείωση του χαμηλοπερατού φίτλρου 0.3Hz με $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$. Οπότε δεν είναι



Σχήμα 5.15: Φάσμα σήματος γωνιών μεταπτερυγίου όπως προκύπτει από τον ελεγκτή (στοιχείο στο 78% της ακτίνας του πτερυγίου).



Σχήμα 5.16: Μείωση φορτίων με χαμηλοπερατό φίλτρο 0.5Hz και ελεγκτή $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ και σύγκριση με τα προηγούμενα φίλτρα.



Σχήμα 5.17: Γωνία μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ και χαμηλοπερατά φίλτρα 0.3, 0.5Hz .

σαφές ότι η αύξηση του εύρους πέραν των 0.3Hz είναι σε θέση να βελτιώσει ουσιωδώς το σύστημα. Το συμπέρασμα αυτό είναι λογικό καθώς η κύρια συχνότητα που αναγνωρίζουμε στο φορτίο είναι η 1P, και ήδη με το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz έχουμε επιτρέψει την διέλευση και της πρώτης αρμονικής της. Με ακόμη πιο χαλαρό φίλτρο συχνότητας αποκοπής $f > 0.3Hz$ η πληροφορία που παίρνουμε δεν είναι πολύ σημαντική και δεν επηρεάζει έντονα το σύστημα. Έτσι, στις προσομοιώσεις που ακολουθούνε δεν εξετάστηκε ξανά χαμηλοπερατό φίλτρο με συχνότητα αποκοπής μεγαλύτερη των 0.3Hz.

5.2.1.4 Μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$

Το μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$ είναι μέχρι στιγμής το πιο περιοριστικό φίλτρο που δοκιμάζουμε από άποψη αποκοπής συχνοτήτων, επιτρέποντας μόνο ένα εύρος 0.1Hz να διέλεθει. Είναι κενταρισμένο εκατέρωθεν της βασικής 1P συχνότητας η οποία κυριαρχεί στο σήμα της ροπής πτερύγισης και που για ταχύτητα ανέμου U=8m/sec είναι ίση με 0.1167Hz.

Σύμφωνα με τα όσα έχουμε ήδη αναφέρει, το γεγονός ότι διέρχεται μια μικρή περιοχή συχνοτήτων από το φίλτρο, συνεπάγεται ότι και το σήμα εξόδου του ελεγκτή θα περιέχει συχνότητες μόνο σε αυτό το μικρό εύρος και μάλιστα, μιας και η 1P συχνότητα βρίσκεται εντός του εύρους αυτού, εκείνη θα δεσπόζει και στο σήμα εξόδου του ελεγκτή. Συνεπώς, η κίνηση του μεταπτερυίου θα ορίζεται κυρίως από την συχνότητα αυτή. Το γεγονός αυτό θα έχει ως συνέπεια πολύ πιο αργές κινήσεις μεταπτερυγίου, που είναι επιθυμητό διότι συνεπάγεται ότι η κίνηση είναι ευκολότερα επιτεύξιμη από τον επενεργητή. Από την άλλη, το περιορισμένο εύρος συχνοτήτων δεν περιμένουμε να μας δώσει τα μεγάλα ποσοστά μειώσεων που έδωσαν τα άλλα φίλτρα. Επίσης, το ότι το φίλτρο είναι μεσοπερατό εισάγει από μόνο του επιπλέον περιοριστικά όρια. Με άλλα λόγια, ακόμη και ένα μεσοπερατό φίτρο $0.01 \div 0.31Hz$ έχει διαφορά από το χαμηλοπερατό 0.3Hz και όχι γιατί διαφέρει λίγο το εύρος συχνοτήτων των δύο φίλτρων, αλλά διότι σαν μεσοπερατό επηρεάζει με διαφορετικό τρόπο τις συχνότητες εξόδου.

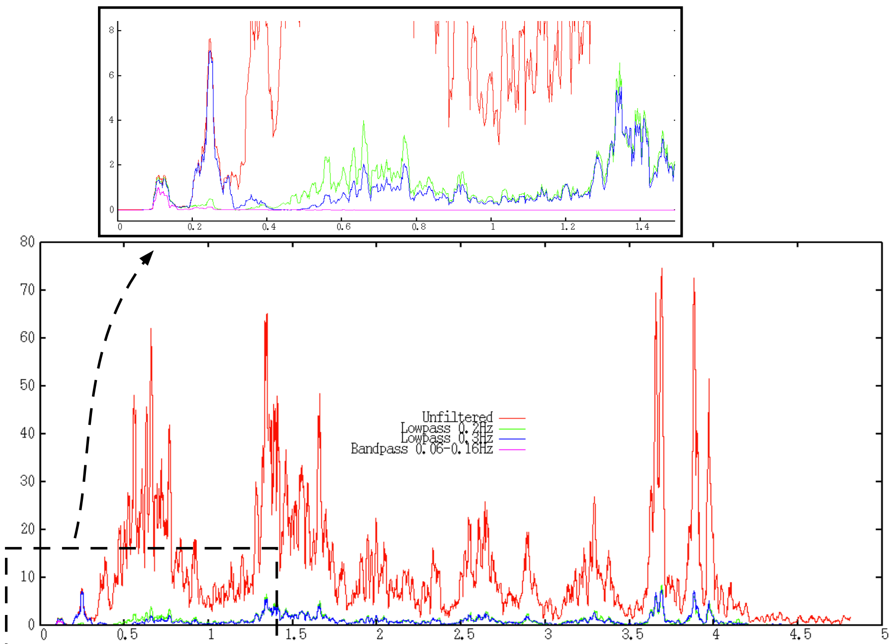
Είναι σαφές λοιπόν ότι πρέπει να γίνει πολύ καλός σχεδιασμός και μελέτη κατά την επιλογή του φίλτρου. Μεγάλο εύρος συχνοτήτων σημαίνει γρήγορες κινήσεις επενεργητή, με όφελος μεγάλη μείωση φορτίων. Όσο το εύρος μικραίνει, τόσο πιο ρεαλιστικά γίνονται τα αποτελέσματά μας από την άποψη ότι είναι πιο εύκολα επιτεύξιμα. Ωστόσο, πρέπει να έχουμε ακόμη υπόψιν ότι όσο αυξάνουμε το εύρος του μεσοπερατού φίλτρου, τόσο αυξάνουμε και την περιοχή συχνοτήτων στην οποία εισάγεται διαφορά φάσης μεταξύ των σημάτων εισόδου και εξόδου. Στην εργασία αυτή, το εύρος του φίλτρου επιλέχθηκε βάσει των αποτελεσμάτων παλαιότερης διπλωματικής εργασίας [3.3].

Αρχικά, στο σχήμα 5.18 συγκρίνουμε το φάσμα των συχνοτήτων διέλευσης του φίλτρου σε σχέση με τα χαμηλοπερατά 0.2 και 0.3Hz. Στο σχήμα αυτό το κέρδος είναι $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ και για τις τρεις προσομοιώσεις.

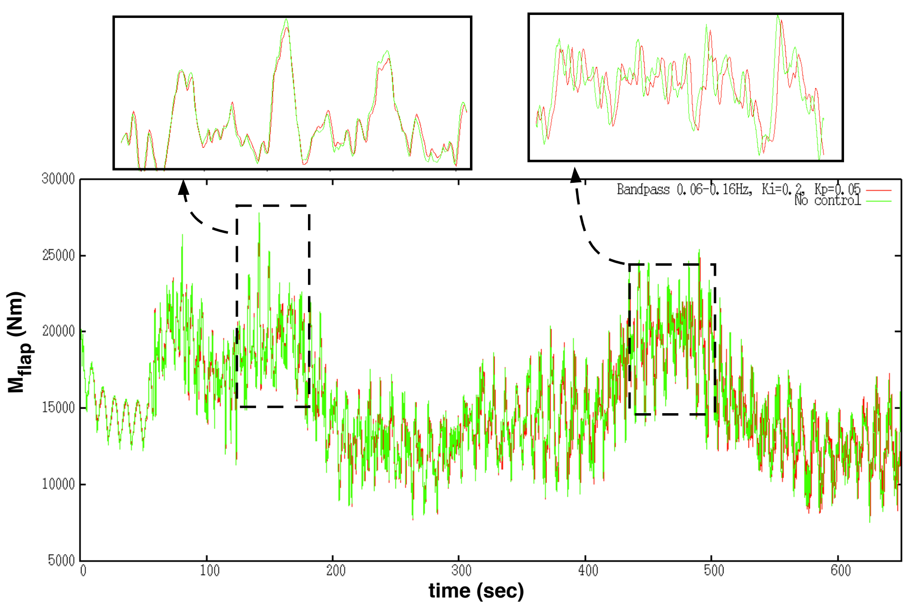
Είναι σαφές ότι κρατάμε μόνο την συχνότητα 1P και μια μικρή περιοχή εκατέρωθέν αυτής, ενώ όλες οι άλλες συχνότητες εξαφανίζονται τελείως (εν αντιθέσει με τα χαμηλοπερατά φίλτρα που βλέπουμε ότι εξασθενούνε αλλά δεν εξαφανίζονται τελείως). Αναμένουμε λοιπόν ένα πολύ καθαρό σήμα στην κίνηση του μεταπτερυγίου.

Ο καλύτερος συνδυασμός κερδών που επιτεύχθηκε ήταν $K_I = 0.2 rad \cdot sec/m$, $K_P = 0.05 rad \cdot sec^2/m$. Από τις δοκιμές έγινε επίσης φανερό ότι σε αυτό το είδος φίλτρου παίζει σημαντικό ρόλο η ύπαρξη του αναλογικού όρου K_P. Αυτό φαίνεται ακόμη πιο έντονα στα αποτελέσματα γαι μεταπτερύγιο πλάτους $F_C = 30\%$ που ακολουθούν. Στο σχήμα 5.19 φαίνεται η επίδραση του ελέγχου με το μεσοπερατό φίλτρο και τον προαναφερθέν ελεγκτή στην ροπή πτερύγισης ενός πτερυγίου.

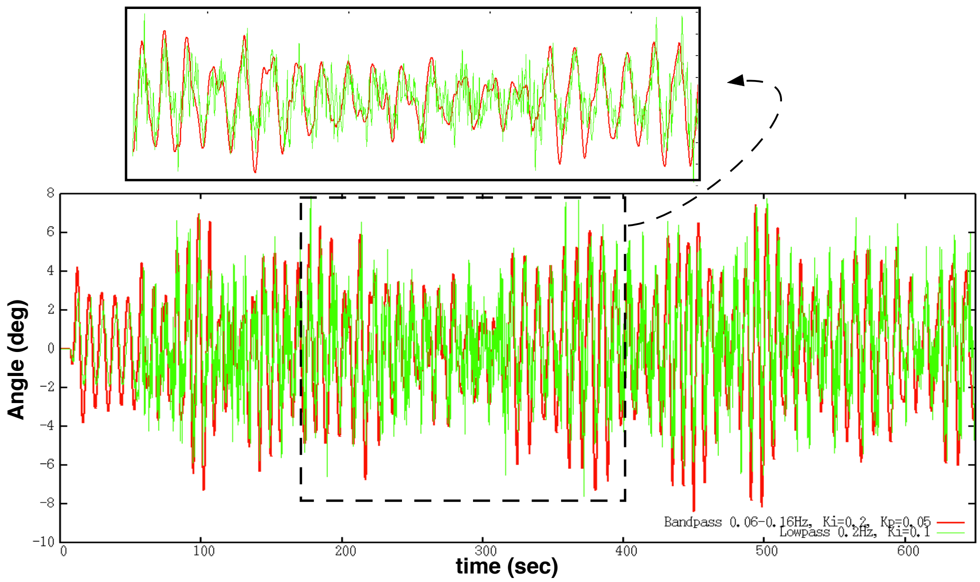
Είναι φανερή η διαφορά φάσεως των δύο ροπών που εισάγεται τόσο από το φίλτρο όσο και από τον ολοκληρωτικό όρο K_I. Επίσης είναι καταφανής η μείωση που επιτυγχάνεται ειδικά στα σημεία απότομης αύξησης της ροπής πτερύγισης (που αντιπροσωπεύουν ριπές ανέμου). Σε όρους ισοδύναμου φορτίου, στην ρίζα του συγκεκριμένου πτερυγίου η μείωση ανέρχεται στο 4.7% ενώ στην ρίζα του πύργου φτάνει το 1.26%. Βλέπουμε ότι τα αποτελέσματα αυτά είναι αντίστοιχα



Σχήμα 5.18: Επίδραση φίλτρων στο σήμα επιτάχυνσης.



Σχήμα 5.19: Μείωση ροπής πτερίγυσης με μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$ για $K_I = 0.20 rad \cdot sec/m$ και $K_P = 0.05 rad \cdot sec^2/m$.

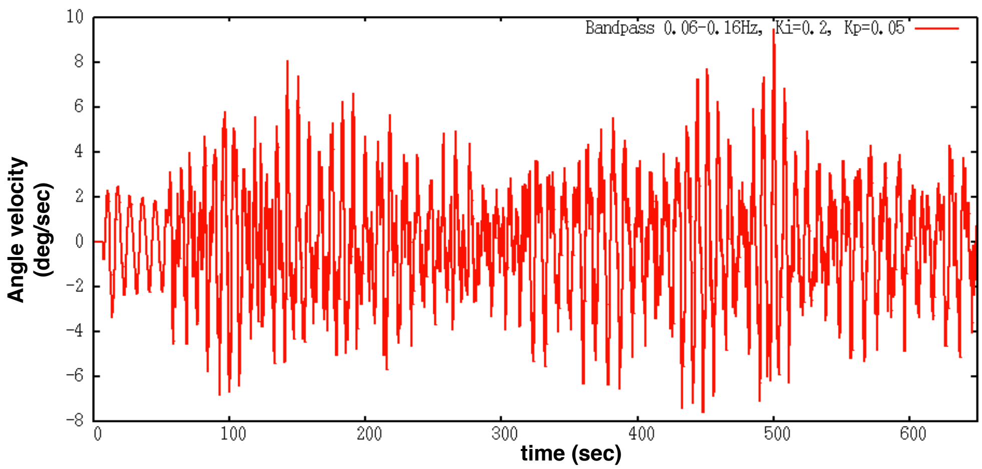


Σχήμα 5.20: Γωνία μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου.

με τα όσα προέκυψαν για το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz (4.93% και 1.68% αντίστοιχα για το ίδιο πτερύγιο). Η μεγάλη διαφορά τώρα όμως φαίνεται στις απαιτήσεις από πλευράς επενεργητή, δηλαδή στην κίνηση των μεταπτερυγίων.

Εξετάζοντας ξανά ένα τυπικό στοιχείο με μεταπτερύγιο στο 78% της ακτίνας ενός πτερυγίου, λαμβάνουμε το σχήμα 5.20, όπου βλέπουμε την απόκριση της κίνησης του μεταπτερυγίου. Για συγκριτικούς σκοπούς στο ίδιο σχήμα φαίνεται το αντίστοιχο αποτέλεσμα για το χαμηλοπερατό φίλτρο των 0.2Hz. Επίσης, στο σχήμα 5.21 φαίνεται η ταχύτητα της κίνησης του μεταπτερυγίου για την περίπτωση του μεσοπερατού φίλτρου.

Στο σχήμα 5.20 είναι εμφανές πωςη μεταβολή της γωνίας είναι ομαλότερη, ενώ πράγματι κυριαρχεί η συχνότητα 1P όπως αναμενόταν. Η αργή αυτή μεταβολή επαληθεύεται άμεσα στο σχήμα 5.21 όπου βλέπουμε ότι οι ταχύτητες κίνησης του μεταπτερυγίου κυμαίνονται κοντά στις $6^o/sec$ ενώ σε ορισμένες μόνο ακραίες περιπτώσεις μπορεί να φτάσουν και τις $\approx \pm 8^0/sec$. Και αυτό είναι και το μεγάλο πλεονέκτημα αυτού του φίλτρου εν αντιθέσει με το χαμηλοπερατό, ότι για την ίδια σχεδόν μείωση, η απόκριση που απαιείται από τον επενεργητή είναι πολύ πιο διαχειρίσιμη. Αν θυμηθούμε (σχήμα 5.2 σελίδα 100) την απαιτούμενη ταχύτητα του μεταπτερυγίου στην περίπτωση με χαμηλοπερατό



Σχήμα 5.21: Ταχύτητα κίνησης μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου.

φίλτρο 0.2Hz, αυτή κυμαίνεται στις $\pm 20^o/sec$ στο μεγαλύτερο χρονικό διάστημα, ενώ σε μερικά σημεία φτάνει μέχρι και τις $\pm 40^o/sec$ δηλαδή πέντε φορές μεγαλύτερη.

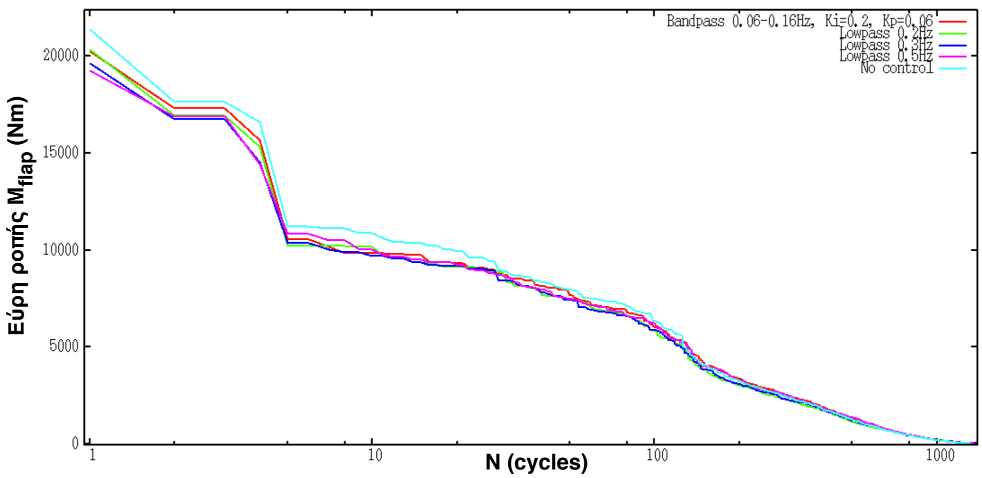
Το αποτέλεσμα αυτό είναι πολύ σημαντικό καθώς υποδεικνύει ότι οι δυνατότητες μείωσης φορτίων κόπωσης μέσω μεταπτερυγίων είναι ρεαλιστικές από τους σημερινούς επενεργητές. Όσον αφορά τα υπόλοιπα χαμηλοπερατά φίλτρα (0.2 και 0.3Hz) όπου η μείωση είναι $\approx 4\%$ μεγαλύτερη, η διαφορά στην ταχύτητα των γωνιών είναι ακόμη πιο οξεία. Επομένως, καταλήγουμε στο συμπέρασμα ότι το μεσοπερατό φίλτρο μπορεί να μην είναι το πιο αποδοτικό από άποψη μείωσης της ροπής πτερύγισης στην ρίζα των πτερυγίων, είναι όμως το πιο ευκολότερα επιτεύξιμο.

Για συγκριτικούς λόγους στο σχήμα 5.22 παρουσιάζουμε τα εύρη και τους κύκλους φόρτισης της ροπής πτερύγισης στην ρίζα του πτερυγίου μεταξύ όλων των φίλτρων που δοκιμάστηκαν (και για τις αποδοτικότερες τιμές κερδών).

Από το σχήμα αυτό μπορούμε να εξάγουμε τα εξής βασικά συμπεράσματα:

- Το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz με $K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$ έχει πρακτικά ισοδύναμη επίδραση σε όλα τα εύρη φόρτισης με το μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$ με $K_I = 0.20 rad \cdot sec/m$ και $K_P = 0.05 rad \cdot sec/m$.

- Όλα τα φίλτρα δημιουργούνε παρόμοια μείωση των κύκλων φόρτισης για $M_{flap} <\approx 1000Nm$.

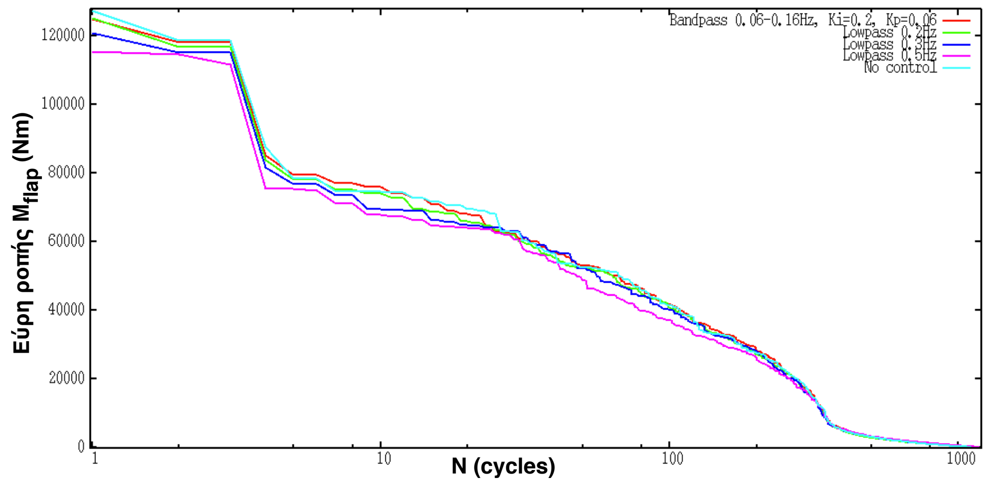


Σχήμα 5.22: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα του πτερυγίου για τα διάφορα φίλτρα που δοκιμάστηκαν και τις αποδοτικότερες τιμές κερδών.

- Τα χαμηλοπερατά φίλτρα 0.3 και 0.2Hz είναι παρόμοια σε όλα τα εύρη φόρτισης, ενώ διαφέρουν από τα άλλα δύο μόνο στα υψηλά εύρη φόρτισης ($M_{flap} > 1000Nm$) για αυτό και προσφέρουν μεγαύτερη μείωση από αυτά.

Επίσης, η σταθμισμένη μείωση μεταξύ όλων των πτερυγίων για το μεσοπερατό φίλτρο είναι ίση με 3.3% για την εν λόγω προσομοίωση. Βλέπουμε λοιπόν ότι αυτό το μέγεθος έκφρασης της μείωσης ακολουθεί το συμπέρασμα που αναφέρθηκε παραπάνω, ότι δηλαδή το μεσοπερατό φίλτρο έχει εντελώς παρόμοια συμπεριφορά με το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz (το αντίστοιχο μέγεθος στην περίπτωση αυτή είναι 3.8%).

Πιο έντονη διαφορά μεταξύ των φίλτρων εμφανίζεται στο σχήμα που αφορά τα εύρη στην ρίζα του πύργου (σχήμα 5.23). Εκεί βλέπουμε ότι το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz και το μεσοπερατό $0.06 \div 0.16Hz$ έχουν μια μικρή επίδραση στα μεγάλα εύρη φόρτισης για αυτό και επιτυγχάνουν μια στοιχειώδη μείωση μικρότερη του 2%. Αντιθέτως τα άλλα δύο έχουν σημαντική επίδραση σε ένα μεγάλο μέρος εύρων φόρτισης, για αυτό και πετυχαίνουν αξιοσημείωτες μειώσεις. Το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.5Hz έχει την πιο ικανοποιητική απόδοση, μειώνοντας τους κύκλους φόρτισης σχεδόν σε κάθε τιμή εύρους φόρτισης.



Σχήμα 5.23: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα του πύργου για τα διάφορα φίλτρα που δοκιμάστηκαν και τις αποδοτικότερες τιμές κερδών.

5.2.1.5 Σύνοψη αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Στο σημείο αυτό συγκεντρώνουμε τα βασικά συμπεράσματα της προσομοίωσης που προηγήθηκε.

Καταρχάς, παρατηρήθηκε ότι όσο πιο πολύ δίνουμε την δυνατότητα στο σύστημα να φτάνει γρήγορα σε μεγάλες γωνίες μεταπτερυγίου, τόσο πιο ικανοποιητική είναι η μείωση που λαμβάνουμε. Με άλλα λόγια, θέλουμε τέτοια κέρδη στους ελεγκτές ώστε αν το σύστημα απαιτεί μια γωνία μεταπτερυγίου $f_1 < |\pm 10^o|$ να μπορεί να την λάβει. Ειδάλως παραμένουμε σε χαμηλές γωνίες μεταπτερυγίου και δεν εκμεταλευόμαστε όλες τις δυνατότητες μείωσης. Από την άλλη, μεγάλα κέρδη ελεγκτών σημαίνουν πολύ ευαίσθητο σύστημα και άρα η γωνία μεταπτερυγίου ενδέχεται να καταλήγει αρκετά συχνά στα όριά της, πράγμα που όπως έχει εξηγηθεί είναι ανεπιθύμητο. Συνεπώς, είναι πολύ σημαντικό να γίνει προσεκτική βαθμονόμηση των τιμών των κερδών.

Όσον αφορά τα φίλτρα, καταλήξαμε στα εξής βασικά συμπεράσματα:

- Όσο μεγαλώνει το εύρος ενός χαμηλοπερατού φίλτρου, τόσο περισσότερες συχνότητες καταλήγουν στην έξοδο του ελεγκτή. Άρα τόσο πιο υψίσυχνο είναι το σήμα της κίνησης του μεταπτερυγίου. Υψίσυχνο σήμα σημαίνει υψηλή ταχύτητα κίνησης και μεγάλες απαιτήσεις επενεργητή.

- Όσο μεγαλώνει το εύρος ενός χαμηλοπερατού φίλτρου, τόσο πιο μεγάλη είναι η δυνατή μείωση φορτίου. Αυτό συμβαίνει διότι το μεταπτερύγιο κινείται πιο γρήγορα, άρα ανταποκρίνεται σε περισσότερες μεταβολές του φορτίου, μειώνοντας έτσι ένα μεγαλύτερο εύρος φορτίων.

- Αύξηση εύρους πέραν των 0.3Hz είναι πρακτικά ανούσια καθώς στα 0.3Hz έχει διέλθει ήδη η βασική συχνότητα περιστροφής και η πρώτη αρμονική της. Έτσι η επιπλέον μείωση που λαμβάνουμε είναι μικρή ενώ οι επιπλέον απαιτήσεις του επενεργητή μεγάλες.

- Το μεσοπερατό φίλτρο γύρο από την συχνότητα 1P και με κατάλληλη βαθμονόμηση μπορεί να πετύχει πολύ αξιόλογα αποτελέσματα, φτάνοντας της δυνατότητες του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.2Hz, που είναι διπλάσιου εύρους από αυτό. Το αποτέλεσμα αυτό είναι ιδιαιτέρως σημαντικό καθότι το μεσοπερατό φίλτρο απαιτεί πολύ πιο ρεαλιστικές κινήσεις από οποιδήποτε χαμηλοπερατό.

Συμπερασματικά, μπορούμε να ισχυριστούμε ότι με την συγκεκριμένη γεωμετρία μεταπτερυγίου και για τον εξεταζόμενο τύπο ελέγχου, μια μείωση στην ροπή πτερύγισης της τάξης του 5% είναι απολύτως εφικτή σε αυτές τις συνθήκες ροής.

5.2.2 Μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c, F_L = 10\%R$

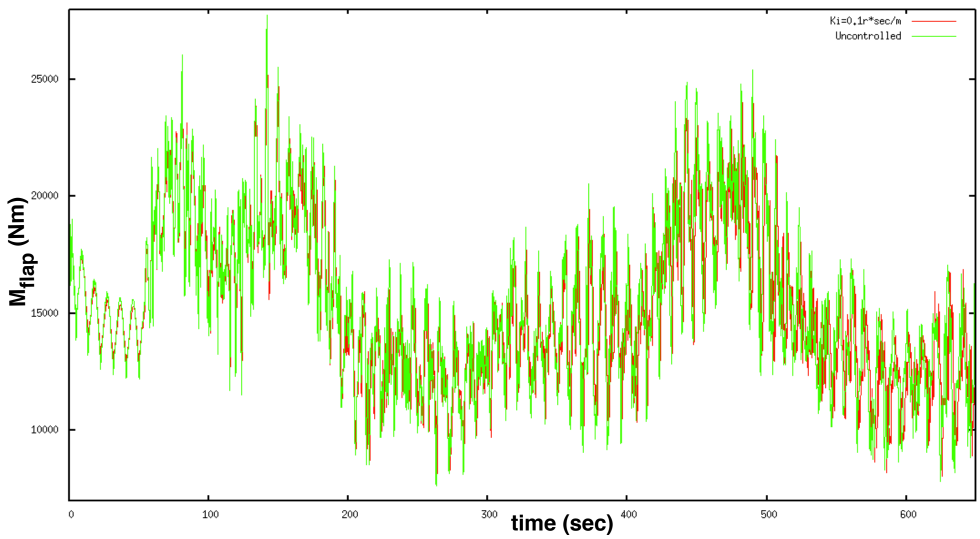
Υπενθυμίζεται ότι οι συνθήκες ροής της προσομοίωσης αυτής είναι ίδιες με αυτές της προηγούμενης (τυρβώδης άνεμος μετά τα 50sec, οριακό στρώμα με εκθέτη 0.2, ταχύτητα ροής 8m/sec). Ο έλεγχος είναι και πάλι εξατομικευμένος και ο αισθητήρας επιταχυνσιόμετρο στο άκρο του πτερυγίου. Το μεταπτερύγιο είναι το μόνο που έχουμε αλλάξει και καταλαμβάνει πλέον το 30% της χορδής της αεροτομής του στοιχείου στο οποίο αντιστοιχεί ($F_c = 30\%c$), ενώ το μήκους του ορίζεται όπως και πριν ίσο με 10% της ακτίνας του πτερυγίου ($F_L = 10\%R$).

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, στα 8m/sec η ταχύτητα περιστροφής του δρομέα είναι $\omega = 7rpm$ και η βασική συχνότητα 1P είναι $f_{1P} = 0.1167Hz$. Η προσομοίωση εκτελέστηκε για τα παρακάτω φίλτρα:

- Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz.

- Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz.

- Μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$.



Σχήμα 5.24: Σύγκριση ροπής πτερύγισης (M_{flap}) με και χωρίς έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου για ένα πτερύγιο ανεμογεννήτριας.

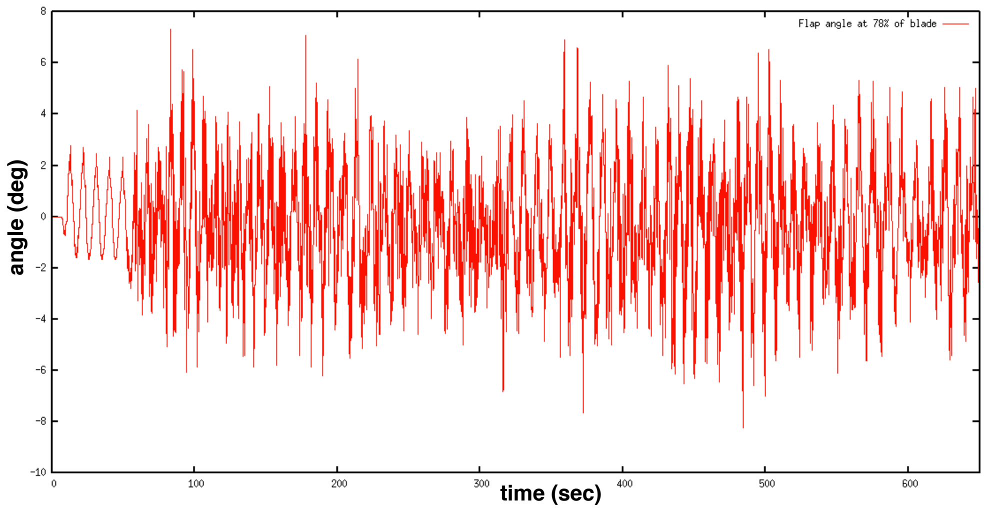
Παρακάτω θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα ανά φίλτρο. Η επίδραση του φίλτρου στο σήμα εισόδου δεν παρουσιάζεται γιατί είναι ανάλογη με αυτήν που φαίνεται στην αντίστοιχη ενότητα 5.2.1. Όσον αφορά τα διάφορα κέρδη K_I και K_P του ελεγκτή $P.I.$, παουσιάζονται μόνο οι πιο επιτυχημένες περιπτώσεις προσομοίωσης (μέγιστη μείωση με ελάχιστη κίνηση μεταπτερυγίου).

Εν γένει, λόγω του αυξημένου πλάτους του μεταπτερυγίου, αναμένεται αυξημένη η επίδραση του στην αεροδυναμική συμπεριφορά του συστήματος. Επομένως, περιμένουμε ότι για τα ίδια κέρδη ελεγκτή και για τα ίδια φίλτρα η μείωση των φορτίων θα είναι μεγαλύτερη. Ή ισοδύναμα, για τις ίδιες γωνίες μεταπτερυγίου μεταξύ των περιπτώσεων $F_c = 10\%c$ και $F_c = 30\%c$, η δεύτερη θα δίνει μεγαύτερο συντελεστή άνωσης C_L (που συνεπάγεται αυξημένη μείωση φορτίων).

5.2.2.1 Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz

Αρχικά, στο σχήμα 5.24 παρατίθεται το αποτέλεσμα της προσομοίωσης στην ροπή πτερύγισης ενός πτερυγίου. Το κέρδος του ελεγκτή είναι $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$.

Είναι καταρχάς φανερό και οπτικά ότι η μείωση είναι πολύ μεγαλύτερη τώρα από ότι σε σχέση με αυτήν του σχήματος 5.3 ($F_c = 10\%c$). Επίσης, κοιτώντας



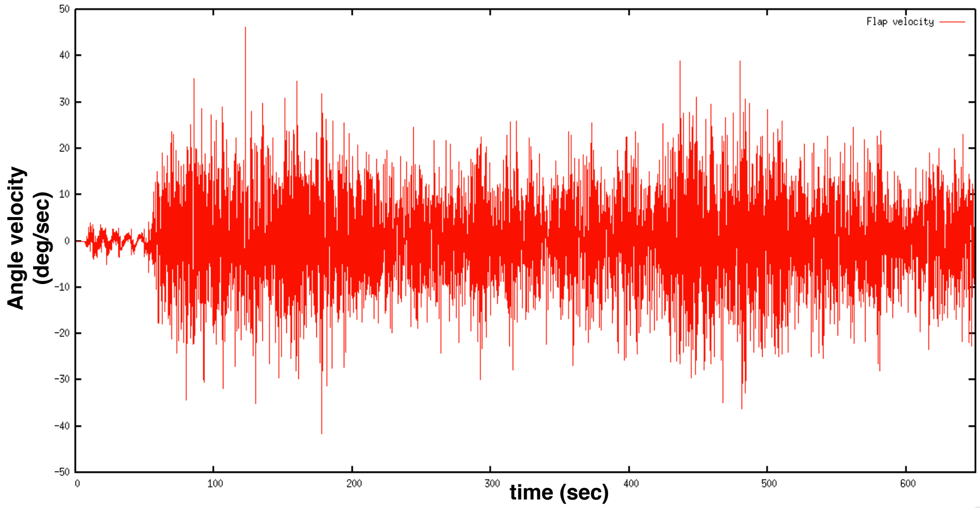
Σχήμα 5.25: Γωνία μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου ($K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$).

τις απαιτούμενες από το ελεγκτή γωνίες μεταπτερυγίου σε ένα στοιχείο (σχήμα 5.25) παρατηρούμε ότι αυτές είναι μικρότερες από τις αντίστοιχες γωνίες που απαιτούντο για $F_c = 10\% c$. Συγκεκριμένα, παρατηρούμε ότι οι γωνίες τώρα κυμαίνονται εντός του διαστήματος $4^o \div 6^o$ ενώ προηγουμένως οι βρίσκονταν στο διάστημα $6^o \div 8^o$.

Συνεπώς, βάσει των εικόνων 5.24 και 5.25 καταλήγουμε στο συμπέρασμα ότι η αποτελεσματικότητα του ελέγχου εξαρτάται κυρίως από την γεωμετρία του μεταπτερυγίου και όχι τόσο από το εύρος κίνησής του. Δηλαδή, από ένα σημείο και μετά, αύξηση της γωνίας μεταπτερυγίου δεν συνεπάγεται αναγκαστικά μείωση στα φορτία. Αντιθέτως, ένα επαρκώς μεγάλο μεταπτερύγιο μπορεί να πετύχει ικανοποιητικά αποτελέσματα ακόμη και με μικρή σχετικά κίνηση.

Βέβαια, στην παραπάνω μείωση που λάβαμε παίζει σαφώς ρόλο το ότι τώρα η κίνηση του μεταπτερυγίου ορίζεται από άλλη συνάρτηση (κεφάλαιο 3), η οποία έχει επιλεχθεί ώστε να μπορεί να επιφέρει μεγάλη αλλαγή στον συντελεστή άνωσης του στοιχείου με μικρή σχετικά κίνηση του μεταπτερυγίου.

Όσον αφορά τις απαιτήσεις ταχύτητας της κίνησης του μεταπτερυγίου, παρουσιάζεται το σχήμα 5.26. Βλέπουμε ότι η χρονοσειρά της ταχύτητας είναι αντίστοιχη με αυτήν του σχήματος 5.2 που δικαιολογείται κυρίως από το γεγονός ότι η ταχύτητα του μεταπτερυγίου ρυθμίζεται από τις συχνότητες που διέρχονται από τον ελεγκτή (και άρα αυτές που εξέρχονται από το φίλτρο) οι



Σχήμα 5.26: Ταχύτητα μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου ($K_I = 0.10 rad \cdot sec/m$).

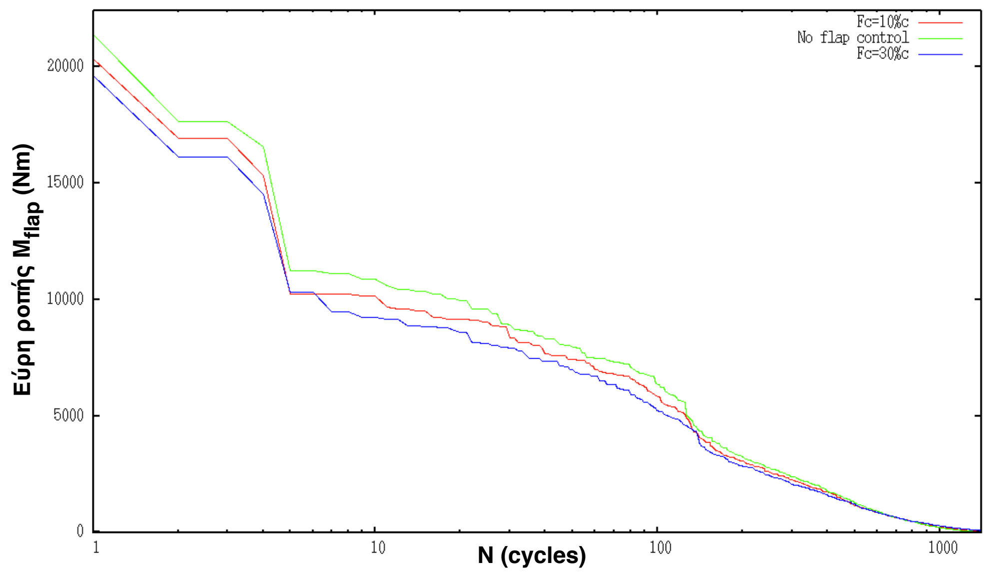
οποίες είναι οι ίδιες τώρα όπως ήταν και για $F_c = 10\%c$. Μπορεί βέβαια να διαφέρει λίγο η ενέργεια που μαζεύεται στην κάθε συχνότητα διότι λόγω διαφορετικής γεωμετρίας μεταπτερυγίου, οι ταλαντώσεις των πτερυγίων (και άρα και η επιτάχυνση στην άκρη κάθε πτερυγίου που είναι και το σήμα του ελεγκτή) διαφέρουν τώρα από ότι προηγουμένως. Πάντως η διαφορά αυτή είναι μικρή και για αυτό η ταχύτητα του μεταπυτερυγίου είναι παρόμοια, κυμαινόμενη στις $\pm 18^o/sec$ με ακραίες τιμές τις $\pm 40^o/sec$.

Τα συμπεράσματα αυτά επαληθεύονται στη συνέχεια και στις υπόλοιπες προσομοιώσεις με μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$.

Όσον αφορά την μείωση του ισοδύναμου φορτίου σε ένα πτερύγιο, αυτή υπολογίζεται σε 7.98% δηλαδή 3.05% μεγαλύτερη από ότι στην περίπτωση με μικρότερο πλάτος μεταπτερυγίου. Στο σχήμα 5.27 φαίνονται οι κύκλοι φόρτισης που αντιστοιχούν στις περιπτώσεις με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου και για μήκη Fc ίσα με 10% και 30% και το ίδιο πτερύγιο.

Το σχήμα αυτό δικαιολογεί πλήρως το παραπάνω ποσοστό μείωσης καθώς βλέπουμε ότι όντως σε όλα τα εύρη φόρτισης αντιστοιχούν λιγότεροι κύκλοι φόρτισης στην περίπτωση με $F_c = 30\%c$ από ότι για την περίπτωση $F_c = 10\%c$.

Τέλος, η μέση τιμή της ισοδύναμης μείωσης σε κάθε πτερύγιο υπολογίζεται ίση με 7.77%, 4% μεγαλύτερη από ότι στην περίπτωση $F_c = 30\%c$. Εϊναι λοιπόν σαφές ότι τα αποτελέσματα είναι πολύ καλύτερα τώρα που το μεταπτερύγιο είναι



Σχήμα 5.27: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} συναρτήσει των κύκλων φόρτισης για μεταπτερύγια $F_c = 10\%c$ και $F_c = 30\%c$.

μεγαλύτερο, τόσο από άποψη μείωσης φορτίων όσο και από άποψη απαιτήσεων επενεργητή.

Στη συνέχεια, για το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz αναμένουμε να επαληθευτούν τα συμπεράσματα που εξήγαμε στην περίπτωση $F_c = 10\%c$, δηλαδή αύξηση του ποσοστού μείωσης του ισοδύναμου κοπωτικού φορτίου και μεγαλύτερη συχνότητα κίνησης του μεταπτερυγίου σε σχέση με το χαμηλοπερατό φίλτρο των 0.2Hz. Προφανώς, οι τιμές αυτές θα πρέπει να είναι μεγαλύτερες τώρα που έχουμε $F_c = 30\%c$ συγκρινόμενες με τις αντίστοιχες που είχαμε για $F_c = 10\%c$.

5.2.2.2 Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz

Στο σημείο αυτό θα εξεταστεί μια περίπτωση κέρδους του ελεγκτή, $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$. Αυτό που διαπιστώθηκε κατά την διάρκεια της μελέτης είναι ότι δεν μπορούμε πλέον να πάμε σε μεγαλύτερες τιμές κερδών όπως γινόταν στην περίπτωση $F_c = 10\%c$. Διότι με $F_c = 30\%c$ η επιρροή του μεταπτερυγίου στην αεροδυναμική είναι εντονότερη και τα μεγάλα κέρδη έχουν την επίπτωση που εξηγείται αμέσως παρακάτω.

Λόγω του ότι χρισιμοποείται ολοκληρωτικός όρος μόνο, ισχύει:

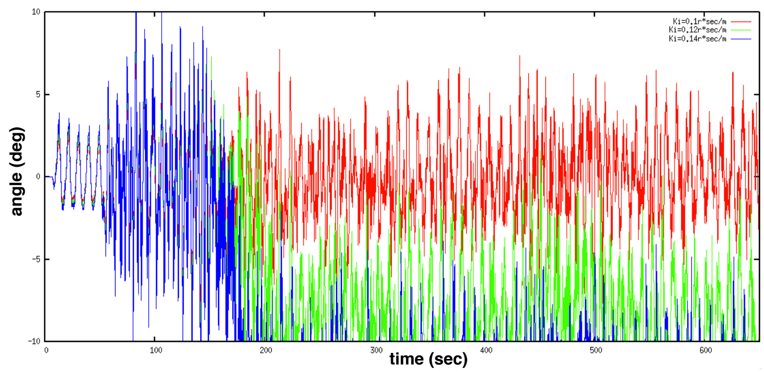
$$\beta_{flap} \propto M_{flap}$$

δηλαδή η γωνία που απαιτείται από το μεταπτερύγιο είναι ανάλογη με την ροπή πτερύγισης. Το μεγάλο κέρδος στον ελεγκτή μας συνεπάγεται ότι μια μικρή μεταβολή στην ροπή αντιστοιχίζεται σε σημαντική γωνία μεταπτερυγίου. Όσο είχαμε μικρό μεταπτερύγιο ($F_c = 10\%c$), κάτι τέτοιο δεν ήταν πρόβλημα καθώς η μεγάλη γωνία μεταπτερυγίου είχε μια μικρή επίπτωση στην αεροδυναμική. Όμως, τώρα που το μεταπτερύγιο είναι μεγάλο ($F_c = 30\%c$) μια τέτοια γωνία μεταβάλει απότομα την ροπή. Το αποτέλεσμα είναι ότι από την στιγμή που θα εμφανιστεί μια απότομη και ισχυρή ριπή ανέμου, η γωνία β_{flap} θα προκύψει μεγάλη. Θα στρίψει το μεταπτερύγιο και θα επιφέρει επίσης μεγάλη μείωση, και επειδή ο ελεγκτής προσπαθεί να μηδενίσει την ροπή M_{flap}, αμέσως μόλις την μειώσει και περάσει αυτή στην αντίθετη κατεύθυνση φόρτισης θα προσπαθήσει να την αυξήσει. Αυτές οι αυξήσεις και μειώσεις θα γίνονται τόσο γρήγορα ώστε ο ελεγκτής δεν θα προλαβαίνει από ένα σημείο και μετά να γυρίσει το μεταπτερύγιο στην μηδεική γωνία. Θα αρχίσει λοιπόν να χτίζεται μια μέση τιμή γωνίας μεταπτερυγίου η οποία θα αυξάνει συνεχώς ώσπου το μεταπτερύγιο να κολλήσει σε μια ακραία τιμή ($+10^o$ ή -10^o). Τότε η αεροδυναμική γίνεται τελείως επιζήμια και εντέλει το φορτίου αυξάνεται αντι να μειώνεται.

