

Διπλωματική εργασία

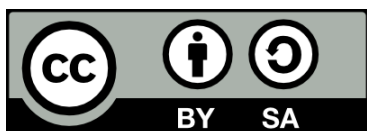
Κωδικός: GT/03-2020

**ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΜΕΛΕΤΗ ΕΠΙΔΟΣΕΩΝ  
ΜΟΝΤΕΛΟΥ ΣΤΡΟΦΕΙΟΥ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΑ  
ΟΡΙΖΟΝΤΙΟΥ ΑΞΟΝΑ**

Γκέλι Ελίζ του Σκελκίμ

*Επιβλέπων:* Ανδρόνικος Ε. Φιλίος  
Δρ. Μηχανολόγος Μηχανικός

Αθήνα, Ιούνιος 2020



*Επιτρέπεται η αντιγραφή, διανομή, αναπαραγωγή και η παρουσίαση της εργασίας και των παράγωγων έργων που βασίζονται σε αυτή, με την προϋπόθεση της πλήρους αναφοράς των στοιχείων της εργασίας, όπως αναγράφονται στο εξώφυλλο και η διάθεση των νέων δημιουργημάτων με τους ίδιους ακριβώς όρους.*

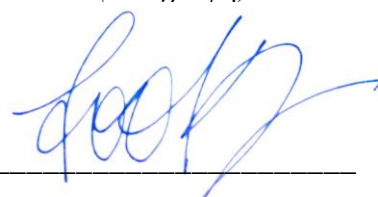
ΔΕΛΤΙΟ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΩΝ ΤΗΣ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ			
<i>Κωδικός Εργασίας</i>	GT/03-2020	<i>Ακαδ. έτος</i>	2019-2020
<i>Τίτλος Εργασίας</i>	<b>Σχεδιασμός και μελέτη επιδόσεων μοντέλου στροφείου ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα</b>		
<i>Φοιτητής / -ρια</i>	Γκέλι Ελίζ του Σκελκίμ (46146694)		
<i>Τμήμα</i>	Μηχανολόγων Μηχανικών		
<i>Επιβλ. Καθηγητής</i>	Ανδρόνικος Ε. Φιλίος, Δρ. Μηχανολόγος Μηχανικός		
<i>Ημερομηνία</i>	10-05-2020		
<i>Λέξεις κλειδιά</i>	Σχεδιασμός στροφείων, Ανεμοκινητήρας οριζοντίου άξονα, Μεθοδολογία ορμής στοιχείου πτερυγίου, QBlade		
<p><i>Περίληψη :</i> Η εργασία αυτή πραγματεύεται την αεροδυναμική ανάλυση και τον σχεδιασμό δρομέων ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα (HAWT). Θεματικά χωρίζεται σε δύο μέρη, την επεξήγηση και πιστοποίηση της μεθοδολογίας που χρησιμοποιείται και στον ενδεικτικό σχεδιασμό στροφείων με διαφορετικές παραμέτρους εφαρμογής. Το πρώτο μέρος, εστιάζει στην συνδυασμένη μεθοδολογία ορμής στοιχείου πτερυγίου (BEM) και την εφαρμογή της για τον υπολογισμό των επιδόσεων. Αναπτύσσεται ένα λογισμικό σε γλώσσα προγραμματισμού Python και η αξιοπιστία των αποτελεσμάτων ελέγχεται μέσω σύγκρισης με αντίστοιχα υπολογιστικά αποτελέσματα με τρία γνωστά λογισμικά που εφαρμόζουν τη μεθοδολογία BEM και επιπρόσθετα με πειραματικές μετρήσεις. Στο δεύτερο μέρος, γίνεται ο σχεδιασμός δύο διαφορετικών δρομέων HAWT με το λογισμικό QBlade.</p>			

GRADUATION THESIS INFORMATION SHEET			
<i>Code number</i>	GT/03-2020	<i>Academic year</i>	2019-2020
<i>Title</i>	<b>Design and performance analysis of horizontal axis wind turbine rotor model</b>		
<i>Student</i>	Gjeli Elis (46146694)		
<i>Department</i>	Mechanical Engineering		
<i>Advisor</i>	Andronikos E. Filios, Dr. Mechanical Engineer		
<i>Date</i>	10-05-2020		
<i>Keywords</i>	Rotor design, Horizontal axis wind turbine (HAWT), Blade element momentum theory (BEM), QBlade		
<p><b><i>Abstract:</i></b> <i>The graduate thesis deals with the aerodynamic analysis and design of HAWT rotors. This work is divided into two parts, the explanation and certification of the used methodology and the indicative design of rotors with different application parameters. The first part focuses on BEM and its implementation in an algorithmic performance calculation scheme. Then, four different BEM algorithms are used with one of them being created in the context of this paper using the programming language Python, to compare with experimental data. In the second part, two different rotor cases are designed using the QBlade program to find the optimal geometric features for each case.</i></p>			

**Δήλωση ακαδημαϊκής ακεραιότητας**  
***(Declaration of academic integrity)***

Ο υπογράφων υπεύθυνα δηλώνει ότι η παρούσα πτυχιακή εργασία με τίτλο «Σχεδιασμός και μελέτη επιδόσεων μοντέλου στροφείου ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα», είναι αποκλειστικά δική μου δουλειά και ότι αν υπάρχουν αποσπάσματα κειμένου ή διαγράμματα από βιβλία ή επιστημονικά άρθρα ή εισηγήσεις/παρουσιάσεις σε συνέδρια, σε ηλεκτρονική ή μη μορφή, από σελίδες του διαδικτύου ή άλλες πηγές, όλες αυτά περιλαμβάνονται στις βιβλιογραφικές αναφορές της εργασίας μου και αυτές αναγράφονται πλήρως.

*(Υπογραφή)*



Ελίζ Γκέλι

Ημερομηνία: 10/05/2020



## ΕΚΤΕΤΑΜΕΝΗ ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η διπλωματική εργασία έχει ως στόχο την αεροδυναμική ανάλυση στροφείων ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα (HAWT) μέσω της συνδυασμένης μεθοδολογίας ορμής στοιχείου πτερυγίου (BEM), και σε δεύτερη φάση την παρουσίαση της διαδικασίας σχεδιασμού δύο στροφείων επιδόσεων αεροκινητήρα οριζοντίου άξονα.

Αναλυτικότερα, στο πρώτο κεφάλαιο γίνεται εισαγωγή στους ανεμοκινητήρες (A/K) και αναφέρονται πληροφορίες γενικού περιεχομένου για τα είδη, τα κύρια μέρη ακόμη και τον τρόπο λειτουργίας τους. Έπειτα, ακολουθεί συνοπτική ανασκόπηση των θεωριών και των μεθόδων αεροδυναμικής ανάλυσης των A/K οριζοντίου άξονα που έχουν προταθεί ανά τα χρόνια.

Το δεύτερο κεφάλαιο είναι το θεωρητικό μέρος της εργασίας, εντός του γίνεται λεπτομερές επεξήγηση της μεθοδολογίας BEM και των θεωριών που την απαρτίζουν (δηλαδή της θεωρίας ορμής και της θεωρίας στοιχείου πτερυγίου). Ακόμη, αναφέρονται μερικές από τις σημαντικότερες βελτιώσεις που έχουν προταθεί τα τελευταία χρόνια στην κλασική θεωρία, μαζί με διάφορους διορθωτικούς συντελεστές. Πέρα του μαθηματικού μοντέλου αναπτύσσεται αλγοριθμικό σχήμα για την ενσωμάτωση του σε προγραμματιστικό κώδικα.

Το τρίτο κεφάλαιο εμπεριέχει πληροφορίες για όλα τα εργαλεία (λογισμικά, αλγόριθμοι, ιστοσελίδες) που χρησιμοποιούνται στο σύνολο της εργασίας. Καθώς, στην αρχή του κεφαλαίου γίνεται σχολιασμός των αεροτομών και κατ' επέκταση των διαστάσεων αεροδυναμικών συντελεστών. Τέλος, γίνεται αναφορά σε κώδικες BEM και προγράμματα αεροδυναμικής ανάλυσης, με ένα από αυτούς να είναι ο κώδικας PY-BEM που αναπτύχθηκε απ' τον συγγραφέα στα πλαίσια της εργασίας.

Το τέταρτο κεφάλαιο είναι η πιστοποίηση της υπολογιστικής μεθόδου BEM μέσω πέντε αλγορίθμων συγκρίνοντας τα αποτελέσματα από δύο πειραματικά σετ σε σύνολο έξι διαφορετικές πειραματικές διατάξεις. Με το πέρας του κεφαλαίου ακολουθεί ο σχολιασμός των αλγορίθμων, των αποτελεσμάτων αλλά και της ακρίβειας της εν λόγω μεθοδολογίας.

Το πέμπτο κεφάλαιο αναφέρεται στην διαδικασία σχεδιασμού στροφείου οριζοντίου άξονα για δύο εντελώς διαφορετικές περιπτώσεις κατασκευής. Η πρώτη περίπτωση έχει ως στόχο τον σχεδιασμό στροφείου με μικρό κόστος και απλή γεωμετρία για πειραματικούς σκοπούς, ενώ η δεύτερη περίπτωση εστιάζει στο σχεδιασμό μίας μεγαλύτερης διάταξης με υψηλή αεροδυναμική απόδοση.

Στο έκτο και τελευταίο κεφάλαιο συγκαταλέγονται τα συμπεράσματα της εργασίας και οι προοπτικές ανάπτυξης της. Επίσης, αναφέρονται κάποια τελικά σχόλια για την συνέπεια της μεθοδολογίας BEM και για την χρησιμότητα της σε εφαρμογές σχεδιασμού ή απλής αεροδυναμικής ανάλυσης.





---

## EXTENDED SUMMARY

The main purpose of this paper is the aerodynamic analysis of horizontal axis wind turbine (HAWT) rotors by the blade element momentum (BEM) theory and in the second phase the process of designing two optimum rotors for HAWT.

In the first chapter, we follow an in-depth introduction to wind turbines and provide general information about the types, the main parts, and the way of operating. This is followed by a brief review of the methods and the theories of HAWT aerodynamic analysis.

The second chapter addresses the theoretical part of this thesis, in which a detailed explanation of the BEM methodology and the theories it is consisted of (the Blade Element theory and Momentum theory). Furthermore, it is mentioned some of the most important improvements that have been proposed recently in the classical BEM theory, along with various correction factors. In addition to the mathematical model, an algorithmic scheme is developed for integration into a programming code.

The third chapter contains information about the tools (related software, algorithms, website) being used throughout the paper. In the beginning, there is an annotation of the airfoils and the use of 2D aerodynamic coefficients. Reference is made to BEM codes and aerodynamic analysis software, with one of them being the PY-BEM code developed by the author as part of the work.

The fourth chapter is the validation of the computational method BEM through five algorithms comparing the results from two experimental sets in a total of six different experimental cases. At the end of the chapter follows the commentary on the algorithms, the results, and the accuracy of this methodology.

The fifth chapter deals with the process of designing a horizontal axis rotor for two completely different construction cases. The first case aims to design a rotor with low cost and simple geometry for experimental purposes, while the second case focuses on the design of a larger arrangement with high aerodynamic performance.

The sixth and final chapter includes the conclusions of the work and the prospects for its development. Some final comments are mentioned is the consistency of the BEM methodology and its usefulness in design applications or simple aerodynamic analysis.



## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

<b>ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ</b>		<b>13</b>
<b>1</b>	<b>ΕΙΣΑΓΩΓΗ</b>	<b>17</b>
1.1	ΕΠΙΣΚΟΠΗΣΗ ΤΗΣ ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑΣ	17
1.2	ΜΕΘΟΔΟΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΑΝΑΛΥΣΗΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΩΝ ΟΡΙΖΟΝΤΙΟΥ ΑΞΟΝΑ	20
1.2.1	Θεωρία της ορμής	20
1.2.2	Θεωρία φέρουσας γραμμής	21
1.2.3	Μέθοδοι φέρουσας επιφάνειας	21
1.2.4	Μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων	22
1.2.5	Μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής	22
1.3	ΣΚΟΠΟΣ ΚΑΙ ΣΤΟΧΟΙ ΤΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ	23
<b>2</b>	<b>Η ΜΕΘΟΔΟΣ ΟΡΜΗΣ ΣΤΟΙΧΕΙΟΥ ΠΤΕΡΥΓΙΟΥ</b>	<b>24</b>
2.1	ΘΕΩΡΙΑ ΔΙΣΚΟΥ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ	24
2.2	ΘΕΩΡΙΑ ΣΤΟΙΧΕΙΟΥ ΠΤΕΡΥΓΙΟΥ	27
2.3	ΣΥΝΔΥΑΣΜΕΝΗ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΒΕΜ	30
2.4	ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΚΑΙ ΒΕΛΤΙΩΣΕΙΣ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ ΒΕΜ	32
2.4.1	Διόρθωση ακροπτερυγίου	32
2.4.2	Λειτουργία σε μεγάλα φορτία - Κατάσταση πέδησης	34
2.4.3	Βελτιώσεις στην θεωρία ορμής	37
2.4.4	Επίδραση δυναμικού απόρρου	38
2.4.5	Διόρθωση πλαγιολίσθησης	38
2.4.6	Λοιπές επιδράσεις	39
2.5	ΑΛΓΟΡΙΘΜΙΚΟ ΣΧΗΜΑ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ	42
<b>3</b>	<b>ΛΟΓΙΣΜΙΚΑ ΜΕΛΕΤΗΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΚΑΙ ΕΦΑΡΜΟΓΗΣ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΥ ΒΕΜ</b>	<b>48</b>
3.1	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΔΙΣΔΙΑΣΤΑΤΩΝ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ	48
3.1.1	Γενικές πληροφορίες	48
3.1.2	Λογισμικό XFOIL	51
3.1.3	Λογισμικό XFRL5	52
3.1.4	Σύγκριση πειραματικών και υπολογιστικών δεδομένων	52
3.2	ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ PROPID	54
3.3	ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ QBLADE	56

3.4	ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ AERODYN / WT_PERF	57
3.5	ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΤΟ MATLAB / OCTAVE	57
3.6	ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΕ ΡΥΘΜΟΝ	58
3.7	ΑΛΛΑ ΧΡΗΣΙΜΑ ΕΡΓΑΛΕΙΑ	58
<b>4</b>	<b>ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΑΛΓΟΡΙΘΜΩΝ ΒΕΜ</b>	<b>60</b>
4.1	ΣΕΤ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ ΣΥΓΚΡΙΣΗΣ ΑΛΓΟΡΙΘΜΩΝ ΒΕΜ	60
4.1.1	Περίπτωση 1 – Freris	61
4.1.2	Περίπτωση 2 – Burton et al.	65
4.1.3	Περίπτωση 3 – Frederick & Savino	68
4.2	ΣΕΤ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ WEGA ΓΙΑ ΒΕΛΤΙΣΤΗ ΠΡΟΣΕΓΓΙΣΗ	69
4.2.1	Περίπτωση 4 – Tjaereborg	70
4.2.2	Περίπτωση 5 – Richborough	71
4.2.3	Περίπτωση 6 – AWEC-60	72
4.3	ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΣΥΓΚΡΙΣΗΣ ΚΑΙ ΣΧΟΛΙΑΣΜΟΣ	73
4.3.1	Αποτελέσματα πρώτου σετ	73
4.3.2	Αποτελέσματα δεύτερου σετ	75
4.3.3	Σχολιασμός των αποτελεσμάτων	75
4.3.4	Γενικά συμπεράσματα	77
<b>5</b>	<b>ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΑ</b>	<b>87</b>
5.1	ΜΟΝΤΕΛΟ ΣΤΡΟΦΕΙΟΥ ΓΙΑ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΕΣ ΔΟΚΙΜΕΣ	87
5.2	ΣΤΡΟΦΕΙΟ ΥΨΗΛΗΣ ΑΠΟΔΟΣΗΣ ΜΕΓΑΛΟΥ Α/Κ	94
5.3	ΑΝΤΙΣΤΡΟΦΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ	99
<b>6</b>	<b>ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ ΚΑΙ ΠΡΟΟΠΤΙΚΕΣ</b>	<b>100</b>
6.1	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	100
6.2	ΠΡΟΟΠΤΙΚΕΣ	101
<b>7</b>	<b>ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ</b>	<b>103</b>
<b>8</b>	<b>ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ</b>	<b>111</b>
8.1	ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α: ΑΡΧΕΙΟ ΕΙΣΟΔΟΥ ΓΙΑ ΤΟ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ ΧΦΟΙΛ	111
8.2	ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β: ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ ΡΥ-ΒΕΜ	112

## ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ

Σύμβολο	Επεξήγηση	Μονάδες
$c$	Μήκος χορδής αεροτομής (Airfoil chord length)	m
$c_d$	Συντελεστής αντίστασης αεροτομής (Airfoil drag coefficient)	-
$c_D$	Συντελεστής αντίστασης πτερυγίου (Blade drag coefficient)	-
$c_l$	Συντελεστής άνωσης αεροτομής (Airfoil lift coefficient)	-
$c_L$	Συντελεστής άνωσης πτερυγίου (Blade lift coefficient)	-
$m$	Παροχή μάζας (Mass flow rate)	kg/s
$p$	Πίεση (Pressure)	Pa
$p^-$	Πίεση στην υπήνεμη επιφάνεια του δίσκου του δρομέα (Disk pressure on downwind surface)	Pa
$p^+$	Πίεση στην προσήνεμη επιφάνεια του δίσκου του δρομέα (Disk pressure on upwind surface)	Pa
$w$	Διορθωμένη επαγωγική ταχύτητα σε φαινόμενα πλαγιολίσθησης (Corrected wind indicated speed with the effect of yaw)	
$A$	Επιφάνεια δίσκου (Area)	m <sup>2</sup>
$B$	Αριθμός πτερυγίων (Number of blades)	-
$C_P$	Συντελεστής ισχύος (Power coefficient)	-
$C_{Pr}$	Τοπικός συντελεστής ισχύος (Regional power coefficient)	-
$C_T$	Συντελεστής ώσης (Thrust coefficient)	-
$C_{Tr}$	Τοπικός συντελεστής ώσης (Regional thrust coefficient)	-
$C_x, C_y$	Αεροδυναμικοί συντελεστές στο σύστημα συντεταγμένων του στοιχείου πτερυγίου (Aerodynamic coefficients for the blade coordinate system)	-
$C_x^r, C_y^r$	Διορθωμένοι αεροδυναμικοί συντελεστές στο σύστημα συντεταγμένων του στοιχείου πτερυγίου (Corrected aerodynamic coefficients for the blade coordinate system)	-
$D$	Αντίσταση (Drag force)	N
$F$	Ολικός συντελεστής διόρθωσης απωλειών ακροπτερυγίου (Prandtl tip loss correction factor)	-
$F_l, g$	Παράμετροι υπολογισμού των απωλειών ακροπτερυγίου κατά Sorensen et al. (Parameters for calculating the tip loss by Sorensen et al.)	-

Σύμβολο	Επεξήγηση	Μονάδες
$F_{root}$	Συντελεστής διόρθωσης απωλειών στην πλήμνη του πτερυγίου (Root loss correction factor)	-
$F_{tip}$	Συντελεστής διόρθωσης απωλειών στο άκρο του πτερυγίου (Tip loss correction factor)	-
$K$	Εξίσωση απωλειών ακροπτερυγίου του Goldstein (Goldstein Tip loss function)	-
$K_y$	Συνάρτηση της γωνίας εκτροπής (Function of yaw angle)	deg
$L$	Δύναμη άνωσης (Lift force)	N
$L_{blade}$	Μήκος βασικού πτερυγίου (Main blade length)	
$L_{root}$	Μήκος της ρίζας του πτερυγίου (Blade root length)	
$L_{tip}$	Μήκος του ακροπτερυγίου (Blade tip length)	
$N$	Αριθμός στοιχείων πτερυγίων (Number of blade elements)	m
$N_{crit}$	Παράμετρος στην μέθοδο en για την προσομοίωση της ροής (Parameter in the en method that simulates the flow)	-
$P$	Ολική ισχύς (Total power)	W
$Q$	Ολική ροπή στο στροφέιο (Total rotor torque)	Nm
$R$	Ακτίνα του ακροπτερυγίου του δρομέα (Blade tip radius)	m
$R_{corr}$	Συντελεστής διόρθωσης για την θεωρία ορμής (Correction factor for momentum theory)	-
$R_{hub}$	Ακτίνα μέχρι την πλήμνη του δρομέα (Blade root radius)	m
$SFL$	Διορθωτική παράμετρος στερεότητας (Corrector parameter solidity)	-
$T$	Ολική ώση στροφείου (Total rotor thrust )	N
$U$	Αξονική ταχύτητα ανέμου (Air velocity)	m/s
$V$	Περιφερειακή ταχύτητα ανέμου (Peripheral air speed)	m/s
$W$	Απόλυτη ταχύτητα ανέμου (Absolute air velocity)	m/s
$\alpha$	Συντελεστής αξονικής επαγωγής ή συντελεστής ποσοστιαίας αξονικής μεταβολής της ταχύτητας (Axial indicator factor)	-
$\alpha'$	Συντελεστής περιφερειακής επαγωγής ή συντελεστής σχετικής γωνιακής ταχύτητας (Angular indicator factor)	-
$\alpha_\gamma$	Γωνία προσβολής (Angle of attack)	deg

Σύμβολο	Επεξήγηση	Μονάδες
$\beta$	Γωνία ταχύτητας ροής ως προς την σχετική ταχύτητα ροής (Relative flow angle onto blades)	deg
$\gamma$	Γωνία ταχύτητας ροής ως προς το άξονα προέκτασης της χορδής του πτερυγίου (Aerofoil inlet angle)	deg
$\gamma_{yaw}$	Γωνία εκτροπής (Yaw angle)	deg
$\delta D$	Στοιχειώδης δύναμη αντίστασης (Elementary drag force)	N
$\delta L$	Στοιχειώδης δύναμη άνωσης (Elementary lifting force)	N
$\delta Q$	Στοιχειώδης ροπή (Elementary torque)	Nm
$\delta r$	Ακτινικό πλάτος στοιχείου (Element width)	m
$\delta T$	Στοιχειώδης ώση (Elementary thrust)	N
$\lambda$	Αδιάστατος λόγος ταχύτητας ακροπτερυγίου (Tip speed ratio)	-
$\lambda_r$	Αδιάστατος λόγος τοπικής ταχύτητας ακροπτερυγίου (Local tip speed ratio)	-
$\rho$	Πυκνότητα αέρα ροής (Density)	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma_{ol}$	Στερεότητα (Solidity)	-
$\sigma$	Τοπική στερεότητα (Local solidity)	-
$\varphi$	Γωνία τριγώνου για το εκάστοτε στοιχείο πτερυγίου (Angle of relative wind to the rotor plane)	deg
$\chi$	Γωνία επικάλυψης (Skew angle)	deg
$\omega$	Γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του εκάστοτε στοιχείου του δρομέα (Wake rotational speed)	rad/s
$\Omega$	Γωνιακή ταχύτητα περιστροφής άξονα του δρομέα (Blade rotational speed)	rad/s





# 1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ

## 1.1 ΕΠΙΣΚΟΠΗΣΗ ΤΗΣ ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑΣ

Η σταθερή μείωση των συμβατικών καυσίμων του πλανήτη σε συνδυασμό με την ολοένα αύξηση της ενεργειακής ζήτησης στις σύγχρονες μεγαλουπόλεις οδήγησε την επιστημονική κοινότητα στην αναθεώρηση των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας (ΑΠΕ) και στην βελτίωση των ήδη υπάρχοντων μεθόδων παραγωγής ενέργειας.

Η αιολική ενέργεια αποτελεί για εκατοντάδες χρονιά μια αξιόπιστη λύση, με την παλαιότερη εκμετάλλευση της από ανεμόμυλους και σήμερα, σε μια πιο σύγχρονη εκδοχή τους από τους ανεμοκινητήρες (Α/Κ). Πλέον, η αιολική ενέργεια είναι μια από τις γρηγορότερα αναπτυσσόμενες τεχνολογίες ΑΠΕ, έχοντας παγκοσμίως συνολική εγκατεστημένη δυναμικότητα παραγωγής ενέργειας κοντά στα 565 GW για το έτος 2018, σύμφωνα με στοιχεία της IRENA (2019). Πολλά μέρη ανά το κόσμο έχουν μεγάλο αιολικό δυναμικό και εκμεταλλεύονται την κατάσταση αυτή τοποθετώντας αιολικές μηχανές σε ξηρά και θάλασσα.

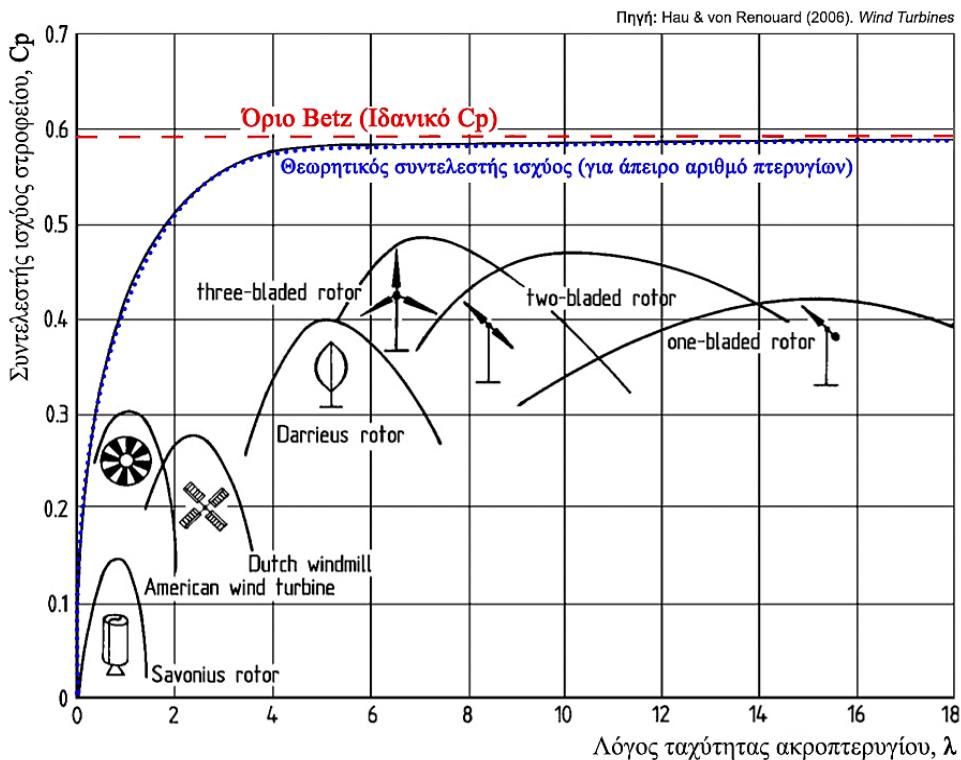
Οι αιολικές μηχανές έχουν σκοπό τη βέλτιστη αξιοποίηση του αιολικού δυναμικού μιας περιοχής. Ο τρόπος λειτουργίας τους στηρίζεται στην βασική ιδέα της απόσπασης της κινητικής ενέργειας του αέρα μέσω της διέλευσης του από τον δρομέα-στροφείο μιας μηχανής, και στη συνέχεια η ενέργεια αυτή μετατρέπεται σε μηχανική και ηλεκτρική, δηλαδή σε μια εύχρηστη για τον άνθρωπο μορφή.

Οι τρόποι κατηγοριοποίησης των αιολικών μηχανών είναι διάφοροι και λαμβάνουν υπόψη διάφορες παραμέτρους (αριθμός πτερυγίων, ονομαστική ισχύς, τον προσανατολισμό του δρομέα, κλπ.). Με κριτήριο τη διεύθυνση του άξονα του δρομέα οι ανεμοκινητήρες διακρίνονται σε οριζοντίου άξονα (HAWT, Horizontal Axis Wind Turbines) και σε κάθετου άξονα (VAWT, Vertical Axis Wind Turbines). Οι Α/Κ Savonius και Darrieus αποτελούν τους πλέον χαρακτηριστικούς τύπους VAWT και σ' αυτούς η ηλεκτρογεννήτρια συνήθως βρίσκεται στο έδαφος ενώ ο δρομέας με τα πτερύγια περιστρέφεται γύρω από τον κάθετο άξονα περιστροφής. Το κύριο πλεονέκτημα αυτών των Α/Κ είναι η μη αναγκαιότητα προσανατολισμού τους στη διεύθυνση του ανέμου.

Η πιο δημοφιλής εκδοχή ενός σύγχρονου HAWT είναι ο Α/Κ οριζοντίου άξονα με στροφείο τριών πτερυγίων και προσανατολισμό ανάντη της ροής. Αυτός ο συνδυασμός εξασφαλίζει σταθερή φόρτιση (ροπή) του στροφείου, ικανοποιητικό συντελεστής στερεότητας και χαμηλά επίπεδα θορύβου. Ο συντελεστής στερεότητας  $\sigma_{ol}$  (ή αλλιώς solidity) είναι μια γνωστή παράμετρος που χρησιμοποιείται στο χαρακτηρισμό των Α/Κ και δηλώνει το πηλίκο της συνολικής επιφάνειας που σαρώνει ο δρομέας. Επίσης η στερεότητα συνδέεται άμεσα με τον αριθμό και το μέγεθος των πτερυγίων του στροφείου, για παράδειγμα μια HAWT με τρία πτερύγια έχει χαμηλή στερεότητα που σημαίνει πως περιστρέφεται με υψηλές ταχύτητες και χαμηλές ροπές, γεγονός που την καθιστά κατάλληλη

για χρήση σε μηχανές ηλεκτροπαραγωγής. Αντίθετα, ένας Αμερικάνικος ανεμόμυλος που έχει υψηλή στερεότητα και περιστρέφεται με χαμηλές ταχύτητες και υψηλές ροπές, τον καθιστά ιδανικό για οδήγηση μηχανών άντλησης νερού.

Στο Σχήμα 1.1 απεικονίζεται η μεταβολή του συντελεστή ισχύος ( $C_p$ ) με το λόγο της ταχύτητας του ακροπτερυγίου (περιφερειακή ταχύτητα στο ακροπτερύγιο του δρομέα προς την ταχύτητα του ανέμου),  $\lambda$ . Οι Α/Κ οριζοντίου άξονα με τρία πτερύγια έχουν τον υψηλότερο συντελεστή ισχύος σε σχέση με τις υπόλοιπες αιολικές μηχανές. Μπορεί οι Α/Κ κατακόρυφου άξονα να πλεονεκτούν όσο αναφορά την παραγωγή ισχύος ανεξάρτητα της κατευθυντικότητας του ανέμου, αλλά παραμένουν περιορισμένα με χαμηλότερους βαθμούς απόδοσης λόγω του καθαυτού σχεδιασμού τους, αγνοώντας τα οποιαδήποτε σχεδιαστικά κριτήρια. Η αεροδυναμική ανάλυση των Α/Κ εξηγεί στο πως μεταβάλλεται η επίδοση ενός στροφείου και θέτει ως ανώτερο θεωρητικό όριο συντελεστή ισχύος ή όριο του Betz.

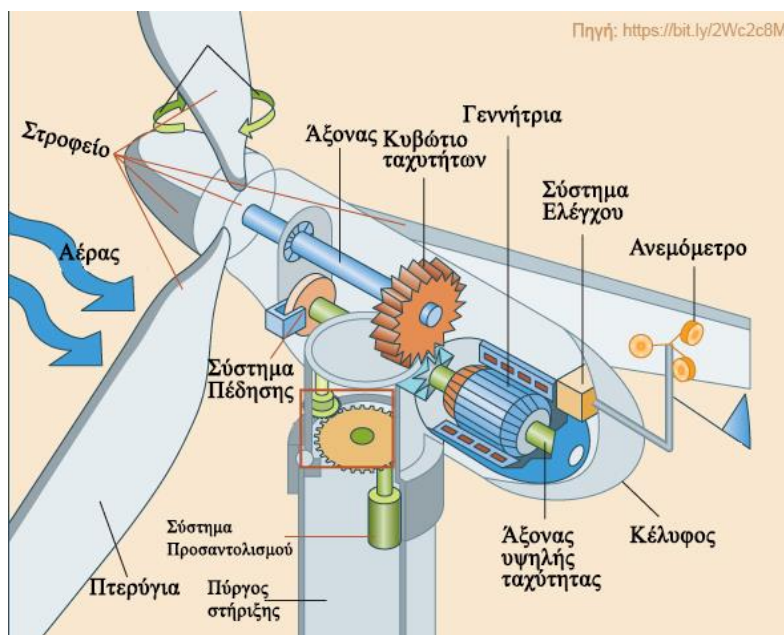


Σχήμα 1.1: Συντελεστής ισχύος διαφόρων τύπων ανεμοκινητήρων.

Το όριο του Betz δεν εμποδίζει την ανάπτυξη όλο και αποδοτικότερων Α/Κ. Η συνεχής απαίτηση για παραγωγή περισσότερης ενεργείας οδήγησε στην αύξηση της διαμέτρου των δρομέων ανά τα χρόνια. Σήμερα, που έχει τεθεί σε λειτουργία ο Α/Κ Haliade-X των 12MW της GE με το μεγαλύτερο μήκος πτερυγίων που έχει κατασκευαστεί μέχρι στιγμής και με διάμετρο περιστροφής να αγγίζει τα 220m (Kellner 2019). Αυτό αντίστοιχά σε αύξηση της διαμέτρου σχεδόν 6 φορές μεγαλύτερη από έναν Α/Κ πριν περίπου τριάντα χρόνια, καθώς η ονομαστική ισχύς είναι αυτή που αυξήθηκε κατά 24 φορές. Αναμ-

φίβολα ο σχεδιασμός ενός Α/Κ είναι μια συνθέτη διαδικασία στην οποία αντιμετωπίζονται προβλήματα που αφορούν την αεροακουστική ανάλυση (Hubbard and Shepherd 1991), την αεροελαστικότητα (Hansen et al. 2006), την κατασκευαστική ανάλυση πτερυγίων και πυλώνων (Kong, Bang, and Sugiyama 2005), τα συστήματα μεταφοράς μηχανικής ενέργειας και μετατροπής σε ηλεκτρική (Tan and Islam 2004), και τα συστήματα ελέγχου και αυτοματισμού (Rodríguez-Amenedo, Arnalte, and Burgos 2002).

Ένας σύγχρονος ανεμοκινητήρας οριζοντίου άξονα έχει ως βασικά μέρη τον πύργο στήριξης, το δρομέα με τα πτερύγια, τον άξονα ή άτρακτο του δρομέα, το κέλυφος ή θάλαμο της μηχανής, το σύστημα μετάδοσης κίνησης, την ηλεκτρογεννήτρια και τέλος το σύστημα προσανατολισμού, πέδησης και ελέγχου της μηχανής (Σχήμα 1.2).



Πηγή σχήματος: (Μπιτζιώνης 2015).

Σχήμα 1.2: Βασικά μέρη ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα.

Το πλέον σημαντικό μέρος ενός Α/Κ είναι το στροφείο ή δρομέας που συγκροτείται από την πλήμνη και τα πτερύγια που προσαρμόζονται πάνω σε αυτήν. Τα πτερύγια έχουν σχήμα που προσομοιάζει με αυτό των ελίκων πρόωσης και συνήθως κατασκευάζονται από ενισχυμένα υαλονήματα σε στρώσεις και ενισχυμένες ίνες με πολυεστέρα ή εποξίνη. Το μέγεθος του Α/Κ παίζει σημαντικό ρόλο στην επιλογή υλικού, καθώς διαφορετικά υλικά χρησιμοποιούνται για την απορρόφηση των καμπτικών και στρεπτικών φορτίων και αλλά για την αεροδυναμική μορφή στα πτερύγια (Mishnaevsky et al. 2017). Η τεχνολογική εξέλιξη των υλικών επέτρεψε την αύξηση της διαμέτρου των πτερυγίων ώστε ταυτόχρονα να παράγεται περισσότερη ισχύς. Σήμερα, κατασκευάζονται Α/Κ με 50 φορές μεγαλύτερη ονομαστική ισχύ συγκριτικά με αυτή των προ εικοσαετίας Α/Κ (DEWI 2016). Ο αριθμός των πτερυγίων του δρομέα ενός Α/Κ οριζοντίου άξονα εξαρτάται από διάφορους παράγοντες όπως η αντοχή των υλικών, ο βαθμός απόδοσης, τα φαινόμενα ταλάντωσης – συντονισμού και το τελικό κόστος κατασκευής. Όσο αναφορά τη γεωμε-

τρία των πτερυγίων είναι μεγάλου μακρόστενου μήκους και συνηθίζεται να μεταβάλλεται η συστροφή (twist) και η χορδή κατά το εκπέτασμα τους (Veers et al. 2003). Αυτή η γεωμετρία των πτερυγίων επιτυγχάνει την βέλτιστη γωνία προσβολής του διερχομένου αέρα, και επομένως την βέλτιστη αεροδυναμική απόδοση των πτερυγίων (“Rotor Aerodynamics” n.d.). Το στροφέιο τοποθετείται είτε ανάντη (upwind) με φορά αντίθετη του ανέμου χωρίς τον αυτόματο προσανατολισμό του, είτε κατάντη (downwind) με την ίδια φορά και αυξημένο αεροδυναμικό θόρυβο (Hubbard and Shepherd 2009b).

Το σύστημα μετάδοσης της κίνησης είναι υπεύθυνο για την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής του άξονα στην έξοδο της ηλεκτρογεννήτριας μέσω μηχανικών μερών. Η ηλεκτρογεννήτρια είναι αυτή που μετατρέπει την μηχανική ενέργεια σε ηλεκτρική. Κυρίως χρησιμοποιούνται σύγχρονες και ασύγχρονες γεννήτριες εναλλασσόμενου ρεύματος. Το κέλυφος είναι εκείνο που προστατεύει ευαίσθητα τμήματα της μηχανής από τις καιρικές συνθήκες. Το σύστημα πέδησης είναι αυτό που ακινητοποιεί τον άξονα του δρομέα σε ταχύτητες εκτός του εύρους λειτουργίας της μηχανής. Το σύστημα προσανατολισμού κατευθύνει το δρομέα κάθετα στην διεύθυνση του ανέμου. Σε μικρού μεγέθους Α/Κ γίνεται με την χρήση καθοδηγητικού πτερυγίου ενώ σε μεγάλου μεγέθους Α/Κ με χρήση σερβοκινητήρων. Τέλος, το σύστημα ελέγχου περιλαμβάνει όλα τα ηλεκτρομηχανικά συστήματα με σκοπό της εύρυθμη λειτουργία του Α/Κ. Στη βιβλιογραφία (Hau 2006; Μπιτζιώνης 2015; Burton et al. 2011; Hansen 2008; Μπεργελές 2005) συναντώνται αναλυτικές περιγραφές για τη μορφολογία, τα συστήματα ελέγχου, τη συντήρηση και τα προβλήματα που συναντώνται κατά το σχεδιασμό και τη λειτουργία των Α/Κ.

## 1.2 ΜΕΘΟΔΟΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΑΝΑΛΥΣΗΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΩΝ ΟΡΙΖΟΝΤΙΟΥ ΑΞΟΝΑ

Για την ανάλυση του πεδίου ροής και τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων των και επιδόσεων δρομέων ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα, διατίθενται κλασσικές θεωρίες της αεροδυναμικής καθώς επίσης υπολογιστικές μεθοδολογίες. Ειδικότερα αυτές είναι:

- Θεωρία ορμής (momentum theory) σε συνδυασμό με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου (blade element method, BEM)
- Θεωρία φέρουσας γραμμής (lifting line theory),
- Μέθοδοι φέρουσας επιφάνειας (lifting-surface methods),
- Μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων (panel methods) και
- Μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD).

### 1.2.1 Θεωρία της ορμής

Η μονοδιάστατη θεωρία της ορμής διατυπώθηκε από τους Froude (1889) και Rankine (1865) με αρχικό σκοπό την υδροδυναμική ανάλυση έλικας για θαλάσσια πρόωση. Η θεωρία εφαρμόστηκε σε έλικες αεροσκαφών αλλά και σε δρομείς Α/Κ εξιδανικεύοντας την πτερωτή της μηχανής με δίσκο που φέρει άπειρο αριθμό πτερυγίων. Αναλυτικότερη

περιγραφή της θεωρίας της ορμής σε συνδυασμό με τη μέθοδο στοιχείου πτερυγίου περιγράφεται στο Κεφάλαιο 2 της παρούσας εργασίας, ενώ διεξοδικές αναλύσεις παρέχονται στη βιβλιογραφία (Hansen 2008; 2017; J. N. Sorensen 2016) .

### 1.2.2 Θεωρία φέρουσας γραμμής

Ο προσδιορισμός των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ενός πτερύγιου πεπερασμένου εκπετάσματος προτάθηκε από τους Lanchester (1907) και Prandtl (1918) με τη θεωρία της φέρουσας γραμμής (lifting line theory). Η θεωρία ουσιαστικά εκφράζει την κατανομή άνωσης πάνω μία τρισδιάστατη πτέρυγα χρησιμοποιώντας κυρίως τα γεωμετρικά της χαρακτηριστικά (χορδή, συστροφή και αεροτομή) και τις παραμέτρους ροής (ταχύτητα, πυκνότητα, γωνία προσβολής). Ουσιαστικά, οι δίνες ροής που καλύπτουν την πτέρυγα χάνουν ενέργεια σε όλο το μήκος της διότι εκχέεται σαν ενέργεια μέσω των φύλλων στροβιλότητας (vortex-sheets) στο χείλος εκφυγής. Η θεωρία μπορεί να αντιμετωπίζει προβλήματα που θα προέκυπταν αν η ανάλυση γινόταν σε στοιχεία της πτέρυγας με την προϋπόθεση ότι δεν αλληλοεπιδρούν μεταξύ τους και ότι όλα τα αεροδυναμικά μεγέθη προκύπτουν μεμονωμένα για κάθε στοιχείο. Όπως έχει αποδειχθεί, η θεώρηση αυτή είναι λανθασμένη και οι αλληλεπιδράσεις είναι έντονες μεταξύ γειτονικών στοιχείων. Επίσης, η θεωρία δεν λαμβάνει υπόψη φαινόμενα όπως η συμπίεστικότητα της ροής, το ιξώδες, την οπισθόκλιση πτέρυγας, το χαμηλό λόγο αναλογιών πτερωτών και την αστάθεια ροής (“Lifting-Line Theory” 2019). Μερικές από τις εφαρμογές της φέρουσας γραμμής σε ανεμοκινητήρες οριζοντίου άξονα είναι στις εργασίες Melo et. al. (2018) και Dumitrescu & Cardoso (2001).

### 1.2.3 Μέθοδοι φέρουσας επιφάνειας

Η κλασική θεωρία φέρουσας γραμμής ενδείκνυται για ευθύγραμμες πτερωτές με λόγο μήκους προς χορδή σχετικά μέτριο έως μεγάλο. Για περιπτώσεις πτερωτών που είναι επικλινή ή σε μορφή Δ ή γενικά με μικρό λόγο μήκους – χορδής δεν μπορεί να εφαρμοστεί η κλασική θεωρία. Διασταυρώνοντας τις φέρουσες γραμμές με άλλες κάθετες φέρουσες γραμμές προκύπτουν οι λεγόμενες φέρουσες επιφάνειες (lifting surfaces) για τον προσδιορισμό της έντασης των φύλλων στροβιλότητας. Επιστρατεύοντας τους ηλεκτρονικούς υπολογιστές είναι εφικτό να επιλυθεί αριθμητικά το πρόβλημα όπου διαιρεί το πτερύγιο σε έναν αριθμό στοιχείων και στο καθένα ορίζεται ένα σημείο ελέγχου. Το σύστημα αλγεβρικών εξισώσεων που θα προκύψει από την εφαρμογή της θεωρίας φέρουσας επιφάνειας στα σημεία ελέγχου μπορεί να επιλυθεί σε κάθε στοιχείο. Περαιτέρω πληροφορίες για την θεωρία αυτή αναγράφονται στο βιβλίο του Anderson (2016) και στην δημοσίευση του Johnson (1972), ενώ για πιο πρόσφατες εξελίξεις παραπέμπεται η εργασία του Liu et al. (1996).

Κατά την εφαρμογή της μεθόδου φέρουσας επιφάνειας σε στροφεία προπελών, οι εξισώσεις έγιναν όλο και πιο μαθηματικά περίπλοκες. Η ανάγκη για μια πιο απλούστερη προσέγγιση στην ανάλυση των ιδιοτήτων σε πτερύγια οδήγησε στην μέθοδο δικτύου δινών (Vortex Lattice Method, VLM). Η μέθοδος (Falkner 1946) μπορεί να χρησιμοποιηθεί για αυθαίρετες γεωμετρίες πτερυγίων χωρίς όμως να συμπεριλαμβάνει το πραγματικό

πάχος του πτερύγιο και την πλήμνη του στροφείου. Η μέθοδος VLM μπορεί να θεωρηθεί περιπλοκότερη σε σχέση με μια μέθοδο στοιχείων αλλά έχει μικρότερο αριθμό αγνώστων και συνεπώς μια πιο εύκολη υπολογιστική διαδικασία. Αργότερα ακολουθήσαν διάφορες παραλλαγές της μεθόδου όπως αυτές του Lan (1974) και των Mook & Nayfeh (1985), επίσης δημιουργήθηκαν αρκετοί υπολογιστικοί κώδικες σαν αυτόν του Lamar (1971).

#### 1.2.4 Μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων

Οι μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων – πάνελ (Erickson 1990) (panel methods, γνωστά επίσης ως boundary element methods) δημιουργήθηκαν με στόχο την ακριβή προσομοίωση ενός γεωμετρικού μοντέλου σε αντίθεση με την VLM. Η βασική ιδέα των μεθόδων στοιχείου είναι να αντικατασταθούν οι επιφάνειες ενός σώματος με στοιχεία (υπάρχει και δισδιάστατη (Drela 1989) αλλά και τρισδιάστατη προσέγγιση (Wang et al. 2012)) όπου το καθένα θα αντιστοιχεί με μια άγνωστη τιμή κάποιας ιδιομορφίας. Τα είδη των ιδιομορφών σημείων θα είναι είτε δίπολα, είτε σημειακές πηγές, είτε δίνες. Μέσω της επίλυσης ενός συστήματος γραμμικών αλγεβρικών εξισώσεων θα προκύψουν οι άγνωστες αυτές τιμές.

Σε ένα πιο περίπλοκο σχήμα θα χρειαστεί ο συνδυασμός στοιχείων πηγών και δινών για την προσομοίωση του και αρκετός επιπλέον χρόνος για την εύρεση της βέλτιστης κατανομής των στοιχείων γύρο από το σώμα αυτό. Πάρα την πολυπλοκότητα της μεθόδου, σε αεροπορικές διατάξεις η χρήση της είναι μια αρκετά γνώριμη και στάνταρ ρουτίνα κατά τον σχεδιασμό αεροσκαφών σε βιομηχανικό επίπεδο. Αναλυτικότερες πληροφορίες για τις μεθόδους επιφανειακών στοιχείων υπάρχουν στις πηγές (Anderson 2016; Erickson 1990; Bertram 2012). Η εφαρμογή της μεθόδου έχει εισαχθεί και σε ανεμοκινητήρες οριζοντίου άξονα όπως για παράδειγμα στις δημοσιεύσεις του Wang et al. (2012) και του Filios et al. (2007).

#### 1.2.5 Μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής

Οι μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (Computational Fluid Dynamics, κοινώς CFD) χρησιμοποιούν τις εξισώσεις συνέχειας, ορμής και ενέργειας για την αριθμητική επίλυση του εκάστοτε προβλήματος. Στην περίπτωση των ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα, τα τελευταία χρόνια έγινε ραγδαία αύξηση επιστημονικών δημοσιεύσεων στην αεροδυναμική ανάλυση μέσω CFD επιλυτών (Duque, Burklund, and Johnson 2003; N. N. Sorensen and Hansen 1998; N. N. Sorensen, Michelsen, and Schreck 2002). Αυτό οφείλεται κυρίως στην τεχνολογική εξέλιξη των υπολογιστών και της δυνατότητας υπολογισμού των χρονικά μεταβαλλόμενων και μεγάλης έκτασης πεδίων ροής μέσω της αριθμητικής επίλυσης των εξισώσεων RANS (Reynolds Averaged Navier–Stokes equations). Εξίσου σημαντικό ρολό είχαν τα πειραματικά ερευνητικά προγράμματα σε Ευρώπη και ΗΠΑ για την ανάπτυξη και την χρήση λογισμικών με τεχνικές CFD για τον σχεδιασμό και την ανάλυση ανεμοκινητήρων. Ωστόσο, οι προσομοιώσεις CFD παρέχουν αρκετά καλή ακρίβεια σε σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα για τιμές ταχύτητας ανέμου ίσες και μικρότερες των 10 m/s. Για μεγαλύτερες ταχύτητες το φαινόμενο της

αποκόλλησης της ροής είναι πιο έντονο στα πτερύγια του στροφείου και οι εξισώσεις RANS υποεκτιμούν την ισχύ του στροφείου. (Τάχος 2013).

Τα μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιούνται είναι πολλά και τα περισσότερα έχουν προκύψει από ημιεμπειρικά δεδομένα, έτσι εισάγεται ένας μεγάλος βαθμός αβεβαιότητας κατά τον υπολογισμό της αντίστασης. Ένα αρκετά σύνηθες μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιείται (N. N. Sorensen and Hansen 1998; N. N. Sorensen, Bechmann, and Zahle 2011; Rocha et al. 2014) για την αεροδυναμική ανάλυση των στροφείων ανεμοκινητήρα είναι το  $k-\omega$  Shear Stress Transport (SST) (Menter 1993) και θεωρείται αρκετά αξιόπιστο.

### 1.3 ΣΚΟΠΟΣ ΚΑΙ ΣΤΟΧΟΙ ΤΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο βασικός σκοπός της εργασίας είναι η αεροδυναμική ανάλυση και η διαδικασία σχεδιασμού ενός στροφείου επιδόσεων ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα.

