



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

Δ.Π.Μ.Σ. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΜΗΧΑΝΙΚΗ

**ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΡΟΜΕΑ
ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ ΜΕ ΤΗΝ ΜΕΘΟΔΟ
ΓΡΑΜΜΗΣ ΔΡΑΣΗΣ**

Μεταπτυχιακή Εργασία
ΝΤΙΝΟΠΟΥΛΟΣ ΓΡΗΓΟΡΙΟΣ

Επίβλεψη:
Επίκουρος Καθηγητής **Β. ΡΙΖΙΩΤΗΣ**

ΑΘΗΝΑ
ΙΟΥΝΙΟΣ 2020



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών

Τομέας Ρευστών

Εργαστήριο Αεροδυναμικής

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα μεταπτυχιακή εργασία έχει ως αντικείμενο την διερεύνηση της υπολογιστικής ακρίβειας της μεθόδου Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method). Για την εξακρίβωσή της πραγματοποιείται σύγκριση με τις μεθόδους του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP σε συνθήκες οριζόντιας πτήσης του ελικοπτέρου BO105.

Αρχικά πραγματοποιείται μια σύντομη βιβλιογραφική επισκόπηση στις διάφορες μεθόδους υπολογισμού της ροής κατά την πτήση ενός ελικοπτέρου. Η προσοχή μας εστιάζεται στην περιγραφή της εξέλιξης του ομόρρου του κύριου στροφείου και στον τρόπο με τον οποίον αυτή επηρεάζει τα ολοκληρωμένα φορτία του δρομέα, καθώς και τις κατανομές των φορτίων και των λοιπών αεροδυναμικών μεγεθών πάνω στα πτερύγια.

Κατόπιν, παρουσιάζονται επιγραμματικά τα λειτουργικά χαρακτηριστικά, οι μηχανισμοί ελέγχου και η κινηματική του ελικοπτέρου, τα οποία απαιτείται να μοντελοποιηθούν στην ανάλυση της ροής γύρω από τον κύριο δρομέα.

Στη συνέχεια πραγματοποιείται αναλυτική παρουσίαση της μεθόδου Γραμμής Δράσης. Αναδεικνύονται όλα τα χαρακτηριστικά εφαρμογής της, όπως επίσης και όλες οι υπολογιστικές παράμετροι που απαιτείται να διερευνηθούν ως προς τις τιμές τους για βέλτιστα αποτελέσματα. Παρουσιάζονται οι σχέσεις υπολογισμού της σχετικής ταχύτητας, των αεροδυναμικών φορτίων και της κατανομής των ανηγμένων φορτίων στο υπολογιστικό πλέγμα. Οι υπολογισμοί πραγματοποιούνται με την χρήση υπάρχοντα κώδικα FORTRAN 90 του Εργαστηρίου Αεροδυναμικής, στον οποίο γίνονται προσθήκες στα παραπάνω πεδία.

Ακολουθεί η σύγκριση των αποτελεσμάτων με εκείνα του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP. Η σύγκριση πραγματοποιείται βάσει των ολοκληρωμένων φορτίων του δρομέα και των κατανεμημένων αεροδυναμικών μεγεθών σε διακεκριμένες θέσεις των πτερυγίων. Οι παραπάνω συγκρίσεις οδηγούν σε συμπεράσματα για τις τιμές των υπολογιστικών παραμέτρων που αφορούν τον υπολογισμό της σχετικής ταχύτητας και την κατανομή των αεροδυναμικών φορτίων ως κατάλληλους όρους πηγής στο υπολογιστικό πλέγμα.



NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF ATHENS
School of Mechanical Engineering
Fluids Section
Laboratory of Aerodynamics

ABSTRACT

The present thesis investigates the computational accuracy of Actuator Line Method. To verify this, a comparison is made with the methods used in the computational tool GenUVP on the basis of flow calculations during the flight of the BO105 helicopter.

Initially a brief literature survey of the different methods of flow calculation, which occurs during the flight of a helicopter, is made. The study focuses on the description of the evolution of the wake of the main rotor and on the way by which this affects the total loads of the rotor, and also the distribution of the forces and the rest aerodynamic quantities along the blades.

Thereafter the functional characteristics, the control mechanisms and the kinematics of the helicopter, which have to be modelled, are briefly presented.

Furthermore the Actuator Line Method is analytically presented. All the characteristics of its application are mentioned, as well as all the computational parameters, which are needed to be examined in relation to their magnitude for the best results. In addition, the equations for the calculation of the relative velocity and the aerodynamic forces are given, as well as the equation for the distribution of the calculated forces onto the computational grid. The calculations are carried out based on existing FORTRAN 90 code of the Laboratory of Aerodynamics, on which functions are added regarding the above fields.

At the end, the comparison of the results is carried out, with those of the computational tool GenUVP. The comparison is done based on the total loads and the distributed aerodynamic quantities along the blades. The above comparisons lead to conclusions with regard to the magnitude of the computational parameters, which are related to the calculation of the relative speed and the projection of the aerodynamic forces as appropriate source terms onto the computational grid.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ	1.1
1.1	Σκοπός της μεταπτυχιακής εργασίας	1.1
1.2	Επισκόπηση των αριθμητικών μεθόδων.....	1.1
1.2.1	Μη πλεγματικές μέθοδοι	1.1
1.2.2	Πλεγματικές Μέθοδοι.....	1.3
1.3	Δομή της μεταπτυχιακής.....	1.7
2	Ανάλυση λειτουργίας ελικοπτέρου	2.1
2.1	Γενικά στοιχεία	2.1
2.2	Αιώρηση ελικοπτέρου	2.2
2.3	Φορτία κατά την κίνηση ελικοπτέρου.....	2.3
2.4	Μηχανισμοί ελέγχου	2.4
2.5	Επιπρόσθετες κινήσεις πτερυγίων	2.7
3	Μέθοδος γραμμής Δράσης (Actuator Line Method)	3.1
3.1	Μέθοδος Γραμμής Δράσης (ALM)	3.1
3.2	Διακριτοποίηση σωμάτων	3.3
3.3	Υπολογισμός σχετικής ροής ως προς τα διακριτοποιημένα σώματα.....	3.3
3.4	Επιβολή όρων πηγής.....	3.7
3.4.1	Μέθοδοι επιβολής όρων πηγής	3.7
3.4.2	Πλεονεκτήματα μεθόδων κατανομής όρων πηγής	3.13
3.5	Προγραμματισμός μεθόδων.....	3.16
4	Αποτελέσματα προσομοιώσεων και σχολιασμός	4.1
4.1	Περιγραφή των υπολογιστικών παραμέτρων και της εφαρμογής ελέγχου.....	4.1
4.2	Τυπική ιστροπική κατανομή Gauss.....	4.2

4.3	Μη ισοτροπική κατανομή Gauss	4.11
4.4	Ελλειπτική κατανομή Gauss	4.15
4.5	Μέθοδοι υπολογισμού επαγόμενης ταχύτητας	4.17
5	Ανακεφαλαίωση - Συμπεράσματα - Προτάσεις	5.1
5.1	Ανακεφαλαίωση	5.1
5.2	Συμπεράσματα	5.1
5.3	Προτάσεις για μελλοντική έρευνα.....	5.2
6	Βιβλιογραφικές αναφορές.....	6.1
Π1	Διανύσματα μετακίνησης και μητρώα στροφής	1

1

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζονται ο σκοπός, η δομή και τα πεδία συμβολής της παρούσας μεταπτυχιακής εργασίας.

1.1 Σκοπός της μεταπτυχιακής εργασίας

Η παρούσα εργασία αφορά στη μελέτη της χρονικά μεταβαλλόμενης ροής γύρω από ελικόπτερο για τις διάφορες συνθήκες πτήσης του. Απώτερο στόχο της εργασίας συνιστά ο προσδιορισμός των ολοκληρωμένων φορτίων του κύριου στροφείου. Ταυτόχρονα, ιδιαίτερη έμφαση δίνεται στον ακριβή υπολογισμό των κατανεμημένων φορτίων στα αντίστοιχα πτερύγια.

Εφαρμογές που αφορούν στη ροή ρευστού γύρω από σώματα βρίσκουν ευρεία εφαρμογή ανά τον κόσμο. Μερικά χαρακτηριστικά παραδείγματα αποτελούν τα αεροσκάφη, οι ανεμογεννήτριες, τα θαλάσσια σκάφη, τα ψηλά κτήρια και άλλα. Οι λόγοι βάσει των οποίων οι προαναφερθείσες εφαρμογές είναι διαδεδομένες, είναι η διευκόλυνση της ζωής του ανθρώπου, η ενδυνάμωση της οικονομίας (τοπική και παγκόσμια), η δυνατότητα που προσφέρεται για παραγωγή έργου αποδοτικότερα και φιλικότερα προς το περιβάλλον και άλλα. Βάσει των παραπάνω εξάγεται το συμπέρασμα πως η μελέτη, η μοντελοποίηση και η αξιολόγηση τέτοιων εφαρμογών απαιτείται να γίνεται όσο το δυνατόν ταχύτερα και με το μικρότερο υπολογιστικό κόστος, επιτυγχάνοντας ταυτόχρονα και τη μέγιστη δυνατή ακρίβεια.

1.2 Επισκόπηση των αριθμητικών μεθόδων

Οι μεθοδολογίες που αναφέρονται στη βιβλιογραφία είναι δυνατό να αναπαριστούν σε διαφορετικό βαθμό λεπτομέρειας τη γεωμετρία των σωμάτων και τις διαταραχές που αυτά προκαλούν στη ροή. Διακρίνονται δε με βάση τη δυνατότητά τους να λαμβάνουν υπ' όψιν τριδιάστατα φαινόμενα, καθώς επίσης και φαινόμενα συνεκτικότητας και συμπίεστικότητας της ροής. Ακόμη, διακρίνονται σε πλεγματικές και μη πλεγματικές, ανάλογα με το αν η περιγραφή του πεδίου επιτυγχάνεται με τη χρήση ενός πλέγματος που καλύπτει όλο το χώρο του πεδίου.

1.2.1 Μη πλεγματικές μέθοδοι

Οι μεθοδολογίες που εφαρμόστηκαν πρώτες ήταν οι μη πλεγματικές. Σε αυτές, το πεδίο ροής ενός δρομέα αναπαρίστανται από μία σαφώς απλουστευμένη θεώρηση, ενώ