Αυτή η παρατήρηση είναι γενική και ισχύει για κάθε είδους αύξηση της επίδρασης της αεροδυναμικής του μεταπτερυγίου στο σύστημα. Όπως θα φανεί, στο επόμενο κεφάλαιο (κυκλικός έλεγχος) που η αναγκαζόμαστε να αυξήσουμε σημαντικά τις διαστάσεις του μεταπτερυγίου για να εκτελέσουμε έλεγχο, το φαινόμενο αυτό είναι ακόμη εντονότερο.

Συνεπώς, όσο αυξάνουμε τις διαστάσεις του μεταπτερυγίου και άρα την αεροδυναμική του επίδραση, τόσο πιο μικρά κέρδη μπορούμε να εφαρμόσουμε στο σύστημα. Και αντίστροφα, όσο μεγαλύτερα κέρδη βάζουμε σε ένα σύστημα με μεγάλη αεροδυναμική επίδραση των μεταπτερυγίων τόσο πιο σύντομα θα εμφανιστεί το παραπάνω πρόβλημα αστάθειας. Αυτό φαίνεται και στο σχήμα 5.28, όπου βλέπουμε την απόκριση της γωνίας μεταπτερυγίου ενός τυπικού στοιχείο (στο 78% της ακτίνας ενός πτερυγίου) για διάφορες τιμές κερδών K_I.

Είναι σαφές, ότι στην περίπτωση $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ το σύστημα λειτουργεί ικανοποιητικά ενώ για $K_I > 0.1 rad \cdot sec/m$ εμφανίζεται αστάθεια για τον λόγο που αναφέρθηκε παραπάνω. Ωστόσο, πρέπει να τονιστεί ότι μικρά κέρδη δεν συνεπάγονται μικρές μειώσεις. Η έννοια του μικρού κέρδους σχετίζεται με την ορθή βαθμονόμηση του συστήματος ελέγχου. Η μείωση εξαρτάται από διάφορους παράγοντες, με κυρίαρχο το μέγεθος των γωνιών μεταπτερυγίου που



Σχήμα 5.28: Γωνία μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για διάφορες τιμές K_I.

λαμβάνουμε. Όσο λοιπόν το κέρδος μας οδηγεί σε σημαντικές γωνίες μεταπτερυγίου (της τάξεως των $\pm 5^o$), μποορουμε να περιμένουμε μια ικανοποιητική μείωση.

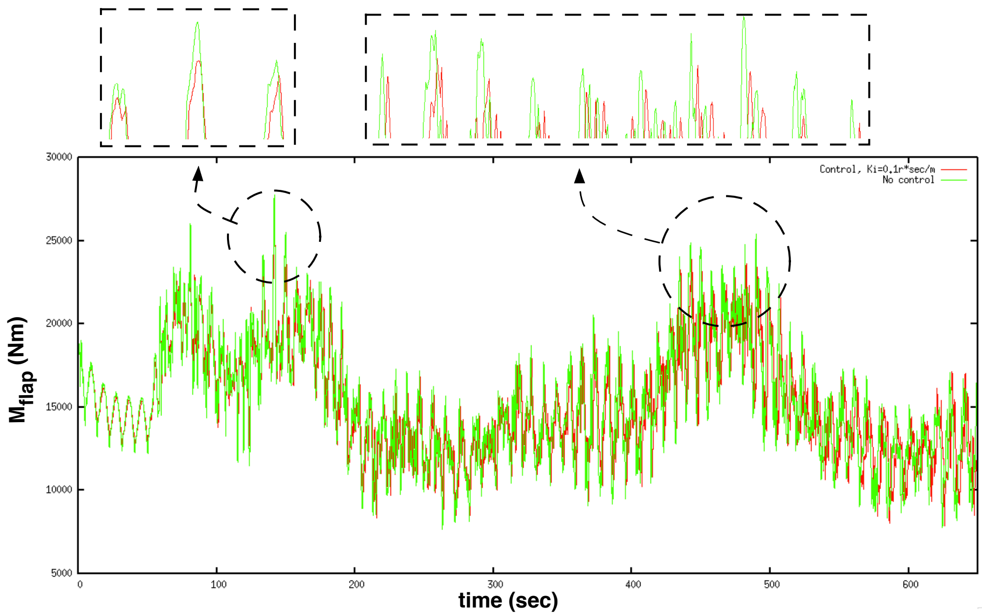
Η ροπή πτερύγισης στην ρίζα ενός πτερυγίου για $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ φαίνεται στο σχήμα 5.29.

Καταρχάς, είναι σαφές ότι υπάρχει έντονη μείωση του φορτίου σε σχέση με την περίπτωση δίχως έλεγχο. Μάλιστα, είναι ενδιαφέρον να συγκριθεί η μείωση αυτή με την μείωση που είχε επιφέρει το χαμηλοπερατό φίτλρο 0.2Hz. Μια τέτοια σύγκριση έχει νόημα μιας και στις δύο περιπτώσεις χρησιμοποιήσαμε ίδια τιμή κέρδους ($K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$), οπότε γίνεται άμεσα φανερή η επίδραση του φίλτρου στην μείωση. Στο σχήμα 5.30 βλέπουμε την σύγκριση αυτή.

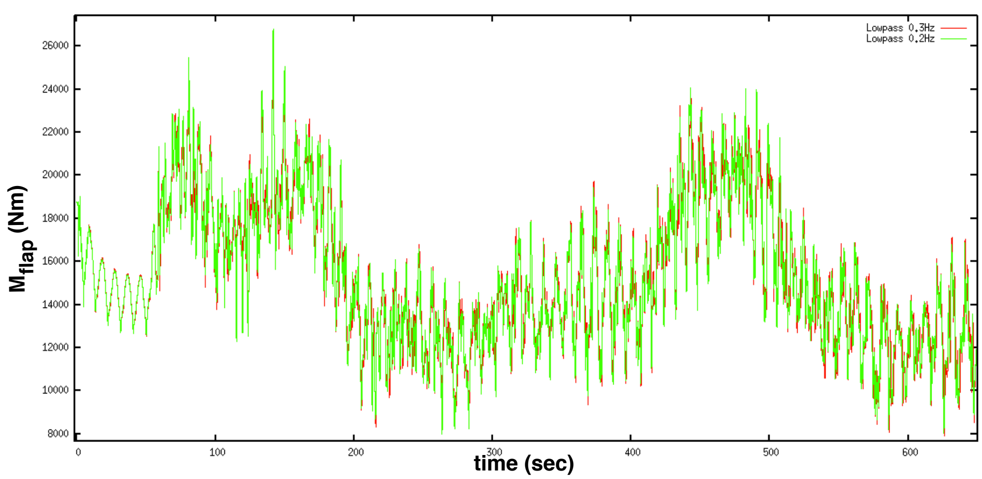
Πράγματι, με το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz η μείωση είναι εμφανέστατα μεγαλύτερη. Εκφρασμένη σε μείωση ισοδύναμου φορτίου στην ρίζα ενός πτερυγίου ανέρχεται σε 13.17%, δηλαδή περισσότερο από 5% μεγαλύτερη από ότι στην περίπτωση του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.2Hz . Οπότε τα αποτελέσματα για $F_c = 30\%c$ συνάδουν μέχρι στιγμής με τα αντίστοιχα αποτελέσματα για $F_c = 10\%c$, ενώ ικανοποιούν και την προαναμενόμενη υπόθεση της μεγαλύτερης μείωσης φορτίων.

Συνεχίζοντας την ανάλυση της επίδρασης του ελέγχου στην μείωση των φορτίων, στο σχήμα 5.31 βλέπουμε τα εύρη φόρτισης της ροπής πτερύγισης και τους κύκλους φόρτισης που τους αντιστοιχούν για τα δύο χαμηλοπερατά φίλτρα. Η ροπή πτερύγισης αφορά την ρίζα ενός πτερυγίου.

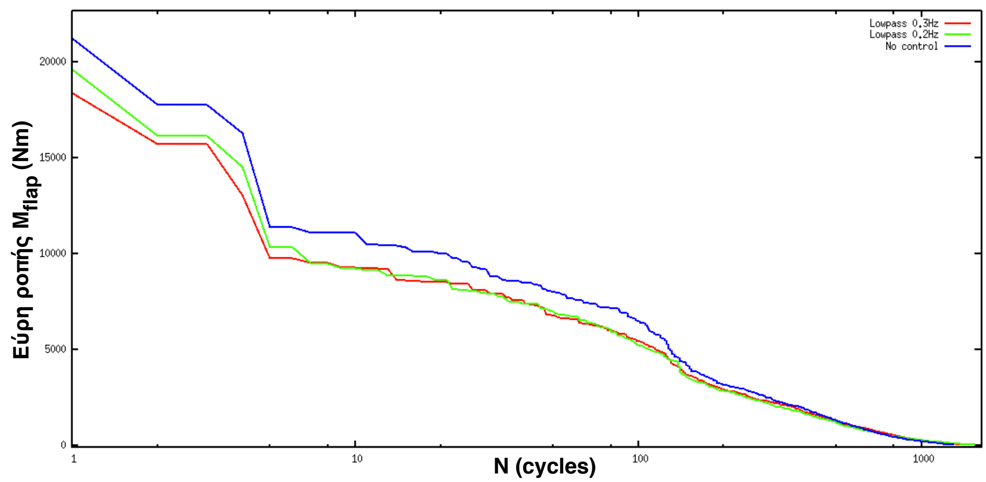
Αυτό που φαίνεται και αιτιολογεί πλήρως τα παραπάνω αποτελέσματα είναι ότι:



Σχήμα 5.29: Σύγκριση ροπής πτερύγισης (M_{flap}) με και χωρίς έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου για ένα πτερύγιο ανεμογεννήτριας.



Σχήμα 5.30: Σύγκριση ροπής πτερύγισης (M_{flap}) με έλεγχο ($K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$) γωνίας μεταπτερυγίου για δύο περιπτώσεις χαμηλοπερατών φίλτρων.



Σχήμα 5.31: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα ενός πτερυγίου συναρτήσει των κύκλων φόρτισης για δύο είδη χαμηλοπερατών φίλτρων.

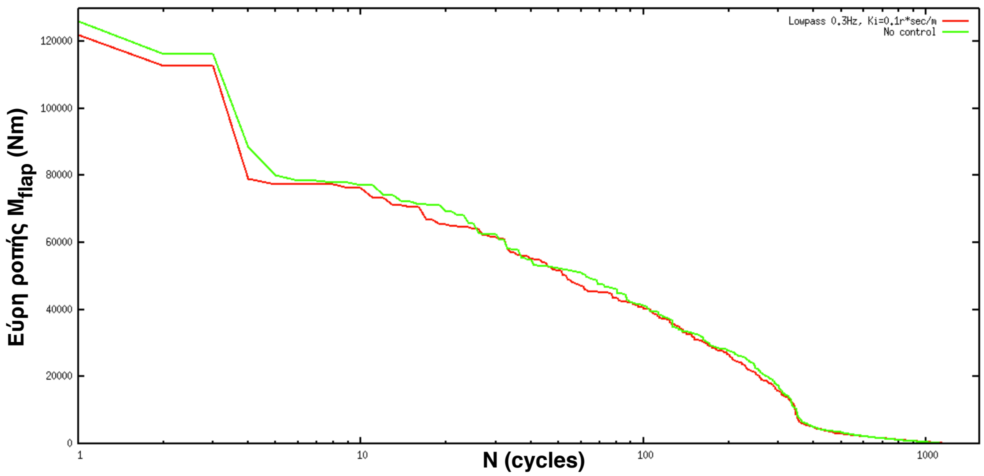
- Και για τα δύο φίλτρα αντιστοιχούνε λιγότεροι κύκλοι φορτίσεως σε όλα τα εύρη φόρτισης από ότι στην περίπτωση δίχως έλεγχο.
- Για τα μέσαία εύρη ($M_{flap} \leq 15000Nm$) που επηρεάζουν λιγότερο την μείωση ισοδύναμου φορτίου, τα δύο φίλτρα συμπεριφέρονται όμοια.
- Στα υψηλά εύρη ($M_{flap} > 15000Nm$) που επηρεάζουν λιγότερο την μείωση ισοδύναμου φορτίου, το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz μειώνει αισθητά τους κύκλους φόρτισης έναντι του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.2Hz

Ένα ακόμη πλεονέκτημα του φίλτρου αυτού είναι ότι επιφέρει επίσης μείωση της ροπής πτερύγισης και στην ρίζα του πύργου, κάτι που δεν ίσχυε για το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz. Η μείωση αυτή ανέρχεται σε 3.12% και αιτιολογείται μέσω του σχήματος 5.32, στο οποίο βλέπουμε ότι έχουμε μείωση των κύκλων φόρτισης στα υψηλά εύρη ενώ στα μεσαία δεν υπάρχει ουσιαστική επιρροή του ελέγχου.

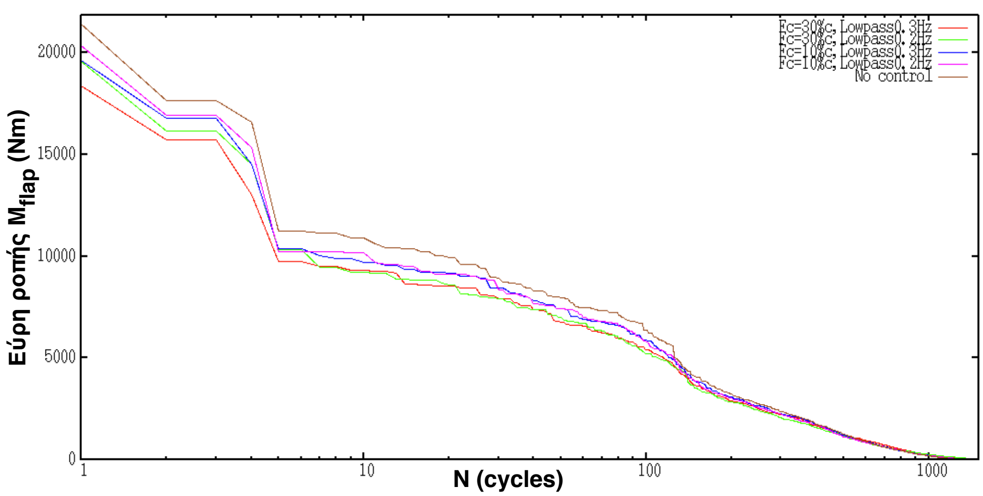
Μια συνολικά εποπτική εικόνα που αφορά την μείωση που πετυχαίνουμε ανάλογα με το μέγεθος του μεταπτερυγίου και το είδος του φίλτρου (για το ίδιο πάντα κέρδος ελεγκτή, $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$) φαίνεται στο σχήμα 5.33.

Από το σχήμα αυτό καταλήγουμε στα εξής:

- Και οι δύο γεωμτερίες μεταπτερυγίου επιφέρουν κάποια μείωση ανεξαρτήτως του χρησιμοιποιύμενου φίλτρου.



Σχήμα 5.32: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα του πύργου συναρτήσει των κύκλων φόρτισης για χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz .



Σχήμα 5.33: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στην ρίζα ενός πτερυγίου συναρτήσει των κύκλων φόρτισης για διάφορα είδη φίλτρων και γεωμετριών μεταπτερυγίου.

- Όσο μεγαλύτερο είναι το μεταπτερύγιο τόσο μεγαλύτερη είναι και η προκύπτουσα μείωση.

- Όσο μεγαλύτερο είναι το εύρος του χαμηλοπερατού φίλτρου, τόσο μεγαλύτερη είναι και η προκύπτουσα μείωση.

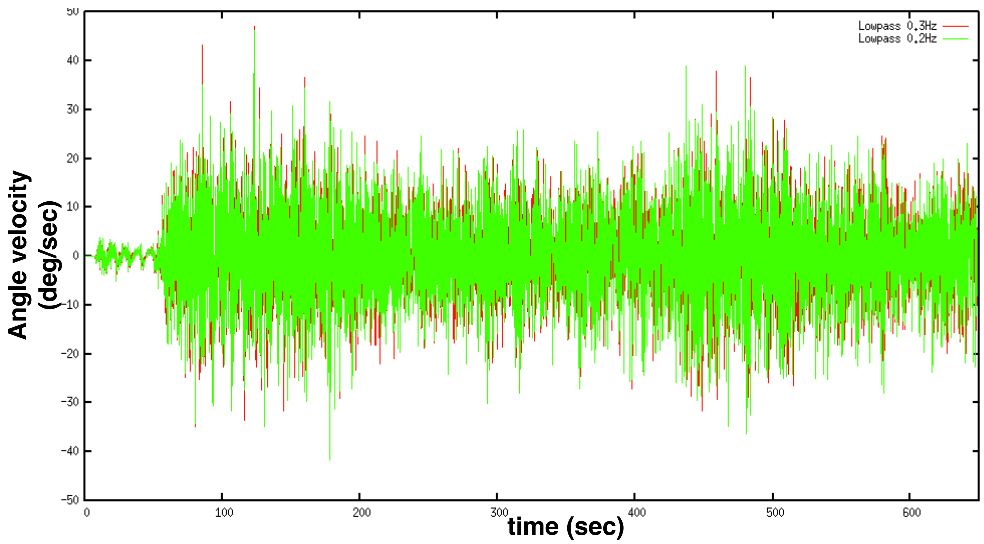
- Η γεωμετρία του μεταπτερυγίου επιδρά εντονότερα στην μείωση της ροπής από ότι το εύρος του φίλτρου. Δηλαδή η μείωση που λαμβάνουμε πηγαίνοντας από ένα μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c$ σε μεγαλύτερο ($F_c = 30\%c$) είναι μεγαλύτερη από το αν μέναμε στο ίδιο μεταπτερύγιο και απλά αυξάναμε το εύρος του χαμηλοπερατού φίλτρου που χρησιμοποιούμε.

Για λόγους πληρότητας αναφέρεται και εδώ η μέση τιμή της μείωσης της ισοδύναμης ροπής πτερύγισης σε όλα τα πτερύγια, που είναι 12.86%.

Τέλος, πρέπει να γίνει και μια αναφορά στις ταχύτητες κίνησης που απαιτούνται από το μεταπτερύγιο σε αυτήν την προσομοίωση. Εφόσον αυξήσαμε το εύρος του χαμηλοπερατού φίλτρου (και άρα πιο υψηλές συχνότητες μεταφέρονται μέσω αυτού στον ελεγκτή και στο σχήμα εξόδου), αναμένουμε μεγαλύτερες ταχύτητες στην κίνηση του μεταπτερυγίου. Στο σχήμα 5.34 φαίνεται η ταχύτητα του μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz και για λόγους σύγκρισης η αντίστοιχη γραφική παράσταση για το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz.

Εδώ φαίνεται το κόστος του φίλτρου αυτού. Βλέπουμε ότι η κίνηση του μεταπτερυγίου χαρακτηρίζεται από υψίσυχνες μεταβολές, κάτι που καθιστά την υλοποίησή του απαιτητική από άποψη απαιτήσεων κίνησης από τον επενεργητή. Στην προκειμένη περίπτωση η ταχύτητα κατά μέσο όρο είναι $\pm 25^o/sec$ με ακραίες τιμές κοντά στις $\pm 40^o$. Οι τιμές αυτές είναι αρκετά υψηλές και ενδεχομένως αποτελούν σοβαρούς περιορισμούς από πλευράς πιθανοτήτων επίτευξης του σήματος μέσω σημερινών επενεργητών. Βλέπουμε επίσης ότι το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz είναι ελαφρός λιγότερο απαιτητικό.

Συμπερασματικά, το φιλτρο των 0.3Hz δίνει πολύ πιο ευεργετικά αποτελέσματα από το 0.2Hz από άποψη μείωσης της ροπής πτερύγισης τόσο στην ρίζα ενός πτερυγίου όσο και στην ρίζα του πύργου. Είναι ωστόσο πιο αυστηρό από πλευράς απαιτήσεων κίνσης και θα πρέπει να προτημάται εφόσον οι κινήσεις που απαιτούνται είναι δυνατόν να υλοποιηθούν από έναν επενεργητή.



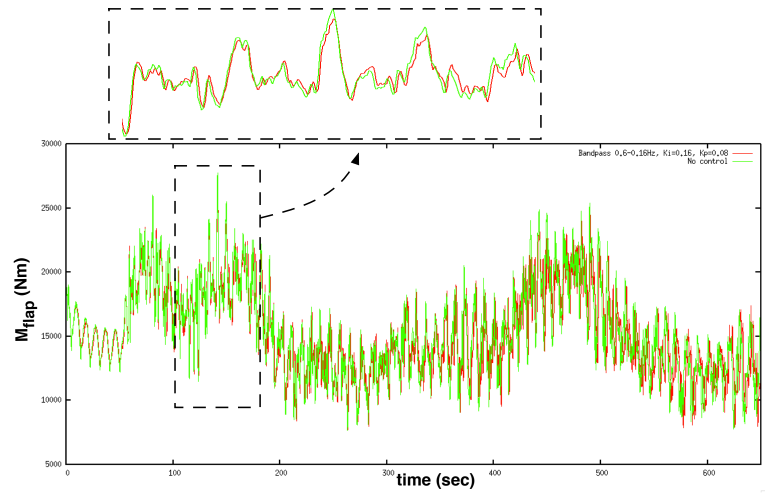
Σχήμα 5.34: Ταχύτητα μεταπτερυγίου στοιχείου στο 78% ενός πτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για δύο ήδη χαμηλοπερατών φίλτρων.

5.2.2.3 Μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$

Το φίλτρο αυτό είναι το ίδιο που χρησιμοποιήσαμε και στην προσομοίωση με $F_c = 10\%c$. Τα χαρακτηριστικά του φίλτρου αυτού και οι αναμενόμενες επιπτώσεις που περιμένουμε να έχει στο σύστημα έχουν ήδη περιγραφεί στην ενότητα 5.2.1.4. Εδώ αξίζει να αναφέρουμε μόνο ότι αναμένουμε και πάλι καλύτερα αποτελέσματα από ότι στις αντίστοιχες περιπτώσεις με $F_c = 10\%c$. Μάλιστα, όπως θα φανεί στην συνέχεια, ένα μεσοπερατό φίλτρο σε σχετικά μεγάλο μεταπτερύγιο ($F_c = 30\%c$) δίνει αρκετά καλύτερα αποτελέσματα από ότι ένα μεγάλου εύρους χαμηλοπερατό φίλτρο σε μικρότερο μεταπτερύγιο ($F_c = 10\%c$), που επαληθεύει αυτό που ήδη έχει αναφερθεί αρκετά σε αυτήν την εργασία, ότι δηλαδή η ίδια η γεωμετρία του μεταπτερυγίου έχει πιο μεγάλη σημασία στην μείωση της ροπής πτερύγισης παρά ο ελεγκτής ή/και το φίλτρο.

Καταρχάς, παρουσιάζεται το σχήμα 5.35 στο οποίο φαίνεται η ροπή πτερύγισης στην περίπτωση του μεσοπερατού φίλτρου.

Αξίζει να αναφερθεί ότι τώρα ο συνδυασμός κερδών που χρησιμοποιείται είναι διαφορετικός από ότι στην περίπτωση $F_c = 10\%c$. Στην περίπτωση αυτή είναι $K_I = 0.16rad \cdot sec/m$ και $K_P = 0.08rad \cdot sec^2/m$. Η μείωση σε ισοδύναμο φορτίο στην ρίζα ενός πτερυγίου είναι 7.44%. Αυτό που διαπιστώθηκε κατά τις δοκιμές εύρεσης των κερδών K_I και K_P είναι ότι ο αναλογικός όρος



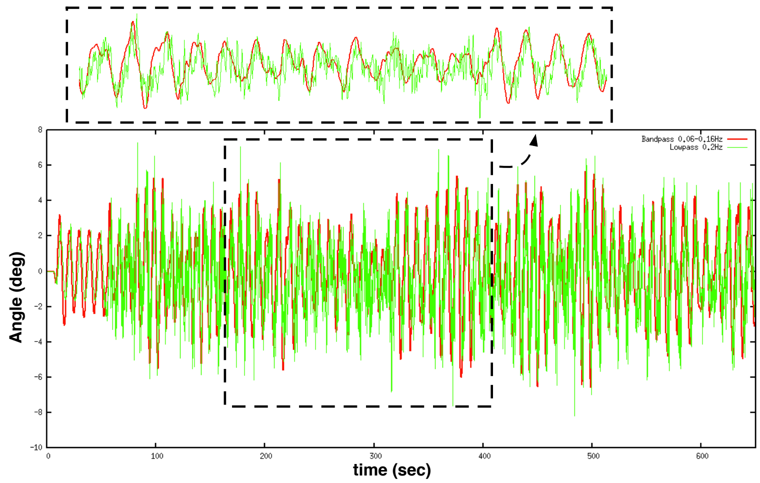
Σχήμα 5.35: Σύγκριση ροπής πτερύγισης (M_{flap}) με και χωρίς έλεγχο γωνίας μεταπτερυγίου για ένα πτερύγιο ανεμογενήτριας.

έχει σημαντική επίπτωση στην μείωση της ροπής. Αυτός ο όρος μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε ελεγκτή μεσοπερατού φίλτρου διότι το φίλτρο αυτό μηδενίζει τελείως τις συχνότητες εκτός του εύρους του και έτσι η ύπαρξη του ότου K_P δεν οδηγεί το συστημα σε μεγάλες γωνίες στις υψηλές συχνότητες. Αντίθετα, στα χαμηλοπερατά φίλτρα που οι υψηλές συχνότητες εξασθενούν μεν αλλά δεν εξαφανίζονται, ο όρος K_P προκαλεί ανεπυθήμητη συμπεριφορά στο σύστημα.

Πρέπει να τονίσουμε επίσης ότι ο ελεγκτής που υλοποιήσαμε τώρα δεν είναι ο βέλτιστος. Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.36 η γωνία μεταπτερυγίου δεν ξεπερνάει στις ακρότατες τιμές τις τις $\pm 6^o$ που σημαίνει ότι έχουμε ακόμη αρκετό περιθώριο κίνησής του και άρα ενδεχώμενης μείωσης. Με καλύτερη και αποδοτικότερη βαθμονόμηση των κερδών θα μπορούσαμε να αυξήσουμε το αποτέλεσμά μας κατά $\approx 2 \div 3\%$. Η εύρεση των βέλτιστων κερδών ωστόσο ξεφεύγει από τα πλαίσια της εργασίας αυτής. Επιπροσθέτως, όπως έχει αναφερθεί το να μην οδηγείται το σύστημα κοντά στις ακραίες τιμές γωνιών ($\pm 10^o$) αλλά να προσφέρει μια αξιοσημείωτη μείωση αποτελεί σημαντικό πλεονέκτημα, και εφόσον για δεδομένα κέρδη επιτυγχάνεται μια αισθητή μείωση (όπως σε αυτήν την περίπτωση) με μικρές γωνίες μεταπτερυγίου, αυτά τα κέρδη θα πρέπει να θεωρούνται αποδοτικά.

Στο σχήμα 5.36 φαίνεται επίσης, για συγκριτικούς λόγους, η γωνία του μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου και για το φίλτρο των 0.2Hz.

Από το σχήμα αυτό είναι εμφανές το μεγαλύτερο όφελος του μεσοπερατού



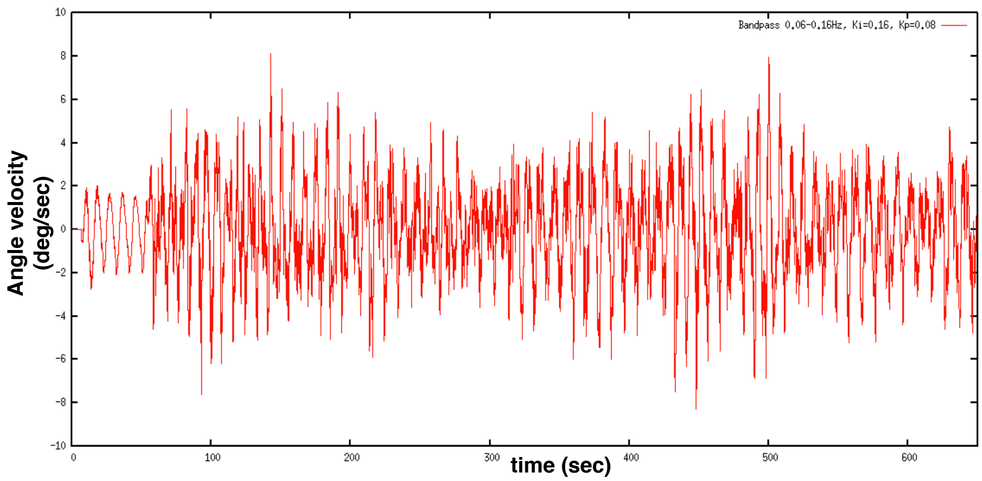
Σχήμα 5.36: Γωνία μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για μεσοπερατό και χαμηλοπερατό φίλτρο.

φίλτρου, ότι δηλαδή το σήμα προς το επενεργητή είναι πιο ομαλό και πιο εύκολα επιτεύξιμο στην περίπτωση αυτή από ότι στις άλλες περιπτώσεις χαμηλοπερατών φίλτρων. Επίσης, οι μέγιστες τιμές γωνιών είναι μικρότερες τώρα από ότι στο χαμηλοπερατό φίλτρο.

Επομένως, μέχρι στιγμής είναι σαφές ότι το μεσοπερατό φίλτρο 1P πλεονεκτεί έναντι του χαμηλοπερατού 0.2Hz και για $F_c = 30\%c$. Δίνει πρακτικά την ίδια μείωση φορτίων, απαιτεί μικρότερες γωνίες στην κίνηση του μεταπτερυγίου, και είναι πιο ομαλό. Για να επαληθεύσουμε το τελευταίο από τα ανωτέρω πλεονεκτήματα, στο σχήμα 5.37 φαίνεται η χρονοσειρά της ταχύτητας κίνησης του μεταπτερυγίου.

Βλέπουμε ότι πλέον η ταχύτητα της γωνίας μεταπτερυγίου κυμαίνεται σε μια περιοχή $\pm 5^o/sec$ με ακραίες τιμές που είναι σαφώς διαχειρίσιμες ($\pm 7^o/sec$). Αντίθετα, η ταχύτητα του μεταπτερυγίου στο χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz κυμαινόταν σε μια περιοχή $\pm 25^o/sec$ με ακραίες τιμές $\pm 40^o/sec$. Φυσικά, η έντονη διαφορά στις απαιτήσεις μεσοπερατού-χαμηλοπερατού φίλτρου θα εμφανίζεται και σε αντίστοιχη σύγκριση μεταξύ των αποτελεσμάτων του μεσοπερατού με το χαμηλοπερατό φίλτρο των 0.3Hz.

Το συμπέρασμα αυτό επαληθεύει τα αποτελέσματα που λάβαμε για $F_c = 10\%c$ και υποδεικνύει την πλήρη αντιστοιχία μεταξύ των περιπτώσεων $F_c = 10\%c$ και $F_c = 30\%c$. Επιπροσθέτως, βλέπουμε ότι το μεσοπερατό φίλτρο 1P σε μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$ δίνει ίδια περίπου μείωση με αυτήν ενώς χαμηλο-



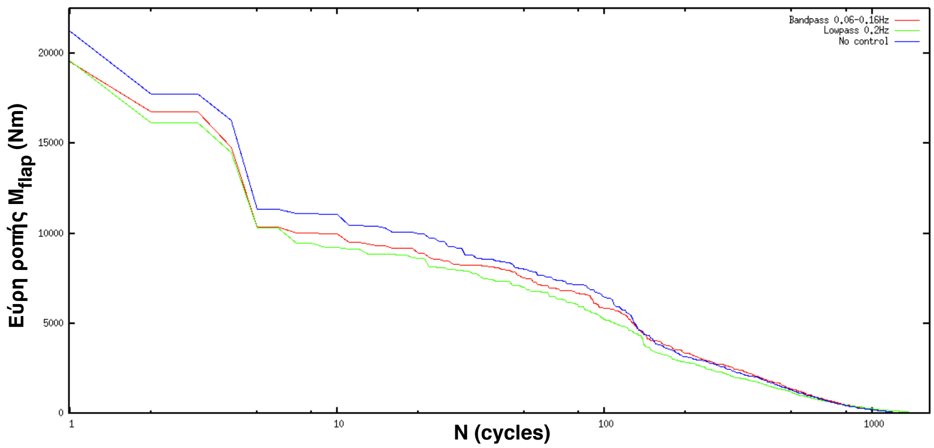
Σχήμα 5.37: Ταχύτητα μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για το μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$.

περατού φίλτρου 0.3Hz σε μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c$. Αυτό είναι σε συμφωνία με το συμπέρασμα ότι ισχυρότερη επίδραση στην μείωση έχει το μέγεθος ενός μεταπτερυγίου και όχι τα χαρακτηριστικά του συστήματος ελέγχου (φίλτρα, κέρδη). Επίσης, μέση τιμή της ισοδύναμης μείωσης ανά πτερύγιο υπολογίζεται ίση με 6.17%

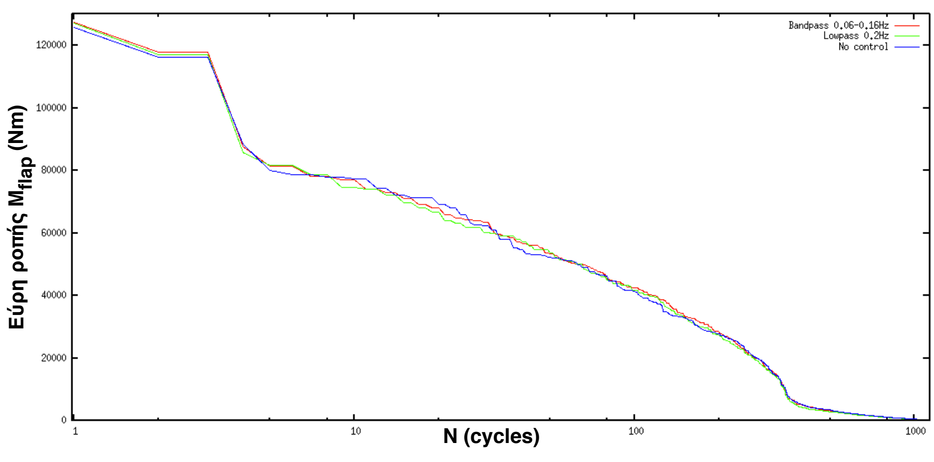
Αξίζει να εξεταστεί σύντομα η γραφική παράσταση των εύρων φορτήσεως συναρτήσει των κύκλων φόρτισης όπως φαίνεται στο σχήμα 5.38. Για συγκριτικούς λόγους φαίνεται και η περίπτωση του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.2Hz.

Βλέπουμε λοιπόν ότι πράγματι το χαμηλοπερατό φίλτρο 0.2Hz έχει λίγο καλύτερη συμπεριφορά από το μεσοπερατό $0.06 \div 0.16Hz$ σε όλα τα εύρη ροπής πτερύγισης στην ρίζα του πτερυγίου. Αυτό δικαιολογεί απόλυτα το επιπλέον 0.56% μείωσης ισοδύναμου φορτίου που επιτυγχάνει. Επίσης, παρόλο που είναι γενικά καλύτερο στα περισσότερα τα εύρη, στις πολύ υψηλές τιμές ($\approx 20000Nm$) βλέπουμε ότι και για τα δύο φίτλρα αντιστοιχούν ίσοι κύκλοι φόρτισης. Για αυτό και η επιπλέον μείωση του χαμηλοπερατού φίλτρου είναι μικρή. Επειδή, τα υψηλά εύρη είναι εκείνα που διαμορφώνουν κυρίως το ισοσδύναμο φορτίο. Επομένως, το κέρδος του χαμηλοπερατού φίλτρου στις μεσαίες τιμές εύρων φορτήσεως μεταφράζεται σε μια μικρή επιπλέον μείωση ισοδύναμου φορτίου.

Η ίδια γραφική παράσταση αλλά όσον αφορά τα ισοδύναμα φορτία στην ρίζα του πύργου φαίνεται στο σχήμα 5.39.



Σχήμα 5.38: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στη ρίζα ενός πτερυγίου συναρτήσει των κύκλων φόρτισης, για μεσοπερατό και χαμηλοπερτό φίλτρο.



Σχήμα 5.39: Εύρη φόρτισης ροπής πτερύγισης M_{flap} στη ρίζα του πύργου συναρτήσει των κύκλων φόρτισης, για μεσοπερατό και χαμηλοπερτό φίλτρο.

Βλέπουμε ότι στην ροπή πτερύγισης στην ρίζα του πύργου τα δύο φίλτρα προκαλούν την ίδια συμπεριφορά όπως φαίνεται στο σχήμα 5.39. Στην πράξη δεν επιφέρουν μείωση των κύκλων φόρτισης σε κανένα από τα εύρη ροπής. Αντιθέτως μάλιστα, στα υψηλά εύρη φαίνεται ότι αυξάνουν λίγο τους κύκλους φόρτισης. Επομένως, εαν μας ενδιαφέρει να έχουμε μείωση και στην ροπή της ρίζας του πύργου, θα πρέπει να βαθμονομίσουμε με μεγαλύτερη προσοχή τα κέρδη του ελεγκτή.

5.2.2.4 Σύνοψη αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Στο σημείο αυτό συγκεντρώνουμε ξανά τα βασικά συμπεράσματα της προσομοίωσης που προηγήθηκε ($F_c = 30\%c$).

Καταρχάς, όλες οι παρατηρήσεις που έγιναν στην ενότητα 5.2.1.5 σχετικά με την επίδραση των φίλτρων και των κερδών των ελεγκτών στο σύστημα επαληθεύθηκαν στις παραπάνω προσομοιώσεις. Δηλαδή ότι οι μεγάλες γωνίες μεταπτερυγίου οδηγούν σε μεγάλη μείωση, ότι τα χαμηλοπερατά φίλτρα απαιτούν μεγαλύτερη ευελιξία κινήσεων στο μεταπτερύγιο, επομένως επιτυγχάνουν μεγαλύτερες μειώσεις σε βάρος του επενεργητή κ.ό.κ..

Επίσης, σε όλες τις περιπτώσεις που εξετάσαμε, το μεγαλύτερο μεταπτερύγιο, $F_c = 30\%c$ έδινε και μεγαλύτερες μειώσεις από το μικρότερο $F_c = 10\%c$, κάτι που ήταν λογικό και αναμενόμενο. Ακόμη και όταν πηγαίναμε σε μικρότερες γωνίες μεταπτερυγίου (όπως λ.χ. στην περίπτωση με $F_c = 30\%c$, $K_I = 0.1 rad \cdot sec/m$ και χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz έναντι της περίπτωσης $F_c = 10\%c$, $K_I = 0.14 rad \cdot sec/m$ και χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz), το μεγαλύτερο μεταπτερύγιο έδινε αρκετά υψηλότερη μείωση ($\approx 5\%$). Αυτή και παρόμοιες συγκρίσεις μας οδήγησαν στο συμπέρασμα ότι το μέγεθος του μεταπτερυγίου είναι ο κυρίαρχος παράγοντας ρύθμισης της τάξεως της μείωσης που λαμβάνουμε.

Τέλος, το βασικότερο συμπέρασμα είναι ότι μια μείωση της τάξης του 8% είναι σαφώς επιτεύξιμη με τα σημερινά μέσα και επιτυγχάνεται με μεσοπερατό φίλτρο που απομονώνει την πρώτη αρμονική της συχνότητας περιστροφής. Γενικά, μπορούμε να υποθέσουμε βάσει όσων έχουν προηγηθεί ότι είναι δυνατόν να πετύχουμε και μεγαλύτερες ακόμη μειώσεις αν βαθμονομίσουμε πιο προσεκτικά τα κέρδη που βάζουμε στους ελεγκτές (ώστε να οδηγούμαστε σε μεγαλύτερες γωνίες μεταπτερυγίου). Επομένως, δεν είναι αδικαιολόγητο να αναμένουμε μειώσεις μέχρι και $\approx 10\% \div 12\%$ με το ίδιο μεσοπερατό φίλτρο.

5.3 Κυκλικός έλεγχος, U=8m/sec

Αυτή η περίπτωση προσομοίωσης αφορά τις ίδιες ακριβώς συνθήκες ροής με αυτές που έχουν προηγηθεί, ήτοι: τυρβώδης άνεμος στα U=8m/sec που ενεργοποιείται έπειτα από t=50sec, με οριακό στρώμα εκθέτη 0.2. Ο έλεγχος που υλοποιείται όμως διαφέρει ριζικά. Εδώ εφαρμόζεται κυκλικός έλεγχος (cyclic control) σύμφωνα με την μεθοδολογία που έχει αναπτυχθεί στο κεφάλαιο 4. Επομένως, το μετρούμενο σήμα συνίσταται από την ροπή πτερύγισης (flap) και περιστροφής (edge) στην ρίζα του κάθε πτερυγίου, ενώ το αποτέλεσμα είναι όπως και πριν οι γωνίες του κάθε μεταπτερυγίου του κάθε πτερυγίου (που εν γένει διαφέρουν μεταξύ τους). Ο αισθητήρας που χρησιμοποιείται είναι επιμηκυνσιόμετρο, ή καλύτερα ομάδα κατάλληλα διατεταγμένων επιμηκυνσιομέτρων ώστε να μπορούν να απομονώσουν ικανοποιητικά τα σήματα M_{flap} και M_{tilt} στην ρίζα του κάθε πτερυγίου.

Κατά την διάρκεια των προσομοιώσεων παρατηρήθηκε ότι προκειμένου να αποδόσει αυτή η μορφή ελέγχου, χρειαζόμαστε μεγάλα μεταπτερύγια. Η επιρροή δηλαδή της γεωμετρίας του μεταπτερυγίου σε αυτήν την μορφή ελέγχου είναι ιδιαίτερα έντονη. Μεγάλο χαρακτηρίζεται ένα μεταπτερύγιο που έχει συγκρίσιμες διαστάσεις σε μήκος ή/και πλάτος με αυτές της ακτίνας του πτερυγίου και της χορδής στην οποία ανήκει αντίστοιχα. Έτσι, μεταπτερύγια διαστάσεων $(F_L = 10\%R) \times (F_c = 10\%c)$ δεν γίνεται να μειώσουν τα φορτία εντός του εύρους γωνιών μεταπτερυγίου που παρέχουμε ($\pm 10^o$) μέσω κυκλικού ελέγχου. Αυτό που συμβαίνει στην περίπτωση αυτή είναι ότι οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} που προκύπτουν κατά την υλοποίηση του κυκλικού ελέγχου (όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 4) μειώνονται μεν αλλά μέχρι ενός σημείου. Από το σημείο αυτό, για την περαιτέρω μείωση των M_{yaw} και M_{tilt} (που συνεπάγεται μείωση της ροπής πτερύγισης σε κάθε πτερύγιο που είναι και ο στόχος μας) απαιτούνται γωνίες θ_{yaw} και θ_{tilt} οι οποίες όταν αντιστοιχηθούν σε γωνίες μεταπτερυγίου προκύπτουν τιμές πολύ μεγαλύτερες από $\pm 10^o$. Επομένως το σύστημα επιβάλει γωνίες μεταπτερυγίου ίσες με 10^o καθώς αυτή είναι η μεγαλύτερη τιμή γωνίας που διαθέτει. Ωστόσο αυτή δεν είναι αρκετή και άρα προκύπτουν απαιτούμενες γωνίες γωνίες θ_{yaw} και θ_{tilt} ακόμη μεγαλύτερες από ότι πριν. Αυτές αντιστοιχούν σε γωνίες μεταπτερυγίου επίσης μεγαλύτερες από πριν. Το σύστημα επιβάλει ξανά τις 10^o στα μεταπτερύγια και η όλη διαδικασία επαναλαμβάνεται. Έτσι, αφού επιτευχθεί η μέγιστη μείωση των M_{yaw} και M_{tilt} που είναι δυνατόν με μεταπτερύγια $F_L = 10\%R$ και $F_c = 10\%c$, τα μεταπτερύγια 'κολάνε' στις 10^o για όλη την υπόλοιπη προσομοίωση με αποτέλεσμα να ζημιώνουν από εκεί και έπειτα το σύστημα παρά να το οφελούν.