Η παρούσα εργασία χωρίζεται σε δύο μέρη, την αεροδυναμική ανάλυση - μελέτη των επιδόσεων και στον σχεδιασμό των στροφείων οριζοντίου άξονα. Αναλυτικότερα, στο πρώτο μέρος έγινε αποκλειστική χρήση της συνδυασμένης μεθοδολογίας ορμής στοιχείου πτερυγίου (BEM) για την ανάλυση και μελέτη των επιδόσεων. Στόχοι ήταν η επεξήγηση και η κατανόηση του τρόπου λειτουργίας της μεθόδου, η εύρεση αλγορίθμων και προγραμμάτων BEM που προσομοιώνουν την λειτουργία ενός A/K οριζοντίου άξονα, η μεταξύ τους σύγκριση τους με κυρία παράμετρο τα αποτελέσματα επίδοσης τους και τέλος, ο υπολογισμός της ακρίβειας και πιστότητας των αλγορίθμων (αλλά και γενικότερα της μεθόδου BEM) σε σχέση με πειραματικά δεδομένα.

Στο δεύτερο μέρος γίνεται η αναλυτική διαδικασία σχεδιασμού στροφείου οριζοντίου άξονα. Σαν στόχοι τέθηκαν, η παρουσίαση κάποιων χρήσιμων εργαλείων σχεδιασμού, η βήμα-βήμα διαδικασία βελτιστοποίησης των επιδόσεων του σχεδιαζόμενου στροφείου όπως και η καθοδήγηση στην επιλογή των παραμέτρων-κριτήριων που θα έρθει σε επαφή ένας σχεδιαστής.

## 2 Η ΜΕΘΟΔΟΣ ΟΡΜΗΣ ΣΤΟΙΧΕΙΟΥ ΠΤΕΡΥΓΙΟΥ

Η πρώτη καταγεγραμμένη ιστορική αναφορά για μηχανή που αντλεί αιολική ενέργεια είναι ο ανεμόμυλος του εφευρέτη - μηχανικού Ήρωνα (Drachmann 1961), και χρονολογείται εντός του 1<sup>ο</sup> αιώνα μ.Χ. Η πρώτη συστηματική θεωρία αεροδυναμικής σχεδίασης θεσπίστηκε από τον Rankine (1865), προηγουμένως δεν υπήρξε κάποια ανοιχτή βιβλιογραφική αναφορά για την μελέτη στις επιδόσεις των μηχανών με αποτέλεσμα ο σχεδιασμός των στροφείων να γινόταν ημι-εμπειρικά. Αυτό αποτέλεσε μετέπειτα και την βάση για τη δημιουργία της κλασσικής θεωρίας ορμής στοιχείου πτερυγίου (classical BEM) από τον Glauert (1935). Η θεωρία αυτή χρησιμοποιείται ακόμα και σήμερα για την σχεδίαση και πρόβλεψη της αεροδυναμικής απόδοσης των πτερυγίων του στροφείου. Η ανάγκη για μεγαλύτερη ακρίβεια προσημειώσεων στην μεθοδολογία BEM οδήγησαν τους μελετητές στην δημιουργία διορθωτικών συντελεστών και βελτιώσεων της κλασσικής θεωρίας, οι Prandtl και Betz (1928) ήταν από τους πρώτους που συμπεριέλαβαν την αεροδυναμική φύση των πτερυγίων και τις απώλειες που μπορούν προκύψουν λόγω αυτής.

Σήμερα, μέσω της τεχνολογικής ανάπτυξης υπάρχει η δυνατότητα για ακριβέστερους υπολογισμούς μέσω άλλων θεωριών και μεθόδων, όπως οι θεωρίες VLM (σελ. 21), οι μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων (σελ. 22) και οι μέθοδοι της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (σελ. 22). Πλέον, μέσω των τεχνικών CFD μπορούν να ληφθούν ακόμη και φαινόμενα όπως η συνεκτικότητα και συμπίεστικότητα του ρευστού πάνω στις επιφάνειες των πτερυγίων. Και έτσι δίνεται η ευκαιρία στους ερευνητές να κατανοήσουν εις βάθος την μηχανική των αιολικών μηχανών.

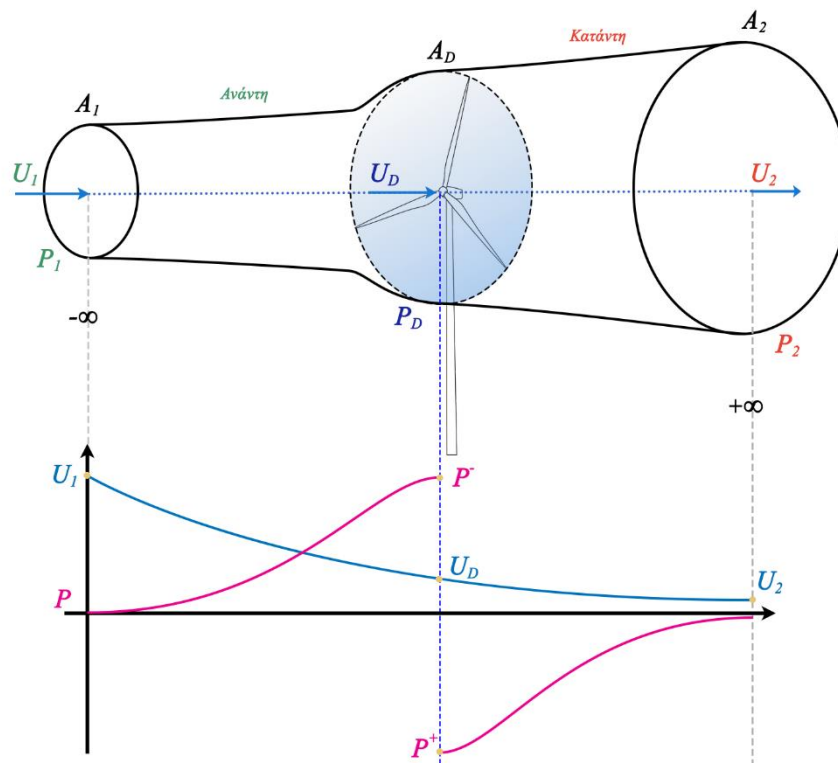
### 2.1 ΘΕΩΡΙΑ ΔΙΣΚΟΥ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ

Η θεωρία του Rankine εξετάζει ενεργειακά το σύστημα ανέμου – δρομέα και έχει ως σκοπό την αεροδυναμική ανάλυση των A/K. Το εντυπωσιακό της θεωρίας αυτής είναι πως δεν λαμβάνει καθόλου υπόψη την γεωμετρία των πτερυγίων. Αντ' αυτού θεωρεί πως ο δρομέας είναι ένας ομοιόμορφος συμπαγής δίσκος με ίσο πάχος και διάμετρο με αυτήν των πτερυγίων, εξού προκύπτει και η ονομασία θεωρία «δίσκου ενέργειας» ή actuator disk concept, επίσης γνώστη και ως θεωρία ορμής (momentum theory).

Έστω, ότι ένας δίσκος που προσβάλλεται από άνεμο αρχικής ταχύτητας  $U_1$ , ο σωλήνας ροής που δημιουργείται λόγω της αλληλεπίδρασης του δίσκου με τον διερχόμενο άνεμο χωρίζεται σε δύο μέρη, αυτός που είναι ανάντη ( $-\infty$ ) του δίσκου μέχρι και αυτόν, δηλαδή πριν έρθει σε επαφή με τον δίσκο με αρχική πίεση  $p_1$ . Αντίστοιχα, από τον δίσκο και κατάντη ( $+\infty$ ) αυτού θα έχει ανακτηθεί η ατμοσφαιρική πίεση  $p_2=p_1$  και η ταχύτητα θα είναι αισθητά μικρότερη και ίση με  $U_2$ . Ο άνεμος καθώς πλησιάζει το δίσκο ξεκινά να χάνει κινητική ενέργεια που μεταφράζεται σε σταδιακή μείωση της ταχύτητας και αύξηση της πίεσης. Αυτό που παρατηρείται είναι η διαστολή του ομόρρου, κοινώς η επέκταση του σωλήνα ροής. Η ασυνέχεια της πίεσης πριν  $p^-$  και μετά  $p^+$  τον δίσκο στο



Σχήμα 2.1, μπορεί να ερμηνευτεί φυσικά μέσω της αρχής διατήρησης της μάζας. Όμως πριν γίνει η θεώρηση αυτή καλό είναι να τονισθούν οι παραδοχές που γίνονται.



Σχήμα 2.1: Η απεικόνιση του σωλήνα ροής κατά την διέλευση του από το δίσκο ενέργειας σε συνδυασμό με τις τιμές ταχύτητας και στατικής πίεσης σε κάθε θέση.

Αρχικά, θεωρείται πως δεν υπάρχουν ενεργειακές απώλειες κατά την εναλλαγή ενέργειας μεταξύ δίσκου και ανέμου. Οι επόμενες δύο παραδοχές απαιτούν άπειρο αριθμό πτερυγίων και αναφέρουν πως σε οποιαδήποτε αξονικά θέση του ομόρρου θα έχει σταθερή πίεση και ταχύτητα εγκάρσια του σωλήνα ροής, όπως επίσης η διαφορά πίεσης πριν  $p^-$  και μετά  $p^+$  το δίσκο θα είναι σταθερή. Αυτό θα πει πως η φόρτιση σε ολόκληρο το δίσκο θα παραμείνει σταθερή. Και τέλος, το ρεύμα ανέμου μετά τον δίσκο και κατάντη ( $+\infty$ ) θα στερείται συστροφής. Κάτι τέτοιο δεν συμβαίνει στην πραγματικότητα και στην συνέχεια θα ληφθεί υπόψη μέσω της θεωρίας του στοιχείου πτερυγίου. (Μπεργελές 2005)

Από την αρχή διατήρησης της μάζας είναι γνωστό πως ο ρυθμός μάζας πρέπει να είναι ίδιος σε κάθε σημείο του σωλήνα ροής. Επίσης, άλλη μια θεώρηση που γίνεται είναι πως η ταχύτητα του ανέμου  $U_D$  οριακά λίγο πριν και μετά το δίσκο θα είναι ίδια. Οπότε, η ενέργεια που δεσμεύει ο δίσκος από τον άνεμο είναι ο λόγος που η στατική πίεση θα γίνει μικρότερη μετά την διέλευση σε σχέση με πριν. Έτσι, η μάζα που ρέει στο σωλήνα ροής ισούται:

$$\dot{m} = \rho A_1 U_1 = \rho A_D U_D = \rho A_2 U_2 \quad (2.1)$$

όπου  $A$  είναι η εγκάρσια επιφάνεια στο σωλήνα ροής,  $\rho$  είναι η πυκνότητά του αέρα και με  $D$  τα μεγέθη στην θέση του δίσκου.

Έχει επικρατήσει ο ορισμός του συντελεστή αξονικής επαγωγής  $a$  (axial induction factor) όπου εκφράζει την ποσοστιαία επιβράδυνση του ανέμου όταν έρχεται σε επαφή με τον δίσκο.

$$a = \frac{U_1 - U_D}{U_1} \quad (2.2)$$

Έτσι, προκύπτει η έκφραση της ταχύτητας στο δίσκο  $U_D$ :

$$U_D = U_1(1 - a) \quad (2.3)$$

Από την διατήρηση ορμής στην επιφάνεια του δίσκου προκύπτει η δύναμη ώσης  $T$  (thrust) που ισούται με τον ρυθμό μάζας επί την διαφορά ταχυτήτων ανάντη και κατάντη του ρεύματος:

$$T = \dot{m} \cdot \Delta U = \rho A_D U_D (U_1 - U_2) \quad (2.4)$$

Από ενεργειακή σκοπιά, η ίδια ακριβώς δύναμη μπορεί να εκφραστεί ως την διαφορά πίεσης που επενεργεί πάνω στο δίσκο επί την επιφάνεια αυτού.

$$T = (p_{D^+} - p_{D^-}) \cdot A_D = \Delta P \cdot A_D \quad (2.5)$$

Προηγουμένως, διαχωρίστηκε ο σωλήνας ροής σε δύο μέρη. Κατά αυτόν τον τρόπο θα εφαρμοστεί η γνωστή εξίσωση του Bernoulli διαδοχικά για ανάντη του δρομέα μέχρι την μπροστινή επιφάνεια του δίσκου και αντίστοιχα από την άλλη επιφάνεια του δίσκου μέχρι κατάντη αυτού. Αφαιρώντας κατά μέλη τις σχέσεις που προκύπτουν, δημιουργείται η παρακάτω έκφραση:

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho (U_1^2 - U_2^2) = \frac{1}{2} \rho (U_1 - U_2)(U_1 + U_2) \quad (2.6)$$

Εξισώνοντας τις σχέσεις (2.3), (2.4), (2.5) και (2.6) προκύπτει η ταχύτητα στο δίσκο:

$$U_D = \frac{U_1 + U_2}{2} \quad (2.7)$$

Δηλαδή, η ταχύτητα στο δίσκο θα ισούται με το ημίθροισμα της αρχικής ταχύτητας  $U_1$  και της τελικής  $U_2$ , μέσω της σχέσης (2.2) προκύπτει η έκφραση για την τελική ταχύτητα  $U_2$ :

$$U_2 = U_1(1 - 2a) \quad (2.8)$$

Η δύναμη ώσης της σχέσης (2.4) μπορεί να ξαναγραφτεί μέσω των σχέσεων (2.7) και (2.8) ως:

$$T = 2a\rho A_D U_1^2 (1 - a) \quad (2.9)$$

Μέσω των παραπάνω σχέσεων, ορίζεται ο συντελεστής ώσης  $C_T$  και υποδηλώνει την αδιάστατη αντίσταση του δίσκου στην διερχόμενη ροή ανέμου:

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho A_D U_1^2} = \frac{2a\rho A_D U_1^2 (1-a)}{\frac{1}{2}\rho A_D U_1^2} = 4a(1-a) \quad (2.10)$$

Επίσης, η ισχύς  $P$  που δέσμευσε ο δίσκος ισούται με την συνολική δύναμη ώσης  $T$  του ρευστού επί την ταχύτητα στο δίσκο  $U_D$ . Άρα:

$$P = T \cdot U_D = 2a\rho A_D U_1^3 (1-a)^2 \quad (2.11)$$

Αντίστοιχα, ορίζεται ο συντελεστής ισχύος  $C_P$  και αυτός υποδηλώνει το ποσοστό της διαθέσιμης ενέργειας του ρευστού που μετατρέπεται σε ισχύς στο δίσκο:

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho A_D U_1^3} = \frac{2a\rho A_D U_1^3 (1-a)^2}{\frac{1}{2}\rho A_D U_1^3} = 4a(1-a)^2 \quad (2.12)$$

Για να βρεθεί η μέγιστη θεωρητική τιμή ισχύος που μπορεί να εξαχθεί, παραγωγίζεται η παραπάνω εξίσωση ως προς το συντελεστή αξονικής επαγωγής και τίθεται ίση με μηδέν, οπότε:

$$4a(1-3a)(1-a) = 0$$

Η μέγιστη τιμή προκύπτει για ακρότατο  $a=1/3$  και είναι γνωστή ως «όριο Betz». Το σημαντικό που εξάγεται από αυτήν την σχέση είναι πως η ιδανική και βέλτιστη θεωρητική απόδοση του στροφείου δεν μπορεί να ξεπεράσει το  $C_{Pmax}=59\%$  της διαθέσιμης ενέργειας του αέρα. Στην περίπτωση αυτή της βέλτιστης λειτουργίας, η αρχική ταχύτητα θα έχει μειωθεί σε  $U_D=(2/3)\cdot U_1$  όταν φτάσει στο δίσκο και στο απόρρευμα μακριά του δίσκου θα έχει μειωθεί σε  $U_2=(1/3)\cdot U_1$ . Οπότε:

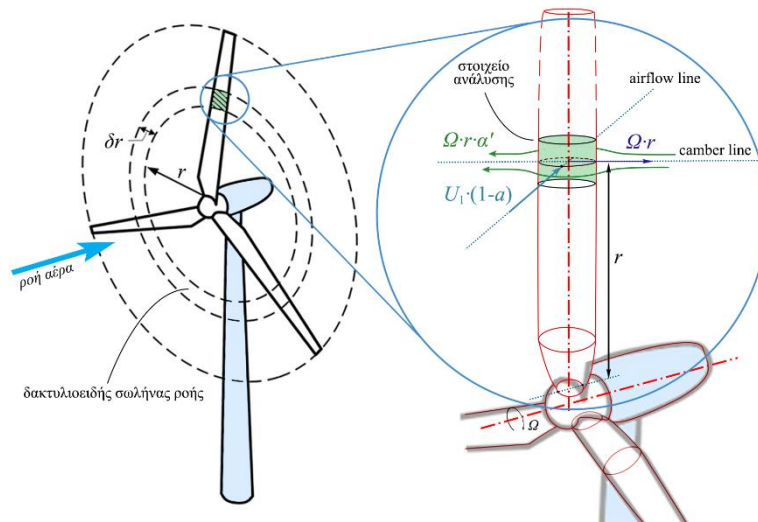
$$C_{P,max} = \frac{16}{27} \approx 59\%$$

## 2.2 ΘΕΩΡΙΑ ΣΤΟΙΧΕΙΟΥ ΠΤΕΡΥΓΙΟΥ

Η θεωρία του στοιχείου πτερυγίου (blade element theory) διαχωρίζει το πτερύγιο σε πολλά ανεξάρτητα στοιχεία πλάτους  $\delta r$ . Κατά την ανάλυση αυτή τα πτερύγια δεν αλληλεπιδρούν μεταξύ τους και εξετάζονται ως μεμονωμένα στοιχεία του στροφείου. Επίσης, η θεωρία χρησιμοποιεί την γωνία προσβολής  $\alpha$ , την αρχική ταχύτητα ανέμου  $U_1$ , τον συντελεστή ταχύτητας ακροπτερυγίου  $\lambda$ , την γωνία συστροφής  $\beta$ , το μήκος χορδής  $c$  του πτερυγίου, των αριθμό των πτερυγίων  $B$  του στροφείου και γενικά, τα χαρακτηριστικά της αεροτομής που αποτελούν το πτερύγιο με σκοπό την πρόβλεψη της απόδοσης του στροφείου.

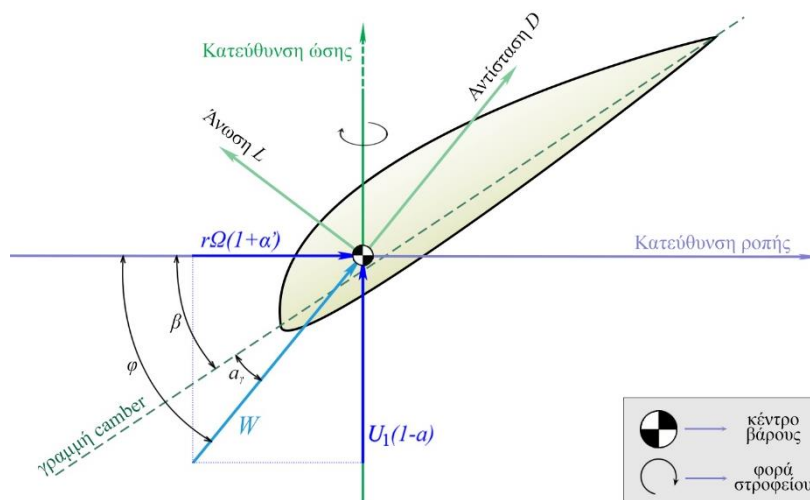
Εξετάζοντας μεμονωμένα ένα τυχαίο στοιχείο πτερυγίου με πλάτος  $\delta r$  και μήκος απόστασης  $r$  από τον ρότορα μπορεί να βρεθούν οι δυνάμεις που ασκούνται σε αυτό, όπως

φαίνεται και στο Σχήμα 2.2. Το στοιχείο σαρώνει ένα δακτύλιο όπου μπορεί να συγκριθεί εξίσου με τον δακτυλοειδή σωλήνα ροής του ανέμου που δημιουργείται μετά την επαφή του με το στροφείο. Οι ταχύτητες που επενεργούν σε αυτό είναι η περιφερειακή ταχύτητα του αέρα και η αξονική ταχύτητα του ανέμου στο σημείο του δίσκου. Η πρώτη συνιστώσα είναι  $V_D = \Omega \cdot r \cdot a'$  και εκφράζεται μέσω του συντελεστή περιφερειακής επαγωγής  $a'$  (έχει την ίδια φυσική ερμηνεία με τον συντελεστή αξονικής επαγωγής αλλά για την περιφερειακή ταχύτητα ανέμου) και της περιφερειακής ταχύτητας  $\Omega \cdot r$  του στοιχείου όπου θα έχει αντίθετη φορά από αυτήν του ανέμου. Αντίστοιχα, η δεύτερη συνιστώσα ισούται με  $U_D = U_1(1-a)$  από την σχέση (2.3).



Πηγή σχήματος: (Pratumnopharat and Leung 2011, pp. 3, Fig. 2).

Σχήμα 2.2: Ο δακτυλοειδής σωλήνας ροής που διαπερνά ένα στοιχείο πτερυγίου μαζί με το τρίγωνο ταχυτήτων.



Πηγή σχήματος: (Μπεργελές 2005, p. 126).

Σχήμα 2.3: Οι δυνάμεις και οι ταχύτητες σε ένα στοιχείο πτερυγίου.

Κάπου εδώ να τονισθεί πως ο δακτυλιοειδής σωλήνας ροής με πλάτος  $\delta r$  θα τέμνει τα περύγια του στροφείου με τέτοιο τρόπο στο να αφήνουν ίχνος ίδιας μορφής με αυτήν μιας αεροτομής. Στην ανάλυση του στοιχείου (με πλάτος  $\delta r$ ) λαμβάνεται η αεροτομή στο μέσο ( $\delta r/2$ ) ως μέση αεροτομή αυτού του στοιχείου. Οπότε, στην ανάλυση των δυνάμεων και ταχυτήτων (Σχήμα 2.3), τα μεγέθη αυτά θα φαίνονται πάνω στην μέση τομή του στοιχείου περυγίου. Έτσι προκύπτει από το τρίγωνο ταχυτήτων, η απόλυτη ταχύτητα  $W$ :

$$W = \sqrt{[U_1(1-a)]^2 + [r\Omega(1+a')]^2} \quad (2.13)$$

Όπως επίσης από το ίδιο τρίγωνο ταχυτήτων προκύπτουν οι τριγωνομετρικές σχέσεις:

$$\sin \varphi = \frac{U_1(1-a)}{W} \quad \text{και} \quad \cos \varphi = \frac{r\Omega(1+a')}{W} \quad (2.14)$$

Διαιρώντας τις δύο τελευταίες σχέσεις προκύπτει ότι:

$$\tan \varphi = \frac{1-a}{(1+a')\lambda_r} \quad (2.15)$$

όπου  $\lambda_r = r\Omega/U_1$  είναι ο τοπικός συντελεστής ταχύτητας ακροπερυγίου.

Η γωνία προσβολής  $\alpha_\gamma$  είναι μεταξύ της προέκτασης της χορδής του περυγίου και της συνιστάμενης ταχύτητας, ενώ μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\alpha_\gamma = \varphi - \beta \quad (2.16)$$

με  $\beta$  συμβολίζεται η γωνία συστροφής (twist angle) και με  $\varphi$  η γωνία διέλευσης του ανέμου από τον άξονα του στροφείου.

Από τις σχέσεις (2.13), (2.14) και (2.15) υπολογίζεται η γωνία διέλευσης και από την σχέση (2.16) υπολογίζεται η γωνία προσβολής που στην συνέχεια θα βοηθήσει στο να προκύψουν οι αεροδυναμικοί συντελεστές  $c_d$  και  $c_l$  (για την εκάστοτε γωνία  $\alpha_\gamma$ ) από τα δισδιάστατα χαρακτηριστικά της αεροτομής. Μέσω αυτών προκύπτουν οι δυνάμεις άνωσης  $\delta L$  και αντίστασης  $\delta D$ :

$$\delta D = c_d \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r \quad (2.17)$$

$$\delta L = c_l \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r \quad (2.18)$$

όπου:  $c$  το μήκος χορδής και  $\delta r$  το πλάτος του στοιχείου.

Είναι προφανές πως ανάλογα την γωνία προσβολής  $\alpha_\gamma$  θα διαφοροποιούνται οι αεροδυναμικοί συντελεστές  $c_l$  και  $c_d$  άρα και οι δυνάμεις άνωσης και αντίστασης. Από τις ασκούμενες αυτές δυνάμεις άνωσης και αντίστασης στην αεροτομή προκύπτουν οι εκφράσεις για την ώση και την ροπή με άξονα αναφοράς την κατεύθυνση της ώσης και αντίστοιχα της ροπής. Επίσης, εδώ είναι που θα ληφθεί υπόψη και ο αριθμός των περυγίων  $B$  του στροφείου. Τότε, η στοιχειώδης ώση στο συγκεκριμένο στοιχείο ισούται με:

$$\delta T = B(\delta L \cos \varphi + \delta D \sin \varphi) = B(c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi) \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r \quad (2.19)$$

Ενώ, η στοιχειώδης ροπή θα είναι:

$$\delta Q = rB(\delta L \cos \varphi + \delta D \sin \varphi) = rB(c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi) \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r \quad (2.20)$$

### 2.3 ΣΥΝΔΥΑΣΜΕΝΗ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ BEM

Μια από τις γνωστότερες και πιο αποδέκτες θεωρίες για την πρόβλεψη της απόδοσης ενός ανεμοκινητήρα είναι η συνδυασμένη μεθοδολογία ορμής στοιχείου πτερυγίου (Blade Element Momentum theory, γνωστή ως θεωρία BEM), που όπως είναι προφανές αποτελείται από την θεωρία δίσκου ενέργειας και την θεωρία στοιχείου πτερυγίου. Η ολοκληρωμένη θεωρία διατυπώθηκε από τον Glauert (1935) και έκτοτε με μερικές προσθήκες χρησιμοποιείται ως βάση στους κώδικες σχεδιασμού στροφείων από την σημερινή βιομηχανία.

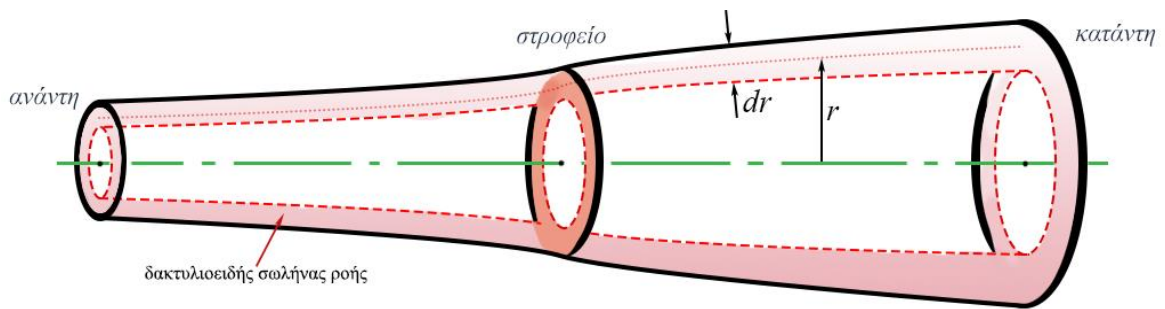
Η διαφορά της συγκεκριμένης μεθόδου σε σχέση με τις υπόλοιπες είναι στο ότι έχει γρηγορότερους χρόνους υπολογισμού των αποτελεσμάτων και καλή ακρίβεια. Έτσι, συγκροτείται μια ιδέα για τα την αεροδυναμική απόδοση του στροφείου και επιταχύνεται η διαδικασία βελτιστοποίησης των σχεδιαζόμενων πτερυγίων του στροφείου. Με λίγα λόγια, η μέθοδος δεν έχει υπολογιστικό κόστος, ούτε αποτελεί χρονοβόρα διαδικασία για να προκύψουν αποτελέσματα απόδοσης. Όσο αναφορά την ακρίβεια της μεθόδου, θα χρειαστεί η λήψη διάφορων διορθώσεων και βελτιώσεων με την μορφή συντελεστών για να παράγει καλύτερα αποτελέσματα.

Συγκρίνοντας τα αποτελέσματα των δύο θεωριών από τις σχέσεις (2.9) και (2.19) για δίσκο με επιφάνεια  $A_D = 2\pi \cdot r \cdot \delta r$ , η στοιχειώδης όση θα ισούται με:

$$\delta T = B(c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi) \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r = 4a\pi r \rho U_1^2 (1-a) c \delta r \quad (2.21)$$

Εξίσου, η στοιχειώδης ροπή της σχέσης (2.19) συνδέοντας την με το θεώρημα ορμής που λαμβάνει το ρυθμό μεταβολής της ροπής σε ένα δακτυλιοειδή σωλήνα ροής με πάχος  $\delta r$  και ακτινική απόσταση  $r$  από τον ρότορα, να ισούται με:

$$\delta Q = rB(c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi) \frac{1}{2} \rho W^2 c \delta r = 4a'\pi r^3 \rho \Omega U_1 (1-a) \delta r \quad (2.22)$$



Σχήμα 2.4: Απεικόνιση ενός δακτυλιοειδή σωλήνα ροής με πάχος  $\delta r$  και μέση ακτινική απόσταση  $r$ .

Από τις σχέσεις του (2.14), η σχετική ταχύτητα μπορεί να γραφτεί ως:

$$W = \frac{U_1(1-a)}{\sin \varphi} \quad (2.23)$$

Η τοπική στερεότητα (στην βιβλιογραφία αναγράφεται συνήθως ως  $\sigma'$ ) ισούται με:

$$\sigma = \frac{B \cdot c}{2\pi r} \quad (2.24)$$

Επαναπροσδιορίζοντας τις σχέσεις των αεροδυναμικών συντελεστών σε:

$$C_x = c_l \cos \varphi + c_d \sin \varphi \quad (2.25)$$

$$C_y = c_l \sin \varphi - c_d \cos \varphi \quad (2.26)$$

Και τέλος, εισάγοντας τις εξισώσεις (2.23), (2.24), (2.25) και (2.26) στις σχέσεις (2.21) και (2.22) προκύπτουν οι συντελεστές αξονικής επαγωγής  $a$  και περιφερειακής επαγωγής  $a'$  ίση με:

$$a = \frac{1}{\frac{4 \sin^2 \varphi}{\sigma C_x} + 1} \quad (2.27)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4 \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma C_y} + 1} \quad (2.28)$$

Στην συνέχεια, χρησιμοποιώντας τις παραπάνω σχέσεις θα παρουσιαστεί η αριθμητική διαδικασία υπολογισμών των δυνάμεων στο περύγιο, καθώς και η εύρεση των ολικών τιμών της παραγόμενης ισχύος, της αντίστασης αλλά και ροπής στο στροφείο.

## 2.4 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΚΑΙ ΒΕΛΤΙΩΣΕΙΣ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ BEM

### 2.4.1 Διόρθωση ακροπτερυγίου

Η θεωρία του δίσκου ενέργειας παραβλέπει την γεωμετρία των ακρών των πτερυγίων του ανεμοκινητήρα όπου οι εκχέοντες στρόβιλοι από τα άκρα συμβάλουν στην δημιουργία απωλειών, αεροδυναμικής φύσεως. Επίσης, ο αριθμός των πτερυγίων είναι πεπερασμένος και όχι άπειρος όπως θεωρεί ο Betz (1928). Άλλη μια προϋπόθεση του Betz είναι η ομοιόμορφη ροή του ανέμου σε κάθε δακτύλιο κατά την διέλευση του απ' το στροφέιο, όπως προαναφέρθηκε οι δίνες στα ακροπτερύγια δημιουργούν ένα επαγόμενο πεδίο ταχύτητας (γύρω από τον δακτύλιο) που μεταβάλλεται με την πάροδο του χρόνου και όπως είναι λογικό σε καμία περίπτωση δεν είναι ομοιόμορφο. Η περίοδος της μεταβολής έχει να κάνει σχέση και με τον αριθμό των πτερυγίων του στροφέιου. Συνεπώς υπάρχει μείωση στην γωνία προσβολής  $\alpha$ , άρα και στην περιφερειακή συνιστώσα της άνωσης που συντελεί στην μείωση της ροπής του στροφέιου. Οι επιδράσεις των παραπάνω φαινομένων είναι αρκετά έντονες στην περιοχή του ακροπτερυγίου (άκρων) και μειώνεται στα εσωτερικά στοιχεία του πτερυγίου.

#### 2.4.1.1 Διόρθωση ακροπτερυγίου του Prandtl

Ο Prandtl (1928) ήταν από τους πρώτους που προέβλεψε τις απώλειες ακροπτερυγίου και προσπάθησε να τις να τις ποσοτικοποιήσει μέσω ενός απλού συντελεστή  $F$  γνωστού ως «Prandtl Tip loss factor». Η γενική μορφή του είναι αυτή:

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\pi \frac{R-r}{s} \right) \right] \quad (2.29)$$

με  $s$ : η απόσταση μεταξύ δύο ελικοειδών επιφανειών κοντά στο ακροπτερύγιο

Από έρευνα των Wilson et al. (1976) αποδείχτηκε πως για χαμηλό συντελεστή ταχύτητας ακροπτερυγίου  $\lambda$ , ο συντελεστής του Prandtl είναι αρκετά ανακριβής. Ενώ για τιμές από  $\lambda \geq 6$ , η προσέγγιση είναι ικανοποιητική καθώς στο εύρος αυτό εργάζονται και οι περισσότερες συμβατικές ανεμοκινητήρες.

Σε εργασία του ο Ramdin (2017) αναφέρει πως ο συντελεστής του Prandtl όπως εκείνος την διατύπωσε δεν είναι άμεσα συμβατός με την θεωρία BEM και για αυτό έχουν γίνει αρκετές παραδοχές στο να συμπεριληφθεί. Μια από τις πολλές εκτιμήσεις που έγιναν για τον συντελεστή είναι αυτή εδώ, ενώ ανά τα χρόνια ακολούθησαν αρκετές για να μπορεί να ενταχθεί επαρκώς στην μεθοδολογία BEM:

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\frac{B}{2} \left( 1 - \frac{\lambda_r}{\lambda} \right) \sqrt{1 + \lambda^2} \right) \right] \quad (2.30)$$



### 2.4.1.2 Διόρθωση ακροπτερυγίου του Glauert

Μετέπειτα, ο Glauert (1935) πρότεινε δικό του συντελεστή διόρθωσης για τις απώλειες ακροπτερυγίου βασισμένο στον συντελεστή του Prandtl:

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\frac{B(R-r)}{2R \sin \varphi_R} \right) \right] \quad (2.31)$$

Και στην συνέχεια, απλοποιήθηκε σε:

$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\frac{B(R-r)}{2r \sin \varphi} \right) \right] \quad (2.32)$$

Αντίστοιχα μπορούν να υπολογιστούν και οι απώλειες στο άλλο άκρο του πτερυγίου, εκείνες κοντά στο ρίζα:

$$F_{root} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\frac{B(r-R_{hub})}{2r \sin \varphi} \right) \right] \quad (2.33)$$

με  $R_{hub}$ : η ακτινική απόσταση του πτερύγιου από την πλήμνη μέχρι την αρχή της ρίζας (hub radius)

Ένα οποιοδήποτε στοιχείο πτερυγίου έχει τοπικά αεροδυναμικά φαινόμενα που επηρεάζονται από τις απώλειες ακροπτερυγίου αλλά και ρίζας. Στην περίπτωση αυτή, προκύπτει ένας ολικός συντελεστής απωλειών που πολλαπλασιάζει τις σχέσεις (2.32) και (2.33):

$$F = F_{tip} \cdot F_{root} \quad (2.34)$$

Ο συντελεστής απωλειών ακροπτερυγίου εισάγεται στις σχέσεις των δυνάμεων (2.19) και (2.20) του στοιχείου πτερυγίου και διαμορφώνει τις σχέσεις επαγωγής (2.27) και (2.28) σε:

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \varphi}{\sigma C_x} + 1} \quad (2.35)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma C_y} + 1} \quad (2.36)$$

Για την διόρθωση του Glauert βρέθηκε (Shen et al. 2005) πως είναι σταθερή μονάχα όταν ο συντελεστής άνωσης τείνει να πάρει την τιμή του μηδέν με τον ίδιο ρυθμό του συντελεστή απωλειών ακροπτερυγίου  $F$ , αλλιώς για τις υπόλοιπες περιπτώσεις το  $F$  παίρνει τιμή αρνητική ή μη υπαρκτή.

### 2.4.1.3 Διόρθωση ακροπτερυγίου του Goldstein

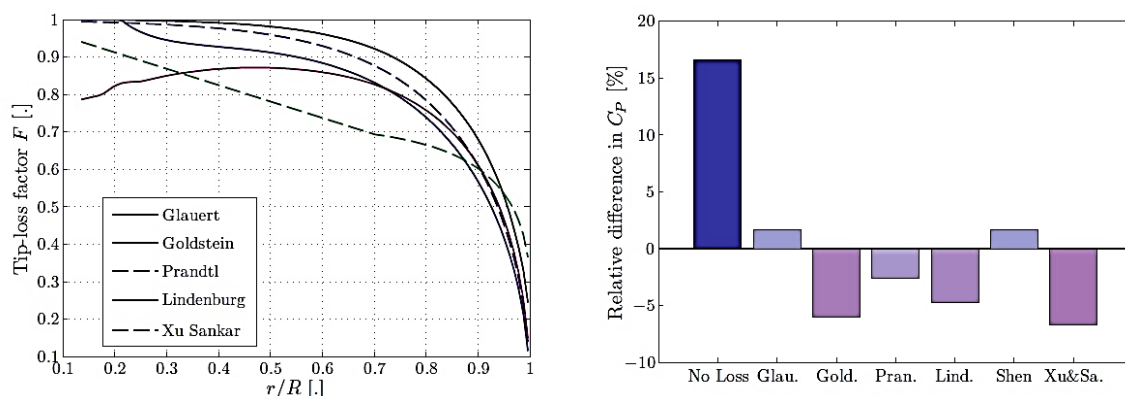
Ένας ακόμη πιο ακριβής συντελεστής απωλειών ακροπτερυγίου προτάθηκε από τον Goldstein (1929), χρησιμοποιώντας την μέθοδο άκαμπτης έλικας δίνης (rigid helix vortex) και με την χρήση των επαγόμενων ταχυτήτων καθόρισε την κυκλοφορία ροής του αέρα γύρω απ' το πτερύγιο. Ο συντελεστής απωλειών ορίστηκε ως « $K$ , Goldstein Tip loss function» και ισούται με:

$$K = \frac{1 + \lambda^2}{\lambda^2} \frac{r\Omega}{\pi\omega U_1} \quad (2.37)$$

Ο συντελεστής αυτός απαιτεί την επίλυση μιας συνθέτης εξίσωσης και για αυτό τον λόγο δεν θα αναλυθεί περαιτέρω η συγκεκριμένη διόρθωση στην παρούσα εργασία.

### 2.4.1.4 Υπόλοιπες διορθώσεις ακροπτερυγίου

Αρκετά ενδιαφέροντα είναι η εργασία του Branlard (2011) που εξειδικεύεται στην ανάλυση, επεξήγηση και σύγκριση των διάφορων συντελεστών απώλειας ακροπτερυγίου που έχουν προταθεί ανά τα έτη. Όπως παρακάτω φαίνεται από την εργασία αυτή μια σύγκριση των συντελεστών απωλειών ακροπτερυγίου του Glauert (1935), του Goldstein (1929), του Prandtl (1928), του Lindenburg (2003) και του Xu & Sankar (2001) όταν χρησιμοποιούνται σε έναν BEM κώδικα. Στο αριστερό μέρος απεικονίζεται η τιμή του συντελεστή απωλειών  $F$  σε σχέση με την αδιάστατη τιμή της ακτίνας του πτερυγίου  $r/R$ , έτσι δίνεται η πλήρης εικόνα στο πως διαμορφώνεται ο εκάστοτε συντελεστής κατά μήκος του πτερυγίου. Ενώ, στο δεξιό μέρος γίνεται η ποσοστιαία σύγκριση των συντελεστών ισχύος για μια πρόβλεψη σε σχέση με τις υπόλοιπες.



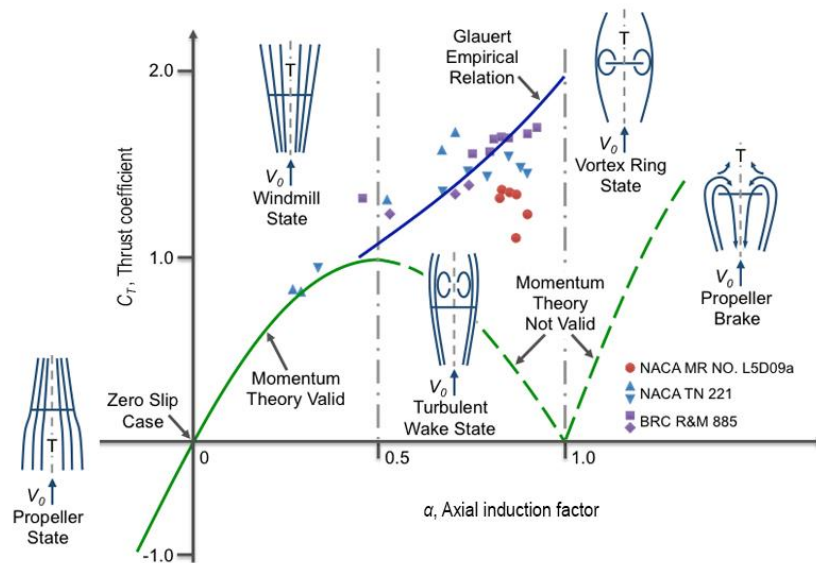
Πηγή σχήματος: (Branlard 2011, pp.66, Fig. 3.1-3.2).

Σχήμα 2.5: Σύγκριση μεταξύ των διάφορων συντελεστών απωλειών ακροπτερυγίου.

## 2.4.2 Λειτουργία σε μεγάλα φορτία - Κατάσταση πέδησης

Το φορτίο που ασκείται στα πτερύγια ενός Α/Κ μπορεί να αδιαστατοποιηθεί και να ονομασθεί συντελεστής ώσης  $C_T$ , συνήθως υπολογίζεται για δομικά ζητήματα σχεδιασμού όπως η αεροελαστική των πτερυγίων και η αντοχή του πύργου στήριξης. Σε διάγραμμα

του  $C_T$  ως προς τον αξονικό συντελεστή επαγωγής  $a$  φανερώνεται κάτι πολύ ενδιαφέρον για την αεροδυναμική των HAWT.



Πηγή σχήματος: (<https://www.e-education.psu.edu/aersp583/node/471>, Fig. 2a-7)

Σχήμα 2.6: Συμπεριφορά της ροής ανάλογα τον αξονικό επαγωγικό συντελεστή σε μια HAWT.

Ανάλογα το μέγεθος του  $a$  αλλάζει και η φύση της ροής, το παραπάνω διάγραμμα αναπαριστά πολύ περιεκτικά την σύνδεση των μεγεθών. Για παράδειγμα σε εύρος:  $0 \leq a < 0.5$ , η ροή του αέρα επεκτείνεται με το πέρασ του από το στροφέιο όπως αναλύθηκε και προηγουμένως στην θεωρία δίσκου ενέργειας. Στην βιβλιογραφία αναφέρεται ως “windmill state” από την χαρακτηριστική λειτουργία της έλικας με αυτήν του ανεμόμυλου. Αντίστοιχα σε εύρος:  $-0.2 \leq a < 0$ , η ροή συμπυκνώνεται με το πέρασ της απ’ το στροφέιο και για αυτό θυμίζει την λειτουργία προπέλας. Όσο αυξάνεται το  $a$ , η ροή όλο και πιο δύσκολα διαπερνάει εντός του στροφέιου έως ότου ο συντελεστής γίνει ίσος της μονάδας ( $a=1$ ) και το στροφέιο πρακτικά λειτουργεί σαν «συμπαγής δίσκος» που δεν ρέει τίποτα εντός του. Όταν συμβεί κάτι τέτοιο, δημιουργείται μια μεγάλη πτώση πίεσης μεταξύ της μπροστά και πίσω επιφάνειας του στροφέιου λόγω του αέρα που αποκολλάται από τα άκρα του στροφέιου και στην συνέχεια ανακυκλοφορεί με αντίθετη πλέον φορά προς τον διερχόμενο αέρα. Ο Glauert (1926a) πολύ στοχευμένα παρατήρησε πως για μεγάλα φορτία προκύπτουν αρνητικές ταχύτητες απορρεύματος  $U_2$  από την θεωρία ορμής και έκρινε πως είναι ακατάλληλη για το συγκεκριμένο εύρος λειτουργίας. Η λύση που πρότεινε ήταν μια ημιεμπειρική εξίσωση που προέκυψε από πειράματα ελίκων σε αεροσήραγγα με ελεγχόμενες συνθήκες (Σχήμα 2.7). Αυτή η εξίσωση δίνεται μέσω μιας δευτεροβάθμιας σχέσης που προσεγγίζει τα πειραματικά αποτελέσματα για τιμές  $a \geq 0.4$  και περίπου ισούται με:

$$C_T = 1.556 \cdot a^2 - 0.444 \cdot a + 0.889 \quad (2.38)$$

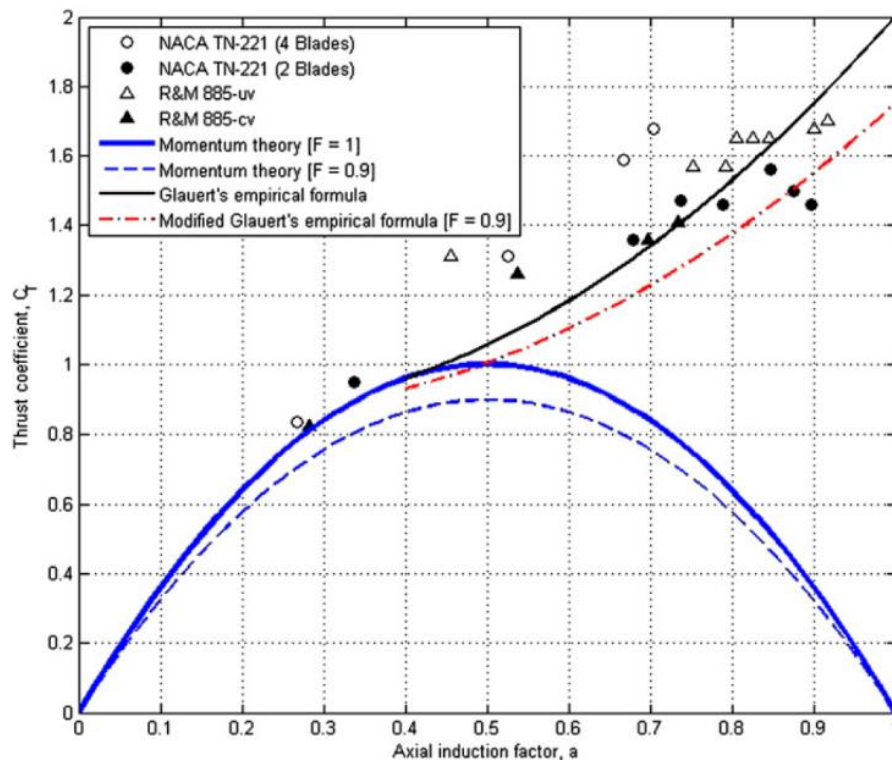
Η εξίσωση αυτή συγκαταλέγεται σε μια ευρύτερη ομάδα μοντέλων που αναπτύχθηκαν στην λεγόμενη περιοχή λειτουργίας “windmill brake state”. Στο βιβλίο των Burton et al. (2011) δίνεται μια εναλλακτική γραμμική εξίσωση που ισχυρίζονται ότι προσεγγίζει καλύτερα τα πειραματικά δεδομένα. Καθώς, αναφέρεται πως η καμπύλη του Glauert δίνει αρκετά μεγαλύτερες τιμές  $C_T$  και ότι αυτό μπορεί να οφείλεται στο γεγονός ότι αναλύει έλικα αεροπλάνου όπου οι γωνίες προσβολής της είναι αρνητικές.

Το πρόβλημα με τα παραπάνω μοντέλα είναι πως δεν συμπεριλαμβάνουν στον τύπο τους τις απώλειες ακροπτερυγίου με αποτέλεσμα σε ένα αλγόριθμο BEM να προκύπτει ένα κενό (βλέπε Σχήμα 2.7) ανάμεσα σε εμπειρική εξίσωση και θεωρία ορμής. Η ασυνέχεια αυτή δημιουργεί σφάλματα κατά τον υπολογισμό του συντελεστή αξονικής επαγωγής και για αυτό τον λόγο ο Buhl (2005) εισάγει μια εναλλακτική εξίσωση που βασίζεται στην διόρθωση του Glauert:

$$C_T = \frac{8}{9} + \left(4F - \frac{40}{9}\right)a + \left(\frac{50}{9} - 4F\right)a^2 \quad (2.39)$$

Λύνοντας ως προς τον συντελεστή αξονικής επαγωγής προκύπτει η σχέση:

$$a = \frac{18F - 20 - 3\sqrt{C_T(50 - 36F) + 12F(3F - 4)}}{36F - 40} \quad (2.40)$$



Πηγή σχήματος: (Pratumnopharat and Leung 2011, Fig. 2).

Σχήμα 2.7: Πειραματικά δεδομένα (Glauert 1926a) και προσεγγιστικές εξισώσεις κάποιων μοντέλων windmill brake state.

Για παραπάνω πληροφορίες παρατίθεται η εργασία των Pratumnopharat και Leung (2011) όπου αναλύονται έξι διαφορετικά μοντέλα “windmill brake state” με σκοπό να αναδειχθεί εκείνο που προσεγγίζει καλύτερα τα πειραματικά δεδομένα.