το βασικό χαρακτηριστικό τους είναι ότι δεν απαιτούν την εφαρμογή ενός διακριτού πλέγματος που να καλύπτει όλον τον τριδιάστατο χώρο του πεδίου ροής και στο οποίο να ικανοποιούνται οι βασικές εξισώσεις της ροής. Χαρακτηριστικό παράδειγμα αποτελεί το κλασσικό **Μοντέλο του Δίσκου Ορμής και Στοιχείων Πτερύγωσης (Blade Element Momentum Theory – BEMT)** [1]. Στη μέθοδο αυτή ο δρομέας αναπαρίσταται σαν ένας δίσκος που επενεργεί πάνω στο ρευστό, ενώ διακριτοποιείται σε κυλινδρικούς δακτυλίους. Τα όρια αυτών των δακτυλίων θεωρείται ότι αποτελούν τμήματα επιφανειών ροής. Σαν αποτέλεσμα της θεώρησης διακριτών σωλήνων ροής, δεν υπάρχει επικοινωνία της ροή του ρευστού μεταξύ γειτονικών δακτυλίων. Η παραπάνω υπόθεση δίνει έναν έντονο διδιάστατο χαρακτήρα στην συγκεκριμένη μέθοδο. Τα θεωρήματα διατήρησης της ορμής και στροφορμής εφαρμόζονται στους κυλινδρικούς δακτυλίους πάνω στο επίπεδο του δρομέα, ενώ η σύνδεση με το κινηματικό μέρος του προβλήματος γίνεται μέσω της μεθόδου των στοιχείων πτερύγωσης. Σε αυτό το κομμάτι της μεθόδου, κάθε κυλινδρικός δακτύλιος μοντελοποιείται σαν μια πτέρυγα πεπερασμένου εκπετάσματος. Τα αεροδυναμικά φορτία που παράγονται από αυτές τις πτέρυγες υπολογίζονται με τη βοήθεια πινακοποιημένων διδιάστατων συντελεστών των αεροτομών (2D polars) που τις περιγράφουν. Τα φορτία αυτά θεωρούνται σταθερά σε κάθε κυλινδρικό δακτύλιο, το οποίο αντιστοιχεί σε δρομέα με άπειρο αριθμό πτερυγίων. Το μοντέλο BEMT δίνει τη δυνατότητα του ακριβούς υπολογισμού των μόνιμων φορτίων ενός δρομέα, ενώ αν εμπλουτιστεί με επιπλέον μηχανιστικά εργαλεία είναι σε θέση να προσομοιώσει και μη μόνιμα φαινόμενα (Unsteady BEM) [2], όπως η επίδραση των στροβίλων που παράγονται στα ακροπτερύγια (Tip Loss Correction) [3], η δυναμική συμπεριφορά του ομόρρου (Dynamic Wake) [4], η επίδραση της κλίσης του ομόρρου στο δρομέα (Skewness of Wake) [5], η λειτουργία των πτερυγίων του δρομέα σε συνθήκες αποκόλλησης της ροής (Dynamic Stall) [6] [7] και άλλα. Το σημαντικό πλεονέκτημα αυτής της μεθόδου είναι ότι με μικρές υπολογιστικές απαιτήσεις μπορεί να υπολογίζει με ικανοποιητική ακρίβεια τις χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας ενός δρομέα. Το παραπάνω μοντέλο αποτέλεσε το πρώτο εργαλείο υψηλής αξιοπιστίας, ενώ μέχρι και σήμερα θεωρείται ένα από τα βασικά υπολογιστικά εργαλεία στο επίπεδο της σχεδίασης στροφείων ελικοπτέρων και δρομέων ανεμογεννητριών.

Μια πιο λεπτομερή επιλογή αποτελούν οι **Τριδιάστατες Στροβιλές Μεθοδολογίες (Vortex Methods)** [8]. Σε αυτές τις μεθόδους επιλύεται η ασυμπίεστη μη συνεκτική ροή γύρω από ανωστικά και μη ανωστικά σώματα. Στη γενική περίπτωση η ροή αναπαρίσταται μέσω της συνάρτησης του δυναμικού και με τη βοήθεια των θεωρημάτων αναπαράστασης των Helmholtz και Green, ενώ τα πτερύγια, καθώς και μη ανωστικά σώματα όπως η άτρακτος του αεροσκάφους, μοντελοποιούνται μέσω κατάλληλων κατανομών ιδιομορφιών. Ο ομόρρους των ανωστικών σωμάτων μοντελοποιείται σαν φύλλο στροβιλότητας, ενώ αναπαρίσταται είτε ως πλέγμα δινοπλεγμάτων (vortex lattice) [9], είτε ως στοιχεία στροβιλότητας (vortex particles) [10]. Ακόμη, υπάρχει η δυνατότητα να προσεγγιστεί με μεθόδους σταθερού (fixed wake), προδιαγεγραμμένου (prescribed wake) [11] ή ελεύθερου ομόρρου (free wake),

όπου η γεωμετρία του προκύπτει από την επίλυση κινηματικών και δυναμικών εξισώσεων για την ελεύθερη στροβιλότητα. Σαν αποτέλεσμα, οι μεθοδολογίες αυτές είναι σε θέση να περιγράψουν με ιδιαίτερη ακρίβεια τον τριδιάστατο χαρακτήρα μιας δυναμικής μη μόνιμης ροής, όπως αυτή που προκύπτει κατά τη λειτουργία ενός ελικοπτέρου. Τέλος, αποδεικνύονται ιδιαίτερα αποτελεσματικές σε περιπτώσεις έντονης αλληλεπίδρασης της ελεύθερης στροβιλότητας της ροής με τα υπό εξέταση ανωστικά σώματα (Blade Vortex Interaction - BVI) [12], φαινόμενα που γίνονται ιδιαίτερα σημαντικά στη πτήση καθόδου ενός ελικοπτέρου, όπου το κύριο στροφέιο λειτουργεί μέσα στον ομόρρο του..

Στην πιο απλουστευμένη εκδοχή των Στροβιλών Μεθοδολογιών, τα πτερύγια του δρομέα μπορούν να μοντελοποιηθούν με τη **Μέθοδο της Γραμμής Άνοσης (Lifting Line)** [13]. Στη μέθοδο αυτή, το κάθε πτερύγιο προσομοιώνεται από ευθύγραμμους δινοσωλήνες (vortex filaments) σταθερής έντασης. Και σε αυτή τη μέθοδο χρησιμοποιείται η θεωρία των στοιχείων πτερυγώσης για τη σύνδεση των υπολογισμών των φορτίων και των ταχυτήτων. Σε πιο σύνθετες και ταυτόχρονα λεπτομερείς μεθοδολογίες, η γεωμετρία των πτερυγίων αναπαρίσταται με τριδιάστατο πλέγμα είτε στην πραγματική επιφάνειά τους (thick representation of lifting bodies) [14], είτε στη μέση προσέγγισή της (thin representation of lifting bodies – Lifting Surface) [10]. Στη θεωρία της **Επιφάνειας Άνοσης (Lifting Surface)** τα πτερύγια θεωρούνται λεπτές ανωστικές επιφάνειες και αναπαρίστανται από μία επιφανειακή διανομή δινοπλεγμάτων (vortex lattice). Η ένταση των δινοπλεγμάτων προκύπτει από την επιβολή της συνθήκης μη εισχώρησης στα κέντρα τους. Η αναπαράστασης της πραγματικής επιφάνειας του σώματος επιτυγχάνεται με τη **Μέθοδο των Συνοριακών Στοιχείων (Boundary Element Method - BEM)**, όπου διακρίνουμε τις εκδοχές της άμεσης διατύπωσης [15] και της διατύπωσης πηγών-διπόλων [16].

Οι παραπάνω μέθοδοι είναι σε θέση να χειριστούν σύνθετα αεροδυναμικά φαινόμενα (π.χ. 1. ροή σε συνθήκες απόκλισης – Yaw Misalignment, 2. Αλληλεπίδραση της ελεύθερης στροβιλότητας της ροής με τα υπό εξέταση ανωστικά σώματα – Blade Vortex Interaction BVI) και να αποτυπώσουν με ακρίβεια τον τριδιάστατο και μη μόνιμο χαρακτήρα της ροής. Ωστόσο, αποτελούν από τη φύση τους ασυμπίεστες και μη συνεκτικές μεθόδους, που σημαίνει ότι οι συνθήκες φόρτισης που προκύπτουν από φαινόμενα έντονης συμπίεστος (π.χ. κύματα κρούσης) και συνεκτικότητας (π.χ. αποκόλληση της ροής) μπορούν να εκτιμηθούν μόνο με τη χρήση μηχανιστικών τεχνικών διόρθωσης.

1.2.2 Πλεγματικές Μέθοδοι

Την αδυναμία χειρισμού συμπίεστων και συνεκτικών ροών έρχονται να ξεπεράσουν οι πλεγματικές μέθοδοι (CFD Methods). Με την χρήση πλεγματικών μεθόδων το πεδίο ροής υπολογίζεται μέσω της επίλυσης των εξισώσεων συνέχειας, ορμής και ενέργειας στο εσωτερικό ενός διακριτού και πεπερασμένου χωρίου (Physical

Space). Πιο συγκεκριμένα, το πεπερασμένο χωρίο διακριτοποιείται σε έναν μεγάλο αριθμό από επιμέρους γεωμετρικές οντότητες που ονομάζονται υπολογιστικές κυψέλες (grid cells). Η παραπάνω διαδικασία ονομάζεται Γένεση του Υπολογιστικού Πλέγματος (Grid Generation). Στην πρωταρχική εκδοχή, το υπολογιστικό πλέγμα παράγεται με τέτοιο τρόπο, ούτως ώστε να περιγράφει με όσο το δυνατόν μεγαλύτερη ακρίβεια τα γεωμετρικά όρια του φυσικού χωρίου, άρα και την εξωτερική (βρεχόμενη) επιφάνεια των εξεταζόμενων σωμάτων (body-fitted grids). Δηλαδή το υπολογιστικό χωρίο δεν εμπεριέχει στερεά σώματα. Στη γενικότερη περίπτωση, οι εξισώσεις της ροής επιλύονται στα κέντρα (cell centered schemes) ή στις ακμές (node centered schemes) των υπολογιστικών κυψελών. Το κύριο πλεονέκτημα των πλεγματικών μεθόδων είναι ότι η ροή γύρω από τα σώματα μπορεί να αναπαρασταθεί με ιδιαίτερη ακρίβεια και να προλεχθούν τα οριακά στρώματα και τα κύματα κρούσης που αναπτύσσονται στην επιφάνειά τους. Ανάλογα με το επίπεδο της προσέγγισης των φυσικών μηχανισμών, οι πλεγματικές μέθοδοι διακρίνονται στους επιλύτες των εξισώσεων Euler ή Navier-Stokes. Με τους επιλύτες των εξισώσεων Euler αναπαρίστανται τα φαινόμενα συμπίεστικότητας, ενώ στους επιλύτες Navier-Stokes είναι δυνατόν να συμπεριληφθούν στην επίλυση του προβλήματος και τα φαινόμενα συνεκτικότητας και τύρβης της ροής.

Το τίμημα που καλείται να πληρώσει ο μηχανικός για την ακρίβεια και την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων που λαμβάνει δεν είναι άλλο από το αυξημένο υπολογιστικό κόστος σε σύγκριση με τις μη πλεγματικές μεθόδους. Ιδιαίτερα η μελέτη της ροής γύρω από ελικόπτερο είναι ένα από τα πιο απαιτητικά εγχειρήματα, στην περίπτωση των μεθόδων CFD. Η πλήρης και ακριβής αναπαράσταση της τριδιάστατης γεωμετρίας ενός ελικοπτέρου απαιτεί τη δημιουργία υπολογιστικών πλεγμάτων εκατοντάδων εκατομμυρίων κελιών, καθώς αποτελείται από μεγάλο αριθμό μικρών εξαρτημάτων με σύνθετη αεροδυναμική γεωμετρία (κύριο και ουραίο στροφέιο – Main and Tail Rotor, ισοροπιστές – Stabilizers, πέδιλα προσγείωσης – Landing Skids, και άλλα). Η συνύπαρξη των παραπάνω λεπτών γεωμετριών με άλλες ογκώδεις, όπως η άτρακτος (fuselage) εκτοξεύει τον απαιτούμενο αριθμό των υπολογιστικών κελιών. Τα πτερύγια των ελικοπτέρων χαρακτηρίζονται ακόμη από ιδιαίτερα οξείες καμπύλες που δημιουργούν έντονα φαινόμενα αποκόλλησης και ανακυκλοφορίας της ροής, ενώ η λειτουργία του κύριου δρομέα σε συνθήκες προώθησης του αεροσκάφους έχει από τη φύση της έντονα μη μόνιμο χαρακτήρα. Μοιραία, καθίσταται απαραίτητη η χρήση μη μόνιμων μεθοδολογιών, με ιδιαίτερα μικρά χρονικά βήματα και ανάγκη βαθείας σύγκλισης αυτών. Τέλος, η κίνηση μεταξύ των επιμέρους εξαρτημάτων του ελικοπτέρου απαιτεί τη χρήση ιδιαίτερα σύνθετων και υπολογιστικά απαιτητικών μεθοδολογιών, όπως τα παραμορφώσιμα (deformable grids), ολισθαίνοντα (sliding grids) ή ανεξαρτήτως κινούμενα πλέγματα (chimera or overset grids). Σαν αποτέλεσμα από όλα τα παραπάνω, το υπολογιστικό κόστος για τη λεπτομερή τριδιάστατη αναπαράσταση της ροής γύρω από ένα ελικόπτερο καθίσταται απαγορευτικό για τα σημερινά δεδομένα, ακόμα και με τη βοήθεια των σύγχρονων υπερυπολογιστικών δομών (high performance computing).