Για να ληφθεί το πρόβλημα πρέπει είτε να δοθεί στα μεταπτερύγια $F_L = 10\%R$, $F_c = 10\%c$ δυνατότητα κίνησης μεγαλύτερης των $\pm 10^o$ είτε να τοποθετηθούν μεγαλύτερα μεταπτερύγια. Βέβαια, το να προσομοιωθεί κίνηση μεταπτερυγίου σε εύρος μεγαλύτερο των $\pm 10^o$ δεν είναι απαγορευτικό. Όμως από άποψη επενεργητών η υλοποίηση τόσο μεγάλης κίνησης αρχίζει να μην είναι ρεαλιστική. Επίσης η μεταβολή των τιμών των αεροδυναμικών συντερλεστών για γωνίες μεταπτερυγίου μεγαλύτερες των 10^o (αντίστοιχα μικρότερες των -10^o) είναι πολύ μικρή. Άρα είναι αμφίβολη η επιτυχία του κυκλικού ελέγχου με μικρό μεταπτερύγιο και μεγαλύτερου εύρους γωνιών αυτού. Στην παρούσα εργασία προτημήθηκε η προσέγγιση της αύξησης του μεγέθους των μεταπτερυγίων παρά η διεύρυνση των ορίων της κίνησης τους.

Η αύξηση του μεγέθους μπορεί να υλοποιηθεί με δύο τρόπους: με αύξηση του μήκους F_L ή με αύξηση του πλάτους F_c. Στην εργασία αυτή εξετάστηκαν και οι δύο προσεγγίσεις αύξησης του μεγέθους των μεταπτερυγίων, μέσω δύο διαφορετικών περιπτώσεων προσομοίωσης:

- Μεταπτερύγιο πλάτους ίσου με το 10% της αντίστοιχης χορδής του στοιχείου στο οποίο ανήκει ($F_c = 10\%c$) και μήκος ίσου με το 33% της ακτίνας του πτερυγίου στο οποίο ανήκει ($F_L = 33\%R$).
- Μεταπτερύγιο πλάτους ίσου με το 30% της αντίστοιχης χορδής του στοιχείου στο οποίο ανήκει ($F_c = 30\%c$) και μήκος ίσου με το 22% της ακτίνας του πτερυγίου στο οποίο ανήκει ($F_L = 10\%R$).

Οι τιμές των F_c, F_L προέκυψαν μετά από διάφορες δοκιμές. Δεν αντιπροσοπεύουν τις βέλτιστες γεωμετρίες μεταπτερυγίου από πλευράς απόδοσης (δυνατότητας ελάττωσης των φορτίων), ωστόσο όπως θα φανεί επιφερουν ικανοποιητικές μειώσεις στην ροπή πτερύγισης, που είναι και ο βασικός στόχος του ελέγχου.

5.3.1 Μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c$, $F_L = 33\%R$

Σε αυτήν την προσομοίωση διατηρήσμε το πλάτος F_c στο 10% της αντίστοιχης χορδής του κάθε στοιχείου, ενώ επιλέξαμε $F_L = 33\%R$. Επειδή ωστόσο το μήκος αυτό αντιστοιχεί σε 30 μέτρα επιλέχθηκε να επιμεριστεί σε δύο μεταπτερύγια ίσου μήκους το κάθε ένα. Αυτή η αντιμετώπιση είναι πιο ρεαλιστική από πλευράς επενεργητών καθώς η κίνηση δύο μεταπτερυγίων μήκους 15 μέτρων έκαστο, είναι σαφώς ευκολότερα υλοποιήσιμη στην πραγματικότητα από την κίνηση ενός μεταπτερυγίου μήκους 30 μέτρων.

Έτσι, το κάθε πτερύγιο έχει ένα μεταπτερύγιο $F_c = 10\% c$ ($\approx 10m$) που εκτείνεται από $R_1 = 50m \longrightarrow R_2 = 65m$ και άλλο ένα ιδίου πλάτους ($\approx 10m$) που εκτείνεται από $R_3 = 66m \longrightarrow R_4 = 81m$. Για να υπάρχει μέτρο σύγκρισης μεταξύ των αποτελεσμάτων που θα προκύψουν με τον κυκλικό έλεγχο και την προαναφερθείσα γεωμετρία μεταπτερυγίου προσομοιώθηκε επίσης και μια περίπτωση εξατομικευμένου ελέγχου βάσει της επιτάχυνσης του κάθε ακροπτερυγίου με την γεωμετρία αυτή και με χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz. Επιλέχθηκε χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz διότι όπως είδαμε αυτό είχε την υψηλότερη μείωση φορτίων από όλα τα φίλτρα που δοκιμάστηκαν στον εξατομικευμένο έλεγχο (το χαμηλοπερατό 0.5Hz έδινε λίγο μεγαλύτερη μείωση αλλά όπως είπαμε η απόκριση του μεταπτερυγίου που προκύπτει είναι υπερβολικά δύσκολο να επιτευθχεί από έναν επενεργητή για αυτό και μια σύκγριση με αυτό το φίλτρο δεν έχει ιδιαίτερο νόημα).

Συνεπώς στην ενότητα αυτή θα φανούν τα αποτελέσματα δύο προσομοιώσεων:

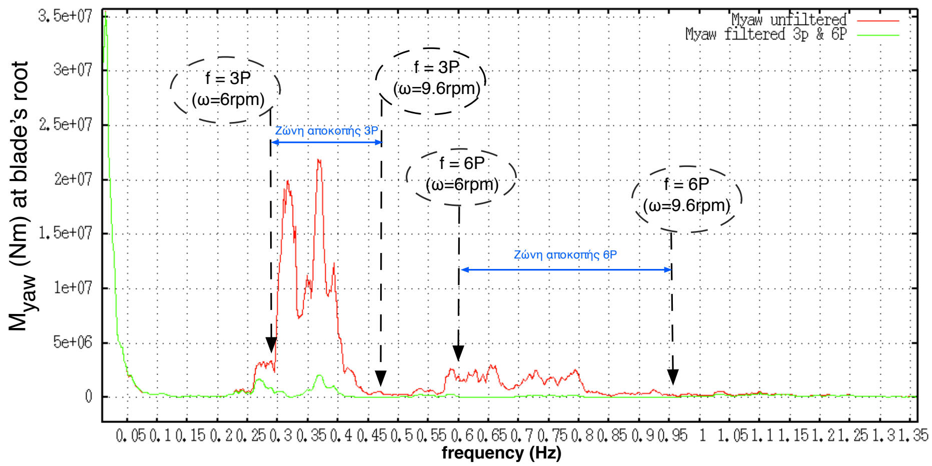
- Bandstop φίλτρο 3P και 6P που υλοποιήθηκε σύμφωνα με την μεθοδολογία του κεφαλαίου 4, κυκλικός έλεγχος φορτίων, $F_L = 33\% R$ (2 μεταπτερύγια), $F_c = 10\% c$, $K_I^{yaw} = 7 \cdot 10^{-6} \frac{rad}{Nmsec}$, $K_I^{tilt} = 7 \cdot 10^{-6} \frac{rad}{Nm}$.

- Για συγκριτικούς σκοπούς: Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz, εξατομικευμένος έλεγχος επιτάχυνσης, $F_L = 33\% R$ (2 μεταπτερύγια), $F_c = 10\% c$, $K_I = 0.067 \frac{rad \cdot sec}{m}$. Αξίζει να παρατηρήσουμε ότι τώρα που αλλάξαμε την γεωμετρία πρέπει να αλλάξει και το κέρδος K_I του χαμηλοπερατού φίλτρου και η τιμή $K_I = 0.1 \frac{rad \cdot sec}{m}$ δεν είναι πλέον η βέλτιστη. Η τιμή $K_I = 0.067 \frac{rad \cdot sec}{m}$ προέκυψε μετά από πλήθος δοκιμών.

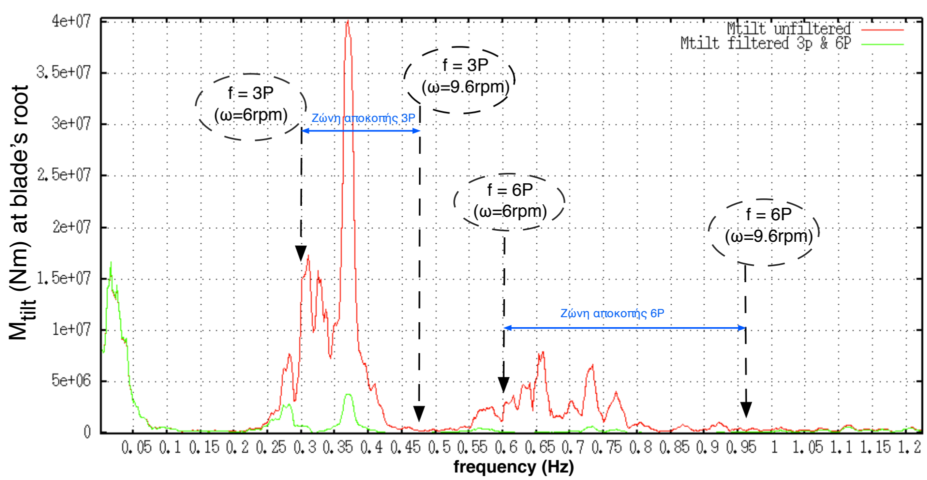
Αρχικά στο σχήμα 5.40 παρουσιάζονται τα φάσματα πριν και μετά το φιλτράρισμα (από το διπλό φίλτρο 3P, 6P) του σήματος των ροπών M_{yaw} και M_{tilt}. Τα σήματα αυτά αποτελούν τις είσόδους των δύο ελεγκτών P.I. που χρησιμοποιούνται στον κυκλικό έλεγχο.

Στα φιλτραρισμένα φάσματα βλέπουμε ότι έχουν αποκοπεί δύο μεγάλα εύρη συχνοτήτων που αντιστοιχούν στις 3P και 6P συχνότητες των γωνιακών ταχυτήτων που μπορεί να λάβει η μηχανή μας κατά την διάρκεια ρύθμισης στροφών. Για την κατανόηση του τρόπου που λειτουργεί ο έλεγχος αυτός, στο σχήμα 5.41 παρουσιάζονται οι αφιλτράριστες χρονοσειρές $M_{yaw} - t$ και $M_{tilt} - t$.

Βλέπουμε ότι τόσο η M_{yaw} όσο και η M_{tilt} τείνουν στο μηδέν λόγο του ελεγκτή πριν ακόμη ξεκινήσει η τύρβη ($t < 50sec$). Αυτός είναι και ο σκοπός του κάθε ελεγκτή P.I. που επιδρά στην κάθε ροπή ξεχωριστά. Η έξοδος

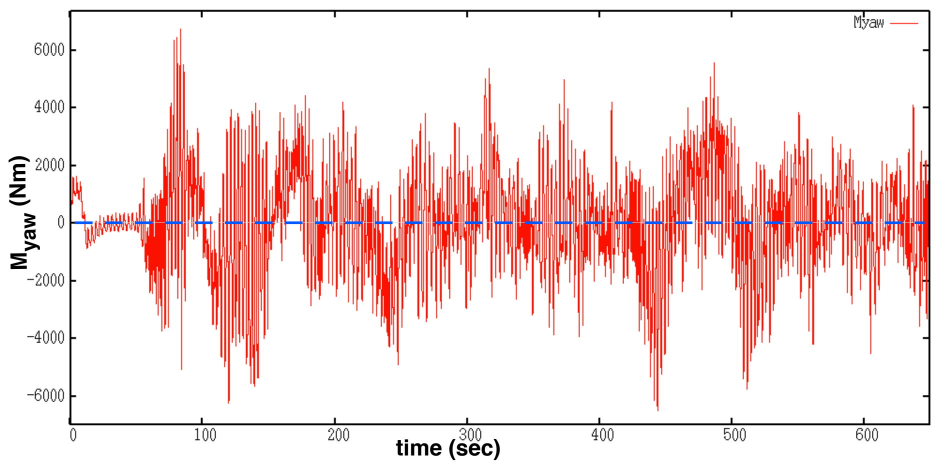


(α′) Φάσμα ροπής M_{yaw} πριν και μετά το διπλό αποκοπτικό φίτλρο 3P, 6P

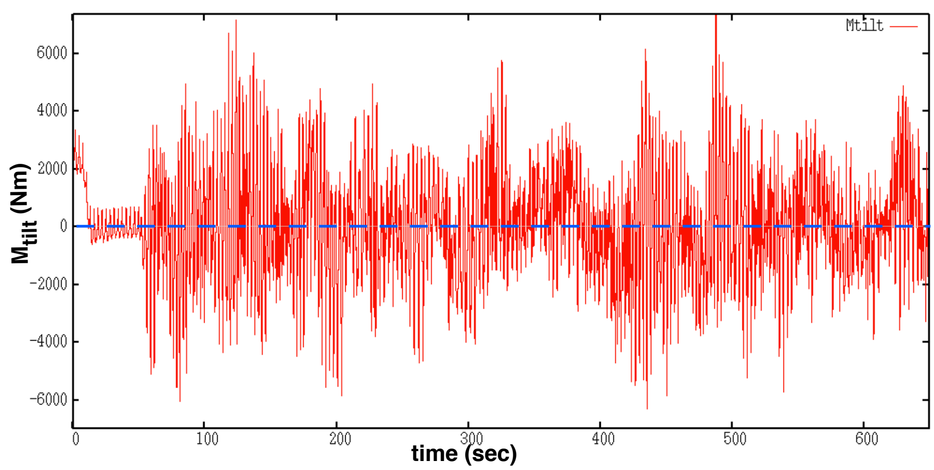


(β′) Φάσμα ροπής M_{yaw} πριν και μετά το διπλό αποκοπτικό φίτλρο 3P, 6P

Σχήμα 5.40: Φάσματα ροπών M_{yaw} και M_{tilt} φιλτραρισμένων και αφιλτράριστων σημάτων.

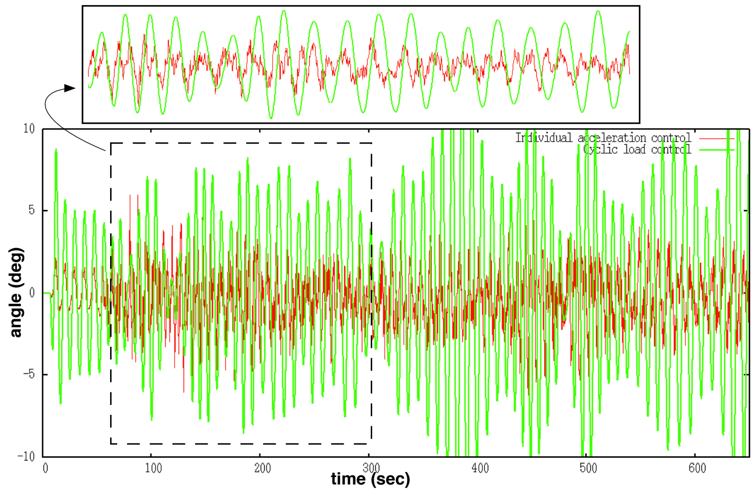


(α΄) Χρονοσειρά ροπής M_{yaw} (αφιλτράριστη)



(β΄) Χρονοσειρά ροπής M_{tilt} (αφιλτράριστη)

Σχήμα 5.41: Φάσματα ροπών M_{yaw} και M_{tilt} φιλτραρισμένων και αφιλτράριστων σημάτων.



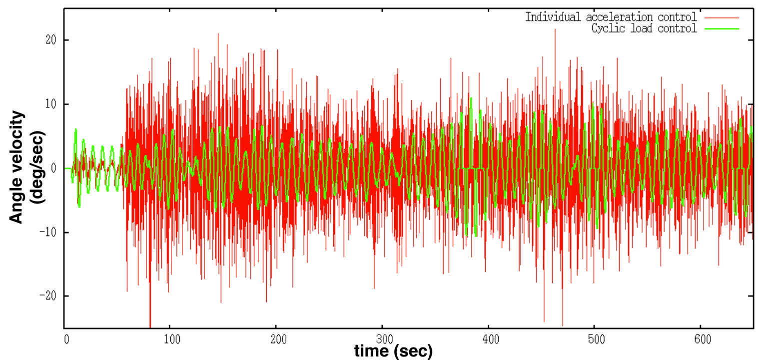
Σχήμα 5.42: Γωνία μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για κυκλικό και εξατομηκευμένο έλεγχο ($F_L = 2 * 15m$, $F_c = 10\%c$).

των δύο ελεγκτών είναι θ_{yaw} και θ_{tilt} αντίστοιχα οι οποίες διαμοιραζονται σε κάθε μεταπτερύγιο βάσει μετασχηματισμού που λαμβάνει υπόψιν την αζυμούθια θέση του κάθε πτερυγίου. Στο σχήμα 5.42 φαινεται η χρονοσειρά της γωνίας μεταπτερυγίου ενός στοιχείου στο 79% της ακτίνας ενός πτερυγίου (στο 2^o μεταπτερύγιο). Στο ίδιο σχήμα φαίνεται επίσης και η αντίστοιχη χρονοσειρά για τον εξατομικευμένο έλεγχο (επιτάχυνση ακροπτερυγίου, χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz, ίδια γεωμετρία μεταπτερυγίων) που προσομοιώσαμε για συγκριτικούς σκοπούς.

Βλέπουμε λοιπόν το πόσο πιο ομαλό είναι το σήμα του κυκλικού ελέγχου έναντι του εξατομικευμένου, που συνεπάγεται αργή μεταβολή και εύκολα παρακολουθήσιμη από κάποιον επενεργητή. Πράγματι, στο σχήμα 5.43 φαίνεται η ταχύτητα κίνησης του μεταπτερυγίου για το ίδιο στοιχείο.

Βλέπουμε λοιπόν ότι ενώ στον κυκλικό έλεγχο η ταχύτητα είναι συνήθως $\approx \pm 5^o/sec$ με ακραίες τιμές $\approx \pm 12^o/sec$, στον εξατομικευμένο έλεγχο είναι συνήθως $\approx \pm 15^o/sec$ με ακραίες τιμές $\approx \pm 25^o/sec$. Δηλαδή οι ταχύτητές στον κυκλικό έλεγχο είναι περίπου ίδιες με αυτές που προέκυπταν στον εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης για μεσοπερατό φίλτρο $0.06 \div 0.16Hz$ (σχήμα 5.21 σελίδα 117). Το αποτέλεσμα αυτό καθιστά την υλοποίηση ενός τέτοιου συστήματος εφικτή από πλευράς επενεργητών.

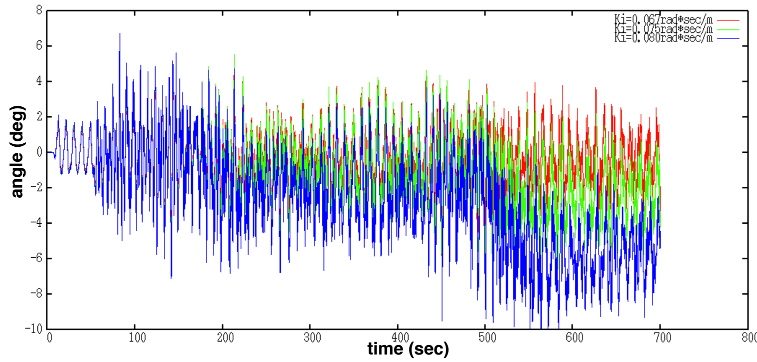
Ο λόγος που ο εξατομικευμένος έλεγχος δεν οδηγεί σε ακόμη μεγαλύτερες ταχύτητες είναι ότι το κέρδος K_I έχει κρατηθεί χαμηλά. Αυτός είναι και



Σχήμα 5.43: Ταχύτητα μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για κυκλικό και εξατομηκευμένο έλεγχο ($F_L = 2 * 15m$, $F_c = 10\%c$).

ο λόγος που στο σχήμα 5.42 βλέπουμε στον εξατομικευμένο έλεγχο μικρές γωνίες μεταπτερυγίου ($\approx 5^o$). Ωστόσο όπως γνωρίζουμε ήδη από τις προηγούμενες προσομοιώσεις, χαμηλές γωνίες μεταπτερυγίου συνεπάγονται μικρές μιεώσεις φορτίων. Εύλογα λοιπόν γενάται η απορία αν αυξάνοντας τα κέρδη και πηγαίνοντας σε μεγαλύτερες γωνίες μεταπτερυγίου (λ.χ. κοντά στην περιοχή $|\theta_{flap}| = 6^0 \div 8^o$) μπορούμε να πετύχουμε καλύτερο έλεγχο και γιατί επιλέξαμε ένα κέρδος που δεν εκμεταλεύεται πλήρως τις δυνατότητες των μεταπτερυγίων σε κίνηση.

Ο λόγος δεν έχει τόσο να κάνει με τις προκύπτουσες απαιτούμενες ταχύτητες του σχήματος 5.43 αλλά περισσότερο με την απόκριση του συστήματος σε μεγαλύτερα κέρδη. Όπως διαπιστώθηκε μέσα από διάφορες προσομοιώσεις, όταν έχουμε μεγάλο μεταπτερύγιο (είτε σε μήκος είτε σε πλάτος) δεν μπορούμε να επιλέξουμε πολύ μεγάλα κέρδη. Διότι τότε στο σύστημα διεγείρονται ταλαντώσεις που οδηγούν σε αστάθεια. Με άλλα λόγια, όταν το μεταπτερύγιο είναι μεγάλο και μια ριπή αέρα προκαλέσει μια απότομη μεταβολή στα φορτία, αν έχουμε μεγάλα κέρδη τότε ο ελεγκτής θα απαιτήσει μεγάλη στροφή του μεταπτερυγίου η οποία θα έχει πλέον πολύ έντονη επίδραση στις ταλαντώσεις του συστήματος. Το αποτέλεσμα είναι ότι όσο προσπαθεί να διορθώσει τα φορτία ο ελεγκτής παράγοντας γωνίες μεταπτερυγίων οι οποίες πλέον έχουν μεγάλη επιρροή στην αεροδυναμική (λόγω του μεγάλου μήκους του μεταπτερυγίου) τόσο πιο πολλές ταλαντώσεις διεγείρονται. Στην συνέχεια ο ελεγκτής προσπαθεί να τις μιεώσει περαιτέρω απαιτώντας μεγαλύτερες γωνίες οι οποίες θα διεγείρουν και άλλες ταλαντώσεις, μέχρι που το μεταπτερύγιο θα φτάσει στα όρια των δυνατοτήτων του (10^o) και θα ‘παγώσει’ εκεί.



Σχήμα 5.44: Αστάθεια στην γωνία του μεταπτερυγίου (εξατομικευμένος έλεγχος) για αύξηση του κέρδους K_I.

Όταν το μεταπτερύγιο ήταν μικρό ($F_c = 10\%c$, $F_L = 10\%R$) τότε μπορούσαμε να πλησιάσουμε την περιοχή $8^o \div 10^o$ διότι η επίδρασή του στην αεροδυναμική δεν ήταν τόσο έντονη ώστε να διεγείρει ταλαντώσεις. Τώρα όμως, η περιοχή αυτή έχει πολύ έντονη επίδραση καθώς το μεταπτερύγιο είναι πολύ μεγάλο σε μήκος. Για να γίνει κατανοητό το πρόβλημα αυτό, στο σχήμα 5.44 φαίνεται η γωνία μεταπτερυγίου για τον εξατομικευμένο έλεγχο μόνο και για κέρδη $K_I = 0.067\frac{rad \cdot sec}{m}$, $K_I = 0.075\frac{rad \cdot sec}{m}$ και $K_I = 0.080\frac{rad \cdot sec}{m}$.

Βλέπουμε ότι ενώ στην αρχή λαμβάνουμε μεγαλύτερες γωνίες μεταπτερυγίου το οποίο συνεπάγεται καλύτερη μείωση, εντούτοις, όσο το κέρδος αυξάνεται εμφανίζεται αστάθεια στο σύστημα από ένα σημείο και έπειτα. Όσο μεγαλύτερο το κέρδος τόσο νωρίτερα εμφανίζεται η αστάθεια η οποία στο σχήμα αυτό φαίνεται ως μετακίνηση της μέσης τιμής της γωνίας μεταπτερυγίου σε μη μηδενική τιμή. Για $K_I = 0.1\frac{rad \cdot sec}{m}$ (το οποίο ήταν το καλύτερο κέρδος του μεταπτερυγίου $F_c = 10\%c$, $F_L = 10\%R$) ήδη από πολύ νωρίς το μεταπτερύγιο 'κλειδώνει' στις 10^o.

Επομένως, όταν εκτελούμε εξατομικευμένο έλεγχο με μεγάλο μεταπτερύγιο πρέπει να έχουμε υπόψιν ότι δεν υπάρχει η δυνατότητα να πάμε σε μεγάλες γωνίες μεταπτερυγίου. Όσο αυξάνουμε το κέρδος και εισερχόμαστε στην ασταθή περιοχή, η μείωση που λαμβάνουμε στο ισοδύναμο φορτίο ελαττώνεται καθιστώντας τον έλεγχο ανώφελο. Αυτό άλλωστε έχει ήδη εξηγηθεί εν μέρη στο κεφάλαιο 5.2.2.2 όπου λόγω της αύξησης του πλάτους, F_c, από $10\% \longrightarrow 30\%$ αναγκαστήκαμε να μειώσουμε το κέρδος του ελεγκτή K_I. Αντίθετα, στον κυκλικό έλεγχο δεν υπάρχει πρόβλημα όταν πλησιάζουμε τις ακραίες τιμές των γωνιών μεταπτερυγίου και αυτό αποτελεί ένα βασικό πλεονέκτημα αυτή της μορφής ελέγχου.

Όσον αφορά την μείωση της ροπής πτερύγισης που είναι και το ζητούμενο, δίνεται το σχήμα 5.45. Σε αυτό το σχήμα βλέπουμε διαδοχικά την μείωση που επιφέρει ο κυκλικός έλεγχος φορτίου σε σχέση με την χωρίς έλεγχο κατάσταση, την μείωση που επιφέρει ο εξατομικευμένος έλεγχος επιτάχυνσης σε σχέση με την χωρίς έλεγχο κατάσταση, και την μείωση που επιφέρει ο κυκλικός έλεγχος φορτίου σε σχέση με τον εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης.

Καταρχάς, κοιτώντας την περιοχή όπου δεν έχει αρχίσει η τύρβη φαίνεται ξεκάθαρα η πολύ πιο έντονη επίδραση του κυκλικού φορτίου έναντι του εξατομικευμένου. Επίσης είναι φανερή μια αξιοσημείωτη μείωση στις περιοχές εκείνες που έχουμε απότομη αύξηση των φορτίων αν και σε ορισμένα σημεία ο εξατομικευμένος έλεγχος φαίνεται πιο αποδοτικός. Εκφρασμένες σε ισοδύναμο φορτίο οι μειώσεις που προκύπτουν είναι οι παρακάτω.

- Για τον εξατομικευμένο έλεγχο: 9.64% στην ρίζα ενός πτερυγίου, ενώ η μέση τιμή των ισοδύναμων μειώσεων ανέρχεται σε 9.89%.

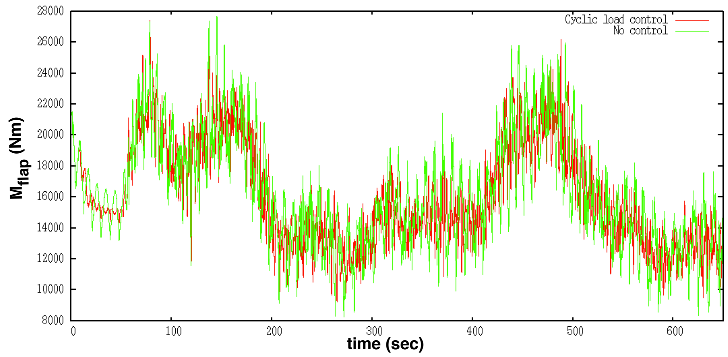
- Για τον κυκλικό έλεγχο: 12.89% στην ρίζα ενός πτερυγίου, και μέση τιμή των ισοδύναμων μειώσεων ίση με 14.19%

Βλέπουμε λοιπόν ότι ο κυκλικός έλεγχος δίνει σαφώς καλύτερα αποτελέσματα ξεπερνώντας αρκετά ακόμη και την καλύτερη περίπτωση εξατομικευμένου ελέγχου που θα μπορούσαμε να έχουμε με το ίδιο μεταπτερύγιο. Ταυτόχρονα, απαιτεί μια κίνηση που είναι εφικτή από το μεταπτερύγιο, ενώ ο (χειρότερος) εξατομικευμένος έλεγχος απαιτεί πολύ πιο γρήγορη και αμφίβολης επιτευξιμότητας κίνηση.

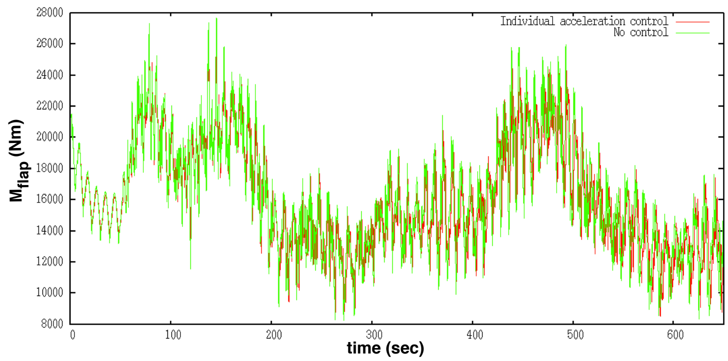
Το μόνο μειονέκτημα του κυκλικού ελέγχου έναντι του εξατομικευμένου είναι ότι δεν μειώνει (αντιθέτως αυξάνει κατά 1%) την φόρτιση στην ρίζα του πύργου. Αντιθέτως ο εξατομικευμένος έλεγχος επιφέρει μια πολύ μικρή μείωση 0.69% στην ροπή πτερύγισης της ρίζας του πτερυγίου. Ωστόσο, η επίδραση του ελέγχου στην ρίζα του πύργου είναι όπως έχουμε πει ήδη έμμεσο αποτλέλεσμα και δεν αποτελεί μέτρο αποτίμησης της απόδοσης του κάθε ελέγχου.

Συμπερασματικά λοιπόν, για την προσομοίωση αυτή καταλήγουμε στο ότι ο κυκλικός έλεγχος απαιτεί πιο χαμηλές (και άρα ευκολότερα επιτεύξιμες) ταχύτητες γωνιών μεταπτερυγίων, επιτυγχάνει πιο μεγάλη μείωση ροπής πτερύγησης στην ρίζα των πτερυγίων, ενώ φαίνεται να υστερεί στην μείωση της ροπής πτερύγησης στην ρίζα του πύργου.

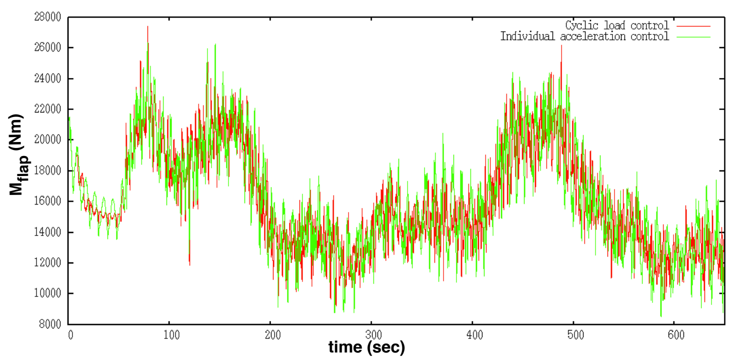
Τέλος, στο σχήμα 5.46 παρουιάζεται μια συνολική εικόνα από τα εύρη και τους κύκλους φόρτισης στην ρίζα του ενός πτερυγίου και του πύργου.



(α΄) Μείωση ροπής πτερύγισης με κυκλικό έλεγχο φορτίου.

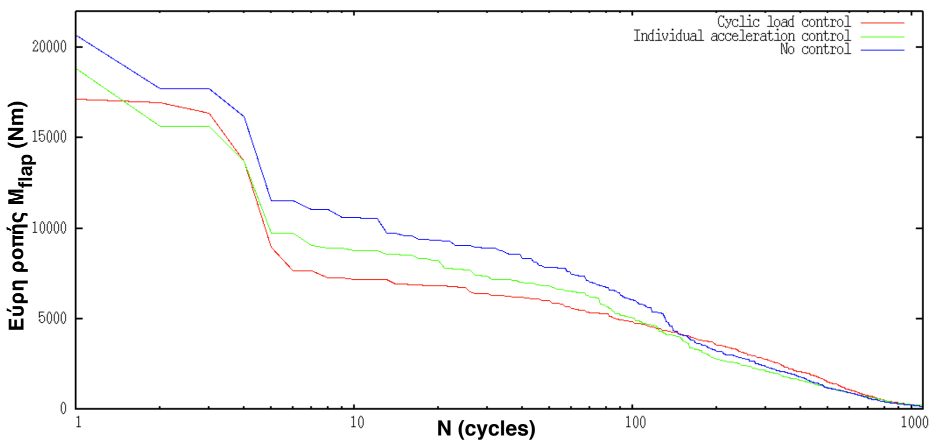


(β΄) Μείωση ροπής πτερύγισης με εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης.

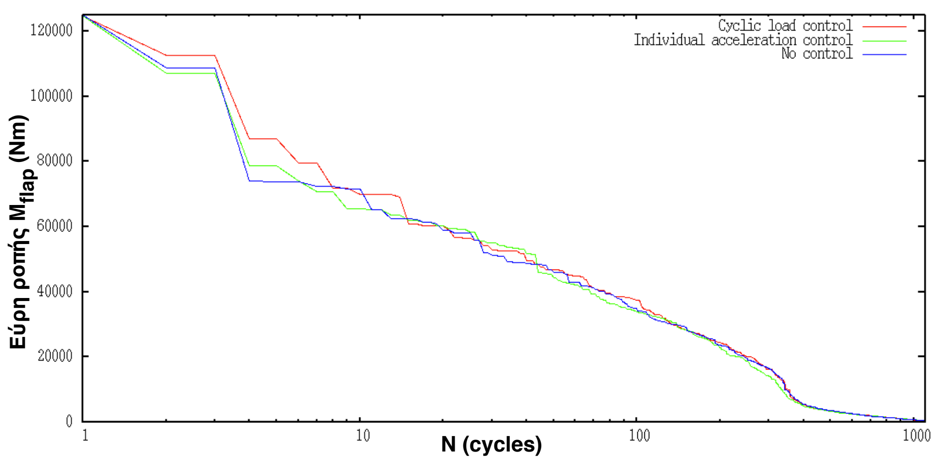


(γ΄) Σχέση μείωσης ροπής πτερύγισης κυκλικού ελέγχου-εξατομικευμένου ελέγχου.

Σχήμα 5.45: Μείωση ροπής πτερύγισης για τα διάφορα είδη ελέγχου.



(α΄) Πτερύγιο.



(β΄) Πύργος.

Σχήμα 5.46: Εύρη και κύκλοι φόρτισης στην ρίζα του ενός πτερυγίου και του πύργου.

Από το σχήμα 5.46α΄ εξηγείται άμεσα η καλύτερη επίδοση του κυκλικού ελέγχου έναντι του εξατομικευμένου. Βλέπουμε ότι ο πρώτος μειώνει τους κύκλους φόρτισης για τα περισσότερα εύρη φόρτισης, ενώ είναι χειρότερος μόνο για τα πολύ χαμηλά εύρη ($M_{flap} < 5000Nm$). Ειδικά δε στα υψηλά εύρη τα οποία κατά κύριο λόγο επηρεάζουν το ισοδύναμο φορτίο είναι πολύ πιο αποτελεσματικός.

Από την άλλη, για το φορτίο στην ρίζα του πύργου βλέπουμε ότι στα μεσαία και ελαφρώς υψηλά εύρη είναι χειρότερος ενώ στα μικρά ισοδύναμος με τον εξατομικευμένο έλεγχο. Στις ίδιες περιοχές επίσης είναι χειρότερος και από την περίπτωση χωρίς έλεγχο, για αυτό και το ισοδύναμο φορτίο αυξάνεται αντί να μειώνεται. Σε κάθε περίπτωση, αυτό που προσπαθούμε να επιτύχουμε μέσω των ελέγχων αυτών είναι η μείωση της ροπής πτερύγισης στην ρίζα του κάθε πτερυγίου. Η προκύπτουσα μείωση στην ρίζα του πύργου είναι ένα επακόλουθο για αυτό και το μέγεθός της δεν συμβαδίζει με την αντίστοιχη μείωση στα πτερύγια.

Κλείνοντας λοιπόν, το γενικό συμπέρασμα είναι ότι ο κυκλικός έλεγχος είναι καλύτερος από τον εξατομικευμένο και πιο εύκολος στην υλοποίηση. Αυτό που μένει να απαντηθεί πλέον και διερευνάται μέσω της επόμενης προσομοίωσης είναι κατά πόσο είναι καλύτερο στον κυκλικό έλεγχο να έχουμε μεγάλο μήκος μεταπτερυγίου, F_L, και μικρό πλάτος F_c, ή αν συμφέρει ενδεχομένως να έχουμε πιο μεγάλο πλάτος F_c και λιγότερο μεγάλο μήκος F_L.

5.3.2 Μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c,\ F_L = 22\%R$

Στην προσομοίωση αυτή θέλουμε να εξετάσουμε αν μπορούμε να επιτύχουμε σημαντική μείωση ελαττώνοντας λίγο το F_L και αυξάνοντας το F_c. Οι συνθήκες ροής είναι ακριβώς ίδιες με τις προσομοιώσεις που έχουν προηγηθεί. Σχετικά με την γεωμετρία του μεταπτερυγίου επιλέξαμε $F_c = 30\%c$ που είναι το αμέσως επόμενο πλάτος από το $F_c = 10\%c$ για το οποίο διαθέτουμε καμπύλες $C_L - \alpha$, $C_D - \alpha$, $C_M - \alpha$ και $F_L = 22\%R$ που βρέθηκε ότι είναι η μικρότερη δυνατή τιμή μήκους του μεταπτερυγίου με $F_c = 30\%c$ για την οποία ο κυκλικός έλεγχος αποδίδει (επιφέρει μείωση της ροπής πτερύγισης).

Το μήκος $F_L = 22\%R = 20m$ αντιστοιχεί σε ένα μεταπτερύγιο που εκτίνεται σε ακτίνα $R_1 = 60m \longrightarrow R_2 = 80m$. Η προσομοίωση έγινε σε κυκλικό έλεγχο φορτίων με φίλτρο *Bandstop* γύρω από τις συχνότητες 3P και 6P όπως ακριβώς έγινε στην ενότητα 5.3.1, και για συγκριτικούς σκοπούς σε χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3 Hz .

Αντίστοιχα με πριν, στην ενότητα αυτήν θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα των παρακάτω προσομοιώσεων:

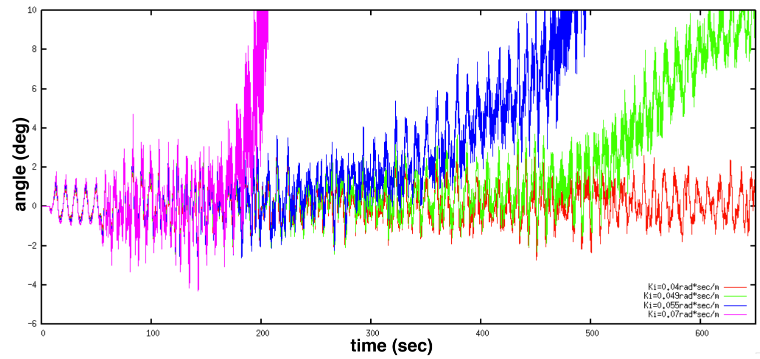
- Bandstop φίλτρο 3P και 6P που υλοποιήθηκε σύμφωνα με την μεθοδολογία του κεφαλαίου 4, κυκλικός έλεγχος φορτίων, $F_L = 22\%R$ (1 μεταπτερύγιο), $F_c = 30\%c$, $K_I^{yaw} = 10^{-5}\frac{rad}{Nmsec}$, $K_I^{tilt} = 10^{-5}\frac{rad}{Nm}$.
- Για συγκριτικούς σκοπούς: Χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz, εξατομικευμένος έλεγχος επιτάχυνσης, $F_L = 22\%R$ (1 μεταπτερύγιο), $F_c = 30\%c$, $K_I = 0.04\frac{rad}{Nmsec}$. Αξίζει να παρατηρήσουμε ότι το κέρδος K_I είναι πλέον πολύ μικρό. Η απαίτηση αυτή προκύπτει με βάση τα όσα έχουν ήδη αναλυθεί στις ενότητες 5.2.2.2 και 5.3.1, όπως εξηγείται ξανά περιληπτικά παρακάτω.

Γενικά, με το να αυξήσουμε το F_c στο 30% της χορδής κάθε στοιχείου προσδοκούμε στο να αυξήσουμε τον συντελεστή άνωσης που λαμβάνουμε για όλα τα εύρη γωνιών πρόσπτωσης. Δηλαδή ο σκοπός μας είναι ο ίδιος όπως ήταν και στην περίπτωση του εξατομικευμένου ελέγχου. Έτσι, δεν χρειαζόμαστε τόσο μεγάλο μήκος μεταπτερυγίου, F_L, αφού κάθε στοιχείο έχει μεγαλύτερη επίδραση στο πτερύγιο από αυτήν που είχε προηγουμένως. Κάτι τέτοιο ενδεχομένως να πλεονεκτεί όσον αφορά τις απαιτήσεις στους επενεργητές μας.

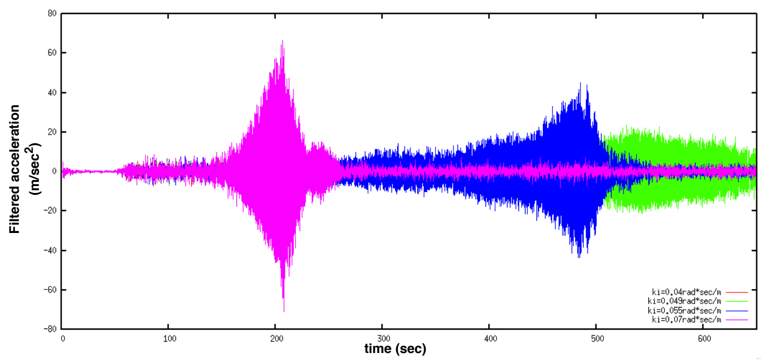
Τα αποτελέσματα του Bandstop φίλτρου στις ροπές M_{yaw} και M_{tilt} είναι αντίστοιχα με αυτά του σχήματος 5.40 (σελίδα 141). Το ίδιο ισχύει και για την μορφή των χρονοσειρών M_{yaw}, M_{tilt} (αντίστοιχες του σχήματος 5.41, σελίδα 142), δηλαδή καταλήγουν να έχουν μέση τιμή μηδενική πριν ακόμη την έναρξη τύρβης.

Πρέπει να αποσαφινιστεί ότι καθώς το μεταπτερύγιό μας είναι μεγάλο όπως και στην ενότητα 5.3.1, πάλι δεν θα είμαστε σε θέση να εκμεταλευτούμε όλες τις γωνίες μεταπτερυγίου ($\pm 10^o$) στον εξατομικευμένο έλεγχο. Διότι θα δημιουργηθεί αεροδυναμική αστάθεια στο σύστημα. Όπως έχει ήδη αναφερθεί, όσο το μέγεθος του μεταπτερυγίου αυξάνει τόσο αναγκαζόμαστε να μειώνουμε την τιμή του κέρδους στον εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης προκειμένου να μην οδηγηθούμε σε αστάθεια. Συγκεκριμένα, ας εξετάσουμε το σχήμα 5.47 στο οποίο βλέπουμε την γωνία μεταπτερυγίου συναρτήσει του χρόνου για εξατομικευμένο έλεγχο και διάφορες τιμές κερδών K_I.

Εδώ λοιπόν φαίνεται ακόμη πιο έντονα αυτό που αναφέραμε και στην προηγούμενη ενότητα. Όσο το κέρδος μεγαλώνει (έστω και ελάχιστα) τόσο πιο γρήγορα και απότομα διεγείρονται ταλαντώσεις που στην εικόνα αυτή είναι εμφανείς μέσω του ‘κλειδώματος’ της γωνίας στις 10^o. Στις περιπτώσεις $K_I =$



Σχήμα 5.47: Απόκριση γωνίας μεταπτερυγίου (στοιχείου στο 78% της ακτίνας του πτερυγίου) για διάφορες τιμές κερδών K_I στον εξατομικευμένο έλεγχο.



Σχήμα 5.48: Σήμα επιτάχυνσης ακροπτερυγίου (στοιχείου στο 78% της ακτίνας του πτερυγίου) για διάφορες τιμές κερδών K_I στον εξατομικευμένο έλεγχο.

$0.070\frac{rad \cdot sec}{m}$ και $K_I = 0.055\frac{rad \cdot sec}{m}$ το κοπωτικό φορτίο αυξάνεται αντί να μειώνεται λόγω της κακής αεροδυναμικής συμπεριφοράς. Η περίπτωση $K_I = 0.049\frac{rad \cdot sec}{m}$ δίνει πολύ καλή μείωση ισοδύναμου φορτίου η οποία όμως δεν είναι ρεαλιστική διότι η αστάθεια εκδηλώνεται απλώς στο τέλος της χρονικής προσομοίωσης και για αυτό δεν προλαβαίνει να 'βλάψει' το σύστημα. Στο σχήμα 5.48 φαίνεται το σήμα που διαβάζει το επιταχυνσόμετρο για κάθε μια από των ανωτέρω περιπτώσεις κερδών.