### 2.4.3 Βελτιώσεις στην θεωρία ορμής

Έναν αιώνα σχεδόν μετά την θεωρία ορμής που διατύπωσε ο Glauert στην αεροδυναμική ανάλυση των ελίκων έγιναν κάποιες παραδοχές για να καταλήξει στην κλασική θεωρία BEM που χρησιμοποιείται ευρέως μέχρι και σήμερα. Όπως έχει επισημανθεί από πολλούς συγγραφείς στο παρελθόν (Burton et al. 2011; J. N. Sorensen 2016) κάποιες από τις παραδοχές του Glauert όπως η παράβλεψη των πλευρικών πιέσεων στις επιφάνειες των δακτυλιοειδών σωλήνων ροής ή την παράβλεψη της επίδρασης που έχει περιστροφή στον απόρροισμα εισάγει ένα σημαντικό σφάλμα στους υπολογισμούς. Στην προσπάθεια εκσυγχρονισμού σε μια πιο γενικευμένη θεωρία ορμής έχουν προταθεί διάφοροι διορθωτικοί συντελεστές στην κλασική προσέγγιση του Glauert, ο Sorensen στο βιβλίο του εξετάζει λεπτομερώς το παραπάνω ζήτημα και καταλήγει σε μια γενική μορφή του συντελεστή αξονικής επαγωγής και του συντελεστή ώσης:

$$a = \frac{\sigma \cdot C_n - \frac{\sin^2 \varphi}{1 - \alpha} \cdot R_{corr}}{4 \sin^2 \varphi + \sigma \cdot C_n} \quad \text{ή} \quad a = \frac{1}{2} \left[ 1 - \sqrt{1 - \frac{\lambda^2 x^2 (1 + a')^2 \sigma C_l}{\cos \varphi} - R_{corr}} \right] \quad (2.41)$$

$$C_T = 4a \cdot (1 - \alpha) - R_{corr} \quad (2.42)$$

οπού:  $x = r / R$ , κοινώς η αδιάστατη ακτίνα στοιχείου πτερυγίου.

Πίνακας 2.1: Συντελεστές διόρθωσης για την θεωρία ορμής.

Πηγή: (J. N. Sorensen 2016, pp.112, Tab. 7.1)

	Glauert	Joukowsky	Modified Joukowsky	Burton et. al.
$R_{corr}$	0	$4\lambda^2 x^2 a'^2 (1 + x^4 a')$	$4\lambda^2 x^2 a'^2 (1 - x^2)$	$4\lambda^2 x^2 a'^2$

Επίσης, να γίνει ξεκάθαρο πως όλες οι παραπάνω εναλλακτικές έχουν εξίσου συμπεριλάβει κάποιες παραδοχές και απώτερος σκοπός τους είναι να δείξουν πως τα φαινόμενα περιστροφής επηρεάζουν τα αποτελέσματα σε σχέση με την προσέγγιση του Glauert. Τέλος, στα αποτελέσματα του Sorensen φαίνεται ξεκάθαρα η επιρροή του φαινομένου κοντά στην ρίζα του πτερυγίου και σε μικρές τιμές λειτουργίας  $\lambda$ . Ο συγγραφέας αυτό το αποδίδει στο γεγονός ότι η επίδραση της περιστροφής τείνει να δημιουργεί αρνητική πίεση ώστε το στροφείο καταλήγει να απορροφήσει περισσότερο αέρα εντός του.

#### 2.4.4 Επίδραση δυναμικού απόρρου

Στην BEM γίνεται η υπόθεση μιας μόνιμης και ευσταθούς κατάστασης μεταξύ του διερχομένου αέρα και του A/K, δεν συμπεριλαμβάνονται δυναμικά φαινόμενα όπως οι ριπές ανέμου, η αλλαγή της διεύθυνσης του ρότορα (yaw control) και η μεταβολή της γωνίας των πτερυγίων (pitch control). Στην πραγματικότητα, τα ασταθή αυτά φαινόμενα μεταβάλλουν αισθητά τον απόρρου του A/K και συνεπώς επηρεάζουν την απόδοση του. Ένα από τα πιο απλά μοντέλα που έχουν προταθεί όπως αναγραφεί και ο Sorensen (2016) είναι αυτό που ορίζει την χρονική υστέρηση κατά την μεταβατική κατάσταση της ροής. Η παρακάτω εξίσωση αντιστοιχεί με την (2.21) κατά τον υπολογισμό της στοιχειώδους ώσης:

$$R \cdot f(r/R) \cdot \frac{du_i}{dt} + 2 \cdot u_i (U_o - u_i) = \frac{\Delta T}{2\pi r \Delta r} \quad (2.43)$$

όπου το  $u_i$  είναι η είναι επαγόμενη ταχύτητα αέρα και το  $f(r/R)$  είναι μια ημιεμπειρική εξίσωση που σχετίζεται με τον συντελεστή επαγωγής. Περεταίρω πληροφορίες θα βρείτε στην εργασία των Shepers and Snel (1995) για τα διάφορα δυναμικά μοντέλα.

#### 2.4.5 Διόρθωση πλαγιολίσθησης

Η μεθοδολογία BEM υποθέτει πως η διερχομένη ροή αέρα στο ρότορα είναι απολυτά ευθύγραμμη και παράλληλη με τον άξονα του A/K, όπως και ο απορρός κατάντη της. Κάτι τέτοιο στην πραγματικότητα είναι εν μέρη εφικτό με την χρήση του συστήματος ελέγχου του προσανατολισμού της μηχανής. Για A/K χωρίς κάποιο σύστημα προσανατολισμού η απόδοση τους αλλάζει δραστικά κατά την διάρκεια λειτουργίας τους. Συνεπώς, για να παραμείνει ίδιος ο όγκος ελέγχου και να γίνει εφικτή η χρήση της μεθοδολογίας BEM, ο Glauert (1926b) εισάγει τον συντελεστή «πλαγιολίσθησης» ή αλλιώς “yaw correction” διορθώνοντας τις νέες επαγόμενες ταχύτητες πάνω στο πτερύγιο μέσω της σχέσης:

$$w = w_{avg} \cdot \left( 1 + \frac{r}{R} \cdot K_y \cdot \sin \varphi_z \right) \quad (2.44)$$

όπου: το  $w_{avg}$  είναι ο μέση ετήσια επαγωγική ταχύτητα συμπεριλαμβάνοντας τη πλαγιολίσθηση, το  $K_y$  είναι ένας συντελεστής άμεσα συνδεδεμένος με την γωνία εκτροπής (yaw angle) του ανέμου, το  $\varphi_z$  είναι η αζιμούθια θέση του πτερυγίου.

Ανά τα χρόνια έχουν προταθεί πολλά διαφορετικά μοντέλα διόρθωσης του απόρρου κάποια πιο εξελιγμένα με χρήση τεχνικών CFD και άλλα με πιο απλές αεροδυναμικές θεωρίες. Αρκετοί συγγραφείς χρησιμοποιήσαν εναλλακτικούς συντελεστές  $K_y$  για να προσεγγίσουν καλύτερά το πρόβλημα στην σχέση του Glauert.

Πίνακας 2.2: Διάφοροι συντελεστές διόρθωσης για πλαγιολίσθηση αέρα.

Πηγή: (Micallef et al. 2016, pp.37, Fig. 7)

Coleman et al.	White and Blake	Pitts and Peters	Howlett
----------------	-----------------	------------------	---------

$K_y = \tan\left(\frac{\chi}{2}\right)$	$K_y = \sqrt{2} \sin(\chi)$	$K_y = \frac{15\pi}{32} \tan\left(\frac{\chi}{2}\right)$	$K_y = \sin^2(\chi)$
---	-----------------------------	--	----------------------

Η γωνία επικάλυψης  $\chi$  (skew angle) είναι συνδεδεμένη με την γωνία εκτροπής  $\gamma_{yaw}$  μέσω της σχέσης:

$$\tan(\chi) = \frac{U_\infty \sin \gamma_{yaw}}{U_\infty \sin \gamma_{yaw} - u_a} \quad (2.45)$$

Περαιτέρω πληροφορίες θα βρείτε στην εργασία των Micallef et al. (2016) όπου εξετάζουν αναλυτικά την αεροδυναμική των A/K σε φαινόμενα ροής με κλίση (πλαγιαλισθηση).

## 2.4.6 Λοιπές επιδράσεις

### 2.4.6.1 Βελτιώσεις της BEM στον υπολογισμό των επαγωγικών συντελεστών

Οι Wilson et al. (1976) ισχυρίστηκαν πως η κυκλοφορία του αέρα που παράγεται από το πτερύγιο είναι μονάχα συνδεδεμένη με την δύναμη άνωσης, έτσι απέρριψαν τις επιπτώσεις της αντίστασης δύναμης. Κατέληξαν στις παρακάτω τελικές σχέσεις:

$$\frac{a'F}{1+a'} = \frac{\sigma c_l}{4 \cos \varphi} \quad (2.46)$$

$$\frac{aF(1-aF)}{(1-a)^2} = \frac{\sigma c_l \cos \varphi}{4 \sin^2 \varphi} \quad (2.47)$$

Παρόμοια αστάθεια που βρέθηκε για την διόρθωση του Glauert εμφανίζεται και εδώ, αναφέρει ο De Vries (1979). Ο De Vries για να διορθώσει την υπόθεση των Wilson et al. βρήκε πως ένα άλλο πρόβλημα είναι η μη ορθογωνικότητα (non orthogonality) της σχετικής ταχύτητας του ακροπτερυγίου. Διορθώνοντας το πρόβλημα της ορθογωνικότητας κατέληξε στις σχέσεις:

$$\frac{a'F(1-aF)}{(1+a')(1-a)} = \frac{\sigma c_l}{4 \cos \varphi} \quad (2.48)$$

$$\frac{aF(1-aF)}{(1-a)^2} = \frac{\sigma c_l \cos \varphi}{4 \sin^2 \varphi} \quad (2.49)$$

Πάρα την επίλυση της ορθογωνικότητας δεν παύουν τα αποτελέσματα να διαφέρουν πολύ από εκείνα των Wilson et al. όπως αναφέρουν οι Sorensen et al. (2005) σε εργασία τους. Για αυτό οι Sorensen et al. καταφέραν να λύσουν τα προβλήματα αστάθειας μέσω της παραμέτρου απωλειών  $F_l$  που ουσιαστικά διορθώνει τους συντελεστές άνωσης της σχέσης (2.25) σε:

$$C_x^r = F_l C_x \quad (2.50)$$

Επίσης, για να συμπεριλάβουν τις τρισδιάστατες απώλειες του ακροπτερυγίου έθεσαν στην σχέση (2.26) αντίστοιχο συντελεστή:

$$C_y^r = F_1 C_y \quad (2.51)$$

Το  $F_1$  έχει την ίδια μορφή με αυτήν του Prandtl και το  $g$  είναι μια νέα αδιάστατη παράμετρος που εισήγαγαν με σταθερές  $c_1$  και  $c_2$  που βρήκαν πειραματικά.

$$F_1 = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left( -g \frac{B(R-r)}{2r \sin \varphi} \right) \right] \quad (2.52)$$

$$g = \exp[-c_1 (B\lambda - c_2)] = \exp[-0,125(B\lambda - 21)] + 0,1 \quad (2.53)$$

Από την πάνω εξίσωση προκύπτουν οι ανανεωμένες σχέσεις των συντελεστών επαγωγής:

$$\frac{a'F(1-aF)}{(1+a')(1-a)} = \frac{\sigma C_y^r}{4 \sin \varphi \cos \varphi} F_1 \quad (2.54)$$

$$\frac{aF(1-aF)}{(1-a)^2} = \frac{\sigma C_x^r}{4 \sin^2 \varphi} F_1 \quad (2.55)$$

Συγκρίνοντας τον συντελεστή διόρθωσης του ακροπτερυγίου των Sorensen et al. σε σχέση με αυτή του De Vries φάνηκε πως δεν παρέχει πιο ακριβή αποτελέσματα σύμφωνα με τους Clifton και Smith (2009). Το μεγάλο πρόβλημα των παραπάνω προσεγγίσεων που αναφέρθηκαν, είναι η χαμηλή τους απόδοση σε μικρές τιμές συντελεστών ταχύτητας ακροπτερυγίου  $\lambda$ . Αυτός, θα είναι ένας από τους σημαντικότερους παράγοντες διαφοροποίησης των πειραματικών αποτελεσμάτων σε σχέση με τα παραχθέντα υπολογιστικά αποτελέσματα των αλγορίθμων BEM που θα εξετασθούν στο Κεφάλαιο 4.3.

#### 2.4.6.2 Αεροδυναμικές διορθώσεις

Όταν γίνεται χρήση δισδιάστατων αεροδυναμικών συντελεστών είναι λογικό πως θα διαφοροποιούνται από πειραματικά δεδομένα, διότι πολλά από τα τρισδιάστατά φαινόμενα ή και την επίδραση της περιστροφής που ασκούνται σε ένα πτερύγιο δεν ανταποκρίνονται. Η χρήση υπολογιστικών εργαλείων όπως το XFOIL / XFLR5 είναι μια πολύ συνηθισμένη λύση παραγωγής αεροδυναμικών δεδομένων σε αλγόριθμους BEM με αποτέλεσμα να χρειάζονται επιπλέον επεξεργασία μέσω διορθωτικών σχέσεων. Ένας γενικός τύπος διόρθωσης ακολουθεί μια τέτοια μορφή:

$$C_{3D} = C_{2D} + f \cdot \Delta C \quad (2.56)$$

οπού:  $C_{2D}$  είναι ο δισδιάστατος συντελεστής,  $\Delta C$  η διαφορά μεταξύ πειραματικών (inviscid flow, συνήθως σε αεροσήραγα) και δισδιάστατων τιμών,  $f$  μία παράμετρος διόρθωσης της διαφοράς  $\Delta C$ .

Μια από τις πρώτες προσπάθειες διόρθωσης είναι αυτή των Snel et al. (1994) εξετάζοντας μονάχα τον συντελεστή άνωσης και δίνοντας τον εξής τύπο στην παράμετρο  $f$ :



$$f = 3 \left( \frac{c}{r} \right)^2 \quad (2.57)$$

Έκτοτε, αρκετοί άλλοι συγγραφείς έχουν διαμόρφωση πιο περίπλοκες εκφράσεις για την παράμετρο  $f$  όπως αυτή των Du και Selig (1998), ενώ επιπρόσθετα δοκιμάζουν να διορθώσουν με ανάλογο τρόπο και τον συντελεστή αντίστασης.

Επιπλέον, στην εργασία του Branlard (2011, pp.29, Tab.1.1) παρατίθενται περιεκτικά κάποια από τα βασικότερα μοντέλα «3D corrections» που διαμορφώνουν τους αεροδυναμικούς συντελεστές.

Ο αλγόριθμος BEM μπορεί να συγκλίνει σε γωνίες προσβολής  $\alpha$ , εκτός του συμβατικού ορίου που προκύπτουν είτε τα πειραματικά είτε τα υπολογιστικά δεδομένα, η ανάγκη για αεροδυναμικούς συντελεστές σε υψηλότερες γωνίες δημιούργησε φόρμουλες επέκτασης των αεροδυναμικών δεδομένων σε όλο το εύρος γωνιών (360° extrapolation). Οι δύο μέθοδοι που χρησιμοποιούνται ευρέως σε εφαρμογές BEM είναι Viterna & Corrigan (1982) και Montgomerie (2004) κάνοντας την πλήρη αναγωγή των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ενός μικρού πεδίου γωνιών. Μια ερευνά των Mahmuddin et al. (2017) δείχνει πως οι δύο μέθοδοι διαφέρουν αμυδρά.

#### 2.4.6.3 Η επίδραση της στερεότητας

Η επίδραση του συντελεστή στερεότητας  $\sigma_{ol}$  (solidity) είναι μια από τις σημαντικότερες παραμέτρους για την επίδοση του στροφείου. Πολλές μελέτες δείχνουν πως η αύξηση του αριθμού των πτερυγίων ή και της στερεότητας του στροφείου συντελούν στην αύξηση του συντελεστή ισχύος, της ροπής του άξονα άρα και της παραγόμενης ενέργειας της αιολικής μηχανής, ενώ η ταχύτητα περιστροφής του στροφείου μικραίνει στην αύξηση του αριθμού των πτερυγίων. Σε ερευνά που διεξάχθηκε από τους Kumar et al. (2012) για μικρής κλίμακας ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα παρατηρήθηκε πως αλλάζοντας τον αριθμό των πτερυγίων και της στερεότητας διακρίνεται μέτρια μεταβολή στην ταχύτητα του στροφείου και έντονη μεταβολή στο συντελεστή ισχύος. Όπως επίσης η ίδια μελέτη επιβεβαιώνει πως για χαμηλές τιμές στερεότητας, παρατηρείται χαμηλή ροπή στον άξονα και αύξηση της ταχύτητας στροφείου. Ενώ, για υψηλές τιμές στερεότητας παρατηρείται το ακριβώς αντίθετο.

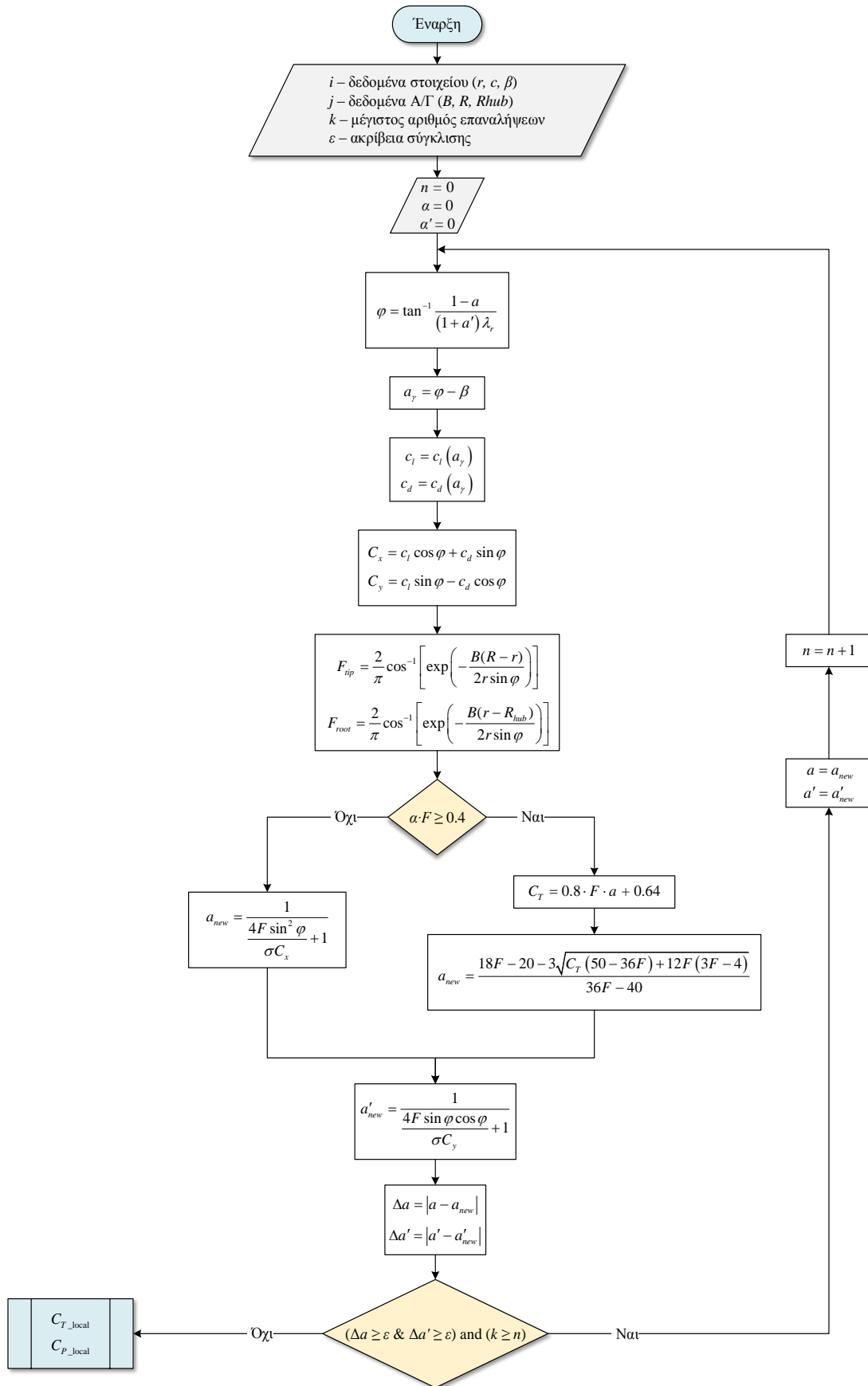
Στην εργασία του Singh (2014) δίνεται μεγάλη έμφαση στην ανάλυση και διερεύνηση των ανεμοκινητήρων με υψηλή τιμή στερεότητας για λειτουργία άντλησης νερού. Η τεχνική που χρησιμοποιεί για να συμπεριλάβει τις τυχόν διαφοροποίησης στην συνδυασμένη μεθοδολογία BEM είναι η δημιουργία παραμέτρων στερεότητας  $SLF$  που ενσωματώνονται στους δισδιάστατους αεροδυναμικούς συντελεστές  $c_l$  και  $c_d$ . Παραπάνω λεπτομέρειες βρίσκονται στην εργασία του, καθώς το ζήτημα της στερεότητας σε συμβατικές HAWT με λίγα πτερύγια και χαμηλές στροφές δεν τίθεται ως φαινόμενο επίδρασης.

## 2.5 ΑΛΓΟΡΙΘΜΙΚΟ ΣΧΗΜΑ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ

Για να γίνει η διαδικασία πιο ευνόητη, ακολουθεί λεπτομερής περιγραφή των βημάτων που ακολουθούνται κατά την δημιουργία ενός αλγορίθμου με μέθοδο της θεωρίας ορμής στοιχείου πτερυγίου (BEM).

Αρχικά, γνωρίζοντας τα γεωμετρικά στοιχεία των πτερωτών του δρομέα παράγονται οι δισδιάστατοι αεροδυναμικοί συντελεστές  $c_l$  και  $c_d$  της συγκεκριμένης γωνίας προσβολής. Τα δεδομένα λαμβάνονται είτε πειραματικά είτε υπολογιστικά (μέσω λογισμικού) και στην συνέχεια εντάσσονται στο πρόγραμμα με την μορφή πινάκων.

Για δοσμένη γεωμετρία δρομέα τα εξής μεγέθη είναι γνωστά:  $B$ ,  $R$ ,  $R_{hub}$ ,  $r$ ,  $c$  (μήκος χορδής στην εκάστοτε ακτίνα  $r$ ),  $\beta$  (εκάστοτε γωνία συστροφής) και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά  $c_d$  και  $c_l$  υπολογισμένα για την εκάστοτε γωνία προσβολής. Από αυτά προκύπτουν τα υπολογιστικά μεγέθη:  $\sigma$ ,  $\lambda_r$ ,  $F$  και αντίστοιχα τα  $C_x, C_y$ . Τα άγνωστα μεγέθη  $\alpha$ ,  $\alpha'$  και  $\varphi$  για κάθε ακτινική θέση προκύπτουν για κάποια συγκεκριμένη κατάσταση λειτουργίας του δρομέα, η οποία χαρακτηρίζεται ως συντελεστής ταχύτητας ακροπτερυγίου  $\lambda$ . Όταν ικανοποιηθεί η ακρίβεια που του έχει τεθεί για τις τιμές των συντελεστών επαγωγής μονάχα τότε ακολουθεί η επίλυση των τοπικών συντελεστών  $C_{T_r}$  και  $C_{P_r}$  για την επόμενη ακτινική απόσταση. Όταν ολοκληρωθεί η επαναληπτική διαδικασία για ένα εύρος καταστάσεων λειτουργίας προκύπτουν οι τιμές αεροδυναμικής απόδοσης και τα μεγέθη επιλύονται με τέτοιο τρόπο ώστε να παραχθούν καμπύλες των ολικών συντελεστών  $C_P$  και  $C_T$  συναρτήσεως του συντελεστή  $\lambda$ . Η επαναληπτική υπολογιστική διαδικασία η οποία εφαρμόζεται στη μέθοδο BEM φαίνεται στο ακόλουθο διάγραμμα ροής (Σχήμα 2.8).



Σχήμα 2.8: Η βασική δομή λειτουργίας ενός αλγορίθμου BEM.

Τα βήματα που ακολουθούνται είναι τα ακόλουθα:

1. Αρχική υπόθεση των συντελεστών επαγωγής  $a$  και  $a'$ .  
(Για παράδειγμα:  $a=a'=0$ )
2. Υπολογισμός της γωνίας εισροής  $\varphi$  από την σχέση (2.15).
3. Εύρεση της γωνίας προσβολής  $\alpha_\gamma$  από την σχέση (2.16).
4. Υπολογισμός των δισδιάστατων αεροδυναμικών συντελεστών από τις εξισώσεις  $c_d = c_d(\alpha_\gamma)$  και  $c_l = c_l(\alpha_\gamma)$  για το προφίλ της πτερωτής σε συγκεκριμένη γωνία προσβολής  $\alpha_\gamma$  και αριθμό Reynolds.
5. Υπολογισμός των  $C_x$  και  $C_y$  από τις σχέσεις (2.25) και (2.26).
6. Εύρεση των απωλειών ακροπτερυγίου  $F$  μέσω των σχέσεων (2.32), (2.33) και (2.34).
7. Υπολογισμός του νέου συντελεστή αξονικής επαγωγής  $a_{new}$  από την σχέση (2.35) και για κατάστασή πέδησης υπολογισμός του από την σχέση (2.40).
8. Υπολογισμός του νέου συντελεστή περιφερειακής επαγωγής  $a'_{new}$  από την σχέση (2.36).
9. Οι νέες τιμές των συντελεστών υπολογίζονται έως ότου η διαφορά των νέων τιμών με αυτές που είχαν στην προηγούμενη επανάληψη να ξεπεράσει μια τιμή ακρίβειας ( $\Delta a \leq a_{new} - a$  και  $\Delta a' \leq a'_{new} - a'$ ) που έχει τεθεί από τον προγραμματιστή.
10. Όταν επιτευχθεί η επιθυμητή ακρίβεια υπολογίζονται οι τοπικοί συντελεστές ώσης και ισχύος  $C_{Tr}$  (2.59) και  $C_{Pr}$  (2.60).
11. Τα βήματα **1-10** επαναλαμβάνονται για όλες τις ακτινικές θέσεις  $r$  που έχει επιλεγεί να χωρισθεί το πτερύγιο, δηλαδή των αριθμό των στοιχείων πτερυγίων.
12. Τέλος, υπολογίζονται οι ολικοί συντελεστές  $C_P$  και  $C_T$  (2.58) για την συγκεκριμένη κατάσταση λειτουργίας με συντελεστή  $\lambda$ . Και συνεχίζεται η παραπάνω διαδικασία για όλες τις υπόλοιπες τιμές  $\lambda$ .

Όσο αναφορά τους ολικούς συντελεστές ώσης και ισχύος θα πρέπει να λυθεί ολοκληρωματικά, αντ' αυτού γίνεται χρήση του τραπεζοειδή κανόνα:

$$C_T = \frac{2 \int_{R_{hub}}^R (C_{Tr} \cdot r) dr}{R^2} = \frac{2\delta r \sum_{r=R_{hub}}^{r=R} C_{Tr} \cdot r}{R^2} \quad \text{και} \quad C_P = \frac{2 \int_{R_{hub}}^R (C_{Pr} \cdot r) dr}{R^2} = \frac{2\delta r \sum_{r=R_{hub}}^{r=R} C_{Pr} \cdot r}{R^2} \quad (2.58)$$

Ο τοπικός συντελεστής ώσης  $C_{Tr}$  ισούται με:

$$C_{Tr} = \begin{cases} 4 \cdot a \cdot F \cdot (1 - a), & a \leq 0.4 \\ \left( \frac{50}{9} - 4F \right) a^2 + \left( 4F - \frac{40}{9} \right) a + \frac{8}{9}, & a \geq 0.4 \end{cases} \quad (2.59)$$

Αντίστοιχα, ο τοπικός συντελεστής ισχύος  $C_{Pr}$  ισούται με:

$$C_{Pr} = \frac{\Omega \cdot \delta Q}{\frac{1}{2} \rho A_D U_1^3} = \frac{\delta Q \cdot \Omega}{\pi \cdot r \cdot \rho \cdot U_1^3 dr} = \frac{B \cdot c \cdot W^2 \cdot C_y \cdot \Omega}{2\pi \cdot U_1^3}$$

Ισοδύναμη και πιο περιεκτική σχέση είναι η ακόλουθη:

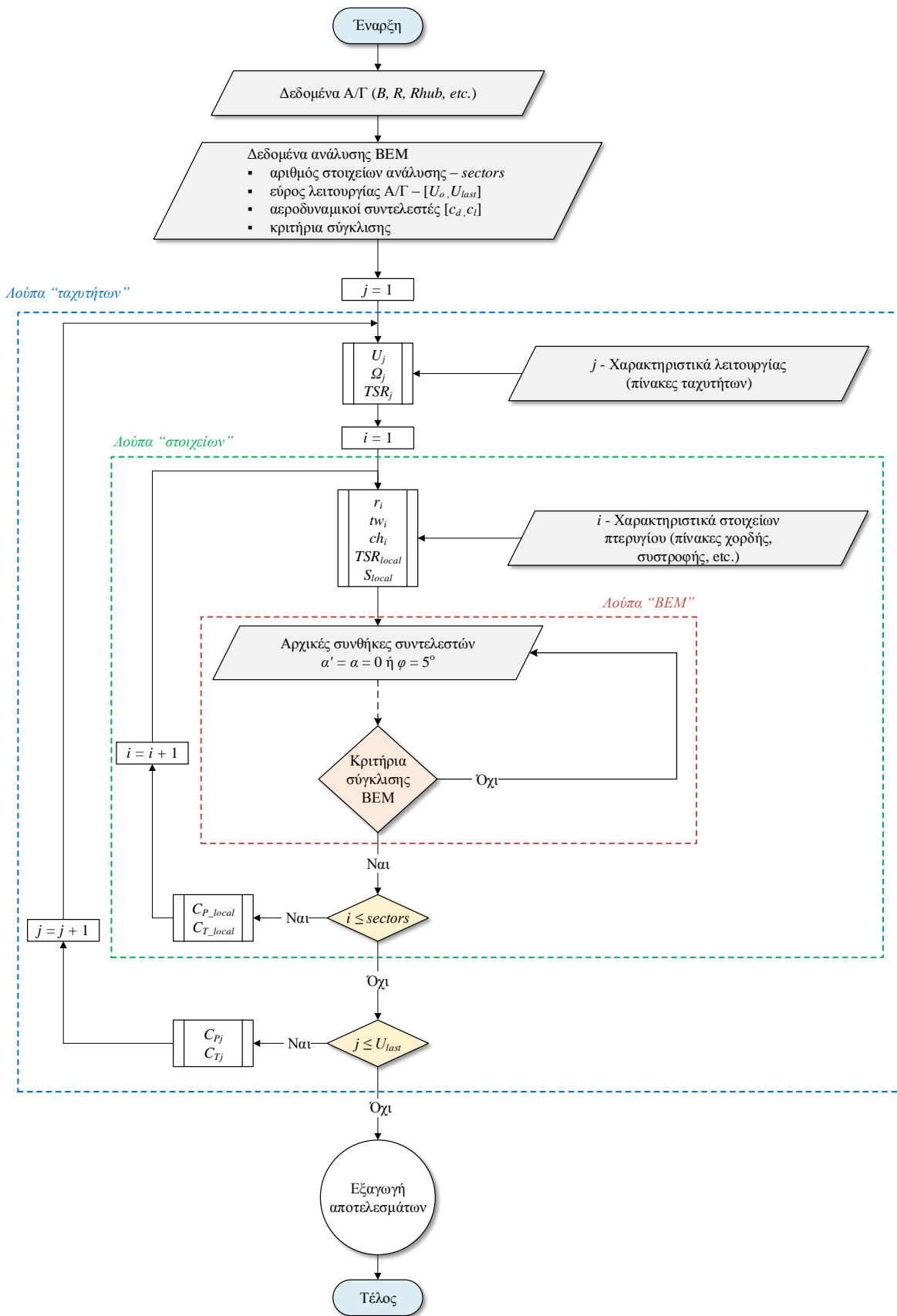
$$C_{Pr} = 4 \cdot F \cdot (1 - a) \cdot a' \cdot \lambda_r = 4 \cdot a \cdot F \cdot (1 - a)^2 \quad (2.60)$$

Μια ακόμη σχέση υπολογισμού του τοπικού συντελεστή ώσης λαμβάνεται από την πτυχιακή εργασία του Μ. Ξηρού (2006):

$$C_{Pr} = C_{Tr} \frac{\lambda \frac{r}{R} \left( 1 - \frac{c_d}{c_l} \tan \varphi \right)}{(1 + a') \left( 1 + \frac{c_d}{c_l} \tan \varphi \right)} \quad (2.61)$$

Βασίζεται άμεσα στον υπολογισμό του τοπικού συντελεστή ώσης και σε σύγκριση με τις άλλες δύο σχέσεις, αυτή βγάζει διαφορετικά αποτελέσματα. Στο Κεφάλαιο 4.3 θα σχολιασθεί αναλυτικά η διαφοροποίηση στα αποτελέσματα ενός αλγορίθμου BEM.

Στο παράδειγμα (Σχήμα 2.8) του αλγορίθμου εντάχθηκαν κάποιες συγκεκριμένες σχέσεις υπολογισμού των συντελεστών επαγωγής και των συντελεστών διόρθωσης. Βέβαια, θα μπορούσε να γίνει χρήση διαφορετικών εξισώσεων ανατρέχοντας στις προηγούμενες υποενότητες αυτού του κεφαλαίου. Ο σκοπός της παρούσας αναπαράστασης είναι η κατανόηση ενός αλγορίθμου BEM και όχι παρουσίαση μιας βέλτιστης εκδοχής του. Έτσι, δίνεται η δυνατότητα σε οποιονδήποτε επιθυμεί να αναδημιουργήσει έναν καλύτερο αλγόριθμο και να συμπεριλάβει πράγματα που μπορεί να έχουν παραληφθεί στον συγκεκριμένο. Μια γενικευμένη μορφή ενός προγράμματος BEM παρουσιάζεται παρακάτω.



Σχήμα 2.9: Αλγοριθμικό σχήμα ενός προγράμματος BEM.



### 3 ΛΟΓΙΣΜΙΚΑ ΜΕΛΕΤΗΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΚΑΙ ΕΦΑΡΜΟΓΗΣ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΥ BEM

Στο κεφάλαιο αυτό θα αναφερθούν τα λογισμικά που χρησιμοποιήθηκαν στην παρούσα εργασία για την ανάλυση, τη μελέτη και το σχεδιασμό των δρομέων ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα.

#### 3.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΔΙΣΔΙΑΣΤΑΤΩΝ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ

##### 3.1.1 Γενικές πληροφορίες

Η σχηματική αναπαράσταση μιας οποιασδήποτε κάθετης διατομής ενός πτερυγίου ονομάζεται αεροτομή. Όπως είναι προφανές τα πτερύγια του στροφείου σχεδιάζονται βάση συγκεκριμένων αεροτομών που εξασφαλίζουν την βέλτιστη αεροδυναμική απόδοση. Η απόδοση αυτή εξαρτάται από την ροπή που προσδίδεται στο στροφείο και σχετίζεται με τις δυνάμεις άωσης και αντίστασης της κάθε στοιχειώδους αεροτομής. Για διευκόλυνση έχει καθιερωθεί η αναγωγή των δυνάμεων αυτών σε συντελεστές.

Στην μεθοδολογία BEM είναι αρκετά κρίσιμη η διαδικασία υπολογισμού ορθών αεροδυναμικών συντελεστών. Ένα από τα σημαντικότερα προβλήματα της μεθόδου είναι για τον υπολογισμό των συντελεστών σε ένα πεδίο ταχυτήτων θα συμβαίνει τοπική αλλαγή του αριθμού Reynolds σε κάθε στοιχείο πτερυγίου. Έτσι, γίνεται αναγκαία η εισαγωγή ενός μεγάλου όγκου αεροδυναμικών δεδομένων που πρέπει να συμβαδίζει με τις πραγματικές τιμές σε μια πτερωτή ώστε ο αλγόριθμος να τείνει να προσομοιάσει όσο το δυνατόν με μεγαλύτερη ακρίβεια τα αποτελέσματα ενός ανεμοκινητήρα. Η πολυπλοκότητα του θέματος επεκτείνεται εφόσον μια γεωμετρία ενός πτερυγίου μπορεί να απαρτίζεται από πολλές άλλες αεροτομές ή από μια κατά παραγγελία αεροτομή και κατ' επέκταση η δυνατότητα εύρεσης των αεροδυναμικών συντελεστών γίνεται δαπανηρή (ανάγκη αναδημιουργίας μοντέλου και μέτρησης του εντός αεροσήραγγας) έως εντελώς προσεγγιστική (θεωρώντας κάποια μέση υπολογιστική τιμή).

##### 3.1.1.1 Οικογένειες αεροτομών

Οι πρώτες προσπάθειες δημιουργίας αεροτομών ήταν καθαρά εμπειρικά και μιμούνταν την γεωμετρία των φτερών από πτηνά. Η χρήση των συγκεκριμένων αεροτομών ήταν για αεροπορικές διάταξης, ενώ η NACA (πλέον NASA) ήταν η πρώτη που έκανε χρήση συγκεκριμένης μεθοδολογίας και συστηματοποίησε τον σχεδιασμό αεροτομών. Την δεκαετία του 1930, αναπτύχθηκε η πρώτη οικογένεια<sup>1</sup> αεροτομών «NACA 4-Digit Series»

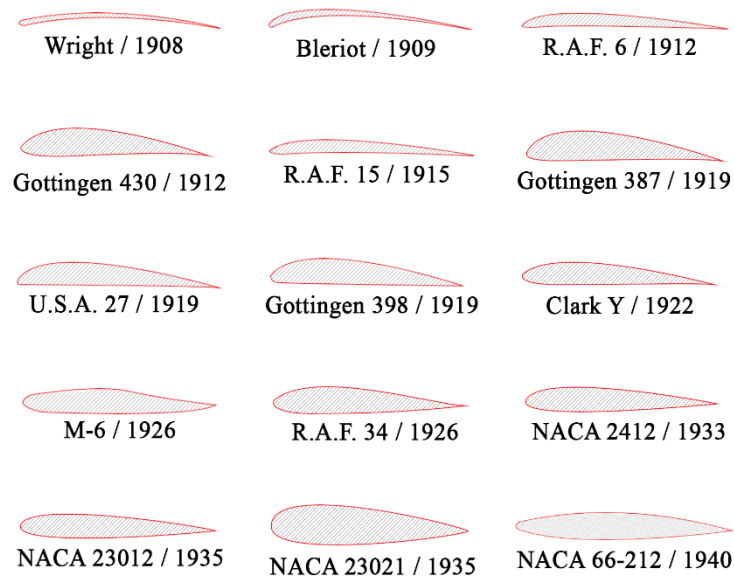
---

<sup>1</sup> Η έννοια της «οικογένειας» αεροτομής καθιστά την χρήση σχετικών σχημάτων αεροτομής που χρησιμοποιούν από κοινού κάποια συγκεκριμένα χαρακτηριστικά.



με 4-ψήφια κωδικοποίηση (Jacobs, Ward, and Pinkerton 1933) που το κάθε ψηφίο πρεσβεύει ένα χαρακτηριστικό της αεροτομής. Στην συνέχεια, ακολουθήσαν και άλλες οικογένειες αεροτομών όπως οι «NACA 5-Digit Series», «NACA 1-Series ή 16-Series», «NACA 6-Series», «NACA 7-Series» και «NACA 8-Series» («NACA Airfoil» 2019).

### The historical evolution of airfoil section



Recreation of image:  
<https://www.century-of-flight.net/history-of-the-airfoil/>

Πηγή σχήματος: (“The Development of Aerofoils and Aerofoil Technology” n.d.).

Σχήμα 3.1: Η ιστορική εξέλιξη των αεροτομών από το 1906–1935.

Ο σχεδιασμός αεροτομών ξεκίνησε να γίνεται πιο εξειδικευμένος και με περισσότερο σεβασμό προς τα επιθυμητά χαρακτηριστικά για την εκατοστή χρήση του πτερυγίου – έλικας, ενώ πολλά από τα ινστιτούτα δημιούργησαν δικές τους οικογένειες αεροτομών.

#### 3.1.1.2 Αεροτομές για στροφέια ανεμοκινητήρων οριζοντίου ανεμοκινητήρα

Αρχικά στους ανεμοκινητήρες χρησιμοποιήθηκαν αεροτομές από τις οικογένειες της NACA: NACA 23XX, NACA 44XX, NACA 63XXX και NASA LS αλλά αποδείχθηκε πως τα πτερύγια παρουσίαζαν απώλεια στήριξης (το φαινόμενο κατά το οποίο παρατηρείται αποκόλληση της ροής και κατά συνέπεια μειώνεται η άνωση και την αυξάνεται η αντίσταση), μη σταθερή αεροδυναμική απόδοση για αλλαγές του αριθμού Reynolds και αρκετές ενεργειακές απώλειες στο ακροπτερύγιο λόγω μορφολογίας (J. Tangler et al., n.d.).

Η ανάγκη για ειδικό σχεδιασμό αεροτομών σε ανεμοκινητήρες οριζοντίου άξονα οδήγησε το 1984 το Εθνικό Εργαστήριο Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας (NREL), πρώην Ινστιτούτο Ερευνών Ηλιακής Ενέργειας (SERI) να δημιουργήσει επτά οικογένειες αεροτομών με σύνολο 23 αεροτομές για τον σκοπό αυτό. Η NREL διαχώρισε το πτερύγιο

σε τρεις περιοχές: α) την βάση ή αλλιώς ρίζα (root region) β) το σώμα (primary region) και γ) το ακροπερύγιο (tip region) που σε κάθε περιοχή επιλέγεται συγκεκριμένη αεροτομή. Ενώ, η διάμετρος του στροφείου εξαρτάται από το μέγεθος της παραγόμενης ενέργειας της γεννήτριας και έτσι σχηματίζονται οι διάφορες οικογένειες.

Πίνακας 3.1: Οι οικογένειες αεροτομών της NREL για HAWT.

Πηγή: (J L Tangler and Somers 1995, pp.5, Tab. 2)

Μήκος πτερυγίου (m)	Ισχύς γεννήτριας (kW)	Κατηγορία πάχους πτερυγίου	Οικογένειες αεροτομών στο εκάστοτε πτερύγιο			
			Πλήμνη	Βάση		Ακροπερύγιο
1-5	2-20	χονδρό	-	S823	-	S822
5-10	20-150	λεπτό	-	S804	S801	S803
5-10	20-150	λεπτό		S807	S805A	S806A
5-10	20-150	χονδρό	-	S821	S819	S820
10-15	150-400	χονδρό	S815	S814	S809	S810
10-15	150-400	χονδρό	S815	S814	S812	S813
15-25	400-1000	χονδρό	-	S818	S816	S817

Όπως αναφέρεται στην εργασία των Tangler και Somers (1995), καταγράφονται ετήσιες ενεργειακές αύξησης για τις οικογένειες αεροτομών της NREL της τάξης του 23%-35% για ανεμοκινητήρα δεδομένης απώλειας στήριξης (stall regulated), 8-20% για ανεμοκινητήρα μεταβαλλόμενης συστροφής πτερυγίων (variable-pitch blades) και 8-10% για ανεμοκινητήρα με μεταβαλλόμενες στροφές (variable-rpm).

Το Εθνικό Εργαστήριο Risø της Δανίας ανέπτυξε και αυτό δικές του οικογένειες αεροτομών για εφαρμογές παραγωγής αιολικής ενέργειας από τα μέσα του 1990. Σε αντίθεση με τις αεροτομές NREL, η Risø χρησιμοποίησε για σχεδιαστικό εργαλείο το XFOIL (Drela 1989) που συμπεριλάμβανε πιο ακριβείς υπολογισμούς για την προσομοίωση της ροής σε χαμηλές ταχύτητες Reynolds.

Η πρώτη οικογένεια με 6 αεροτομές που σχεδιάστηκε ήταν η Risø-A1 για ανεμοκινητήρας με δεδομένη απώλεια στήριξης και ονομαστική ισχύς στα 0.6 MW (Dahl and Fuglsang, n.d.). Η δεύτερη οικογένεια Risø-P με 4 αεροτομές είχε ως στόχο την αντικατάσταση των αντίστοιχων από την πρώτη οικογένεια για χρήση σε ανεμοκινητήρας με πτερύγια μεταβλητού βήματος (pitch control), σταθερής ή μεταβλητής ταχύτητας και ονομαστικής ισχύς άνω του 1MW. Την ίδια χρονιά, σχεδιάστηκε και η τρίτη οικογένεια αεροτομών Risø-B1 με υψηλές τιμές άνωσης για χρήση σε ανεμοκινητήρας με μικρή στερεότητα, εύκαμπτα πτερύγια μεταβλητού βήματος και ονομαστικής ισχύς εξίσου άνω του 1MW (Fuglsang and Bak 2004). Ανά τα χρόνια σχεδιάστηκαν βελτιωμένες αεροτομές για ανεμοκινητήρες από πολλά αλλά ινστιτούτα, ερευνητικές ομάδες και εργαστήρια που καταγράφονται λεπτομερώς στην εργασία του Mamadaminov (2013).

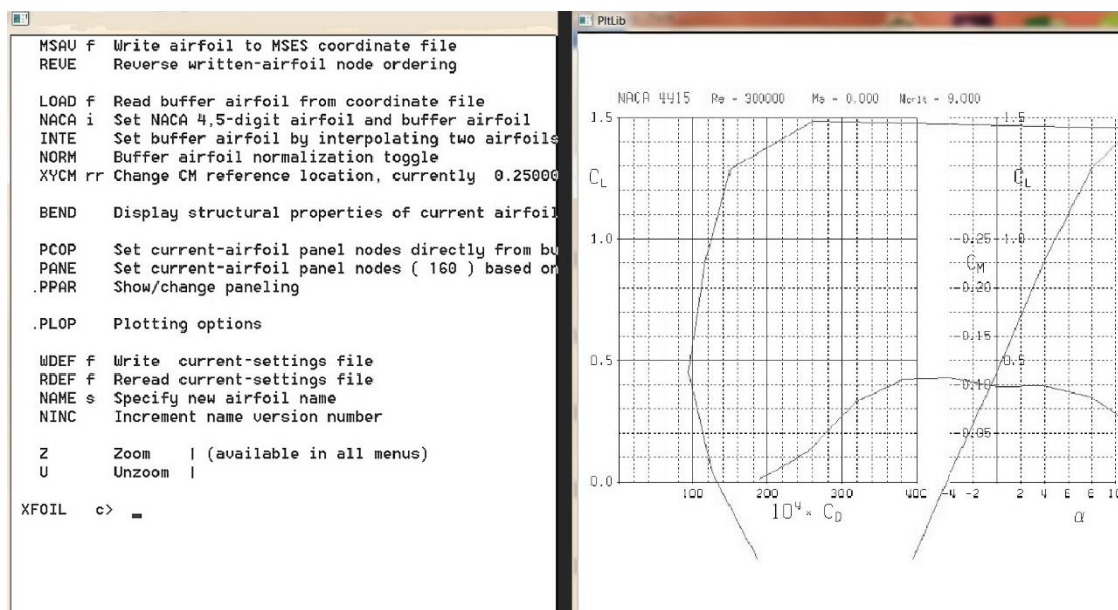
Για πολλά χρόνια η διαδικασία εύρεσης της αεροδυναμικής συμπεριφοράς μιας αεροτομής διεξαγόταν πειραματικά σε κάποια αεροσήραγγα με συγκεκριμένες και σταθερές συνθήκες. Η διαδικασία αυτή πέρα από δαπανηρή, είναι χρονοβόρα και δεν επιτρέπει

στον σχεδιαστή την άμεση βελτιστοποίηση. Η τεχνολογική εξέλιξη επέτρεψε να προσομοιώνεται η ροή σε μια αεροτομή και υπολογιστικά πλέον να αναπαράγονται αποτελέσματα για την άνωση, αντίσταση, κλπ.

Για την πιστότητα των αποτελεσμάτων από τους εκάστοτε υπολογιστικούς κώδικες θα πρέπει οι τιμές να συμβαδίζουν με τα πειραματικά αποτελέσματα. Είναι αρκετά συχνό φαινόμενο να εντάσσονται σε υπολογιστικά αποτελέσματα και πειραματικές τιμές ώστε να βρεθεί η απόκλιση από την πραγματικότητα και να υπάρχει ένα σημείο αναφοράς. Πόσο μάλλον όταν οι τιμές αυτές θα ενταχθούν ως δεδομένα σε κάποιο άλλο υπολογιστικό σύστημα.

### 3.1.2 Λογισμικό XFOIL

Το λογισμικό XFOIL δημιουργήθηκε από τον Drela (1989) στο MIT ως ένα δωρεάν σχεδιαστικό εργαλείο γραμμένο σε κώδικα Fortran. Για την ακρίβεια το XFOIL είναι ένα διαδραστικό πρόγραμμα σχεδιασμού και ανάλυσης υποηχητικών αεροτομών με στόχο τον υπολογισμό αεροδυναμικών χαρακτηριστικών (όπως το προφίλ πιέσεων, οι συντελεστές άνωσης αντίστασης, ροπής). Ενώ ταυτόχρονα παρέχει την δυνατότητα αντίστροφου σχεδιασμού, ώστε η σχεδιαζόμενη αεροτομή να λαμβάνει συγκεκριμένες παραμέτρους που έχουν ορισθεί από τον χρήστη.