Ένας ιδιαίτερα ικανοποιητικός συμβιβασμός μεταξύ ακρίβειας των αποτελεσμάτων και υπολογιστικού κόστους επιτυγχάνεται με τη μοντελοποίηση των δρομέων με χρήση των μεθόδων **Δίσκου Δράσης (Actuator Disk Method)** [17] και **Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method)** [18].

Για την περίπτωση του Δίσκου Δράσης, ο δρομέας αναπαρίσταται σαν ένας δίσκος που επενεργεί πάνω στο ρευστό, ενώ διακριτοποιείται σε κυλινδρικούς δακτυλίους. Η παραπάνω υπόθεση καθιστά αυτή τη μέθοδο ιδανική για τις περιπτώσεις όπου ζητούμενο της επίλυσης αποτελεί ο υπολογισμός της μόνιμης κατάστασης της ροής. Όπως και στη μέθοδο BEMT, κάθε κυλινδρικός δακτύλιος μοντελοποιείται σαν μια πτέρυγα πεπερασμένου εκπετάσματος. Τα αεροδυναμικά φορτία που παράγονται από αυτές τις πτέρυγες υπολογίζονται με τη βοήθεια πινακοποιημένων διδιάστατων συντελεστών των αεροτομών (2D polars) που τις περιγράφουν. Τα φορτία αυτά θεωρούνται σταθερά σε κάθε κυλινδρικό δακτύλιο, το οποίο αντιστοιχεί σε δρομέα με άπειρο αριθμό πτερυγίων. Για το λόγο αυτό κρίνεται και εδώ σκόπιμη η χρήση εμπειρικών μοντέλων για την πρόβλεψη της επίδρασης των στροβίλων που παράγονται στα ακροπτερύγια (Tip Loss Correction). Ωστόσο, φαινόμενα όπως η δυναμική συμπεριφορά (Dynamic Wake) και η κλίση του ομόρρου (Skewness of Wake) μοντελοποιούνται με λεπτομέρεια χάρη στην επίλυση των εξισώσεων Euler ή Navier-Stokes.

Στη μέθοδο της Γραμμής Δράσης το κάθε πτερύγιο προσομοιώνεται από ένα σύνολο κόμβων που σχηματίζουν μία ευθεία (ή στη γενική περίπτωση καμπύλη) γραμμή που έχει τη δυνατότητα της πλήρους αναπαράστασης της κινηματικής των πτερυγίων ενός δρομέα. Χαρακτηριστικά, υπάρχει η δυνατότητα πληθώρας κινήσεων όπως η αζιμουθιακή περιστροφή (azimuthal rotation), οι κινήσεις πτερύγισης (flapping motion), προπόρευσης-καθυστέρησης (lead-lag), δυναμικής προσαρμογής της γωνίας βήματος (pitching motion) καθώς και οποιασδήποτε άλλης κίνηση που μπορεί να σχετίζεται είτε με την ελαστικότητα των πτερυγίων, είτε με τη δυναμική απόκριση του συνολικού συστήματος του οποίου τα πτερύγια αποτελούν μέρος (Κεφάλαιο 2). Παραδείγματος χάρη, τα πτερύγια ενός δρομέα ελικοπτέρου είναι υποχρεωμένα να ακολουθούν τις κινήσεις και τις γωνίες κλίσεις του ελικοπτέρου, όπως και τα πτερύγια ενός δρομέα ανεμογεννήτριας είναι υποχρεωμένα να ακολουθούν την αλλαγή της κλίσης του δρομέα για την ευθυγράμμισή του με τη ροή ή τις ελαστικές παραμορφώσεις του πύργου. Τα παραπάνω καθιστούν τη μέθοδο ιδιαίτερα ευέλικτη και ικανή να αναπαραστήσει με ακρίβεια μη μόνιμα και ορισμένα τριδιάστατα φαινόμενα. Κάθε πτερύγιο μοντελοποιείται ξεχωριστά ενώ και εδώ επιτυγχάνεται η ακριβής αναπαράσταση του ροϊκού πεδίου μέσω της επίλυσης των εξισώσεων Euler ή Navier-Stokes. Σαν αποτέλεσμα, είναι δυνατή η λεπτομερής αναπαράσταση των στροβίλων που παράγονται στα άκρα (tip vortices) και στη ρίζα (root vortices) των πτερυγίων, όπως επίσης και της δυναμικής συμπεριφοράς (Dynamic Wake) και της κλίσης με την οποία εξελίσσεται ο ομόρρος (Skewness of Wake). Γι' αυτό το λόγο, δεν απαιτείται η χρήση επιπλέον μηχανιστικών μοντέλων για την αύξηση της ακρίβειας των αποτελεσμάτων, όπως αυτά

που αναφέρθηκαν στη μέθοδο Δίσκου Δράσης ή BEMT. Και σε αυτή τη μέθοδο χρησιμοποιείται η θεωρία των στοιχείων περυγώσης για τη σύνδεση των υπολογισμών των φορτίων και των ταχυτήτων.

Στα πλαίσια των μεθόδων Δίσκου Δράσης και Γραμμής Δράσης, η επίδραση του δρομέα στη ροή μοντελοποιείται μέσω κατάλληλης διανομής όρων πηγής στο υπολογιστικό χωρίο και οι οποίοι εμφανίζονται στις εξισώσεις διατήρησης της Ορμής και της Ενέργειας. Στην περίπτωση της μεθόδου Δίσκου Δράσης, οι όροι πηγής εφαρμόζονται στα υπολογιστικά κελιά που βρίσκονται εντός των ορίων του δίσκου, ενώ στην περίπτωση της μεθόδου Γραμμής Δράσης εφαρμόζονται στα κελιά από τα οποία διέρχονται τα πτερύγια του δρομέα κατά την περιστροφή τους. Για να αποφευχθούν φαινόμενα ιδιομορφίας και έντονου θορύβου στη λύση του συστήματος, οι όροι πηγής διαχέονται και στα γειτονικά κελιά με τη χρήση τρισδιάστατων κατανομών Gauss, οι οποίες μπορεί να είναι ισότροπες [19] ή να ακολουθούν άλλους κανόνες [20] [21] [22]. Ο υπολογισμός της χαρακτηριστικής ταχύτητας γίνεται είτε απευθείας στο σημείο ελέγχου (συνήθως τοποθετείται στο $c/4$ της εκάστοτε αεροτομής) [24], είτε μέσω άλλων τακτικών [25] [26].

Η μέθοδος Actuator Line και η αξιοπιστία των αποτελεσμάτων της θα αποτελέσουν το βασικό θέμα αυτής της μεταπτυχιακής. Τα πλεονεκτήματα από την υιοθέτηση μιας τέτοιας μεθοδολογίας είναι πολλά και αν και μερικά ξεφεύγουν από τα πλαίσια της παρούσας μεταπτυχιακής, ενδεικτικά θα μπορούσε κανείς να αναφέρει τα εξής:

- 1) το υπολογιστικό πλέγμα δεν χρειάζεται να παρακολουθεί τις κινήσεις των πτερυγίων, άρα δεν χρειάζεται η υιοθέτηση τεχνικών moving grids
- 2) η αλληλεπίδραση μεταξύ κινούμενων-ακίνητων (π.χ. δρομέας-άτρακος) ή κινούμενων-κινούμενων (π.χ. κύριο στροφέιο-ουραίο στροφέιο) εξαρτημάτων μπορεί να υλοποιηθεί πολύ εύκολα, χωρίς τη χρήση ειδικών πλεγμάτων που χαρακτηρίζονται ως overset ή chimera grids
- 3) η εισαγωγή ελαστικότητας στα πτερύγια επιτυγχάνεται εύκολα χωρίς την ανάγκη χρήσης παραμορφώσιμων ή ολισθαινόντων πλεγμάτων (deformable ή sliding grids)
- 4) αναπαρίστανται τριδιάστατα φαινόμενα όπως οι στρόβιλοι ακροπτερυγίου και ρίζας και γενικά λαμβάνεται υπ' όψιν η δυναμική εξέλιξη του δρομέα και η επίδρασή του στα φορτία
- 5) είναι δυνατή η μοντελοποίηση φαινομένων συνεκτικότητας και τύρβης σαν μέρος της επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes

Στον αντίποδα, το κύριο μειονέκτημα αυτής της μεθόδου είναι ότι βασίζεται στη χρήση διδιάστατων καμπυλών άνωσης και αντίστασης και δεν μπορεί να αναλύσει κλίμακες χαμηλότερες της τάξης της διαμέτρου του δρομέα, αφού δεν λαμβάνεται υπ' όψιν η πλήρης τριδιάστατη γεωμετρία των πτερυγίων. Σαν αποτέλεσμα, δεν υπάρχει η

δυνατότητα της αναπαράστασης τριδιάστατων φαινομένων (π.χ. crossflow), παρά μόνο η μηχανιστική μοντελοποίηση της επίδρασης τους στα φορτία των πτερυγίων με τη χρήση τριδιάστατων καμπυλών άνωσης και αντίστασης. Επιπρόσθετα, δεν είναι δυνατή η αναπαράσταση φαινομένων που βρίσκονται στην κλίμακα της χορδής των πτερυγίων, όπως έντονα συμπιεστά φαινόμενα (π.χ. κύματα κρούσης) ή συνεκτικά φαινόμενα μικρής κλίμακας (π.χ. αποκόλληση της ροής). Ωστόσο υπάρχει η δυνατότητα μερικής μοντελοποίησης της επίδρασης των παραπάνω φαινομένων στα φορτία του πτερυγίου μέσω της χρήσης καμπυλών άνωσης και αντίστασης που έχουν υπολογιστεί πειραματικά ή με επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes με χρήση μοντέλων μετάβασης της ροής [27]. Ακόμη είναι δυνατή η χρήση πρόσθετων μηχανιστικών μοντέλων για τη μοντελοποίηση της αποκόλλησης της ροής (Stall Models) [7].

1.3 Δομή της μεταπτυχιακής

Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας, για την μοντελοποίηση και επίλυση της ροής γύρω από το ελικόπτερο, επιλύονται οι εξισώσεις Euler και τα φορτία των πτερυγίων του κύριου και ουραίου στροφείου μοντελοποιούνται με την μέθοδο Actuator Line. Σκοπός είναι να προσδιορισθούν οι μηχανιστικοί παράμετροι του μοντέλου, ώστε τα αποτελέσματα να συμφωνούν ικανοποιητικώς με εκείνα άλλων ήδη πιστοποιημένων μεθόδων, όπως αυτή της Γραμμής Άνωσης (Lifting Line) και αυτή των Συνοριακών Στοιχείων (Boundary Element Method – BEM).

Αφού προηγήθηκε η ανάδειξη του σκοπού της μεταπτυχιακής εργασίας, στην παρούσα παράγραφο αναλύεται η δομή της. Η παρούσα μεταπτυχιακή εργασία περιλαμβάνει πέντε κεφάλαια, στα οποία συμπεριλαμβάνονται το κεφάλαιο της εισαγωγής και η βιβλιογραφία. Αρχικά παρουσιάζονται τα τεχνικά και λειτουργικά χαρακτηριστικά των ελικοπτέρων. Στην συνέχεια περιγράφεται η μέθοδος Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method), καθώς και οι διάφορες παραλλαγές της. Τέλος, ελέγχονται τα αποτελέσματα από την εφαρμογή της μεθόδου Γραμμής Δράσης, βάσει εκείνων άλλων πιστοποιημένων μεθόδων που έχουν προαναφερθεί.

Πιο αναλυτικά, στο κεφάλαιο 2 παρουσιάζονται η λειτουργικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου, τα οποία είναι απαραίτητα να μοντελοποιηθούν, ώστε η επίλυση να είναι όσο το δυνατόν ακριβέστερη. Οι αναφορές περιορίζονται σε τύπο ελικοπτέρου ίδιο με εκείνο του εξεταζομένου, δηλαδή σε ελικόπτερο που διαθέτει κύριο και ουραίο στροφείο.