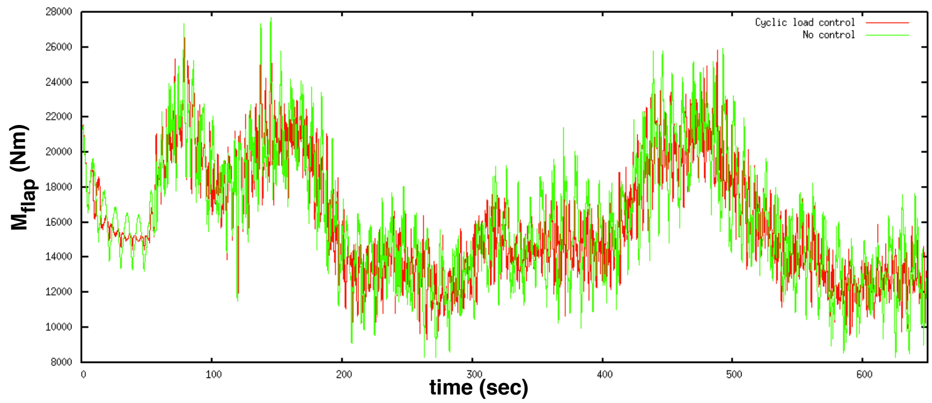
Η περίπτωση $K_I = 0.040\frac{rad \cdot sec}{m}$ δεν φαίνεται στο σχήμα διότι είναι καλυμμένη από τα σήματα των άλλων κερδών. Το σχήμα 5.48 λοιπόν επαληθεύει την αστάθεια που έχει αναφερθεί καθώς βλέπουμε ξεκάθαρα ότι από την στιγμή που το μεταπτερύγιο 'κολλάει' στις 10^o η επιτάχυνση στο ακροπτερύγιο αυξάνεται απότομα. Επίσης, βλέπουμε ότι όντως ούτε το κέρδος $K_I = 0.049\frac{rad \cdot sec}{m}$ είναι καλό διότι πράγματι οδηγεί σε αεροδυναμική αστάθεια προς το τέλος της προσομοίωσης. Συνεπώς, οι συγκρίσεις κυκλικού - εξατομικευμένου ελέγχου θα γίνουν για $K_I = 0.040\frac{rad \cdot sec}{m}$, για το οποίο δεν φαίνεται να υπάρχει κανενός είδους πρόβλημα.

Εξετάζουμε λοιπόν την επίδραση των δύο μορφών ελέγχου στην ροπή πτερύγισης. Στο σχήμα 5.53 βλέπουμε όπως και στην προηγούμενη ενότητα διαδοχικά την μείωση που επιφέρει ο κυκλικός έλεγχος φορτίου σε σχέση με την χωρίς έλεγχο κατάσταση, την μείωση που επιφέρει ο εξατομικευμένος έλεγχος επιτάχυνσης σε σχέση με την χωρίς έλεγχο κατάσταση, και την μείωση που επιφέρει ο κυκλικός έλεγχος φορτίου σε σχέση με τον εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης.

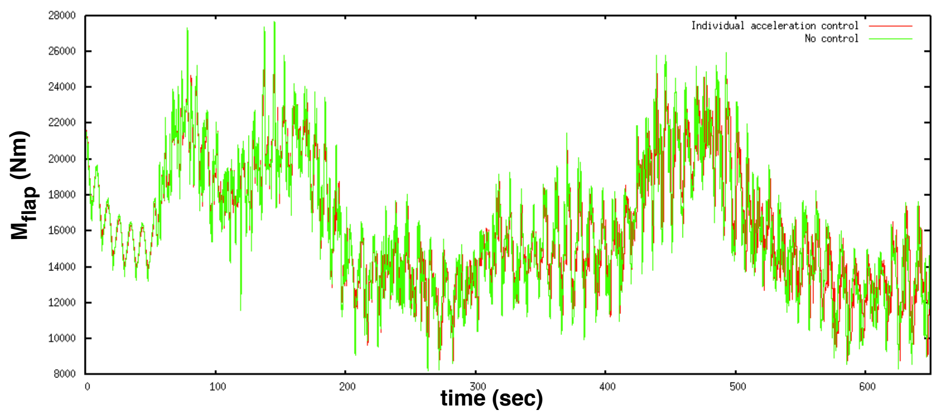
Από τις χρονοσειρές είναι εμφανές όπως και πριν ότι πριν ακόμη από την ένερξη της τύρβης ο κυκλικός έλεγχος έχει πολύ έντονη επίδραση στο σύστημα. Εν γένει φαίνεται να έχει καλύτερη συμπεριφορά από τον εξατομικευμένο έλεγχο, ωστόσο βλέπουμε ότι υπάρχουν και πάλι ορισμένες περιοχές στις οποίες ο εξατομικευμένος έλεγχος φαίνεται να επιφέρει μεγαλύτερη μείωση φορτίων. Γενικά, το σχήμα αυτό είναι εντελώς αντίστοιχο με το σχήμα 5.45 (σελίδα 146) της προηγούμενης προσομοίωσης, που οδηγεί στο συμπέρασμα ότι πράγματι ο κυκλικός έλεγχος είναι καλύτερος από τον εξατομικευμένο ανεξάρτητα από την γεωμετρία του χρησιμοποιούμενου μεταπτερυγίου. Εκφρασμένες σε ισοδύναμο φορτίο οι μειώσεις που προκύπτουν είναι οι παρακάτω.

- Για τον εξατομικευμένο έλεγχο: 8.37% στην ρίζα ενός πτερυγίου, ενώ η μέση τιμή της ισοδύναμης μείωσης όλων των πτερυγίων ανέρχεται σε 8.82%.
- Για τον κυκλικό έλεγχο: 14.67% στην ρίζα ενός πτερυγίου και η μέση τιμή της ισοδύναμης μείωσης όλων των πτερυγίων είναι 15.2%.

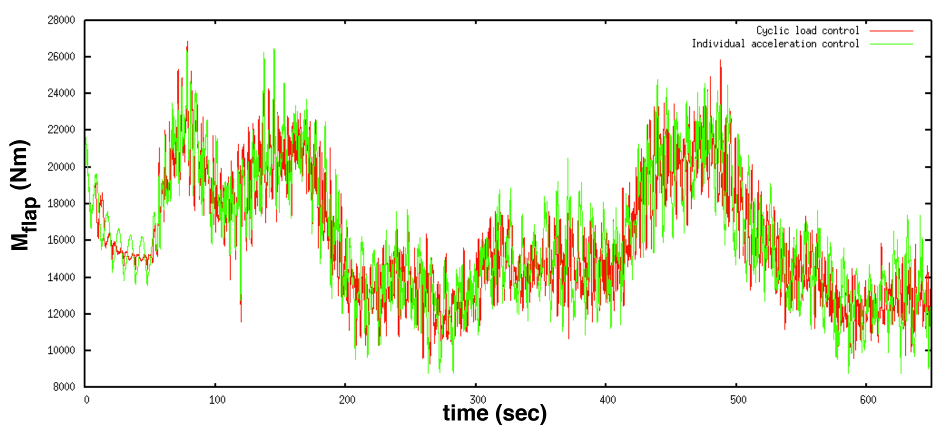
Στο σημείο αυτό πρέπει να εξηγηθούν λίγο τα παραπάνω αποτελέσματα. Βλέπουμε ότι για τον εξατομικευμένο έλεγχο με $F_c = 30\%c$ και $F_L = 22\%R$ η ισοδύναμη μείωση είναι μικρότερη από όταν είχαμε $F_c = 30\%c$ και $F_L = 10\%R$. Αυτό ίσως φαίνεται ανορθόδοξο είναι όμως δικαιολογημένο. Συγκεκριμένα, αυξάνοντας το πλάτος $F_c = 10\%c \longrightarrow F_c = 30\%c$ τελικά η αεροδυναμική επίδραση του πτερυγίου είναι πολύ εντονότερη από ότι αν αυξήσουμε το μήκος F_L. Αυτό δικαιολογείται άμεσα από τα αποτελέσματα του κυκλικού ελέγχου που βλέπουμε ότι για $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ η ισοδύναμη μείωση είναι μεγαλύτερη από ότι για $F_c = 10\%c$, $F_L = 33\%R$. Πρέπει ωστόσο να έχουμε υπόψιν



(αʹ) Μείωση ροπής πτερύγισης με κυκλικό έλεγχο φορτίου.



(βʹ) Μείωση ροπής πτερύγισης με εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης.



(γʹ) Σχέση μείωσης ροπής πτερύγισης κυκλικού ελέγχου-εξατομικευμένου ελέγχου.

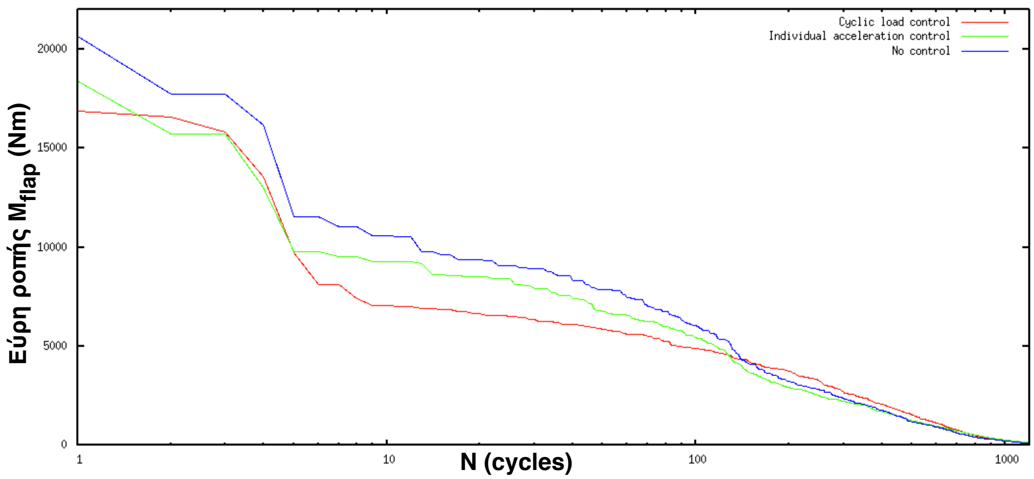
Σχήμα 5.49: Μείωση ροπής πτερύγισης για τα διάφορα είδη ελέγχου.

την παρατήρηση που έγινε παραπάνω, ότι δηλαδή η αύξηση της αεροδυναμικής επίδρασης θα πρέπει να αντισταθμίζεται με μείωση του κέρδους του ελεγκτή στην περίπτωση εξατομικευμένου ελέγχου ώστε να αποφευχθεί η αεροδυναμική αστάθεια. Και βέβαια, όσο η αεροδυναμική επίδραση γίνεται εντονότερη, τόσο πιο πολύ θα πρέπει να μειώνεται και το κέρδος του ελεγκτή. Για αυτό και βλέπουμε ότι στην παρούσα προσομοίωση εξατομικευμένου ελέγχου με $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ το κέρδος είναι μόνο $0.04 rad \cdot sec/m$ με συνέπεια το μεταπτερύγιο να φτάνει μόνο μέχρι τις $\pm 2^o$ (εικόνα 5.47, σελίδα 150). Σε τόσο μικρές γωνίες είναι αναμενόμενο ότι η μείωση που λαμβάνουμε θα είναι μικρή. Και οι μικρές γωνίες είναι αποτέλεσμα του μικρού κέρδους του ελεγκτή που απαιτείται για την αποφυγή της αεροδυναμικής αστάθειας.

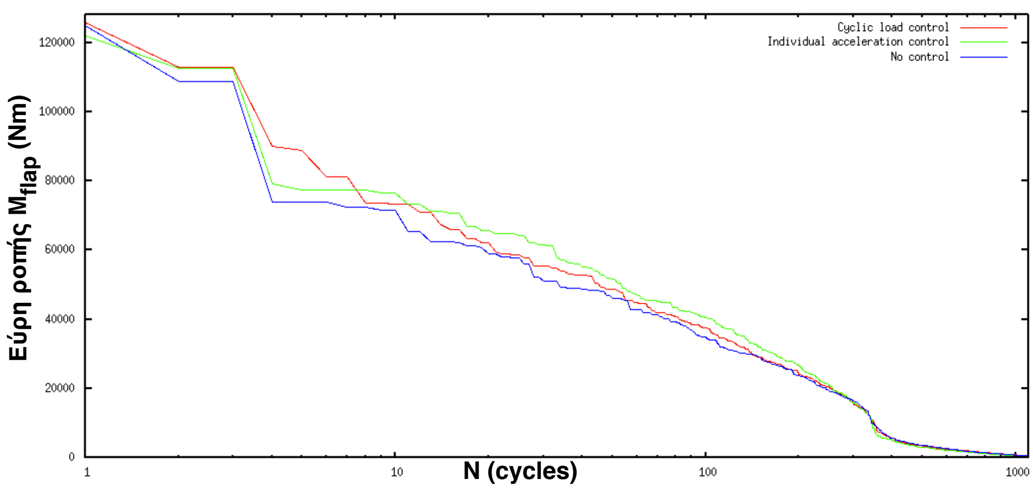
Αντιθέτως, στην περίπτωση ελέγχου $F_c = 30\%c$ και $F_L = 10\%R$ μπορούμε να έχουμε κέρδος ελεγκτή μέχρι και $0.1 rad \cdot sec/m$ (πάνω από το διπλάσιο από ότι τώρα) οδηγώντας το μεταπτερύγιο σε γωνίες (σχήμα 5.28 σελίδα 126) εως και 7^o. Μπορεί λοιπόν ένα μικρό μεταπτερύγιο να έχει μειωμένη αεροδυναμική επίδραση στο σύστημα, εντούτοις αυτό μας επιτρέπει να το οδηγήσουμε σε μεγάλες γωνίες και άρα να επηρεάσουμε σημαντικά το σύστημα. Αντίθετα το μεγάλο μεταπτερύγιο πρέπει να περιοριστεί σε κίνηση για να μην οδηγήσει σε αστάθεια και έτσι καταλήγει να μας δίνει μικρότερη μείωση. Αυτό βέβαια ισχύει για τον εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης μόνο. Πρέπει επίσης να σημειωθεί για λόγους πληρότητας ότι οι περιπτώσεις $F_c = 30\%c$, $F_L = 10\%R$ και $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ αφορούν προσομοιώσεις με διαφορετική διαμέριση της πτέρυγας οπότε δεν είναι απόλυτα συγκρίσιμα μεγέθη (λ.χ. τα ισοδύναμα φορτία μεταξύ των δύο διαμερίσεων στις περιπτώσεις δίχως έλεγχο διαφέρουν περίπου 2%).

Στον κυκλικό έλεγχο δεν διεγείρεται αεροδυναμική αστάθεια με τον τρόπο που περιγράφηκε παραπάνω οπότε τα κέρδη ρυθμίζονται ώστε να μας οδηγούνε σε μεγάλες γωνίες μεταπτερυγίου ανεξαρτήτως της γεωμετρίας αυτού. Έτσι είναι λογικό το ότι τα αποτελέσματα της ενότητας αυτής και της προηγούμενης είναι παρεμφερή καθώς και στις δύο περιπτώσεις η γεωμτερία των μεταπτερυγίων είναι παρόμοια, ενώ οδηγούνται πάντα σε μεγάλες γωνίες. Ο έλεγχος της προσομοίωσης αυτής φαίνεται ότι είναι ελαφρώς καλύτερος. Αυτό είναι λογικό καθώς το μεταπτερύγιο είναι αυξημένου πλάτους, ενώ το μήκος του παρόλο που είναι μειωμένο συνεχίζει να καταλαμβάνει τμήμα της περιοχής εμφάνισης των μέγιστων φορτίων ($\approx 75\%R$).

Μετά από αυτές τις παραρηρήσεις, παρουσιάζεται το σχήμα 5.50 όπου βλέπουμε τους κύκλους φόρτισης στην ρίζα του πτερυγίου και στην ρίζα του πύργου για τις δύο μορφές ελέγχου.



(α΄) Πτερύγιο.



(β΄) Πύργος.

Σχήμα 5.50: Εύρη και κύκλοι φόρτισης στην ρίζα του ενός πτερυγίου και του πύργου.

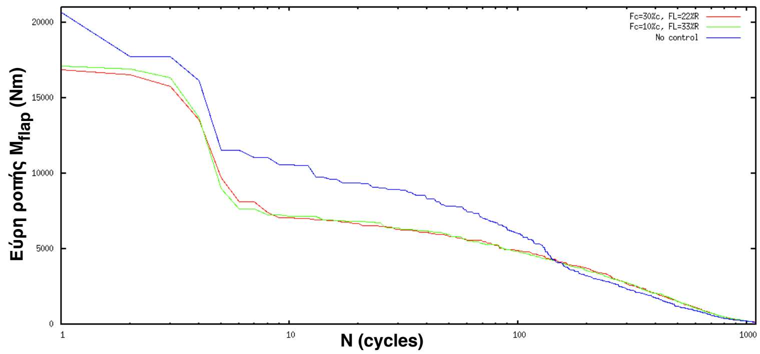
Στο σχήμα 5.50α΄ βλέπουμε ότι στα χαμηλά εύρη φόρτισης ($M_{flap} < 5000Nm$) ο εξατομικευμένος έλεγχος είναι σαφώς καλύτερος από τον κυκκλικό, ο οποίος αυξάνει τους κύκλους φόρτισης περισσότερο και από το να μην είχαμε έλεγχο καθόλου. Ωστόσο τα χαμηλά εύρη φόρτισης δεν επιδρούν ιδιαίτερα έντονα στην τιμή του ισοδύναμου φορτίου. Επίσης σε μια μικρή περιοχή $\approx 16000Nm$ ο εξατομικευμένος έλεγχος είναι επίσης καλύτερος από τον κυκλικό. Ωστόσο αυτό αφορά μια πολύ μικρή περιοχή. Αντιθέτως, σε κάθε άλλο εύρος φόρτισης ο κυκλικός έλεγχος είναι σαφώς καλύτερος και ειδικά στα μεγάλα εύρη, για αυτό και επιφέρει εντέλει μια μεγαλύτερη μείωση ισοδύναμης ροπής πτερύγισης.

Στην ρίζα του πύργου από την άλλη και οι δύο μορφές ελέγχου έχουν επιζήμια συμπεριφορά. Παρόλο που από τα μεσαία εύρη και έπειτα ($M_{flap} \leq 70000Nm$) στον εξατομικευμένο έλεγχο αντιστοιχούνε περισσότεροι κύκλοι φόρτησης από ότι στον κυκλικό, εντούτοις ο δεύτερος είναι χειρότερος. Διότι όπως φαίνεται καθαρά στο σχήμα 5.50 στα πιο υψηλά εύρη φόρτησης ο εξατομικευμένος επιβαρύνει λιγότερο την φόρτιση στην ρίζα του πύργου από ότι ο κυκλικός. Έτσι ο μεν εξατομικευμένος έλεχος αυξάνει την ροπή κατά 0.54%, ο δε κυκλικός κατά 1.77%. Βέβαια οι τιμές αυτές είναι μικρές και αίρονται εξορισμού από την στοχαστικότητα του προβλήματος. Δηλαδή, για άλλη περίπτωση τύρβης (realization) οι τιμές αυτές θα είναι διαφορετικές, ενώ δεν αποκλύεται να επιφέρουν και μείωση αντί αύξηση της ροπής.

Στο σημείο αυτό, προκειμένου να πραγματοποιηθεί η σύγκριση των δυνατοτήτων του κυκλικού ελέγχου βάσει του σχήματος του μεταπτερυγίου και μόνο, παρατίθεται το σχήμα 5.51. Στο σχήμα αυτό φαίνονται οι κύκλοι φόρτισης στη ρίζα ενός πτερυγίου για κυκλικό έλεγχο μόνο και για τις δύο γεωμετρίες μεταπτερυγίου που υλοποιήσαμε ($F_L = 2 \cdot 15m$, $F_c = 10\%c$ και $F_L = 1 \cdot 20m$, $F_c = 30\%c$).

Βλέπουμε ότι τα δύο μεταπτερύγια με έλεγχο έχουν σχεδόν ταυτόσιμη επίπτωση στο σύστημα. Η επιπρόσθετη 1% μείωση του μεταπτερυγίου $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ δικαιολογείται μεν λόγο μιας μικρής περιοχής στα υψηλά εύρη φόρτισης όπου το μεταπτερύγιο αυτό επιδρά πιο αποτελεσματικά, ωστόσο δεν είναι αρκετή ώστε να πούμε με σιγουριά ότι το μεταπτερύγιο αυτό είναι αποτελεσματικότερο. Αντιθέτως, θα πρέπει να γίνουν προσομοιώσεις με διάφορες περιπτώσεις τύρβης και ταχύτητας ροής πριν καταλήξουμε σε κάποιο στέρεο συμπέρασμα.

Πάντως ανεξαρτήτως γεωμετρίας μεταπτερυγίου, ο κυκλικός έλεγχος είναι πολύ καλύτερος από τον εξατομικευμένο και αυτό δεν προκύπτει μόνο λόγο της σημαντικά μεγαλύτερης μείωσης στα φορτία αλλά περισσότερο λόγω της πιο εφικτής απόκρισης της γωνίας του μεταπτερυγίου. Η χρονοσειρά της γω-



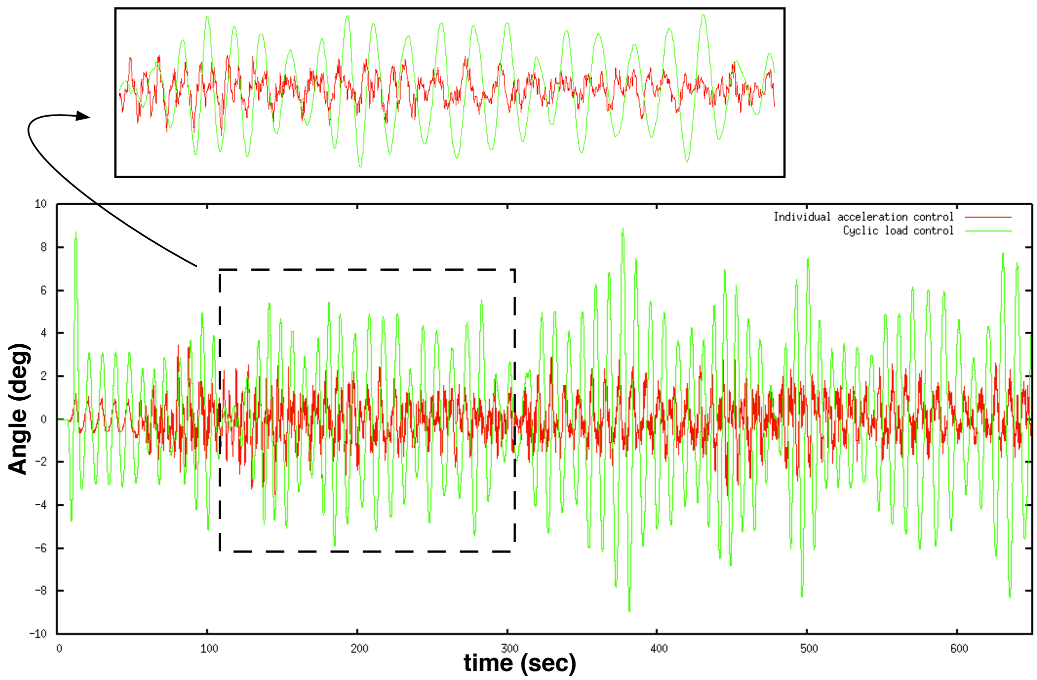
Σχήμα 5.51: Εύρη φόρτισης ροπής M_{flap} στην ρίζα του πτερυγίου για δύο περιπτώσεις κυκλικού ελέγχου.

νίας μεταπτερυγίου και η ταχύτητά της σε ένα τυπικό στοιχείο στο 78% της ακτίνας του πτερυγίου φαίνονται στο σχήμα 5.52. Έχει υπολογιστεί επίσης η χρονοσειρά της γωνίας μεταπτερυγίου και η ταχύτητά της για την περίπτωση του χαμηλοπερατού φίλτρου 0.3 Hz.

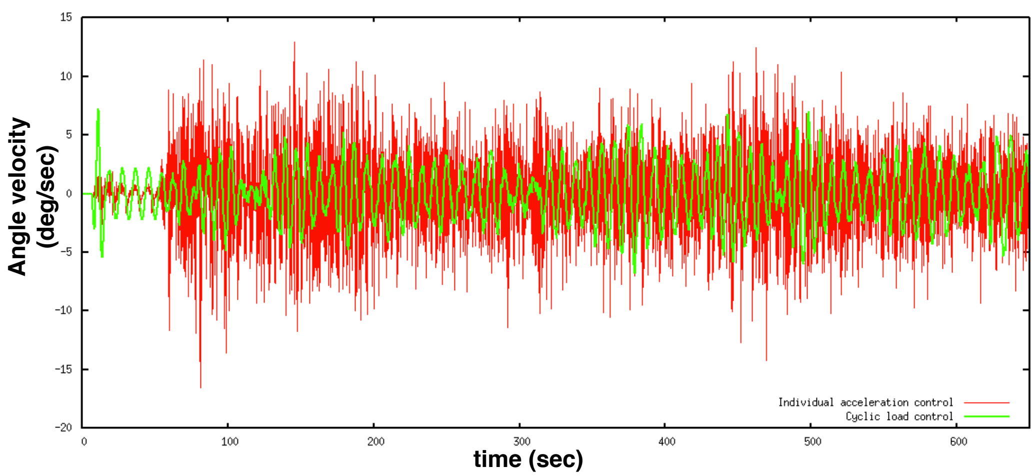
Στο σχήμα 5.52α΄ βλέπουμε ότι το σήμα που προκύπτει από τον κυκλικό έλεγχο είναι πολύ ομαλό και πολύ πιο εύκολα επιτεύξιμο από έναν επενεργητή. Επίσης επαληθεύεται αυτό που αναλύθηκε παραπάνω, ότι στον εξατομικευμένο έλεγχο αναγκαζόμαστε να βρισκόμαστε σε μικρές γωνίες προκειμένου να αποφύγουμε την αστάθεια ενώ στον κυκλικό μπορούμε να βρισκόμαστε άφοβα στις ακραίες τιμές $\pm 10^o$.

Σχετικά με τον κυκλικό έλεγχο του σχήματος είναι ενδιαφέρον ότι συγκριτικά με το σχήμα 5.42 (σελίδα 143) βλέπουμε αρκετά μικρότερες γωνίες μεταπτερυγίου. Συγκεκριμένα, οι μέγιστες γωνίες τώρα δεν ξεπερνάνε τις $\pm 8^o$ ενώ στο σχήμα 5.42 φτάνουμε σε αρκετά σημεία το όριο $\pm 10^o$. Αυτό λοιπόν δικαιολογεί άμεσα τον ισχυρισμό ότι στην περίπτωση αυτή ($F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$) έχουμε εντονότερη αεροδυναμική επίδραση από ότι στην προηγούμενη περίπτωση ($F_c = 10\%c$, $F_L = 33\%R$), αφού τώρα για να μηδενίσει το σύστημα τις ροπές M_{yaw} και M_{tilt} του κυκλικού ελέγχου χρειάζεται μικρότερες γωνίες.

Τέλος, σχετικά με την ταχύτητα, τα πλεονεκτήματα είναι καταφανή. Ακόμα και με το μεσοπερατό φίλτρο του εξατομικευμένου ελέγχου οι ταχύτητες που απαιτούντο ήταν μεγαλύτερες (σχήμα 5.37 σελίδα 134).



(α΄) Χρονοσειρά της γωνίας μεταπτερυγίου.



(β΄) Ταχύτητα γωνίας μεταπτερυγίου.

Σχήμα 5.52: Γωνία μεταπτερυγίου και η ταχύτητά της.

5.3.3 Σύνοψη αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Συνοψίζοντας λοιπόν, από τις παραπάνω περιπτώσεις που εξετάστηκαν, καταλήγουμε στα εξής βασικά σημεία:

- Αν για τεχνικούς, οικονομικούς ή άλλους λόγους πρέπει να επιλέξουμε μικρά μεταπτερύγια ($F_L \approx 10\%R$) ο εξατομικευμένος έλεγχος είναι μονόδρομος. Από εκεί και πέρα το είδος του φίλτρου που θα πρέπει να επιλεχθεί καθορίζεται από τις δυνατότητες του επενεργτή. Αν είναι δυνατόν να παρακολουθήσει ένα σήμα προερχόμενο από χαμηλοπερατό φίλτρο 0.3Hz τότε αυτό θα πρέπει να επιλεχθεί (ασχέτως του πλάτους μεταπτερυγίου F_c). Ειδάλλως, για έναν 'αργό' επενεργητή θα πρέπει να χρησιμοποιήσουμε μεσοπερατό φίλτρο που θα επιτρέπει την διέλευση της βασικής συχνότητας 1P μόνο. Βέβαια, κάθε είδους διεύρυνση στο εύρος του μεσοπερατού φίλτρου μπορεί ενδεχομένως να έχει ευεργετική επίπτωση στο σύστημα, επιβαρύνοντας όμως ανάλογα τον επενεργητή.

- Αν έχουμε την δυνατότητα να τοποθετήσουμε μεγάλο μεταπτερύγιο τότε ο κυκλικός έλεγχος θα πρέπει να προτιμάται ξεκάθαρα. Όχι μόνο επιτρέπει πολύ μεγαλύτερες μειώσεις φορτίων από ότι ο εξατομικευμένος, αλλά ταυτόχρονα το σήμα του προς τον επενεργητή είναι πιο ομαλό και απο εκείνο του εξατομικευμένου ελέγχου με μεσοπερατό φίλτρο. Έτσι η υλοποίησή του είναι ρεαλιστική και αποδοτικότερη από κάθε άλλη που έχει εξεταστεί στην παρούσα εργασία. Ταυτόχρονα είναι και πιο σταθερός ως προς την βαθμονόμηση των κερδών ενώ δεν κινδυνεύουμε να προκληθεί αεροδυναμική αστάθεια σε περίπτωση που στο σύστημα εφαρμόζονται μεγάλες γωνίες μεταπτερυγίου για πολύ ώρα.

- Όσον αφορά την σύγκριση των δύο κυκλικών ελέγχων $F_c = 10\%c$, $F_L = 33\%R$ και $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ και λαμβάνοντας υπόψιν όλα όσα έχουμε αναφέρει, μπορούμε να πούμε ότι ο δεύτερος έλεγχος είναι λίγο καλύτερος από τον πρώτο, για δύο κυρίως λόγους. Καταρχάς, λόγω των ταχυτήτων που οδηγούν τα μετεπτερύγια. Στην πρώτη περίπτωση με δύο μεταπτερύγια μήκους 15 μέτρων το κάθε ένα έχουμε ταχύτητες που κυμαίνονται εντός των ορίων $\pm 12^o/sec$ ενώ στην δεύτερη με ένα μεταπτερύγιο μήκους 20 μέτρων οι ταχύτητες είναι εντός των ορίων $\pm 5^o/sec$. Το να πετύχουμε ταχύτητες $\pm 12^o/sec$ σε μεταπτερύγια 15 μέτρων και πλάτους $F_c = 10\%c$ φαίνεται να είναι δυσκολότερο από το πετύχουμε ταχύτητες $\pm 5^o/sec$ σε ένα μεταπτερύγιο 20 μέτρων και τριπλάσιου πλάτους. Πέραν τούτου όμως, σε προσομοιώσεις που έγιναν σε μεγαλύτερες ταχύτητες ανέμου ($U = 18m/sec$) παρατηρήσαμε ότι ο κυκλικός έλεγχος με $F_c = 10\%c$ και $F_L = 33\%R$ δυσκολεύεται να μειώσει τα φορτία. Η αεροδυναμική των $\pm 10^o$ δεν επαρκούσε και μείωνε τις ροπές M_{yaw} και M_{tilt} μέχρις ενός σημείου μόνο. Επομένος ένα τέτοιο μεταπτερύγιο μπορεί να είναι εξαιρετικά αποδοτικό σε μέρη που οι ταχύτητες ανέμου είναι χαμηλής εντάσεως. Αντίθετα, το μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ βρέθηκε ότι αποδίδει σημαντικές μειώσεις ακόμη και σε μεγαλύτερες ταχύτητες ανέμου (και μάλιστα με τις ίδιες τιμές κερδών K_I^{yaw}, K_I^{tilt} που υποδεικνύει την σταθερότητα του κυκλικού ελέγχου ως προς τις παραμέτρους των κερδών).

Για τους παραπάνω λόγους λοιπόν, καταλήγουμε στο ότι η δεύτερη περίπτωση κυκλικού ελέγχου που προσομοιάσαμε είναι αποδοτικότερη από την πρώτη. Βέβαια, δεν έχουμε λάβει καθόλου υπόψιν και τεχνοοικονομικές παραμέτρους (λ.χ. απαιτήσεις συντήρησης) οι οποίες κρίνουν καθοριστικά το συμπέρασμα αυτό. Πάντως, όσον αφορά τα αποτελέσματα της προσομοίωσης εξάγεται το παραπάνω συμπέρασμα.

5.4 Κυκλικός έλεγχος, U=18m/sec

Οι προσομοιώσεις που ακολουθούν εκτελέστηκαν για ταχύτητα ροής U=18m/sec που είναι αρκετά μεγαλύτερη από την ονομαστική ταχύτητα της ανεμογεννήτριας (ταχύτητα ανέμου για την οποία η α/γ αποδίδει την ονομαστική της ισχύ) και η οποία είναι U=11.4m/sec. Και πάλι ο άνεμος είναι τυρβώδης (έναρξη τύρβης μετά από τα πρώτα 50 δευτερόλεπτα) και το οριακό στρώμα έχει εκθέτη 0.2. Ο έλεγχος που εκτελέσαμε σε αυτές τις συνθήκες είναι κυκλικός μόνο καθώς αυτός φάνηκε να είναι ο πιο αποδοτικός σύμφωνα με τις περιπτώσεις που μελετήθηκαν παραπάνω.

Στόχος των προσομοιώσεων αυτών είναι να εξεταστεί η συμπεριφορά του συστήματος ελέγχου σε ταχύτητες πέραν της ονομαστικής όπου τα φορτία είναι εν γένει μεγαλύτερα. Επίσης, είναι σημαντικό να ελεγχθεί η ευρωστία των κερδών του κυκλικού ελέγχου. Με άλλα λόγια αν θα πρέπει να μεταβάλλονται σημαντικά τα κέρδη K_I^{yaw} και K_I^{tilt} καθώς η ταχύτητα ανέμου αυξάνεται. Γνωρίζουμε ήδη ότι η βαθμονόμηση εξαρτάται έντονα από το είδος του ελέγχου, την γεωμετρία του μεταπτερυγίου και το είδος του φίλτρου. Και οι τρεις αυτές παράμετροι όμως καθορίζονται όταν σχεδιάζουμε την ανεμογεννήτρια και δεν αλλάζουν κατά την διάρκεια λειτουργίας της. Αυτό που αλλάζει όμως συνεχώς ενόσω λειτουργεί είναι η ταχύτητα του ανέμου οπότε είναι σημαντικό να προσδιοριστεί η εξάρτηση των τιμών των κερδών από αυτή ώστε να έχουμε μια σαφή εικόνα του αν θα πρέπει να υπάρχει δυναμική μεταβολή των κερδών βάσει της ταχύτητας της ροής κατά την λειτουργία της ανεμογεννήτριας.

Προτού παρουσιαστούν τα αποτελέσματα ακολουθεί μια μικρή περιγραφή του τι είδους επιρροές αναμένεται να έχει στον έλεγχο η αύξηση της ταχύτητας ροής στα 18m/sec.

Καταρχάς, επειδή η ταχύτητα U=8m/sec που αφορούσε τις προηγούμενες προσομοιώσεις είναι αρκετά χαμηλότερη από την ονομαστική ταχύτητα της ανεμογεννήτριας, ο ελεγκτής της γωνίας βήματος (pitch controller) ήταν απενεργοποιημένος. Συνεπώς, προκειμένου να έχουμε βέλτιστο συντελεστή ισχύος (άρα να λειτουργούμε υπό λ_{opt}) γίνεται έλεγχος στροφών. Αν θυμηθούμε από το κεφάλαιο 4, οι γωνίες μεταπτερυγίου (β_f^i) στο κυκλικό έλεγχο, αυτές δίνονται ως:

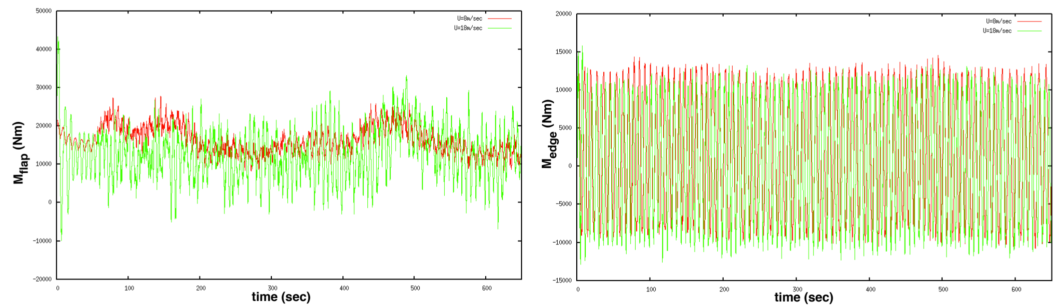
$$\begin{aligned}\beta_f^i = \sin\psi_i \cdot K_i^{yaw} \int_0^t \sum_{i=1}^{B} (M_{flap}^i \cos\beta_p^i + M_{edge}^i \sin\beta_p^i) \sin\psi_i \mathrm{d}t + \\ \cos\psi_i \cdot K_i^{tilt} \int_0^t \sum_{i=1}^{B} (M_{flap}^i \cos\beta_p^i + M_{edge}^i \sin\beta_p^i) \cos\psi_i \mathrm{d}t\end{aligned} \tag{5.1}$$

Μέσω της εξίσωσης αυτής βλέπουμε ότι στον κυκλικό έλεγχο της ενότητας 5.3 και ανεξαρτήτως γεωμετρίας μεταπτερυγίου, η ροπή περιστροφής του κάθε πτερυγίου (M_{edge}^i) δεν επηρέαζε τον έλεγχο. Διότι στην ενότητα εκείνη, είχαμε U=8m/sec οπότε $\beta_p^i = 0 \forall i = 1 \longrightarrow B$.

Επομένως στην ταχύτητα των 18m/sec όπου $\beta_p^i \approx 14^o$ η ροπή περιστροφής θα συμμετέχει στον κυκλικό έλεγχο. Και παρόλο που η γνωνία βήματος είναι σχετικά μικρή, η συνεισφορά των δύο ροπών M_{flap}^i, M_{edge}^i στον έλεγχο είναι ισάξια επειδή η ροπή περιστροφής είναι πολύ μεγαλύτερη από την ροπή πτερύγισης.

Το κύριο όμως αποτέλεσμα της αύξησης της ταχύτητας ροής έχει να κάνει με τις τιμές των M_{yaw} και M_{tilt}. Γενικά, αυξάνοντας την ταχύτητα της ροής οι τιμές των ροπών M_{flap}^i και M_{edge}^i αυξάνουν επίσης. Αυτό φαίνεται στο σχήμα 5.53 που συγκρίνονται αυτές οι συνιστώσες ροπής μεταξύ των δύο συνθηκών ροής (περίπτωση χωρίς έλεγχο).

Είναι σαφές ότι η ροπή πτερύγισης αυξάνει και ως μέση τιμή και ως εύρος, ενώ αν παρατηρήσουμε έχει μειωθεί και η περίοδός της (διότι στα 18m/sec η



(α΄) Σύγκριση ροπών πτερύγισης.

(β΄) Σύγκριση ροπών περιστροφής.

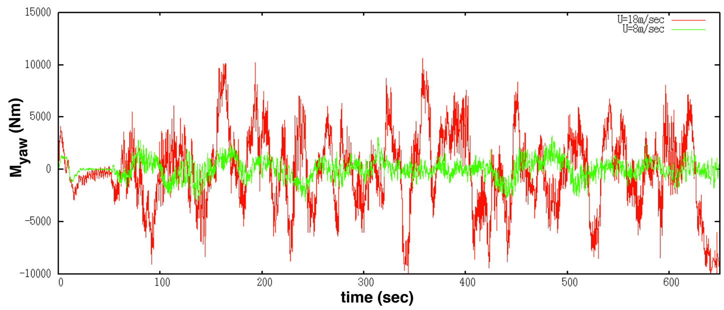
Σχήμα 5.53: Σύγκριση συνιστωσών ροπής M_{flap} και M_{edge} για δύο διαφορετικές συνθήκες ροής.

ταχύτητα περιστροφής είναι μεγαλύτερη και άρα και η συχνότητα). Επίσης, η έντονη μεταβολή στην αρχή της προσομοίωσης οφείλεται στον έλεγχο βήματος. Αντίθετα, η ροπή περιστροφής που επηρεάζεται κυρίως από το βάρος βλέπουμε ότι αυξάνει μόνο ως μέση τιμή (που ήταν αναμενόμενο αφού στα 18m/sec έχουμε την ονομαστική ισχύ που είναι μεγαλύτερη από την ισχύ που είχαμε για 8m/sec και άρα η ροπή M^i_{egde} θα είναι μεγαλύτερη).

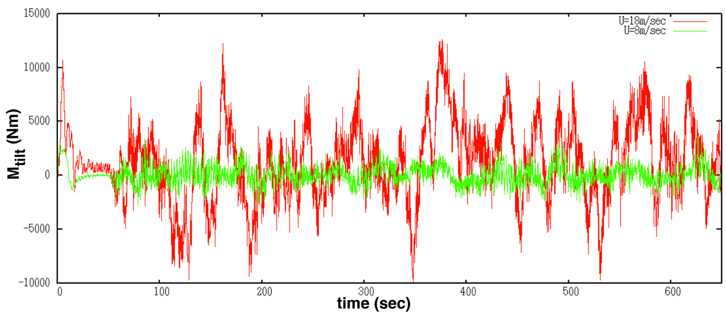
Η αύξηση των M^i_{flap} και M^i_{edge} συνεπάγεται αύξηση των ροπών M_{yaw} και M_{tilt} (εξίσωση 5.1). Συνεπώς, το μεταπτερύγιο θα πρέπει πλέον να οδηγήσει μεγαλύτερες ροπές στο μηδέν. Αυτό συνεπάγεται ότι ο ελεγκτής θα επιβάλει μεγαλύτερες γωνίες μεταπτερυγίου προκειμένουν να αυξηθεί η αεροδυναμική επίδραση των μεταπτερυγίων και να μπορέσει να μηδενίσει τις μεγαλύτερες ροπές M_{yaw} και M_{tilt}. Βλέποντας τα σχήματα 5.42 και 5.52α΄ (σελίδες 143 και 158) είναι σαφές ότι οι γωνίες μεταπτερυγίου είναι αρκετά μεγάλες ήδη για ταχύτητα ανέμου 8m/sec. Αναμένεται λοιπόν ότι στην προσπάθεια του ελεγκτή να μηδενίσει τις μεγάλες τιμές των M_{yaw}, M_{tilt} η γωνία των μεταπτερυγίων θα βρεθεί πολλές φορές στα όρια των $\pm 10^o$. Αυτό θα αντικατοπτρίζει την προσπάθεια του συστήματος να εκμεταλευτεί στο μέγιστο την αεροδυναμική επίδραση των μεταπτερυγίων.

Οι γεωμετρίες μεταπτερυγίου που εξετάσαμε σε αυτές τις συνθήκες ροής είναι οι ίδιες με πριν, δηλαδή:

- Ένα μεταπτερύγιο πλάτους $F_c = 30\%c$ και μήκους $F_L = 22\%R$. Το μήκος είναι 20 μέτρων και εκτείνεται σε ακτίνα $R_{in} = 60m \longrightarrow R_{out} = 80m$ κατά μήκος του πτερυγίου.



(α′) Ροπή M_{yaw}.



(β′) Ροπή M_{tilt}.

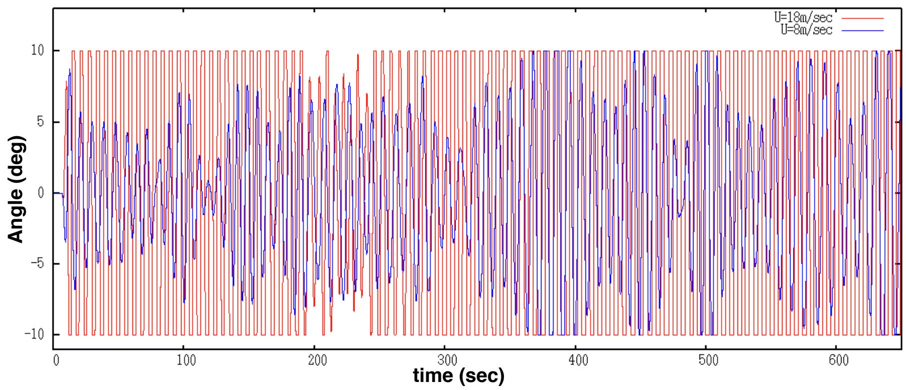
Σχήμα 5.54: Σύγκριση συνιστωσών ροπής M_{yaw} και M_{tilt} για δύο διαφορετικές συνθήκες ροής.

- Δυο μεταπτερύγια πλάτους $F_c = 10\%c$ και μήκους $F_L = 17\%R$ έκαστο. Το μήκος του κάθε μετατεπτερυγίου είναι 15 μέτρα. Τα μεταπτερύγια αυτά εκτείνονται σε ακτίνα $R_{in}^{(1)} = 50m \longrightarrow R_{out}^{(1)} = 65m$ και $R_{in}^{(2)} = 66m \longrightarrow R_{out}^{(2)} = 81m$.