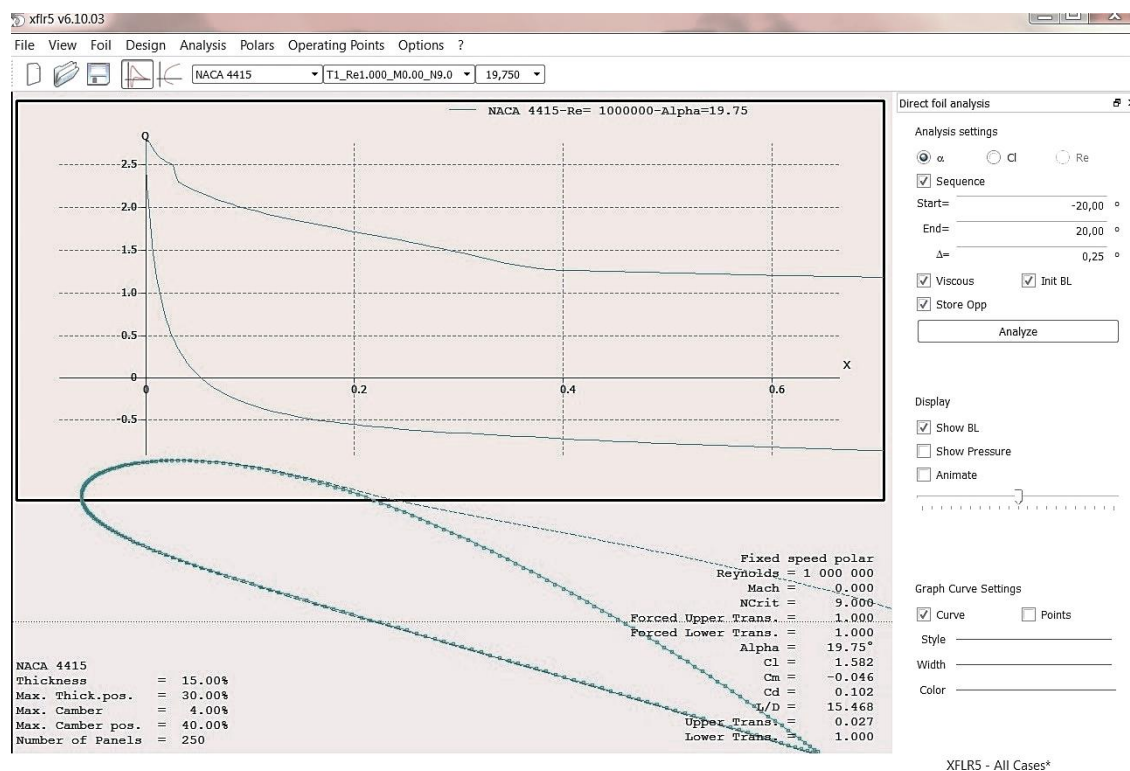
Σχήμα 3.2: *Αριστερά* – Βρίσκεται το μενού εντολών κατά την έναρξη του λογισμικού XFOIL, *Δεξιά* – Τα αεροδυναμικά αποτελέσματα που προέκυψαν για μια αεροτομή NACA 4415 στο λογισμικό XFOIL.

Το πρόγραμμα λειτουργεί στο παραθυρικό περιβάλλον DOS των Windows (MS-DOS) με την μορφή εντολών. Οι εντολές αυτές διευκρινίζουν την γεωμετρία της υπό εξέταση αεροτομής και τα χαρακτηριστικά της ροής που επιθυμεί ο χρήστης. Να τονισθεί πως το πρόγραμμα έχει σχεδιαστεί για ροές με μικρό αριθμό Reynolds. Παρόλο που το λογισμικό είναι σχετικά παλιό, χρησιμοποιείται ευρέως από την ακαδημαϊκή κοινότητα και

μη, εξαιτίας της γρήγορης και ευέλικτης λειτουργίας του στην παραγωγή αποτελεσμάτων με σχετικά καλή αξιοπιστία. (Drela 1989)

### 3.1.3 Λογισμικό XFLR5

Το λογισμικό XFLR5 είναι ένα δωρεάν εργαλείο ανάλυσης αεροτομών και πτερυγίων σε ροές με χαμηλό αριθμό Reynolds. Παρέχει τις δυνατότητες του XFOIL και επιπλέον, επιτρέπει τον σχεδιασμό και την ανάλυση σε περύγια μέσω της θεωρίας φέρουσας γραμμής (lifting line theory), της μέθοδου δικτύου δινών (VLM) και μιας μεθόδου τρισδιάστατων επιφανειακών στοιχείων - πάνελ (3D Panel Method).



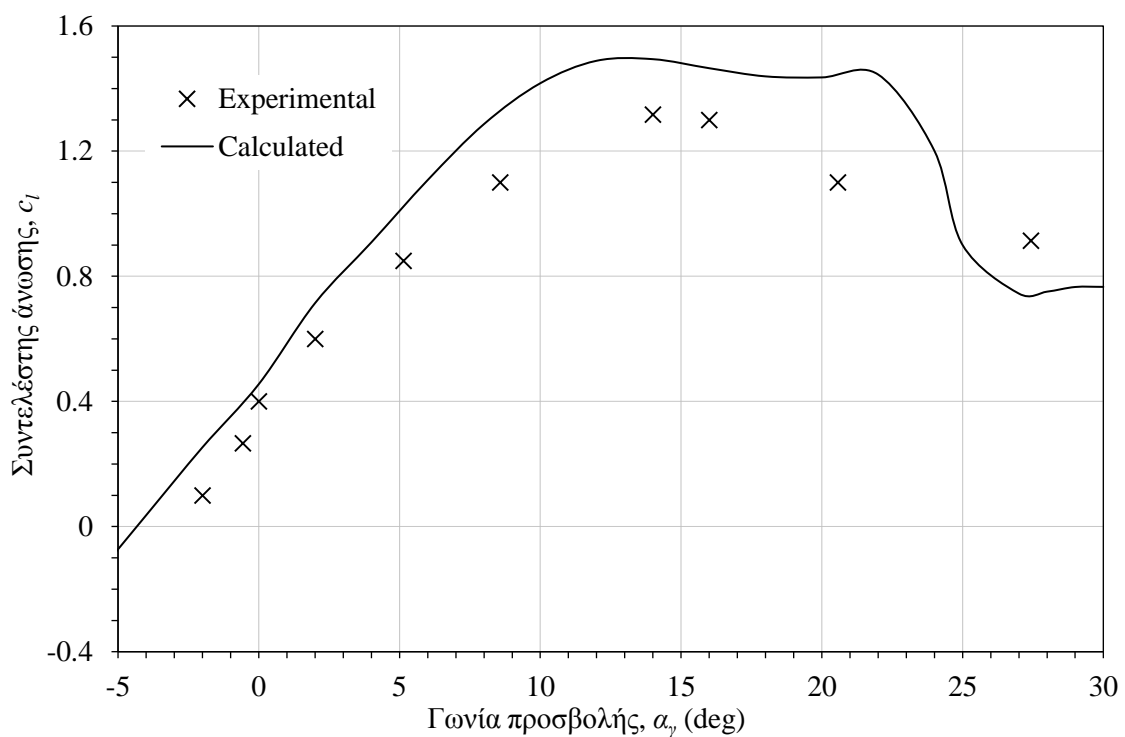
Σχήμα 3.3: Η αεροδυναμική ανάλυση μιας αεροτομής NACA 4415 στο λογισμικό XFLR5.

Σε αντίθεση με το XFOIL, το XFLR5 παρέχει ένα φιλικό προς τον χρήστη περιβάλλον λειτουργίας (user-friendly). Το πρόγραμμα αυτό συνίσταται σε χρήστες που δεν είναι εξοικειωμένοι με το παραθυρικό σύστημα MS-DOS. Τα αποτελέσματα της ανάλυσης αεροτομών είναι πανομοιότυπα του προγράμματος XFOIL, εφόσον χρησιμοποιεί την ίδια ακριβώς μέθοδο ανάλυσης.

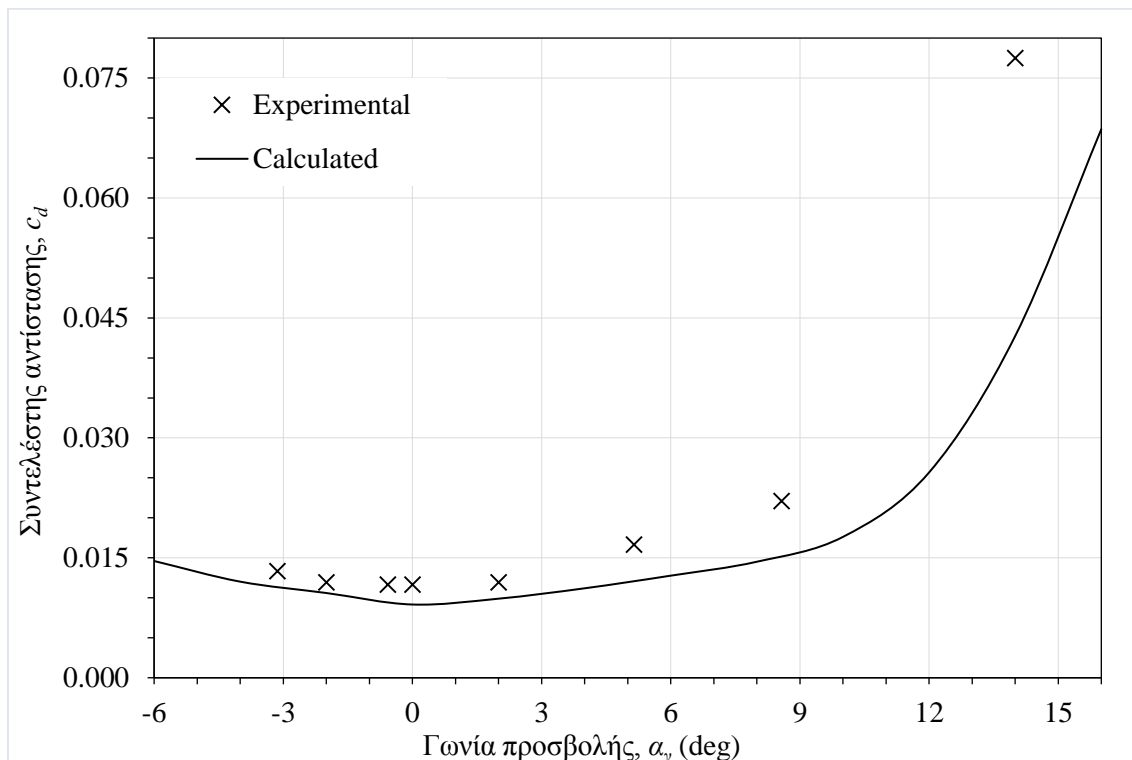
### 3.1.4 Σύγκριση πειραματικών και υπολογιστικών δεδομένων

Για να εκλεχθεί η πιστότητα των αποτελεσμάτων από τα λογισμικά Λογισμικό XFOIL και Λογισμικό XFLR5 θα πρέπει να γίνει άμεση σύγκριση με κάποια πειραματικά αποτελέσματα διότι οι υπολογιστικές τιμές προκύπτουν από μαθηματικά μοντέλα που προσεγγίζουν την πραγματικότητα. Σαν μετρώ σύγκρισης θα ληφθεί η αεροτομή NACA 4415 και τα πειραματικά δεδομένα από το Report No.586 (1937) για αριθμό Reynolds

330000. Οι υπολογιστικές τιμές προκύπτουν από το λογισμικό XFOIL με ίδιο αριθμό Reynolds και παράμετρο  $N_{crit}=9$ . Στο Σχήμα 3.4 παρατηρείται πως τα υπολογιστικά αποτελέσματα υπερεκτιμούν την πραγματική άνωση που ασκείται στην αεροτομή σχεδόν σε όλο το εύρος γωνιών. Η μέγιστη απόκλιση εμφανίζεται στην γωνία  $\alpha_\gamma=22^\circ$  και έχει διαφορά της τάξης μεγέθους 72%, ενώ γενικά σε όλο το εύρος γωνιών υπάρχει κατά μέσο ορό απόκλιση της τάξης περίπου 15%. Αντίστοιχα, στο Σχήμα 3.5 παρατηρείται πως τα υπολογιστικά αποτελέσματα υποτιμούν την πραγματική αντίσταση που ασκείται στην αεροτομή σε όλο το εύρος γωνιών. Η διαφορά στις τιμές μεταξύ των γωνιών  $-6^\circ$  και  $8^\circ$  είναι σχετικά μικρή, ενώ εμφανίζει την μέγιστη απόκλιση για γωνία  $\alpha_\gamma=14^\circ$  και έχει διαφορά της τάξης μεγέθους 47%.



Σχήμα 3.4: Σύγκριση μεταξύ πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων για συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής της αεροτομής NACA 4415.



Σχήμα 3.5: Σύγκριση μεταξύ πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων για συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής της αεροτομής NACA 4415.

### 3.2 ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ PROPID

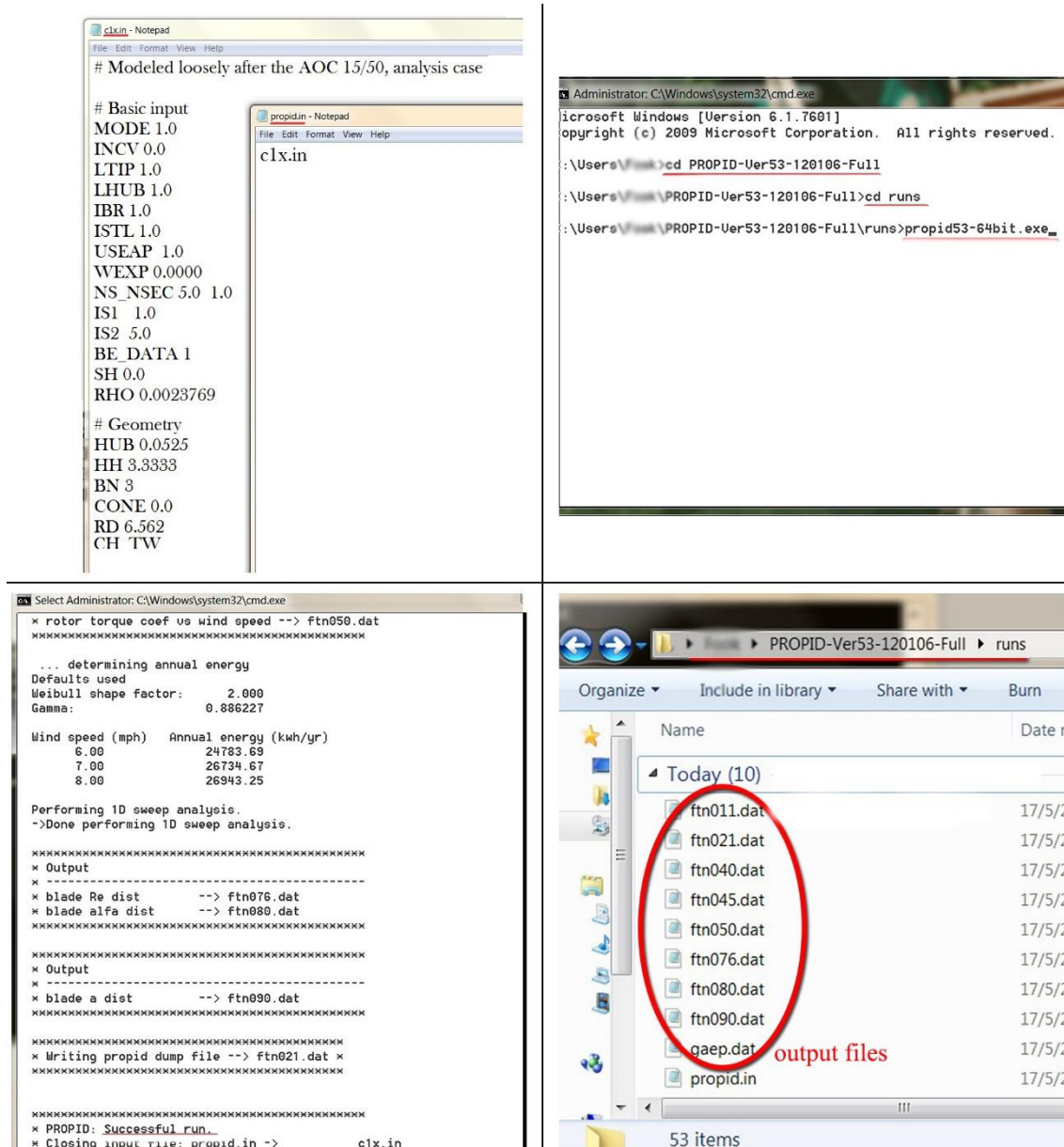
Το λογισμικό PROPID (1994) είναι ένα δωρεάν εργαλείο σχεδιασμού και ανάλυσης ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα χρησιμοποιώντας την μεθοδολογία BEM. Πιο συγκεκριμένα για την αεροδυναμική ανάλυση κάνει χρήση μιας παρόμοιας έκδοσης του PROP κώδικα των Hibbs et al. (1981). Μια από τις τελευταίες έκδοσης του κώδικα είναι αυτή του Tangler (1987) με την ονομασία PROPSH και διατηρεί πολλές ομοιότητες με την σημερινή μορφή του κώδικα ανάλυσης.

Πλέον, το λογισμικό διατηρείται από την Ομάδα Εφαρμοσμένης Αεροδυναμικής στο πανεπιστήμιο του UIUC. Το μεγάλο πλεονέκτημα του PROPID είναι η δυνατότητα αντίστροφου σχεδιασμού, καθώς επιτρέπει στον χρήστη να προσδιορίσει απευθείας την αιχμή ισχύος ενός ανεμοκινητήρα και το πρόγραμμα να παράγει την γεωμετρία των πτερυγίων. Ο επαναληπτικός αντίστροφος επιλυτής χρησιμοποιείται για να επαναπροσδιορίσει τα δεδομένα που τέθηκαν αρχικά από τον χρήστη, έτσι ώστε να επιτύχει την επιθυμητή βέλτιστη ισχύς το στροφείο του ανεμοκινητήρα. Η μέθοδος επιτρέπει στον σχεδιαστή να εισάγει όσο το δυνατόν λιγότερα χαρακτηριστικά επιδόσεων με τα υπόλοιπα να παράγονται αυτόματα από το πρόγραμμα.

Ωστόσο, οι δυνατότητες του PROPID δεν σταματάνε εδώ, η ίδια μέθοδος παρέχει την επιλογή σχεδιασμού πολλαπλών σημείων όπου η κάθε μεταβλητή μπορεί να επηρεάζεται από πολλές διαφορετικές παραμέτρους μαζί. Για παράδειγμα η κατανομή συντελεστών

άνωσης να έχει δοθεί για συγκεκριμένη κατάσταση, ενώ ταυτόχρονα η κατανομή του συντελεστή αξονικής επαγωγής να έχει ληφθεί για διαφορετική κατάσταση.

Στο PROPID θα χρειαστεί τα δεδομένα της ανάλυσης να δοθούν σε συγκεκριμένης μορφής αρχείο (.in) εντός του φακέλου όπου θα τρέξει και το λογισμικό. Να αναφερθεί πως το πρόγραμμα έχει γραφτεί σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran και κάνει χρήση compilers για να λειτουργεί μέσω του παραθυρικού συστήματος MS-DOS. Εντός του manual (Selig 2012) υπάρχει λεπτομερής ανάλυση του τρόπου λειτουργίας του. Στο Σχήμα 3.6 απεικονίζεται συνοπτικά πως «τρέχει» το πρόγραμμα.

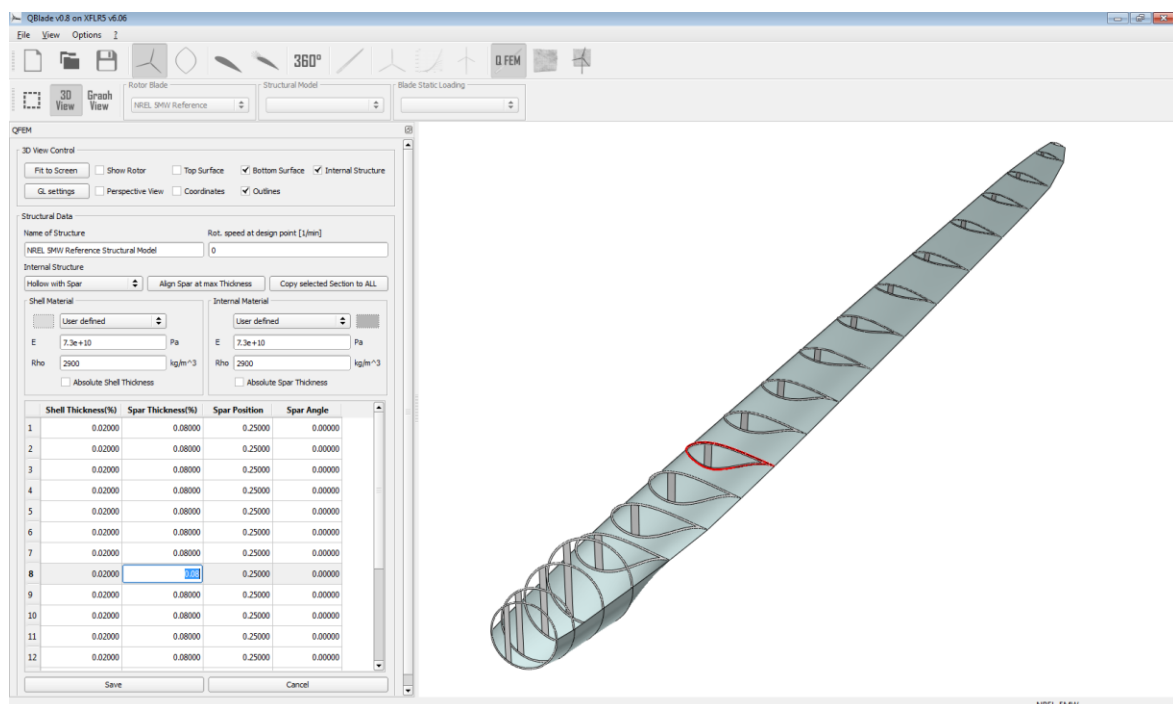


Σχήμα 3.6: Πάνω αρ. – Το αρχείο c1x.in εμπεριέχει τις εντολές και δεδομένα της ανάλυσης και στο αρχείο propid.in προσδιορίζεται το αρχείο που θα τρέξει το PROPID, Πάνω δεξ. – Μέσω του MS-DOS τρέχει το πρόγραμμα PROPID, Κάτω αρ. – Εμφανίζονται τα αποτελέσματα με τα ονόματα των αρχείων της προσομοίωσης που προέκυψαν

από το επιτυχές τρέξιμο, *Κάτω δεξ.* – Στο αρχείο του προγράμματος PROPID παρουσιάζονται τα αρχεία αποτελεσμάτων σε μορφή .dat

### 3.3 ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ QBLADE

Το λογισμικό QBlade είναι ένα open source λογισμικό αεροδυναμικής προσομοίωσης και σχεδιασμού πτερυγίων για ανεμοκινητήρες οριζοντίου και κάθετου άξονα και διανέμεται από το Ινστιτούτο Hermann Föttinger του TU Berlin. Σε αντίθεση με το PROPID, το λογισμικό αυτό παρέχει μια εύχρηστη και user-friendly (GUI) πλατφόρμα για το χρήστη. Αρχικά, το λογισμικό ξεκίνησε ως ένα κομμάτι μιας PhD εργασίας στο Τεχνικό Πανεπιστήμιο του Βερολίνου το 2009 και συνεχίστηκε από άλλα μέλη του πανεπιστημίου φτάνοντας το στην σημερινή κατάσταση του.



Σχήμα 3.7: Το περιβάλλον του λογισμικού QBlade κατά τον σχεδιασμό πτερυγίου.

Το QBlade έχει ενσωματωμένο το επίσης εύχρηστο λογισμικό Λογισμικό XFLR5 για την οπτικοποίηση και την δημιουργία των αεροτομών όπου και θα υπολογιστούν οι διάστατοι αεροδυναμικοί συντελεστές τους. Το πρόγραμμα μέσω ειδικής εφαρμογής αναγάγει τους αεροδυναμικούς συντελεστές σε ένα πλήρες εύρος γωνιών 360° μοιρών για να μπορέσει μετέπειτα να τα εισάγει ως δεδομένα στην αεροδυναμική μέθοδο ανάλυσης.

Επίσης, το QBlade είναι ένα πρόγραμμα εκμάθησης επιτρέποντας στον χρήστη να αναλάβει εξ ολοκλήρου τον σχεδιασμό ενός στροφείου ανεμοκινητήρα και να δείξει όλες τις συσχετίσεις μεταξύ των μεγεθών που ορίστηκαν. Όπως για παράδειγμα, ο ρόλος της γωνίας συστροφής, του μήκους χορδής, η επίδοση της εκάστοτε αεροτομής και οι διάφορες άλλες παράμετροι του ανεμοκινητήρα που επιλέχθηκαν από το χρήστη, στο πως διαμορ-



φώνουν τις άμεσα παραγόμενες καμπύλες ισχύος. Στο πέρας της ανάλυσης – προσομοίωσης του σχεδιαζόμενου στροφείου το λογισμικό επεξεργάζεται για μια τελευταία φορά τα αποτελέσματα και παρέχει μια ξεκάθαρη εικόνα στον χρήστη (μέσω κατατοπιστικών διαγραμμάτων) σε όλες τις σχετικές μεταβλητές των πτερυγίων και κατ' επέκταση όλου του στροφείου.

Τέλος, η πιστότητα του λογισμικού έχει εξετασθεί σε σχέση με το WT\_Perf κώδικα BEM του Εθνικού Αιολικού Τεχνολογικού Κέντρου (NWTC). Επιπλέον, τα αποτελέσματα του έχουν συγκριθεί και επιβεβαιωθεί και με πειραματικά αποτελέσματα απόδοσης που εκτελέστηκαν από την NASA στην αεροσήραγγα NASA Ames Wind Tunnel. (“QBlade” 2018)

### 3.4 ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ AERODYN / WT\_PERF

Το λογισμικό AeroDyn είναι ένα από τα γνωστότερα προγράμματα για την προσομοίωση και αεροελαστική ανάλυση ανεμοκινητήρων. Το λογισμικό κατασκευάστηκε από την NREL, ξεκίνησε αρχικά ως εργαλείο προσομοίωσης ανεμοκινητήρων από τον C. Hansen και άλλους ερευνητές του πανεπιστήμιου της Γιούτα. Το πρόγραμμα χρησιμοποιεί πολλά αεροδυναμικά μοντέλα που ο χρήστης μπορεί να επιλέξει ανάλογα το τι ταιριάζει περισσότερο στην εφαρμογή που θέλει να επιλύσει.

Το AeroDyn εμπεριέχει δύο μοντέλα υπολογισμού του απορεύματος (wake models) ενός ανεμοκινητήρα, τη συνδυασμένη μεθοδολογία BEM και τη γενική δυναμική θεωρία απορεύματος (generalized dynamic wake theory). Στο λογισμικό AeroDyn εμπεριέχεται το λογισμικό WT\_Perf (M. Buhl 2004) της NWTC με το οποίο γίνεται η ανάλυση των επιδόσεων του Α/Κ με την μέθοδο BEM.

### 3.5 ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΤΟ MATLAB / OCTAVE

Η υπολογιστική μεθοδολογία BEM για την προσομοίωση και παραγωγή αποτελεσμάτων επίδοσης στροφείου ανεμοκινητήρα είναι ένα εργαλείο που χρησιμοποιείται εδώ και πολλά χρόνια. Η τεχνολογική ανάπτυξη και η δημιουργία των ηλεκτρονικών υπολογιστών οδήγησε στην αύξηση αλγορίθμων BEM με τα πρώτα προγράμματα να γράφονται σε μια από τις πρώτες γλώσσες προγραμματισμού την Fortran. Πλέον, η συγκεκριμένη γλώσσα δεν χρησιμοποιείται με τον ρυθμό που χρησιμοποιούταν από τους επιστήμονες κάποτε. Για πολλούς θεωρείται ξεπερασμένη εξαιτίας της απρόσιτης μορφής της σε σύγκριση με άλλες μοντέρνες γλώσσες. Όπως για παράδειγμα το Matlab/Octave που αποτελεί ένα από τα γνωστότερα σύγχρονα και ακαδημαϊκά περιβάλλοντα αριθμητικής υπολογιστικής και με μια τέταρτης γενιάς γλώσσα προγραμματισμού. Επίσης, το Matlab περιλαμβάνει την δυνατότητα ανάπτυξης εφαρμογών με χαρακτηριστικά GUI για την άμεση οπτικοποίηση και παρουσίαση των δεδομένων.

Τα τελευταία χρόνια έχουν γραφτεί αρκετοί αλγόριθμοι BEM από προπτυχιακούς, διπλωματούχους ή και διδακτορικούς φοιτητές στα πλαίσια κάποιας εργασίας. Μερικοί από αυτούς είναι:

- Ο κώδικας του Stephen Bell (Bell 2009)
- Ο κώδικας PSUWTA (Purcell 2011)
- Ο κώδικας BEMTfunc (Morrison 2017)

Στην εργασία αυτή θα χρησιμοποιηθεί ένας άλλος Matlab κώδικας, ο WTABEL του Ξηρού (2006) που γράφτηκε για την πτυχιακή του εργασία στο Τεχνολογικό Εκπαιδευτικό Ίδρυμα Πειραιά. Εν μέρει, η παρούσα εργασία αποτελεί συνέχεια αυτήνης και τέθηκε ως βάση για την κατανόηση της μεθοδολογίας BEM στην ανάλυση των στροφείων ανεμοκινητήρα.

### 3.6 ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΕ PYTHON

Η Python (2019) εν αντίθεση με το Matlab, είναι μια open-source γλώσσα προγραμματισμού με κύριο στόχο την αναγνωσιμότητα του κώδικα και την ευκολίας χρήσης της. Την τελευταία δεκαετία αρχίζει και αποκτά μεγάλη απήχηση και σε ακαδημαϊκό επίπεδο διευκολύνοντας πολλούς τομείς της επιστήμης μέσω της πληθώρας βιβλιοθηκών που προσαρμόζονται στις ανάγκες του χρήστη. Αντίστοιχα, κάποιοι από τους αλγόριθμους BEM που έχουν γραφτεί σε Python είναι:

- Το πρόγραμμα CCBlade από την NREL (*CCBlade* 2013)
- Ο κώδικας pyProp (Evdokimov 2015)
- Ο κώδικας py-bem (Lupton 2014)

Στο ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β: ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ PY-BEM αναγράφεται ο κώδικας PY-BEM που δημιουργήθηκε στα πλαίσια κατανόησης του αλγοριθμικού σχήματος BEM (Σχήμα 2.9). Ο αναγνώστης έτσι θα μπορεί να διακρίνει και να αντιληφθεί καλύτερα τον τρόπο λειτουργίας της μεθόδου. Επίσης, δίνεται η δυνατότητα βελτιστοποίησης και αναδημιουργίας του αλγορίθμου στις ανάγκες οποιουδήποτε θέλει να ασχοληθεί με την αεροδυναμική ανάλυση των στροφείων ενός ανεμοκινητήρα.

### 3.7 ΑΛΛΑ ΧΡΗΣΙΜΑ ΕΡΓΑΛΕΙΑ

- Η NREL έχει δημοσιεύσει ένα αρχείο excel ονόματι «AirfoilPrep» (“AirfoilPrep | NWTC Information Portal” n.d.) που εμπεριέχει αρκετά χρήσιμες δυνατότητες επεξεργασίας των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών, όπως η αναγωγή σε ολόκληρο το εύρος γωνιών (360° extrapolation) ή την διόρθωση 3D φαινομένων στο πτερύγιο (3D corrections) ή την ανάμιξη δύο αεροτομών κλπ. Η χρήση του αρχείου είναι βολική και ικανοποιητική για τα αλγοριθμικά προγράμματα που τα δεδομένα του πτερυγίου πρέπει να δίνονται ως στοιχεία εισαγωγής (input data). Επίσης, υπάρχει και η αντίστοιχη λειτουργία του αρχείου σε βιβλιοθήκη Python (AirfoilPrep.py) για την απευθείας εντάξει του σε κώδικες BEM.

Το site της NREL (<https://nwtc.nrel.gov/technology-type/land-based-wind>) εμπεριέχει προγράμματα και εργαλεία ανάλυσης ανεμοκινητήρων πάσης φύσεως.

- Ένα άλλο πρόγραμμα παραγωγής αεροδυναμικών συντελεστών από το πανεπιστήμιο TU Delft είναι το RFOIL. Βασίζεται στο XFOIL με την μονή διαφορά ότι μπορεί να λάβει φαινόμενα περιστροφής στην αεροδυναμική ανάλυση. Το πρόγραμμα ισχυρίζεται πως παράγει αποτελέσματα αρκετά κοντά στις πειραματικές τιμές, ωστόσο δεν διατίθεται ελεύθερο.
- Κατά τον σχεδιασμό ενός πτερυγίου, η επιλογή των αεροτομών είναι καθοριστική για την επίδοση του στροφείου. Τα παρακάτω site αποτελούν πολύ καλή πηγή άντλησης πληροφοριών, εύρεσης αεροτομών, σχεδιασμού αεροτομών και άλλων πολλών δυνατοτήτων:
  - 1) <http://www.airfoiltools.com/>
  - 2) <https://www.tracfoil.com/airfoils/>
  - 3) [https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)
- Για πειραματικά δεδομένα και πειραματικές διατάξεις το site της NASA (<https://ntrs.nasa.gov/>) είναι πολύ χρήσιμο, καθώς παρέχει δωρεάν δεκαετίες ερευνών με κύρια θεματική τα HAWT ή και γενικά τις αεροτομές.
- Εξαιρετική πηγή πληροφόρησης για τα πτερύγια και τις αεροτομές είναι το site (<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads.html>) της Ομάδας Εφαρμοσμένης Αεροδυναμικής του UIUC.

## 4 ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΑΛΓΟΡΙΘΜΩΝ BEM

Για να υπάρξει μια σαφής εικόνα της πιστότητας των αλγορίθμων BEM (δηλαδή των λογισμικών ανάλυσης και προσομοίωσης της λειτουργίας ενός ανεμοκινητήρα) θα χρειαστεί η άμεση σύγκριση των αποτελεσμάτων τους με διάφορα άλλα πειραματικά αποτελέσματα. Ταυτόχρονα έτσι εμφανίζονται και οι διαφορές μεταξύ των αλγορίθμων, εφόσον ο καθένας χρησιμοποιεί διαφορετικούς συντελεστές διόρθωσης, λούπες σύγκλισης και τρόπο προσδιορισμού αεροδυναμικών χαρακτηριστικών.

Στο κεφάλαιο αυτό, θα γίνει σύγκριση σε δύο σετ πειραματικών διατάξεων HAWT. Στο πρώτο σετ θα εξετασθούν οι διαφορές μεταξύ τεσσάρων αλγορίθμων BEM με ίδια δεδομένα εισαγωγής. Ενώ στο δεύτερο σετ θα γίνει η βέλτιστη χρήση δεδομένων εισαγωγής και συντελεστών διόρθωσης για την καλύτερη δυνατή προσέγγιση των πειραματικών τιμών.

### 4.1 ΣΕΤ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ ΣΥΓΚΡΙΣΗΣ ΑΛΓΟΡΙΘΜΩΝ BEM

Σε αυτό το σετ πειραματικών διατάξεων, η κύρια πηγή άντλησης των δεδομένων είναι από την εργασία του Ξηρού (2006). Ο κώδικας BEM του Ξηρού (WTABEL) λαμβάνει αεροδυναμικούς συντελεστές για ένα συγκεκριμένο αριθμό Reynolds και τον καθιστά περιορισμένο σε δυνατότητες πρόβλεψης σε σχέση με τους υπόλοιπους αλγορίθμους. Στην προσπάθεια διατήρησης ιδίων δεδομένων εισαγωγής έγινε η χρήση αεροδυναμικών συντελεστών για ένα συγκεκριμένο αριθμό Reynolds. Επειδή, ο περιορισμός αυτός είναι καθοριστικός για τα αποτελέσματα έγινε μια προσπάθεια χρήσης πειραματικών αεροδυναμικών συντελεστών στην διάταξη του Freris. Και στις άλλες δύο περιπτώσεις έγινε χρήση αριθμητικών αεροδυναμικών συντελεστών από το πρόγραμμα XFLR5 διότι το QBlade σαν πρόγραμμα δεν έχει δυνατότητα εισαγωγής συγκεκριμένων αεροδυναμικών δεδομένων και ούτως ή άλλως παράγει αποτελέσματα από το XFLR5. Οι σημαντικότερες πληροφορίες παρατίθενται στους παρακάτω πίνακες.

Πίνακας 4.1: Οι πηγές άντλησης των αεροδυναμικών πειραματικών δεδομένων.

HAWT (περιπτώσεις)	Freris		Burton et al.	Frederick & Savino
Είδος αεροτομής	NACA 4415		NACA 632XX	NACA 23024
Γωνία προσβολής (deg)	$\alpha_\gamma < 30^\circ$	$\alpha_\gamma > 30^\circ$	$\alpha_\gamma < 30^\circ$	$\alpha_\gamma < 30^\circ$
Πηγή αεροδυναμικών χα- ρακτηριστικών	Report 586, (Jacobs and Sherman 1937)	(Ostowari and Naik 1985)	XFLR5	XFLR5
Αριθμός Reynolds	3.30E+05	2.50E+05	1.50E+06	1.65E+06

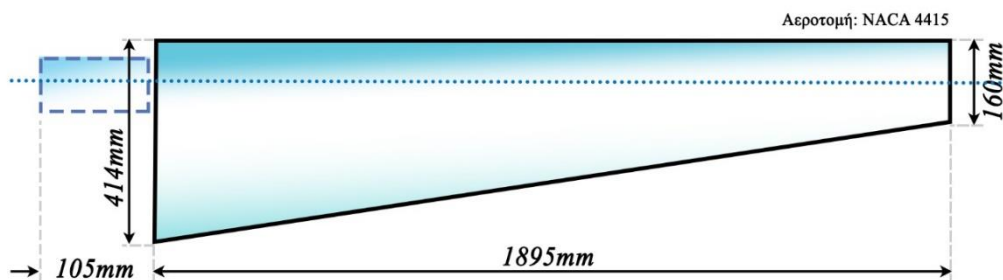
Πίνακας 4.2: Βασικές πληροφορίες για το πρώτο σετ πειραματικών διατάξεων HAWT.

HAWT	Freris	Burton et al.	Frederick & Savino
Είδος αεροτομής	NACA 4415	NACA 632XX	NACA 23024
Αριθμός πτερυγίων	3	3	2
Μήκος πτερυγίου (m)	2.00	8.50	19.35
Μήκος ρίζας (m)	0.10	1.70	1.02
$\lambda$ σχεδιασμού (-)	7.0	6.0	3.5
$\Omega$ σχεδιασμού (rpm)	140	190	20
Γωνία κλίσης (deg)	8	0	-4

Οι αλγόριθμοι BEM που θα συγκριθούν είναι από τα λογισμικά PROPID και QBlade, και τους κώδικες PY-BEM και WTABEL.

#### 4.1.1 Περίπτωση 1 – Freris

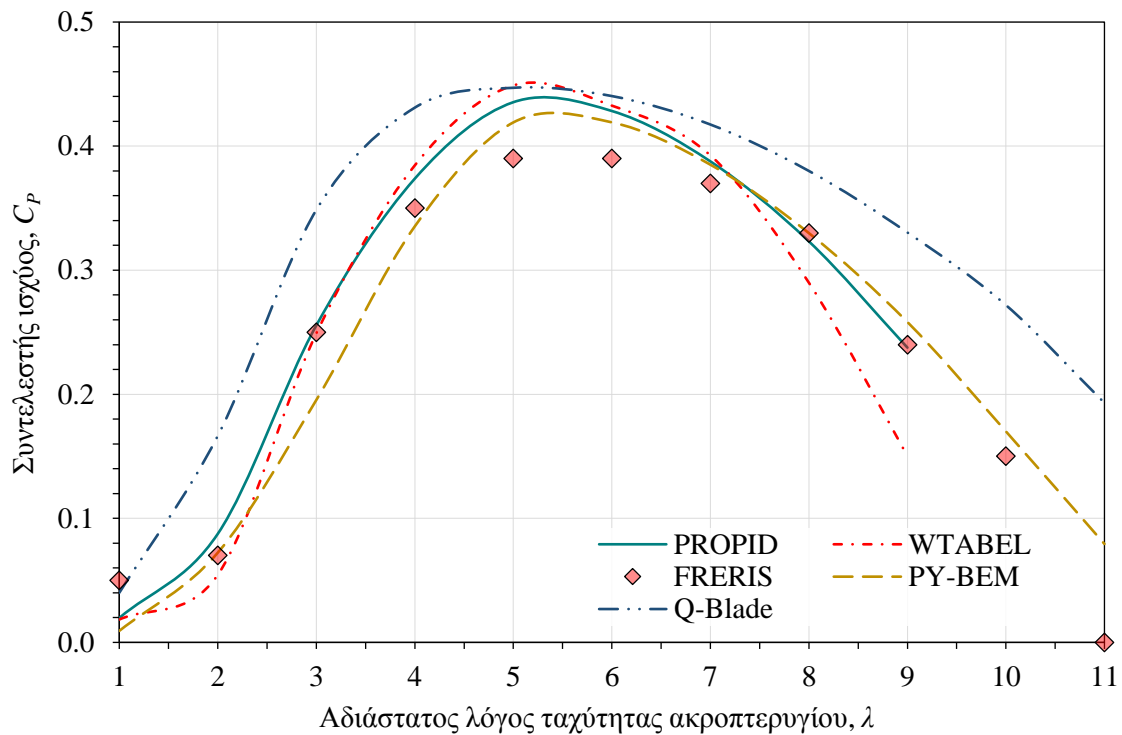
Η πρώτη πειραματική διάταξη που θα εξετασθούν οι αλγόριθμοι BEM είναι στον ανεμοκινητήρα του Freris (1990) με στροφέιο τριών πτερυγίων οι οποίοι χρησιμοποιούν σε όλο το μήκος τους την αεροτομή NACA 4415 και επίσης έχουν μηδενική συστροφή. Είναι η μονή διάταξη που έχει τόσο μικρά πτερύγια και φτάνει μόλις τα δύο μέτρα μήκος.



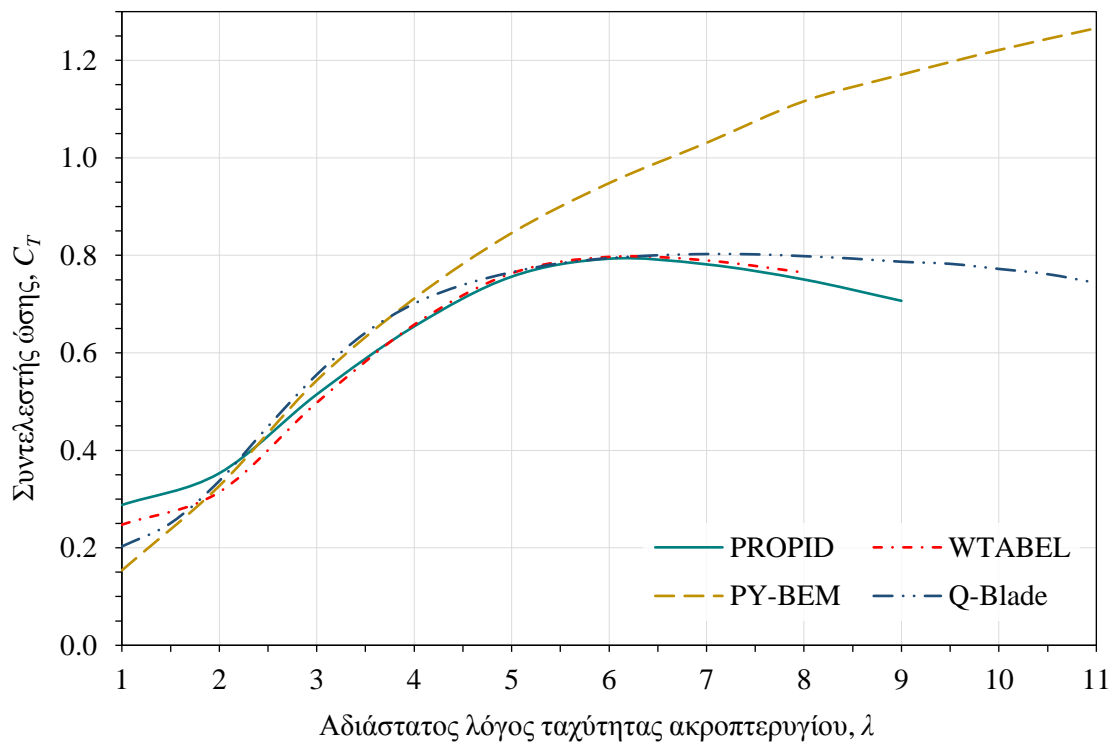
Σχήμα 4.1: Η απεικόνιση του πτερυγίου από τον A/K του Freris (1990).

Ο συντελεστής ισχύος είναι η βασικότερη ένδειξη της αεροδυναμικής επίδοσης και συμπεριφοράς ενός ανεμοκινητήρα. Για αυτόν τον λόγο δόθηκε ιδιαίτερη προσπάθεια να βρεθούν πειραματικές διατάξεις που να παρέχουν τα πειραματικά αποτελέσματα με την μορφή καμπύλης  $C_P - \lambda$ . Το Σχήμα 4.2 απεικονίζει αυτά τα αποτελέσματα.

Αντίστοιχα, ακολουθεί το Σχήμα 4.3 με την καμπύλη συντελεστή ώσης για τον εν λόγω ανεμοκινητήρα. Σε αυτό το διάγραμμα δεν βρέθηκαν πειραματικές τιμές, ωστόσο μπορεί να παρατηρηθεί μια ομοιογένεια στις τιμές μεταξύ των αλγορίθμων πέρα του PY-BEM.

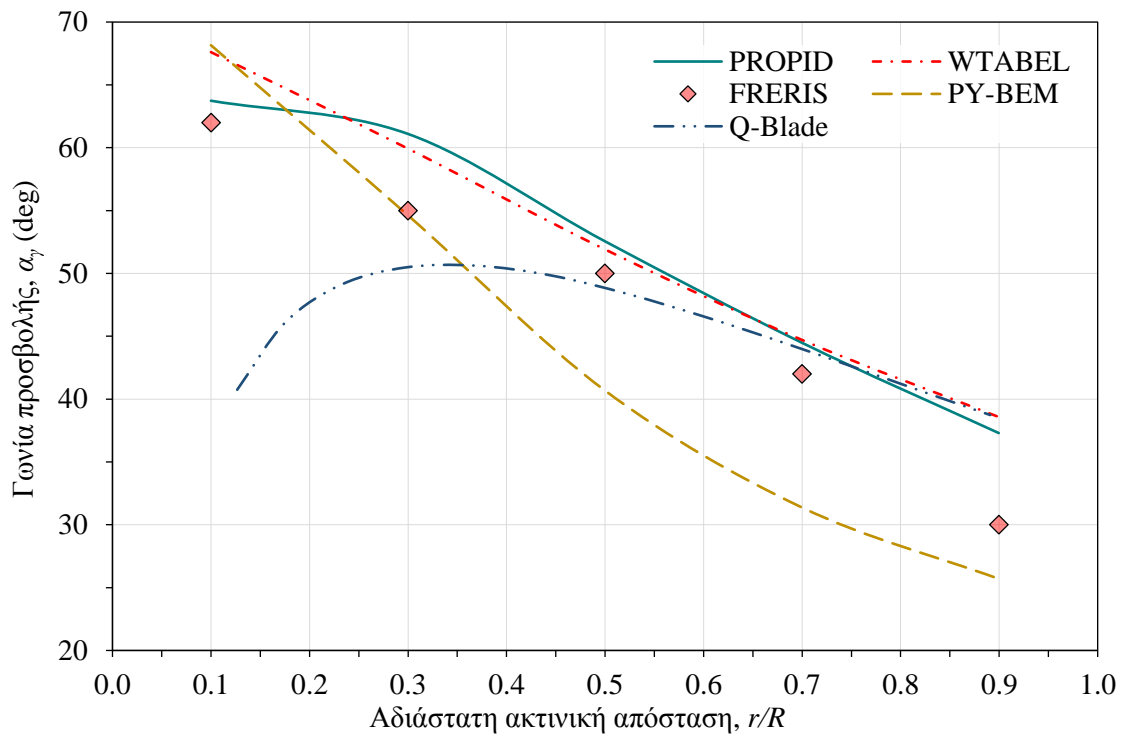


Σχήμα 4.2: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα του Freris (1990).

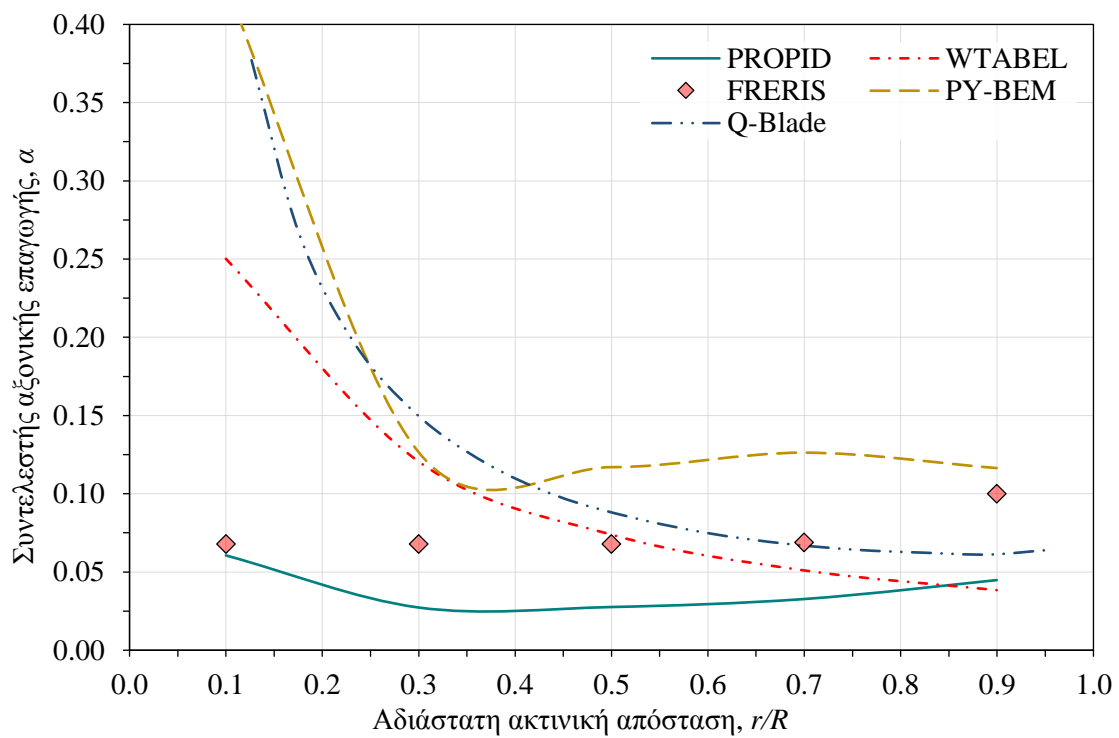


Σχήμα 4.3: Διάγραμμα  $C_T - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα του Freris (1990).