Στο κεφάλαιο 3 παρουσιάζεται η μέθοδος Γραμμής Δράσης. Αναλύονται τα χαρακτηριστικά της, καθώς και οι παραλλαγές που δέχεται στις επιμέρους λειτουργίες της. Επίσης παρουσιάζονται και σχολιάζονται οι εξισώσεις που συμμετέχουν στην επίλυση.

Το κεφάλαιο 4 αναφέρεται στον σχολιασμό των αποτελεσμάτων. Τα αποτελέσματα της μεθόδου Γραμμής Δράσης συγκρίνονται με εκείνα του υπολογιστικού

εργαλείου GenUVP και εξάγονται συμπεράσματα για την απόκριση των παραλλαγών της μεθόδου.

Τέλος, στο κεφάλαιο 5 γίνεται ανακεφαλαίωση, ενώ παρουσιάζονται τα συμπεράσματα της εργασίας και παρατίθενται προτάσεις για μελλοντική έρευνα.

Στο κείμενο που ακολουθεί τηρείται το διεθνές σύστημα για τους αριθμούς, όπου η υποδιαστολή δηλώνεται με χρήση του συμβόλου ‘.’

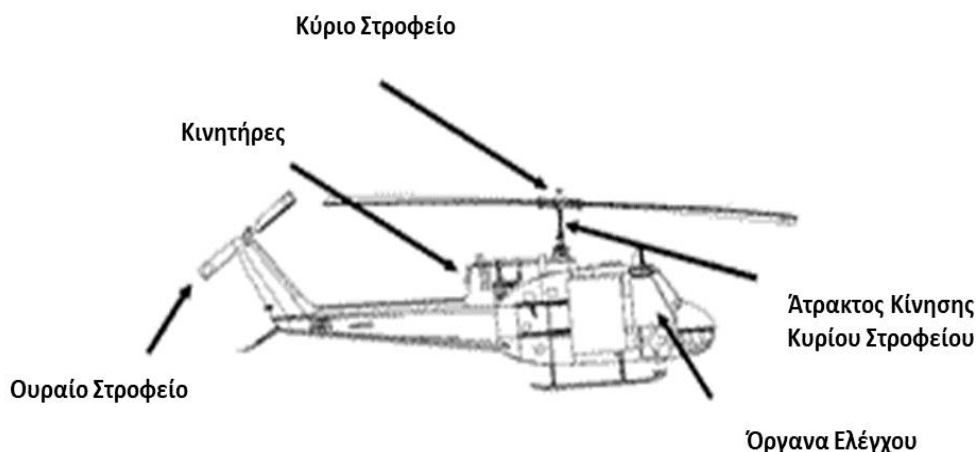
2

Ανάλυση λειτουργίας ελικοπτέρου

Στο παρόν κεφάλαιο αναλύονται οι φυσικές αρχές της πτήσης ενός ελικοπτέρου, και οι μηχανικές λειτουργίες των συνδέσμων των πτερυγίων που επιτρέπουν τον έλεγχο του αεροσκάφους. Γίνεται λεπτομερής ανάλυση της αεροδυναμικής των πτερυγίων κατά την αιώρηση του ελικοπτέρου και στη συνέχεια εισάγονται οι έννοιες του ελέγχου του αεροσκάφους και πώς οι μηχανισμοί ελέγχου συνδέονται με την κίνηση των πτερυγίων και των στροφείων. Δίνεται έμφαση στις κινήσεις των πτερυγίων, αφού απαιτείται η αναπαράσταση και των πρωτευόντων και των δευτερευόντων κινήσεων από το υπολογιστικό μοντέλο με σκοπό τον λεπτομερή και ακριβή υπολογισμό της ροής που επάγει κάθε στροφείο.

2.1 Γενικά στοιχεία

Το ιδιαίτερο χαρακτηριστικό του εξεταζομένου τύπου αεροσκάφους είναι η διαφορετική προσέγγιση για την παραγωγή της απαιτούμενης άωσης. Σε αντίθεση με τα αεροσκάφη σταθερών πτερυγίων, στα οποία βάσει της ταχύτητας του ίδιου του αεροσκάφους παράγουν άωση οι πτέρυγες, στο ελικόπτερο συναντώνται περιστρεφόμενα πτερύγια, με αποτέλεσμα να δημιουργείται σχετική κίνηση των πτερυγίων και του περιβάλλοντος ρευστού η οποία οδηγεί στην παραγωγή άωσης. Η παραπάνω πρακτική παράγει ροπή στο στροφείο, η οποία μεταφέρεται στην άτρακτο του ελικοπτέρου (Torque effect). Συνεπώς απαιτείται η παρουσία δύο στροφείων, είτε ενός κυρίου και ενός ουραίου, είτε δύο αντιθέτως στρεφομένων στροφείων για την αντιστάθμιση της παραπάνω ροπής (Anti-Torque Systems). Η παρούσα εργασία αφορά ελικόπτερο με κύριο και ουραίο στροφείο, με συνέπεια η ανάλυσή της να εστιάζεται σε τέτοιου είδους ελικόπτερα. Εντούτοις, η ανάλυσή της εστιάζεται μόνο στο κύριο στροφείο. Για λόγους πληρότητας ωστόσο, αναλύονται όλοι οι μηχανισμοί λειτουργίας και ελέγχου ενός τέτοιου ελικοπτέρου και τα κύρια τμήματα του οποίου παρουσιάζονται στο Σχήμα 2.1.



Σχήμα 2.1 : Βασικά στοιχεία ελικοπτερου^[28]

Οι μηχανισμοί ελέγχου του ελικοπτερου βασίζονται στην μεταβολή της γωνίας βήματος των πτερυγίων τόσο του κύριου, όσο και του ουραίου στροφείου. Η μεταβολή αυτή μπορεί να γίνεται είτε συλλογικά για όλα τα πτερύγια ενός στροφείου (collective pitch control), είτε να αφορά το κάθε πτερύγιο μεμονωμένα (cyclic pitch control). Με αυτόν τον τρόπο, ο πιλότος έχει τη δυνατότητα να μεταβάλλει όχι μόνο το μέτρο, αλλά και την κατεύθυνση του διανύσματος της ώσης του κάθε στροφείου ξεχωριστά. Σαν αποτέλεσμα, αποκτά ισχυρό έλεγχο στην κίνηση και τον προσανατολισμό του οχήματος. Παρά την πολυπλοκότητα των μηχανισμών ελέγχου, τα ελικόπτερα είναι ευρέως διαδεδομένα, εξαιτίας της μεγάλης ευελιξίας κινήσεων που διαθέτουν, όπως επίσης και της δυνατότητας τους να επιχειρούν σε ιδιαίτερα δυσμενείς συνθήκες.

2.2 Αιώρηση ελικοπτερου

Κατά την αιώρηση του ελικοπτερου σε ακίνητο ρευστό απαιτείται παραγωγή άνωσης από το κύριο στροφέιο, ώστε να εξισορροπηθεί το βάρος του. Όμως κατά την περιστροφή των πτερυγίων εκτός από δυνάμεις άνωσης παράγονται και δυνάμεις οπισθέλκουσας. Η οπισθέλκουσα σε κάθε πτερύγιο έχει φορά εκείνη της σχετικής ταχύτητας της ροής με το πτερύγιο και όταν το αεροσκάφος αιωρείται σε ακίνητο ρευστό το μέτρο της σχετικής ταχύτητας και η κατεύθυνση της ως προς κάθε πτερύγιο είναι παντού ίδια. Το τελευταίο έχει ως αποτέλεσμα παραγωγή ροπής με ίσο μέτρο και ίδια κατεύθυνση από κάθε πτερύγιο κατά την περιστροφή του. Η παραγωγή ροπής εξισορρόπησης στο εξεταζόμενο ελικόπτερο γίνεται μέσω του ουραίου στροφείου.

2.3 Φορτία κατά την κίνηση ελικοπτέρου

Η κίνηση του ελικοπτέρου με σταθερή ταχύτητα σε ευθεία τροχιά, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.2 προκαλεί διαφορετικές ταχύτητες σχετικής ροής ως προς κάθε πτερύγιο ανάλογα με την αζιμουθιακή του θέση. Για παράδειγμα, στο άκρο του πτερυγίου, που βρίσκεται στην προελαύνουσα πλευρά (advancing side), η σχετική ροή έχει μεγαλύτερη ταχύτητα από εκείνη στο άκρο του αντιδιαμετρικού πτερυγίου (retreating side). Το αποτέλεσμα είναι να παράγεται από κάθε πτερύγιο διαφορετική άνωση και οπισθέλκουσα και να απαιτούνται επιπρόσθετες διατάξεις (control mechanisms) για την εξισορρόπηση αυτών των φορτίων. Οι σχετικές ταχύτητες της ροής ως προς κάθε ένα πτερύγιο γράφονται

$$\text{Starboard side} \quad U_{\text{eff}} = R\Omega - u$$

$$\text{Port side} \quad U_{\text{eff}} = R\Omega + u$$

Στο Σχήμα 2.2 η γωνιακή ταχύτητα του στροφείου, Ω , είναι θετική, ενώ η ταχύτητα πτήσης του ελικοπτέρου, u , είναι αρνητική. Η ακτίνα κάθε πτερυγίου συμβολίζεται με R . Το αποτέλεσμα είναι η σχετική ταχύτητα της ροής ως προς το δεξί πτερύγιο να είναι μεγαλύτερη από εκείνη στο αριστερό πτερύγιο του ελικοπτέρου, Συνεπώς, από κάθε πτερύγιο παράγεται διαφορετική άνωση και οπισθέλκουσα, αφού τα αεροδυναμικά φορτία είναι ανάλογα του τετραγώνου της σχετικής ταχύτητας της ροής. Απαιτούνται επομένως επιπρόσθετες διατάξεις για την εξισορρόπηση αυτών των φορτίων. Το μέτρο της δύναμης της άνωσης και της οπισθέλκουσας υπολογίζονται σύμφωνα με τις παρακάτω σχέσεις

$$\text{Μέτρο δύναμης άνωσης (Lift)} \quad L = \frac{1}{2} \rho C_L (a_{\text{eff}}) U_{\text{eff}}^2 S$$

$$\text{Μέτρο δύναμης οπισθέλκουσας (Drag)} \quad D = \frac{1}{2} \rho C_D (a_{\text{eff}}) U_{\text{eff}}^2 S$$

Όπου

L μέτρο της δύναμης της άνωσης [N]

D μέτρο της δύναμης της οπισθέλκουσας [N]

ρ πυκνότητα ρευστού [kg/m^3]

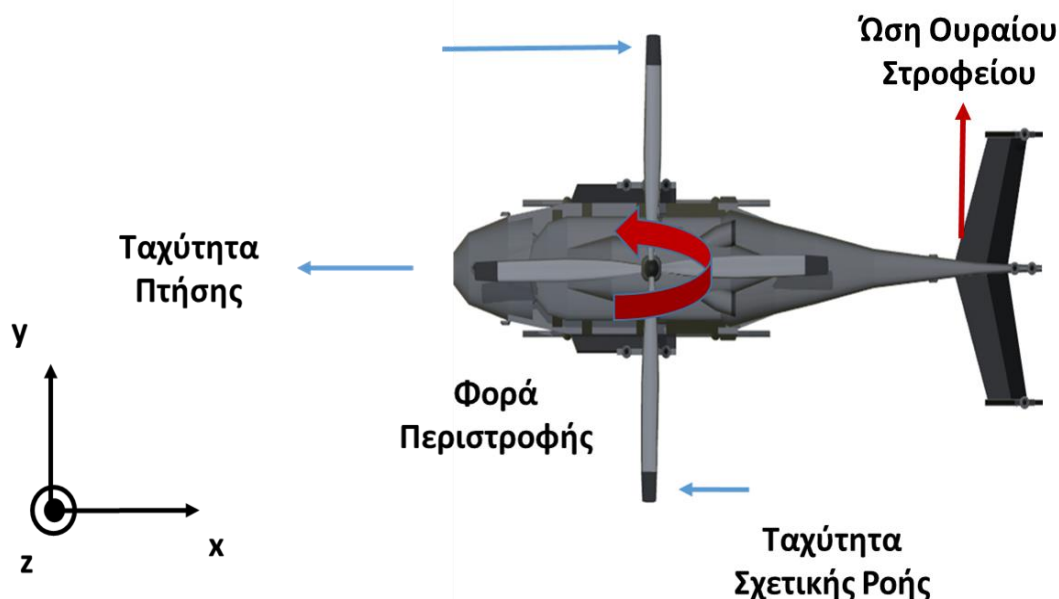
C_L αεροδυναμικός συντελεστής άνωσης

C_D αεροδυναμικός συντελεστής οπισθέλκουσας

a_{eff} η γωνία της σχετικής ροής [rad]

U_{eff} το μέτρο της σχετικής ταχύτητας [m/s]

S χαρακτηριστική επιφάνεια [m^2]



Σχήμα 2.2 : Σχετική ταχύτητα ροής και αντιστάθμισή παραγόμενης ροπής

Η αντιστάθμιση της ροπής, που δημιουργείται λόγω της μεταβολής της οπισθέλκουσας κατά την κίνηση των πτερυγίων, πραγματοποιείται με την παρουσία ενός δευτερεύοντος στροφείου στο πίσω μέρος του ελικοπτέρου (ουρά - tail) που ονομάζεται ουραίο στροφέιο (tail rotor). Το ουραίο στροφέιο παράγει ώση σε κατεύθυνση κάθετη στην άτρακτο (Σχήμα 2.2) και εξαιτίας του μοχλοβραχίονα που σχηματίζεται με το κύριο στροφέιο παράγει την απαιτούμενη ροπή. Ο μηδενικός ισολογισμός των φορτίων στις υπόλοιπες κατευθύνσεις γίνεται με την χρήση των μηχανισμών ελέγχου που παρουσιάζονται σε επόμενη παράγραφο.