5.4.1 Μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c,\ F_L = 33\%R$

Πρόκειται όπως είπαμε για δύο μεταπτερύγια με μήκος 15 μέτρων το κάθε ένα. Αρχικά, στο σχήμα 5.54 παρουσιάζονται οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} τις οποίες καλείται να μηδενίσει ο κυκλικός έλεγχος. Για συγκριτικούς σκοπούς παρουσιάζουμε τα αντίστοιχα μεγέθη όταν η ταχύτητα ροής ήταν ίση με 8m/sec προκυμένου να γίνει φανερή η αύξηση αυτών στις παρούσες συνθήκες ροής.

Είναι σαφές λοιπόν ότι οι απαιτήσεις που έχουμε τώρα από το μεταπτερύγιο είναι πολύ μεγαλύτερες. Ωστόσο όπως φαίνεται αν και κατά την έναρξη της τύρ-



Σχήμα 5.55: Γωνία μεταπτερυγίου κατά τον κυκλικό έλεγχο για διαφορετικές συνθήκες ροής.

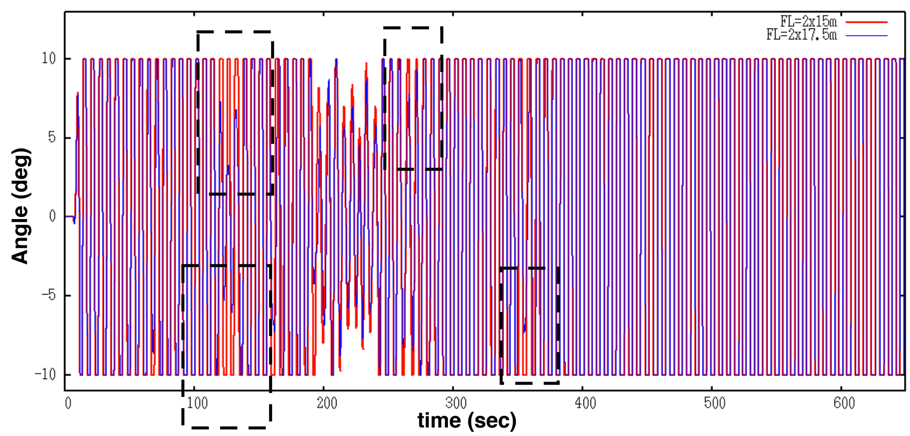
βης οι δύο ροπές (M_{yaw}, M_{tilt}) δεν έχουν μέση τιμή μηδέν, εντούτοις αργότερα στην προσομοίωση το μεταπτερύγιο κατορθώνει να μηδενίσει τις μέσες τιμές τους. Αξίζει να αναφερθεί ότι με ένα μεγαλύτερο μεταπτερύγιο η συνισταμένη των ροπών M_{tilt} και M_{yaw} θα είναι μικρότερη σε κάθε χρονικό βήμα από ότι είναι τώρα δεδομένου ότι το μεταπτερύγιο θα κατορθώσει να περιορίσει την κάθε μια ροπή περισσότερο λόγω αυξημένης αεροδυναμικής επίδρασης. Πάντως και τώρα, αν και στα όριά του, το σύστημα λειτουργεί ικανοποιητικά.

Το ότι είμαστε στα όρια του συστήματος το αντιλαμβανόμαστε από το σχήμα 5.55 όπου φαίνεται η γωνία του δεύτερου μεταπτερυγίου ενός πτερύγιου κατά την διάρκεια της χρονικής προσομοίωσης. Παράλληλα φαίνεται το αντίστοιχο μέγεθος για U=8m/sec.

Βλέπουμε λοιπόν από το σχήμα αυτό ότι το σύστημα επιζητεί την μέγιστη αεροδυναμική επίδραση του μεταπτερυγίου σχεδόν καθόλη την διάρκεια της προσομοίωσης. Για αυτό και λειτουργεί στα όριά του, δηλαδή πρακτικά δεν γίνεται να καταφέρουμε μεγαλύτερη μείωση για ταχύτητα ροής U=18m/sec από αυτήν που αντιστοιχεί στην παρούσα προσομοίωση (εννοείται για την δεδομένη γεωμετρία μεταπτερυγίων). Ο ελεγκτής απαιτεί από το μεταπτερύγιο την μέγιστη μεταβολή της γεωμετρίας της αεροτομής εκμεταλλευόμενος έτσι την μέγιστη επιρροή του.

Για να γίνει σαφής ο ισχυρισμός ότι το μεταπτερύγιο λειτουργεί στα όριά του, στο σχήμα 5.56 παρουσιάζεται η γωνία μεταπτερυγίου που αντιστοιχεί στην προσομοίωση U=18m/sec για δύο ήδη μεταπτερυγίων $F_c = 10\%c$:

1. Δύο μεταπτερύγια $F_L = 17\%R = 15m$: $R_{in}^{(1)} = 50m \longrightarrow R_{out}^{(1)} = 65m$



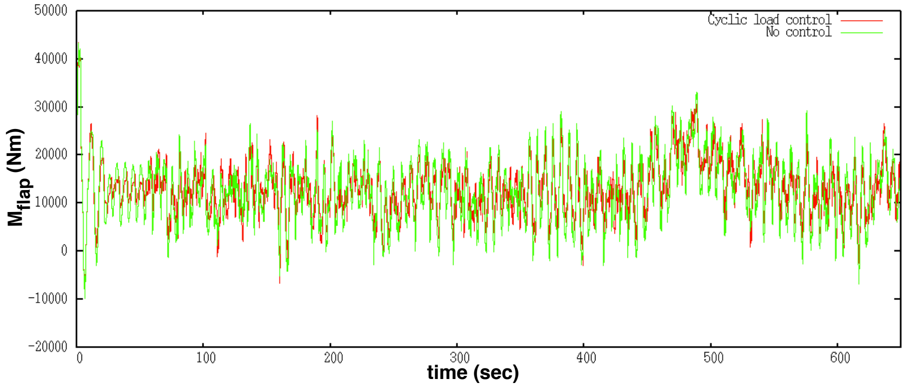
Σχήμα 5.56: Γωνία μεταπτερυγίου με έλεγχο υπό ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec και δύο είδη μεταπτερυγίων.

και $R_{in}^{(2)} = 66m \longrightarrow R_{out}^{(2)} = 81m$ (η προσομοίωση που εξετάζουμε τώρα)

2. Δύο μεταπτερύγια $F_L = 20\%R = 17.5m$: $R_{in}^{(1)} = 48m \longrightarrow R_{out}^{(1)} = 65.5m$ και $R_{in}^{(2)} = 67.5m \longrightarrow R_{out}^{(2)} = 85m$

Με την αύξηση του μήκους των μεταπτερυγίων αυξάνουμε άμεσα την αεροδυναμική επίδραση στο σύστημα. Επομένως, περιμένουμε ότι δεν θα χρειάζεται πλέον να εκμεταλευτούμε τις μέγιστες δυνατότητες κίνησης των μεταπτερυγίων ($\pm 10^o$) καθόλη την διάρκεια της χρονικής προσομοίωσης. Βέβαια, η αύξηση του μήκους είναι μόλις πέντε μέτρα και γίνεται σε θέσεις που δεν επηρεάζουν πολύ τα φορτία. Δηλαδή η έναρξη του πρώτου μεταπτερυγίου σε ακτίνα $R_{in}^{(1)} = 48m$ μας κερδίζει 2 μέτρα στα οποία όμως αντιστοιχεί μικρός μοχλοβραχίονας για την παραγωγή της ροπή πτερύγισης, ενώ δεν αποτελούν και θέση εμφάνισης μεγάλων φορτίων. Επίσης, η αύξηση του δεύτερου μεταπτερυγίου $R_{out}^{(2)} = 81m \longrightarrow 85m$ γίνεται προς το πέρας του πτερυγίου όπου η χορδή είναι μικρή και άρα και το μεταπτερύγιο πολύ μικρό ($F_c = 10\%c$) με μειωμένη αεροδυναμική επίδραση. Όπως και να έχει όμως, η αύξηση περιμένουμε να έχει κάποια επίδαραση στις γωνίες του μεταπτερύγίου.

Πράγματι από το σχήμα 5.56 βλέπουμε ότι σε ορισμένα σημεία η απαιτούμενη γωνία μεταπτερυγίου είναι μικρότερη για το μεγαλύτερου μήκους μεταπτερύγιο. Και πάλι στο μεγαλύτερο κομμάτι της χρονικής προσομοίωσης το μεταπτερύγιο λειτουργεί στα όριά του, που σημαίνει ότι για να μειώσουμε περαιτέρω τις γωνίες μεταπτερυγίου (ισοδυνάμως: να αυξήσουμε την αεροδυναμική επίδραση) θα



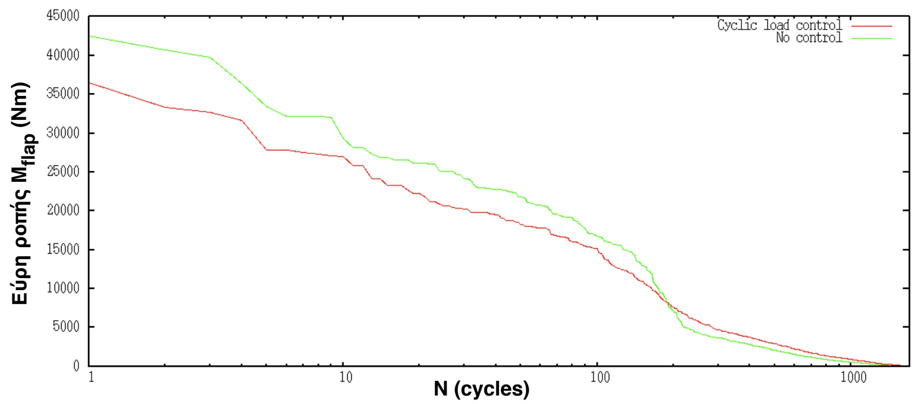
Σχήμα 5.57: Ροπή πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο για ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec.

πρέπει να δοκιμάσουμε πλατύτερο μεταπτερύγιο (αύξηση F_c). Τα αποτελέσματα αυτής της μετατροπής παρουσιάζονται στην επόμενη υποενότητα.

Συνεχίζοντας την μελέτη για τα μεταπτερύγια μήκους 15 μέτρων, στο σχήμα 5.57 φαίνεται η μείωση της ροπής πτερύγισης στην ρίζα ενός πτερυγίου για U=18m/sec.

Είναι σαφές ότι έχουμε μείωση φορτίου στις περισσότερες χρονικές περιοχές, ενώ η επίδραση του ελέγχου φαίνεται ξεκάθαρα στην αρχική, μη τυρβώδη περιοχή. Η ισοδύναμη μείωση της ροπής πτερύγισης που αντιστοιχεί στο πτερύγιο του παραπάνω σχήματος ανέρχεται σε 8.35%. Επίσης, η μέση τιμή των ποσοστιαίων μειώσεων όλων των πτερυγίων είναι 11.03%.

Βλέπουμε λοιπόν ότι ακόμη και ανεπαρκές στο να προσφερει την απαιτούμενη αεροδυναμική επίδραση στο σύστημα (πράγμα που προκύπτει λόγω των συνεχώς ζητούμενων $\pm 10^o$ γωνίων), το μεταπτερύγιο μειώνει τα φορτία αρκετά. Για U=8m/sec το ίδιο πτερύγιο χαρακτηριζόταν από μέση τιμή ποσοστιαίων μειώσεων ίση με 14.19%. Επιπλέον τα κέρδη που χρησιμοποιήσαμε σε αυτήν την προσομοίωση είναι $K_I^{yaw} = K_I^{tilt} = 5 \cdot 10^{-6} rad/(Nmsec)$ ενώ για U=8m/sec ήταν $K_I^{yaw} = K_I^{tilt} = 7 \cdot 10^{-6} rad/(Nmsec)$. Οι τιμές των κερδών είναι πολύ κοντά ενώ και η κάθε προσομοίωση θα απέδιδε εάν είχε τα κέρδη της άλλης. Για U=8m/sec και $K_I^{yaw} = K_I^{tilt} = 5 \cdot 10^{-6} rad/(Nmsec)$ η βασική διαφορά θα ήταν πως η μέση τιμή των K_I^{yaw}, K_I^{tilt} θα μηδενιζόταν λίγο αργότερα ενώ η αλλαγή στην μείωση της ισοδύναμης φόρτισης θα ήταν αμελητέα. Για U=18m/sec και $K_I^{yaw} = K_I^{tilt} = 7 \cdot 10^{-6} rad/(Nmsec)$ δεν θα άλλαζε τίποτα καθώς το σύστημα πάλυ θα απαιτούσε διαρκώς από το μεταπτερύγιο να βρίσκεται στις $\pm 10^o$.



Σχήμα 5.58: Κύκλοι φόρτισης ροπής πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο για ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec.

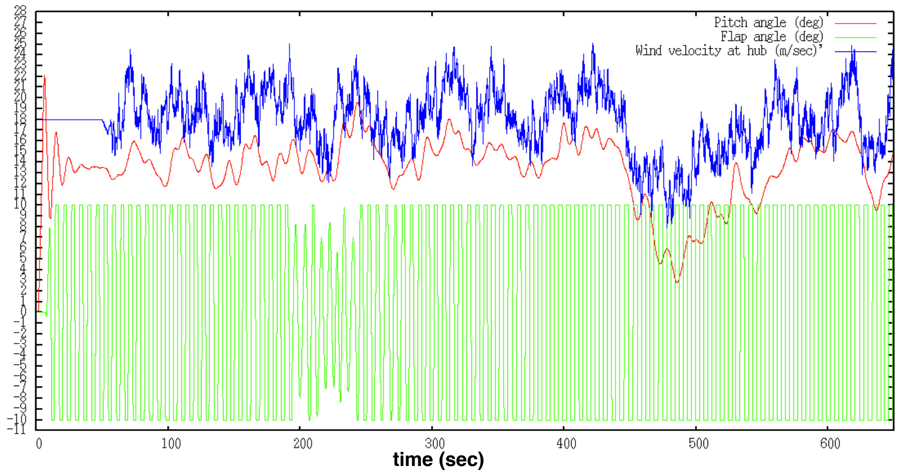
Συνεπώς, βλέπουμε ότι υπάρχει μια ικανοποιητική ευρωστία στο σύστημα, δηλαδή μπορεί να χρησιμοποιηθεί το μεταπτερύγιο $F_L = 33\%R$ σε ένα μεγάλο εύρος ταχυτήτων ροής ($U = 8m/sec \longrightarrow 18m/sec$) με σταθερά κέρδη (είτε $5 \cdot 10^{-6}$ είτε $7 \cdot 10^{-6}$). Αυτό είναι πολύ σημαντικό πλεονέκτημα αυτής της μορφής ελέγχου έναντι του εξατομικευμένου.

Όσον αφορά τους κύκλους φόρτισης της ροπής πτερύγισης στην ρίζα του πτερυγίου που παρατηρήθηκε η μέγιστη μείωση (15.37%), δίνεται το σχήμα 5.65.

Στο σχήμα αυτό βλέπουμε ότι μόνο στα πολύ χαμηλά εύρη φόρτισης ο κυκλικός έλεγχος είναι επιζήμιος, ενώ στα μεσαία και υψηλά εύρη τα οποία κατά βάση διαμορφώνουν την τιμή του ισοδύναμου φορτίου προκαλεί μεγάλη μείωση.

Είναι ενδιαφέρον να φανεί ο έλεγχος της γωνίας μεταπτερυγίου ταυτόχρονα με τον έλεγχο της γωνίας βήματος του πτερυγίου και την ταχύτητα της ροής. Βέβαια , λόγω του γεγονότος ότι απαιτούμε την μέγιστη αεορδυναμική από το μετατερύγιο δεν είναι εμφανές αν υπάρχει επιρροή του ενός ελέγχου στον άλλον. Πάντως στο σχήμα 5.59 φαίνεται ότι η γωνία βήματος κυμαίνεται γύρω από μια περιοχή κοντά στις 14^o ανάλογα με την ταχύτητα της ροής και ότι οι δύο έλεγχοι συμβαίνουν ταυτόχρονα δίχως να επιδρά ο ένας στον άλλον (η γωνία βήματος ρυθμίζεται βάσει της ταχύτητας της ροής ανεξαρτήτως της γωνίας μεταπτερυγίου).

Τέλος στο σχήμα 5.60 φαίνεται η ταχύτητα του δεύτερου μεταπτερυγίου ($R = 66 \div 81m$) στην παρούσα προσομοίωση και για συγκριτικούς σκοπούς η

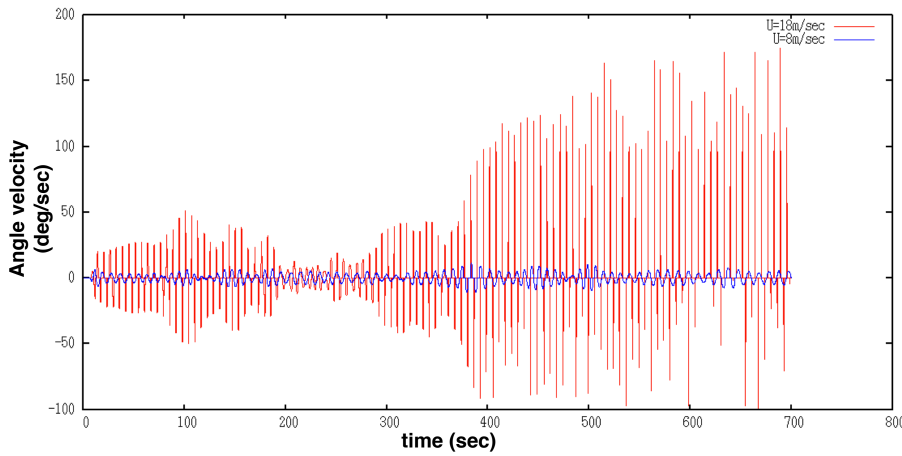


Σχήμα 5.59: Γωνία βήματος, γωνία μεταπτερυγίου και ταχύτητα της ροής συναρτήσε του χρόνο.

ταχύτητα του ίδιου μεταπτερυγίου κατά τον κυκλικό έλεγχο με ταχύτητα ροής ίσης με U=8m/sec.

Στο σχήμα αυτό φαίνεται η κύρια αδυναμία του ελέγχου. Καθώς η ταχύτητα ροής αυξάνεται, προκειμένου να μειώσουμε τις αυξημένες πλέον ροπές M_{yaw} και M_{tilt} που μεταβάλλονται ταχύτατα, πρέπει να κινείται το μεταπτερύγιο πολύ γρήγορα στις ακραίες τιμές του. Έτσι, προκύπτουν πολύ μεγάλες ταχύτητες οι οποίες είναι πολύ δύσκολα επιτεύξιμες από κάποιον επενεργητή. Μάλιστα, όσο πιο έντονες είναι οι μεταβολές της ταχύτητας της ροής όπως συμβαίνει προς το τέλος της προσομοίωσης (σχήμα 5.59) τόσο πιο γρήγορα πρέπει να μετακινείται το μεταπτερύγιο για να επιτύχει την μείωσή τους (σχήμα 5.60).

Πρέπει να σημειωθεί ότι μείωση των κερδών ελέγχου δεν συνεπάγεται μείωση της ταχύτητας. Ενώ η ταχύτητα θα ελαττωθεί στην αρχή, λόγω των μειωμένων κερδών θα προκύψουν και μειωμένες τιμές γωνιών μεταπτερυγίου. Έτσι η ροπές M_{yaw} και M_{tilt} θα μειωθούν αλλά λιγότερο από ότι απαιτείται. Συνεπώς, καθώς περνάει ο χρόνος η μειωμένη εξασθένιση των δύο ροπών θα έχει σαν αποτέλεσμα ο ελεγκτής να απαιτεί όλο και μεγαλύτερες γωνίες θ_{yaw} και θ_{tilt} οπότε θα καταλήξουμε τελικά ξανά στα όρια $\pm 10^o$ και η ταχύτητα θα φτάσει πάλι στα υψηλά επίπεδα του σχήματος (σχήμα 5.60). Με το να μειώσουμε λοιπόν τα κέδρη μπορούμε να μειώσουμε την ταχύτητα κίνησης του μεταπτερυγίου μόνο στην αρχή της προσομοίωσης, πριν οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} αποκτήσουν μεγάλες τιμές.



Σχήμα 5.60: Απαιτούμενη ταχύτητα μεταπτερυγίου για U=8m/sec και U=18m/sec.

Αντιθέτως, προκειμένουν να μειωθεί αποτελεσματικά καθόλη την διάρκεια της προσομοίωσης η ταχύτητα των μεταπτερυγίων, πρέπει μεταβολή της γωνίας να γίνεται πιο αργά, δηλαδή να μην απαιτείται ακαριαία αλλάγη της γωνίας $= \pm 10^o \longrightarrow \mp 10^o$. Προκειμένου να συμβεί αυτό, θα πρέπει η αεροδυναμική μεταβολή που παρέχουν τα μεταπτερύγια να είναι έντονη με αποτέλεσμα να μην απαιτείται από τον ελεγκτή τόσο γρήγορη μεταβολή της γωνίας τους. Με άλλα λόγια, ένα μεταπτερύγιο που επηρεάζει έντονα το σύστημα, θα μειώνει τις ροπές M_{yaw} και M_{tilt} ακόμη και με μικρή κίνησή του και άρα δεν θα χρειάζεται να μεταβληθεί πολύ γρήγορα και απότομα η γωνία του. Συνεπώς, η λύση για την μείωση της ταχύτητας της γωνίας του μεταπτερυγίου βρίσκεται στην επιλογή πιο αποδοτικής (αεροδυναμικά) γεωμετρίας μεταπτερυγίου.

Πράγματι, όπως θα φανεί στην συνέχεια, το (πιο αποδοτικό) μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ που έχει μεγαλύτερη επίδραση στους αεροδυναμικούς συντελεστές, απαιτεί αρκετά μικρότερες και ευκολότερα διαχειρίσιμες ταχύτητες για την κίνησή του.

5.4.2 Μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c,\ F_L = 22\%R$

Τις επιδράσεις της διαφορετικής γεωμετρίας μεταπτερυγίου στο αποτέλεσμα τις έχουμε αναφέρει ήδη στην ενότητα 5.3.2.

Στο σχήμα 5.61 φαίνονται οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} που υπολογίζονται στον κυκλικό έλεγχο. Για συγκριτικούς σκοπούς βλέπουμε τα μεγέθη αυτά όπως προέκυψαν και στην προηγούμενη ενότητα όπου οι συνθήκες ροής είναι ίδιες ενώ αλλάζει η γεωμετρία του μεταπτερυγίου.

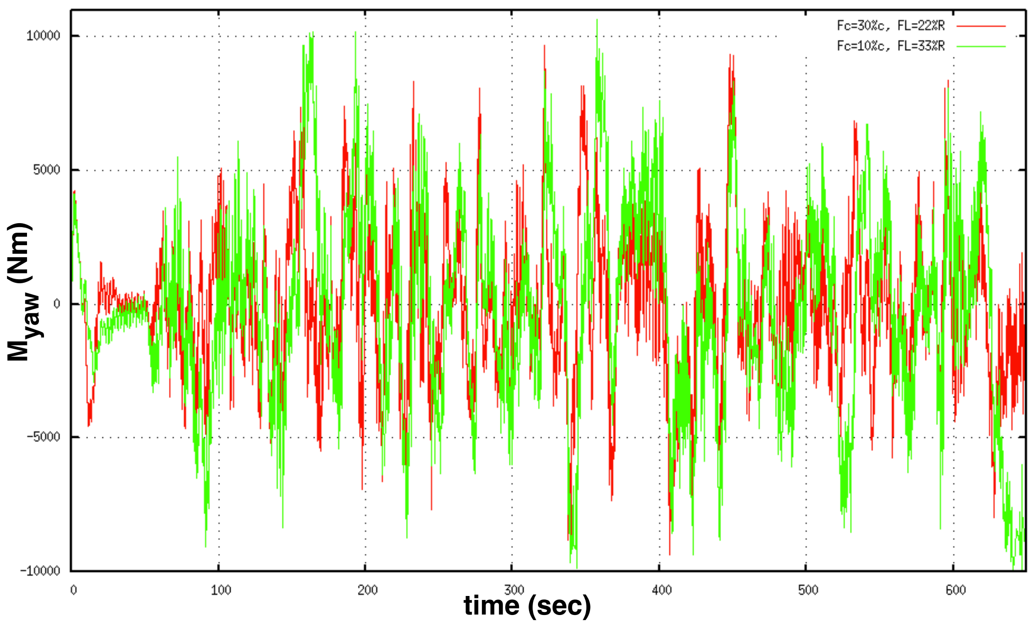
Βλέπουμε λοιπόν ότι τόσο η ροπή M_{yaw} όσο και η M_{tilt} χαρακτηρίζονται πλέον από μικρότερα εύρη από ότι προηγουμένως. Ειδικά, προκειμένου να φανεί η καλύτερη συμπεριφορά του συστήματος τώρα από πριν αρκεί να εστιάσουμε στην μη τυρβώδη περιοχή του σχήματος 5.61. Εκεί βλέπουμε ότι η κάθε συνιστώσα ροπής αποκτάει μηδενική μέση τιμή εν αντιθέσει με την περίπτωση μεγαλύτερου σε μήκος μεταπτερυγίου. Όπως γνωρίζουμε ο μηδενισμός της μέσης τιμής των M_{yaw} και M_{flap} είναι ο στόχος στον κυκλικό έλεγχο και το γεγονός ότι τώρα αυτό επιτυγχάνεται και μάλιστα αρκετά νωρίς υποδεικνύει ότι το μεταπτερύγιο αυτό είναι πιο αποδοτικό από ότι το προηγούμενο.

Συνεχίζοντας την σύγκριση μεταξύ των δύο μεταπτερυγίων παρουσιάζεται το σχήμα 5.62. Σε αυτό βλέπουμε τις απαιτούμενες γωνίες στο μεταπτερύγιο ενός πτερυγίου τόσο για την περίπτωση που εξετάζουμε τώρα όσο και για το μεταπτερύγιο της προηγούμενης ενότητας.

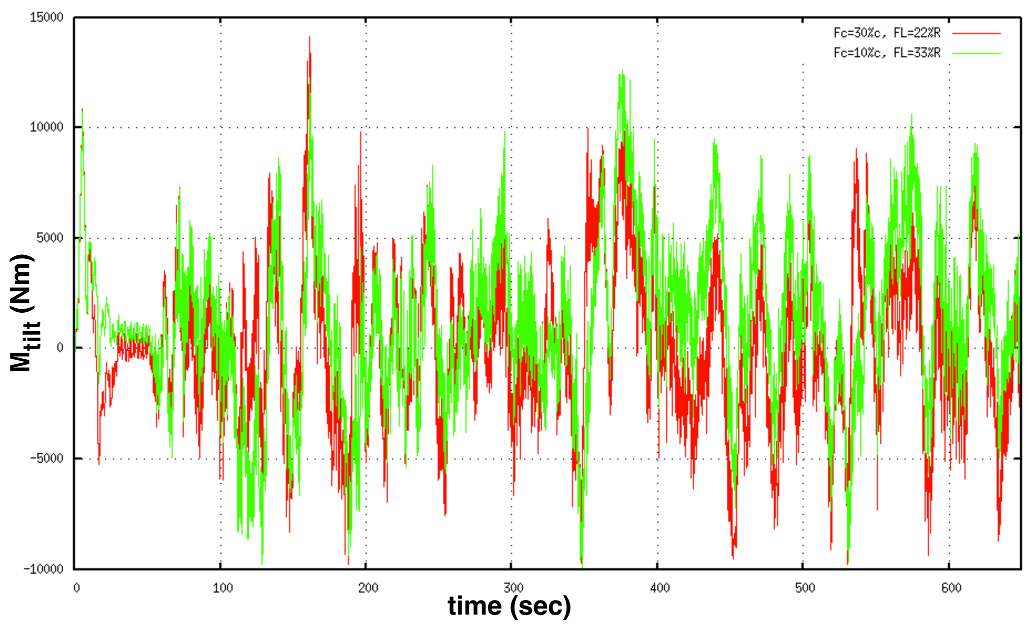
Από το σχήμα είναι σαφής η βελτίωση ως προς τις απαιτήσεις της γωνίας μεταπτερυγίου σχεδόν σε όλες τις χρονικές στιγμές. Σύμφωνα με τα όσα έχουμε ήδη αναφέρει στα σημεία που $\beta_{flap} = \pm 10^o$ το μεταπτερύγιο απλά δεν είναι σε θέση να προσφέρει την απαιτούμενη αεροδυναμική μεταβολή που θα ήθελε ιδανικά το σύστημα. Για παράδειγμα, στην περιοχή $t = 500sec \pm \delta t$ όπου από το σχήμα 5.59 (σελίδα 168) βλέπουμε ότι εμφανίζεται μια έντονη ριπή ανέμου αναπτύσσεται μεγάλη ροπή M_{tilt} (σχήμα 5.61) και το μεταπτερύγιο κινείται στις μέγιστες θέσεις προκειμένου να επιφέρει όσο μεγαλύτερη αεροδυναμική επίδραση μπορεί. Πάντως, είναι σαφές ότι ως προς τις απαιτούμενες γωνίες το μεταπτερύγιο είναι τώρα πιο αποδοτικό.

Στο επόμενο σχήμα (5.63) παρουσιάζονται οι απαιτούμενη ταχύτητα της γωνίας του μεταπτερύγιο και για συγκριτικούς σκοπούς η αντίστοιχη χρονοσειρά για το μεταπτερύγιο της προγούμενης ενότητας.

Στο σχήμα αυτό βλέπουμε το μεγάλο πλεονέκτημα του μεταπτερυγίου αυτού έναντι του μεταπτερυγίου της προηγούμενης ενότητας. Ενώ πριν υπήρχαν περιοχές όπου οι απαιτούμενες ταχύτητες ξεπερνούσαν τις $150^o/sec$, τώρα η μέγιστη ταχύτητα που εμφνίζεται είναι μόλις $60^o/sec$ δηλαδή λιγότερη από το μισό. Και αυτό όπως έχει ήδη αναφερθεί παραπάνω εξηγείται άμεσα λόγω της πιο μεγάλης αεροδυναμικής επίδρασης του μεταπτερυγίου αυτού. Το μεταπτερύγιο αυτό επιφέρει επαρκή μεταβολή των αεροδυναμικών συντελεστών ακόμη και με μικρή κίνησή του επειδή $F_c = 30\%c$. Επομένως, προκειμένου να λειτουργήσει ο έλεγχος δεν χρειάζεται να αμφιταλαντεύεται μεταξύ των τιμών $\pm 10^o$ όπως στην προηγούμενη ενότητα αφού και μικρότερη τιμή γωνίας έχει αρκετή

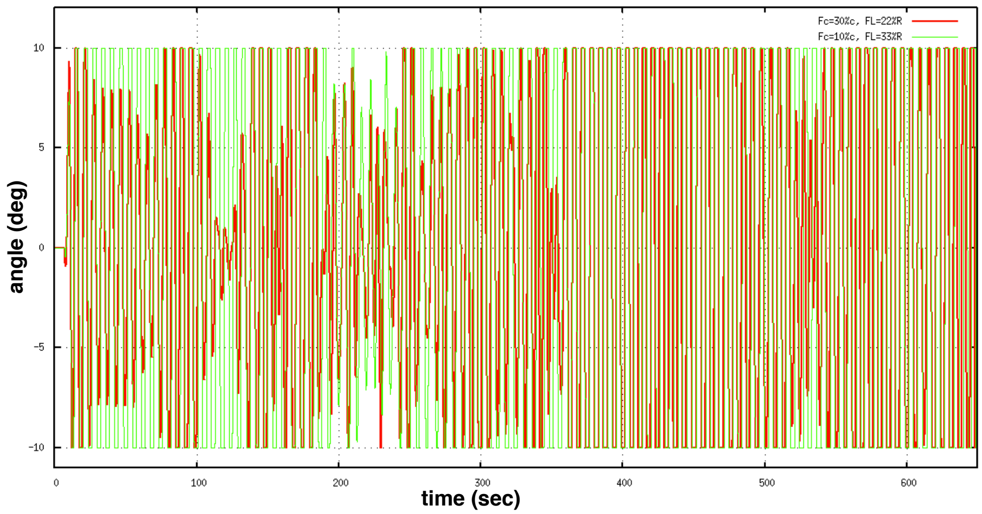


(α′) Ροπή M_{yaw}.

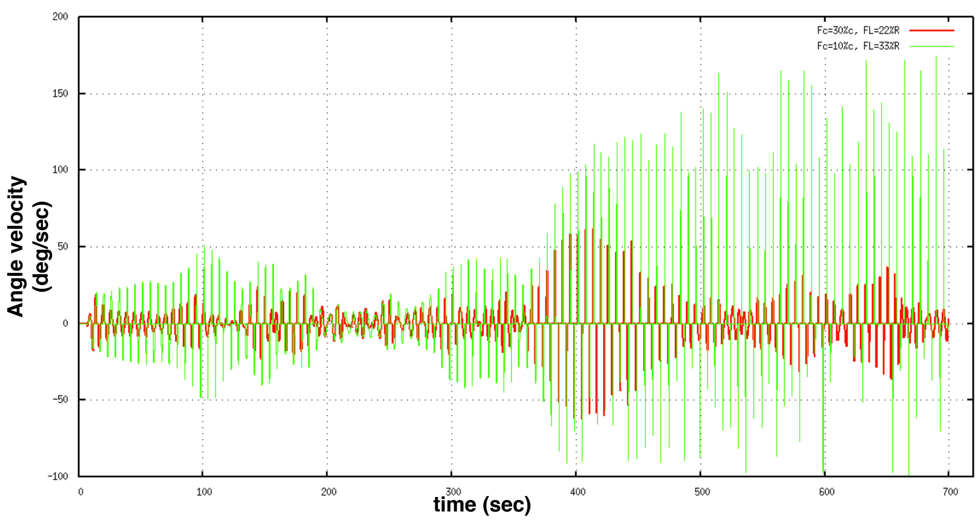


(β′) Ροπή M_{tilt}.

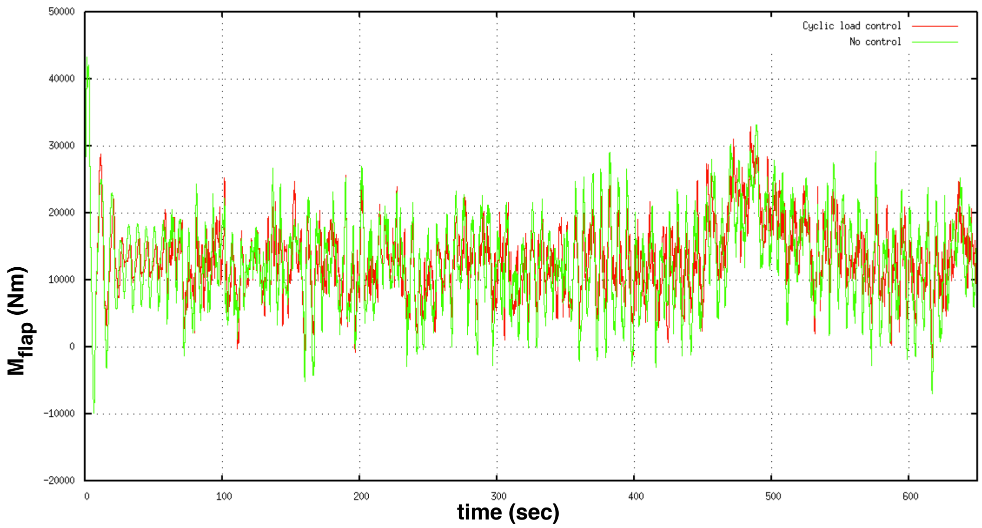
Σχήμα 5.61: Σύγκριση συνιστωσών ροπής M_{yaw} και M_{tilt} για δύο διαφορετικές γεωμτερίες μεταπτερυγίων.



Σχήμα 5.62: Γωνία μεταπτερυγίου με έλεγχο υπό ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec και δύο είδη μεταπτερυγίων.



Σχήμα 5.63: Απαιτούμενη ταχύτητα μεταπτερυγίου για U=18m/sec και δύο είδη μεταπτερυγίων.



Σχήμα 5.64: Ροπή πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο για ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec.

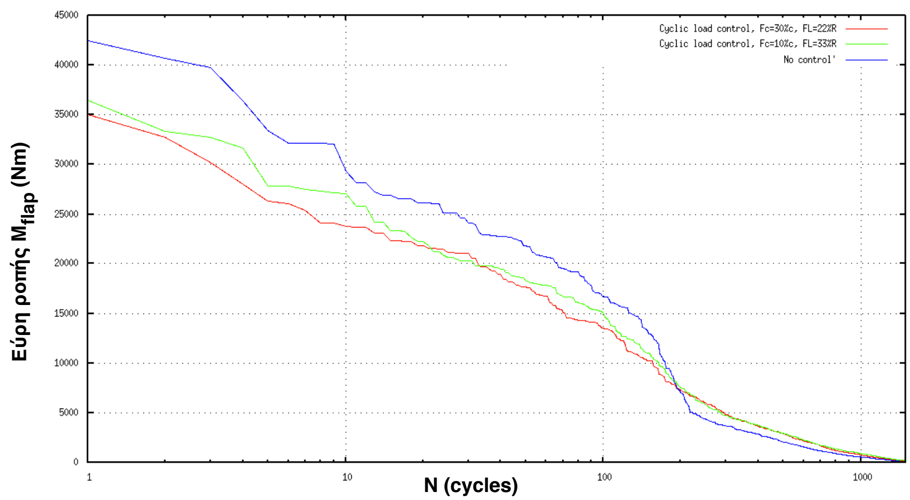
επίδραση στο σύστημα. Έτσι η μεταβολή των γωνιών είναι πολύ ομαλότερη, που αποτυπώνεται στο σχήμα 5.63 σαν ελάττωση της ταχύτητας κίνησης του μεταπτερυγίου.

Έχοντας ολοκληρώσει την σύγκριση των δύο μεταπτερυγίων από άποψη απαιτήσεων μέσω του ελεκτή, παρουσιάζεται το αποτέλεσμα του μεταπτερυγίου στην ροπή πτερύγισης στην ρίζα ενός πτερυγίου (σχήμα 5.64).

Είναι καταφανές ότι η επίδραση του κυκλικού ελέγχου είναι πολύ ευεργετική στον σύστημα. Συγκριτικά με το σχήμα 5.57 η μείωση της ροπής πτερύγισης είναι εμφανώς μεγαλύτερη. Εκφρασμένη σε μείωση ισοδύναμου φορτίου ανέρχεται σε 10.68% ενώ η μέση τιμή των ισοδύναμων μειώσεων είναι 15.14%. Τα νούμερα αυτά πρέπει να ληφθούν υπόψιν μαζί με το όφελος του μεταπτερυγίου αυτού όσον αφορά τις απαιτήσεις στον επενεργητή (ταχύτητα και γωνίες μεταπτερυγίου) οπότε φαίνεται ότι το υπό εξέταση μεταπτερύγιο είναι σαφώς αποδοτικότερο από εκείνο της προηγούμενης ενότητας.

Όσον αφορά τους κύκλους φόρτισης της ροπής πτερύγισης στην ρίζα του πτερυγίου που παρατηρήθηκε η μέγιστη μείωση (19.37%), δίνεται το σχήμα 5.65.

Το σχήμα αυτό δικαιολογεί πλήρως τα αποτελέσματά μας μέχρι στιγμής. Βλέπουμε ότι και τα δύο μεταπτερύγια δίνουν πολύ λιγότερους κύκλους φόρτισης σε όλα τα εύρη ροπών πλην των πολύ χαμηλών. Επίσης, το μεταπτερύγιο



Σχήμα 5.65: Κύκλοι φόρτισης ροπής πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο για ταχύτητα τυρβώδους ροής U=18m/sec.

που εξετάζουμε τώρα είναι πολύ αποδοτικότερο σε όλα τα εύρη σε σχέση με το προηγούμενο μεταπτερύγιο εκτός από την προαναφερθείσα περιοχή όπου τα δύο μεταπτερύγια είναι πρακτικά ισοδύναμα.

Η προσομοίωση αυτή ενισχύει συν τοις άλλοις και την διαπίστωση περί ευρωστίας του κυκλικού ελέγχου όσον αφορά την σχέσχη κερδών K_I^{yaw}, K_I^{tilt} και ταχύτητας ροής. Στον έλεγχο της ενότητας αυτής ήταν $K_I^{yaw} = K_I^{tilt} = 10^{-5} rad/(Nmsec)$ που είναι οι ίδιες τιμές που είχαμε χρησιμοποιήσει για U=8m/sec . Αυτό, εάν επαληθευθεί και για περισσότερες ταχύτητες ροής και συνθήκες τύρβης, αποτελεί ένα πολύ σημαντικό πλεονέκτημα του κυκλικού ελέγχου.

5.4.3 Σύνοψη αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Στο σημείο αυτό συνοψίζονται τα βασικά συμπεράσματα στα οποία καταλήγουμε μέσω της παραπάνω προσομοίωησης. Τα συμπεράσματα αυτά αφορούν τον κυκλικό έλεγχο και την επίδραση που εμφανίζει στο σύστημα ελέγχου η ταχύτητα της ροής, καθώς και την σύγκριση των δυνατοτήτων των δύο μεταπτερυγίων μεταξύ τους.

- Καταρχάς η αύξηση της μέσης τιμής της ταχύτητας του ανέμου αυξάνει τις απαιτήσεις κίνησης ενός μεταπτερυγίου. Συγκεκριμένα, προκειμένου να λειτουργήσει το σύστημα ελέγχου είναι απαραίτητο να αυξηθεί η αεροδυναμική επίδραση του μεταπτερυγίου που συνεπάγεται αύξηση των γωνιών του. Επιπροσθέτως, όσο πιο λίγο δύναται να επηρεάσει την αεροδυναμική ένα μεταπτερύγιο (λ.χ. εξαιτίας μικρού μήκους ή/και πλάτους) τόσο πιο γρήγορα απαιτείται η κίνησή του σε ακραίες τιμές γωνιών ($\pm 10^o$) οπότε αυξάνεται επιπλέον και η απαίτηση παροχής μεγάλων ταχυτήτων από τον επενεργητή.

- Αυξάνοντας την ταχύτητα ροής οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} αυξάνουν επίσης. Επομένως, εαν η ταχύτητα ξεπεράσει την τιμή στην οποία το μεταπτερύγιο μπορεί να μηδενίσει τις M_{yaw} και M_{tilt} τότε η μείωση που λαμβάνουμε στην ροπή πτερύγισης αποκλίνει από την μέγιστη δυνατή (αφού για να λάβουμε την μέγιστη δυνατή μείωση πρέπει να μηδενίσουμε τις M_{yaw} και M_{tilt}). Τελικά λοιπόν, από μια ταχύτητα της ροής και έπειτα η απόδοση του συστήματος ελέγχου αρχίζει και μειώνεται. Αυτό το συμπέρασμα επαληθεύεται από τα αποτελέσματα του μεταπτερυγίου $F_c = 10\%c$, $F_L = 33\%R$ όπου έχουμε μέση ισοδύναμη μείωση 14.19% για U=8m/sec και 11.03% για U=18m/sec ενώ στην δεύτερη περίπτωση το μεταπτερύγιο λειτουργεί στα όριά του. Αντίθετα, για μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ για το οποίο η ταχύτητα U=18m/sec δεν απαιτεί την λειτουργία του στα όριά του, βλέπουμε ότι η μέση τιμή των ισοδύναμων μειώσεων είναι 15.2% για U=8m/sec και 15.14% για U=18m/sec, δηλαδή περίπου σταθερή.

- Είναι σαφές ότι το πλάτος του μεταπτερυγίου είναι πιο σημαντικό στα αποτελέσματα από ότι το μήκος του. Αυτό δεν ήταν δυνατό να το καταλάβουμε στα U=8m/sec όπου οι ροπές M_{yaw} και M_{tilt} (οι οποίες όπως έχουμε αναφέρει επηρεάζονται από την ταχύτητα ανέμου) προέκυπταν αρκετά μικές ώστε να μπορούν και τα δύο μεταπτερύγια να τις μηδενίσουν και να μειώσουν σχεδόν το ίδιο (1% διαφορά) την ροπή πτερύγισης. Στην περίπτωση που εξετάσαμε τώρα όμως φάνηκε ότι κερδίζοντας σε πλάτος και χάνοντας σε μήκος έχουμε ένα πολύ πιο αποδοτικό μεταπτερύγιο. Αυτό είναι λογικό καθώς ξέρουμε ότι τα μέγιστα φορτία σε μια α/γ εμφανίζονται περίπου στο 75% της ακτίνας δηλαδή στα 66 μέτρα. Την περιοχή γύρω από τα 66 μέτρα την καλύπτουμε και με το μικρού μήκους μεταπτερύγιο ενώ χάνουμε την περιοχή $50 \div 60m$ που όμως τα φορτία δεν είναι σημαντικά και ο μοχλοβραχίωνας της ροπής πτερύγισης μικρός. Επομένως χάνουμε λίγο από άποψη αεροδυναμικής επίδρασης λόγω μήκους ενώ κερδίζουμε πολύ λόγω πλάτους (όπως φαίνεται και από τα σχήματα των αεροδυναμικών συντελεστών του κεφαλαίου 3).