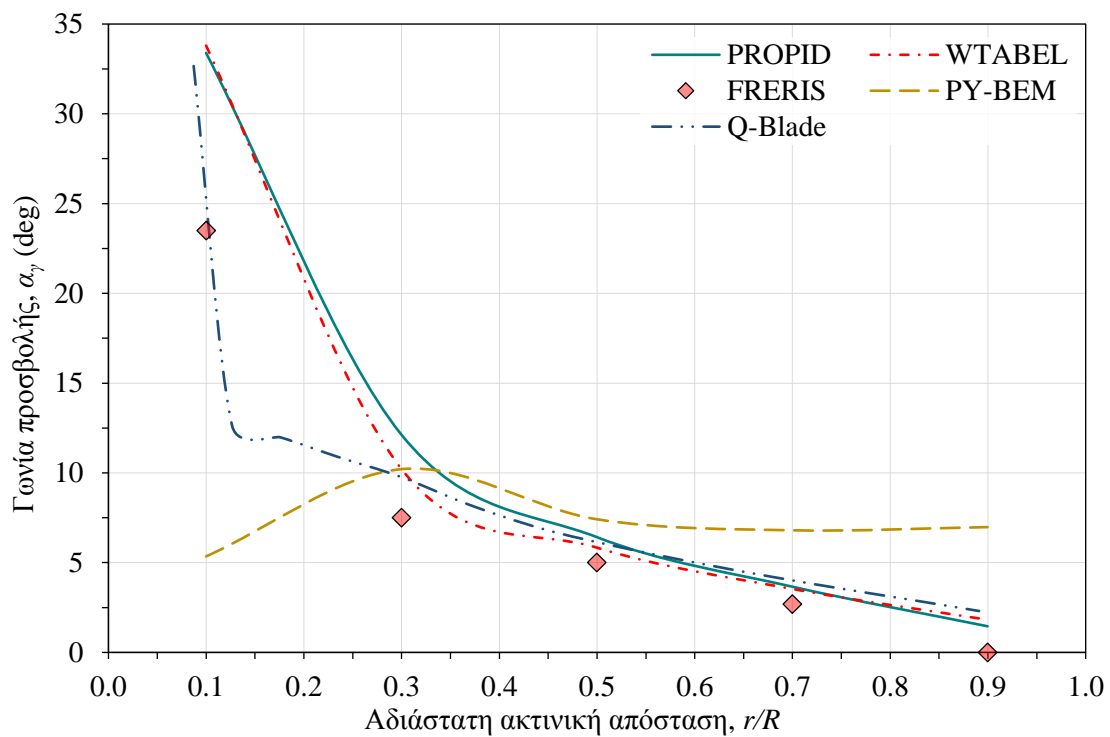
Στην συνέχεια, ακολουθούν τα διαγράμματα κατανομής της γωνίας προσβολής και του συντελεστή αξονικής επαγωγής σε σχέση με την αδιάστατη ακτινική θέση στο πτερύγιο για δύο διαφορετικές καταστάσεις λειτουργίας ( $\lambda=1$  και  $\lambda=5$ ).



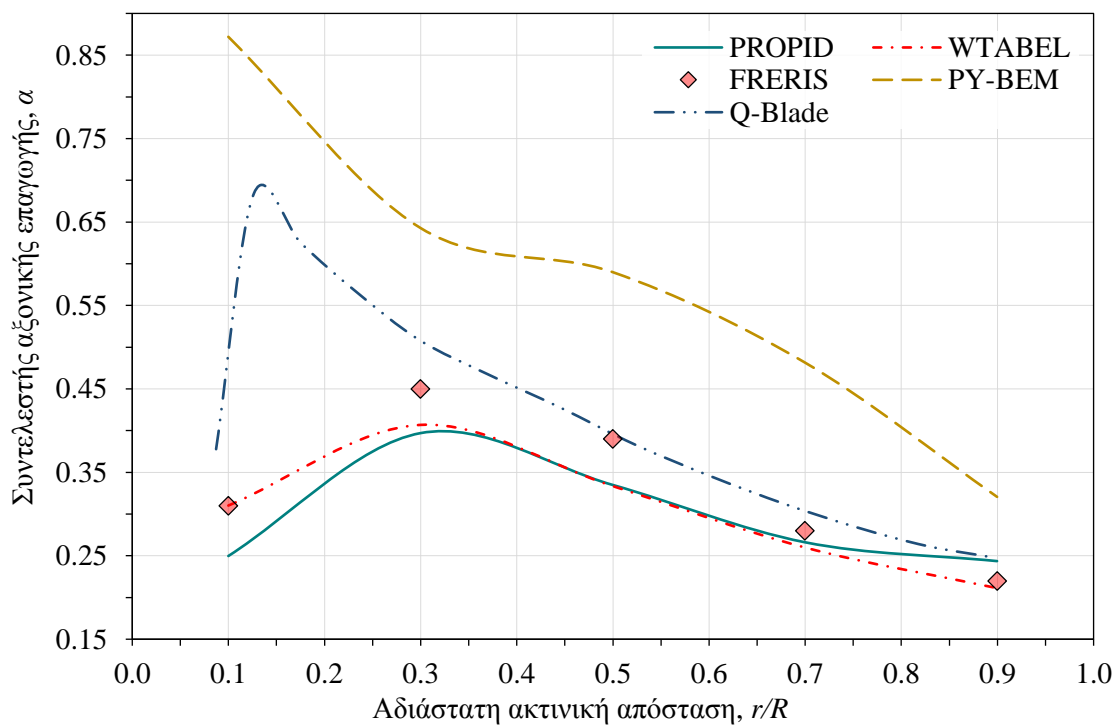
Σχήμα 4.4: Διάγραμμα κατανομής της γωνίας προσβολής ακτινικά ( $\lambda=1$ ).



Σχήμα 4.5: Διάγραμμα κατανομής του συντελεστής αξονικής επαγωγής ακτινικά ( $\lambda=1$ ).



Σχήμα 4.6: Διάγραμμα κατανομής της γωνίας προσβολής ακτινικά ( $\lambda=5$ ).



Σχήμα 4.7: Διάγραμμα κατανομής του συντελεστής αξονικής επαγωγής ακτινικά ( $\lambda=5$ ).



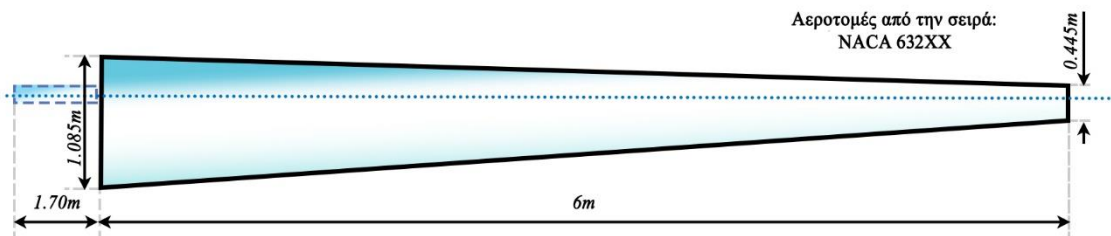
#### 4.1.2 Περίπτωση 2 – Burton et al.

Η δεύτερη πειραματική διάταξη που θα εξετασθούν οι αλγόριθμοι BEM είναι στον ανεμοκινητήρα των Burton et al. (2011) με στροφέιο τριών πτερυγίων όπου χρησιμοποιούνται οι αεροτομές της σειράς NACA 632XX. Τα ακριβή χαρακτηριστικά των πτερυγίων είναι στο παρακάτω πίνακα.

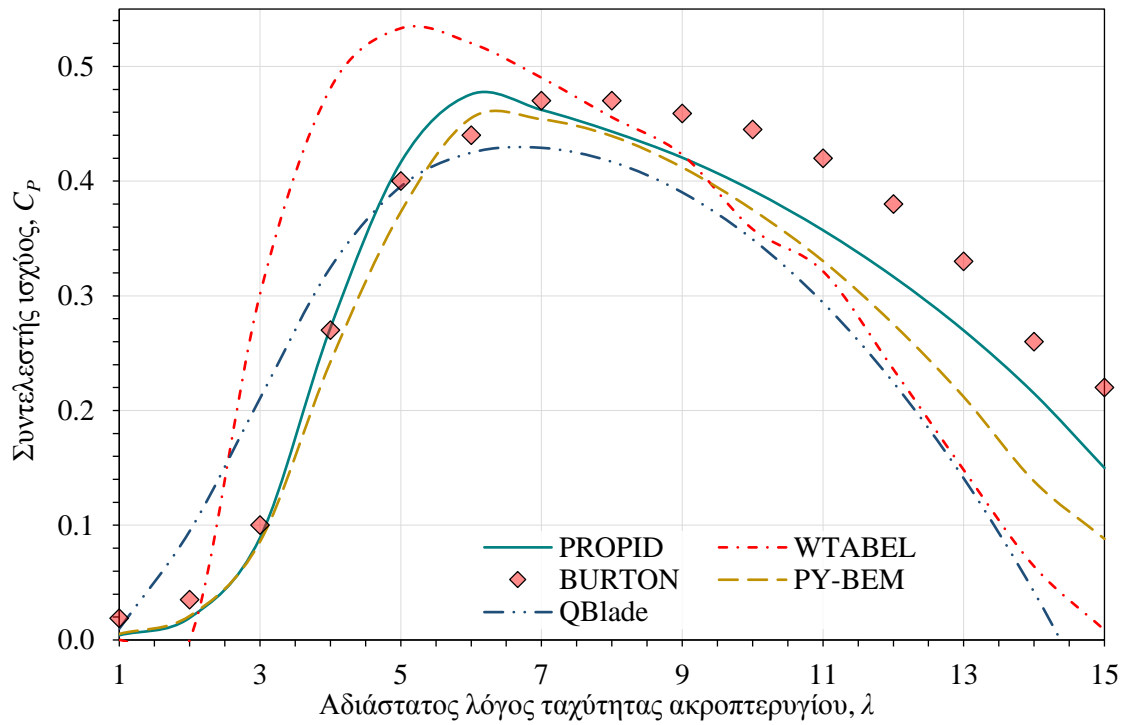
Πίνακας 4.3: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά στροφείου από τον Α/Κ των Burton et al.

Χαρακτηριστικά πτερυγίων					
Βασισμένο από την σειρά: NACA 632XX					
Απόσταση ακτινική (m)	Μήκος χορδής (m)	Συστροφή (deg)	Απόσταση ακτινική (m)	Μήκος χορδής (m)	Συστροφή (deg)
1.700	1.085	15.0	5.725	0.725	1.9
2.325	1.045	12.1	6.150	0.685	1.5
2.650	1.005	9.5	6.575	0.645	1.2
3.175	0.965	7.6	7.000	0.605	0.9
3.600	0.925	6.1	7.425	0.565	0.6
4.025	0.885	4.9	7.850	0.525	0.4
4.450	0.845	3.9	8.275	0.485	0.2
4.875	0.805	3.1	8.700	0.445	0.0
5.300	0.765	2.4	-	-	-

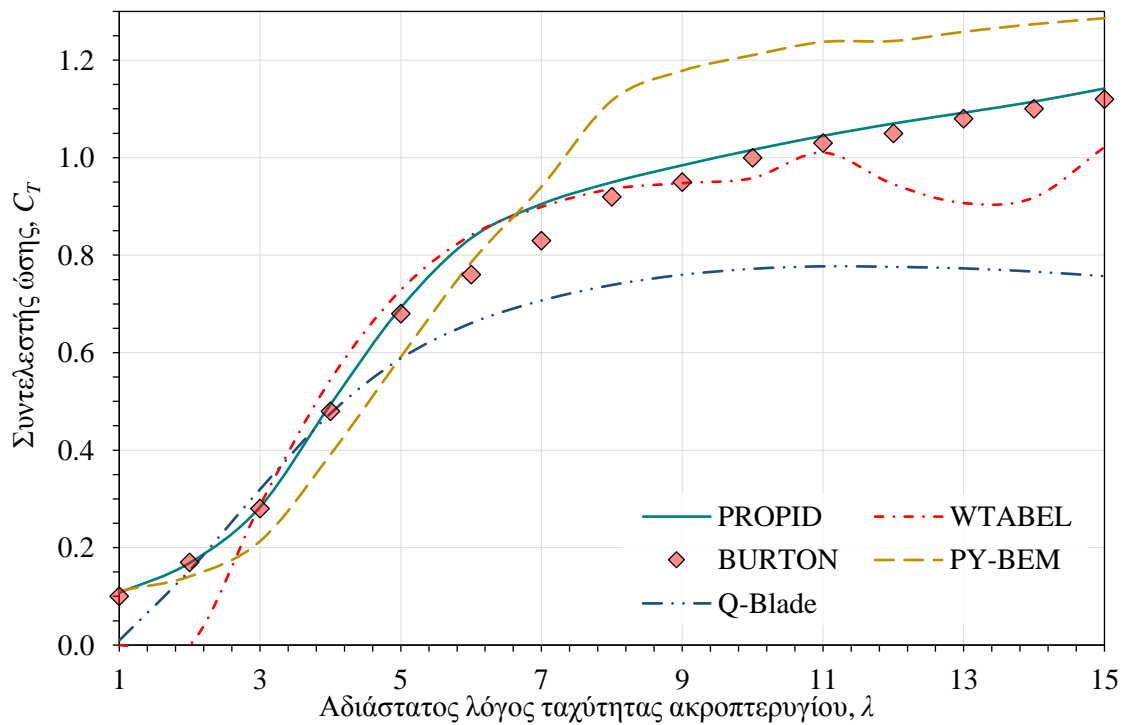
Η γεωμετρία των πτερυγίων φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.



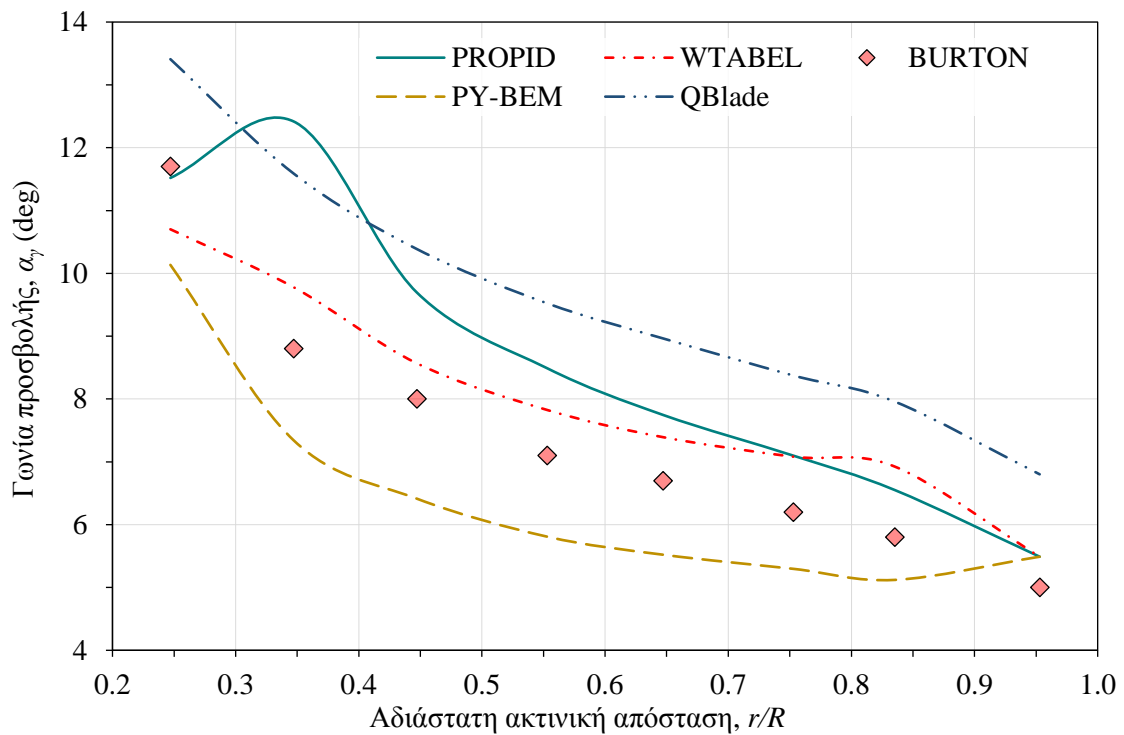
Σχήμα 4.8: Η απεικόνιση του πτερυγίου από τον Α/Κ των Burton et. al. (2011).



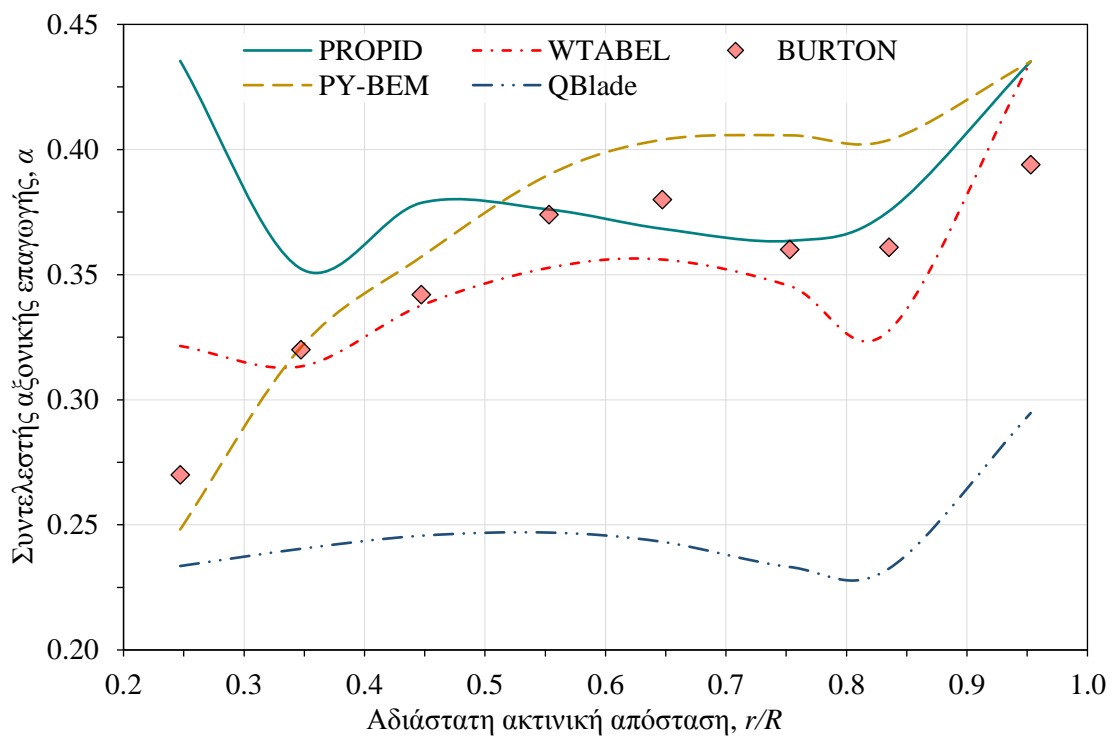
Σχήμα 4.9: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα των Burton et al. (2011).



Σχήμα 4.10: Διάγραμμα  $C_t - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα των Burton et al. (2011).



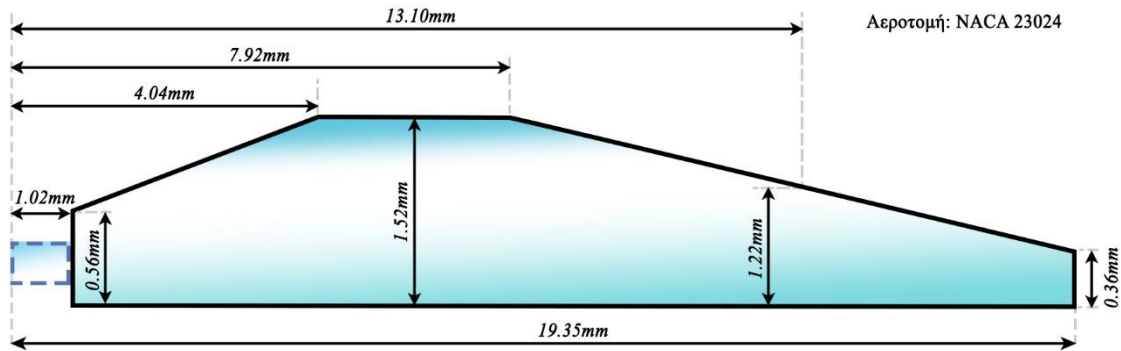
Σχήμα 4.11: Διάγραμμα κατανομής της γωνίας προσβολής ακτινικά ( $\lambda=6$ ).



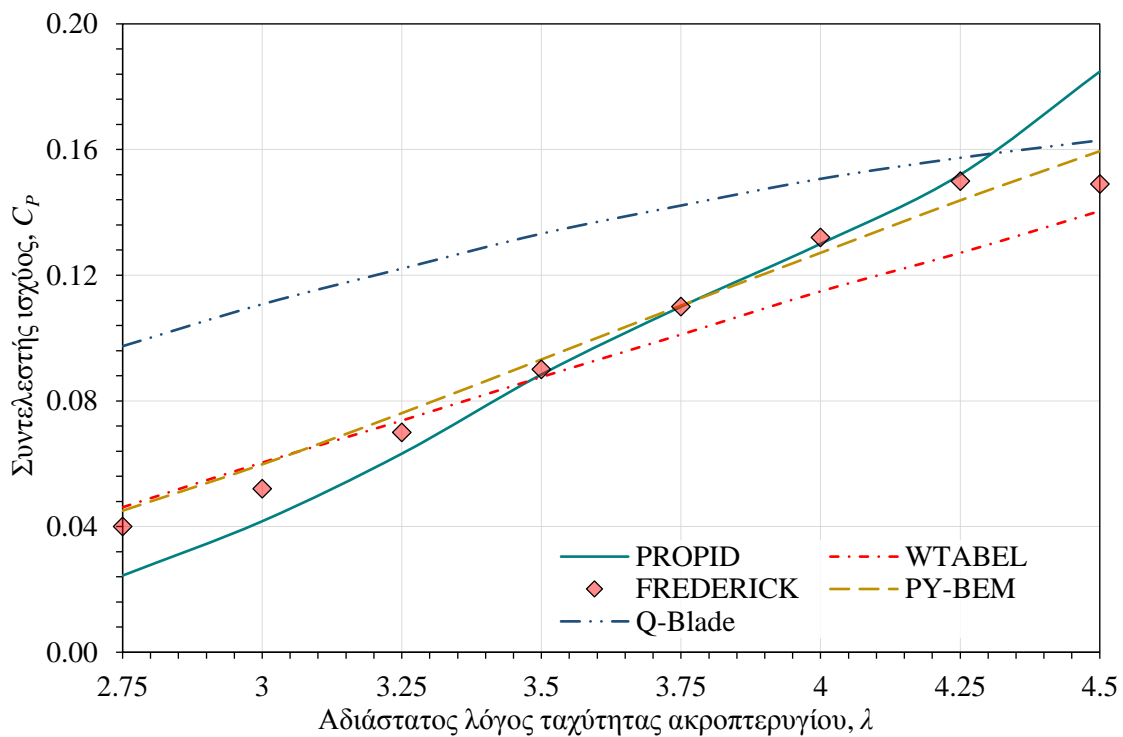
Σχήμα 4.12: Διάγραμμα κατανομής του συντελεστή αξονικής επαγωγής ακτινικά ( $\lambda=6$ ).

### 4.1.3 Περίπτωση 3 – Frederick & Savino

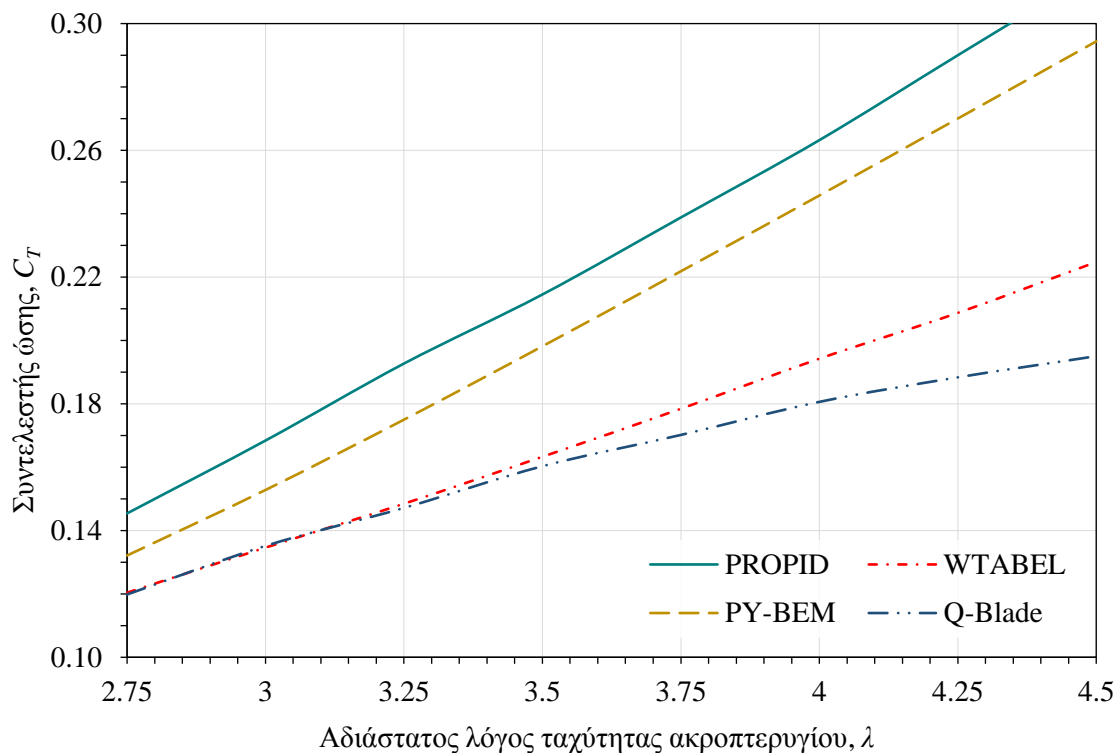
Η τρίτη πειραματική διάταξη που θα εξετασθούν οι αλγόριθμοι BEM είναι στον ανεμοκινητήρα τύπου MOD-0 της NASA/DOE που έγιναν τα πειράματα από τους Frederick και Savino (1985). Το στροφείο είναι δίπτερο και χρησιμοποιεί εξ ολοκλήρου την αεροτομή NACA 23024 με μηδενική συστροφή.



Σχήμα 4.13: Η απεικόνιση του πτερυγίου από τον Α/Κ MOD-0 της NASA/DOE.



Σχήμα 4.14: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα του Frederick & Savino (1985).



Σχήμα 4.15: Διάγραμμα  $C_T - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα του Frederick & Savino (1985).

## 4.2 ΣΕΤ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ WEGA ΓΙΑ ΒΕΛΤΙΣΤΗ ΠΡΟΣΕΓΓΙΣΗ

Το δεύτερο σετ πειραματικών διατάξεων προέρχεται από το ευρωπαϊκό πρόγραμμα WEGA μεγάλων μηχανών όπου καταγράφηκε λεπτομερώς η δημιουργία και λειτουργία τριών HAWT. Οι τρεις διατάξεις έχουν πολλά κοινά μεταξύ τους, όπως το μέγεθος και τον αριθμό πτερυγίων τους. Η κάθε μια όμως ξεχωρίζει και καινοτομεί σε ένα συγκεκριμένο τομέα (π.χ. στο σχεδιασμό πτερυγίων ή το σύστημα ελέγχου ή τα ηλεκτρικά συστήματα). Για την καταγραφή των μετρήσεων και στις τρεις διατάξεις χρησιμοποιήθηκε το ίδιο λογισμικό. Τα δεδομένα λειτουργίας που καταγράφηκαν εξασφάλισαν την δημιουργία αξιόπιστων διαγραμμάτων απόδοσης – παραγωγής ενέργειας. Σε αντίθεση, με το πρώτο σετ διατάξεων αυτό διαθέτει αναλυτικά στοιχεία για όλες τις HAWT του. Για περαιτέρω πληροφορίες ανατρέξτε στο report της WEGA (Hau, Langenbrinck, and Palz 2013).

Οι αλγόριθμοι BEM που θα συγκριθούν είναι από τα λογισμικά PROPID, WT\_Perf (έναντι του WTABEL), QBlade και ο κώδικας PY-BEM. Στόχος αυτής της σύγκρισης είναι η βέλτιστη χρήση των δυνατοτήτων του καθενός στο να παράγει όσο το δυνατόν καλύτερα αποτελέσματα σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά θα ληφθούν για τουλάχιστον πέντε διαφορετικά στοιχεία του πτερυγίου και οι συντελεστές διόρθωσης που θα χρησιμοποιηθούν, θα είναι όσο το δυνατόν περισσότεροι. Τα αεροδυναμικά δεδομένα θα ληφθούν από το πρόγραμμα XFLR5 για όλο το σετ.

Πίνακας 4.4: Βασικές πληροφορίες για το δεύτερο σετ πειραματικών διατάξεων HAWT του προγράμματος WEGA.

HAWT (Ονομαστική ισχύς)	Tjaereborg 2MW	Richborough 1MW	AWEC-60 1.2MW
Είδος αεροτομής	NACA 44XX	LS(1)-0421	NACA 44XX
Αριθμός πτερυγίων	3	3	3
Μήκος πτερυγίου (m)	31.00	27.50	30.00
Μήκος ρίζας (m)	4.00	1.90	4.30
λ σχεδιασμού (-)	7.3	7.1	7.0
Ω σχεδιασμού (rpm)	22.36	24.50	23.00

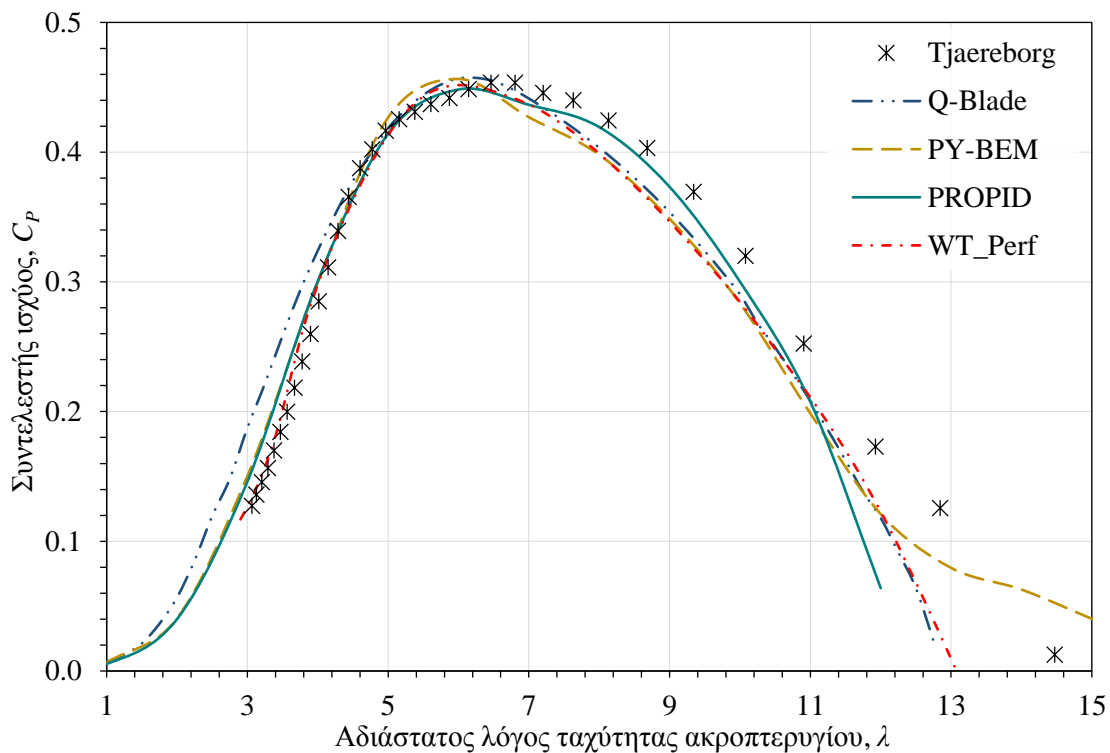
#### 4.2.1 Περίπτωση 4 – Tjaereborg

Η τέταρτη στην σειρά πειραματική διάταξη είναι από το πρόγραμμα WEGA με ονομασία Tjaereborg και ονομαστική ισχύς 2MW. Κατασκευάστηκε στην Δανία και ήταν η πρώτη που έλαβε μέρος στο πρόγραμμα (1987).

Η διάμετρος του στροφείου και το ύψος του κελύφους της μηχανής είναι ίδια, ενώ τα αναλυτικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων αναγράφονται στον παρακάτω πίνακα.

Πίνακας 4.5: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου από το Tjaereborg.

Ακτινική από- σταση (m)	Μήκος χορδής (m)	Πάχος (m)	Σχετικό πάχος (%)	Συστροφή (deg)
2.00	1.70	R <sub>hub-start</sub>		
4.00	3.00	R <sub>root-end</sub>		
7.00	3.30	1.01	31%	5.0
10.00	3.00	0.72	24%	4.0
13.00	2.70	0.57	21%	3.0
16.00	2.40	0.45	19%	2.0
19.00	2.10	0.35	17%	1.0
22.00	1.80	0.28	16%	0.0
25.00	1.50	0.22	15%	-1.0
28.00	1.20	0.16	13%	-2.0
31.00	0.90	0.11	12%	-3.0



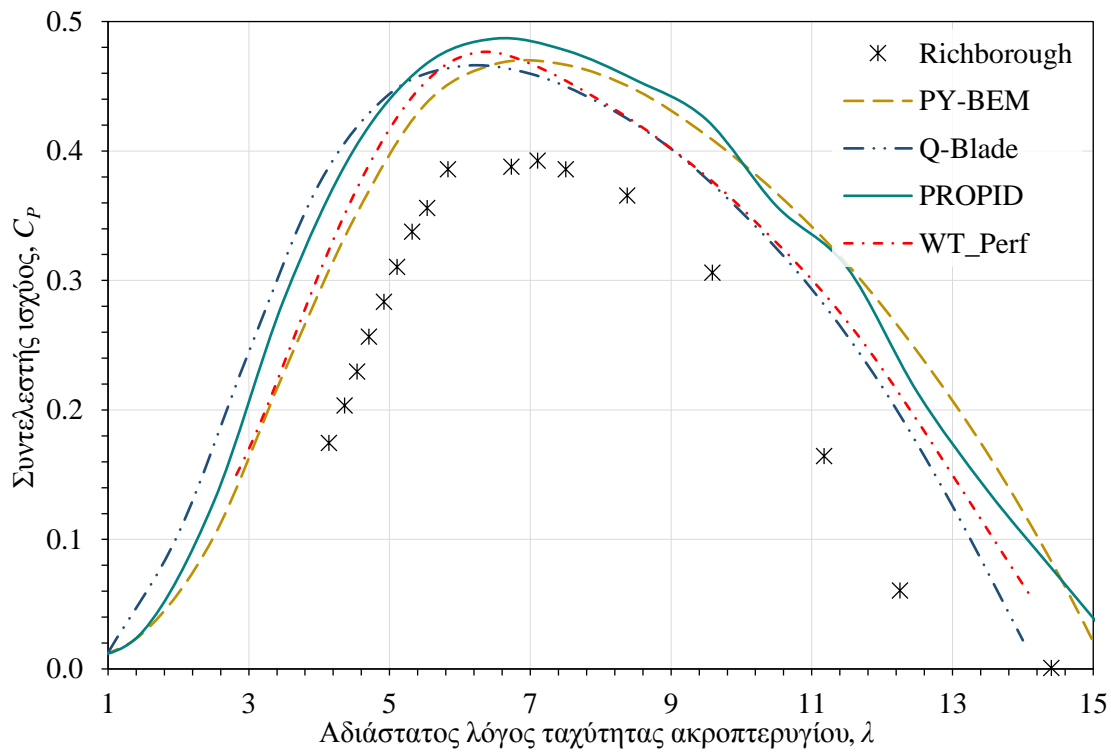
Σχήμα 4.16: Διάγραμμα  $C_P - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα Tjaereborg.

#### 4.2.2 Περίπτωση 5 – Richborough

Μια άλλη πειραματική διάταξη από το πρόγραμμα WEGA είναι η Richborough με ονομαστική ισχύ 1MW η οποία, τοποθετήθηκε στο Κεντ της Γαλλίας. Σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε από την ίδια εταιρία βασισμένη σε άλλες επιτυχείς διατάξεις με ισχύ από 60kW μέχρι 750kW.

Πίνακας 4.6: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου από το Richborough.

Ακτινική απόσταση (m)	Μήκος χορδής (m)	Πάχος (m)	Σχετικό πάχος (%)	Συστροφή (deg)
0.70	1.25		$R_{\text{hub-start}}$	
0.90	1.85		$R_{\text{root-end}}$	
4.30	3.20	1.04	33%	13.0
6.60	2.95	0.9	31%	11.7
8.80	2.71	0.78	29%	10.5
11.00	2.48	0.66	27%	9.2
13.20	2.24	0.53	24%	8.0
15.00	2.05	0.43	21%	7.0
17.60	1.79	0.38	21%	5.5
19.80	1.57	0.33	21%	4.3
22.00	1.35	0.28	21%	3.1
23.50	1.20	0.25	21%	2.2
25.30	1.02	0.21	21%	1.2
27.50	0.80	0.17	21%	0.0



Σχήμα 4.17: Διάγραμμα  $C_P - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα Richborough.

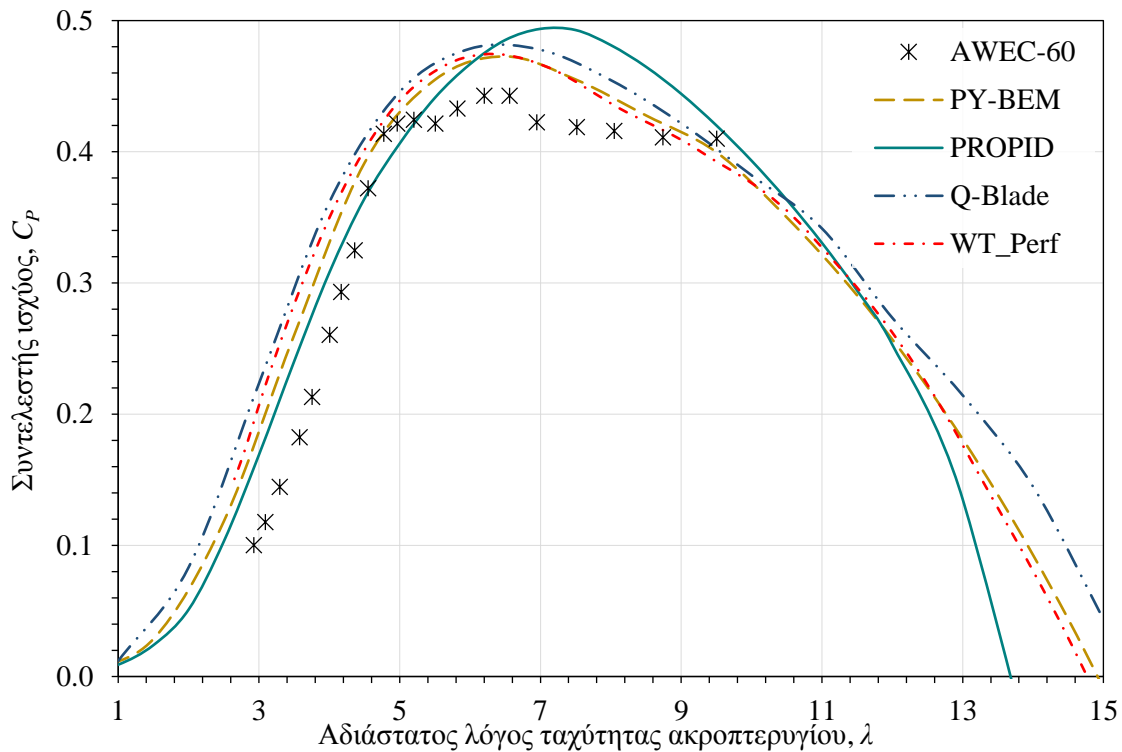
#### 4.2.3 Περίπτωση 6 – AWEC-60

Η τελευταία πειραματική διάταξη από το πρόγραμμα WEGA είναι η AWEC-60 με ονομαστική ισχύς 1.2MW και τοποθετήθηκε στην Ισπανία. Ο σχεδιασμός της βασίζεται σε μια άλλη HAWT ονόματι WKA-60.

Πίνακας 4.7: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου από το AWEC-60.

Ακτινική απόσταση (m)	Μήκος χορδής (m)	Πάχος (m)	Σχετικό πάχος (%)	Συστροφή (deg)
2.60	1.50			$R_{\text{hub-start}}$
4.30	1.68			$R_{\text{root-end}}$
6.00	3.35	1.04	31%	8.8
8.00	3.16	0.85	27%	8.1
10.00	2.96	0.71	24%	7.3
12.00	2.76	0.61	22%	6.6
14.00	2.57	0.51	20%	5.9
16.00	2.37	0.45	19%	5.1
18.00	2.18	0.39	18%	4.4
20.00	1.98	0.34	17%	3.7
22.00	1.78	0.29	16%	2.9
24.00	1.59	0.24	15%	2.2
26.00	1.39	0.19	14%	1.5
28.00	1.20	0.16	13%	0.7
30.00	1.00	0.12	12%	0.0





Σχήμα 4.18: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για τον ανεμοκινητήρα AWEC-60.

### 4.3 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΣΥΓΚΡΙΣΗΣ ΚΑΙ ΣΧΟΛΙΑΣΜΟΣ

#### 4.3.1 Αποτελέσματα πρώτου σετ

Για να γίνει πιο σαφής η διαφοροποίηση μεταξύ των αλγορίθμων BEM ως προς τις πειραματικές τιμές του εκάστοτε διαγράμματος παρουσιάζονται οι παρακάτω πίνακες. Το αναγραφόμενο μέγεθος για κάθε αλγόριθμο σε κάθε διάταξη είναι το άθροισμα της απόλυτης διαφοράς του για κάθε πειραματικό δεδομένο. Οι τιμές των πινάκων έχουν το ίδιο μέγεθος με τον άξονα  $y$  του εξεταζόμενου διαγράμματος και παρουσιάζουν την ολική διαφορά του αλγόριθμου σε σύγκριση με τις πειραματικές τιμές, εν συντομία η τιμή καλείται ως «απόλυτη αθροιστική διαφορά». Στην τελευταία στήλη του πίνακα αναγράφεται η μέση τιμή για τις τρεις πειραματικές διατάξεις με σκοπό να χρησιμοποιηθεί ως η αντιπροσωπευτική τιμή σύγκρισης με τους υπόλοιπους αλγόριθμους. Τέλος, να αναφερθεί πως σε περιπτώσεις που κάποιος αλγόριθμος δεν μπόρεσε να παράγει υπολογιστικά τιμή παραλήφθηκε στο άθροισμα διαφορών (πχ. για  $\lambda > 9$  στο Σχήμα 4.2).

Οι εξεταζόμενες διατάξεις του πρώτου σετ είναι του Freris, των Burton et al. και των Frederick – Savino. Από αυτά τα συγκριτικά διαγράμματα προκύπτουν οι παρακάτω πίνακες.

Πίνακας 4.8: Απόλυτη αθροιστική διαφορά στα διαγράμματα του συντελεστή ισχύος.

Διαγράμματα  $C_p - \lambda$  (-)

Αλγόριθμοι / Κώδικες BEM	Περιπτώσεις			Αποτελέσματα
	Freris	Burton et al.	Frederick & Savino	Μέση απόλυτη αθρ. διαφορά
PROPID	0.0232	0.5233	0.0741	0.207
QBlade	0.0646	1.6684	0.0781	0.604
PY-BEM	0.0227	0.8413	0.0440	0.303
WTABEL	0.0374	1.4943	0.2837	0.605

Πίνακας 4.9: Απόλυτη αθροιστική διαφορά στα διαγράμματα του συντελεστή ώσης.

Διαγράμματα $C_T - \lambda$ (-)				
Αλγόριθμοι / Κώδικες BEM	Περιπτώσεις			Αποτελέσματα
	Freris	Burton et al.	Frederick & Savino	Μέση απόλυτη αθρ. διαφορά
PROPID	-	0.350	-	-
QBlade	-	1.176	-	-
PY-BEM	-	1.972	-	-
WTABEL	-	2.597	-	-

Πίνακας 4.10: Απόλυτη αθροιστική διαφορά στα διαγράμματα της γωνίας προσβολής.

Διαγράμματα $\alpha_\gamma - r/R$ (deg)				
Αλγόριθμοι / Κώδικες BEM	Περιπτώσεις			Αποτελέσματα
	Freris		Burton et al.	Μέση απόλυτη αθρ. διαφορά
	TSR = 1	TSR = 5	TSR = 6	
PROPID	20.19	18.36	10.07	16.21
QBlade	30.76	34.36	6.46	23.86
PY-BEM	35.47	9.65	9.15	18.09
WTABEL	37.65	12.22	17.71	22.53

Πίνακας 4.11: Απόλυτη αθροιστική διαφορά στα διαγράμματα του αξονικού επαγωγικού συντελεστή.

Διαγράμματα $\alpha - r/R$ (-)				
Αλγόριθμοι / Κώδικες BEM	Περιπτώσεις			Αποτελέσματα
	Freris		Burton et al.	Μέση απόλυτη αθρ. διαφορά
	TSR = 1	TSR = 5	TSR = 6	
QBlade	0.18	0.21	0.31	0.231
PROPID	0.54	1.26	0.20	0.664
PY-BEM	0.43	0.28	0.21	0.307
WTABEL	0.27	0.23	0.83	0.443

### 4.3.2 Αποτελέσματα δεύτερου σετ

Στο δεύτερο σετ για την σύγκριση των αποτελεσμάτων θα χρησιμοποιηθεί ένα πιο οικείο μέγεθος έναντι της απόλυτης αθροιστικής διαφοράς. Στις WEGA (Hau, Langenbrinck, and Palz 2013) διατάξεις υπάρχουν πειραματικές τιμές μονάχα για το συντελεστή ισχύος, αδιαστατοποιώντας το μέγεθος αυτό (με το πειραματικό δεδομένο) παράγεται η σχετική απόκλιση των υπολογιστικών αποτελεσμάτων σε μορφή ποσοστού. Βέβαια με τον ίδιο τρόπο θα μπορούσαν να έχουν παρουσιαστεί και τα αποτελέσματα του πρώτου σετ αλλά θεωρήθηκε καταλληλότερη και πιο αντιπροσωπευτική λύση ένα μέγεθος με μονάδα μέτρησης, απευθείας συνδεδεμένο ποσοτικά με το εκάστοτε διάγραμμα. Στους παρακάτω πίνακες για κάθε διάταξη έχει δοθεί η μέση τιμή της σχετικής απόκλισης του εκάστοτε αλγορίθμου BEM.

Οι WEGA διατάξεις του δεύτερου σετ είναι η Tjaereborg, η Richborough και η AWEC-60. Από τα συγκριτικά διαγράμματα του Κεφαλαίου 4.2 προκύπτει ο παρακάτω πίνακας.

Πίνακας 4.12: Μέση σχετική απόκλιση στα διαγράμματα  $C_P - \lambda$ .

Μέση σχετική απόκλιση (%) των υπολογιστικών αποτελεσμάτων του εκάστοτε κώδικα στα διαγράμματα $C_P - \lambda$			
Αλγόριθμοι / Κώδικες BEM	Περιπτώσεις		
	Tjaereborg	Richborough	AWEC-60
QBlade	15.2%	42.8%	31.1%
PROPID	9.6%	46.4%	18.5%
WT_Perf	5.7%	40.1%	27.5%
PY-BEM	10.1%	38.6%	21.9%

### 4.3.3 Σχολιασμός των αποτελεσμάτων

#### 4.3.3.1 Σχόλια για το πρώτο σετ

Από τους συγκριτικούς πίνακες 4.8 έως 4.11 (σελ. 73) παρουσιάζεται η απολυτή αθροιστική διαφορά του κάθε αλγορίθμου BEM σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα των τριών διατάξεων για το εκάστοτε διάγραμμα σύγκρισης. Όσο μικρότερη η τιμή της απόλυτης αθροιστικής διαφοράς τόσο καλύτερα προσεγγίζονται τα πειραματικά δεδομένα. Παρατηρώντας τις τιμές των πινάκων φαίνεται πως το PROPID ξεχωρίζει στην πλειοψηφία των περιπτώσεων διατηρώντας τις μικρότερες αποκλίσεις. Μετα από διάφορες δοκιμαστικές προσπάθειες η χρήση των επιλογών USEAP (λαμβάνει υπόψη τρισδιάστατα φαινόμενα) και WEXP (λαμβάνει υπόψη το οριακό στρώμα στην ανάλυση) στο πρόγραμμα έδωσαν τα καλύτερα αποτελέσματα σε σχέση με τα πειραματικά. Επίσης, ο κώδικας WTABEL εμφανίζει όμοια αποτελέσματα συντελεστών ώσης ( $C_T$ ) λόγω της χρήσης του ίδιου συντελεστή διόρθωσης για υψηλά φορτία (Glauert correction – δευτεροβάθμια εξίσωση) σε όλο το εύρος λειτουργίας. Στην πρώτη διάταξη (Freris), οι δύο αυτοί αλγόριθμοι εμφανίζονται χωρίς τιμές στο διάγραμμα  $C_P$  για τιμές  $\lambda > 9$  και αυτό μπορεί να οφείλεται στην αδυναμία σύγκλισης των συντελεστών επαγωγής ή σε κάποια υπολογιστική αποτυχία (singularity) που δημιουργεί πρόβλημα κατά τον υπολογισμό του

συντελεστή ώσης όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.3. Οι δύο άλλοι αλγόριθμοι, PY-BEM και QBlade, δεν παρουσιάζουν τέτοια προβλήματα και καταφέρνουν να παράγουν τιμές σε όλο το εύρος λειτουργίας. Αυτό οφείλεται στην προνοητική δομή των προγραμμάτων να αντιμετωπιστούν τέτοια τυχόν θέματα. Για παράδειγμα, στο κώδικα PY-BEM χρησιμοποιείται μια μέθοδος εύρεσης ρίζας (bisection method) που εξασφαλίζει πάντα την σύγκλιση του αλγορίθμου σε αντίθεση με την κλασική «fixed point» μέθοδο των υπολοίπων αλγορίθμων. Ενώ ταυτόχρονα, για τις λίγες περιπτώσεις που μπορεί να συμβεί υπολογιστική αποτυχία πράξεων έχουν δοθεί εναλλακτικές τιμές (αμετάβλητες) για να παρακάμψουν το πρόβλημα. Κατά αυτό τον τρόπο τα αποτελέσματα της PY-BEM είναι αρκετά κοντά με εκείνα του PROPID με την βασική διαφορά πως οι τιμές  $C_T$  είναι αρκετά υψηλότερες των υπολοίπων. Αυτό οφείλεται εξ ολοκλήρου στην χρήση ενός σύγχρονου windmill brake state μοντέλου με τον ημιεμπειρικό συντελεστή διόρθωσης του Buhl (2.39).