2.4 Μηχανισμοί ελέγχου

Όπως αναφέρθηκε στις προηγούμενες παραγράφους, για τον έλεγχο του ελικοπτέρου κατά την πτήση του, απαιτούνται μηχανισμοί ελέγχου, οι οποίοι επιδρούν στα πτερύγια των στροφείων με τρόπο είτε συλλογικό (collective pitch control), είτε μεμονωμένο (cyclic pitch control). Στην συνέχεια παρουσιάζονται οι μηχανισμοί ελέγχου ενός ελικοπτέρου και η επίδρασή τους στην κίνησή του, καθώς και ο σκοπός εφαρμογής του ελέγχου.

Γενικός μηχανισμός ελέγχου (Collective pitch control)

Ο γενικός μηχανισμός ελέγχου επιβάλλει μία ίδια και σταθερή γωνία βήματος σε κάθε πτερύγιο του κυρίου στροφείου με σκοπό να αυξηθεί/μειωθεί η γωνία του πτερυγίου με την σχετική ροή. Αυτό θα οδηγήσει σε αύξηση/μείωση της παραγόμενης άνωσης από το κάθε πτερύγιο, άρα και της συνολικής ώσης του στροφείου. Με αυτόν τον τρόπο το ελικόπτερο μπορεί να κινηθεί κατακόρυφα.

Κυκλικός μηχανισμός ελέγχου (Cyclic pitch control)

Ο κυκλικός μηχανισμός ελέγχου (Σχήμα 2.3) μεταβάλλει την γωνία κάθε πτερυγίου (pitch angle) του κυρίου στροφείου κυκλικά, δηλαδή κατά την περιστροφή του πτερυγίου επιβάλλεται διαφορετική γωνία σε αυτό, με το χαρακτηριστικό πως τα πτερύγια έχουν την ίδια γωνία, όταν διέρχονται από την ίδια αζιμουθιακή θέση. Η παραπάνω μεταβολή της γωνίας του πτερυγίου προσεγγίζεται με μία σειρά Fourier χρησιμοποιώντας μόνο τις συχνότητες που αντιστοιχούν στις αρμονικές πρώτης τάξης, όπως φαίνεται στην παρακάτω σχέση.

$$pitch = p_{coll} + p_{cos}\cos(\psi_{blade}) + p_{sin}\sin(\psi_{blade})$$

$$\psi_{blade} = \psi_0 + \omega t$$

Όπου

$pitch$ είναι η γωνία βήματος του πτερυγίου [rad]

p_{coll} είναι η συλλογική (collective) γωνία βήματος, κοινή για όλα τα πτερύγια [rad]

p_{cos} είναι το πλάτος της μεταβολής που ακολουθεί τον νόμο του συνημιτόνου

p_{sin} είναι το πλάτος της μεταβολής που ακολουθεί τον νόμο του ημιτόνου

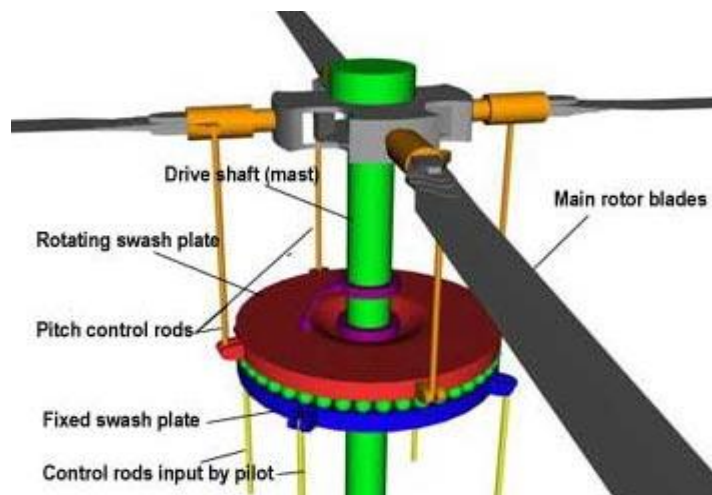
ψ_{blade} είναι η αζιμουθιακή γωνία πτερυγίου [rad]

ψ_0 είναι η αρχική αζιμουθιακή γωνία πτερυγίου [rad]

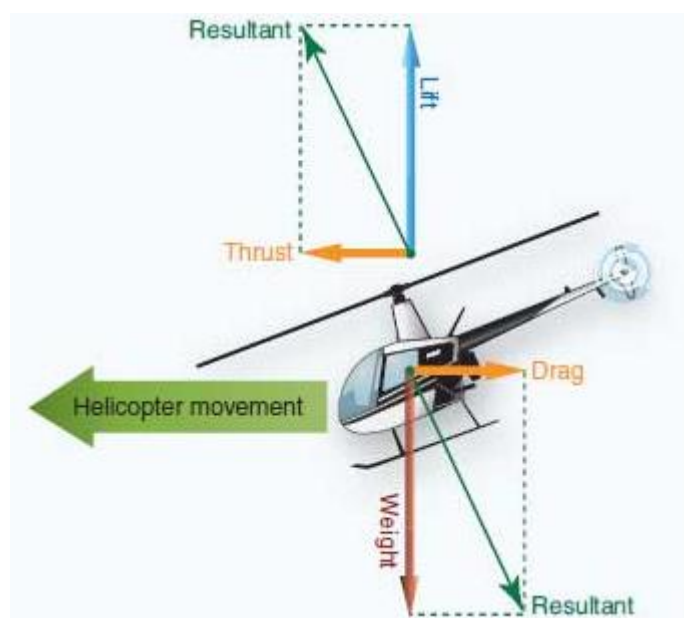
ω η σταθερή γωνιακή ταχύτητα του στροφείου [rad/s]

t ο χρόνος από την στιγμή της εκκίνησης [s]

Το παραπάνω έχει ως αποτέλεσμα να επιβάλλονται διαφορετικές γωνίες βήματος σε διαφορετικά τμήματα του στροφείου με σκοπό να δημιουργηθεί ροπή για στροφή του ελικοπτερου γύρω από τον διαμήκη άξονά του (roll attitude) και γύρω από τον εγκάρσιο άξονα (pitch attitude) της ατράκτου (fuselage) του. Οι δύο στροφές που προαναφέρθηκαν δίνουν την δυνατότητα στο ελικόπτερο για εμπρόςθια/οπίσθια και πλευρική (starboard/port) κίνηση αντίστοιχα. Από τις δύο συνιστώσες της άνωσης, η μία εξισορροπεί το βάρος του ελικοπτερου και η δεύτερη παράγει ώση για την προώθηση του ελικοπτερου στην επιθυμητή κατεύθυνση, όπως παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.4.



Σχήμα 2.3 : Μηχανισμός ελέγχου της γωνίας βήματος των πτερυγίων^[29]



Σχήμα 2.4 : Ισολογισμός δυνάμεων σε ελικόπτερο υπό κλίση^[30]

Μηχανισμός εξισορρόπησης στρεπτικής ροπής (Antitorque system)

Η τελευταία κίνηση που μπορεί να εκτελέσει το ελικόπτερο είναι η στροφή γύρω από τον κατακόρυφο άξονά του (yaw attitude). Όπως αναφέρεται στην παράγραφο 2.2, η ισορροπία του ελικοπτερου επιτυγχάνεται με την παραγωγή ροπής εξισορρόπησης από την ώση που παράγει το ουραίο στροφέιο. Μεταβάλλοντας την κλίση των πτερυγίων του ουραίου στροφείου παράγεται αυξημένη/μειωμένη ώση, η οποία οδηγεί σε αυξημένη/μειωμένη ροπή. Έτσι, ο ισολογισμός των στρεπτικών ροπών δεν προκύπτει απαραίτητα μηδενικός και το ελικόπτερο μπορεί να στρέφεται γύρω από τον κατακόρυφο άξονα της ατράκτου του.

Ρύθμιση ισχύος μηχανής (Throttle)

Η πτήση του ελικοπτέρου σχεδιάζεται, ώστε να πραγματοποιείται με σταθερή ταχύτητα περιστροφής του κύριου στροφείου (και κατ' επέκταση του κινητήρα). Όταν αλλάζουν οι συνθήκες πτήσης ή μεταβάλλονται οι γωνίες βήματος των πτερυγίων, μεταβάλλονται και τα φορτία που δέχονται τα στροφεία και συγκεκριμένα η ροπή αντίστασης. Επειδή την απαιτούμενη ροπή στο στροφείο την παρέχει ο κινητήρας, προκύπτει η ανάγκη να ελέγχεται η ισχύς του, ώστε να εξισορροπείται η ροπή του στροφείου και να διατηρούνται οι στροφές του σταθερές.

2.5 Επιπρόσθετες κινήσεις πτερυγίων

Στα πτερύγια, ειδικά του κύριου στροφείου, επειδή έχουν μεγάλο μήκος και τα φορτία που δέχονται είναι υψηλά, παράγεται αντίστοιχα ροπή υψηλού μέτρου ως προς το σημείο σύνδεσης (articulation point) του πτερυγίου με το στροφείο (hub). Για την ανακούφισή τους, στην πλειονότητα των ελικοπτέρων, οι συνδέσεις των πτερυγίων είναι ελαστικές με απόσβεση για την απορρόφηση των μεταβλητών φορτίων. Το γεγονός πως τα πτερύγια δεν είναι πακτωμένα, αλλά αρθρωτά στην βάση του στροφείου, επιτρέπει κινήσεις τους πάνω – κάτω (flapping motion) και προπόρευσης – υστέρησης (lead – lag motion). Με την πρόσδοση επιπρόσθετου βαθμού ελευθερίας στην κίνηση των πτερυγίων, επιτυγχάνεται ανάπτυξη τάσεων και παραμορφώσεων, λόγω των αδρανειακών και αεροδυναμικών φορτίων, με ομαλότερο ρυθμό. Το παραπάνω έχει ως αποτέλεσμα τα πτερύγια να μπορούν να στρέφονται μερικές μοίρες γύρω από την σύνδεσή τους τόσο στο επίπεδο περιστροφής του δρομέα (in plane motion), όσο και στο κάθετο επίπεδο (out of plane motion).