- Τα κέρδη K_I^{yaw}, K_I^{tilt} του κυκλικού ελέγχου φαίνεται να χαρακτηρίζονται από ευρωστία όσον αφορά την εξάρτησή τους από την ταχύτητα της ροής. Αυτό βέβαια θα πρέπει να εξεταστεί και με περισσότερες προσομοιώσεις και διάφορες υλοποιήσεις τύρβης. Επίσης, το γεγονός ότι το σύστημα λειτουργεί ικανοποιητικά με τα ίδια κέρδη σε συνθήκες ροής αρκετά διαφορετικές μεταξύ τους δεν συνεπάγεται ότι λειτουργεί και βέλτιστα. Πράγματι, η τιμές $K_I^{yaw}(opt)$, $K_I^{tilt}(opt)$ μπορεί να διαφέρουν για διάφορες ταχύτητες ροής παρόλο που το σύστημα μπορεί να δουλεύει ικανοποιητικά στις ταχύτητες αυτές για κάποιες δεδομένες σταθερές τιμές K_I^{yaw} και K_I^{tilt}.

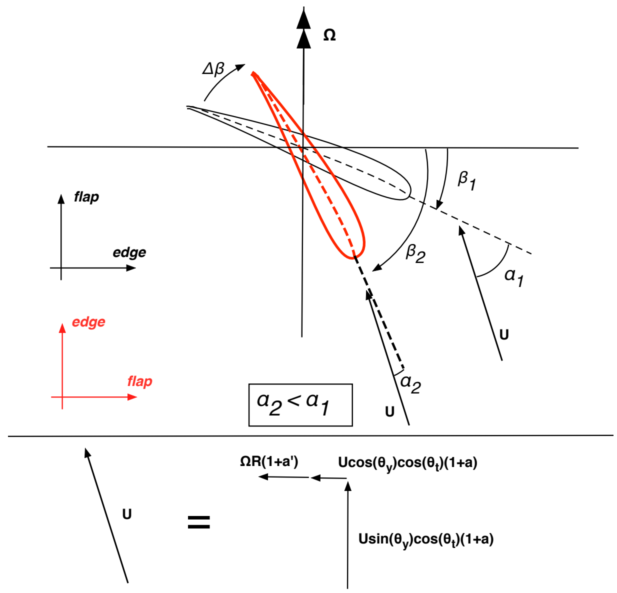
5.5 Αποτελέσματα προσομοιώσεων α/γ υπό κατάσταση Standstill

Όταν οι συνθήκες του ανέμου είναι πολύ έντονες τότε το σύστημα ελέγχου της γωνίας βήματος των πτερυγίων μιας α/γ δίνει εντολή η γωνία αυτή να λάβει μια μεγάλη τιμή, συνήθως $\approx 87^o$ προκειμένου να περιορίσει την ανάπτυξη πολύ μεγάλων φορτίων στα πτερύγια. Έτσι, μειώνεται η γωνία πρόσπτωσης και άρα και οι τιμές άνωσης και αντίστασης οπου δημιουργούν την ώση. Επίσης οι κατευθύνσεις πτερύγισης και περιστροφής αντιστρέφονται, όπως φαίνεται στο σχήμα 5.66.

Όπως φαίνεται στο σχήμα αυτό (θ_y η γωνία yaw και θ_t η γωνία tilt του ανέμου), αυξάνοντας την γωνία βήματος, β, μειώνεται η γωνία πρόσπτωσης, α. Η μείωση της γωνίας πρόσπτωσης μεταφράζεται σε μείωση του $C_L(\alpha)$ και άρα μείωση των ασκούμενων φορτίων στην α/γ. Λόγω της μεγάλης γωνίας β η περιστροφή είναι πολύ αργή ($\approx 1rmp$) και η μηχανή δεν παράγει έργο.

Σκοπός των μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας είναι να μετατοπίσουν την καμπύλη $C_L - \alpha$ ώστε να μειώσουν περαιτέρω τα φορτία. Στην περίπτωση αυτή μας ενδιαφέρει να ελαττώσουμε τα φορτία και στις δύο κατευθύνσεις καθώς η α/γ δεν παράγει έργο. Ιδιαίτερα ενδιαφέρει η μείωση ταλαντώσεων στην (νέα) κατεύθυνση περιστροφής (edge). Οι προσομοιώσεις που ακολουθούν αφορούν μια περίπτωση συνθηκών ανέμου που χαρακτηρίζεται από:

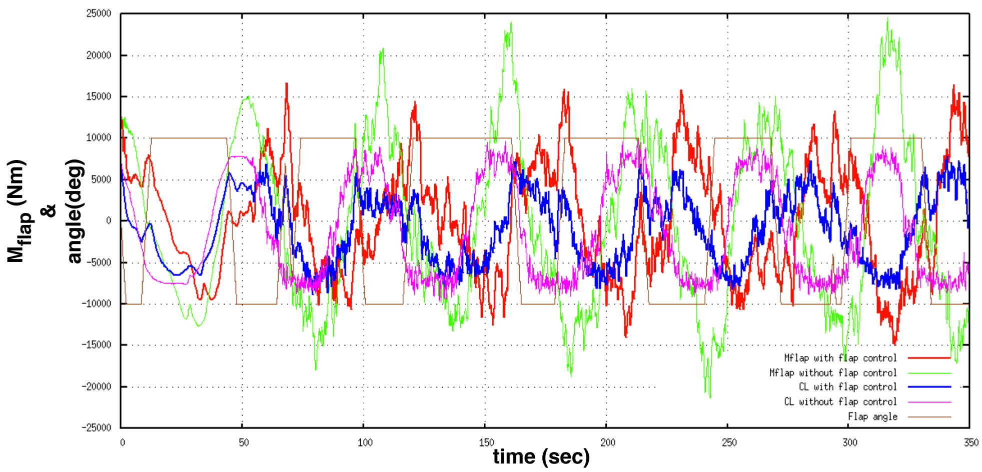
- Μέση ταχύτητα ανέμου U=42.5m/sec.



Σχήμα 5.66: Διεύθυνση αεροτομής σε περίπτωση Standstill.

- Μοντέλο τύρβης.
- Γωνία ανέμου yaw 15^o.
- Γωνία ανέμου tilt 8^o.
- Εκθέτη οριακού στρώματος 0.11.

Η έναρξη της τύρβης γίνεται έπειτα από τα 50 πρώτα δευτερόλεπτα. Οι προσομοιώσεις έγιναν για χρονικό διάστημα 350 δευτερολέπτων και αφορούν μεταπτερύγιο μήκους δέκα μέτρων ($F_L = 10\%$) που έχει τοποθετηθεί σε περιοχή εκατέρωθεν του σημείου εμφάνισης μέγιστων φορτίων (75%R). Το πλάτος του μεταπτερυγίου που βρέθηκε να είναι πιο αποδοτικό είναι ίσο με το 30% της χοδρής της αεροτομής του στοιχείου ($Fc = 30\%c$). Για συγκριτικούς σκοπούς παρουσιάζονται παρακάτω και μερικές περιπτώσεις όπου $F_c = 10\%c$ αν και από τα αποτελέσματα αυτών των μεταπτερυγίων δεν φαίνεται ότι μπορούν να συνεισφέρουν ουσιαστικά στην βελτίωση της φόρτισης της α/γ. Η παρουσίαση των αποτελεσμάτων γίνεται βάσει του σήματος που ελέγχουμε. Αρχικά παρουσιάζεται ο ιδεατός έλεγχος βάσει του συντελεστή άνωσης και στην συνέχεια ο έλεγχος βάσει της τοπικής γωνίας πρόσπτωσης που προκύπτει από σωλήνα Pitot (κεφάλαιο 4).



Σχήμα 5.67: M_{flap} και C_L με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου.

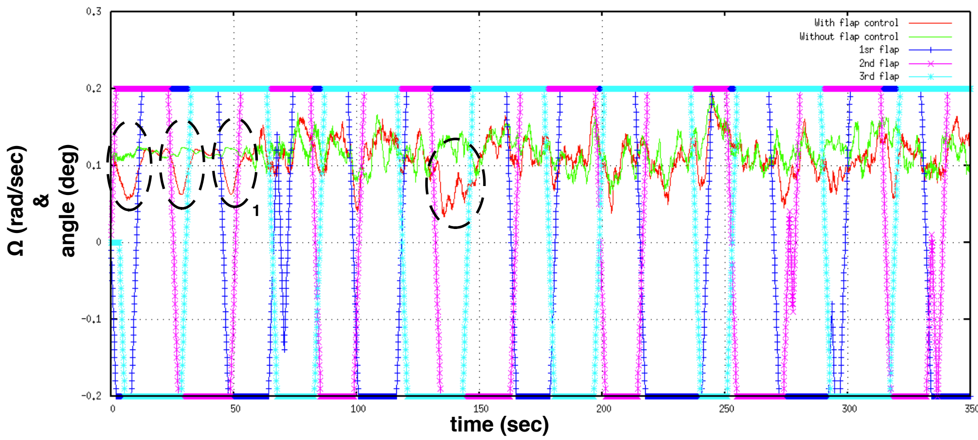
5.5.1 Έλεγχος βάσει του $C_L(\alpha)$

Ο έλεγχος αυτός είναι ιδεατός με την έννοια ότι δεν υπάρχει διαθέσιμος αισθητήρας που να προσδιορίζει τον συντελεστή άνωσης. Εφαρμόσαμε αυτόν τον έλεγχο διότι αποτελεί ένα εύκολα υλοποιήσιμο κρητήριο ελέγχου της απαιτούμενης γωνίας μεταπτερυγίου, επιτρέποντάς μας να διερευνήσουμε αν είναι εφικτή η καταρχάς μείωση των ροπών M_{flap} και M_{edge} μέσω Μ.Μ.Κ.. Επίσης, έδωσε την δυνατότητα εύκολου προσδιορισμού των τιμών C_L^{up} και C_L^{down} (κεφάλαιο 4) που αποδίδουν την μέγιστη μείωση των φορτίων.

Παρακάτω παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για $C_L^{up} = 0.9$ και $C_L^{down} = -0.5$ που είχαν την ευεργετικότερη επίδραση στο σύστημα. Το μεταπτερύγιο έχει διαστάσεις $F_L = 10\%R$ και $F_c = 30\%c$.

Στο σχήμα 5.67 φαίνεται η ροπή πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου σε ένα από τα τρία πτερύγια. Στο ίδιο σχήμα φαίνεται και ο συντελεστής άνωσης με και χωρίς έλεγχο (πολλαπλασιασμένος με 5000 για λόγους ευκρίνειας) ώστε να φανεί η επίδραση του ελέγχου. Επίσης, φαίνεται και η μεταβολή της γωνίας του μεταπτερυγίου (πολλαπλασιασμένη με 1000 για λόγους ευκρίνειας).

Καταρχάς παρατηρούμε ότι στην περίπτωση δίχως έλεγχο ο συντελεστής άνωσης είναι σε φάση με την ροπή πτερύγισης. Αυτό το χαρακτηριστικό φαίνεται να παραμένει και στην περίπτωση με έλεγχο, όπου όμως τα μεγέθη C_L και M_{flap} αποκοτούνε μια μη σταθερή διαφορά φάσης με τα αντίστοιχα μεγέθη στην περίπτωση με έλεγχο. Αυτή η διαφορά φάσης οφείλεται αποκλειστικά

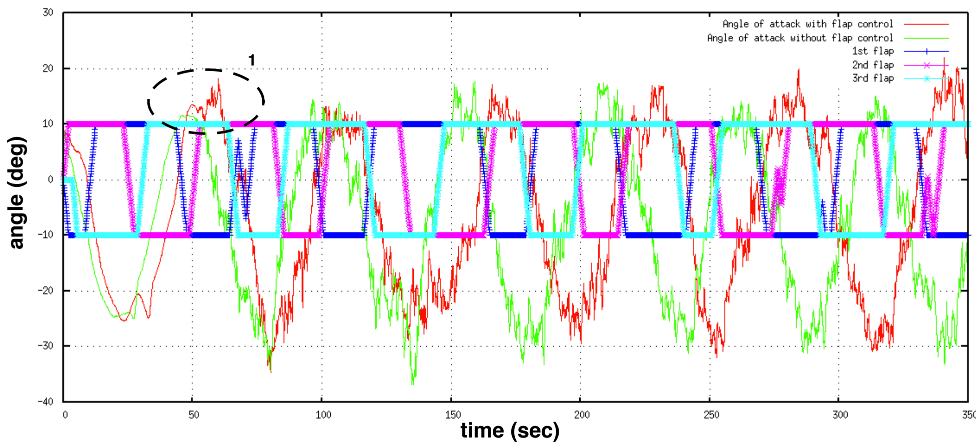


Σχήμα 5.68: Γωνιακή ταχύτητα α/γ με και χωρίς έλεγχο.

στην μεταβολή των στροφών της ανεμογεννήτριας λόγω της επιβράδυνσης και επιτάχυνσης που προκαλεί η κίνηση των μεταπτερυγίων. Πράγματι, στο σχήμα 5.68 φαίνεται η γωνιακή ταχύτητα της α/γ στην περίπτωση με και χωρίς έλεγχο. Μαζί φαίνονται και οι γωνίες των τριών μεταπτερυγίων (διαιρεμένες με 50 για λόγους ευκρίνειας).

Στο σχήμα αυτό βλέπουμε ότι μια μεταβολή στην γωνιακή ταχύτητα είναι αναπόφευκτη και οφείλεται στην τύρβη του ανέμου η οποία αλλάζει την ταχύτητα της ροής με τον χρόνο. Ωστόσο βλέπουμε ότι στα σημεία που τα δύο μεταπτερύγια είναι κοντά στην μια ακραία τιμή τους και το τρίτο στην αντίθετη ακραία τιμή, η μεταβολή στην γωνιακή ταχύτητα είναι πολύ έντονη και οφείλεται αποκλειστικά στα μεταπτερύγια και όχι στην τύρβη. Για παράδειγμα στην περιοχή '1' του σχήματος 5.68 όπου το 1^o και το 2^o μεταπτερύγιο είναι στις -10^o ενώ το 3^o στις $+10^o$ η α/γ επιβραδύνεται αισθητά. Και σύμφωνα με όσα έχουμε αναφέρει ήδη στο κεφάλαιο 4, σε αυτήν την χρονική περιοχή $(50sec+dt)$ θα αυξηθεί η γωνία πρόσπτωσης της ροής. Πράγματι αυτό επαληθεύεται στο σχήμα 5.69 όπου βλέπουμε την γωνία πρόσπτωσης με και χωρίς έλεγχο καθώς και τις τρεις γωνίες μεταπτερυγίων.

Είναι σαφές ότι κοντά στην περιοχή των 50 δευτερολέπτων (περιοχή '1' στα σχήματα 5.69 και 5.68) η γωνία πρόσπτωσης αυξάνεται, ενώ αργεί να εμφανιστεί σε σχέση με την δίχως έλεγχο περίπτωση διότι η α/γ κινείται πιο αργά. Αν δούμε την γραφική παράσταση της γωνίας πρόσπτωσης με τον συντελεστή άνωσης για το στοιχείο που εξετάζουμε (σχήμα 5.70) είναι εμφανές ότι όσο είμαστε σε γωνία μεταπτερυγίου $f=-10^o$ οι γωνίες πρόσπτωσης αυξανουν και μπαίνουμε



Σχήμα 5.69: Γωνία πρόσπτωσης με και χωρίς έλεγχο.

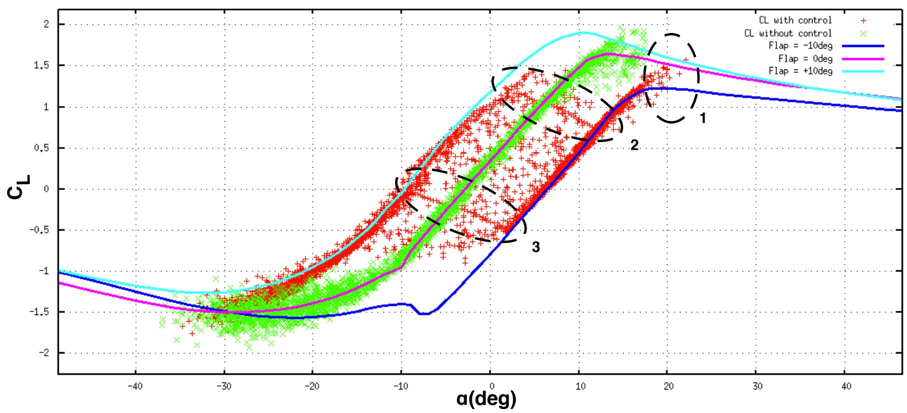
λίγο βαθύτερα στην περιοχή αποκόλλησης.

Αυτό όπως θα φανεί στην συνέχεια διεγείρει ταλαντώσεις στην edge διεύθυνση. Επιπρόσθετα, η αρνητική κλίση $dC_L/d\alpha$ στις περιοχές '2' και '3' του σχήματος 5.70 είναι ένας ακόμη λόγος που διεγείρονται edge ταλαντώσεις. Οι περιοχές αυτές όπως έχει εξηγηθεί ήδη στο κεφάλαιο 4 οφείλονται αποκλειστικά στο είδος της κίνησης που εκτελεί το μεταπτερύγιο κατά την μεταβολή της γωνίας του $\pm 10^o \rightleftharpoons \mp 10^o$ (δηλαδή την χρονοσειρά της κίνησης και την διάρκεια αυτής).

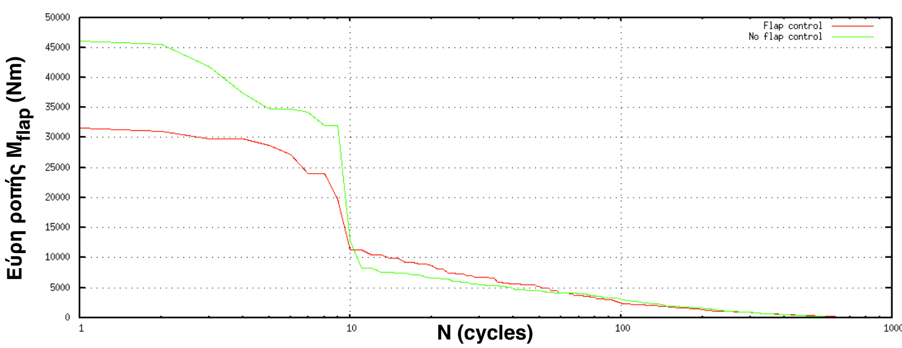
Παντώς, ανεξαρήτως των ταλαντώσεων και της μη βέλτσιστης συμπεριφοράς του συστήματς, μέσω του σχήματος 5.67 είναι καταφανής η μείωση της ροπής στην κατεύθυνση πτερύγισης. Μάλιστα εάν εξετάσουμε τους κύκλους φόρτισης του συγκεκριμένου πτερυγίου (σχήμα 5.71) είναι φανερό ότι τα μεγάλα εύρη φόρτισης εξαφανίζονται εντελώς.

Έτσι, επιτυγχάνουμε μια ομολογουμένως μεγάλη μείωση στην ισοδύναμη ροπή πτερύγισης ίση με 29.41%, ενώ η μέση τιμή της μείωσης των ισοδύναμων ροπών πτερύγισης όλων των πτερυγίων είναι 25.68%. Είναι σαφής λοιπόν η ευεργετικότατη επίδραση του ελέγχου στην συνιστώσα της ροπής πτερύγισης.

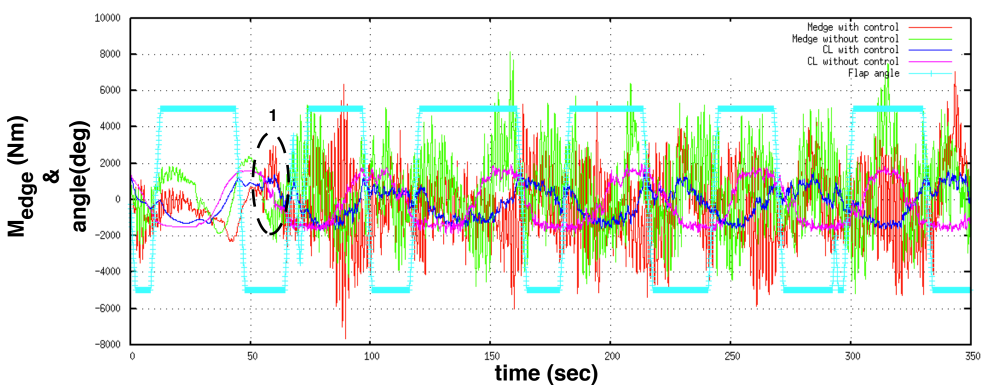
Όσον αφορά την ροπή περιστροφής δίνεται το σχήμα 5.72 για τις περιπτώσεις με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου στο ίδιο πτερύγιο που φαίνεται στο σχήμα 5.67. Στο ίδιο σχήμα φαίνεται και ο συντελεστής άνωσης με και χωρίς έλεγχο (πολλαπλασιασμένος με 1000 για λόγους ευκρίνειας) ώστε να φανεί η επίδραση του ελέγχου καθώς και η μεταβολή της γωνίας του μεταπτερυγίου (πολλαπλασιασμένη με 500 για λόγους ευκρίνειας).



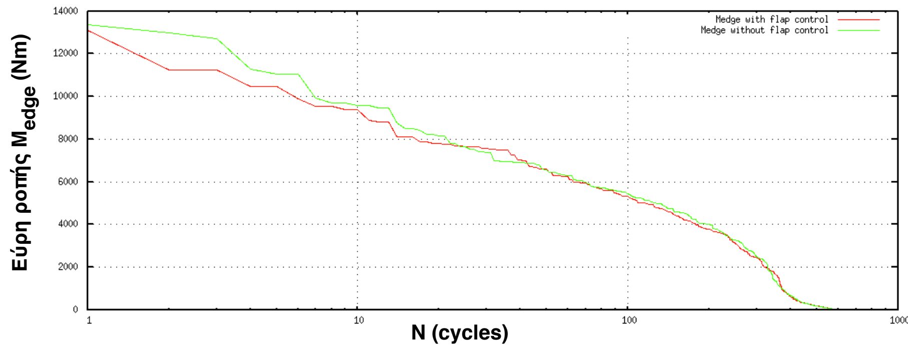
Σχήμα 5.70: Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης με και χωρίς έλεγχο.



Σχήμα 5.71: Κύκλοι φόρτισης ροπής πτερύγισης.



Σχήμα 5.72: M_{edge} και C_L με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου.



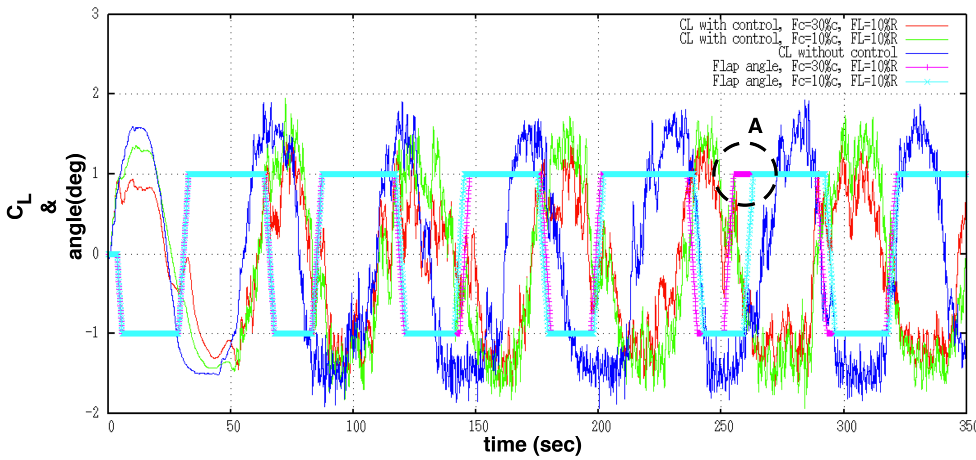
Σχήμα 5.73: Κύκλοι φόρτισης ροπής περιστροφής.

Στο σχήμα αυτό βλέπουμε ότι υπάρχουν πολλές περιοχές (κυρίως όταν το μεταπτερύγιο είναι στις -10^o) όπου τα εύρη των ταλαντώσεων μειώνονται. Επίσης, βλέπουμε την αύξηση του εύρους ταλάντωσης στην περιοχή '1' η οποία αντιστοιχεί με την περιοχή '1' των σχημάτων 5.68, 5.69, 5.70. Στις άλλες περιοχές που ενδεχομένως παρατηρείται αύξηση στις ταλαντώσεις η εξήγηση είναι ίδια με αυτήν που δοθηκε για την περιοχή '1' (μεταβολή των στροφών της μηχανής$\longrightarrow$αύξηση των τιμών των γωνιών πρόσπτωσης, αρνητική κλίση $dC_L/d\alpha \longrightarrow$ διέγερση ταλαντώσεων) και οφείλεται όχι μόνο στην μεταβολή της γωνίας μεταπτερυγίου που ανήκει στο υπό εξέταση πτερύγιο, αλλά και στην επίδραση των κινήσεων των μεταπτερυγίων και των υπολοίπων πτερυγίων.

Το διάγραμμα κύκλων φόρτισης που αντιστοιχεί στη χρονοσειρά 5.72 φαίνεται στο σχήμα 5.73.

Και σε αυτό το σχήμα είναι φανερή η συνολική βελτίωση του συστήματος, η οποία όμως είναι σαφώς ασθενέστερη από ότι για την περίπτωση της ροπής πτερύγισης, καθώς αυτή η συνιστώσα ροπής επηρεάζεται πολύ πιο έντονα από την αρνητική κλίση $dC_L/d\alpha$ του σχήματος 5.70. Πάντως η μείωση ισοδύναμης ροπής περιστροφής για το παραπάνω πτερύγιο ανέρχεται σε 6.07%, ενώ στα άλλα πτερύγια ξεπερνάει το 13%. Η μέση τιμή των ισοδύναμων μειώσεων είναι 11.11%.

Ο έλεγχος αυτός αποδεικνύει ότι τα μεταπτερύγια μπορούν να είναι εξαιρετικά ωφέλιμα για την βελτίωση της εντατικής κατάστασης των πτερυγίων της α/γ σε κατασταση αναμονής (standstill), μειώνοντας την ροπή περιστροφής και πτερύγισης κατά 11% και 25% αντίστοιχα. Επιπρόσθετα, λόγω της αργής περιστροφής της α/γ η κίνηση των πτερυγίων είναι αρκετά αργή ώστε να επιτευχθεί από τους σημερινούς επενεργητές, καθώς η μέγιστη απαιτούμενη ταχύτητα ε-



Σχήμα 5.74: Συντελεστής C_L χωρίς και με έλεγχο για δύο είδη μεταπτερυγίων.

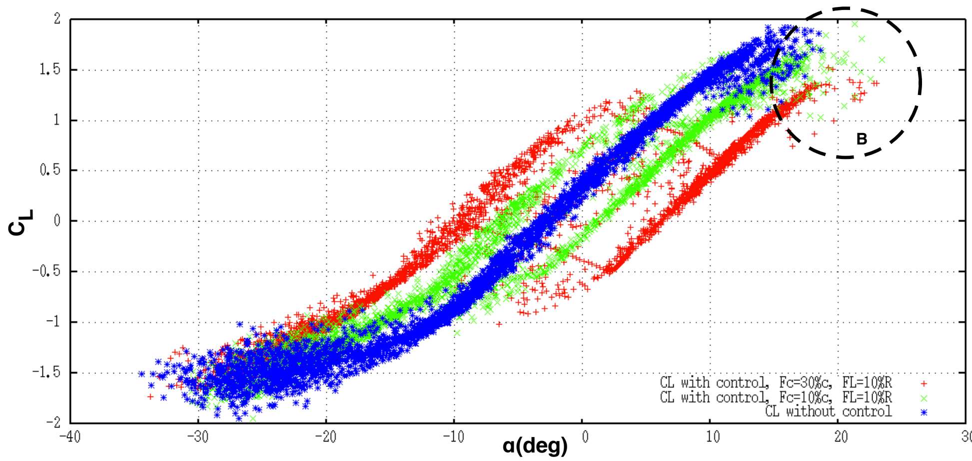
ίναι $5^o/sec$. Επειδή δε είναι ωφέλιμο να μειώσουμε όσο δυνατόν περισσότερο την προκύπτουσα κλίση $dC_L/d\alpha$ του σχήματος 5.70, ενδέχεται πιο αργή κίνηση να βελτιώσει ακόμη περισσότερο την μείωση στην ροπή M_{edge} μειώνοντας παράλληλα τις απαιτήσεις κίνησης του μεταπτερυγίου.

Επίσης είναι σημαντικό να αναφέρουμε την σημασία που έχει η γεωμτερία του μεταπτερυγίου στα αποτελέσματα του ελέγχου. Έτσι, μεταπτερύγιο με μικρότερη αεροδυναμική επίδραση από αυτό που εξετάστηκε παραπάνω προσφέρει αρκετά μικρότερη βελτίωση της εντατικής κατάστασης σε κάθε πτερύγιο. Για παράδειγμα, μεταπτερύγιο μήκους $F_L = 10\%R$ και πλάτους $F_c = 10\%c$ αποδίδει μέση μείωση ισοδύναμης ροπής πτερύγισης και περιστροφής ίση με 9% και 3.5% αντίστοιχα, ενώ διαθέτει ίδια όρια C_L^{up} και C_L^{down}.

Στο σχήμα 5.74 φαίνεται ο συντελεστής C_L συναρτήσει του χρόνου για ένα πτεύγιο, χωρίς έλεγχο και με έλεγχο για δύο διφορετικά μεταπτερύγια ($F_c = 10\%c, F_L = 10\%R$ και $F_c = 30\%c, F_L = 10\%R$). Επίσης φαίνονται οι τιμές των γωνιών μεταπτερυγίου (διαιρεμένες με 10 για λόγους ευκρίνειας).

Από το σχήμα 5.74 βλέπουμε ότι η χρονοσειρά των γωνιών των δύο μεταπτερυγίων είναι σχεδόν ταυτόσιμη, με εξαίρεση την μικρή περιοχή ‘A’ του σχήματος. Ήδη όμως από την περιοχή πριν την έναρξη της τύρβης είναι εμφανής η αντονότερη μείωση του C_L για την περίπτωση του μεταπτερυγίου $F_c = 30\%c$. Στο σχήμα 5.75 φαίνεται η καμπύλη $C_L - \alpha$ για τα δύο μεταπτερύγια και το πτερύγιο που αντιστοιχεί στο σχήμα 5.74.

Το σχήμα 5.75 αιτιολογεί πλήρως την μεγαλύτερη μείωση στις ροπές M_{edge}



Σχήμα 5.75: Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης με και χωρίς έλεγχο για δύο είδη μεταπτερυγίων.

και M_{flap} που μας δίνει το μεταπτερύγιο $F_c = 30\$c$ καθώς μπορεί και μετακινεί την καμπύλη $C_L - \alpha$ σε μεγαλύτερο εύρος. Αυτό έχει σαν συνέπεια στην περιοχή 'B' του εν λόγω σχήματος να έχουμε εισέλθει βαθύτερα στην περιοχή της αποκόλλησης για $F_c = 10\%c$ από ότι για $F_c = 30\%c$ πράγμα που δικαιολογεί τις μεγαλύτερες ταλαντώσεις της M_{edge} στην περίπτωση του λεπτότερου μεταπτερυγίου.

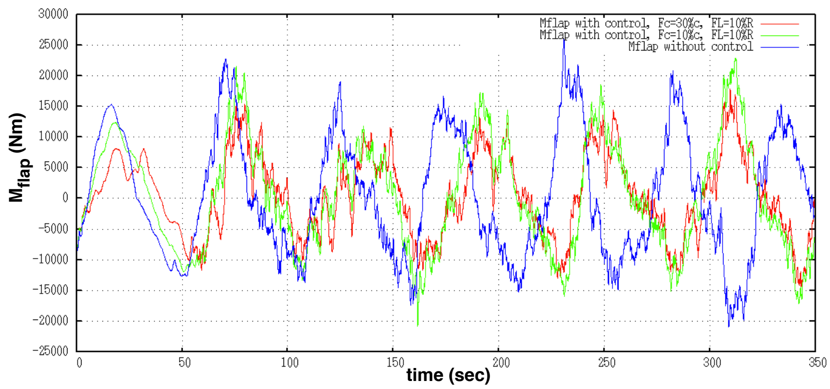
Ολοκληρώνοντας την σύγκριση δίνεται το σχήμα 5.76 όπου φαίνονται οι χρονοσειρές M_{edge} και M_{flap} για την περίπτωση των δύο μεταπτερυγίων ώστε να φανεί σχηματικά η εντονότερη επίδραση του $F_c = 30\%c$ στο σύστημα.

Τέλος, κλείνοντας αυτήν την υποενότητα, στον πίνακα 5.1 φαίνονται τα αποτελέσματα που λάβαμε για διάφορες τιμές C_L^{up} και C_L^{down} και για μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 10\%R$.

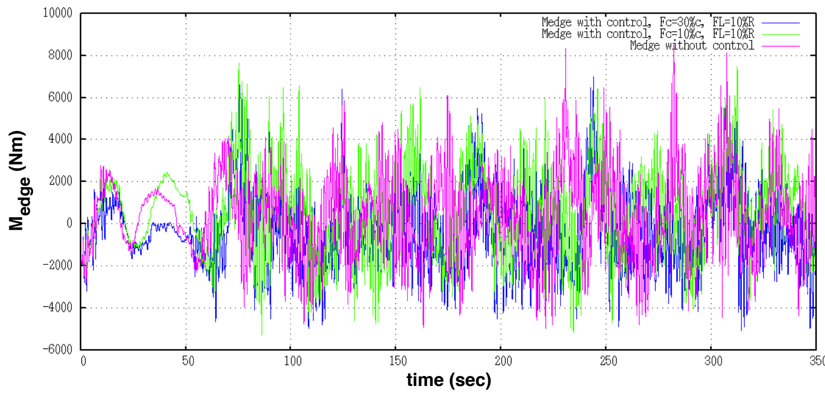
Από τον πίνακα αυτόν είναι εμφανές ότι το μεταπτερύγιο δουλεύει πολύ καλά σε ένα εύρος τιμών C_L^{up} και C_L^{down}. Ο προσδιορισμός των βέλτιστων συντελεστών μπορεί να επιτευχθεί μέσα από πλήθος δοκιμών και προσομοιώσεων αφού καθοριστεί πρώτα ποιά εκ των δύο συνιστωσών ροπής ενδιαφέρει περισσότερο.

5.5.2 Έλεγχος βάσει του α_L

Τα αποτελέσματα της προηγούμενης ενότητας έδειξαν ότι τα Μ.Μ.Κ. έχουν την ικανότητα να ελαττώσουν και τις δύο συνιστώσες ροπής (M_{flap}, M_{edge}) όταν η α/γ βρίσκεται σε κατάσταση standstill. Προκειμένου να είναι ολοκληρωμένη



(α΄) M_{flap} συναρτήσει του χρόνου.



(β΄) M_{flap} συναρτήσει του χρόνου.

Σχήμα 5.76: Χρονοσειρές ροπών με έλεγχο για δύο είδη μεταπτερυγίου.

	C_L^{up} =0.9 C_L^{down} =-0.5	C_L^{up} =0.8 C_L^{down}=-0.6	C_L^{up} =1 C_L^{down} =-0.3
EDGE_1	6.07%	3.85%	9.4%
EDGE_2	14.28%	10.3%	6.05%
EDGE_3	12.99%	19.34%	15.26%
mean EDGE	11.11%	11.16%	10.24%
FLAP_1	29.41%	27.82%	20.66%
FLAP_2	17.88%	15.78%	22.96%
FLAP_3	29.76%	16.46%	27.69%
mean FLAP	25.68%	20.02%	23.77%

Πίνακας 5.1: Αποτελέσματα προσομοιώσεων για διάφορες τιμές C_L^{up} και C_L^{down}.

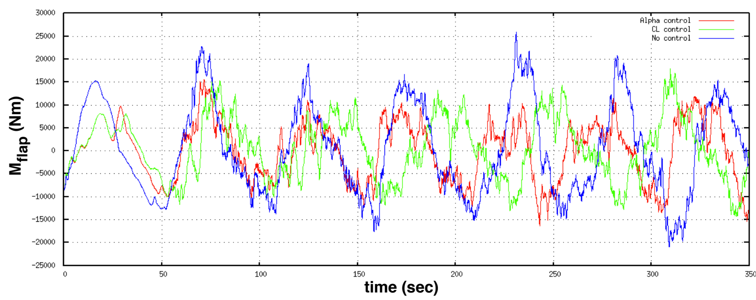
η μελέτη θα πρέπει να προσπαθήσουμε να πετύχουμε τα αποτελέσματα της προηγούμενης ενότητας μέσω ενός μετρήσιμου μεγέθους μιας και ο έλεγχος μέσω οριακών τιμών C_L^{up} και C_L^{down} δεν είναι ρεαλιστικός.

Η μεθοδολογία ελέγχου βάσει της τοπικής γωνίας α_L που μετράει σωλήνας Pitot τοποθετημένος σε μήκος ίσο με το 75% της ακτίνας ενός πτερυγίου έχει παρουσιαστεί στο κεφάλαιο 4. Εδώ θα παρουσιαστούν μόνο τα αποτελέσματα που αφορούν μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 10\%R$ που όπως είδαμε παραπάνω είναι πιο αποδοτικό από το $F_c = 10\%c$, $F_L = 10\%R$. Τα αντίστοιχα αποτελέσματα για το μικρού πλάτους μεταπτερύγιο δεν είναι αξιοσημείωτα καθώς παρότι επιτυγχάνεται μια ικανοποιητική μέση τιμή ποσοστιαίας μείωσης της ισοδύναμης ροπής M_{flap} ($\approx 7.5\%$), η επίδραση του μεταπτερυγίου στο αντίστοιχο μέγεθος της ροπής M_{edge} είναι επιβαρυντική (αύξηση των ταλαντώσεων). Αυτό οφείλεται στο ότι η κατάλληλη αντιστοίχιση των τιμών α_L στις C_L^{up} και C_L^{down} είναι δύσκολη και καθώς το μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c$ μετακινεί την καμπύλη $C_L - \alpha$ λίγο, ακόμη και για τις ακραίες τιμές γωνιών μεταπτερυγίου ($\beta_f = \pm 10^o$) ο έλεγχος αποτυγχάνει.

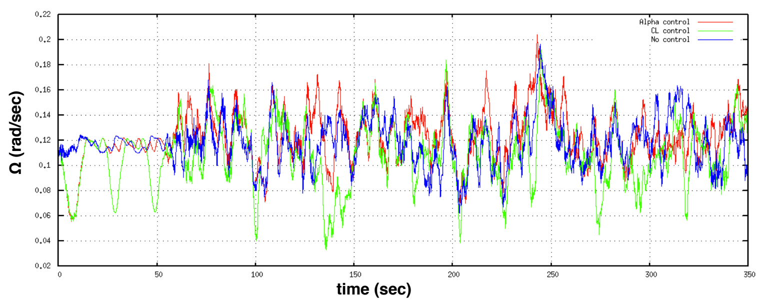
Ενδεχομένως μέσω ένός πιο εξεζητημένου συστήματος ελέγχου να μπορούμε να άρουμε αυτήν την αδυναμία του μικρού μεταπτερυγίου. Πάντως, το μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$ είναι πλήρως ρεαλιστικό και υλοποιήσιμο με την σημερινή τεχνολογία, οπότε αρκούμαστε να παρουσιάσουμε τα αποτελέσματα που το αφορούν.

Η προσομοίωση που εκτελέσαμε με έλεγχο της α_L αφορά την περίπτωση που αναλύσαμε στην προηγούμενη ενότητα, δηλαδή $C_L^{up} = 0.9$ και $C_L^{down} = -0.5$. Έτσι το μεταπτερύγιο μετακινείται από γωνία -10^o στην γωνία $+10^o$ όταν $\alpha_L^{down} \leq 2.4^o$ ενώ η ανάποδη κίνηση πραγματοποιείται όταν $\alpha_L^{up} \geq -2.6^o$. Εξαίρεση αποτελεί η αρχική μετσκίνηση του μεταπτερυγίου από τις 0^o σε μια ακραία θέση όπου τότε οι α_L^{up} και α_L^{down} ορίζονται βάσει της καμπύλης που αντιστοιχεί σε μηδενική γωνία μεταπτερυγίου. Επίσης, για λόγους σύγκρισης η κίνηση του μεταπτερυγίου διαρκεί δύο δευτερόλεπτα (μέγιστη ταχύτητα $5^o/sec$). Τέλος, καθώς η χρονοσειρά $\alpha_L - t$ είναι σχετικά ομαλή λόγω της αργής περιστροφής η τιμή α_L συγκρίνεται σε κάθε χρονικό βήμα με την αμέσως προηγούμενη τιμή της ώστε να αποφανθούμε σε ποιά περιοχή της χρονοσειράς (αύξουσα ή φθήνουσα) βρισκόμαστε. Εναλλαντικά, θα μπορούσαμε να κάνουμε την σύγκριση με μια παλαιότερη τιμή της α_L όπως εξηγείται στο τέλος του κεφαλαίο 4, ωστόσο τα αποτελέσματα δείχνουν ότι κάτι τέτοιο δεν είναι αναγκαίο.

Οι συγκρίσεις που ακολουθούν γίνονται μεταξύ ελέγχου βάσει της γωνίας α_L, ελέγχου βάσει του C_L (για να φανεί αν και κατά πόσο πλησιάσαμε στην κατάσταση ιδεατού ελέγχου) και της κατάστασης δίχως έλεγχο. Αριχκά στο



Σχήμα 5.77: Ροπή πτερύγισης με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου.

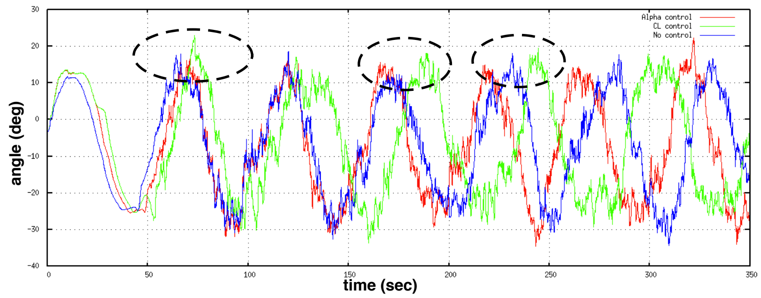


Σχήμα 5.78: Γωνιακή ταχύτητα α/γ με και χωρίς έλεγχο.

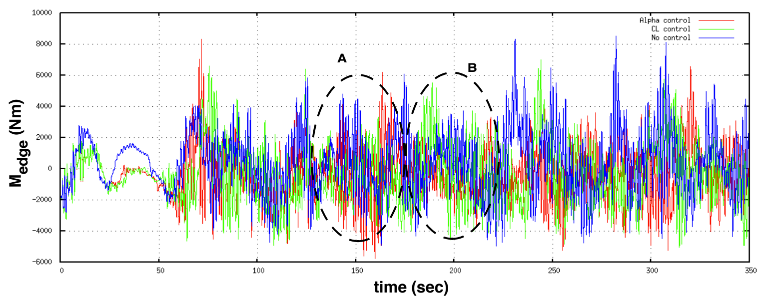
σχήμα 5.77 παρουσιάζονται οι ροπές M_{flap} για τις τρεις αυτές περιπτώσεις.

Από το σχήμα 5.77 μπορούμε να κάνουμε δύο σημαντικές παρατηρήσεις. Πρώτον, η μείωση που επιτυγχάνεται είναι παρόμοια. Πράγματι, η μειώση ισοδύναμου φορτίου για έλεγχο βάσει του C_L ήταν 29.76% ενώ τώρα είναι 36.29%. Η αυξητική τάση της μείωσης που παρατηρούμε στην παρούσα περίπτωση δεν ισχύει για όλα τα πτερύγια. Πάντως η μέση τιμή των ποσοστιαίων μειώσεων είναι τώρα 25.81% ενώ υπενθυμίζεται ότι για έλεγχο βάσει του C_L ήταν 25.68%. Επομένως οι δύο τύποι ελέγχου είναι ισοδύναμοι όσον αφορά την επίδραση στην ροπή M_{flap}. Η δεύτερη και πολύ σημαντική παρατήρηση είναι ότι η M_{flap} με έλεγχο βάσει της γωνίας α_L είναι σε φάση με την M_{flap} χωρίς έλεγχο. Αυτό σημαίνει ότι στην παρούσα περίπτωση ελέγχου η μεταβολή των στροφών της μηχανής λόγω των Μ.Μ.Κ. είναι πολύ μικρότερη. Αυτό επαληθεύεται μέσω του σχήματος 5.78 και είναι πολύ θετικό διότι συνεπάγεται μη αύξηση των γωνιών πρόσπτωσης λόγω μεταβολής των στροφών της μηχανής.

Αυτό μπορούμε να το διαπιστώσουμε και στο σχήμα 5.79 που φαίνονται οι χρονοσειρές $\alpha - t$ για τις διάφορες περιπτώσεις ελέγχου που αντιστοιχούν στο πτερύγιο στο οποίο αναφέρεται και το σχήμα 5.77.



Σχήμα 5.79: Χρονοσειρά γωνίας πρόσπτωσης με και χωρίς έλεγχο.