Τα αποτελέσματα του WTABEL έχουν μεγαλύτερη απόκλιση στα διαγράμματα  $C_P$  σε σχέση με το PY-BEM παρόλο που βρίσκονται σε καλή συμφωνία με τα πειραματικά δεδομένα στα διαγράμματα  $\alpha_T - r/R$  και  $\alpha - r/R$ . Ο βασικός λόγος που συμβαίνει αυτό είναι ο τύπος (2.61) που χρησιμοποιεί ο αλγόριθμος WTABEL για τον υπολογισμό του συντελεστή ισχύος όπου λαμβάνει υπόψη τον λόγο αντίστασης προς άνωση ( $c_d / c_l$ ) και έναν συντελεστή ώσης (Glauert correction) που σε μεγάλα φορτία δεν εμπεριέχει το συντελεστή ακροπτερυγίου  $F$ . Σε συνδυασμό με την αδυναμία του αλγορίθμου για χρήση πολλαπλών αεροδυναμικών δεδομένων, το πρόγραμμα καθίσταται υποδεέστερο των υπολοίπων και για αυτό στο δεύτερο σετ διατάξεων χρησιμοποιείται ο πιστοποιημένος αλγόριθμος WT\_Perf.

Η κακή συμπεριφορά του QBlade στην προσέγγιση των πειραματικών δεδομένων μοιάζει να οφείλεται στην αδυναμία για επακριβή αναπαράσταση της γεωμετρίας του στροφείου στα σημεία (root και hub) κοντά στην ρίζα. Φαίνεται ότι το πρόγραμμα υπερεκτιμά την απόδοση όλων των διατάξεων και αυτό μπορεί να συμβαίνει λόγω του μεγάλου σφάλματος κατά τον υπολογισμό των συντελεστών επαγωγής κοντά στην ρίζα του πτερυγίου.

Μια αρκετά σημαντική παρατήρηση για το πρώτο σετ είναι το είδος των αεροδυναμικών δεδομένων. Από δοκιμές που έγιναν, τα αεροδυναμικά δεδομένα που δεν είναι 3D διορθωμένα και δεν υπολογίσθηκαν με βάση τον μέσο Reynolds του πτερυγίου στις σχεδιαστικές τιμές λειτουργίας ( $\lambda$  και  $\Omega$ ), δεν ανταποκρινόντουσαν επαρκώς με τα πειραματικά δεδομένα.

#### 4.3.3.2 Σχόλια για το δεύτερο σετ

Στο δεύτερο σετ από τον συγκριτικό Πίνακα 4.12 παρουσιάζεται η μέση σχετική απόκλιση του κάθε αλγορίθμου BEM σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα των τριών διατάξεων για το διάγραμμα  $C_P$ . Όπως και προηγουμένως, οι μικρές τιμές απόκλισης ισοδυναμούν με καλύτερη προσέγγιση των πειραματικών δεδομένων. Το εύρος ανάλυσης είναι για  $\lambda < 12$  για το λόγο ότι οι αποκλίσεις των αλγορίθμων γίνονται πολύ μεγάλες. Παρατηρώντας τις αποκλίσεις του PY-BEM είναι αυτό με τις μικρότερες τιμές, καθώς

ακολουθούν WT\_Perf και PROPID με ελάχιστη διαφορά. Η διάταξη Richborough παρουσιάζει μεγάλη απόκλιση για όλους τους αλγόριθμους, ενώ γενικά οι υπολογιστικές καμπύλες τείνουν να προσεγγίσουν αναλογικά τα πειραματικά δεδομένα. Αυτό δικαιολογείται στον μηχανισμό μεταβολής γωνίας (pitch control) των πτερυγίων στα τελευταία 4m του ακροπτερυγίου και στο ότι δεν υπάρχουν ακριβή αεροδυναμικά δεδομένα για την αεροτομή LS(1)-04XX. Μετα από δοκιμές, η αλλαγή της γωνίας σε  $+4.5^\circ$  παράγει αποτελέσματα αρκετά κοντά στις πειραματικές, στο Σχήμα 4.17 όλοι αλγόριθμοι έχουν μηδενική και μη μεταβαλλόμενη γωνία (pitch angle). Εξαιρώντας στην σύγκριση των αλγόριθμων την διάταξη Richborough, το PROPID γίνεται και πάλι ο ακριβέστερος κώδικας (με το PY-BEM να έρχεται δεύτερο). Ένα βασικό πλεονέκτημα του PROPID είναι η εντολή WEXP για τον υπολογισμό του οριακού στρώματος (Shear Wind Exponent), στις διατάξεις WEGA δίνεται πίνακας με μετρητικά μετεωρολογικά στοιχεία (Hau, Langenbrinck, and Palz 2013, pp. 30, Fig. 2.17) από το πεδίο τοποθέτησης των μηχανών. Και έτσι, τα αποτελέσματα είναι σαφώς καλύτερα με την εισαγωγή του οριακού στρώματος. Το WT\_Perf παρόλο που δεν παράγει τιμές για όλο το εύρος  $\lambda$  ανταποκρίνεται επαρκώς σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Το QBlade είναι το τελευταίο σε ακρίβεια, παρόλο που τα αποτελέσματα του είναι πολύ καλύτερα σε σχέση με αυτά στο πρώτο σετ. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι δίνεται η ακριβής γεωμετρία όλων των πτερυγίων.

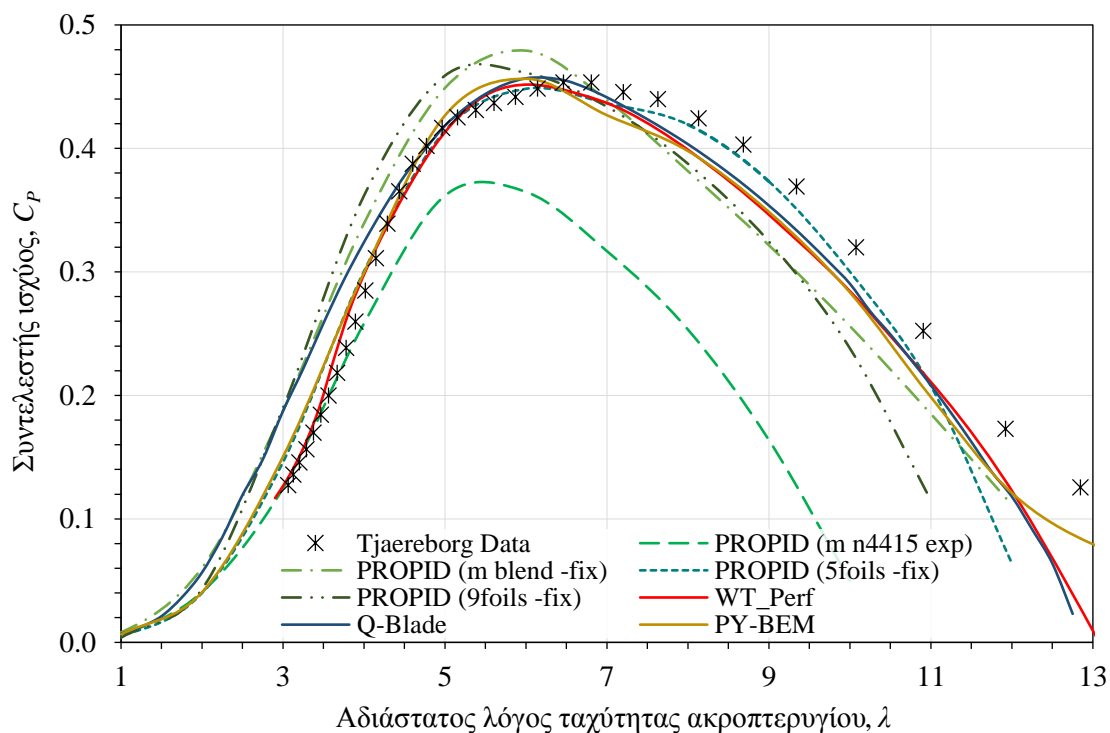
Όπως είναι λογικό το πλήθος των στοιχείων που χωρίζεται το πτερύγιο αυξάνει ή μειώνει την ακρίβεια της ανάλυσης BEM. Πρακτικά, ο υπολογισμός των ολικών συντελεστών ισχύος και ώσης δεν γίνεται με την επίλυση του ολοκληρώματος (2.58) και αντ' αυτού υπολογίζεται μέσω του τραπεζοειδή κανόνα. Το σφάλμα που υπεισέρχεται κατά το αριθμητικό υπολογισμό θα είναι πολύ λιγότερο όσο αυξάνεται το πλήθος των στοιχείων. Καθώς, με το πλήθος των στοιχείων προσδιορίζεται η μέση αεροτομή στο στοιχείο ανάλυσης όπου και λαμβάνονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Για τους παραπάνω λόγους στον αλγόριθμο PY-BEM λήφθηκαν τα διπλάσια στοιχεία ανάλυσης από PROPID και WT\_Perf στο δεύτερο σετ, και ίσως έτσι εξηγείται η λίγο καλύτερη ανταπόκριση του αλγόριθμου (λιγότερη του  $\sim 2\%$  κατά μέσο όρο). Οπότε, σαν μια σημαντική παρατήρηση για το δεύτερο σετ είναι επιλογή του πλήθους των στοιχείων ανάλυσης, δηλαδή να ληφθεί μια ορθολογική τιμή βασισμένη στην πολυπλοκότητα της γεωμετρίας του πτερυγίου.

#### 4.3.4 Γενικά συμπεράσματα

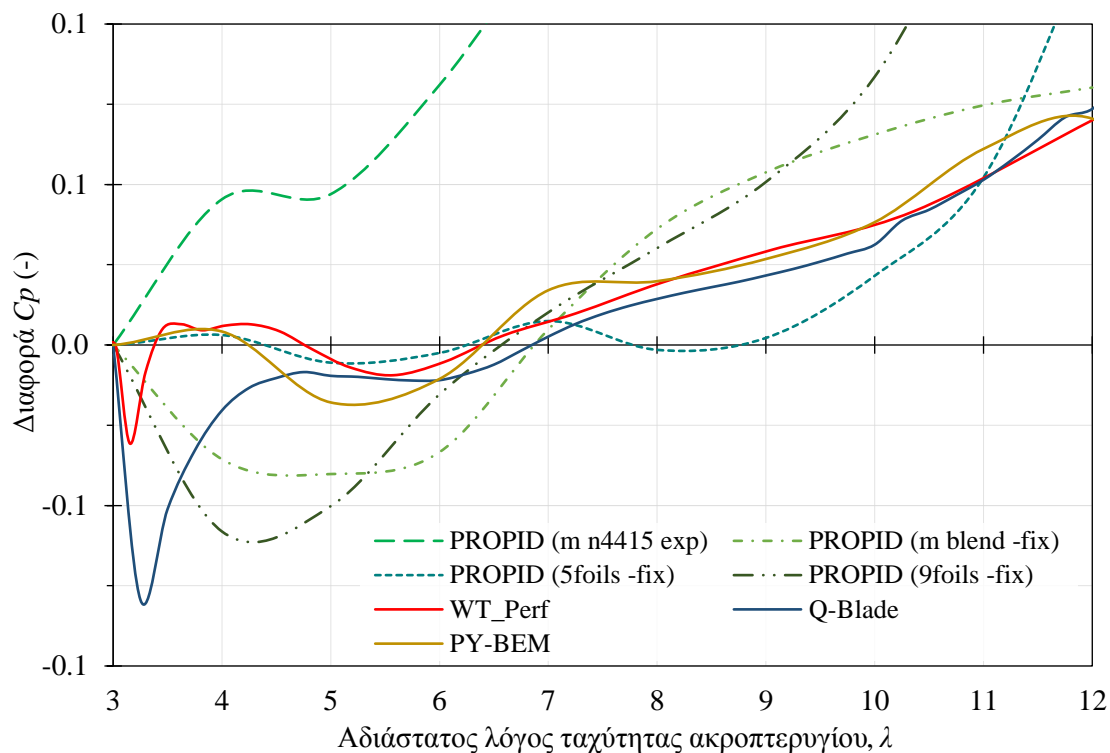
1) Όπως έγινε αντιληπτό και στα δύο σετ ανάλυσης, ο μεγαλύτερος παράγοντας επιρροής των αποτελεσμάτων είναι τα δεδομένα εισόδου στον αλγόριθμο. Και πιο συγκεκριμένα, τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου παίζουν ξεκάθαρο ρόλο στην ακρίβεια των αλγόριθμων BEM. Κατά τον υπολογισμό των δυνάμεων που ασκούνται σε κάποιο στοιχείο του πτερυγίου υπολογίζεται η γωνία προσβολής  $\alpha$ , και μέσω της ταχύτητας του αέρα πάνω στο εγκάρσιο μήκος (περίπου η χορδή) του στοιχείου προκύπτει ο αριθμός Reynolds. Οι δύο αυτές τοπικές τιμές χρησιμοποιούνται για τον προσδιορισμό των αεροδυναμικών συντελεστών. Οπότε, ο σχεδιαστής/ερευνητής θα πρέπει να λάβει αεροδυναμικά δεδομένα για κάθε στοιχείο ανάλυσης (κοινώς, η μέση τοπική αεροτομή) σε όλο

το φάσμα γωνιών ( $360^\circ$ ) και για πολλαπλές τιμές Reynolds. Για να γίνει πιο εμφανής η σημαντικότητα των αεροδυναμικών συντελεστών παρουσιάζονται τα παρακάτω διαγράμματα (σελ. 78) όπου το πρόγραμμα PROPID εξετάζεται σε διαφορετικές περιπτώσεις αεροδυναμικών δεδομένων κατά τον υπολογισμό του συντελεστή ισχύος στην διάταξη Tjaereborg. Τα αεροδυναμικά δεδομένα επιλέχθηκαν ως εξής:

- (m n4415 exp) → Έγινε επιλογή μίας στο περίπου μέσης αεροτομής (m) όπου αντιπροσωπεύει όλο το πτερύγιο. Αυτή θεωρήθηκε πως είναι η NACA4415 (n4415) και λήφθηκαν πειραματικές τιμές (exp) (Ostowari and Naik 1985) σε εύρος έως  $130^\circ$ .
- (m blended foil -fix) → Αρχικά επιλέχθηκαν οι αεροτομές στα άκρα (NACA4432 – NACA12) και στην συνέχεια συγχωνευτήκαν σε μία (blend). Η μέση αεροτομή του πτερυγίου (m) προκύπτει η NACA4418 και ξανά συγχωνευτήκαν σε μια νέα. Τα δεδομένα προέκυψαν από το XFLR5 και έπειτα διορθώθηκαν με 3D correction και επέκταση  $360^\circ$  (fix).
- (5foils -fix) → Επιλέχθηκε εντός του PROPID η εντολή AIRFOIL\_MODE και έγινε χρήση 5 αεροτομών στα σημεία που εμφανίζονται στο πτερύγιο. Τα δεδομένα προέκυψαν από το XFLR5 και έπειτα διορθώθηκαν με 3D correction και επέκταση  $360^\circ$  (fix).
- (9foils -fix) → Επιλέχθηκαν 9 στοιχεία ανάλυσης για τα οποία δηλώθηκαν 9 αεροτομές (9foils). Τα δεδομένα προέκυψαν από το XFLR5 και έπειτα διορθώθηκαν με 3D correction και επέκταση  $360^\circ$  (fix).



Σχήμα 4.19: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για διαφορετικά αεροδυναμικά δεδομένα (Tjaereborg).

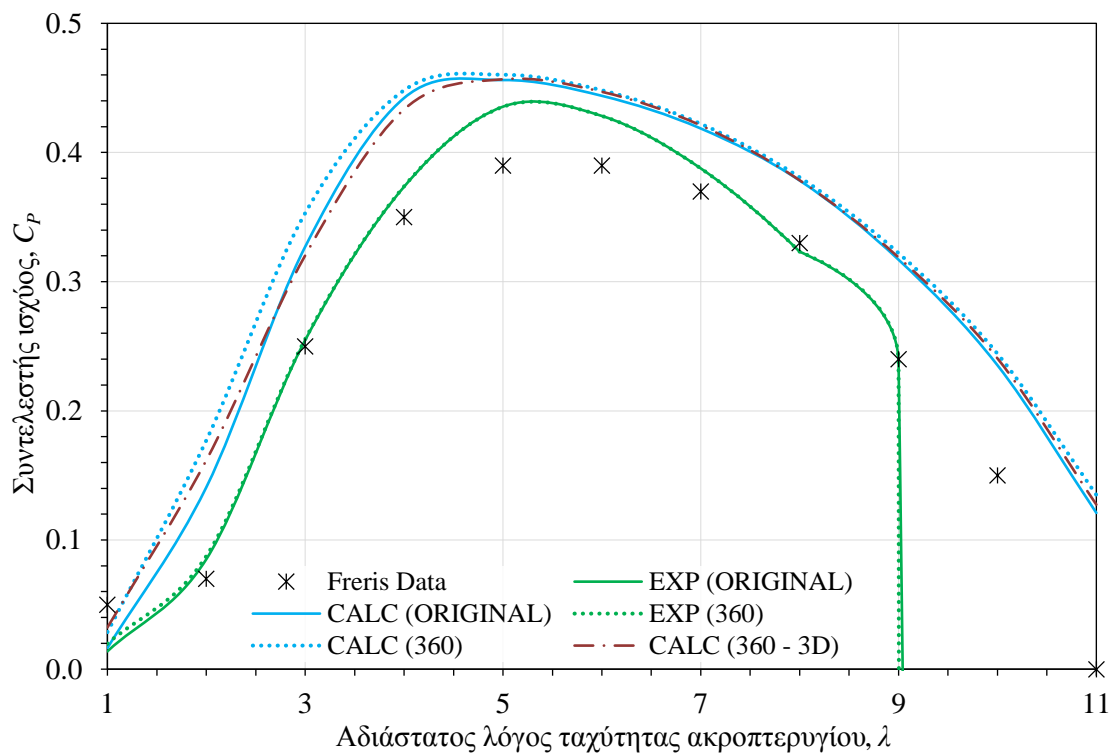


Σχήμα 4.20: Διάγραμμα σημειακής διαφοράς  $dC_p$  ως προς τα πειραματικά δεδομένα για διαφορετικά αεροδυναμικά δεδομένα (Tjaereborg).

Η επιλογή της εντολής AIRFOIL\_MODE στο PROPID με 5 αεροτομές ομοιόμορφα του πτερυγίου φαίνεται πως λειτουργεί πιο αποτελεσματικά σε σχέση με τα υπόλοιπα εγχειρήματα προσδιορισμού των αεροδυναμικών δεδομένων στο πρόγραμμα. Πέρα του PROPID, εμφανίζονται και οι υπόλοιποι αλγόριθμοι ώστε, τα αποτελέσματα να είναι συγκριτικά μεταξύ τους. Στο Σχήμα 4.20 η διαφορά/ακρίβεια των αλγορίθμων ως προς τα πειραματικά (στο εύρος  $\lambda = 3-12$ ) δίνει όλη την εικόνα για το συμβαίνει με τα εκάστοτε αεροδυναμικά δεδομένα. Ουσιαστικά, απεικονίζεται σημειακά το πώς προκύπτει το μέγεθος της απόλυτης αθροιστικής διαφοράς (στην διάταξη Tjaereborg) που αναφέρθηκε προηγουμένως, χωρίς όμως η διαφορά να είναι σε απόλυτη τιμή.

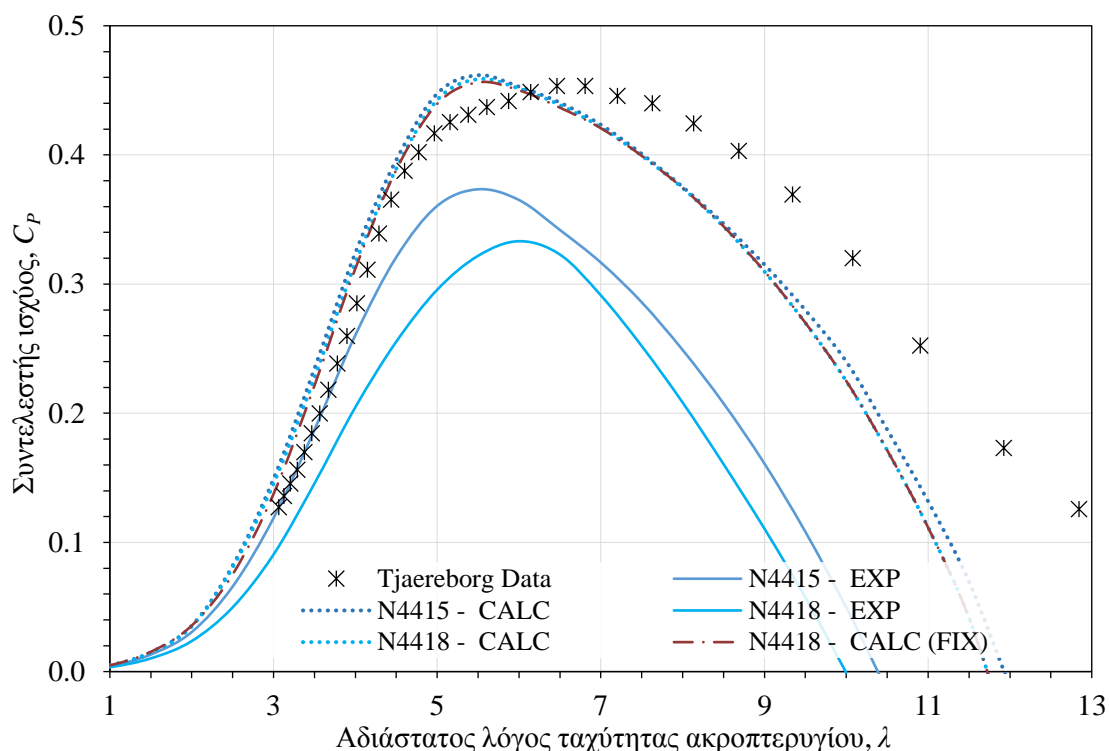
2) Γενικά, τα πειραματικά αεροδυναμικά δεδομένα έχουν καλή ανταπόκριση στην ακρίβεια των αλγορίθμων BEM, αλλά είναι σαφώς πιο δύσκολα να βρεθούν. Ποσό μάλλον να διατίθενται σε όλο το εύρος των  $360^\circ$  μοιρών. Έτσι, τα αριθμητικά/υπολογιστικά αεροδυναμικά δεδομένα των προγραμμάτων XFOIL/XFLR5 ενδεχομένως να αποτελούν πιο πρακτική λύση. Για να γίνει ξεκάθαρη η διαφοροποίηση λήφθηκαν δύο διατάξεις (Tjaereborg και Freris) με σκοπό να βρεθεί η επιρροή των πειραματικών (EXP) και υπολογιστικών (CALC) αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ως προς τον συντελεστή ισχύος. Επιπλέον λήφθηκαν τα αποτελέσματα για διορθωμένα υπολογιστικά όπως το 3D correction και η επέκταση  $360^\circ$  (fix), ξεχωριστά αλλά και μαζί. Η ανάλυση έγινε στο PROPID, τα πειραματικά δεδομένα λήφθηκαν από την εργασία των Ostowari και Naik (1985) και τα υπολογιστικά δεδομένα από το πρόγραμμα XFLR5.

Τα αποτελέσματα φαίνεται να έρχονται σε αντιπαράθεση. Στην διάταξη του Freris (βλ. Σχήμα 4.21) τα υπολογιστικά δεν προσεγγίζουν την πραγματική απόδοση πάρα την χρήση 3D διορθώσεων και της επέκτασης 360°. Ενώ, στην διάταξη του Tjaereborg (βλ. Σχήμα 4.22) τα πειραματικά είναι εκείνα που δεν ανταποκρίνονται στην πραγματική απόδοση. Από ότι φαίνεται, τα υπολογιστικά δεδομένα οδηγούν σε υπερεκτίμηση της ισχύος καθώς οι διορθώσεις (3D και 360°) δεν επιδρούν τόσο δραστικά στην βελτίωση των αποτελεσμάτων. Θα χρειαστούν παραπάνω διατάξεις για να ληφθεί ένα ασφαλές συμπέρασμα για την καταλληλότητα των υπολογιστικών δεδομένων, ωστόσο η χρήση τους φαίνεται να είναι λειτουργική από τα αποτελέσματα των διατάξεων Burton et al, Frederick-Savino, Tjaereborg και AWEC-60.



Σχήμα 4.21: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για πειραματικά και υπολογιστικά αεροδυναμικά δεδομένα σε αεροτομή NACA4415 (Freris).





Σχήμα 4.22: Διάγραμμα  $C_p - \lambda$  για πειραματικά και υπολογιστικά αεροδυναμικά δεδομένα σε αεροτομές NACA4415 και NACA4418 (Tjaereborg).

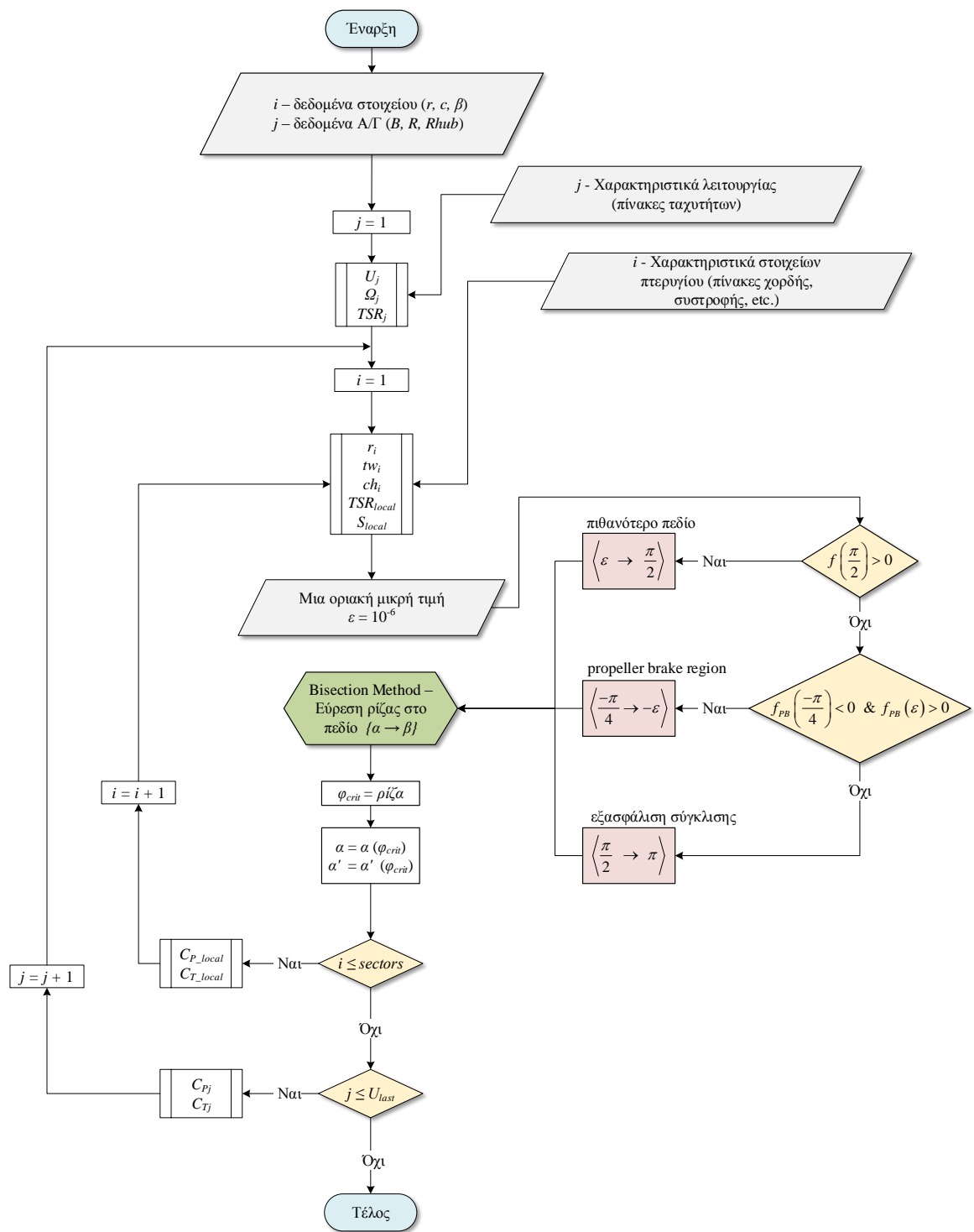
**3)** Η μεθοδολογία BEM σε κώδικες αεροδυναμικής ανάλυσης είναι γνώριμη ως μια επαναληπτική αριθμητική μέθοδος που βασίζεται στην σύγκλιση των συντελεστών επαγωγής με μια προκαθορισμένη ακρίβεια από τον χρήστη. Η επιθυμητή σύγκλιση δεν καθίσταται πάντα εφικτή κυρίως λόγω της μη γραμμικότητας των εξισώσεων, οπότε είναι πολύ σύνηθες στους κώδικες BEM να θέτονται πολλές υπορουτίνες με εναλλακτικές αρχικοποιήσεις τιμών ( $\alpha$  και  $\alpha'$ ) και ταυτόχρονη χαλάρωση τους.

Τα τελευταία χρόνια έχουν υπάρξει αρκετές προτάσεις για την αντιμετώπιση του προβλήματος, όπως για παράδειγμα οι Masters et al. (2011) δοκίμασαν μέσω γενετικού αλγόριθμου Monte Carlo να παράγουν βέλτιστες αρχικοποιημένες τιμές για τους επαγωγικούς συντελεστές. Κοινώς, προσπάθησαν να διαχειριστούν την επίλυση των εξισώσεων σαν μια διαδικασία βελτιστοποίησης για την παραγωγή τοπικού ελάχιστου. Βέβαια κάτι τέτοιο δρα εις βάρος της χρηστικότητας του κώδικα διότι ο υπολογιστικός χρόνος αυξάνεται σημαντικά σε σχέση με έναν συμβατικό BEM.

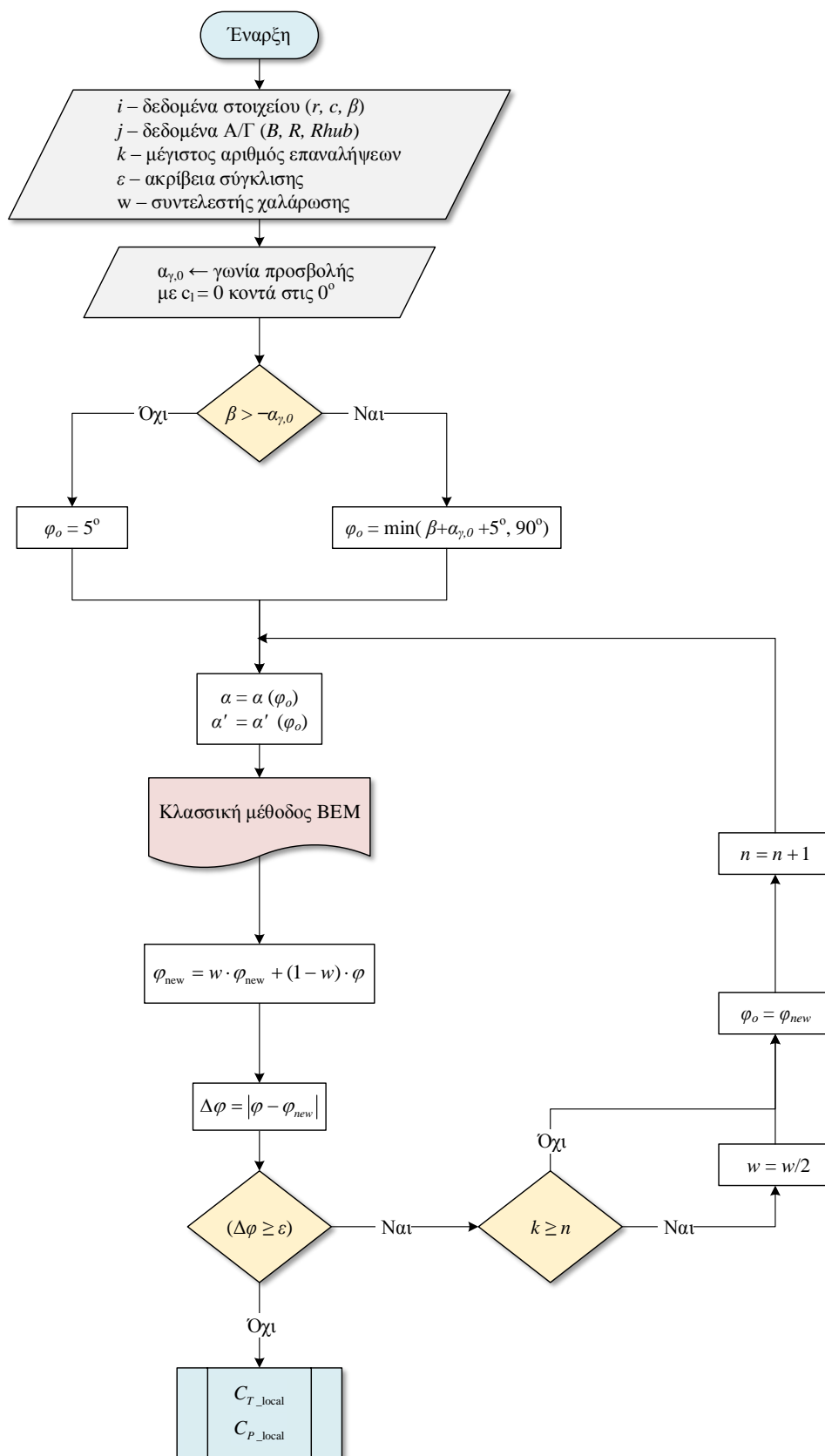
Ο Ning (2014) στην εργασία του παίρνει μια εντελώς διαφορετική προσέγγιση στην επίλυση των εξισώσεων μετατρέποντας τον αλγόριθμο σύγκλισης σε αλγόριθμο επιλεκτικής εύρεσης ρίζας. Και έτσι, καταφέρνει να επιλύσει πλήρως το πρόβλημα σύγκλισης, ενώ ταυτόχρονα εξασφαλίζει ένα γρηγορότερο αλγόριθμο από οποιονδήποτε συμβατικό αλγόριθμο BEM που βασίζεται στην σύγκλιση των επαγωγικών συντελεστών. Τέτοια δομή έχει ο κώδικας PY-BEM και στο Σχήμα 4.23 απεικονίζεται ένας τέτοιος αλγόριθμος BEM με σύγκλιση μέσω εύρεσης ρίζας.

Εξίσου, ενδιαφέρουσα είναι η λύση που προτάθηκε από τους Sun et al. (2017) που επισυνάπτονται τρεις νέες εναλλακτικές μέθοδοι για να εξάλειψη του προβλήματος της σύγκλισης από έναν συμβατικό αλγόριθμο BEM. Αυτό, εν συντομία επιτυγχάνεται από την αποφυγή των λεγομένων singularities που οδηγούν στην μη-σύγκλιση των αποτελεσμάτων και με την χρήση μεταβαλλόμενου συντελεστή υποχαλάρωσης. Τα αποτελέσματα της προσέγγισης τους είναι εξίσου σημαντικά διότι επιλύεται το πρόβλημα σύγκλισης μέσω μερικών γραμμών κώδικα σε έναν οποιοδήποτε συμβατικό αλγόριθμο BEM. Ένα τέτοιος αλγόριθμος απεικονίζεται στο Σχήμα 4.24, και πιο συγκεκριμένα ακολουθεί την τρίτη μέθοδο της εργασίας.

Τα προβλήματα σύγκλισης είναι ένα πιθανό ζήτημα που μπορεί να προκύψει σε ένα «κλασσικό» αλγόριθμο BEM και για αυτό έχουν προταθεί οι παραπάνω λύσεις για την καταπολέμηση τους.



Σχήμα 4.23: Η δομή λειτουργίας για εγγυημένη σύγκλιση σε αλγορίθμους BEM που προτάθηκε από τον Ning (2014) μέσω της μεθόδου εύρεσης ρίζας.



Σχήμα 4.24: Η δομή λειτουργίας για εγγυημένη σύγκλιση σε αλγορίθμους BEM που προτάθηκε από τους Sun et al.(2017) μέσω μιας μικρής μεταβολής συμβατικού κώδικα.

4) Οι συντελεστές διόρθωσης που εισάγονται στους αλγορίθμους BEM είναι ίσως ο δεύτερος πιο σημαντικός παράγοντας εξαγωγής ακριβέστερων αποτελεσμάτων. Όπως έγινε αντιληπτό και στην μεθοδολογία BEM (Κεφ. 2), η καθαυτή θεωρία κάνει πολλές υποθέσεις που στην πραγματικότητα δεν ισχύουν. Έτσι, οι συντελεστές διόρθωσης δρουν με τέτοιο τρόπο ώστε να συμπεριλάβουν τα φυσικά φαινόμενα που παραλήφθηκαν από την βασική θεωρία.

Κατά την διάρκεια ανάλυσης των δύο σετ διατάξεων εξετάσθηκαν πολλοί από τους συντελεστές διόρθωσης. Εν συντομία, οι συντελεστές με την μεγαλύτερη επίδραση που βρέθηκαν είναι οι διορθώσεις ακροπτερυγίου, τα μοντέλα “windmill brake state” (διορθώσεις υψηλών φορτίων) και οι βελτιώσεις στην κλασσικής θεωρία ορμής. Αντίστοιχα, για ανάλυση ανεμοκινητήρα σε φαινόμενα ροής με κλίση η χρήση των διορθώσεων πλαγιολίσθησης είναι απαραίτητη. Παραπάνω πληροφορίες για τους συντελεστές διόρθωσης δίνονται στο Κεφαλαίο 2.4.

5) Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν τα θετικά και αρνητικά για κάθε αλγόριθμο/πρόγραμμα BEM που χρησιμοποιήθηκε στην ανάλυση. Έτσι, θα δοθεί μια γενική ιδέα για την χρήση που ενδείκνυται το καθένα.

#### **PY-BEM / WTABLE:**

Ο PY-BEM ξεκίνησε ως ένας απλός κώδικας BEM βασισμένος στον WTABEL για την μεταφορά του στην προγραμματιστική γλώσσα Python. Εν τέλει, εξελίχθηκε σε έναν πολύ ακριβή αλγόριθμο λαμβάνοντας υπόψη πολλές βελτιστοποιήσεις που έγιναν σε άλλους αντίστοιχους BEM κώδικες (όπως η προσθήκη της βιβλιοθήκης Airfoil Preppy για την άμεση διόρθωση των υπολογιστικών αεροδυναμικών δεδομένων). Η δομή του κώδικα είναι τέτοια ώστε να μπορεί να χρησιμοποιηθεί (με την κατάλληλη επεξεργασία βέβαια) και σε άλλες εφαρμογές πέρα της αεροδυναμικής ανάλυσης. Όπως για παράδειγμα, η ένταξη του σε ένα γενετικό κώδικα σχεδιασμού πτερυγίων για βέλτιστη αεροδυναμική απόδοση ή την χρήση του για τον υπολογισμό απόρρου (wake model) μιας HAWT σε εφαρμογές CFD ή και ακόμη ως προδιεργασία σε κάποιο άλλο κώδικα αεροελαστικότητας και αεροακουστικής ανάλυσης ενός ανεμοκινητήρα. Ένα από τα σημαντικότερα πλεονεκτήματα του κώδικα σε σχέση τους υπόλοιπους είναι η ταχύτητα του, αφού χρησιμοποιώντας τη μέθοδο εύρεσης ρίζας (bisection method) επιτυγχάνεται πάντα γρήγορη και αποτελεσματική σύγκλιση. Το μοναδικό μειονέκτημα του κώδικα είναι ότι δεν έχει user-friendly περιβάλλον ή κάποιο GUI για την λειτουργία του. Ο χρήστης θα πρέπει να γνωρίζει την γλώσσα προγραμματισμού python για οποιαδήποτε επεξεργασία ή τρέξιμο του αλγορίθμου.

Ο WTABEL σχολιάστηκε και προηγουμένως για τις περιορισμένες δυνατότητες του, πάρα τα ικανοποιητικά αποτελέσματα στο πρώτο σετ διατάξεων αποτελεί έναν λιγότερο προηγμένο κώδικα σε σχέση με τους υπόλοιπους. Η έλλειψη της δυνατότητας χρήσης πολλαπλών αεροδυναμικών δεδομένων το καθιστά ακατάλληλο για ανάλυση σε πτερύγια με σύνθετη γεωμετρία. Είναι ωστόσο σημαντικό να αναφερθεί πως τα αποτελέσματα

του προσεγγίζουν αυτά του PROPID σε πολλές περιπτώσεις. Με την κατάλληλη επεξεργασία θα μπορεί να ανταποκριθεί εξίσου όπως ο αλγόριθμος PY-BEM σαν ένας εναλλακτικός κώδικας για τους χρήστες με γνώσεις σε γλώσσα Matlab/Octave.

### **PROPID / WT\_Perf:**

Τα επόμενα δύο προγράμματα/αλγόριθμοι συγκαταλέγονται στην ίδια κατηγορία με βασικότερο πλεονέκτημα τους την ακριβή αεροδυναμική ανάλυση. Από τα δύο σαι διατάξεων το PROPID είναι το πρόγραμμα με την καλύτερη ανταπόκριση στα πειραματικά δεδομένα. Αντίστοιχα, το WT\_Perf ανταποκρίνεται εξίσου καλά βάση των δοκίμων που πραγματοποιήθηκαν.

Και τα δύο κουβαλάνε εμπειρία χρόνων και έχουν χρησιμοποιηθεί πολλάκις ως κύριο μέσω πιστοποίησης αλγορίθμων BEM. Θα μπορούσαν να χαρακτηριστούν έως τα πιο αξιόπιστα προγράμματα BEM που διατίθενται ελεύθερα. Τα δύο προγράμματα κάνουν αεροδυναμική ανάλυση στροφείων μέσω της μεθοδολογίας BEM με το καθένα να χρησιμοποιεί διαφορετικούς συντελεστές διόρθωσης. Η κύρια διαφορά τους είναι πως το PROPID είναι ταυτόχρονα και σχεδιαστικό εργαλείο που διαθέτει αρκετές δυνατότητες σχεδιασμού. Και τα δύο είναι γραμμένα σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran και δίνονται ως ολοκληρωμένα προγράμματα που για το τρέξιμο τους χρειάζονται κάποια αρχεία εισόδου με εντολές. Η πλατφόρμα που γίνεται το τρέξιμο τους είναι το MS-DOS και αποτελεί μια βολική αλλά όχι τόσο user-friendly λύση για τον απλό χρήστη.

### **QBLADE:**

Το QBlade είναι το καλύτερο πρόγραμμα σχεδιασμού με διαφορά από τα υπόλοιπα. Είναι άμεσο, εύχρηστο και περιέχει όλες τις δυνατότητες που επιζητά ένας σχεδιαστής στροφείων ανεμοκινητήρων. Το πρόγραμμα κάνει και άλλες λειτουργίες όπως, αεροακουστική ανάλυση θορύβου, αεροελαστική ανάλυσή σε ασταθή ροή (FAST module), ανάλυση κατασκευής μέσω FEA, προσομοίωση ανεμοκινητήρα σε τυρβώδες χρονομεταβαλλόμενο πεδίο ροής κλπ.

Τα αποτελέσματα του προγράμματος δεν είναι τόσο εύστοχα όσο των υπολοίπων ωστόσο διαθέτει GUI περιβάλλον και είναι το πιο user-friendly πρόγραμμα της ανάλυσης.

6) Κλείνοντας το κεφάλαιο σύγκρισης των αλγορίθμων/προγραμμάτων είναι σημαντικό να αναφερθεί ο ρόλος των πειραματικών διατάξεων στην πιστοποίηση της μεθοδολογίας. Μπορεί τα διαγράμματα συντελεστών ισχύος σε ένα εύρος λειτουργίας να διατίθενται αλλά στοιχεία για τους επαγωγικούς συντελεστές ή τον συντελεστή ώσης στο πεδίο λειτουργίας ενός ανεμοκινητήρα να μην διατίθενται. Έτσι, η σύγκριση των αλγορίθμων γίνεται αναγκαστικά μέσω των διαγραμμάτων απόδοσης (κοινώς τα διαγράμματα ισχύος) χωρίς να υπάρχουν στοιχεία από τις άλλες παραμέτρους της διάταξης. Θεωρητικά θα ήταν προτιμότερο να γίνει η σύγκριση σε όλες τις μεταβλητές που αναφέρθηκαν, οπότε να υπάρξει μια σαφέστερη εικόνα στο τι κάνει ένα αλγόριθμο να διαφοροποιείται και κατ' επέκταση, θα μπορούσαν να προαχθούν καλύτερα συμπεράσματα για την φύση της αεροδυναμικής ανάλυσης BEM.

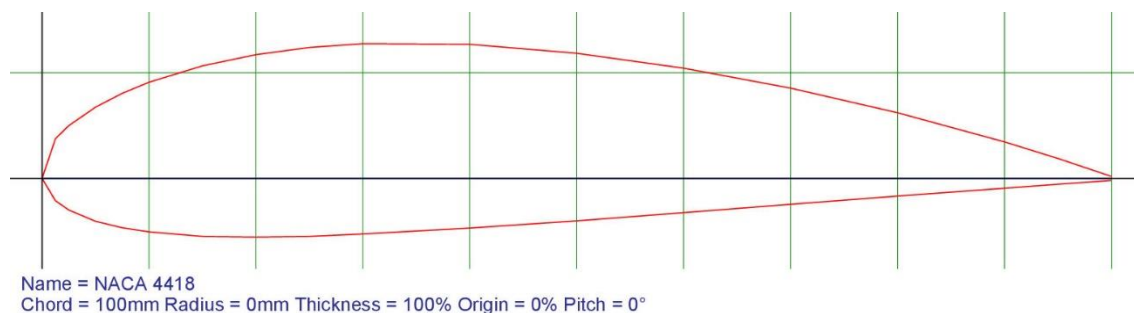
## 5 ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΑ

Στο κεφάλαιο αυτό θα σχεδιαστούν δρομείς για δύο διαφορετικές περιπτώσεις, ο ένας απλής γεωμετρίας και φθηνής κατασκευής για πειραματικούς σκοπούς και ο άλλος με υψηλή αεροδυναμική απόδοση για μεγάλη διάταξη ανεμοκινητήρα.

Το λογισμικό που επιλέχθηκε για την διαδικασία σχεδιασμού είναι το QBlade (Marten et al. 2013) λόγω της άμεσης δυνατότητας σύγκρισης των αποτελεσμάτων, της ευκολίας σχεδιασμού του στροφείου και του φιλικού περιβάλλοντος που παρέχει στο χρήστη.

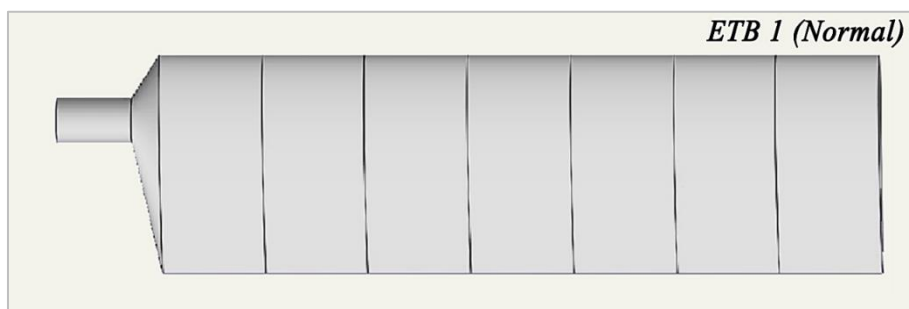
### 5.1 ΜΟΝΤΕΛΟ ΣΤΡΟΦΕΙΟΥ ΓΙΑ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΕΣ ΔΟΚΙΜΕΣ

Ο σχεδιασμός του συγκεκριμένου στροφείου έχει ως στόχο την πειραματική κατασκευή ενός κλιμακωτού μοντέλου για την μέτρηση της απόδοσης του μέσω αεροσήραγγας. Μια κατασκευή που θα μπορεί να υλοποιηθεί σχετικά ευκολά και στην συνέχεια να πραγματοποιηθεί σύγκριση των θεωρητικών με των πειραματικών τιμών απόδοσης. Η βασικότερη παράμετρος είναι γεωμετρική απλότητα των πτερυγίων, κάτι τέτοιο συνεπάγεται με την επιλογή αεροτομών που είναι σχεδόν συμμετρικές όπως για παράδειγμα η NACA 4418 στο Σχήμα 5.1. Επίσης, η συστροφή των πτερυγίων ή αλλιώς το λεγόμενο «twist» που παρατηρείται στα πτερύγια σε πολλούς ανεμοκινητήρες θα χρειαστεί να παραληφθεί στο σχεδιασμό των πτερυγίων λόγω κατασκευαστικής δυσκολίας, πάρα το γεγονός ότι αποδίδουν καλύτερα αεροδυναμικά. Ακόμη καταμήκος του πτερυγίου, η κακόνομη τους πάχους του (δηλαδή, η χορδή) θα είναι γραμμική και όχι καμπυλόγραμμη. Το πάχος του πτερυγίου σε σχέση με το μήκος του συνηθίζεται να είναι πολύ μικρότερο και ο λόγος που συμβαίνει αυτό είναι εξασφαλίζει μικρών δυνάμεων ώσης και η ταυτόχρονη μεγιστοποίηση της ροπής των πτερυγίων. Στην κατασκευή μια πειραματικής αεροτομής δεν υπάρχει η δυνατότητα αυτή διότι συνήθως εντός των πτερυγίων τοποθετούνται μανομετρικοί σωλήνες για την μέτρηση της πίεσης περιμετρικά της αεροτομής με αποτέλεσμα να χρειάζεται αύξηση πλάτους στο πτερύγιο. Η καθαυτή μέτρηση της πίεσης οδηγεί στην εύρεση των αεροδυναμικών συντελεστών  $c_d$  και  $c_l$  όπου σε μετέπειτα στάδιο εισάγονται ως δεδομένα σε ένα υπολογιστικό λογισμικό για την πρόβλεψη της απόδοσης του στροφείου. Έτσι, τα συγκριτικά αποτελέσματα θα έχουν μεγαλύτερη πιστότητα και ερευνητικό κύρος.