Φυσικά για λεπτομερή υπολογισμό απαιτείται και αυτές οι κινήσεις να αναπαρασταθούν κατά την επίλυση της ροής, όπως επίσης και οι υπόλοιπες προαναφερθείσες κινήσεις του Κεφαλαίου 2. Στο επόμενο κεφάλαιο αναλύονται οι μέθοδοι για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων και τον τρόπο με τον οποίο συμβάλλουν στην αριθμητική επίλυση της ροής γύρω από το ελικόπτερο.

3

Μέθοδος Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method)

Στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζεται η μέθοδος γραμμής Δράσης (Actuator Line Method) βάσει της οποίας επιτυγχάνεται η μοντελοποίηση των ανωστικών σωμάτων κατά την αριθμητική επίλυση της χρονικά μεταβαλλόμενης ροής. Επίσης αναλύονται τα βασικά χαρακτηριστικά της μεθόδου, τα οποία είναι

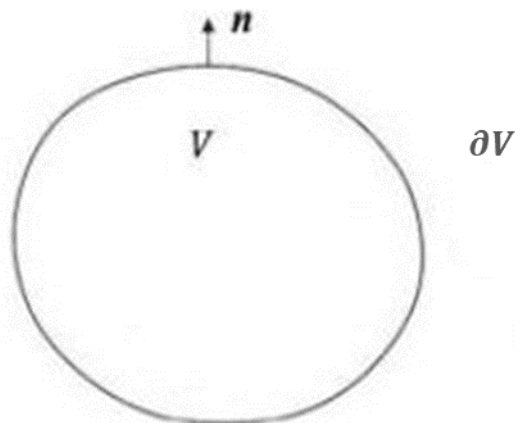
- ο υπολογισμός της χαρακτηριστικής ταχύτητας του διακριτοποιημένου στοιχείου του σώματος
- ο υπολογισμός των αεροδυναμικών φορτίων
- ο τρόπος κατανομής των αεροδυναμικών φορτίων σαν όρους πηγής στα υπολογιστικά κελιά

Ως διακριτοποιημένο στοιχείο σώματος, αναφέρεται ένα διακριτό μέρος του συνολικού σώματος. το οποίο χαρακτηρίζεται από ανεξάρτητες ιδιότητες, όπως είναι η σχετική ταχύτητα της ροής και οι αναπτυσσόμενες δυνάμεις σε αυτό.

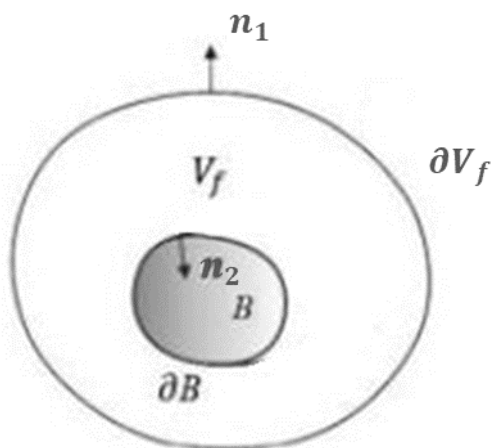
Στο παρόν κεφάλαιο η μέθοδος της Γραμμής Δράσης θα αναφέρεται για λόγους συνομιίας ως ALM (Actuator Line Method).

3.1 Μέθοδος Γραμμής Δράσης (ALM)

Η κλασική διαφορική μορφή των εξισώσεων Navier-Stokes για χρονικά μεταβαλλόμενη ροή ρευστού γύρω από τριδιάστατη γεωμετρία ανωστικού σώματος (π.χ. ακίνητη πτέρυγα) δεν εμπεριέχει όρους δυνάμεων. Η παραγωγή τους έγινε βάσει όγκου ρευστού, ο οποίος δεν περικλείει σώματα (Σχήμα 3.1). Το παραπάνω έχει ως αποτέλεσμα ο όγκος ρευστού να μην δέχεται δυνάμεις από σώματα στο εσωτερικό του και οι οποίες δεν εμφανίζονται στον ισολογισμό ορμής και ενέργειας, όπως θα συνέβαινε στην περίπτωση όγκου ελέγχου ρευστού που περικλείει σώμα (Σχήμα 3.2). Για την επίλυση του πεδίου ροής, στην συγκεκριμένη περίπτωση, απαιτείται υπολογιστικό πλέγμα που σέβεται την γεωμετρία του ορίου των σωμάτων εντός του χωρίου επίλυσης, όπως αναφέρθηκε στο Κεφάλαιο 1. Η παραγωγή του πλέγματος δυσχεραίνεται όσο αυξάνεται ο αριθμός των σωμάτων εντός του υπολογιστικού χωρίου. Όλα τα παραπάνω απαιτούν μεγαλύτερο υπολογιστικό κόστος, αφού το πλέγμα ιδανικά έχει πολύ μεγάλη πυκνωση κοντά στο υπό εξέταση αεροδυναμικό σώμα για την επίτευξη όσο το δυνατόν μεγαλύτερης ακρίβειας.



Σχήμα 3.1 : Όγκος ελέγχου ρευστού που δεν περικλείει σώματα



Σχήμα 3.2 : Όγκος ελέγχου ρευστού που περικλείει σώματα^[31]

Η ALM επιλύει το πεδίο ροής, χωρίς να λαμβάνεται υπ' όψη αυστηρά τη φυσική παρουσία του σώματος εντός του υπολογιστικού χωρίου. Αντιθέτως, αυτή εκφράζεται με την επιβολή όρων πηγής, \mathbf{f} , στις υπολογιστικές κυψέλες. Οι όροι πηγής προκύπτουν από την ύπαρξη των σωμάτων που περικλείει ο όγκος ελέγχου του ρευστού (Σχήμα 3.2), δηλαδή εξαιτίας της αλληλεπίδρασης των σωμάτων με το περιβάλλον ρευστό. Για την επίτευξη των παραπάνω απαιτείται αρχικά η μοντελοποίηση των ανωστικών σωμάτων σαν γραμμές δράσης (actuator lines) και ύστερα η διακριτοποίηση των σωμάτων (γραμμών δράσης) σε πεπερασμένους αριθμούς ευθύγραμμα τμήματα (strips) που λειτουργούν στη λογική των στοιχείων πτερύγωσης (blade elements). Οι εξισώσεις που επιλύονται είναι οι URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes) με όρους πηγής, εξαιτίας της παρουσίας σωμάτων που ασκούν δύναμη στο ρευστό.

Οι όροι πηγής σε κάθε κόμβο εξαρτώνται από την δύναμη που υπολογίζεται σε κάθε διακριτοποιημένο στοιχείο (strip) του σώματος, καθώς και από την απόστασή του από τον κόμβο. Το διανυσματικό μέγεθος \mathbf{f} [N/m^3] σε κάθε υπολογιστικό κόμβο

εκφράζει την δύναμη ανά μονάδα όγκου που επιδρά στο ρευστό, εξαιτίας της παρουσίας των σωμάτων.

Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας, δίνεται βαρύτητα στην μοντελοποίηση των αεροδυναμικών σωμάτων, όπως είναι οι πτέρυγες και τα πτερύγια δρομέων, για τα οποία οι αεροδυναμικές δυνάμεις προκύπτουν βάσει της ταχύτητας και της γωνίας τους ως προς την σχετική ροή. Οι μέθοδοι, με τις οποίες γίνεται ο προσδιορισμός της σχετικής ταχύτητας και της επιβολής των όρων πηγής, αποτελούν σημαντικά τμήματα της ALM και παρουσιάζονται στις επόμενες παραγράφους.

Τέλος, επειδή το πλέγμα για την ALM δεν σέβεται την γεωμετρία των σωμάτων, η επίλυση γίνεται ακόμα και σε ένα απλό καρτεσιανό πλέγμα, το οποίο συμβάλλει στην μείωση του κόστους επίλυσης.

3.2 Διακριτοποίηση σωμάτων

Στην περίπτωση κινουμένων ή στρεφόμενων σωμάτων, όπως είναι τα πτερύγια του δρομέα ελικοπτέρου, η ALM μοντελοποιεί τα αεροδυναμικά σώματα διακριτοποιώντας τα σε μικρές πτέρυγες πεπερασμένου εκπετάσματος (strips), για τα οποία θεωρείται πως οι δυνάμεις και οι ταχύτητες που υπολογίζονται είναι σταθερές καθ' όλο το εκπέτασμά τους. Σε κάθε strip είναι γνωστά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά (συντελεστής άνωσης, οπισθέλκουσας και ροπής) από διδιάστατη αεροδυναμική ανάλυση που πρέπει να έχει προηγηθεί. Συγκεκριμένα σε κάθε διακριτοποιημένο σώμα αντιστοιχεί ένας χαρακτηριστικός κόμβος για την αναπαράσταση της θέσης του και ονομάζεται σημείο ελέγχου του strip. Συνήθως για σημείο ελέγχου επιλέγεται το αεροδυναμικό κέντρο του strip, το οποίο βρίσκεται στο $\frac{1}{4}$ της χορδής και στο κέντρο του εκπετάσμάτος του. Κατά την πάροδο των χρονικών βημάτων και με βάση την κινηματική του σώματος (π.χ. αζιμουθιακή περιστροφή, flapping ή pitching κίνηση) υπολογίζεται εκ νέου η θέση κάθε σώματος στο απόλυτο (αδρανειακό) σύστημα αναφοράς καθώς και η σχετική του ταχύτητα με την ροή. Η σχετική ταχύτητα, σε συνδυασμό με τους πινακοποιημένους αεροδυναμικούς συντελεστές και τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του εκάστοτε strip αρκούν για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών του φορτίων (blade element analysis).

3.3 Υπολογισμός σχετικής ροής ως προς τα διακριτοποιημένα σώματα

Για τον υπολογισμό της σχετικής ταχύτητας της σχετικής ροής ως προς το διακριτοποιημένο σώμα, απαιτείται αρχικά ο προσδιορισμός της ολικής ταχύτητας της ροής στον κόμβο ελέγχου του σώματος (που αποτελεί το σημείο αναφοράς του τοπικού συστήματος, $\mathbf{x}_l = \mathbf{0}$), βάσει των ολικών ταχυτήτων που είναι αποθηκευμένες στα κέντρα των υπολογιστικών κυψελών του πλέγματος. Στη συνέχεια βάσει των συνολικών

μητρώων μετακίνησης (translation vector) και στροφής (rotation matrix) του σώματος (Παράρτημα Π1) γίνεται ο υπολογισμός της σχετικής ταχύτητας της ροής, όπως παρουσιάζεται στην παρακάτω σχέση.

$$\dot{\mathbf{x}}_g = \dot{\mathbf{T}}_{tot} + \dot{\mathbf{R}}_{tot} \mathbf{x}_l + \mathbf{R}_{tot} \dot{\mathbf{x}}_l$$

\Rightarrow

$$\dot{\mathbf{x}}_l = \mathbf{R}_{tot}^T (\dot{\mathbf{x}}_g - \dot{\mathbf{T}}_{tot} - \dot{\mathbf{R}}_{tot} \mathbf{x}_l)$$

Όπου

ο δείκτης 'g' δηλώνει το απόλυτο/αδρανειακό (global) σύστημα

ο δείκτης 'l' δηλώνει το τοπικό (local) σύστημα

$\dot{\mathbf{x}}_g = \mathbf{U}_{inflow}$ είναι η διανυσματική απόλυτη ταχύτητα της ροής

$\dot{\mathbf{x}}_l = \mathbf{U}_{eff}$ η τοπική ή σχετική ταχύτητα της ροής

$\dot{\mathbf{T}}_{tot} = \mathbf{U}_b$ είναι το ολικό διάνυσμα μετακίνησης παραγωγισμένο στον χρόνο, ώστε να εκφράζει την ταχύτητα κίνησης του σώματος

\mathbf{R}_{tot} είναι το ολικό μητρώο στροφής από το αδρανειακό (global) στο τοπικό (local) σύστημα

Αφού υπολογισθεί η σχετική ταχύτητα της ροής, υπολογίζεται και η σχετική γωνία της διδιάστατης ροής ως προς το στοιχείο της πτέρυγας. Σε αυτό το σημείο πρέπει να καταστεί σαφές ότι για να τον υπολογισμό της γωνίας πρόσπτωσης της σχετικής ροής και του μέτρου της χαρακτηριστικής ταχύτητας, λαμβάνονται υπ' όψιν μόνο οι συνιστώσες της ταχύτητας που αντιστοιχούν στο επίπεδο της αεροτομής (διδιάστατη αεροδυναμική ανάλυση). Στο Σχήμα 3.3 παρουσιάζεται ποιοτικά η γωνία a_{eff} της σχετικής ροής και οι δυνάμεις άνωσης (Lift) και οπισθέλκουσας (Drag) στο τοπικό σύστημα αναφοράς του σώματος. Η σχετική γωνία και το μέτρο της αεροδυναμικής δύναμης υπολογίζονται σύμφωνα με τις παρακάτω σχέσεις.