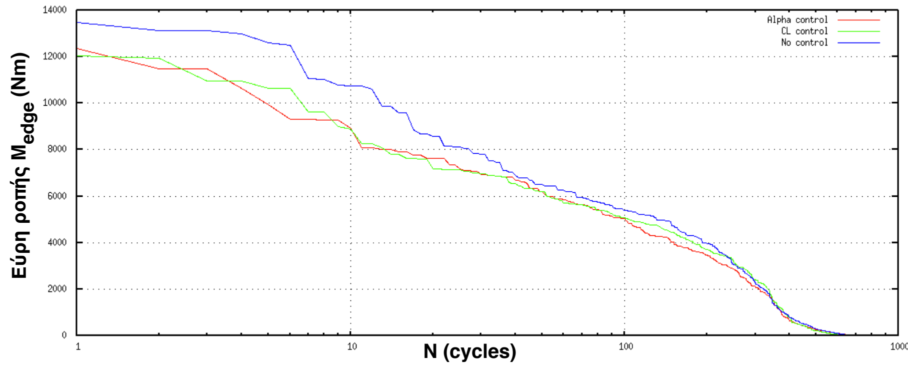


Σχήμα 5.80: Ροπή περιστροφής με και χωρίς έλεγχο μεταπτερυγίου.

Είναι εμφανές ότι λόγω της μικρότερης μεταβολή στροφών, στις περισσότερες περιοχές οι γωνίες πρόσπτωσης παραμένουν στα δίχως έλεγχο επίπεδα, που είναι θετικό. Συνεπώς, καταλήγουμε μέχρι στιγμής ότι μέσω του καθορισμού του συστήματος ελέγχου βάσει της α_L φαίνεται να ξεπερνάμε τις δυνατότητες ακόμη και του προηγούμενου, ιδεατού, ελέγχου. Και αυτό αιτιολογείται κυρίως από το γεγονός ότι η γωνία α_L σαν μέγεθος είναι εμφανίζει μικρότερη μεταβοή από το C_L. Με άλλα λόγια το C_L μπορεί να μεταβάλλεται γύρω από την περιοχή C_L^{up} (ή C_L^{down}) λόγω μη μονιμότητας επηρεάζοντας την κίνηση των Μ.Μ.Κ. και τις ταλαντώσεις στα φορτία. Αντιθέτως, η γωνία α_L δεν εμφανίζει αντίστοιχη μεταβολή και άρα η κίνηση των μεταπτερυγίων είναι καταμερισμένη ομαλότερα σε αυτά (δηαδλή οι περιοχές όπου τα μεταπτερύγια έχουν δεδομένες τιμές γωνιών είναι σαφότερα καθορισμένες) με συνέπεια η γωνιακή ταχύτητα του δρομέα να μεταβάλλεται λιγότερο και να διεγείρωνται μικρότερες ταλαντώσεις στα φορτία.

Όσον αφορά την ροπή M_{edge} δίνεται το σχήμα 5.80.

Βλέπουμε ότι εν γένει η συνολική συμπεριφορά των δύο συστημάτων είναι



Σχήμα 5.81: Κύκλοι φόρτισης ροπής περιστροφής.

όμοια. Υπάρχουν περιοχές (λ.χ. περιοχή 'B' στο σχήμα) όπου ο έλεγχος βάσει α_L είναι καλύτερος και περιοχές (λ.χ. περιοχή 'A' στο σχήμα) όπου ο έλεγχος βάσει C_L είναι καλύτερος. Για ευκολότερη εποπτεία του συστήματος δίνεται το σχήμα των κύκλων φόρτισης του παραπάνω πτερυγίου για την ροπή M_{edge} (σχήμα 5.81).

Από το σχήμα 5.81 επαληθεύεται πράγματι ότι η επίδραση των δύο ελέγχων στην ροπή M_{edge} είναι ίδια. Η μείωση της ισοδύναμης ροπής ανέρχεται τώρα σε 13.33% για το υπό εξέταση πτερύγιο (12.99% για το ίδιο πτερύγιο και έλεγχο βάσει C_L). Η μέση τιμή των ποσοστιαίων μειώσεων των ροπών περιστροφής είναι 12.09% (έναντι 11.11% για την περίπτωση ελέγχου βάσει του C_L).

5.5.3 Σύνοψη αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Κλείνοντας το κεφάλαιο αυτό, αναφέρονται περιληπτικά τα πιο βασικά συμπεράσματα του ελέγχου μέσω Μ.Μ.Κ. σε περίπτ ωση standstill. Συγκεκριμένα καταλήξαμε στα εξής:

- Ο έλεγος μέσω Μ.Μ.Κ. σε περίπτωση standstill μπορεί να μειώσει σημαντικά τα εύρη της ροπής M_{flap} και τις ταλαντώσεις της ροπής M_{edge}. Οι μειώσεις αυτές είναι της τάξεως του 25% και 12% αντίστοιχα.

- Η γεωμετρία του μεταπτερυγίου παίζει και εδώ κυρίαρχο ρόλο. Επαληθεύθηκε για άλλη μια φορά η ανάγκη επαρκούς πλάτους στο μεταπτερύγιο προκυμένου να λάβουμε σημαντικές μειώσεις. Το μεταπτερύγιο με πλάτος $F_c = 30\%c$ είναι πολύ αποδοτικό. Το μεταπτερύγιο πλάτους $F_c = 10\%c$

είναι λιγότερο αποδοτικό όπως προκύπτει από τα αποτελέσματα του ιδεατού ελέγχου (έλεγχος βάσει του C_L).

- Η υλοποίηση του ελέγχου μέσω ενός πρακτικά μετρήσιμου μεγέθους (α_L) είναι εφικτή και δίνει πολύ καλά αποτελέσματα, σύμφωνα με τα αντίστοιχα του ιδεατού ελέγχου.

- Η υλοποίηση του ελέγχου μέσω της γωνίας α_L είναι εύκολότερη για το μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$ ενώ για το μεταπτερύγιο $F_c = 10\%c$ δεν επαρκεί απλή αντιστοίχιση των τιμών C_L^{up}, C_L^{down} του ιδεατού ελέχου σε τιμές α_L. Αντιθέτως, θα πρέπει να υλοποιηθεί ένα πιο περίπλοκο σύστημα ελέγχου που να αποτρέπει την συνεχή μεταβολή των γωνιών που απαιτεί ο ελεκτής από το μεταπτερύγιο ενώ παράλληλα εξασφαλίζει ότι το μεταπτερύγιο θα βρίσκεται σε ακραία θέση όταν ο συντελεστής άνωσης λαμβάενει τις μέγιστες τιμές του.

Κεφάλαιο 6

Συμπεράσματα εργασίας

Στο σημείο αυτό συνοψίζουμε τα βασικότερα συμπεράσματα της εργασίας όπως προκύπτουν από το κεφάλαιο 5. Στα σχήματα 6.1, 6.2 και 6.3 έχουν πινακοποιηθεί τα αποτελέσματα των ποσοστιαίων μειώσεων M_{flap} (και M_{edge} για την περίπτωση standstill) που αντιστοιχούν στις περιπτώσεις που αναλύθηκαν στο κεφάλαιο 5.

Καταρχάς, είναι σαφές ότι ο κυκλικός έλεγχος βάσει φορτίου είναι η πλέον αποδοτικότερη μορφή ελέγχου. Όχι μόνο επειδή δίνει τις μεγαλύτερες μειώσεις αλλά διότι όπως φάνηκε δεν απειλεί να οδηγήσει το σύστημα σε αστάθεια στην περίπτωση που η γωνία μεταπτερυγίου παραμείνει για αρκετό χρόνο σε μια ακραία τιμή της. Επίσης, το σήμα που προκύπτει από τον ελεγκτή είναι πολύ ομαλό και απαιτεί μικρότερες ταχύτητες σε σχέση με οποιαδήποτε άλλη μορφή ελέγχου. Το σημαντικότερό του πλεονέκτημα όμως είναι η δυνατότητά του να προσφέρει υψηλές τιμές μειώσεων σε ένα μεγάλο εύρος ταχυτήτων ροής, με σταθερές τιμές κερδών K_I^{yaw} και K_I^{tilt}. Το μόνο μειονέκτημά του σε σχέση με τον εξατομικευμένο έλεγχο είναι ότι χρειάζεται μεγαλύτερου μήκους μεταπτερύγιο (τουλάχιστον είκοσι μέτρων) προκειμένου να λειτουργήσει.

Από την άλλη μεριά, ο εξατομικευμένος έλεγχος βάσει της επιτάχυνσης του ακροπτερυγίου έχει το ελάττωμα ότι δεν μπορεί να εγγυηθεί την ευστάθεια του συστήματος όταν το μεταπτερύγιο παραμένει για πολύ ώρα κοντά στις ακραίες τιμές $\pm 10^o$. Ωστόσο, όσο πιο κοντά είμαστε σε αυτές τις τιμές τόσο καλύτερα αποτελέσματα παίρνουμε από άποψη μειώσεων. Επομένως, ο περιοριστικός παράγοντας της ευστάθειας δεν μας επιτρέπει να βαθμονομίσουμε το σύστημα με τέτοιο τρόπο ώστε επιδιώξουμε μεγάλη μείωση φορτίων. Μάλιστα, όσο η αεροδυναμική επίδραση του μεταπτερυγίου αυξάνει (λ.χ. με αύξηση των διαστάσεών του) τόσο πιο μικρά κέρδη (και άρα μικρότερες γωνίες μεταπτερυγίου) αναγκαζόμαστε να απαιτήσουμε. Για αυτόν τον λόγο ο έλεγχος αυτός δεν λειτουργεί καλά με μεγάλου μήκους μεταπτερύγια τα οποία επηρεάζουν έντονα την αεροδυναμική του μοντέλου. Διότι αναγκαζόμαστε να βάλουμε πολύ μικρά κέρδη προκειμένου να προλάβουμε την αστάθεια και άρα το μεταπτερύγιο κινείται τελικά σε μικρό εύρος γωνιών χωρίς να καταφέρνει ικανοποιητικές μειώσεις.

Εξατομικευμένος έλεγχος F_C=10%c					
Μήκος flap	F_L=10%R				F_L=33%R
Είδος φίλτρου	Lowpass 0.2 Hz	Lowpass 0.3 Hz	Lowpass 0.5 Hz	Bandpass 0.06-0.16 Hz	Lowpass 0.3 Hz
M_{flap} blade 1 (%)	4.93	8.64	8.93	4.7	9.64
M_{flap} blade 2 (%)	3.1	5.75	4.91	1.67	10.46
M_{flap} blade 3 (%)	3.37	7.32	5.59	3.35	9.57
Mean reduction	3.8	7.24	6.48	3.24	9.89

Εξατομικευμένος έλεγχος F_C=30%c				
Μήκος flap	F_L=10%R			F_L=20%R
Είδος φίλτρου	Lowpass 0.2 Hz	Lowpass 0.3 Hz	Bandpass 0.06-0.16 Hz	Lowpass 0.3 Hz
M_{flap} blade 1 (%)	7.98	13.17	7.44	8.37
M_{flap} blade 2 (%)	6.02	12.37	4.8	9.2
M_{flap} blade 3 (%)	9.31	13.04	6.28	8.88
Mean reduction	7.77	12.86	6.17	8.82

Κυκλικός έλεγχος		
Μήκος flap	F_C=10%c & F_L=33%R	F_C=30%c & F_L=20%R
Είδος φίλτρου	Bandstop 3P, 6P	Bandstop 3P, 6P
M_{flap} blade 1 (%)	12.89	14.67
M_{flap} blade 2 (%)	17.5	17.84
M_{flap} blade 3 (%)	12.18	13.09
Mean reduction	14.19	15.2

Σχήμα 6.1: Αποτελέσματα προσομοιώσεων U=8m/sec.

Έτσι, μπορούμε να πούμε ότι ανάλογα με την γεωμετρία του μεταπτερυγίου που αποφασίζεται να έχει το πτερύγιο μιας α/γ βάσει άλλων παραμέτρων (π.χ. τεχνο-οικονομικών) καλούμαστε να επιλέξουμε και το είδος ελέγχου. Εάν βάλουμε ένα μεταπτερύγιο επαρκούς μήκους τότε ο κυκλικός έλεγχος βάσει της ροπής πτερύγισης είναι η καλύτερη επιλογή. Αντιθέτως, για ένα μικρότερο μεταπτερύγιο, θα πρέπει να συμβιβαστούμε με τον εξατομικευμένο έλεγχο βάσει της επιτάχυνσης του ακροπτερυγίου.

Από τα αποτελέσματα καταλήξαμε επίσης και στο ότι το γεωμετρικό χαρακτηριστικό του μεταπτερυγίου με την μεγαλύτερη βαρύτητα στα αποτελέσματα είναι το πλάτος του, F_c. Το μήκος του, F_L, επιδρά βέβαια σημαντικά, αλλά επειδή φροντίζουμε πάντα να έχουμε το μεταπτερύγιο εκατέρωθεν της περιοχής εμφάνισης μεγίστων φορτών ($\approx 75\%R$), το επιπλέον κέρδος ενός μεγαλύτε-

Κυκλικός έλεγχος		
Μήκος flap	*F_C=10%c & F_L=33%R*	*F_C=30%c & F_L=20%R*
Είδος φίλτρου	Bandstop 3P, 6P	Bandstop 3P, 6P
M_{flap} blade 1 (%)	8.35	10.68
M_{flap} blade 2 (%)	9.38	15.37
M_{flap} blade 3 (%)	15.37	19.37
Mean reduction	11.03	15.14

Σχήμα 6.2: Αποτελέσματα προσομοιώσεων U=18m/sec.

Είδος ελέγχου	*Έλεγχος C_L*		*Έλεγχος a_L*	
Γεωμτερία flap	*F_C=30%c & F_L=10%R*	*F_C=10%c & F_L=10%R*	*F_C=30%c & F_L=10%R*	*F_C=10%c & F_L=10%R*
M_{flap} blade 1 (%)	6.07	-4.71	12.9	-2.46
M_{flap} blade 2 (%)	14.28	5.14	10.05	-13.71
M_{flap} blade 3 (%)	12.99	9.94	13.33	-0.11
Mean flap reduction	11.11	3.46	12.09	-5.43
M_{edge} blade 1 (%)	29.41	12.99	21.49	4.47
M_{edge} blade 2 (%)	17.88	6.79	19.65	12.95
M_{edge} blade 2 (%)	29.76	7.04	36.29	5.10
Mean edge reduction	25.68	8.94	25.81	7.51

Σχήμα 6.3: Αποτελέσματα προσομοιώσεων standstill.

ρου μήκους μεταπτερυγίου είναι μικρό μιας και αφορά ένα τμήμα του πτερυγίου με μικρές τιμές φορτίων. Αντίθετα, το πλάτος F_c επιδράει επιπρόσθετα από το μήκος στην περιοχή μεγίστων φορτίων, με αποτέλεσμα να βελτιώνει το σύστημα πολύ περισσότερο.

Όσον αφορά την επίδραση των φίλτρων το βασικό συμπέρασμα είναι ότι όσο περισσότερες αρμονικές συχνότητες της f=1P επιτρέπει το φίλτρο να διέλθουν και να καταλήξουν στον ελεγκτή, τόσο πιο αποδοτικό είναι το σύστημα ελέγχου. Αυτό βέβαια είναι λογικό καθώς περισσότερες συχνότητες συνεπάγεται πιο ευαίσθητο μεταπτερύγιο στις υψίσυχνες μεταβολές του ανέμου. Άρα μεταβολές που ένα μικρού εύρους φίλτρο τις απέκοβε με συνέπεια η κίνηση του μεταπτερυγίου να μην επηρεάζεται από αυτές, επιδρούνε στο σύστημα όσο το εύρος μεγαλώνει. Η αύξηση του εύρους βέβαια εμπίπτει στον περιορισμό της μέγιστης ταχύτητας ενός μεταπτερυγίου, καθώς όσες συχνότητες διέλθουν από το φίλτρο θα εξέλθουν και από τον ελεγκτή, καθορίζοντας έτσι την απαιτούμενη απόκριση του επενεργητή. Μιας και οι επενεγηητές έχουν περιορισμένες δυνατότητες κινήσεως δεν μπορούμε να χρησιμοποιοήσουμε φίλτρο πολύ μεγάλου εύρους. Πάντως, όπως φάνηκε μέσα από τις προσομοιώσεις, από μια τιμή συχνότητας αποκοπής και άνω, συγκεκριμένα την $f \approx 3P$, περαιτέρω αύξηση του εύρους του φίλτρου δεν έχει σημαντικές επιπτώσεις. Αυτό είναι λογικό μιας και οι αρμονικές που εισέρχονται στο σύστημα είναι αρκετά υψηλές οπότε δεν έχουν δραματική επίδραση σε αυτό.

Κρίνοντας τα φίλτρα από άποψη απαιτούμενων σημάτων προς τον επενεργητή είναι σαφές ότι το μεσοπερατό φίλτρο είναι το πιο αποδοτικό καθώς μηδενίζει κάθε άλλη συχνότητα πέραν της βασικής συχνότητας 1P και άρα το σήμα εμφανίζει μια ξεκάθαρη περιθοδικότητα. Τα χαμηλοπερατά φίτλρα, αν και είναι επιτεύξιμα όσο το εύρος τους παραμένει σε χαμηλά επίπεδα, εντούτοις δεν παράγουν τόσο ομαλό σήμα. Όσο δε για το ζωνοαποκοπτικό (bandstop) που υλοποιείται στον κυκλικό έλεγχο η επίδρασή του δεν είναι σαφής μιας και ο ίδιος ο κυκλικός έλεγχος εξασφαλίζει μια ομαλή περιοδικότητα στο σήμα λόγω του τελικού μετασχηματισμού των θ_{yaw} και θ_{tilt} σε γωνίες μεταπτερυγίου β_f^i.

Κλείνοντας, το γενικό αποτέλεσμα που μένει από αυτήν την εργασία είναι ότι τα Μ.Μ.Κ. μπορούν να επιφέρουν μείωση στα φορτία που μας ενδιαφέρουν (M_{flap}, και M_{edge} για την περίπτωση standstill). Ανάλογα με την γεωμετρία που επιλέγουμε να έχουν (μήκος και πλάτος) καθώς και τις δυνατότητες κίνησης που διαθέτουν οι επενεργητές μπορούμε να σχεδιάσουμε ένα αποδοτικό σύστημα ελέγχου συνδυάζοντας κατάλληλα το είδος ελέγχου με το αποδοτικότερο φίλτρο. Τα πιο σημαντικά νούμερα που αξίζει να μας μείνουν είναι ότι ένα μικρού μήκους μεταπτερύγιο με το πιο απλό είδος ελέγχου μπορεί να επιτύχει μείωση της M_{flap} σε ένα εύρος $\approx 7\% \div 13\%$ ανάλογα με το πλάτος που έχει το μεταπτερύγιο. Προχωρώντας σε μεγαλύτερα μήκη και εφαρμόζοντας Κ.Ε. μπορούμε να πετύχουμε μειώσεις κοντά στο 15% με το επιπλέον πλεονέκτημα ότι αυτές οι μειώσεις μένουν περίπου σταθερές για ένα πολύ μεγάλο εύρος ταχυτήτων ροής (κάτι τέτοιο δεν ισχύει για τα αποτελέσματα του απλούστερου Ε.Ε.). Επειδή στην εργασία αυτή μας ενδιέφερε να αποτιμήσουμε τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα των διάφορων μεθόδων ελέγχου και των παραμέτρων που υπεισέρχονται σε αυτές, οι τιμές που προέκυψαν μπορούν να αυξηθούν με προσεκτικότερο σχεδιασμό (βαθμονόμηση) του συστήματος ελέγχου. Οπότε μια μείωση της τάξεως του 20% φαίνεται να είναι επιτεύξιμη μέσω Κ.Ε. μετά από προσεκτικότερη και πληρέστερη μελέτη. Τέλος, τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων του standstill είναι σαφέστατα ενθαρυντικά και παρόλο που υπάρχει ακόμη ανάγκη να μελετηθεί καλύτερα το σύστημα ελέγχου ανοιχτού βρόγχου που προτάθηκε σε αυτήν την εργασία, εντούτοις αποδεικνύουν ότι τα Μ.Μ.Κ. μπορούν πράγματι και με τα σημερινά μέσα να βλετιώσουν σημαντικά την εντατική κατάσταση των πτερυγίων της ανεμογεννήτριας.

Κεφάλαιο 7

Προτάσεις βελτίωσης κώδικα και περαιτέρω μελέτης

7.1 Εισαγωγη

Κλείνοντας την εργασία αυτή, θέλησα να συμπεριλάβω και ένα σύντομο κεφάλαιο με προτάσεις για βελτίωση του κώδικα που δημιουργήθηκε μετά την ενσωμάτωση του *FOILFS* στον *hydroGast*. Οι διάφορες ιδέες που αναφέρονται παρακάτω προέκυψαν κατά την διάρκεια της ενσωμάτωσης αυτής αλλά δεν υλοποιήθηκαν καθώς αποτελούν κυρίως λεπτομέριες που στόχο έχουν να βελτιώσουν την ακρίβεια των αποτελεσμάτων ή/και την ταχύτητα της προσομοίωσης. Ωστόσο στην εργασία αυτή ασχοληθήκαμε περισσότερο με τον προσδιορισμό των δυνατοτήτων του συστήματος όταν αυτό υλοποιείται με διάφορους εναλλακτικούς τρόπους (εξατομικευμένος - κυκλικός έλεγχος, χαμηλοπερατό - μεσοπερατό φίτλρο, κ.λπ.), και λιγότερο με την εξασφάλιση ιδιαίτερα υψηλής ακρίβειας των αποτελεσμάτων. Θεωρήθηκε ικανοποιητικό τα αποτελέσματα να είναι ρεαλιστικά ώστε να καθιστούν εφικτή την σύγκριση των διάφορων μεθόδων υλοποίησης που ήταν από τους βασικούς στόχους της εργασίας. Έτσι, θεωρώ ότι έχει κάποια αξία να γίνει μια νύξη σχετικά με τρόπους που μπορούν να αυξήσουν την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων σε περίπτωση που κάτι τέτοιο κριθεί απαραίτητο στο μέλλον.

Επίσης, αυτό που έγινε σαφές στην παρούσα εργασία είναι ότι το πεδίο μελέτης, δηλαδή η μείωση φορτίων με χρήση κινούμενων μεταπτερυγίων, είναι ακόμη αρκετά ανεξερεύνητο και πολλά υποσχόμενο. Συνεπώς, έκρινα σκόπιμο να αναφέρω ορισμένες προτάσεις για περαιτέρω μελέτη και έρευνα πάνω σε αυτόν τον τομέα, οι οποίες προέκυψαν επίσης κατά την διάρκεια των προσομοιώσεων.

Συνεπώς, το κεφάλαιο αυτό αποτελείται από δύο κύρια μέρη:

1. Προτάσεις με στόχο την βελτίωση της υπολογιστικής διαδικασίας.

2. Ιδέες σχετικά με μελλοντικές μελέτες πάνω στον τομέα της μείωσης των φορτίων με μεταπτερύγια μεταβλητής καμπυλότητας.

7.2 Βελτιώσεις της υπολογιστικής διαδικασίας

Σχετικά με την βελτίωση του υπολογιστικού κώδικα, αξίζει να εξεταστούν τα παρακάτω:

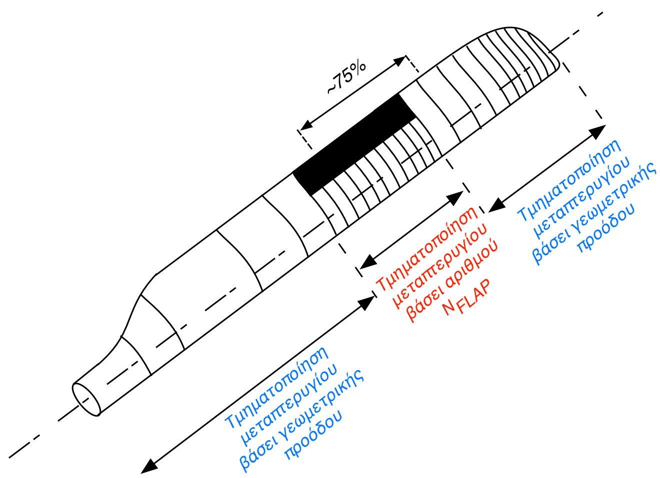
- Βελτίωση διαμέρισης της πτέρυγας.
- Βελτίωση πληροφορίας γεωμετρικών χαρακτηριστικών των αεροτομών.
- Αλλαγή μοντελοποίησης ομόρρου.
- Αναλύτική μοντελοποίηση φίλτρου.
- Μεταβολή αεροδυναμικών απαιτήσεων σύγκλισης.
- Βελτίωση ελεγκτή standstill βάσει της α_L.

Παρακάτω γίνεται μια σύντομη εξήγηση των προτάσεων αυτών.

7.2.1 Βελτίωση διαμέρισης της πτέρυγας

Στην περίπτωση προσομοίωσης με μεταπτερύγια η διαμέριση γίνεται με μόνο κριτήριο την ύπαρξη ακέραιου αριθμού στοιείων στις περιοχές αυτές που υπάρχει μεταπτερύγιο. Έτσι, προκειμένου να έχουμε ικανοποιητική ακρίβεια στα αποτελέσματα χωρίζουμε τα πτερύγια σε μεγάλο πλήθος στοιχείων (≈ 50). Κάτι τέτοιο είναι υπολογιστικά κοστοβόρο. Επίσης, η διαμέριση πυκνώνει μόνο ως προς το άκρο, επομένως εισάγωντας μεταπτερύγιο σε κάποια σημαντική απόσταση από αυτό, η ακρίβεια μειώνεται καθώς μειώνονται και τα στοιχεία που το αποτελούν. Βέβαια, αν χρησιμοποιήσουμε γενικά πολλά στοιχεία για την προσομοίωση του πτερυγίου, όσο μακριά και να είναι το μεταπτερύγιο από την άκρο του πτερυγίου δεν θα έχουμε πρόβλημα. Για παράδειγμα, στην προσομοίωση $F_L = 33\%R$ που το κάθε πτερύγιο περιείχε μεταπτερύγια σε δύο θέσεις ($50 \div 65$, $66 \div 81$) και χρησιμοποιούσαμε συνολικά πενήντα στοιχεία και τα δύο μεταπτερύγια προσομοιώνοταν από οκτώ στοιχεία.

Ωστόσο, θα ήταν πολύ πιο γρήγορο αν μπορούσαμε με κάποιο τρόπο να διαμερίσουμε το πτερύγιο με λιγότερα στοιχεία δίχως να χαθεί η ακρίβεια των αποτελεσμάτων σημαντικά. Μια ιδέα βελτίωσης είναι να ορίζουμε ξεχωριστά τον αριθμό των στοιχείων στα οποία διαιρούνται οι περιοχές με μεταπτερύγια



Σχήμα 7.1: Βελτίωση τμηματοποίησης πτερυγίου.

και χωριστά τον αριθμό των στοιχείων στα οποία διαιρείται το υπόλοιπο πτερύγιο. Έτσι, εξασφαλίζουμε υψηλή ακρίβεια τόσο στο μεταπτερύγιο, όσο και στο υπόλοιπο τμήμα του πτερυγίου όπου η τμηματοποίηση μπορεί να γίνει πλέον βάσει γεωμετρικής προόδου όπως γινόταν εξαρχής στο κώδικα *hydroGast*.

Ποιοτικά, αυτό φαίνεται στο σχήμα 7.1.

7.2.2 Βελτίωση πληροφορίας γεωμετρικών χαρακτηριστικών των αεροτομών

Μια μικρή βελτίωση, αν και αποτελεί λεπτομέρεια, σχετίζεται με γραμμική παρεμβολή που χρησιμοποιείται για να εκφραστεί η γεωμετρία των αεροτομών σε κοινή βάση γωνιών. Όπως έχει αναφερθεί στο κεφάλαιο 3, οι συντεταγμένες της κάθε αεροτομής που έχει δοθεί εκφράζονται πρώτα ως προς τις x-συντεταγμένες του hub.

Η αντιμετώπιση αυτή είναι επαρκής αν η βάση των x-συντεταγμένων του hub είναι αρκετά μεγάλη, δηλαδή αν διθέτουμε πολλά δεδομένα για την γεωμετρία της αεροτομής του hub. Κάτι τέτοιο επιλέχθηκε κατά την ενσωμάτωση για λόγους προγραμματιστικής ευκολίας.

Προκειμένου να εξασφαλίσουμε υψηλότερη ακρίβεια, μπορεί να γίνεται η παρεμβολή βάσει των x-συντεταγμένων της αεροτομής που περιέχει τα περισσότερα δεδομένα. Αυτό άλλωστε συμβαίνει ήδη κατά την έκφραση των καμπυλών $C_L - \alpha$, $C_D - \alpha$, $C_M - \alpha$ σε κοινή βάση γωνιών (βάσει της αεροτομής που διαθέτει το μεγαλύτερο πλήθος γωνιών α). Έτσι εξασφαλίζεται ότι δεν πρόκειται να χαθεί πληροφορία σε μια αεροτομή επειδή εκφράστηκε μετά την γραμμική παρεμβολή σε μικρότερο πλήθος συντεταγμένων.

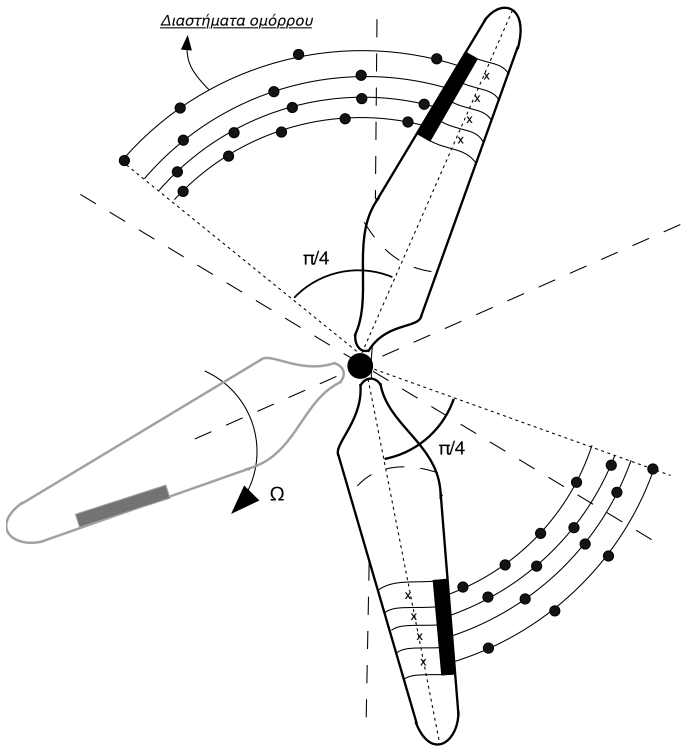
7.2.3 Αλλαγή μοντελοποίησης ομόρρου

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, στην προύσα εργασία για την μοντελοποίηση του ομόρρου ακολουθήσαμε μια υβριδική λογική μοντελοποίησης παγωμένου - ελεύθερου ομόρρου. Δηλαδή, δεν βρίσκουμε επαναληπτικά την διεύθυνση του ομόρρου στον δισδιάστατο χώρο σε κάθε χρονικό βήμα (ελεύθερος ομόρρους), ούτε όμως και τον θεωρούμε ευθεία γραμμή δεδομένης κλίσης και μήκους $L = U_w \cdot T$, όπου 'U_w' η ταχύτητα ροής και 'T' ο χρόνος της προσομοίωσης (παγωμένος ομόρρους). Στην μοντελοποίηση που ακολουθήσαμε θεωρούμε ότι σε κάθε χρονικό βήμα δt παράγεται μια ευθεία γραμμή ομόρρου μήκους δL της οποίας όμως η κατεύθυνση αλλάζει ώστε να είναι ομόρροπη με την ταχύτητα της επάπειρον ροής σε αυτό το χρονικό βήμα.

Η μοντελοποίηση αυτή είναι αρκετά ακριβής. Η βελτίωση που προτείνεται εδώ έχει να κάνει με το πόσο μήκος από τον ομόρρου κρατάμε στην διαδικαστία υπολογισμού. Στην παρούσα εργασία κρατάμε ένα δεδομένο μήκος (που αντιστοιχεί σε 200 χρονικά βήματα), το οποίο έχει προκύψει μετά από σειρά δοκιμών. Μια πιο εμπεριστατωμένη προσέγγιση είναι η εξής: εφόσον η ανεμογεννήτρια έχει μεγάλη διάμετρο ($\approx 180m$) και τα μεταπτερύγια εισάγονται συνήθως προς το ακροπτερύγιο (όπου η ακτίνα είναι μεγάλη) μπορεί να θεωρηθεί ότι το τόξο που αντιστοιχεί στο ένα τέταρτο μιας περιστροφής ως ευθεία. Αυτή η θεώρηση βασίζεται στο ότι η καμπύλη $\frac{\pi}{4} \cdot R$ έχει μικρή καμπυλότητα όσο πιο κοντά βρισκόμαστε στο ακροπτερύγιο.

Έτσι, για μεταπτερίγια εφαρμοσμένα στο 75% της ακτίνας του πτερυγίου (που είναι η σύνηθης θέση μιας και εκεί εμφανίζονται τα μέγιστα φορτία) η καμπυλότητα είναι $k = 0.014m^{-1}$ που είναι αρκετά μικρή. Έτσι, μπορούμε να κρατάμε μόνο το τμήμα αυτό του ομόρρου στο οποίο το πιο μακρινό διάστημα βρίσκεται το πολύ σε απόσταση $\frac{\pi}{4} \cdot R$ από το υπό εξέταση στοιχείο.

Η μέθοδος αυτή είναι μάλλον πιο ακριβής, ωστόσο είναι σίγουρα πιο αργή. Διότι, όπως φαίνεται και στο σχήμα 7.2, στο κάθε στοιχείο με μεταπτερύγιο το μήκος του ομόρρου που κρατάμε είναι διαφορετικό (αφού το κάθε στοιχείο βρίσκεται σε διαφορετική ακτίνα). Επομένως, σε κάθε επανάληψη θα πρέπει να γνωρίζουμε πιο κομμάτι ομόρρου θα πρέπει να αφαιρέσουμε, το οποίο όμως δεν θα είναι το ίδιο για κάθε στοιχείο. Δηλαδή, τώρα ξέρουμε ότι στην 201η επανάληψη πρέπει να αμελήσουμε το διάστημα ομόρρου που παράχθηκε στο



Σχήμα 7.2: Βελτιωμένη μοτελοποίηση του ομόρρου.

πρώτο χρονικό βήμα για κάθε μεταπτερύγιο. Στην προσέγγιση που προτείνεται ωστόσο, λόγω τύρβης, οριακού στρώματος και γενικότερα ασυμμετριών της ροής, η ταχύτητα του ανέμου δεν είναι η ίδια παντού στο επίπεδο του δρομέα. Άρα το μήκος $\delta L = U_w \cdot \delta t$ που παράγεται σε κάθε χρονικό βήμα δεν είναι ίδιο για όλα τα στοιχεία που έχουν μεταπτερύγιο μιας και αυτά βρίσκονται σε διαφορετική αζυμούθια θέση σε κάθε χρονικό βήμα. Αυτό βέβαι ισχύει και τώρα, με την διαφορά όμως ότι το μήκος δL δεν είναι παράμετρος που καθορίζει το μήκος του ομόρρου που λαμβάνεται υπόψιν στον υπολογισμό.

Έχει ενδιαφέρον, λοιπόν, να εξεταστεί η επίδραση του νέου αυτού μοντέλου τόσο στην ταχύτητα της προσομοίωσης όσο και στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων.

7.2.4 Αναλύτική μοντελοποίηση φίλτρου

Η παρέμβαση αυτή αφορά την αλλαγή του τρόπου προσδιορισμού του εύρους του φίλτρου που χρησιμοποιείται. Όπως έχει περιγραφεί αναλυτικά στο κεφάλαιο 4, στην εργασία αυτή οι πίνακες που υλοποιούν το φίλτρο στον χώρο της κατάστασης υπολογίστηκαν μέσω του λογισμικού Matlab. Για τους πίνακες αυτούς ισχύει:

$$[\bar{A}, \bar{B}, \bar{C}, \bar{D}] = g(R_s, R_p, n, \vec{\omega_f}) \tag{7.1}$$

Η ανεπαρκής μοντελοποίηση του φίλτρου προκύπτει από το γεγονός ότι όσο η ταχύτητα του ανέμου, U, είναι μικρότερη από 18m/sec, υπάρχει ρύθμιση στροφών στην ανεμογεννήτρια. Αυτό σημαίνει ότι η συχνότητα 1P που βασικά μας ενδιαφέρει μεταβάλεται και άρα το εύρος του φίλτρου θα πρέπει να μεταβάλλεται επίσης.

Εμείς φροντίσαμε ώστε τα χαμηλοπερατά φίλτρα να αποκόβουν συχνότητες σίγουρα μεγαλύτερες από την 1P συχνότητα που μπορεί να προκύψει για κάθε ενδεχώμενη γωνιακή ταχύτητα του δρομέα. Επίσης, στα ζωνοαποκοπτικά φίλτρα 3P και 6P το εύρος αποκοπής ορίστηκε αρκετά μεγάλο ώστε να αποκόβει τις συχνότητες 3P και 6P σε όλες τις δυνατές γωνιακές ταχύτητες του δρομέα (κεφάλαιο 4). Μόνο στο μεσοπερατό φίλτρο δεν ακολουθήθηκε αυτή η προσέγγιση. Δηλαδή μόνο σε αυτήν την περίπτωση το εύρος δεν επιλέχθηκε τόσο μεγάλο ώστε να καλύπτει την συχνότητα 1P σε κάθε δυνατή γωνιακή ταχύτητα του δρομέα. Διότι τότε θα ήταν πολύ μεγάλο και δεν θα μπορούσαμε να συγκρίνουμε τις επιδόσεις του έναντι των χαμηλοπερατών φίλτρων. Σε αυτήν την περίπτωση μόνο αποκόψαμε την 1P συχνότητα που αντιστοιχούσε σε ταχύτητα περιστροφής του δρομέα που θα όριζε ο ελεγκτής στροφών μας βάσει της ταχύτητας ροής του ανέμου που είχε επιλεχθεί στην προσομοίωση.

Ο τρόπος που αντιμετωπίστηκε ο προσδιορισμός του εύρους του φίλτρου στην εργασία αυτή είναι ικανοποιητικός αλλά καθόλου συντηρητικός. Εφόσον γνωρίζουμε ότι όσο αυξάνουμε το εύρος ενός φίλτρου τόσο πιο υψίσυχνη (και άρα δύσκολη από άποψη υλοποίησης) είναι η απόκριση του επενεργητή, θα πρέπει να προσπαθούμε να κρατάμε το εύρος σε μικρές όσο γίνεται τιμές. Επομένως, μια πολύ καλή βελτίωση που θα μπορούσε να γίνει στον κώδικα είναι να προγραμματιστεί το φίλτρο ώστε να υπολογίζονται οι καταστατικές εξισώσεις του δυναμικά, δηλαδή κατά την διάρκεια προσομοίωσης.

Συγκεκριμένα, ο χρήστης μπορεί να ορίζει εξαρχής ως εξωτερικές παραμέτρους τους επιτρεπόμενους κυματισμούς R_s, R_p. Σε κάθε χρονική επανάληψη γνωρίζουμε την ταχύτητα περιστροφής $\vec{\omega}$, και άρα μπορούμε να βρούμε την 1P συχνότητα περιστροφής ως $f_{1P} = \omega/60(Hz)$. Έχοντας ορίσει εξαρχής την τιμή του εύρους του μεσοπερατού φίλτρου γύρο από την συχνότητα 1P, έστω δf, μπορούμε να βρούμε το διάνυσμα ω_f που απαιτείται για τον προσδιορισμό των εξισώσεων του φίλτρου (εξίσωση 7.1) ως:

$$\vec{\omega_f} = 2\pi(|f_{1P} - \delta f|, f_{1P} + \delta f) \tag{7.2}$$

Το ίδιο ακριβώς ισχύει και το ζωνοαποκοπτικό φίλτρο απλά η συνάρτηση 'g' της εξίσωσης 7.1 θα είναι διαφορετική και το διάνυσμα $\vec{\omega_f}$ θα υπολογιστεί δύο φορές, για τις συχνότητες f_{3P} και f_{6P} αντίστοιχα. Οπότε:

$$\omega_f^{\vec{3}P} = 2\pi(|f_{3P} - \delta f|, f_{3P} + \delta f) \qquad \omega_f^{\vec{6}P} = 2\pi(|f_{6P} - \delta f|, f_{6P} + \delta f) \tag{7.3}$$

Τέλος, εαν το φίτλρο είναι χαμηλοπερατό τότε θα ορίζουμε το εύρος συχνοτήτων δf που θα θέλουμε να συμπεριλάβουμε μετά την βασική συχνότητα 1P, συνεπώς:

$$\vec{\omega_f} = 2\pi(f_{1P} + \delta f) \tag{7.4}$$

Ο αναλυτικός προσδιορισμός των πινάκων $[\bar{A}, \bar{B}, \bar{C}, \bar{D}]$ μέσω προγραμματισμού της συνάρτησης 'g' θα πρέπει να βελτιώσει τα αποτελέσματά μας. Όχι βέβαια τόσο σε μείωση φορτίων, αφού ήδη στα φίλτρα που έχουμε σχεδιάσει έχουμε φροντίσει να υπάρχει η συχνότητα 1P. Περισσότερο θα βελτιώσει την απόκριση του μεταπτερυγίου καθώς τα εύρη συχνοτήτων θα είναι πιο συντηρητικά επιλεγμένα και μικρότερα, άρα, θα περιέχουν την συχνότητα 1P εξασφαλίζοντας έτσι περίπου ίδιες μειώσεις φορτίων με αυτές που υπολογίσαμε στην εργασία αυτή, περιορίζοντας όμως αποδοτικότερα το εύρος των συχνοτήτων που διέρχονται από το φίλτρο και συνεπώς την ταχύτητα κίνησης του μεταπτερυγίου.

Ωστόσο, ο δυναμικός προσδιορισμός των $[\bar{A}, \bar{B}, \bar{C}, \bar{D}]$ θα έχει σίγουρα υπολογιστικό κόστος. Αυτό είναι κάτι το οποίο θα πρέπει να ληφθεί σοβαρά υπόψιν πριν προβούμε σε αλλαγή της μοντελοποίησης του φίλτρου.

7.2.5 Μεταβολή αεροδυναμικών απαιτήσεων σύγκλισης

Όπως έχει εξηγηθεί στο κεφάλαιο 2, εντός του αεροδυναμικού μοντέλου, και για τα στοιχεία που περιέχουν μεταπτερύγιο, πρέπει να ικανοποιούνται δύο συνθήκες προτού μεταβούμε στο ελαστικό μοντέλο:

1. Σύγκλιση της συνθήκης Kutta για το υπό εξέταση στοιχείο.

2. Σύγκλιση των συντελεστών επαγωγής για το υπό εξέταση στοιχείο.

Προκειμένου να αντιμετωπίσουμε τις δύο αυτές απαιτήσεις στον κώδικα, πληρούμε την σύγκλιση σειριακά. Δηλαδή πρώτα περιμένουμε να επιτευχθεί η σύγκλιση της συνθήκης Kutta και έπειτα ελέγχουμε την σύγκλιση των συντελεστών επαγωγής. Εάν οι συντελεστές επαγωγής δεν συγκλίνουν, βελτιώνουμε την τιμή τους και προχωρούμε από την αρχή στην σύγκλιση της συνθήκης Kutta με την διορθωμένη αεροδυναμική λόγω της αλλαγής των συντελεστών επαγωγής. Τέλος, μόλις και οι δύο συγκλίσεις επιτευχθούν προχωρούμε στο ελαστικό μοντέλο το οποίο θα μας οδηγήσει πίσω στο αεροδυναμικό μέχρι να συγκλίνει και αυτό.

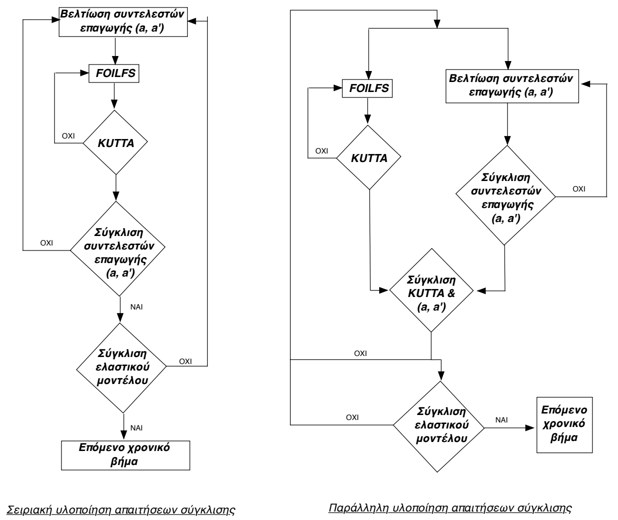
Προφανώς, μιας και ο κώδικας είναι αεροελαστικός η αλληλεπίδραση αεροδυναμικού - ελαστικού μοντέλου δεν γίνεται να αποφευχθεί. Αυτό που μπορεί να δοκιμαστεί ωστόσο είναι να ελέγχονται οι δύο συνθήκες σύγκλισης του αεροδυναμικού μοντέλου παράλληλα. Αυτή η προσέγγιση έναντι της μέχρι τώρα υλοποιούμενης φαίνεται στο σχήμα 7.3.

Ο νέος τρόπος αντιμετώπισης του ζητήματος της σύγκλισης δεν είναι απαραίτητο ότι θα βελτιώσει τον χρόνο προσομοίωσης, μιας και δεν είναι σαφές ότι η συνθήκη Kutta θα πληρείται πάντα ταυτόχρονα με την σύγκλιση των συντελεστών επαγωγής. Ωστόσο αξίζει να εξεταστεί εαν αυτός ο παράλληλος υπολογισμός λειτουργεί αποδοτικά μιας και σε περίπτωση που πράγματι λειτουργεί, μπορεί να μειώσει σημαντικά τον χρόνο προσομοίωσης.