Σχήμα 5.1: Η αεροτομή NACA 4418 στο Airfoil Plotter.

Μια αεροσήραγγα παρέχει τη δυνατότητα δημιουργίας τυρβώδους ροής αέρα με σταθερή ταχύτητα. Ανάλογα με τη διάταξη οι παραγόμενες ταχύτητες ροής κυμαίνονται σε διάφορες τιμές, για να απλοποιηθεί η διαδικασία περαιτέρω θα θεωρηθεί ως παράμετρος η λειτουργία του στροφείου σε χαμηλό εύρος ταχυτήτων. Για ταχύτητα ροής αέρα  $U=10\text{m/s}$ ,  $Re=10^5$  και  $N_{crit}=1$  το οποίο, αποτελεί μια παράμετρο που προσδιορίζεται από το χρήστη και βασίζεται στην μέθοδο  $e^n$  (Van Ingen 2008) για την προσομοίωση της μεταβαλλόμενης ροής. Με  $N_{crit}=1$  προσομοιώνονται οι επιδράσεις μιας αεροσήραγγας με υψηλή τυρβώδη ροή και ταυτόχρονα η επίδραση της τραχύτητας στις επιφάνειες των πτερυγίων.



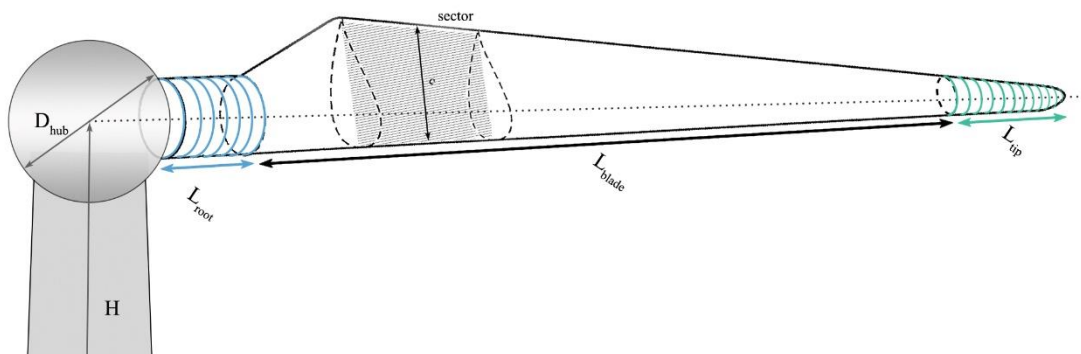
Σχήμα 5.2: Η απεικόνιση του σχεδιαζόμενου πτερυγίου ETB1.

Το μέγεθος του μοντέλου στροφείου μαζί με τον πύργο στήριξης θα είναι τόσο ώστε να μπορεί να εισαχθεί εντός της αεροσήραγγας. Στο παράδειγμα αυτό θα θεωρηθούν κάποιες αρχικές διαστάσεις όπως το ύψος του στροφείου ανέρχεται στα 1.2m αντίστοιχα ο πύργος θα είναι μήκους 1m. Στο Σχήμα 5.2 φαίνεται το αρχικό μοντέλο στροφείου με τα πτερύγια ETB1, ενώ τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά φαίνονται στον ακόλουθο πίνακα και στο Σχήμα 5.3.

Πίνακας 5.1: Τα χαρακτηριστικά του αρχικού μοντέλου στροφείου με πτερύγια ETB1.

ETB1			
Αεροτομή: NACA 4418			
	Συμβολισμός	Τιμή	Μονάδα μέτρησης
Πεδίο λειτουργίας	$\lambda_{\text{πεδίο}}$	4.0 - 6.0	-
Αριθμός πτερυγίων	$B$	3	-
Γωνία προσβολής	$\alpha_\gamma$	6	deg
Διάμετρος πλήμνης	$D_{hub}$	10	cm
Ύψος πύργου στήριξης	$H$	80	cm
Μήκος χορδής	$c$	15	cm
Μήκος βασικού πτερυγίου	$L_{blade}$	50	cm
Μήκος στη ρίζα του πτερυγίου	$L_{root}$	5	cm
Μήκος ακροπτερυγίου	$L_{tip}$	0	cm





Σχήμα 5.3: Τα χαρακτηριστικά μεγέθη ενός Α/Κ

Τα χαρακτηριστικά που προσδοθήκαν θα μεταβληθούν ώστε να προκύψει η βέλτιστη διαστασιολόγηση του στροφείου, διατηρώντας το αρχικό μοντέλο των πτερυγίων ETB1 σταθερό και αλλάζοντας μονάχα μια παράμετρο τη φορά. Ανάλογα με τα αποτελέσματα που θα προκύψουν επαναλαμβάνεται η ίδια διαδικασία (προσαρμογής των παραμέτρων σχεδιασμού) έως ότου το στροφείο λάβει τα επιθυμητά χαρακτηριστικά. Παρακάτω ακολουθούν τα αποτελέσματα για διάφορες δοκιμαστικές μεταβολές στο στροφείο με τα πτερύγια ETB1 με στόχο την δημιουργία ενός αποδοτικότερου στροφείου.

Αρχικά, για την μεταβολή της διαμέτρου πλήμνης δεν παρατηρούνται κάποιες αισθητές αλλαγές. Με την μείωση της διαμέτρου ( $D_{hub}$ ) στα 8 cm προκύπτουν υψηλότερες τιμές συντελεστή ισχύος σε σχέση με την υπάρχουσα. Ενώ, για την αύξηση της διαμέτρου στα 15 cm προκύπτουν πανομοιότυπες τιμές με την υπάρχουσα διάμετρο (10 cm). Έχοντας κατά νου την παράμετρο των χαμηλών ταχυτήτων λειτουργίας σε μελλοντικό μοντέλο στροφείου με πτερύγια ETB2, θα προτιμηθεί η μείωση της διαμέτρου του ρότορα.

Η αύξηση του μήκους της ρίζας ( $L_{root}$ ) του πτερυγίου σε 10cm οδηγεί σε μείωση του συντελεστή ισχύος της τάξης του 26% κατά μέσο όρο σε όλο το πεδίο τιμών  $\lambda$ . Ενώ, για μηδενικό μήκος ρίζας δεν παρατηρείται μεγάλη διαφορά σε σχέση με το υπάρχον μήκος (5cm), μονάχα μια αύξηση της τάξης έως 10% για  $\lambda \leq 3$  και μείωση έως 8% για τιμές  $\lambda \geq 6$ .

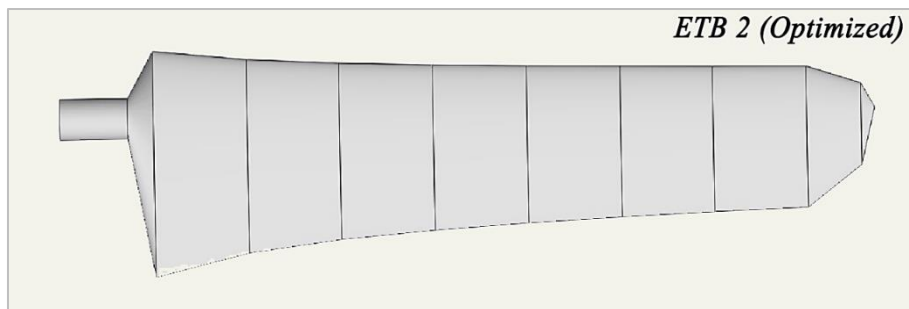
Στην ETB1 δεν υπάρχει μήκος ακροπτερυγίου ( $L_{tip}$ ) όπως συνηθίζεται σε πολλά πτερύγια, κοινώς δεν υπάρχει καμπύλωση στο άκρο του πτερυγίου για γίνει μηδενισμός της χορδής. Έγινε η δομική προσθήκη ακροπτερυγίου 5cm με γραμμική και με καμπυλόγραμμη μείωση της χορδής για την καλύτερη κυκλοφορία του ανέμου στο άκρο του πτερυγίου. Η διαφορά στο συντελεστή ισχύος για  $\lambda \leq 3$  δεν ήταν μεγάλη, όμως για  $\lambda \geq 4$  παρατηρείται αύξηση κατά μέσο όρο της τάξης του 18% με καμπυλόγραμμη και 12% με γραμμική μείωση.

Στην συνέχεια ελέγχεται εάν η μεταβολή της χορδής  $c$  επηρεάζει τον συντελεστή ισχύος. Αυτό που είναι ξεκάθαρο είναι πως για μείωση της χορδής σε 10cm προεκτείνεται το πεδίο λειτουργίας από  $\lambda=7.5$  σε  $\lambda=9$ . Συνεπώς, για τιμές  $\lambda \leq 3$  προκύπτει μείωση σε τάξη

μεγέθους 45% κατά μέσο όρο και για το υπόλοιπο εύρος  $\lambda$  παρατηρείται αύξηση της τάξης 28% κατά μέσο όρο. Αντίστοιχα για αύξηση της χορδής σε 20 cm περιορίζεται το πεδίο λειτουργίας από  $\lambda=7.5$  σε  $\lambda=6.5$  και για  $\lambda \geq 2.5$  προκύπτει μείωση της τάξης ~70% κατά μέσο όρο. Η χορδή μέχρι στιγμής είναι ο βασικότερος παράγοντας που επηρεάζει την απόδοση του στροφείου αλλά και το πεδίο λειτουργίας του.

Προηγουμένως, το μήκος της χορδής έδειξε ποσό σημαντικό είναι για την απόδοση του στροφείου για αυτό και στην συνέχεια θα εξεταστεί η περίπτωση που το μήκος δεν παραμένει σταθερό γραμμικά ( $C(r) \neq \text{σταθερό}$ ) αλλά μεταβάλλεται ακτινικά του πτερυγίου με την μορφή καμπύλης. Για  $\lambda \leq 2.5$  προκύπτει μείωση του συντελεστή ισχύος της τάξης 23% κατά μέσο όρο και για το υπόλοιπο εύρος παρατηρείται σημαντική αύξηση έως και 65% για  $\lambda=7$ . Το πεδίο προεκτείνεται εξίσου από  $\lambda=7.5$  για γραμμικά αμετάβλητη χορδή σε  $\lambda=8.5$  για καμπυλόγραμμη συγκλίνουσα πτερωτή, έτσι επηρεάζει σημαντικά την απόδοση και το πεδίο λειτουργίας του στροφείου.

Μια τελευταία δοκιμή είναι η αλλαγή υπάρχουσας αεροτομής με μια άλλη αντίστοιχης γεωμετρίας, καθώς διατηρούνται όλα τα χαρακτηριστικά της περίπτωσης ETB1 ιδιώς. Η NACA 4412 επιλέχθηκε για την σύγκριση και προέκυψε για  $\lambda \leq 3$  δεν υπάρχει κάποια διαφορά, ενώ για το υπόλοιπο πεδίο  $\lambda$  παρατηρείται αύξηση του συντελεστή ισχύος της τάξης 9% κατά μέσο όρο. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η υπάρχουσα αεροτομή (NACA 4418) για γωνία προσβολής  $\alpha_\gamma=6^\circ$ , έχει τον αδιάστατο λόγο αεροδυναμικού συντελεστή άνωσης προς τον συντελεστή αντίστασης  $c_l/c_d$  ίσο με 41, καθώς η NACA 4412 έχει  $c_l/c_d$  ίσο με 53 που μεταφράζεται σε υψηλότερη ροπή πτερυγίου. Οπότε, είναι λογικό η απόδοση της NACA 4412 να είναι μεγαλύτερη.

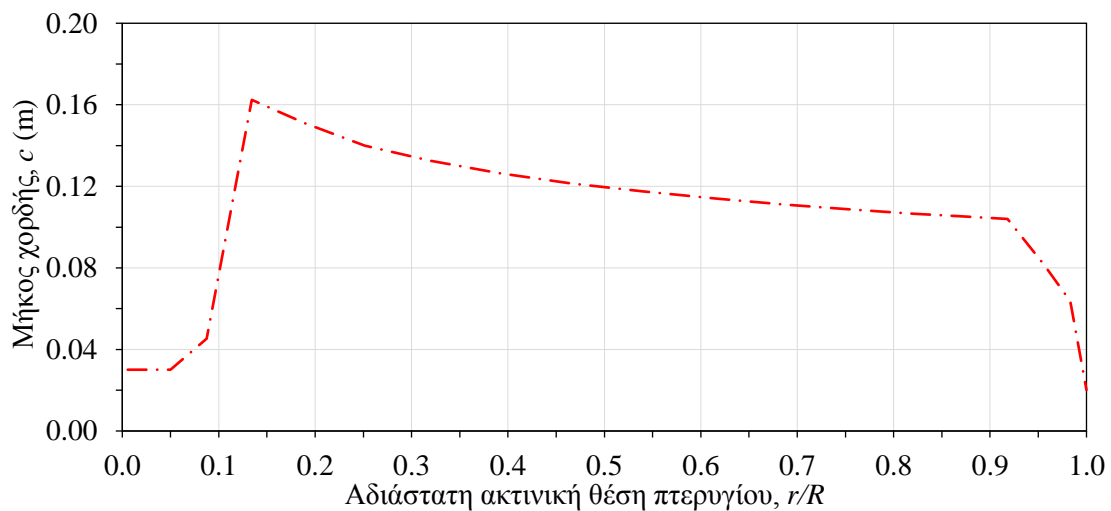


Σχήμα 5.4: Η απεικόνιση του σχεδιαζόμενου πτερυγίου ETB2.

Συνοψίζοντας τις παραπάνω συγκρίσεις που έγιναν, το αρχικό στροφέιο με τα πτερύγια ETB1 βελτιώνεται και δημιουργείται το στροφέιο με τα πτερύγια ETB2. Με την διαφορά πως χρησιμοποιείται η αεροτομή NACA 4412 και η διάμετρος της πλήμνης γίνεται  $D_{hub}=8\text{cm}$ , το μήκος χορδής  $c$  καταμήκος του πτερυγίου θα συγκλίνει καμπυλόγραμμα. Ξεκινώντας μετά το μήκος ρίζας με 16.6cm χορδή, έπειτα θα διατηρείται στην προέκταση του πτερυγίου με χορδή μήκους σχεδόν 10cm και στο τέλος του ακροπτερυγίου η χορδή γίνεται μηδενική. Το μήκος ακροπτερυγίου θα είναι  $L_{tip}=5\text{cm}$ , ενώ το μήκος ρίζας θα παραμείνει ίδιο. Ακολουθούν τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά σε μορφή πίνακα, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 5.4 του ETB2.

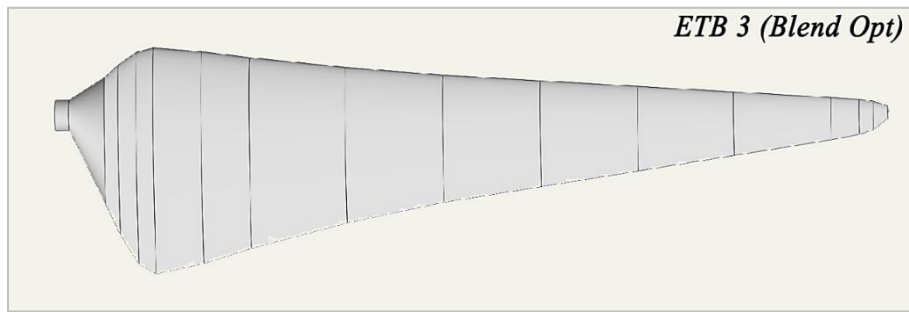
Πίνακας 5.2: Τα χαρακτηριστικά του βελτιωμένου πτερυγίου ETB2.

ETB2			
Αεροτομή: NACA 4412			
Συστροφή, $\beta=6^\circ$ (μοίρες)			
Ακτινική απόσταση $r$ (m)	Μήκος χορδής $c$ (m)	Ακτινική απόσταση $r$ (m)	Μήκος χορδής $c$ (m)
0.04	0.030	0.41	0.114
0.07	0.030	0.45	0.111
0.09	0.045	0.49	0.109
0.12	0.162	0.53	0.107
0.15	0.151	0.56	0.105
0.19	0.140	0.59	0.104
0.23	0.133	0.61	0.082
0.27	0.127	0.63	0.064
0.32	0.121	0.64	0.020
0.36	0.117	0.65	0.000



Σχήμα 5.5: Η κατανομή της χορδής ακτινικά του πτερυγίου ETB2.

Η διαδικασία βελτιστοποίησης του στροφείου ETB2 είχε ως αποτέλεσμα την αύξηση του πεδίου λειτουργίας ως  $\lambda=9$ . Επιτυγχάνοντας την μέγιστη τιμή ισχύος  $C_{p,max}=0.399$  στο  $\lambda=3.5$  ενώ στο αρχικό στροφείο ETB1 η μέγιστη τιμή ισχύος παρουσιάζεται στο  $\lambda=3.25$  με  $C_{p,max}=0.365$ . Για  $\lambda \leq 2.75$  παρατηρείται μείωση της απόδοσης της τάξης του 40% κατά μέσο όρο και για το υπόλοιπο πεδίο τιμών παρατηρείται αύξηση της τάξης 29% κατά μέσο όρο.



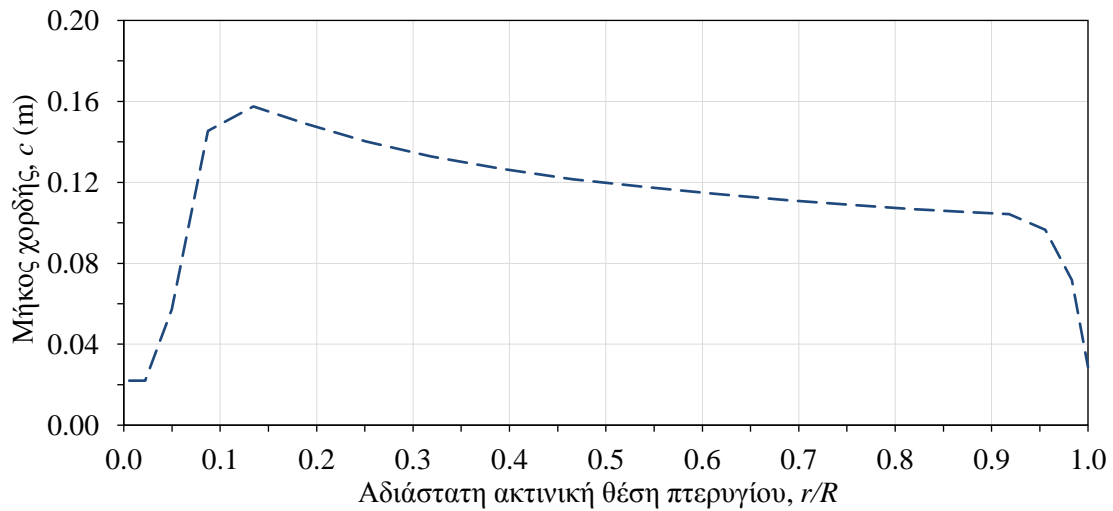
Σχήμα 5.6: Η απεικόνιση του σχεδιαζόμενου πτερυγίου ETB3.

Όπως προαναφέρθηκε το επιθυμητό πεδίο λειτουργίας  $\lambda$  του στροφείου είναι τα 4 έως 6. Για να επιτευχθεί κάτι τέτοιο θα χρειαστεί να διαμορφωθεί ένα νέο στροφείο δοκιμάζοντας πειραματικά διαφορετικές μορφολογίες στην κατά το εκπέτασμα μεταβολή της χορδής. Έτσι προέκυψε το βέλτιστο στροφείο με πτερύγια ETB3 που εμπεριέχει δύο αεροτομές, την NACA 4412 αλλά και την NACA 4418 (Σχήμα 5.6). Η NACA 4412 αποτελεί τον βασικό κορμό του πτερυγίου καταλαμβάνοντας το μεγαλύτερο μέρος, ενώ η NACA 4418 διαμορφώνει το ακροπτερύγιο. Επίσης, μειώθηκε το μήκος ρίζας σε 1cm για να δοθεί μεγαλύτερη βάση στο κορμό και να αυξηθεί η απόδοση του στροφείου. Τέλος, η κατανομή της χορδής έγινε πιο ομαλή και ομοιόμορφη όπως φαίνεται και στο Σχήμα 5.7.

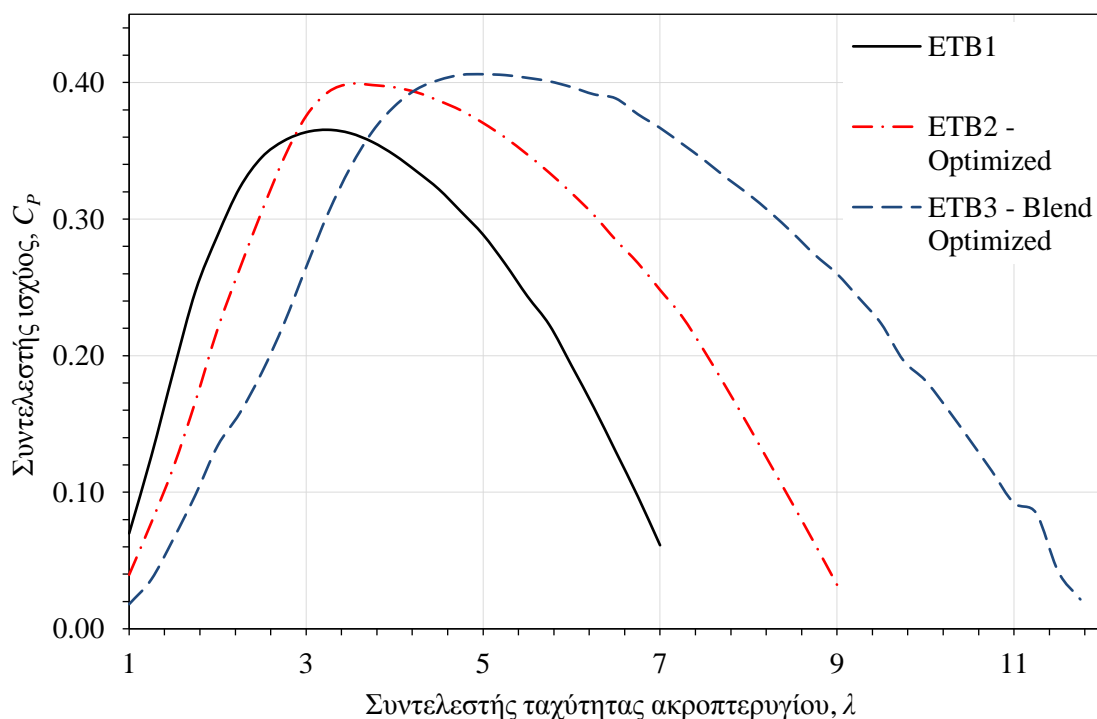
Πίνακας 5.3: Τα χαρακτηριστικά του βέλτιστου πτερυγίου ETB3.

ETB3		
Συστροφή, $\beta=6^\circ$ (μοίρες)		
Ακτινική απόσταση, $r$ (m)	Μήκος χορδής, $c$ (m)	Αεροτομή
0.040	0.022	Κυκλική
0.050	0.022	Κυκλική
0.075	0.090	NACA 4412
0.085	0.120	NACA 4412
0.098	0.150	NACA 4412
0.110	0.160	NACA 4412
0.144	0.150	NACA 4412
0.178	0.135	NACA 4412
0.246	0.110	NACA 4412
0.315	0.090	NACA 4412
0.384	0.075	NACA 4412
0.453	0.060	NACA 4412
0.521	0.045	NACA 4412
0.590	0.030	NACA 4412
0.610	0.025	NACA 4418
0.620	0.020	NACA 4418
0.630	0.009	NACA 4418
0.631	0.000	NACA 4418

Στο συγκριτικό Σχήμα 5.8 γίνεται αντιληπτό πως το αποδοτικότερο στροφείο έχει πτερύγια ETB3 και λειτουργεί βέλτιστα στο επιθυμητό πεδίο λειτουργίας από  $\lambda=4-6$  με συντελεστή ισχύος να διατηρείται σταθερά ίσος με  $C_p=0.4$ . Προκυμμένον, να συμβεί αυτό η απόδοση θα είναι μικρότερη για  $\lambda \leq 3$  σε σχέση με τα στροφεία των πτερυγίων ETB1 και ETB2.



Σχήμα 5.7: Η κατανομή της χορδής ακτινικά του πτερυγίου ETB3.



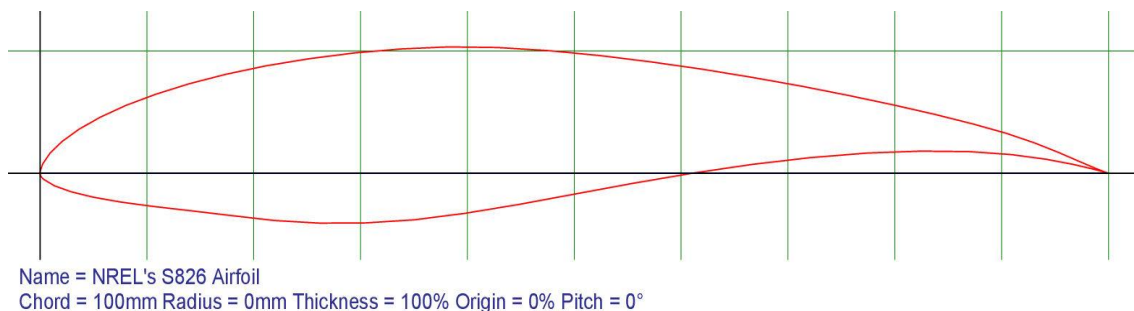
Σχήμα 5.8: Η απόδοση για διάφορες τιμές  $\lambda$  μεταξύ των στροφείων με τα πτερύγια ETB1, ETB2 και ETB3.

Το στροφείο προεκτείνεται μέχρι το  $\lambda=12$  που θα πει πως αποδίδει καλύτερα σε μεγαλύτερες ταχύτητες ανέμου σε σύγκριση με τα άλλα δύο στροφεία. Τα ETB2 και ETB3 δεν

είναι τόσο ευκολά στην κατασκευή τους, όμως δίνουν πολύ καλή εικόνα στο πως οι μικρές γεωμετρικές μεταβολές στα διαφορά μεγέθη του πτερυγίου επηρεάζουν την ολική απόδοση του στροφείου.

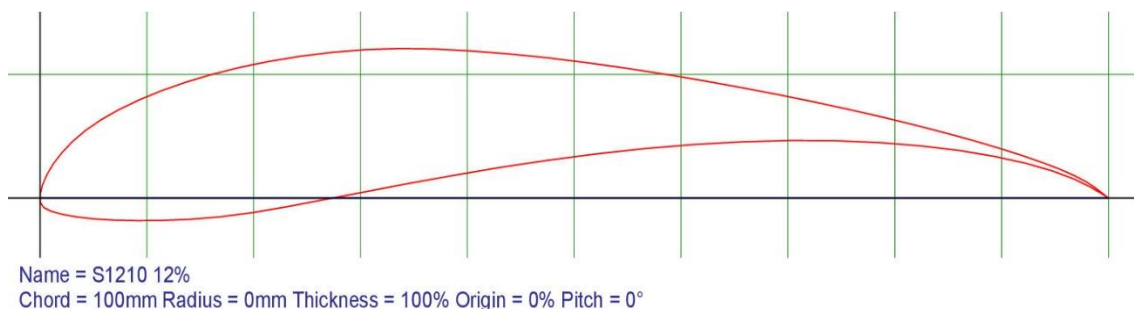
## 5.2 ΣΤΡΟΦΕΙΟ ΥΨΗΛΗΣ ΑΠΟΔΟΣΗΣ ΜΕΓΑΛΟΥ Α/Κ

Σε αντίθεση με την προηγούμενη περίπτωση σχεδιασμού μοντέλου στροφείου, αυτό θα κατασκευαστεί με μονή βασική παράμετρο την υψηλή αεροδυναμική απόδοση. Επιπλέον, η εφαρμογή του στροφείου θα είναι σε ανεμοκινητήρα ονομαστικής ισχύς 1MW με διάμετρο δρομέα και ύψος πύργου στήριξης περίπου 60m.



Σχήμα 5.9: Η αεροτομή S826 της NREL.

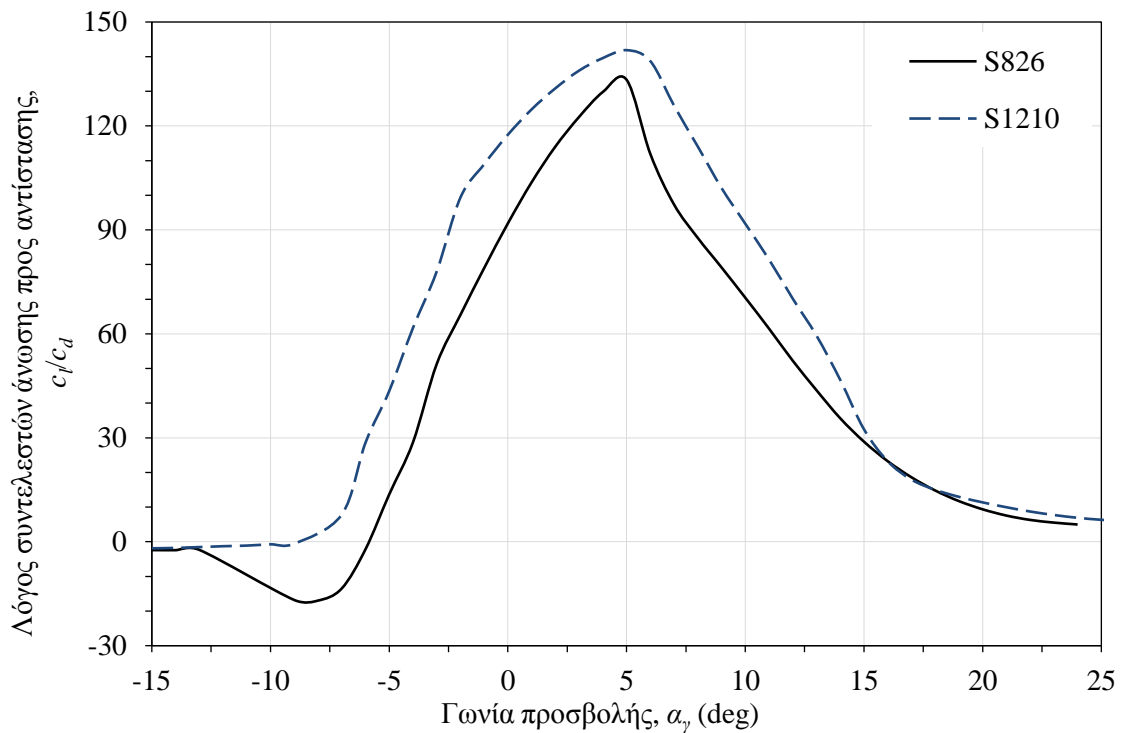
Η πρώτη αεροτομή που επιλέχθηκε είναι S826 της οικογένειας NREL και παρουσιάζει αρκετά καλές επιδόσεις αεροδυναμικά για μικρές γωνίες προσβολής. Στόχος του σχεδιασμού είναι να εκμεταλλευτεί με τον καλύτερο δυνατό τρόπο την μορφολογία των πτερυγίων. Αντίστοιχα, για να υπάρχει κάποιο μετρό σύγκρισης επιλέχθηκε αντίστοιχης γεωμετρίας αεροτομή από την UIUC, η Selig 1210 όπου παρουσιάζει υψηλή δύναμη άνωσης για μικρές τιμές Reynolds.



Σχήμα 5.10: Η αεροτομή Selig1210 της UIUC.

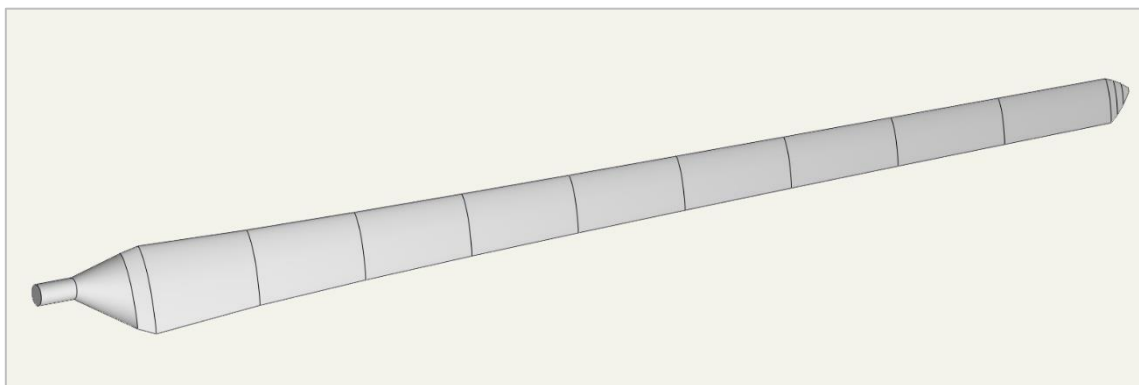
Βασική μεριμνά είναι εύρεση των γωνιών που παρουσιάζουν μέγιστο λόγο δυνάμεων άνωσης προς αντίστασης. Στο Σχήμα 5.11 γίνεται αντιληπτό πως και οι δύο αεροτομές παρουσιάζουν το μέγιστο λόγο  $L/D$  για γωνία προσβολής  $\alpha_\gamma=5^\circ$ , όπου η αεροτομή S826 έχει  $L/D_{(MAX)}=133$  ενώ η S1210 έχει  $L/D_{(MAX)}=142$ . Για γωνίες μεγαλύτερες των  $\alpha_\gamma \geq 16^\circ$ , οι τιμές του λογου  $c_l/c_d$  είναι σχεδόν ίσες και για το υπόλοιπο εύρος γωνιών η αεροτομή Selig 1210 παρουσιάζει σταθερά υψηλότερες τιμές  $L/D$  της τάξης  $\sim 24\%$  κατά μέσο όρο.

Η προσομοίωση για τα αεροδυναμικά αποτελέσματα έγινε για αριθμό  $Re=10^6$  και παράμετρο  $N_{crit}=7$ .

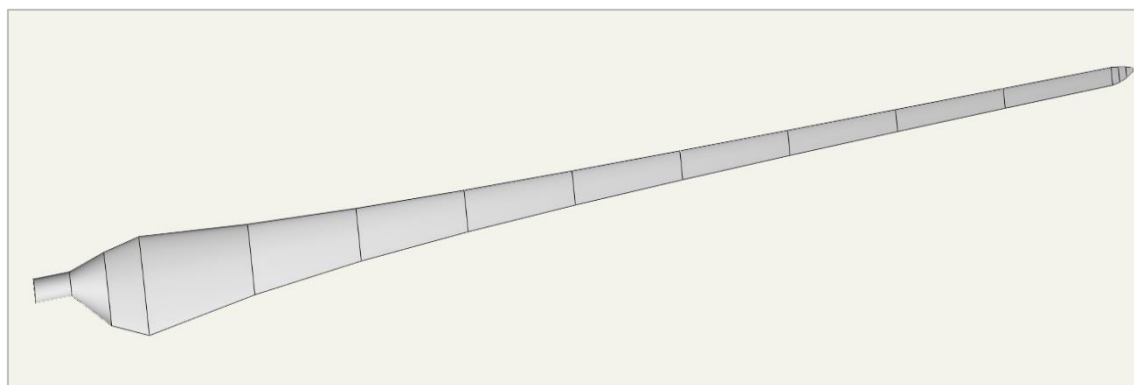


Σχήμα 5.11: Ο λόγος των αεροδυναμικών συντελεστών συναρτήσει της γωνίας προσβολής για τις αεροτομές S826 και Selig1210.

Η διαδικασία διαστασιολόγηση έγινε ξεκάθαρη στο σχεδιασμό του πειραματικού στροφείου (Κεφάλαιο 5.1), έπειτα από πολλές βελτιώσεις και μορφοποιήσεις της γεωμετρίας προκύπτουν τα πτερύγια: HPB1 με την χρήση της αεροτομής S826 (ευθεία γραμμή) και HPB2 με αεροτομή την Selig 1210 (διακεκομμένη γραμμή).



Σχήμα 5.12: Το CAD μοντέλο του πτερυγίου HPB1.



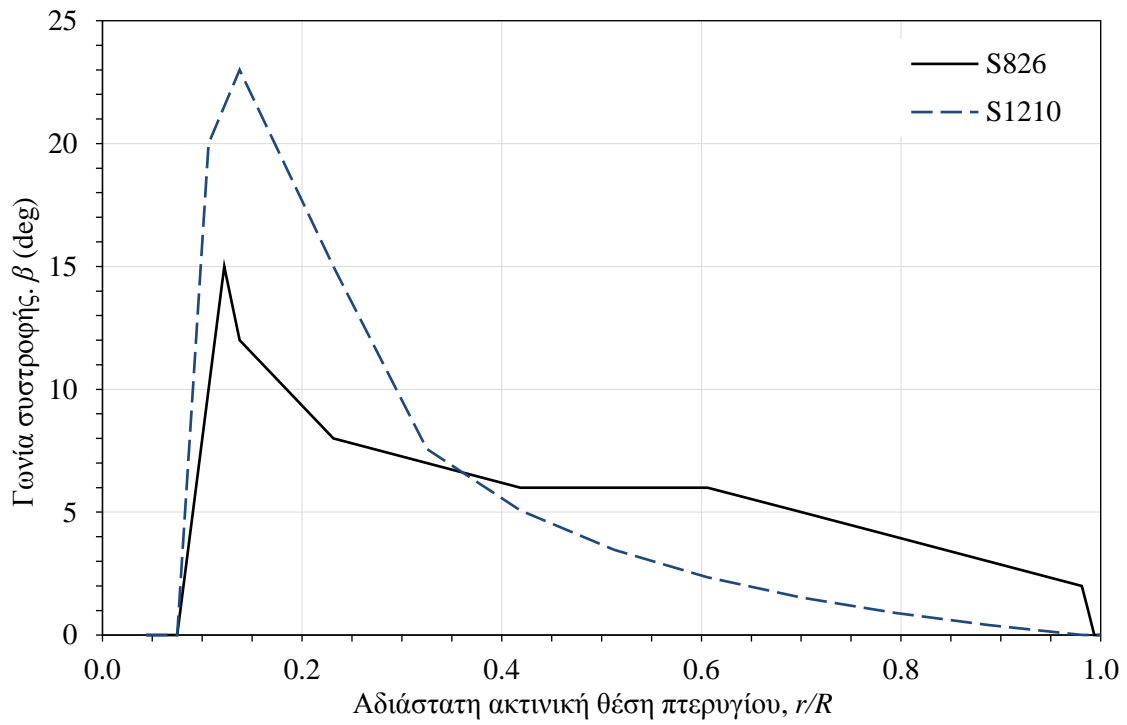
Σχήμα 5.13: Το CAD μοντέλο του πτερυγίου HPB2.

Για να επιτευχθεί η βέλτιστη απόδοση των στροφείων, χρειάστηκε να δοθεί μεταβαλλόμενη συστροφή κατά μήκος των πτερυγίων και ταυτόχρονα η διαμόρφωση μιας ομοιόμορφης κατανομής πλάτους που παρουσιάζεται στα παρακάτω σχήματα (Σχήμα 5.14 και Σχήμα 5.15).

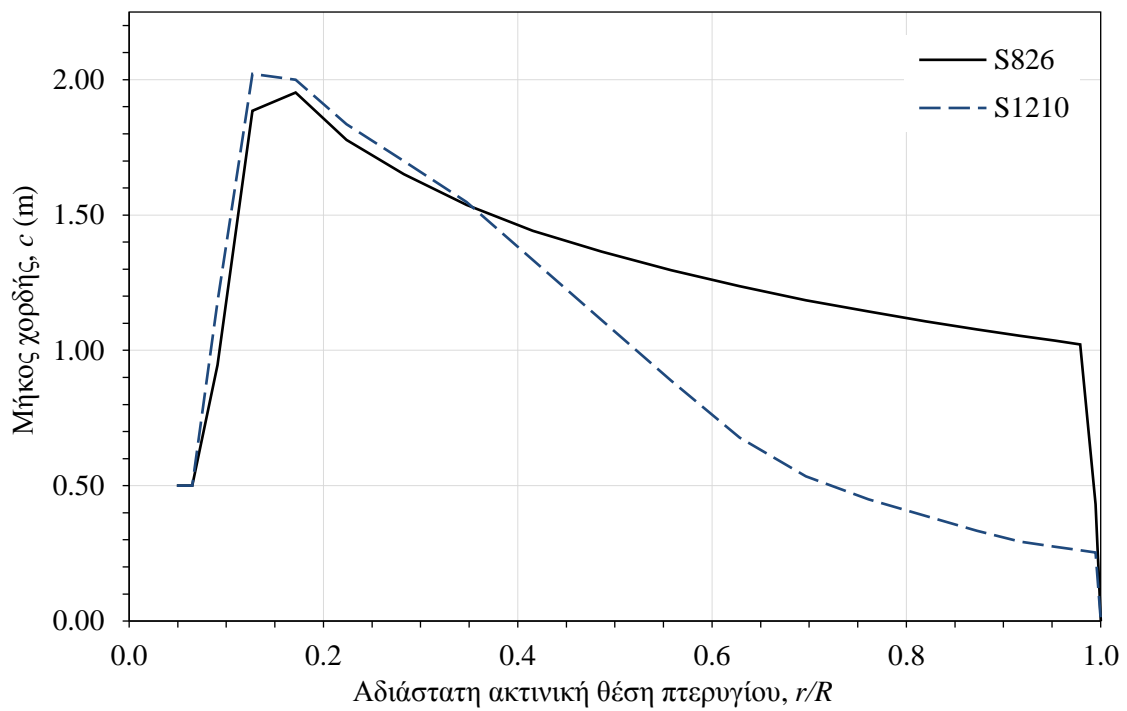
Πίνακας 5.4: Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων HPB1 και HPB2.

HPB1				HPB2			
Ακτινική απόσταση $r$ (m)	Μήκος χορδής $c$ (m)	Συστροφή $\beta$ (μοίρες)	Αεροτομή	Ακτινική απόσταση $r$ (m)	Μήκος χορδής $c$ (m)	Συστροφή $\beta$ (μοίρες)	Αεροτομή
1.4	0.50	0.00	Κυκλική	1.4	0.50	0.00	Κυκλική
2.4	0.50	0.00	Κυκλική	2.4	0.50	0.00	Κυκλική
3.9	1.80	15	S826	3.4	1.90	20.00	S1210
4.4	2.07	12	S826	4.4	2.10	23.00	S1210
7.4	1.75	8	S826	7.4	1.80	15.00	S1210
10.4	1.57	7	S826	10.4	1.60	7.57	S1210
13.4	1.44	6	S826	13.4	1.30	5.07	S1210
16.4	1.34	6	S826	16.4	1.00	3.46	S1210
19.4	1.25	6	S826	19.4	0.70	2.35	S1210
22.4	1.18	5	S826	22.4	0.50	1.53	S1210
25.4	1.12	4	S826	25.4	0.40	0.90	S1210
28.4	1.07	3	S826	28.4	0.30	0.41	S1210
31.4	1.02	2	S826	31.4	0.25	0.01	S1210
31.6	0.80	1	S826	31.6	0.20	0.00	S1210
31.8	0.50	0	S826	31.8	0.15	0.00	S1210
32.0	0.10	0	S826	32.0	0.10	0.00	S1210



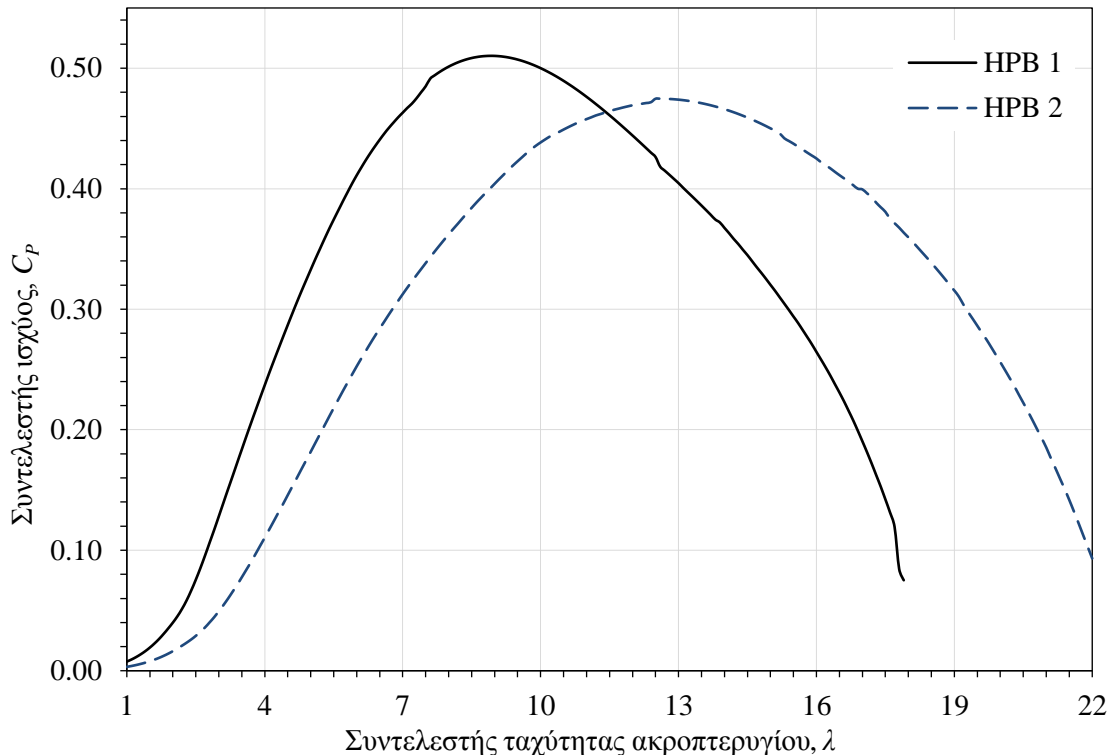


Σχήμα 5.14: Η κατανομή της γωνίας συστροφής ακτινικά των πτερυγίων HPB1 (με αεροτομή S826) και HPB2 (με αεροτομή S1210).



Σχήμα 5.15: Η κατανομή του μήκους χορδής ακτινικά των πτερυγίων HPB1 (με αεροτομή S826) και HPB2 (με αεροτομή S1210).

Αντίστοιχα, προκύπτουν δύο διαφορετικά στροφεία με τρία ίδια πτερύγια το καθένα και διάμετρο πλήμνης 2.4m. Η μέθοδος που επιλέχτηκε για την επέκταση των γωνιών σε 360 μοίρες (στους αεροδυναμικούς συντελεστές) είναι η Viterna - Corrigan (1982). Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο συγκριτικό Σχήμα 5.16.



Σχήμα 5.16: Η απόδοση για διάφορες τιμές  $\lambda$  μεταξύ των στροφείων με πτερύγια HPB1 και πτερύγια HPB2.

Το στροφείο με τα πτερύγια HPB1 εμφανίζει μέγιστη απόδοση με  $C_{p,max}=0.52$  για τιμή  $\lambda=9$ , αντίστοιχα το άλλο στροφείο με τα πτερύγια HPB2 εμφανίζει μέγιστο  $C_{p,max}=0.50$  για τιμή  $\lambda=13$ . Το πεδίο λειτουργίας του στροφείου με πτερύγια HPB2 είναι σαφώς μεγαλύτερο του HPB1 και αποδίδει τιμές συντελεστή ισχύος  $C_p \geq 0.45$  για το εύρος  $\lambda=10-15$ . Αντίθετα, το στροφείο με τα πτερύγια HPB1 μπορεί να μην έχει μεγάλο πεδίο λειτουργίας αλλά καταφέρνει να διατηρήσει υψηλότερες τιμές συντελεστή  $C_p \geq 0.50$  για το εύρος  $\lambda=8-10.3$  ενώ ταυτόχρονα για το εύρος  $\lambda=6.6-12$  διατηρεί συντελεστή ισχύος  $C_p \geq 0.45$ .

Εν τέλει και τα δύο στροφεία μπορούν και αποδίδουν εξίσου καλά, με το καθένα σε διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας. Για κάποια γεωγραφική περιοχή που θα γίνει η εγκατάσταση του εκάστοτε ανεμοκινητήρα και οι τιμές ταχύτητας ανέμου διατηρούνται μικρές θα προτιμηθεί το στροφείο με τα πτερύγια HPB2. Από την άλλη, σε μια περιοχή που οι ταχύτητες ανέμου είναι διαρκώς υψηλές θα προτιμηθεί το στροφείο με πτερύγια τα HPB1. Να αναφερθεί πως η ταχύτητα ανέμου είναι αντιστρόφως ανάλογη του λόγου ταχύτητας ακροπτερυγίου και έτσι δικαιολογείται η παραπάνω πρόταση μέσω του Σχήματος 5.16.

### 5.3 ΑΝΤΙΣΤΡΟΦΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ

Η διαδικασία σχεδιασμού που διεξάχθηκε σε αυτό το κεφάλαιο ήταν βασισμένη στο trial-error για να προαχθεί βελτιστοποίηση στο σχεδιασμό. Ένας άλλος τρόπος σχεδιασμού είναι η αντίστροφη μηχανική, δηλαδή μέσω κάποιων επιθυμητών αποτελεσμάτων να παραχθούν τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων. Η μεθοδολογία BEM μπορεί να προσαρμοστεί στο να παράγει τέτοια αποτελέσματα, όπως ακριβώς κάνει και το πρόγραμμα PROPID στην σχεδιαστική του λειτουργία.