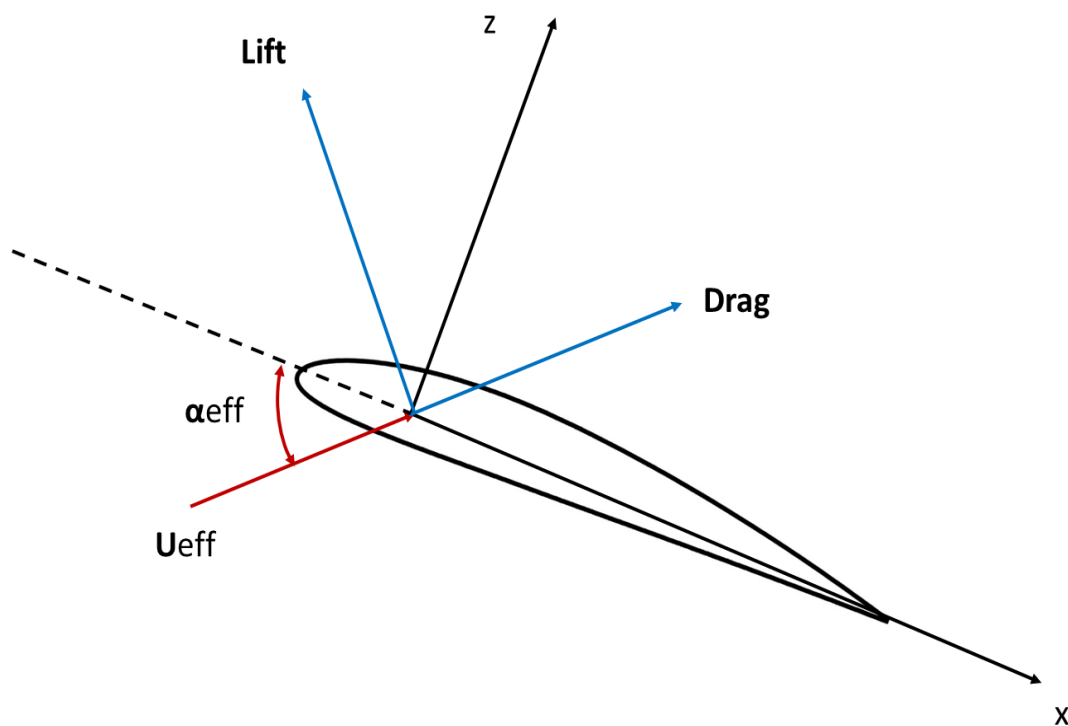
$$a_{eff} = \sin^{-1} \frac{\mathbf{U}_{eff,z}}{\|\mathbf{U}_{eff}\|}$$

$$\text{Μέτρο δύναμης άνωσης (Lift)} \quad L = \frac{1}{2} \rho C_L(a_{eff}) \mathbf{U}_{eff}^2 c \Delta b$$

$$\text{Μέτρο δύναμης οπισθέλκουσας (Drag)} \quad D = \frac{1}{2} \rho C_D(a_{eff}) \mathbf{U}_{eff}^2 c \Delta b$$

Όπου

- α_{eff} η γωνία της σχετικής ροής [rad]
- L μέτρο της δύναμης της άνωσης [N]
- D μέτρο της δύναμης της οπισθέλκουσας [N]
- ρ πυκνότητα ρευστού [kg/m^3]
- C_L αεροδυναμικός συντελεστής άνωσης [-]
- C_D αεροδυναμικός συντελεστής οπισθέλκουσας [-]
- U_{eff} το μέτρο της σχετικής ταχύτητας [m/s]
- c η χορδή διακριτοποιημένου σώματος [m]
- Δb το πλάτος (εκπέτασμα) του διακριτοποιημένου σώματος [m]



Σχήμα 3.3 : Τοπικό σύστημα αεροτομής για τον υπολογισμό της σχετικής ταχύτητας και γωνίας της ροής και των αναπτυσσόμενων δυνάμεων

Υπάρχουν διάφορες μέθοδοι υπολογισμού της απόλυτης ταχύτητας της ροής στον κόμβο του σώματος από την αντίστοιχη στους κόμβους του πλέγματος. Οι μέθοδοι που χρησιμοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας παρουσιάζονται στην συνέχεια.

Παρεμβολή εντός υπολογιστικού κελιού

Η παρούσα μέθοδος απαιτεί την εύρεση του υπολογιστικού κελιού εντός του οποίου ανήκει το σημείο ελέγχου του διακριτοποιημένου στοιχείου, βάσει της θέσης του για το τρέχον χρονικό βήμα. Στη συνέχεια υπολογίζονται οι χωρικές παράγωγοι των ταχυτήτων στο κέντρο (κεντροκυψελική προσέγγιση) του τριδιάστατου κελιού και εφαρμόζοντας γραμμική παρεμβολή (ανάπτυγμα Taylor πρώτης τάξης ακρίβειας), όπως φαίνεται στην παρακάτω σχέση, υπολογίζεται η ταχύτητα για την τυχαία θέση του σώματος εντός του κελιού.

$$U(\mathbf{x} + \Delta\mathbf{x}) = U(\mathbf{x}) + \nabla U \Delta\mathbf{x}$$

Όπου

U η ταχύτητα αποθηκευμένη στο κέντρο του κελιού

∇U η παράγωγος της ταχύτητας αποθηκευμένη στο κέντρο του κελιού

\mathbf{x} η θέση του κέντρου του κελιού

$\Delta\mathbf{x}$ η απόσταση του κόμβου του σώματος από το κέντρο του κελιού κελιού

Σταθμισμένη παρεμβολή υπολογιστικών κελιών

Όταν είναι επιθυμητό (για λόγους μείωσης του υπολογιστικού θορύβου) η παρεμβολή για τον υπολογισμό της απόλυτης ταχύτητας να επεκτείνεται σε περισσότερα του ενός κελιά, επιλέγεται η σταθμισμένη παρεμβολή. Η παραπάνω μέθοδος σταθμίζει τις ταχύτητες που είναι αποθηκευμένες στα κέντρα των υπολογιστικών κυψελών, σύμφωνα με τον όγκο τους και την απόστασή τους από τον κόμβο του σώματος. Τα κελιά που λαμβάνουν μέρος στην παρεμβολή βρίσκονται σε απόσταση μικρότερη του $2\Delta x$ από τον εξεταζόμενο κόμβο του σώματος, όπου Δx το χαρακτηριστικό μήκος των υπολογιστικών κυψελών στη γειτονιά του εξεταζόμενου κόμβου. Η στάθμιση γίνεται σύμφωνα με τις rbf συναρτήσεις (radial basis functions)[32].

Μία παραλλαγή της μεθόδου αποτελεί η παρεμβολή μόνο για τα κελιά που βρίσκονται εντός του πλάτους του σώματος (strip) και η απόσταση από τον εξεταζόμενο κόμβο του σώματος είναι μικρότερη του $2\Delta x$, δηλαδή επιπροσθέτως ισχύει η συνθήκη

$$\|(\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_p) \cdot \mathbf{i}_r\| \leq 0.5\Delta r$$

Όπου

\mathbf{x}_c η θέση του κόμβου C στο κέντρο του εξεταζόμενου κελιού

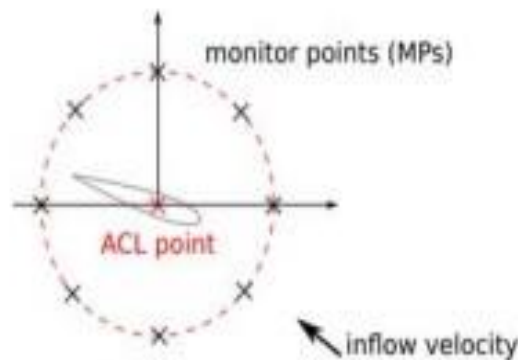
\mathbf{x}_p η θέση του σώματος P

\mathbf{i}_r το μοναδιαίο διάνυσμα στην κατεύθυνση του πλάτους

Δr το πλάτος (εκπέτασμα) του διακριτοποιημένου σώματος (strip)

Αριθμητικός μέσος πολλαπλών σημείων

Στην παρούσα μέθοδο, επιλέγεται μία ακτίνα σάρωσης R των κόμβων του πλέγματος με κέντρο τον κόμβο ελέγχου (αεροδυναμικό κέντρο) του διακριτοποιημένου σώματος. Η σάρωση γίνεται στο επίπεδο της τοπικής αεροτομής. Υπολογίζεται η μέση τιμή της ολικής ταχύτητας των κόμβων, οι οποίοι βρίσκονται σε απόσταση ίση (ή για υπολογιστικούς σκοπούς, πολύ κοντά) με R , όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.4.



Σχήμα 3.4 : Σάρωση πολλαπλών σημείων για υπολογισμό της σχετικής ροής^[26]

3.4 Επιβολή όρων πηγής

Οι όροι πηγής εκφράζουν δύναμη ανά μονάδα όγκου. Μετά τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων που παρουσιάστηκε στην παράγραφο 3.3, έπεται η αναγωγή τους στον όγκο και η στάθμισή του μέτρου κατά την διάδοσή τους στα κέντρα των υπολογιστικών κυψελών, διαδικασία που γίνεται με διάφορες μεθόδους που αναλύονται στην συνέχεια. Ακόμη γίνεται μια προσπάθεια αποτίμησης των πλεονεκτημάτων και των μειονεκτημάτων της κάθε μεθόδου.

3.4.1 Μέθοδοι επιβολής όρων πηγής

Ισότροπη Κατανομή Gauss

Μέσω μίας κατανομής Gauss υπολογίζεται μία παράμετρος στάθμισης και αναγωγής της δύναμης του κάθε stir σαν όρος πηγής για κάθε κόμβο του πλέγματος. Η αναγωγή αυτή πραγματοποιείται βάσει της απόστασης του κέντρου της υπολογιστικής κυψέλης από τον κόμβο του σώματος. Πρακτικά προκύπτει μια σφαιρική κατανομή των δυνάμεων του κάθε διακριτοποιημένου σώματος με κέντρο το σημείο ελέγχου του. Η παράμετρος στάθμισης υπολογίζεται

$$\eta_{p,c} = \frac{1}{\varepsilon^3 \pi^{3/2}} \exp \left[- \left(\frac{\| \mathbf{x}_c - \mathbf{x}_p \|}{\varepsilon} \right)^2 \right]$$

Όπου

$\eta_{p,c}$ η παράμετρος αναγωγής και στάθμισης για τον κόμβο C με βάση την απόστασή του από το σώμα P

ε η ακτίνα της κατανομής Gauss, παράμετρος η οποία επιλέγεται αυθαίρετα από το χρήστη

\mathbf{x}_c η θέση του εξεταζόμενου κελιού

\mathbf{x}_p η θέση του σώματος

Ο όρος πηγής \mathbf{f} για τον κόμβο C με βάση τα αεροδυναμικά φορτία του σώματος P υπολογίζεται

$$\mathbf{f}_{p,c} = \eta_{p,c} \mathbf{F}_p$$

Όπου

\mathbf{F}_p η δύναμη που ασκείται από το σώμα P στο ρευστό

Τέλος, αθροιστικά υπολογίζεται το μέγεθος του όρου πηγής για τον κόμβο C από την επίδραση του συνόλου M των διακριτοποιημένων σωμάτων.