7.2.6 Βελτίωση ελεγκτή standstill βάσει της α_L

Όπως φάνηκε ήδη από το κεφάλαιο 5, ένας σωστά βαθμονομημένος ελεγκτής ανοιχτού βρόγχου μπορεί να μειώσει τις ισοδύναμες M_{flap} και M_{edge} ροπές κατά 25% και 12% αντίστοιχα, όταν η α/γ βρίσκεται υπό κατάσταση standstill.

Εκλέγοντας προσεκτικότερα τις γωνίες πρόσπτωσης που ορίζουν την μετακίνηση του μεταπτερυγίου μπορούμε να μεταβάλλουμε την απόδοση του ελεγκτή



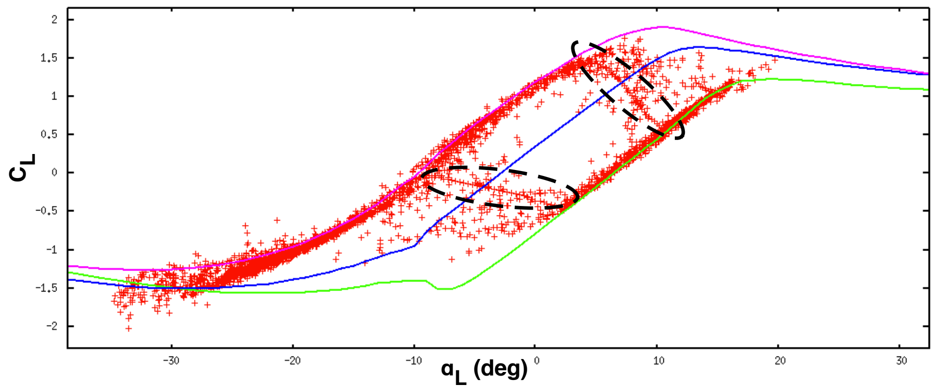
Σχήμα 7.3: Χρησιμοποιούμενη και προτεινόμενη μεθοδολογία σύγκλισης αεροδυναμικού μοντέλου.

και τις μειώσεις ισοδύναμων φορτίων που προκύπτουν. Επίσης, μια παράμετρος που επηρεάζει έντονα την απόδοση είναι η ταχύτητα κίνησης του μεταπτερυγίου, δηλαδή το πόσο γρήγορα φτάνει στις ακραίες τιμές των $\pm 10^o$. Διότι όπως έχει εξηγηθεί αυτό επηράζει την κλίση $dC_L/d\alpha$ και τις ταλαντώσεις στα φορτία.

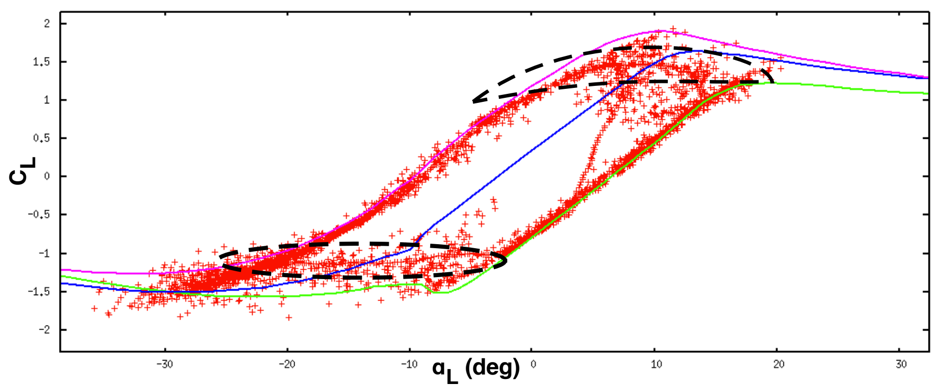
Για παράδειγμα, δίνεται το σχήμα 7.4 που αποτελεί τις καμπύλες $C_L - \alpha$ για έλεγχο μέσω α_L όπου τα όρια α_L^{up} και α_L^{down} είναι διαφορετικά σε κάθε περίπτωση, όπως επίσης και ο χρόνος κίνησης του μεταπτερυγίου, t_{flap}.

Όπως φαίνεται στο σχήμα 7.4 όσο ο χρόνος κίνησης του μεταπτερυγίου αυξάνεται η κλίση $dC_L/d\alpha$ μειώνεται, πράγμα επιθυμητό. Ωστόσο, λόγω της αργής μεταβολής φτάνουμε σε μεγάλες τιμές του συντελεστή άνωσης όταν το μεταπτερύγιο είναι στις $+10^o$ και σε αρκετά μικρές όταν βρίσκεται στις -10^o. Κάτι τέτοιο είναι προφανώς ανεπυθήμητο καθώς ακριβώς αυτές τις περιοχές είναι που προσπαθούμε να αποφύγουμε με την κίνηση των μεταπτερυγίων. Για αυτόν τον λόγο θα πρέπει η αύξηση της διάρκειας κίνησης του μεταπτερθγίου να συνοδεύεται και από μείωση των τιμών $|\alpha_L^{up}|, |\alpha_L^{down}|$. Η εύρεση του πιο αποδοτικού συνδυασμού $\alpha_L^{up}, \alpha_L^{down}, t_{flap}$ είναι εκείνη που θα βελτιώσει τον ελεγκτή συνολικά.

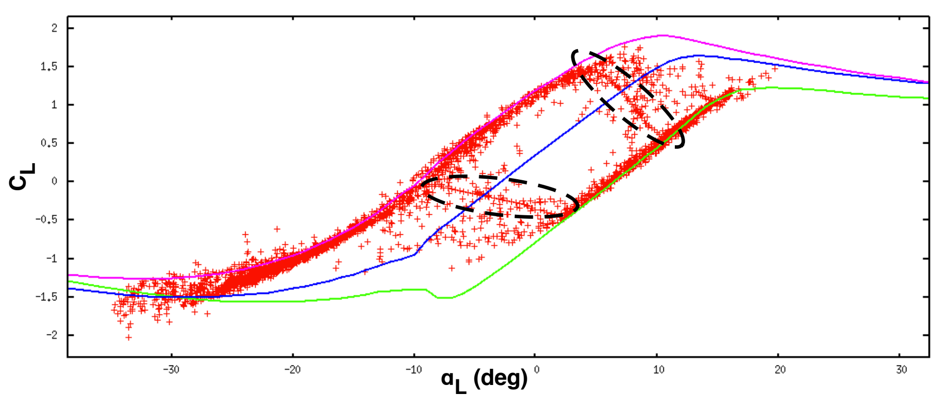
Επίσης, τεχνικές εξομάλυνσης του σήματος αξίζει να μελετηθούν περισσότερο. Όπως έχουμε πει είναι απαραίτητο να γνωρίζουμε την μονοτονία της $\alpha_L - t$ για τον έλεγχο. Αυτή μπορεί να προκύψει μέσω σύγκρισης με παλαι-



(α′) $\alpha_L^{up} = -2.66^o, \alpha_L^{down} = 2.4^o, t_{flap} = 2sec.$



(β′) $\alpha_L^{up} = -9^o, \alpha_L^{down} = -2^o, t_{flap} = 5sec.$



(γ′) $\alpha_L^{up} = -10^o, \alpha_L^{down} = 0^o, t_{flap} = 5sec.$

Σχήμα 7.4: Μεταβολή του C_L για διάφορες περιπτώσεις ελεγκτή.

ότερη τιμή της α_L ή μέσω κάποιου φίλτρου. Στο κεφάλαιο 4 έχουν αναφερθεί τα πλεονεκτήματα και τα μειωνεκτήματα της κάθε μεθόδου. Από εκεί και πέρα είναι ζήτημα συστηματικής μελέτης και προσομοιώσεων ώστε να σχεδιαστεί ένας αποδοτικότερος ελεγκτής.

Παράλληλα, έχει ενδιαφέρον να μελετηθούν και διάφορες άλλες συναρτήσεις κίνησης του μεταπτερυγίου πέραν της γραμμικής που δοκιμάστηκε εδώ. Έτσι ενδέχεται να μπορεί να μειωθεί η κλίση $dC_L/d\alpha$ χωρίς να αυξηθεί ο χρόνος κίνησης του μεταπτερυγίου. Κάτι τέτοιο θα οδηγούσε σίγουρα σε μείωση των ταλαντώσεων της M_{edge} ενώ θα επέτρεπε μεγάλο περιορισμό και στην M_{flap}. Η κίνηση αυτή θα μπορούσε να οριστεί βάσει και των προϋπάρχουσων καμπύλων $C_L - \alpha$ ώστε να εξασφαλίζεται ότι $dC_L/d\alpha > 0$.

Τέλος, βελτίωση του συστήματος ελέγχου ενδέχεται να επιφέρει και η εισαγωγή καθυστέρησης στην κίνηση του μεταπτερυγίου. Κάτι τέτοιο δεν είναι ισοδύναμο με την αύξηση του χρόνου κίνησης. Ο χρόνος κίνησης μπορεί θα παραμείνει μικρός ώστε να μειωθεί αρκετά η M_{flap}, αλλά το σήμα θα εισέρχεται στον ελεγκτή με μια καθυστέρηση. Έτσι, μέχρι να κινηθεί το μεταπτερύγιο, η γωνία πρόσπτωσης θα έχει αυξηθεί (κατά απόλυτη τιμή) και άρα η κλίση $dC_L/d\alpha$ θα είναι μικρή. Εάν ο χρόνος καθυστέρησης βαθμονομηθεί σωστά (μπορεί να αλλάζει συναρτήσει της γωνιακής ταχύτητας περιστροφής) τότε το σύστημα ελέγχου ίσως να δώσει ακόμη μεγαλύτερες μειώσεις φορτίων.

7.3 Προτάσεις περαιτέρω μελέτης

Ορισμένες ιδέες μελέτης που μπορούν να συνεισφέρουν στην διαμόρφωση μιας πιο σφαιρικής εικόνας των δυνατοτήτων των μεταπτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας στο να επιφέρουν μείωση των φορτίων είναι οι εξής:

- Ανάπτυξη ελεγκτή μείωσης φορτίων υπό συνθήκες μεταβλητής ταχύτητας ροής.
- Μελέτη βέλτισης γεωμετρίας μεταπτερυγίου.
- Εξέταση ελεγκτή με ανεξάρτητη κίνηση μεταπτερυγίων ανά πτερύγιο.
- Έλεγχος με αισθητήρα LiDAR.
- Έλεγχος standstill με παραδοσιακούς αισθητήρες.

Παρακάτω γίνετα πάλι μια σύντομη εξήγηση των προτάσεων αυτών.

7.3.1 Ανάπτυξη ελεγκτή μείωσης φορτίων υπό συνθήκες μεταβλητής ταχύτητας ροής

Στην εργασία αυτή, οι συνθήκες ροής που προσομοιώθηκαν αφορούσαν πάντοτε συγκεκριμένη ταχύτητα ροής. Ο άνεμος ήταν βέβαια τυρβώδης, ωστόσο, η τύρβη αφορούσε πάντα την υπό εξέταση ταχύτητα του ανέμου, δηλαδή:

$$U(t) = U_M + \sigma_U(t) \tag{7.5}$$

όπου U_M ήταν η μέση ταχύτητα της ροής και $\sigma_U(t)$ η τυπική απόκλιση που προσομοιώνει την τύρβη.

Είναι ενδιαφέρον να εξεταστούν οι δυνατότητες μείωσης φορτίων όταν όχι μόνο η τυπική απόκλιηση της ταχύτητας της ροής, αλλά και η μέση τιμή της είναι συναρτήσεις του χρόνου, οπότε:

$$U(t) = U_M(t) + \sigma_U(t) \tag{7.6}$$

Έχουμε ήδη κάνει μια πρόχειρη μελέτη της ευαισθησίας των κερδών ως προς την μέση τιμή της ταχύτητας ροής για κυκκλικό έλεγχο (κεφάλαιο 5), όπου διαπιστώθηκε μια αξιοσημείωτη ευρρωστία του ελέγχου. Συγκεκριμένα επαληθεύθηκε ότι το σύστημα λειτουργεί ικανοποιητικά για ίδιες τιμές κερδών K_I^{yaw} και K_I^{tilt} στις ταχύτητες U=8m/sec και U=18m/sec για μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c$, $F_L = 22\%R$ ενώ υπάρχει μια μικρή επίδραση σε μικρότερο μεταπτερύγιο ($F_c = 30\%c$, $F_L = 33\%R$).

Στην συγκεκριμένη πρόταση μελέτης θα πρέπει να επαληθευθεί η ευρωστία αυτή για ένα μεγάλο εύρος τιμών ταχυτήτων (και διάφορες υλοποιήσεις τύρβης) ροής, καθώς και να γίνει η αντίστοιχη μελέτη για την περίπτωση εξατομικευμένου ελέγχου. Σε περίπτωση που διαπιστωθεί ότι τελικά υπάρχει κάποια εξάρτηση των κερδών από την την ταχύτητα ανέμου (ιδίως για τον εξατομικευμένο έλεγχο), θα πρέπει αυτά να αλλάζουν δυναμικά με τον χρόνο για ροή με μεταβαλλόμενη μέση τιμή $U_M(t)$. Ο τρόπος που μεταβάλλονται δεν χρειάζεται να εξαρτάται από το είδος της χρονοσειράς U(t) αλλά μόνο από την τιμή της ταχύτητας την υπό εξέταση χρονική στιγμή. Έτσι, είτε η ταχύτητα ακολουθεί μια ράμπα, είτε μια περιοδική μεταβολή, είτε οποιαδήποτε άλλη συνάρτηση, τα κέρδη θα αλλάζουν με τον ίδιο τρόπο.

Ο τρόπος αυτός μπορεί καταρχάς να είναι μια γραμμική στάθμιση των κερδών που αντιστοιχούν σε συγκεκριμένες τιμές μέσων ταχυτήτων οι οποίες έχουν προσομοιωθεί ξεχωριστά. Έτσι, σε κάθε μέση ταχύτητα U_M^i αντιστοιχούν κάποια κέρδη ανάλογα με τον έλεγχο. Για εξατομικευμένο έλεγχο επιτάχυνσης: K_I^i (και K_P^i αν χρησιμοποιούμε μεσοπερατό φίλτρο), και για κυκλικό έλεγχο φορτίου: K_I^{yaw}, K_I^{tilt}. Αν λοιπό η ταχύτητα ροής είναι U_M^j, τα κέρδη θα βρίσκονται από την:

$$K^j = \frac{K^i - K^{i-1}}{U_M^i - U_M^{i-1}} U_M^j + \frac{K^{i-1}U^i - K^i U^{i-1}}{U_M^i - U_M^{i-1}} \tag{7.7}$$

όπου K^j το ζητούμενο κέρδος ανάλογα με τον έλεγχο και το φίλτρο που χρησιμοποιείται, U_M^i η αμέσως μεγαλύτερη (ή ίση) ταχύτητα από την U_M^j, U_M^{i-1} η αμέσως μικρότερη (ή ίση) ταχύτητα από την U_M^j και K^i, K^{i-1} τα αντίστοιχα κέρδη που χρησιμοποιούνται από τον ελεγκτή στις ταχύτητες U_M^i και U_M^{i-1} αντίστοιχα.

Για να οριστούν σωστά τα κέρδη που ορίζουμε στις διακεκριμένες τιμές ταχυτήτων, θα πρέπει να γίνουν πολλές προσομοιώσεις τυρβώδη ανέμου για κάθε ταχύτητα ώστε να είναι σίγουρο ότι οι τιμές των κερδών δεν υπόκεινται σε μεγάλα στατιστικά σφάλματα (τα οποία εισάγονται λόγω της στοχαστικότητας της τύρβης του ανέμου). Σε αυτήν την βάση έχει νόημα να γίνει προσπάθεια βελτιστοποίησης των τιμών των κερδών (λ.χ. μέγιστη μείωση μέσης ροπής πτερύγισης από τα τρία πτερύγια, ή ελάχιστη ταχύτητα κίνησης μεταπτερυγίου ώστε να επιτυγχάνεται δεδομένη μείωση).

Τέλος, η γραμμική παρεμβολή μπορεί να μην γίνεται βάσει της μέσης ταχύτητας ροής, $U_M(t)$ αλλά της γωνιακής ταχύτητας περιστροφής του δρομέα, $\omega(t)$. Αυτή είναι πιο ρεαλιστική προσέγγιση μιας και η $\omega(t)$ είναι διαθέσιμη στην πραγματικότητα πολύ ευκολότερα από ότι η $U_M(t)$. Επίσης, σε αυτήν την περίπτωση, μπορεί η υλοποίηση του σύνθετου αυτού ελεγκτή να συνδυαστεί και με τον αναλυτικό προγραμματισμό του φίλτρου όπως έχει περιγραφεί στην ενότητα 7.2.4 (σελίδα 200). Στην περίπτωση αυτή δημιουργούμε έναν ολοκληρωμένο και εξαιρετικά αποδοτικό ελεγκτή. Ωστόσο, η δυναμική μεταβολή των κερδών του ελεγκτή και των παραμέτρων του φίλτρου θα έχει σίγουρα κάποιο υπολογιστικό κόστος.

7.3.2 Μελέτη βέλτισης γεωμετρίας μεταπτερυγίου

Η γεωμετρία του μεταπτερυγίου καθορίζεται από το πλάτος του F_c και το μήκος του F_L όπως έχει ήδη αναφερθεί. Η βελτιστοποίηση της γεωμετρίας του μεταπτερυγίου αφορά:

1. Εξέταση πλήθους αεροτομών με διαφορετική γεωμετρία. Η γεωμτερία των αεροτομών επηρεάζει άμεσα τους αεροδυναμικούς συντελεστές που

υπολογίζονται από τον κώδικα *FOILFS*. Άρα η βελτιστοποίηση του μεταπτερυγίου αρχίζει από την εύρεση μιας αποδοτικής αεροτομής. Αποδοτική με την έννοια ότι η καμπύλες αεροδυναμικών συντελεστών είναι γραμμικές σε ένα μεγάλο εύρος γωνιών, και η ίδια η γεωμετρία καθιστά εφικτή την προσάρτηση μεταπτερυγίου στην αεροτομή.

2. Εύρεση συνάρτησης κίνησης του μεταπτερυγίου. Όπως έγινε στην παρούσα εργασία για την εύρεση των καμπυλών των αεροδυναμικών συντελεστών στην περίπτωση $F_c = 30\%c$. Μπορούν να εξεταστούν πολυωνυμικές συναρτήσεις υψηλότερων του τρίτου βαθμών. Επιπρόσθετα, μπορεί να υπολογιστεί η συνάρτηση αυτή βάσει της κίνησης που μπορεί να εκτελέσει ένας συγκεκριμένος επενεργητής.

3. Καθορισμός του πλάτους F_c του μεταπτερυγίου. Προφανώς, όσο μεγαλύτερο είναι το πλάτος F_c τόσο σημαντικότερη είναι και η επίδρασή του στην αεροδυναμική. Ωστόσο, όσο το μεταπτερύγιο μεγαλώνει σε πλάτος τόσο περισσότερο μετατοπίζεται η ακμή εκφυγής του μεταπτερυγίου για μια δεδομένη τιμή της γωνίας του. Προφανώς, στο σημείο που αρχίζει το μεταπτερύγιο υπάρχει έντονη μεταβολή των πιέσεων στο σημείο ασυνέχειας που δημιουργείται κατά την κατεύθυνση του μήκους (το συνεχές πτερύγιο διακόπτεται λόγω του μεταπτερυγίου), η οποία θα είναι εντονότερη όσο η απόσταση του μεταπτερυγίου από το απαραμόρφωτο πτερύγιο είναι μεγαλύτερη. Αυτή η επίδραση όμως δεν λαμβάνεται υπόψιν στην απλοποιημένη αεροδυναμική μοντελοποίηση του κώδικ *FOILFS*. Με άλλα λόγια όσο αυξάνουμε το πλάτος F_c πρέπει να λαμβάνουμε υπόψιν ότι τα αποτελέσματά μας γίνονται ανακριβή.

4. Καθορισμός του μήκους F_L. Το μήκος είναι μια από τις σημαντικότερες μεταβλητές του συγκεκριμένου προβλήματος. Το μήκος του μεταπτερυγίου ορίζει την περιοχή εκείνη που επιδρά η μείωση φορτίου. Όσο πιο μεγάλο είναι τόσο το καλύτερο. Ωστόσο, θα πρέπει να επιλεχθεί ένα μήκος F_L ρεαλιστικό από άποψη δυνατότητας κίνησης των επενεργητών. Επιπρόσθετα, ισχύει και εδώ η παραπάνω παρατήρηση πως όσο το μήκος αυξάνεται περιοριζόμαστε σε αξιοπιστία αποτελεσμάτων για τον ίδιο λόγο που έχει αναφερθεί παραπάνω.

5. Καθορισμός του αριθμού μεταπτερυγίων που χρησιμοποιούνται. Αυτή η παράμετρος καθορίζεται έπειτα από τον προσδιορισμό του μήκους F_L και βάσει των δυνατοτών του επενεργητή κυρίως.

6. Καθορισμός της θέσης στην οποία βρίσκεται το μεταπτερύγιο (ή τα μεταπτερύγια ανάλογα με το πλήθος αυτών). Αυτή η παράμετρος είναι ιδιαίτερα σημαντική και θα πρέπει να μελετηθεί με προσοχή. Τα μεγιστα φρτία εμφανίζονται συνήθως σε μια ακτίνα περίπου στο 75% του μήκους της ακτίνας του πτερυγίου. Οπότε συνήθως τοποθετούνται εκεί συμμετρικά. Βέβαια, όσο πλησιάζουμε προς το ακροπτερύγιο, η επίδραση των στοιχείων στην ροπή πτερύγισης (η μείωση της οποίας είναι ο βασικότερος στόχος) αυξάνει ιδιαίετερα (λόγω της αύξησης του μοχλοβραχίονα από το κέντρο του στοιχείου στην ρίζα του πτερυγίου). Επομένως, θα πρέπει να μελετηθεί πιο σημείο αποτελεί (αν υπάρχει) το βέλτιστο για την τοποθέτηση του μεταπτερυγίου.

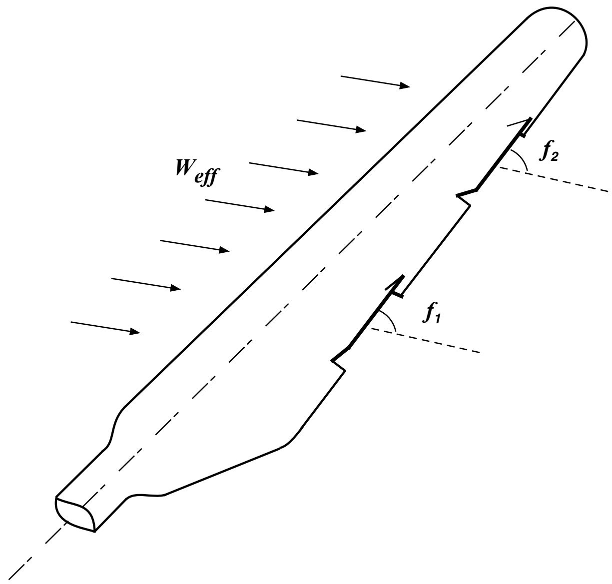
Η ανάλυση αυτή είναι αρκετά περίπλοκη, ωστόσο το να γωνρίζουμε την γεωμετρία και την θέση που πρέπει να τοποθετηθεί το μεταπτερύγιο για να λάβουμε την καλύτερη μείωση, μας δίνει έπειτα την ευκαιρία να ασχοληθούμε με την μελέτη των διαφόρων ελεγκτών ξεχωριστά και να προσδιορίσουμε τα πλεονεκτήματα της κάθε τεχνικής ελέγχου έχοντας εξασφαλισμένο ότι το μεταπτερύγιό μας διαθέτει την καλύτερη δυνατή συμπεριφορά.

7.3.3 Εξέταση ελεγκτή με ανεξάρτητη κίνηση μεταπτερυγίων ανά πτερύγιο

Μια ενδιαφέρουσα πρόταση μελέτης είναι η διερεύνηση της δυνατότητας μείωσης φορτίων όταν εισάγουμε περισσότερα από ένα μεταπτερύγια ανά πτερύγιο, καθένα από τα οποία κινείται ανεξάρτητα, όπως φαίνεται στο σχήμα 7.5.

Στην εργασία αυτή δοκιμάσαμε την προσομοίωση ανεμογεννήτριας που έχει δύο μεταπτερύγια σε κάθε πτερύγιο. Ωστόσο, ο ελεγκτής έδινε μια γωνία για κάθε πτερύγιο, η οποία αντιστοιχούσε και στα δύο τα μεταπτερύγια του πτερυγίου αυτού. Αυτή η αντιμετώπιση όμως είναι πολύ συντηρητική. Με άλλα λόγια, καθώς το ένα μεταπτερύγιο είναι πιο μακριά από την ρίζα του πτερυγίου από ότι το άλλο, η επίδρασή του στην μείωση της ροπής είναι σίγουρα πολύ εντονότερη. Συνεπώς, το να στρέφουμε και τα δύο μεταπτερύγια κατά ίδια γωνία σημαίνει ότι χρησιμοποιούμε ανεπαρκώς τις δυνατότητες του συστήματός μας. Πιο αποδοτικό θα ήταν να στρίβουμε περισσότερο το μεταπτερύγιο που είναι κοντά στην ρίζα του πτερυγίου, και να είμαστε λιγότερο απαιτητικοί στις γωνίες του άλλου μεταπτερυγίου.

Σε μια μελέτη ανεξάρτητων μεταπτερυγίων, θα πρέπει να επιλεχθεί με προσοχή το σήμα εισόδου στον κάθε ελεγκτή. Για παράδειγμα, εαν το σήμα είναι



Σχήμα 7.5: Ανεξάρτητη κίνηση μεταπτερυγίων που ανήκουν σε κοινό πτερύγιο.

η επιτάχυνση στο ακροπτερύγιο, θα πρέπει να αναπτυχθεί μια μέθοδος ώστε να αντιστοιχίζεται ένα μέρος του σήματος του ελεγκτή σε κάθε μεταπτερύγιο. Μια πρώτη ιδέα είναι να θεωρήσουμε ότι η μείωση ορίζεται ανάλογα με την ακτινική απόσταση του εσωτερικού μεταπτερυγίου, R_1, από το εξωτερικό, R_2. Έτσι, εάν το σήμα του ελεκτή απαιτεί γωνία μεταπτερυγίου f_{contr} τότε:

$$f_{contr} = f_1 + f_2 = \frac{R_{in}}{R_{out}} f_{contr} + (1 - \frac{R_{in}}{R_{out}}) f_{contr} \tag{7.8}$$

όπου f_1 είναι η γωνία του μεταπτερυγίου που βρίσκεται κοντά στην ρίζα του πτερυγίου και f_2 είναι η γωνία του μεταπτερυγίου κοντά στο ακροπτερύγιο. η συνεισφορά του κάθε μεταπτερυγίου μπορεί να οριστεί με διάφορους τρόπους, και η εύρεση ενός αποδοτικού και γρήγορου τρόπου είνα βασική στην μελέτη που προτείνεται εδώ.

Εναλλακτικά, μπορεί να χρησιμοποιηθούν ξεχωριστοί αισθητήρες στα σημεία με μεταπτερύγιο, διευκολίνοντας έτσι την ανάλυση. Πάντως, αυτό που είναι βασικής σημασίας στην μελέτη αυτή είναι να αποσυμφορηθούν οι επενεργητές, δηλαδή να προκύψει ένα σήμα εύκολα διαχειρσιμο και επιτεύξιμο.

7.3.4 Έλεγχος με αισθητήρα LiDAR

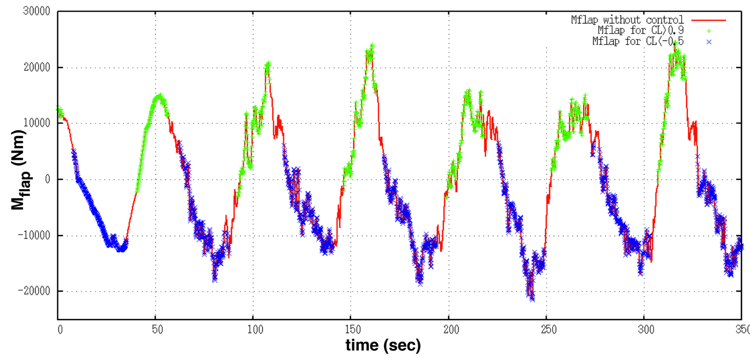
Οι δυνατότητες μείωσης των φορτίων σε μια α/γ που χρησιμοποιεί σύστημα ελέγχου με αισθητήρα LiDAR είναι ήδη πεδίο έρευνας [4.5]. Οι αισθητήρες αυτοί εκμεταλεύονται οπτικά σήματα και το φαινόμενο Doppler λόγω της σκέδασης των σημάτων στα σωματίδια που βρίσκονται στον αέρα ώστε να δημιουρήσουν έναν χάρτη της ταχύτητας του ανέμου σε κάποια απόσταση από το σημείο που βρίσκονται. Με τη συνήθη παραδοχή ότι ο αέρας ταξιδεύει με μια μέση ταχύτητα και ότι η ταχύτητα που μετρήσαμε θα φτάσει αναλείωτη στην α/γ έπειτα από ορισμένο χρονικό διάστημα βάσει αυτής της μέσης ταχύτητας, μπορεί να πραγματοποιηθεί έλεγχος πρόσοτροφοδότησης.

Δηλαδή, με προσεκτική βαθμονόμηση του μοντέλου ώστε να γνωρίζουμε πόσο πρέπει να στρίψει το μεταπτερύγιο ανάλογα με την ταχύτητα του ανέμου, μπορούμε να μεταβάλουμε την γεωμετρία του πτερυγίου πριν ακόμη αυτό υποστεί την ριπή του ανέμου που θα ανέβαζε τα φορτία του. Παρόμοια συστήματα ελέγχου ([4.5]) έχουν δείξει ότι προκύπτει μείωση στην ροπή πτερύγισης μεγαλύτερη από ότι με τους συμβατικούς αισθητήρες.

Επίσης, ενδιαφέρον θα ήταν αυτό το σύστημα ελέγχου να συνδυαστεί και με ένα σύστημα ελέγχου ανατροφοδότησης που θα χρησιμοποιεί κάποιον πιο αξιόπιστο αισθητήρα (σωλήνα Pitot, επιμυκηνσιόμετρο) που θα διορθώνει την αβεβαιότητα του μετρούμενου σήματος από το LiDAR. Διότι ο αισθητήρας LiDAR βασίζεται στην προαναφερθείσα παραδοχή που δεν είναι πάντα βάσιμη. Επίσης, έχει αποδειχθεί ([4.5]) ότι τα αποτελέσματα ενός συστήματος ελέγχου με LiDAR είναι πολύ ευαίσθητα στην βαθμονόμηση που έχει γίνει. Με άλλα λόγια είναι δύσκολο να σχεδιαστεί ένα εύρωστο σύστημα ελέγχου που να δουλεύει αποκλειστικά με LiDAR.

Το να εφαρμοστούν τεχνικές ελέγχου πρόβληψης κατάστασης περιπλέκουν πολύ το όλο σύστημα, ενώ είναι επιβαρυντικές και από υπολογιστικής πλευράς (χρόνος προσομοίωσης). Το πιο εύκολο και ίσως ισοδύναμο από πλευράς απόδοσης είναι να οριστεί ένας παράγοντας συνεισφοράς του συστήματος με LiDAR στην διαμόρφωση της γωνίας μεταπτερυγίου. Έτσι, το παραδοσιακό σύστημα ελέγχου που δοκιμάσαμε σε αυτήν την εργασία θα συμμετέχει επίσης στην διαμόρφωσή της με σκοπό την διόρθωση σφαλμάτων που προκύπτουν από τον έλεγχο προσοτροφοδότησης.

Πάντως, ένα σύστημα ελέγχου με LiDAR αξίζει σίγουρα να εξερευνηθεί καθώς τα μεταπτερύγια έχουν γρήγορη απόκριση και υψηλή αεροδυναμική επίδραση. Έτσι, ένα τέτοιο σύστημα ελέγχου σχεδιασμένο με προσοχή, υπόσχεται ακόμη καλύτερα αποτελέσματα μειώσεως των φορτίων.



Σχήμα 7.6: Αντιστοίχιση τιμών C_L^{up}, C_L^{down} σε M_{flap}^{up}, M_{flap}^{down}.

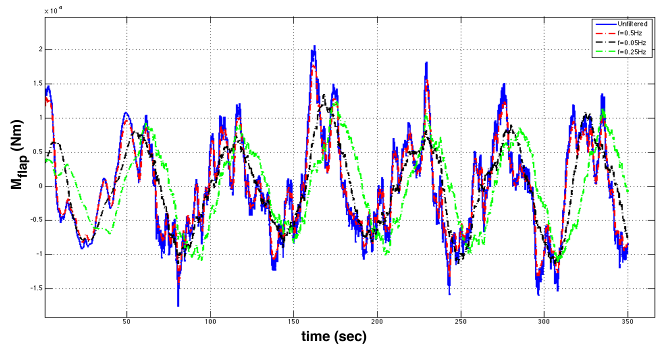
7.3.5 Έλεγχος standstill με παραδουσιακούς αισθητήρες

Ο έλεγχος σε κατάσταση standstill με στόχο την μείωση των M_{edge} και M_{flap} είναι πολύ σημαντικός. Όπως φάνηκε από την εργασία αυτήν μειώσεις της τάξεως του 12% και 25% είναι εφικτές με τα σημερινά μέσα. Ωστόσο, αυτό που έχει αξία να μελετηθεί είναι αν αυτές τις τιμές μπορούμε να τις επιτύχουμε πιο παραδοσιακούς αισθητήρες από τον σωλήνα Pitot.

Ο πιο συχνά χρησιμοποιούμενος αισθητήρας είναι το επιμηκυνσιόμετρο, και θα ήταν ενδιαφέρον να επιτευχθεί ο έλεγχος μέσω μετρήσεως της ροπής M_{flap}. Προτημάται αυτή η συνιστώσα ροπής διότι η M_{edge} διαθέτει εξαιρετικά υψύσυχνο σήμα (όπως φαίνεται και από τα αντίστοιχα αποτελέσματα του κεφαλάιου 5) και ο έλεγχος βάσει εκείνης είναι αδύνατος. Κατά την διάρκεια εκπόνησης αυτής της εργασίας έγινε προσπάθεια να επιτευχθεί ο έλεγχος μέσω φορτίου. Ωστόσο παρόλο που η καταφέραμε να μειώσουμε αρκετά την M_{flap} (10% μέση μείωση ισοδύναμου φορτίου) δεν υπήρξε το ανάλογο αποτέλεσμα με την M_{edge}.

Η δυσκολία του ελέγχου ξεκινάει από την αντιστοίχιση των τιμών C_L^{up}, C_L^{down} σε τιμές M_{flap}^{up}, M_{flap}^{down}. Εάν εξετάσουμε μια περίπτωση δίχως έλεγχο, είναι εύκολη αυτή η αντιστοίχηση μιας και τα μεγέθη C_L και M_{flap} είναι σε φάση. Αυτό φαίνεται στο σχήμα 7.6 για την περίπτωση που $C_L^{up} = 0.9$, $C_L^{down} = -0.5$.

Από το σχήμα 7.6 βλέπουμε ότι δεν υπάρχει μια ακριβώς τιμή M_{flap}^{up} που να αντιστοιχεί στο C_L^{up} (αντίστοιχα για το M_{flap}^{down}). Μια λύση σε αυτό αποτελεί η εισαγωγή ενός χαμηλοπερατού φίλτρου πολύ χαμηλής συχνότητας στο σύστημα ελέγχου. Δεδομένου ότι η συχνότητα περιστροφής είναι περίπου 1rpm , η συχνότητα αποκοπής του φίτλρου θα πρέπει να είναι της τάξεως των 0.016Hz.



Σχήμα 7.7: Επενέργεια διαφόρων φίλτρων στο σήμα της ροπής.

Όσο όμως πλησιάζουμε στην τιμή αυτή τόσο εμφανίζεται διαφορά φάσης μεταξύ των σημάτων εισόδου και εξόδου του φίλτρου. Για παράδειγμα, δίνεται το σχήμα 7.7 όπου φαίνεται η επενέργεια διαφόρων φίλτρων στο σήμα της ροπής.

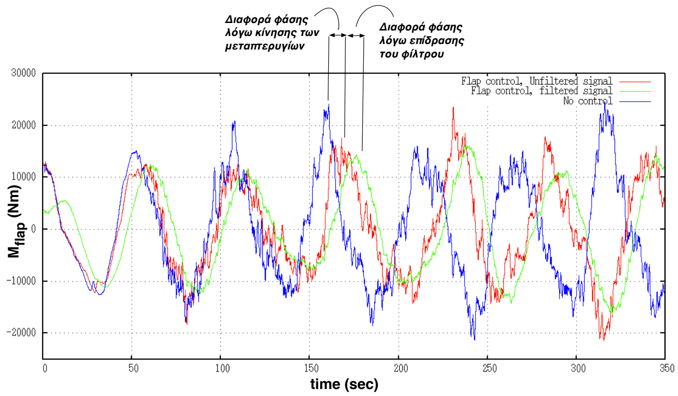
Βλέπουμε ότι για να πάρουμε ένα ικονοποιητικά ομαλό σήμα ροπής, που είναι απαραίτητο ώστε να μπορούμε να υπολογίσουμε όχι μόνο την τιμή του C_L που αντιστοιχεί στην ροπή μας αλλά και την μορφή της συνάρτησης της χρονοσειράς $C_L - \alpha$ (αύξουσα ή φθήνουσα), πρέπει να συνυπολογίσουμε μια αρκετά μεγάλη διαφορά φάσης στο σήμα του ελεγκτή σε σχέση με το πραγματικό μέγεθος της ροπής. Αυτή η διαφορά φάσης είναι σταθερή μεταξύ του φιλτραρισμένου και του αφιλτράριστου σήματος, μιας και οφείλεται αποκλειστικά στην επίδραση του φίλτρου και μπορεί ίσως να αντιμετωπισθεί με την εισαγωγή κατάλληλου όρου καθυστέρησης στο σύστημα ελέγχου.

Ωστόσο, επειδή η κίνηση των μεταπτερυγίων επιδρά στην γωνιακή ταχύτητα της α/γ, είναι αναπόφευκτη η δημιουργία διαφοράς φάσης μεταξύ της ροπής πτερύγισης με έλεγχο και της ροπής πτερύγισης χωρίς έλεγχο. Έτσι, οι τιμές M_{flap}^{up}, M_{flap}^{down} που αντιστοιχούν στα C_L^{up}, C_L^{down} στην δίχως έλεγχο περίπτωση, παύουν να είναι σταθερές όταν εισάγουμε έλεγχο μεταπτερυγίων περιπλέκοντας έτσι πολύ το σύστημα (σχήμα 7.8).

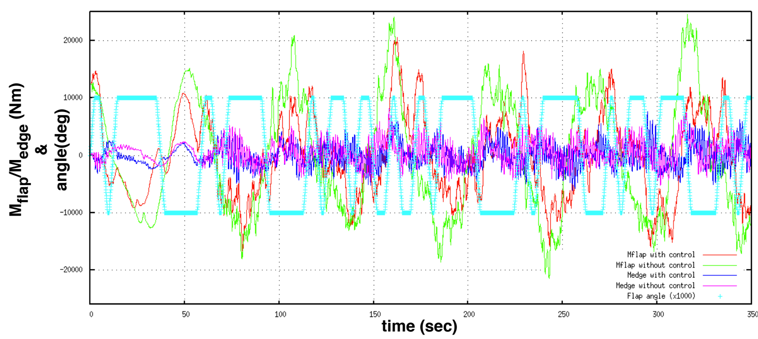
Συνεπώς, κατά τον έλεγχο μέσω της ροπής M_{flap} έχουμε να αντιμετωπίσουμε τις παραπάνω δυσκολίες μαζί με τα προβλήματα που αντιμετωπίσαμε ήδη από τον έλεγχο βάσει της α_L. Έτσι, πρέπει να δοθεί προσοχή στα εξής:

- Αντιστοίχιση C_L^{up}, $C_L^{down} \longrightarrow M_{flap}^{up}$, M_{flap}^{down} καθώς λειτουργεί ο έλεγχος ($\omega \neq const$).

- Φιλτράρισμα σήματος ροπής M_{edge} λαμβάνοντας υπόψιν την διαφορά φάσης.



Σχήμα 7.8: Δημιουργία διαφοράς φάσης λόγω περιστροφής της ανεμογεννήτριας.



Σχήμα 7.9: Επίδραση ελέγχου βάσει της M_{flap} στο σύστημα.

- Ορισμός κατάλληλης μορφής κίνησης μεταπτερυγίου, ταχύτητας μεταπτερυγίου και ελάχτιστου χρόνου παραμονής σε μια θέση (για αποφυγή διέγερσης M_{edge} ταλαντώσεων).

Τέλος, στο σχήμα 7.9 παρουσιάζεται η επίδραση του ελέγχου βάσει της M_{flap} στο σύστημα για μια πετυχημένη προσομοίωση που έγινε. Η μέση τιμή της ποσοστιαίας μείωσης ισοδύναμης ροπής ήταν 16% για την M_{flap} και -3.02% για την M_{ege} (μεταπτερύγιο $F_c = 30\%c, F_L = 10\%R$). Η επίδραση του ελέγχου στην M_{edge} δεν ήταν σταθερή, καθώς σε άλλα πτερύγια μείωσε τις ταλαντώσεις και σε άλλα τις αύξησε. Το παρακάτω αποτέλεσμα δείχνει καθαρά ότι με σωστό σχεδιασμό, θα μπορούσε να φτιαχτεί ελεγκτής standstill βάσει της M_{flap}. Θα πρέπει ωστόσο να δοθεί ιδιαίτερη προσοχή στην επίδραση του ελέγχου στις ταλαντώσεις τις M_edge καθώς είναι δεδομένο ότι η M_{flap} θα υποστεί μείωση.

Βιβλιογραφία

1. Αεροδυναμική:

[1.1] Krishnamurty Karamcheti, Principles of Ideal-Fluid Aerodynamics, Stanford, California 1996

[1.2] Joseph Katz, Allen Plotkin, Low-speed aerodynamics, McGraw-Hill 1991

[1.3] K. W. McAlister, O. Lambert, D. Petot , Application of the ONERA model of dynamic stall, AVSCOM Technical report 1984

[1.4] Christopher O. Johnston, Review, Extension, and Application of Unsteady Thin Airfoil Theory, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2004

2. Αιολική ενέργεια:

[2.1] Emrah Kulunk, Aerodynamics of Wind Turbines, New Mexico Institute of Mining and Technology 2011

[2.2] Burton, Sharpe, Jenkins, Bossanyi, Wind Energy Handbook, 2001

[2.3] J.F. Manwell & McGowan, A.L. Rogers, Wind Energy Explained, New Mexico Institute of Mining and Technology 2009

[2.4] Γ.Μπεργελές, ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ, Αθήνα

3. Διπλωματικές εργασίες:

[3.1] Β. Μαριολέας, Ανάπτυξη και αξιολόγηση ημι-εμπειρικών αεροδυναμικών εργαλείων για την ανάλυση αεροτομών με κινούμενο μεταπτερύγιο, Αθήνα 2013

[3.2] Pan Jiaoteng, Active load alleviation of wind turbine blades using shape morphing techniques, Athens 2013

[3.3] Π.Α. Μπακής, Διερεύνηση της δυνατότητας μείωσης των φορτίων πτερυγίων α/γ με χρήση τεχνικών ενεργητικής μεταβολής του σχήματος, Αθήνα 2014

[3.4] Kausihan Selvam, Individual Pitch Control for Large scale wind turbines, TU Delft 2007

4. Έλεγχος:

[4.1] K. A. Kragh, L. C. Henriksen, M. H. Hansen, On the Potential of Pitch Control for Increased Power Capture and Load Alleviation, Denmark 2013

[4.2] E. Bossanyi, Current perspectives on wind turbine control, Garrad Hassan 2012

[4.3] V. A. Riziotis, S. G. Voutsinas, Aero-elastic modelling of the active flap concept for load control, N.T.U.A.

[4.4] H. Markou, T. Buhl, B. Marrant, T.G. van Engelen, Morphological Study of Aeroelastic Control Concepts for Wind Turbines, Garrad Hassan 2002

[4.5] K. A. krag, M. H. Hansen, L. C. Henriksen, Sensor Comparison Study for Load Alleviating Wind Turbine Pitch Control, Denmark 2010

5. Αεροελαστικότητα:

[5.1] F. Zahle, V. Riziotis, L. Bergami, H. A. Madsen, Benchmarking of aerodynamic and aeroelastic models, 2013

[5.2] V. Riziotis, S. Voutsinas, GAST: General Aerodynamic and Structural Tool for Wind Turbines, N.T.U.A.

6. Λοιπές πηγές:

[6.1] V. Riziotis, D. Manolas, S. Voutsinas, Assessing the importance of geometric non-linear effects in the prediction of wind turbine blade loads, N.T.U.A. 2014

[6.2] R. J. Plaskitt, A. Halfpenny, P. Roberts, Using virtual strain gauges to correlate with bending and torsion measured on a helicopter tail cone using strain gauges, International Conference on Advances in Experimental Mechanics

[6.3] Yunhua Luo, An Efficient 3D Timoshenko Beam Element with Consistent Shape Functions, University of Manitoba 2008