Στο βιβλίο «Wind Energy: Handbook» των Burton et al. παρουσιάζεται αναλυτικά η διαδικασία αντίστροφου σχεδιασμού πτερυγίων με τη μεθοδολογία BEM. Για λόγους ευκολίας γίνονται κάποιες επιπλέον υποθέσεις που οδηγούν σε χρηστικούς τύπους. Οι τύποι αυτοί συνδέουν τα βασικά τοπικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου (χορδή και συστροφή) με ήδη γνωστά μεγέθη (π.χ.  $B$ ,  $\lambda_r$ ,  $\sigma$ , κλπ.) και έτσι παράγονται κάποιες ενδεικτικές καμπύλες χορδής και συστροφής. Στην συνέχεια, μπορεί να απλοποιηθεί η γεωμετρία του πτερυγίου σε κάτι κατασκευαστικά απλούστερο και πιο πρακτικό διατηρώντας μερικά από τα χαρακτηριστικά της αντίστροφης ανάλυσης BEM. Στο βιβλίο αναφέρονται και άλλα ενδιαφέροντα στοιχεία όπως η σχέση μεταξύ του σημείου λειτουργίας/σχεδιασμού και των αναλογιών του πτερυγίου, όπου σε μεγάλο *λ* σχεδιασμού χρειάζονται μακριά - λεπτά πτερύγια, και αντίθετα σε μικρό *λ* σχεδιασμού χρειάζονται κοντά - φαρδιά πτερύγια. Η προσέγγιση αυτή δεν καλύπτεται εντός της εργασίας για αυτό παρατίθεται ως πηγή το παραπάνω βιβλίο (Burton et al. 2011).

## 6 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ ΚΑΙ ΠΡΟΟΠΤΙΚΕΣ

### 6.1 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η γεωμετρία των πτερυγίων ενός στροφείου ανεμοκινητήρα οριζοντίου άξονα είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με την απόδοση της αιολικής μηχανής. Βασικός στόχος του σχεδιαστή-κατασκευαστή είναι η επιλογή της καλύτερης δυνατής γεωμετρίας, μιας διαδικασίας αρκετά χρονοβόρας και δύσκολης που απαιτεί την επαναλαμβανομένη σύγκριση και συσχέτιση των διάφορων παραμέτρων που θα προσδώσουν την βέλτιστη μορφολογία του στροφείου. Στην εργασία αυτή, η συνδυασμένη μεθοδολογία ορμής στοιχείου πτερυγίου (BEM) έχει αναλάβει την αεροδυναμική ανάλυση και τον υπολογισμό της απόδοσης του στροφείου. Η μεθοδολογία BEM σε σχέση με τις άλλες προηγμένες μεθόδους αεροδυναμικής ανάλυσης (3D Panels, VLM, CFD) μπορεί να μην παρέχει μεγάλη ακρίβεια αλλά υπερτερεί όσο αναφορά την ευκολία χρήσης, το υπολογιστικό κόστος και την ταχύτητα παραγωγής αποτελεσμάτων. Κατά την διαδικασία του σχεδιασμού ενός στροφείου φαίνεται η πραγματική χρησιμότητα της μεθόδου όπου καταφέρνει να επιταχύνει σε μεγάλο βαθμό όλη την διαδικασία βελτιστοποίησης. Εξάλλου για αυτόν τον ακριβώς λόγο τα περισσότερα σχεδιαστικά προγράμματα ανεμοκινητήρων που κυκλοφορούν βασίζονται στην μέθοδο BEM.

Στην εργασία, η μεθοδολογία BEM εξετάστηκε σε δύο διαφορετικά σεντ με σύνολο έξι διαφορετικές πειραματικές διατάξεις για το αν τα αποτελέσματα απόδοσης της προσεγγίζουν την πραγματικότητα. Όπως φάνηκε και στο Κεφάλαιο 4, η μέθοδος παρουσιάζει σε γενικές γραμμές ικανοποιητικά αποτελέσματα ανάλογα τον αλγόριθμο επιλογής. Στην εργασία εξετάστηκαν πέντε διαφορετικοί αλγόριθμοι BEM, με τον PROPID να ξεχωρίζει και να παρουσιάζει τα ακριβέστερα αποτελέσματα. Επίσης, αξιοσημείωτα είναι τα αποτελέσματα του κώδικα PY-BEM. Αντίστοιχα, οι υπόλοιποι αλγόριθμοι (WTABEL, QBlade, WT\_Perf) εμφάνισαν μια πιο ποιοτική προσέγγιση που ανάλογα την περίπτωση (πειραματική διάταξη) παρείχαν καλύτερα αποτελέσματα. Στην ενότητα 4.3.4 αναφέρονται αναλυτικότερα τα προβλήματα των αλγορίθμων BEM και οι λόγοι που εμφανίζονται αυτές οι διαφοροποιήσεις σε σχέση με τα πειραματικά αποτελέσματα. Η έλλειψη ακρίβειας της μεθόδου οφείλεται σε πολλούς λόγους αλλά η κυριότερη προέρχεται από την καθαυτή μεθοδολογία που κάνει αρκετές υποθέσεις, όπως για παράδειγμα η μονιμότητα της ροής, η εν μέρει δισδιάστατη ανάλυση της, η χρήση δισδιάστατων αεροδυναμικών συντελεστών, διορθωτικών ημιεμπειρικών συντελεστών, η απόρριψη των φαινομένων απώλειας στήριξης, των φυγοκεντρικών δυνάμεων, των ενεργειακών απωλειών στο σύστημα και άλλων τρισδιάστατων φαινομένων που εμφανίζει η ροή, καθώς και άλλες υποθέσεις που έγιναν στο θεωρητικό κομμάτι της εργασίας. Για αυτό έγινε μεγάλη προσπάθεια να συμπεριληφθούν τα κρισιμότερα από τα παραπάνω φαινόμενα μέσω των συντελεστών διόρθωσης.

Στο δεύτερο μέρος της εργασίας, ακολουθήσε ο σχεδιασμός δύο διαφορετικών στροφείων μέσω του λογισμικού QBlade. Το σχεδιαστικό πρόγραμμα QBlade επιλέχθηκε λόγω της αμεσότητας και ευκολίας που παρέχει στον χρήστη να εκβαθύνει στις παραμέτρους που επηρεάζουν ουσιαστικά το στροφέιο. Καθώς, το πρόγραμμα κάνει χρήση της μεθοδολογίας BEM και έτσι παρέχει ταχύτατη εμφάνιση και σύγκριση αποτελεσμάτων.

Η διαδικασία σχεδιασμού πτερυγίων είναι αρκετά περιπλοκή και χρονοβόρα, υπάρχει ένας τεράστιος όγκος δεδομένων που πρέπει να λάβει υπόψη ένας σχεδιαστής πριν ξεκινήσει. Εφόσον συγκλίνει σε κάποια αποτελέσματα που εξυπηρετούν τα κριτήρια που τέθηκαν αρχικά, θα χρειαστεί να συγκρίνει και να μεταβεί σε μια πιο εξεζητημένη αεροδυναμική μέθοδο ανάλυσης όπως την CFD για να πιστοποιήσει τα αποτελέσματα του σχεδιαζόμενου δρομέα, στην παρούσα εργασία αυτό το βήμα παραλήφθηκε. Τα κριτήρια επιλογής και οι περιορισμοί (όπως για παράδειγμα η επίδοση δρομέα) παίζουν τεράστιο ρόλο στον σχεδιασμό διότι αποτελούν σημείο αναφοράς και ελέγχου για την πρόοδο της διαδικασίας.

Με το πέρας της εργασίας, να αναφερθεί πως ο βασικός σκοπός της επιτεύχθηκε. Η μεθοδολογία BEM εξετάστηκε πλήρως και στην συνέχεια ακολούθησε μια λεπτομερής διαδικασία σχεδιασμού στροφείων ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα. Ενώ, οι υπόλοιποι στόχοι επιτευχθήκαν σε εξίσου ικανοποιητικό βαθμό.

## 6.2 ΠΡΟΟΠΤΙΚΕΣ

Κάποιες προοπτικές και βελτιώσεις που μπορούν να γίνουν στην εργασία είναι:

1) Η χρήση κάποιας άλλης μεθοδολογίας για την αεροδυναμική ανάλυση του στροφείου και πιο συγκεκριμένα κάποιας με μεγαλύτερη ακρίβεια προσομοίωσης. Τέτοιες μέθοδοι θα μπορούσαν να ήταν CFD, επιφανειακών στοιχείων (3D panels) και γενικά μέθοδοι δινών (vortex methods). Ενδιαφέρον ζήτημα θα ήταν να εξεταστούν τα αποτελέσματα της νέας μεθόδου σε σχέση με την μεθοδολογία BEM και το ποσοστό ακρίβειας τους ως προς πειραματικά δεδομένα. Εν τέλει, η νέα μέθοδος θα παρουσιάσει μεγάλη διαφορά σε σχέση με την BEM ή θα είναι πανομοιότυπη. Ωστόσο, να επισημανθεί και ο χρόνος παραγωγής των αποτελεσμάτων και κατά ποσό ποιο αργή κάνει την διαδικασία σχεδιασμού.

2) Η χρήση άλλων αλγορίθμων και προγραμμάτων BEM και η εκ νέου σύγκριση τους με τα αποτελέσματα της εργασίας αυτής. Για την διαβεβαίωση των αποτελεσμάτων και της ακρίβειας της μεθοδολογίας BEM και από άλλες πειραματικές διατάξεις. Δηλαδή να επανεξετασθεί η πιστότητα της μεθόδου με περισσότερα δεδομένα.

3) Από το Κεφάλαιο 5.1, να δημιουργηθεί η πρώτη πειραματική διάταξη. Δηλαδή, να κατασκευαστούν τα στροφέια (με πτερύγια ETB1, ETB2, ETB3) που σχεδιάστηκαν θεωρητικά μέσω του λογισμικού QBlade και να τοποθετηθούν σε αεροσήραγγα για πειραματικές μετρήσεις. Οι μετρήσεις αυτές μπορούν να συγκριθούν με τα αποτελέσματα του QBlade και έτσι να εξετασθεί η πιστότητα του λογισμικού. Επιπλέον, τα πειραματικά

δεδομένα μπορούν ληφθούν ως κριτήρια ελέγχου για την μεθοδολογία BEM και την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων της. Τέλος, να εξετασθεί αν η διαφοροποίηση μεταξύ των παραμέτρων των στροφείων επηρεάζει την επίδοση με τον τρόπο που προβλέπει το πρόγραμμα.

4) Η δημιουργία αλγορίθμου με γενετικό κώδικα σχεδιασμού στροφείων όπου θα αντλεί αεροτομές μαζί με τα αεροδυναμικά δεδομένα τους (από προγράμματα όπως το XFOIL ή XFRLR5) και στην συνέχεια, να επιλεγεί την κατάλληλη αεροτομή στο σημείο εκείνο έχοντας ως κριτήριο σύγκρισης τα αποτελέσματα επιδόσεων. Με αυτόν τον τρόπο θα διαμορφώνεται αυτόματα η βέλτιστη γεωμετρία των πτερυγίων μέσω αντίστροφου σχεδιασμού, ενώ ο χρήστης το μόνο που θα επιλεγεί είναι τα επιθυμητά χαρακτηριστικά του στροφείου. Με την χρήση ενός τέτοιου αλγορίθμου μπορεί να παραχθούν γεωμετρικές πτερυγίων που δεν έχουν υπάρξει ή δοκιμαστεί από ανθρώπους.

5) Μια ακόμη προοπτική για την συνέχεια της παρούσας εργασίας θα ήταν η διαμόρφωση κάποιας νέας μεθοδολογίας σχεδιασμού ή βελτιστοποίησης. Τα χαρακτηριστικά που εξετάστηκαν και ερευνήθηκαν για την βελτίωση της επίδοσης των στροφείων στο Κεφάλαιο 5, επιλέχθηκαν μέσω μιας χρονοβόρας επαναληπτικής διαδικασίας δοκιμής (trial and error process). Καλό θα ήταν να δοθεί περισσότερο βάρος στην επιλογή και εξέταση των χαρακτηριστικών για μια πιο λεπτομερή διαδικασία σχεδιασμού.

6) Η εργασία αυτή εστιάζει αποκλειστικά στους ανεμοκινητήρες οριζοντίου άξονα (HAWT), αρκετά ενδιαφέρον θέμα αποτελεί η μελέτη και σχεδιασμός ανεμοκινητήτων κάθετου άξονα (VAWT). Η σύγκριση των δύο αυτών διαφορετικών διατάξεων με κύριο κριτήριο την επίδοση των δρομέων έχει αρκετά επιστημονικό ενδιαφέρον ώστε κάποιος να ασχοληθεί.

Οι παραπάνω προτάσεις έχουν ως στόχο την διερεύνηση των ζητημάτων ανάλυσης και σχεδιασμού των ανεμοκινητήρων και την παρόρμηση των ερευνητών σε νέες κατευθύνσεις.

## 7 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. “AirfoilPrep | NWTC Information Portal.” n.d. Accessed May 22, 2019. <https://nwtc.nrel.gov/AirFoilPrep>.
2. Anderson, J. D. 2016. *Βασικές αρχές αεροδυναμικής*. Edited by Κυριάκος Υάκινθος. Translated by Δημήτριος Ν. Τερτίπης. 5η Έκδοση. Θεσσαλονίκη: Τζιόλα.
3. Bell, Stephen. 2009. *Analysis of a Rotor Blade System Using Blade Element Momentum Theory - File Exchange - MATLAB Central*. <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/21994>.
4. Bertram, Volker. 2012. “Chapter 2 - Propellers.” In *Practical Ship Hydrodynamics (Second Edition)*, edited by Volker Bertram, 41–72. Oxford: Butterworth-Heinemann. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-097150-6.10002-8>.
5. Branlard, Emmanuel. 2011. “Wind Turbine Tip-Loss Corrections: Review, Implementation and Investigation of New Models.” Master, Denmark: Technical University of Denmark. <https://digital-library.theiet.org/content/journals/10.1049/iet-rpg.2012.0283>.
6. Buhl, Marshall. 2004. “WT\_Perf User’s Guide,” 4.
7. Buhl, M.L., Jr. 2005. “New Empirical Relationship between Thrust Coefficient and Induction Factor for the Turbulent Windmill State.” NREL/TP-500-36834, 15016819. <https://doi.org/10.2172/15016819>.
8. Burton, T., N. Jenkins, E. Bossanyi, and D. Sharpe. 2011. *Wind Energy: Handbook*. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd. <https://doi.org/10.1002/9781119992714.fmatter>.
9. *CCBlade*. 2013. Python. WISDEM. <https://github.com/WISDEM/CCBlade>.
10. Clifton-Smith, M. J. 2009. “Wind Turbine Blade Optimisation with Tip Loss Corrections.” *Wind Engineering* 33 (5): 477–96. <https://doi.org/10.1260/030952409790291226>.
11. Dahl, Kristian S, and Peter Fuglsang. n.d. “Design of the Wind Turbine Airfoil Family RIS A XX,” 30.
12. DEWI. 2016. “Wind Turbines 50 Times More Powerful Today than 20 Years Ago.” Energytransition.Org. 2016. <https://www.flickr.com/photos/boellstiftung/26614518499/in/album-72157632531168908/>.
13. Drachmann, A. G. 1961. “Heron’s Windmill.” In *Centaurus*, 145–51.
14. Drela, Mark. 1989. “XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils.” In *Low Reynolds Number Aerodynamics*, edited by Thomas J. Mueller, 1–12. Lecture Notes in Engineering. Springer Berlin Heidelberg.

15. Du, Zhaohui, and Michael Selig. 1998. "A 3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine Performance Prediction." In *1998 ASME Wind Energy Symposium*. Aerospace Sciences Meetings. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.1998-21>.
16. Dumitrescu, H., and V. Cardoso. 2001. "Predictions of Unsteady Hawt Aerodynamics by Lifting Line Theory." *Mathematical and Computer Modelling* 33 (4): 469–81. [https://doi.org/10.1016/S0895-7177\(00\)00255-7](https://doi.org/10.1016/S0895-7177(00)00255-7).
17. Duque, Earl P. N., Michael D. Burklund, and Wayne Johnson. 2003. "Navier-Stokes and Comprehensive Analysis Performance Predictions of the NREL Phase VI Experiment." *Journal of Solar Energy Engineering* 125 (4): 457–67. <https://doi.org/10.1115/1.1624088>.
18. Erickson, Larry L. 1990. "Panel Methods: An Introduction." <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19910009745>.
19. Evdokimov, Ilya. 2015. *PyProp*. Python. <https://github.com/engeneqr/pyProp>.
20. Falkner, V. M. 1946. "The Accuracy of Calculations Based on Vortex Lattice Theory, Rep. No. 9621." *British ARC*.
21. Filios, A. E., N. S. Tachos, A. P. Fragias, and D. P. Margaris. 2007. "Broadband Noise Radiation Analysis for an HAWT Rotor." *Renewable Energy* 32 (9): 1497–1510. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2006.10.002>.
22. Frederick, G. R., and J. M. Savino. 1985. "The Effect of Airfoil Section Properties on the Rated Power of a Horizontal Axis Wind Turbine Rotor." In *Proc. Delphi Workshop on Wind Energy Appl*, 147–61.
23. Freris, L. L. 1990. *Wind Energy Conversion Systems*. New York: Prentice Hall.
24. Froude, R. E. 1889. "On the Part Played in Propulsion by Differences of Fluid Pressure." *Trans. Inst. Naval Architects* 30: 390.
25. Fuglsang, Peter, and Christian Bak. 2004. "Development of the Risø Wind Turbine Airfoils." *Wind Energy* 7 (2): 145–62. <https://doi.org/10.1002/we.117>.
26. Glauert, H. 1926b. "A General Theory of the Autogyro. R. & M. No. 1111." *British ARC*.
27. Glauert, H. 1926a. *The Analysis of Experimental Results in the Windmill Brake and Vortex Ring States of an Airscrew*. HM Stationery Office.
28. ———. 1935. "Airplane Propellers." In *Aerodynamic Theory: A General Review of Progress Under a Grant of the Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics*, edited by William Frederick Durand, 169–360. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. [https://doi.org/10.1007/978-3-642-91487-4\\_3](https://doi.org/10.1007/978-3-642-91487-4_3).
29. Goldstein, S. 1929. "On the Vortex Theory of Screw Propellers." *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences* 123 (792): 440–65. <https://doi.org/10.1098/rspa.1929.0078>.



30. ———. 2017. “Aerodynamics and Design of Horizontal-Axis Wind Turbines.” In *Wind Energy Engineering*, 161–84. Elsevier.
31. Hansen, M. O. L., J. N. Sørensen, S. Voutsinas, N. Sørensen, and H. Aa. Madsen. 2006. “State of the Art in Wind Turbine Aerodynamics and Aeroelasticity.” *Progress in Aerospace Sciences* 42 (4): 285–330. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.10.002>.
32. Hau, Erich. 2006. *Wind Turbines: Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. 2nd ed. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag. <https://www.springer.com/la/book/9783642063480>.
33. Hau, Erich, Jens Langenbrinck, and Wolfgang Palz. 2013. *WEGA Large Wind Turbines*. Springer Science & Business Media.
34. Hibbs, B., and R. L. Radkey. 1981. “Small Wind Energy Conversion Systems (Swecs) Rotor Performance Model Comparison Study.” *Aerovironment, Inc. Prepared for Rockwell International Corporation*.
35. Hubbard, Harvey H., and Kevin P. Shepherd. 1991. “Aeroacoustics of Large Wind Turbines.” *The Journal of the Acoustical Society of America* 89 (6): 2495–2508. <https://doi.org/10.1121/1.401021>.
36. Hubbard, Harvey H, and Kevin P Shepherd. 2009a. “Wind Turbine Acoustics.”
37. Jacobs, Eastman N., and Albert Sherman. 1937. “Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number,” January. <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091662>.
38. Jacobs, Eastman N., Kenneth E. Ward, and Robert M. Pinkerton. 1933. “The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel.” In .
39. Johnson, W. A. 1972. “Lifting-Surface Theory for Calculating the Loading Induced on a Wing by a Flap.” <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19720014357>.
40. Kellner, Tomas. 2019. “Extreme Measures: At 107 Meters, The World’s Largest Wind Turbine Blade Is Longer Than A Football Field. Here’s What It Looks Like.” GE Reports. April 18, 2019. [shorturl.at/vzV15](http://shorturl.at/vzV15).
41. Kong, C., J. Bang, and Y. Sugiyama. 2005. “Structural Investigation of Composite Wind Turbine Blade Considering Various Load Cases and Fatigue Life.” *Energy, International Symposium on CO2 Fixation and Efficient Utilization of Energy (CandE 2002) and the International World Energy System Conference (WESC-2002)*, 30 (11): 2101–14. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2004.08.016>.
42. Kumar, Rajesh, and Prashant Baredar. 2012. “Solidity Study and Its Effects on the Performance of A Small Scale Horizontal Axis Wind Turbine.” *Energy Centre, Maulana Azad National Institute of Technology, Bhopal, Madhya Pradesh, India* 462051.

43. Lamar, J. E. Margason. 1971. "Vortex-Lattice FORTRAN Program for Estimating Subsonic Aerodynamic Characteristics of Complex Planforms." <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19710007949>.
44. Lan, C. Edward. 1974. "A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory." *Journal of Aircraft* 11 (9): 518–27. <https://doi.org/10.2514/3.60381>.
45. Lanchester, F. W. (Frederick William). 1907. *Aerodynamics, Constituting the First Volume of a Complete Work on Aerial Flight*. London, A. Constable & Co., Ltd. <http://archive.org/details/aerodynamicscons00lanc>.
46. "Lifting-Line Theory." 2019. In *Wikipedia*. [https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting-line\\_theory](https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting-line_theory).
47. Lindenburg, C. 2003. "Investigation into Rotor Blade Aerodynamics," January, 114.
48. Liu, D. D., P. C. Chen, Z. X. Yao, and undefined D. Sarhaddi. 1996. "Recent Advances in Lifting Surface Methods." *The Aeronautical Journal (1968)* 100 (998): 327–40. <https://doi.org/10.1017/S0001924000067038>.
49. Lupton, Rick. 2014. *Py-Bem*. Python. <https://github.com/ricklupton/py-bem>.
50. Mahmuddin, Faisal, Syerly Klara, Husni Sitepu, and Surya Hariyanto. 2017. "Airfoil Lift and Drag Extrapolation with Viterna and Montgomerie Methods." *Energy Procedia* 105 (May): 811–16. <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2017.03.394>.
51. Mamadaminov, U M. 2013. "Review of Airfoil Structures for Wind Turbine Blades," 8.
52. Marten, Dennis, Jan Wendler, George Pechlivanoglou, Christian Navid Nayeri, and Christian Oliver Paschereit. 2013. *QBlade : An Open Source Tool for Design and Simulation of Horizontal and Vertical Axis Wind Turbines*.
53. Masters, I, J C Chapman, M R Willis, and J A C Orme. 2011. "A Robust Blade Element Momentum Theory Model for Tidal Stream Turbines Including Tip and Hub Loss Corrections." *Journal of Marine Engineering & Technology* 10 (1): 25–35. <https://doi.org/10.1080/20464177.2011.11020241>.
54. Melo, D. B., J. Baltazar, and J. A. C. Falcão de Campos. 2018. "A Numerical Wake Alignment Method for Horizontal Axis Wind Turbines with the Lifting Line Theory." *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 174 (March): 382–90. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2018.01.028>.
55. Menter, F. 1993. "Zonal Two Equation K- $\omega$  Turbulence Models For Aerodynamic Flows." In *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*. Fluid Dynamics and Co-Located Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.1993-2906>.
56. Micallef, Daniel, Tonio Sant, AG Aissaoui, and A Tahour. 2016. "A Review of Wind Turbine Yaw Aerodynamics." *Wind Turbines-Design, Control and Applications*.

57. Mishnaevsky, Leon, Kim Branner, Helga Nørgaard Petersen, Justine Beauson, Malcolm McGugan, and Bent F Sørensen. 2017. “Materials for Wind Turbine Blades: An Overview.” *Materials (Basel, Switzerland)* 10 (11): 1285. <https://doi.org/10.3390/ma10111285>.
58. Montgomerie, Björn. 2004. “Methods for Root Effects, Tip Effects and Extending the Angle of Attack Range to  $\pm 180^\circ$ , with Application to Aerodynamics for Blades on Wind Turbines and Propellers.” *FOI - Swedish Defence Research Agency*, June, 53.
59. Mook, Dean T., and Ali H. Nayfeh. 1985. “Application of the Vortex-Lattice Method to High-Angle-of-Attack Subsonic Aerodynamics.” *SAE Transactions* 94: 517–32.
60. Morrison, Sean. 2017. *BEMTfunc*. Matlab. <https://github.com/seanny1986/BEMTfunc>.
61. “NACA Airfoil.” 2019. In *Wikipedia*. [https://en.wikipedia.org/wiki/NACA\\_airfoil](https://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil).
62. Ning, S. Andrew. 2014. “A Simple Solution Method for the Blade Element Momentum Equations with Guaranteed Convergence.” *Wind Energy* 17 (9): 1327–45. <https://doi.org/10.1002/we.1636>.
63. Ostowari, C., and D. Naik. 1985. “Post-Stall Wind Tunnel Data for NACA 44XX Series Airfoil Sections.” *SERI/STR-217-2559*, 5791328. <https://doi.org/10.2172/5791328>.
64. Prandtl, L. 1918. “Königliche Gesellschaft Der Wissenschaften Zu Göttingen.” *Ed. Tragflügeltheorie*.
65. Prandtl, L., and A. Betz. 1928. “Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik.” Göttingen: Universitätsverlag Göttingen. <https://doi.org/10.17875/gup2010-106>.
66. Pratumnopharat, P., and P. S. Leung. 2011. “Validation of Various Windmill Brake State Models Used by Blade Element Momentum Calculation.” *Renewable Energy* 36 (11): 3222–27. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2011.03.027>.
67. *PROPID*. 1994. Urbana - Champaign: UIUC Applied Aerodynamics Group. <https://m-selig.ae.illinois.edu/propid.html>.
68. Purcell, Tomas R. 2011. “Blade Element Momentum Theory Applied to Horizontal Axis Wind Turbines.” Pennsylvania, United States: The Pennsylvania State University.
69. “Python.” 2019. In *Wikipedia*. [https://en.wikipedia.org/wiki/Python\\_\(programming\\_language\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Python_(programming_language)).
70. “QBlade.” 2018. In *Wikipedia*. <https://en.wikipedia.org/wiki/QBlade>.
71. Ramdin, S. F. 2017. “Prandtl Tip Loss Factor Assessed.”

72. Rankine, William John Macquorn. 1865. "On the Mechanical Principles of the Action of Propellers." *Transactions of the Institution of Naval Architects* 6. <https://ci.nii.ac.jp/naid/10010417609/en/>.
73. "Renewable Capacity Statistics 2019." 2019. Annual Report. Abu Dhabi: International Renewable Energy Agency (IRENA). <https://irena.org/publications/2019/Mar/Renewable-Capacity-Statistics-2019>.
74. "Report No. 586, Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number." 1937. *Journal of the Franklin Institute* 224 (5): 670. [https://doi.org/10.1016/S0016-0032\(37\)90818-4](https://doi.org/10.1016/S0016-0032(37)90818-4).
75. Rocha, P. A. Costa, H. H. Barbosa Rocha, F. O. Moura Carneiro, M. E. Vieira da Silva, and A. Valente Bueno. 2014. "K- $\omega$  SST (Shear Stress Transport) Turbulence Model Calibration: A Case Study on a Small Scale Horizontal Axis Wind Turbine." *Energy* 65 (February): 412–18. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.11.050>.
76. Rodriguez-Amenedo, J. L., S. Arnalte, and J. C. Burgos. 2002. "Automatic Generation Control of a Wind Farm with Variable Speed Wind Turbines." *IEEE Transactions on Energy Conversion* 17 (2): 279–84. <https://doi.org/10.1109/TEC.2002.1009481>.
77. "Rotor Aerodynamics." n.d. Windpower.org. Danish Wind Industry Association. Accessed June 5, 2019. <http://xn--drmstre-64ad.dk/wp-content/wind/miller/windpower%20web/en/tour/wtrb/rotor.htm>.
78. Sankar, L. 2001. "Computational Studies of Horizontal Axis Wind Turbines." Tech. rep. Annual Status Report 2000-2001. NREL - Georgia institute of technology.
79. Selig, Michael S. 2012. "Aerodynamic Design Software for Horizontal Axis Wind Turbines." Program manual Version 5.3.1. PROPID User Manual. Urbana-Champaign, Urbana, IL 61801: UIUC Applied Aerodynamics Group Department of Aerospace Engineering, University of Illinois.
80. Shen, W. Z., R. Mikkelsen, J. N. Sorensen, and C. Bak. 2005. "Tip Loss Corrections for Wind Turbine Computations." *Wind Energy* 8 (4): 457–75. <https://doi.org/10.1002/we.153>.
81. Singh, Kamaldeep. 2014. "Blade Element Analysis and Experimental Investigation of High Solidity Wind Turbines," September. <http://dx.doi.org/10.11575/PRISM/25146>.
82. Snel, H, and JG Schepers. 1995. *Joint Investigation of Dynamic Inflow Effects and Implementation of an Engineering Method*. Netherlands Energy Research Foundation ECN.
83. Snel, Herman, R Houwink, and J Bosschers. 1994. *Sectional Prediction of Lift Coefficients on Rotating Wind Turbine Blades in Stall*. Netherlands Energy Research Foundation Petten, Netherlands.

84. Sorensen, Jens Norkær. 2016. *General Momentum Theory for Horizontal Axis Wind Turbines*. Vol. 4. Research Topics in Wind Energy. Cham: Springer International Publishing. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-22114-4>.
85. Sorensen, N. N., A. Bechmann, and F. Zahle. 2011. “3D CFD Computations of Transitional Flows Using DES and a Correlation Based Transition Model.” *Wind Energy* 14 (1): 77–90. <https://doi.org/10.1002/we.404>.
86. Sorensen, N. N., and M. Hansen. 1998. “Rotor Performance Predictions Using a Navier-Stokes Method.” In *1998 ASME Wind Energy Symposium*. Reno, NV, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.1998-25>.
87. Sorensen, N. N., J. A. Michelsen, and S. Schreck. 2002. “Navier–Stokes Predictions of the NREL Phase VI Rotor in the NASA Ames 80 Ft × 120 Ft Wind Tunnel.” *Wind Energy* 5 (2-3): 151–69. <https://doi.org/10.1002/we.64>.
88. Sun, Zhenye, Wen Zhong Shen, Jin Chen, and Wei Jun Zhu. 2017. “Improved Fixed Point Iterative Method for Blade Element Momentum Computations.” *Wind Energy* 20 (9): 1585–1600. <https://doi.org/10.1002/we.2110>.
89. Tan, K., and S. Islam. 2004. “Optimum Control Strategies in Energy Conversion of PMSG Wind Turbine System without Mechanical Sensors.” *IEEE Transactions on Energy Conversion* 19 (2): 392–99. <https://doi.org/10.1109/TEC.2004.827038>.
90. Tangler, J L, and D M Somers. 1995. “NREL Airfoil Families for HAWTs.” NREL/TP--442-7109, 10106095. <https://doi.org/10.2172/10106095>.
91. Tangler, J, B Smith, D Jager, and T Olsen. n.d. “Atmospheric Performance of the Special-Purpose SERI Thin-Airfoil Family: Final Results,” 7.
92. Tangler, James L. 1987. “A Horizontal Axis Wind Turbine Performance Prediction Code for Personal Computers: User’s Guide.” Solar Energy Research Institute.
93. “The Development of Aerofoils and Aerofoil Technology.” n.d. Accessed May 14, 2019. <http://bit.ly/2L1IpXI>.
94. Van Ingen, J. L. 2008. “The EN Method for Transition Prediction: Historical Review of Work at TU Delft.” *Proceedings of the 38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington, June 23-26, 2008, p. 1-49; AIAA Paper 2008-3830*. <http://resolver.tudelft.nl/uuid:e2b9ea1f-5fa1-47c0-82ad-64d1c74a5378>.
95. Veers, Paul S., Thomas D. Ashwill, Herbert J. Sutherland, Daniel L. Laird, Donald W. Lobitz, Dayton A. Griffin, John F. Mandell, et al. 2003. “Trends in the Design, Manufacture and Evaluation of Wind Turbine Blades.” *Wind Energy* 6 (3): 245–59. <https://doi.org/10.1002/we.90>.
96. Viterna, L. A., and R. D. Corrigan. 1982. “Fixed Pitch Rotor Performance of Large Horizontal Axis Wind Turbines.” In , 17. Cleveland, OH, United States: NASA Lewis Research Center. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19830010962>.

97. Vries, O. de. 1979. "Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion." AGARD-AG-243. France: advisory group for aerospace research and development neuilly-sur-seine. <https://apps.dtic.mil/docs/citations/ADA076315>.
98. Wang, Q., Z. X. Wang, J. J. Song, Y. Xu, and J. Z. Xu. 2012. "Study on a New Aerodynamic Model of HAWT Based on Panel Method and Reduced Order Model Using Proper Orthogonal Decomposition." *Renewable Energy* 48 (December): 436–47. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2012.06.011>.
99. Wilson, R. E., P. B. S. Lissaman, and S. N. Walker. 1976. "Aerodynamic Performance of Wind Turbines. Final Report." ERDA/NSF/04014-76/1. Oregon State Univ., Corvallis (USA). Dept. of Mechanical Engineering. <https://www.osti.gov/biblio/7315651-aerodynamic-performance-wind-turbines-final-report>.
100. Μπεργελές, Γ. 2005. *Ανεμογεννήτριες*. 2η Έκδοση (Βελτιωμένη). Αθήνα: Εκδόσεις ΣΥΜΕΩΝ.
101. Μπιτζιώνης, Βασίλειος Δ. 2015. *Ηλιακή και Αιολική Ενέργεια, Θεωρία & Εφαρμογές*. Τζιόλα. <https://www.tziola.gr/book/aiolik/>.
102. Ξηρός, Μάριος. 2006. "Υπολογισμός επιδόσεων στροφείων ανεμοκινητήρων με την μέθοδο στοιχείου πτερυγίου." Αθήνα: Τ.Ε.Ι. Πειραιά.
103. Τάχος, Νικόλαος. 2013. "Αεροδυναμική και αεροακουστική ανάλυση ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα." Διδακτορική Διατριβή, Πανεπιστήμιο Πατρών. Σχολή Πολυτεχνική. Τμήμα Μηχανολόγων και Αεροναυπηγών Μηχανικών. Τομέας Ενέργειας, Αεροναυτικής και Περιβάλλοντος. Εργαστήριο Μηχανικής των Ρευστών και Εφαρμογών Αυτής. <http://hdl.handle.net/10442/hedi/36309>.

## 8 ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

### 8.1 ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α: ΑΡΧΕΙΟ ΕΙΣΟΔΟΥ ΓΙΑ ΤΟ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ XFOIL

Παράδειγμα εισαγωγής εντολών για το πρόγραμμα XFOIL:

```
naca 4415      %Εισήγαγε την αεροτομή NACA 4415
pane
oper
iter 250      %Εισήγαγε τον αριθμό επαναλήψεων(250)
visc 3e5      %Εισήγαγε τον αριθμό Reynolds(300000)
seqp
pacc          %Αποθήκευσε το αρχείο
aseq -6 30 1  %Διάλεξε το εύρος(-6,30) και το βήμα(1) γωνιών
ppax
pplo
```

## 8.2 ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β: ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ PY-BEM

Το παρακάτω αρχείο χρησιμοποιήθηκε για τα αποτελέσματα της PY-BEM στην διάταξη Tjaereborg του Κεφαλαίου 4.2.1.

```

#-----
#|  BLADE ELEMENT MOMENTUM ANALYSIS CODE  |
#|                                          |
#|  by: Elis Gjeli      |      version: 2  |
#-----

# Case 4 - Tjaereborg 2MW (WEGA WT)
#----- Importing Libraries -----
import math
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
pi = np.pi
cos = math.cos
sin = math.sin
atan = math.atan
rad = math.radians
deg = math.degrees
sqrt = math.sqrt
exp = math.exp
acos = math.acos

# ----- Blade Characteristics -----
# =====
# USER INPUT: R, Rblade, sectors, NACAS, ch, tw, airfoils.
# =====
R = 31
Rblade = 29
sectors = 10
Rdead = R - Rblade
dr = Rblade / sectors
r = np.zeros(sectors)

NACAS =
["NACA4427", "NACA4432", "NACA4427", "NACA4423", "NACA4420", "NACA4418", "NACA4416",
"NACA4415", "NACA4414", "NACA4413"]
tw = [6.5, 5.5, 4.5, 3.5, 2.5, 1.5, 0.5, -0.5, -1.5, -2.5]
ch = [2.35, 3.15, 3.15, 2.85, 2.55, 2.25, 1.95, 1.65, 1.35, 1.05]
airfoils = []
for i in range(sectors):
    tw[i] = tw[i]
    r[i] = (dr * (i + 0.5)) + Rdead
    airfoils.append(NACAS[i])
# -----

def my_range(start, end, step):
    while start <= end:
        yield start
        start += step

# ----- Wind Turbine Characteristics -----
# =====
# USER INPUT: RPM_des, TSR_start, TSR_end, dU, v, B.
# =====
RPM_des = 22.36
TSR_des = 7.3

```



```

TSR_start = 1
TSR_end = 15
dU = 1

nU = int((TSR_start-TSR_end)/dU) + 1
U = np.zeros(nU)
W = np.zeros(nU)
TSR = np.zeros(nU)
if U_cutIN == 0:
    U_cutIN=0.01
j = 0
for tsr in my_range (U_cutIN,U_cutOUT,dU):
    TSR[j] = round(tsr,3)
    W[j] = round(wmega,3)
    U[j] = round(R * wmega / tsr,3)
    j += 1
rho= 1.2251
v = (14.88 * 10e-6)
B = 3
# -----

# ----- Aerodynamic Characteristics -----

# =====
# USER INPUT: aerodata.
# =====

from airfoilprep import Polar, Airfoil
import airfoilprep

# Reading the aerodynamic data from airfoils and creating an inside dataset.
af_data = {}
for airf in NACAS:
    name = airf
    filename = r"C:/Users/Elis/Desktop/NACA_DATA/"+name+".txt"
    with open(filename, 'r') as f:
        x = f.readlines()
        rey_cases = x.count("xflr5 v6.10.03\n")
        af_data[name] = [[[ for x in range(4)] for y in range(rey_cases)]]
        data =af_data[name]
        j=0
        i=0
        while True:
            if x[i][1:5]=="Mach":
                k = 4
                Rey = float(x[i][29:34])*10**int(x[i][37:38])
                while True:
                    if x[i+k]=="\n":
                        break
                    ag = float(x[i+k][1:8].replace(" ", ""))
                    cl = float(x[i+k][10:17].replace(" ", ""))
                    cd = float(x[i+k][19:27].replace(" ", ""))
                    if k == 4:
                        data[j][0].append(Rey)
                        data[j][1].append(round(ag,2))
                        data[j][2].append(round(cl,4))
                        data[j][3].append(round(cd,4))
                        k=k+1
                    j = j+1
                i=i+1
            if i == len(x):
                break

# Using the airfoilprep python module to fix the data,
# including 3D correction and extrapolating to 360 deg.
j=0
f360 = {}

```

```

for airf in NACAS:
    name = airf
    f360[name] = [[[ for x in range(4)] for y in range(rey_cases)]]
    f = f360[name]
    for i in range(rey_cases):
        if max(af_data[name][i][3])>1.2:
            cdmax = max(af_data[name][i][3])
        else:
            cdmax = 1.2
        pi = Polar(af_data[name][i][0],af_data[name][i][1],af_data[name][i][2]
        ,af_data[name][i][3])
        af = Airfoil([ pi ])
        # 3D correction
        r_over_R = r[j]
        chord_over_r = ch[j]
        tsr = TSR_des
        a_max_cor = 27
        a_l_min = -4
        a_l_max = 8
        af3D = af.correction3D(r_over_R, chord_over_r, tsr,alpha_max_corr=
        a_max_cor,alpha_linear_min=a_l_min, alpha_linear_max=a_l_max)
        # 360 extrapolation (Viterna Method)
        af_extrapl = af3D.extrapolate(cdmax)
        alpha, Re, cl, cd = af_extrapl.createDataGrid()
        f[i][0] = Re
        f[i][1] = np.round(alpha,2)
        f[i][2] = np.round(cl,4).ravel()
        f[i][3] = np.round(cd,4).ravel()
    f.sort(key=lambda x: x[0])
    j=j+1
aerodata = f360
# -----
# Create result-store tables
AOAs = np.zeros((nU,sectors))
REYs = np.zeros((nU,sectors))
AIFs = np.zeros((nU,sectors))
TIFs = np.zeros((nU,sectors))
PHIs = np.zeros((nU,sectors))
CP_l = np.zeros((nU,sectors))
CT_l = np.zeros((nU,sectors))
CP_new = np.zeros((nU,sectors))
Cpr = np.zeros((nU,sectors))
Ctr = np.zeros((nU,sectors))
Cp_NEW = np.zeros(nU)
Qs = np.zeros(nU)
Ps = np.zeros(nU)
CPs = np.zeros(nU)
CTs = np.zeros(nU)
Ct = np.zeros(nU)
Cp = np.zeros(nU)
# ----- Determining the functions -----
# Function for rounding to 5th digit precision
def ru(x):
    x = np.round(x,5)
    return x
# Function Fi = calculates the tip-loss effects (Glauert)
# input: phi angle, i(sector number)
def Fi(phi,i):
    sinp = sin(phi)
    try:
        ftip = exp(-B * (R - r[i]) / (2 * r[i] * sinp))
        fhub = exp(-B * (r[i] - Rdead) / (2 * r[i] * sinp))
        Ftip = (2/pi) * acos(ftip)
        Fhub = (2/pi) * acos(fhub)
        F = Fhub * Ftip
        F = ru(F)

```

```

except:
    F = 0.5
return F

# Function ATIF = calculates AIF and TIF based on angle phi (Ning, 2014)
# input: phi angle, j(wind-speed number of the analysis), i(sector number)
def ATIF(phi,j,i):
    sinp = sin(phi)
    cosp = cos(phi)
    AOA = deg(phi) - tw[i]
    Utot = sqrt( (U[j]**2) + ((W[j]*r[i])**2))
    Rey_local = Utot * ch[i] / v
    cl, cd = findaero(AOA,Rey_local,i)
    F = Fi (phi,i)
    k = S_local * (cl*cosp + cd*sinp) / ( 4 * F * (sinp**2) )
    if k < (2/3):
        # Momentum state (k<2/3)
        # Windmill usage: 0 < k < 2/3 | Propeller usage: -1 < k < 0
        AIF = k / (k+1)
    else:
        # Empirical state (2/3<k<1)
        g1 = (2*F*k) - ((10/9) - F)
        g2 = (2*F*k) - (F* ((4/3)-F))
        g3 = (2*F*k) - ((25/9) - 2*F)
        if 0 == round(g3,13):
            k = k + 1e-5
        if g2<0:
            if k < 0:
                g2 = 0
            else:
                g2 = (2*F*k) + (F*F)
        AIF = (g1 - sqrt(g2)) / g3
    #if AIF<-1 or AIF>2:
    # Out of normal boundaries. Check this specific section of
    # the blade.
    # print("\nERROR!\nProblem, AIF values beyond normal
    # boundaries. [AIF = ",AIF,'\n')
    kd = S_local * (cl*sinp - cd*cosp) / ( 4 * F *cosp*sinp)
    TIF = kd / (1 - kd)
    return AIF,TIF

# Function findaero = calculates aerodynamic coefficients (cd & cl)
# input: Angle Of Attack, local Reynolds number, i(sector number)
def findaero(AOA,Rey_local,i):
    af = airfoils [i]
    for k in range(rey_cases):
        if Rey_local <= aerodata[af][k][0][0][0]:
            data = aerodata[af][k]
            break
    if k == (rey_cases-1):
        data = aerodata[af][k]
    cl = ru(np.interp(AOA, data[1], data[2], period = 360))
    cd = ru(np.interp(AOA, data[1], data[3], period = 360))
    return cl, cd

# Function f_me = calculates the f on momentum/empirical state
# Function f_pb = calculates the f on propeller brake state
# input: phi angle, j(wind-speed number of the analysis), i(sector number)
def f_me(phi,j,i):
    AIF, TIF = ATIF(phi,j,i)
    sinp = sin(phi)
    cosp = cos(phi)
    return ru((sinp/(1-AIF)) - (cosp*(1-TIF)/TSR_local))
def f_pb(phi,j,i):
    AIF, TIF = ATIF(phi,j,i)
    sinp = sin(phi)
    cosp = cos(phi)
    return ru((sinp*(1-AIF)) - (cosp*(1-TIF)/TSR_local))

```

```

# Function findroot = finds the root of a function (Bisection Method)
# input: function f , lower limit (lv), upper limit (uv)
def findroot(f,lv,uv):
    tol = 1e-7
    lower = lv
    upper = uv
    k=1
    while np.abs(lower-upper) >= tol:
        mid = (lower + upper)/ 2
        if k>4e+6:
            print("Couldn't converge on Bisection Method. Relax tolerance")
            break
        if f == "me":
            prod=f_me(lower,j,i)*f_me(mid,j,i)
        else:
            prod=f_pb(lower,j,i)*f_pb(mid,j,i)
        if prod > tol:
            lower = mid
        else:
            if prod < tol:
                upper = mid
            k = k + 1
    phi_cr = mid
    return phi_cr
# Convergence method based on: S. Andrew Ning 2014
# REFERENCE (doi: 10.1002/we.1636)
# -----

# ----- ANALYSIS BEM CODE -----
pi = np.pi
for j in range (nU):
    Q = 0
    for i in range(sectors):
        e = 1e-6
        S_local = B * ch[i] / (2 * pi * r[i])
        TSR_local = TSR[j] * (r[i]/R)
        if f_me(pi/2,j,i)>0:
            phi_cr = findroot("me",e,pi/2)
        elif f_pb(-pi/4,j,i)<0 and f_pb(e,j,i)>0:
            phi_cr = findroot("pb",-pi/4, e)
        else:
            phi_cr = findroot("me",pi/2, pi)
        AIF_cr, TIF_cr = ATIF(phi_cr,j,i)
        AIFs[j,i] = AIF_cr
        TIFs[j,i] = TIF_cr
        AOA = deg(phi_cr) - tw[i]
        Utot = sqrt((U[j]*(1-AIF_cr))**2 + (W[j]*r[i]*(1+TIF_cr))**2 )
        Rey_local = Utot * ch[i] / v
        cl, cd = findaero(AOA,Rey_local,i)
        F = Fi (phi_cr,i)
        sinp = sin(phi_cr)
        cosp = cos(phi_cr)
        Cx = (cl*cosp + cd*sinp)
        Cy = (cl*sinp - cd*cosp)
        CT = S_local * ((1-AIF_cr)**2) * Cx / (sinp**2)
        if (AIF_cr*F) <= 0.4:
            CT_l[j,i] = 4 *AIF_cr* F* (1-AIF_cr)
        elif (AIF_cr*F) <= 1:
            CT_l[j,i] = (((50/9)-4*F)*AIF_cr*AIF_cr)-(((40/9)-
            4*F)*AIF_cr)+(9/8)
        else:
            CT_l[j,i]= 4 *AIF_cr* F* (AIF_cr-1)
        # -- Xiros method --
        if (AIF_cr*F)<=0.4:
            Ctr[j,i]=4*F*AIF_cr*(1-(AIF_cr))
        else:
            #Ctr[j,i]=(((50/9)-4*F)*AIF_cr*AIF_cr)-(((40/9)- 4*F)*
            AIF_cr)+(9/8)

```

```

    Ctr[j,i]=(0.8*F*AIF_cr)+0.64
    Cpr[j,i]=Ctr[j,i]*TSR[j]*(r[i]/R)*(np.tan(phi_cr)-(cd/cl))
    /((1+(cd/(cl*np.tan(phi_cr))))
    # -----

    dQ = 0.5*rho*B*(Utot**2)*Cy*ch[i]*r[i]*dr
    if dQ<0:
        dQ=0
    #nr = 4*(1-AIF_cr)*TIF_cr*TSR_local*TSR_local
    #CP_new[j,i] = F*nr
    CP_l[j,i] = (dQ* W[j]) / (rho*(U[j]**3)*pi*dr*r[i])
    Q = Q + dQ
    AOAs[j,i] = AOA
    PHIs[j,i] = deg(phi_cr)

# -- Xiros method --
Ct[j]=2*dr*sum(np.multiply(Ctr[j], r))/(R**2)
Cp[j]=2*dr*sum(np.multiply(Cpr[j], r))/(R**2)
# -----

CTs[j]= 2*dr*sum(np.multiply(CT_l[j], r))/(R**2)
#Cp_NEW [j]= 2*dr*sum(np.multiply(CP_new[j], r))/(R**2)
Qs[j] = Q
P = Q* W[j]
Ps[j]= P
CPs[j] = P / (0.5*rho*(U[j]**3)*pi*(R**2))
# -----

# Plotting CP vs TSR (normal vs Xiros)
# plt.plot(TSR,CPs, marker="o",linewidth=0.6)
# plt.plot(TSR,Cp, marker="3",linewidth=0.5)

# Plotting CT vs TSR (normal vs Xiros)
# plt.plot(TSR,CTs, marker="o",linewidth=0.6)
# plt.plot(TSR,Ct,marker="3",linewidth=0.6)

# Plotting local variables vs r
# plt.plot(r,AOAs[j],marker="3",linewidth=1)
# plt.plot(r,PHIs[j],marker="x",linewidth=0.5)
# plt.plot(r,CP_new[j],marker="x",linewidth=0.5)
# plt.plot(r,CP_l[j],marker="o",linewidth=0.5)
# plt.plot(r,Cpr[j],marker="3",linewidth=0.5)

# ----- CODE END -----

```