$$\mathbf{f}_c = \sum_1^M \eta_{p,c} \mathbf{F}_p$$

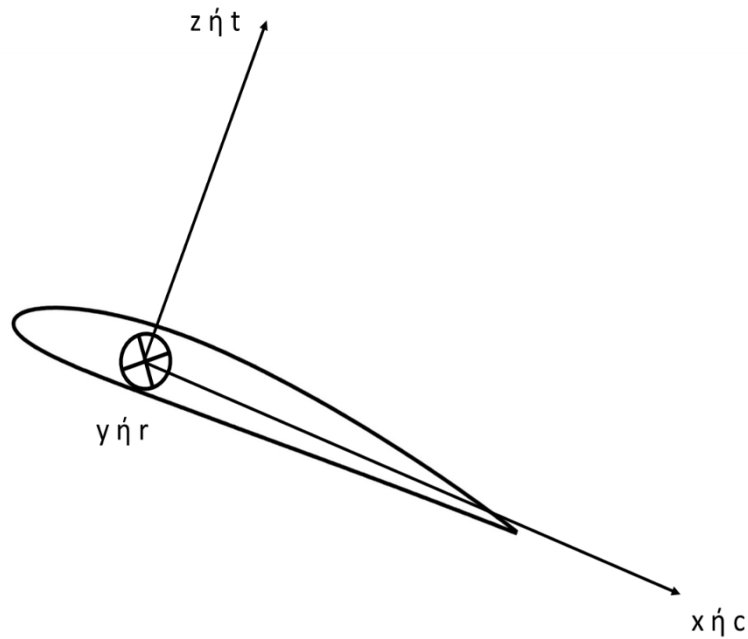
Συνηθίζεται η ακτίνα ε της ισοτροπικής κατανομής Gauss να επιλέγεται ως πολλαπλάσιο της χωρικής διακριτοποίησης (χαρακτηριστικό μήκος κυψέλης) ή ως πολλαπλάσιο της χορδής των ανωστικών σωμάτων. Αν η ακτίνα ε δηλώνεται ως πολλαπλάσιο της χωρικής διακριτοποίησης επιτυγχάνεται η αναλογία της με τις διαστάσεις των υπολογιστικών κυψελών. Αντιθέτως, αν η ακτίνα ε δηλώνεται ως πολλαπλάσιο της χορδής, επιτυγχάνεται η αναλογία της με την γεωμετρία του εξεταζόμενου σώματος.

Μη ισοτροπική κατανομή Gauss

Σε αντίθεση με την ισότροπη κατανομή Gauss, η παρούσα μέθοδος κατανέμει τους όρους πηγής με διαφορετική βαρύτητα σε κάθε μία από τις τρεις ανεξάρτητες διευθύνσεις του τοπικού συστήματος αναφοράς του σώματος. Η διαφορετική βαρύτητα σε κάθε κατεύθυνση επιτρέπει την επιβολή όρων πηγής με σεβασμό σε μία

προσεγγιστική γεωμετρία της πτέρυγας και δεν αντιμετωπίζεται το σώμα ως σφαίρα, όπως συμβαίνει στην προηγούμενη μέθοδο.

Συγκεκριμένα επιλέγονται τρεις ακτίνες, ισοδύναμες με την ακτίνα ε της ισότροπης κατανομής Gauss, μία για κάθε κατεύθυνση (κατεύθυνση χορδής-chord ε_c , πλάτους-span ε_r και πάχους-thickness ε_t). Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας για το σύστημα του διακριτοποιημένου σώματος, η κατεύθυνση x αντιστοιχεί στην κατεύθυνση της χορδής, η κατεύθυνση y αντιστοιχεί στην κατεύθυνση του πλάτους (ή διαφορετικά της ακτίνας) και η z σε εκείνη του πάχους, όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.5.



Σχήμα 3.5 : Τοπικό σύστημα συντεταγμένων σώματος για υπολογισμό της απόστασης σε κάθε κατεύθυνση

Ο υπολογισμός της παραμέτρου στάθμισης και αναγωγής γίνεται σύμφωνα με τις συνιστώσες της θέσης του υπολογιστικού κόμβου C που αντιστοιχούν στο τοπικό σύστημα του σώματος που προαναφέρθηκε (Σχήμα 3.5). Η παράμετρος γράφεται

$$\eta_{p,c} = \frac{1}{\varepsilon_c \varepsilon_r \varepsilon_t \pi^{3/2}} \exp \left[- \left(\frac{x_c^c}{\varepsilon_c} \right)^2 - \left(\frac{x_r^c}{\varepsilon_r} \right)^2 - \left(\frac{x_t^c}{\varepsilon_t} \right)^2 \right]$$

$$x_c^c = (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_p) \cdot \mathbf{i}_c$$

$$x_r^c = (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_p) \cdot \mathbf{i}_r$$

$$x_t^c = (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_p) \cdot \mathbf{i}_t$$

Όπου

$\eta_{p,c}$ η παράμετρος αναγωγής και στάθμισης της δύναμης του σώματος P για τον κόμβο C
 ε_c η ακτίνα της κατανομής Gauss στην κατεύθυνση της χορδής, παράμετρος η οποία επιλέγεται αυθαίρετα από το χρήστη

ε_r η ακτίνα της κατανομής Gauss στην κατεύθυνση της ακτίνας/πλάτους, παράμετρος η οποία επιλέγεται αυθαίρετα από το χρήστη

ε_t η ακτίνα της κατανομής Gauss στην κατεύθυνση του πάχους, παράμετρος η οποία επιλέγεται αυθαίρετα από το χρήστη

x_c^c η συνιστώσα της απόστασης του υπολογιστικού κόμβου C από τον κόμβο P στην κατεύθυνση της χορδής του τοπικού συστήματος

x_r^c η συνιστώσα της απόστασης του υπολογιστικού κόμβου C από τον κόμβο P στην κατεύθυνση του πλάτους του τοπικού συστήματος

x_t^c η συνιστώσα της απόστασης του υπολογιστικού κόμβου C από τον κόμβο P στην κατεύθυνση του πάχους του τοπικού συστήματος

x_c η θέση του κέντρου της υπολογιστικής κυψέλης C

x_p η θέση του σώματος P

i_c το μοναδιαίο διάνυσμα στην κατεύθυνση της χορδής

i_r το μοναδιαίο διάνυσμα στην κατεύθυνση του πλάτους

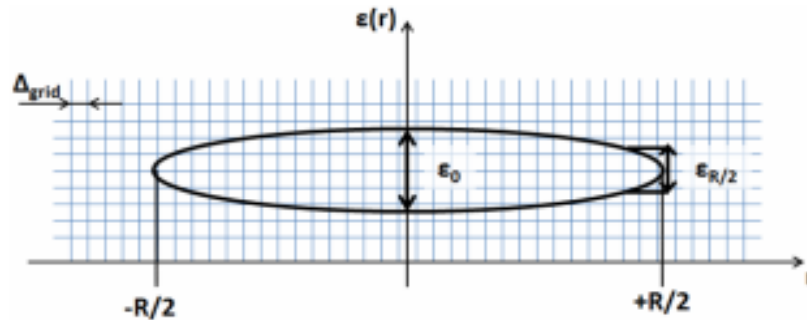
i_t το μοναδιαίο διάνυσμα στην κατεύθυνση του πάχους

Ο υπολογισμός της συνολικής συνεισφοράς των δυνάμεων όλων των σωμάτων στον όρο πηγής του υπολογιστικού κόμβου C πραγματοποιείται, όπως εκφράστηκε στην προηγούμενη παράγραφο.

Ελλειπτική κατανομή Gauss

Στην περίπτωση των πτερύγων με μεταβλητό μήκος χορδής κατά το εκπέτασμα (λόγου χάρι πτερύγια ανεμογεννητριών), αλλά και για αναπαράσταση των ελλειπτικού τύπου φορτίων που παράγονται στις πτέρυγες, γίνεται χρήση της επιβολής όρων πηγής βάσει ελλειπτικής κατανομής. Η κατανομή των αεροδυναμικών φορτίων επηρεάζεται στην βάση του πτερυγίου, εξαιτίας της μη αεροδυναμικής γεωμετρίας του για λόγους μηχανικής αντοχής, καθώς και στο άκρο του, όπου το ρευστό διαφεύγει προς την κατεύθυνση του πλάτους λόγω τριδιάστατων φαινομένων. Ως εκ τούτου, δημιουργούνται ισχυροί ακροστρόβιλοι με έντονο κατώρευμα που μειώνουν την ενεργή γωνία πρόσπτωσης στις κοντινές περιοχές. Ίδιας φύσης ακροστρόβιλοι, αλλά μικρότερης έντασης δημιουργούνται και στη ρίζα, όταν τα πτερύγια μελετώνται μεμονωμένα, χωρίς την παρουσία στροφείου (hub). Σαν αποτέλεσμα, σε αυτές τις περιοχές τα αεροδυναμικά φορτία είναι μειωμένα. Για την καλύτερη αναπαράσταση αυτής της τοπικής μείωσης των φορτίων, αλλά και για την καλύτερη μοντελοποίηση της μεταβολής της χορδής κατά το

εκπέτασμα του πτερυγίου, είναι επιθυμητό η ακτίνα, ε , της κατανομής Gauss να είναι ανάλογη μίας ισοδύναμης χορδής, c^* , η οποία μεταβάλλεται μέσω ενός ελλειπτικού νόμου σε κάθε θέση της πτέρυγας. Ο σταθερός λόγος ε/c^* παρέχει την δυνατότητα, η ακτίνα ε να είναι μικρότερη στις θέσεις όπου παρατηρούνται μικρότερα αεροδυναμικά φορτία, ενώ στην αντίθετη περίπτωση είναι μεγαλύτερη για να διαδοθεί η επίδραση των μεγαλύτερων φορτίων 'βαθύτερα' στο υπολογιστικό πλέγμα, όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.6.



Σχήμα 3.6 : Ελλειπτική κατανομή της ακτίνας Gauss, ε , κατά το εκπέτασμα πτερυγίου^[33]

Επίσης η μικρή ακτίνα της κατανομής Gauss στο άκρο του πτερυγίου οδηγεί σε πιο ταχεία πτώση των αεροδυναμικών φορτίων κατά το εκπέτασμα. Εναλλακτικά, θα μπορούσε κανείς να πει ότι επιτυγχάνεται μεγαλύτερη κλίση στη μεταβολή της παραγόμενης στροβιλότητας $\left(\frac{d\Gamma}{dy}\right)$ με αποτέλεσμα να ενισχύεται η ένταση των στροβίλων που απελευθερώνονται από το χείλος εκφυγής της πτέρυγας. Σημειώνεται ότι η ακτίνα ε που προκύπτει στη ρίζα και στο άκρο του πτερυγίου είναι μηδενική. Για λόγους υπολογιστικής ευστάθειας κάτι τέτοιο δεν μπορεί να είναι αποδεκτό. Πρακτικά, επιλέγεται από το χρήστη μία ελάχιστη τιμή της ακτίνας ε , η οποία με βάση τα όσα προτείνονται στη βιβλιογραφία για την τυπική ισοτροπική κατανομή Gauss, αναμένεται να παίρνει τιμές $1 \div 2\Delta x$.

Σύμφωνα με το [33] για τον υπολογισμό της τοπικής ακτίνας της κατανομής Gauss υπολογίζονται πρώτα η μέση ακτίνα \bar{c} και ο λόγος επιμήκους (Aspect Ratio AR) της πτέρυγας με ακτίνα R.

$$\bar{c} = \frac{1}{R} \int_0^R c(r) dr$$

$$AR = \frac{R}{\bar{c}}$$

Στη συνέχεια υπολογίζεται η χορδή $c^*(r^*)$ μίας ισοδύναμης ελλειπτικής πτέρυγας με το ίδιο AR

$$c^*(r^*) = c_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2r^*}{R}\right)^2}, \quad r^* \in \left[-\frac{R}{2}, \frac{R}{2}\right]$$

$$c_0 = \frac{4}{\pi} \bar{c}$$

Ακολουθεί η επιλογή της ελάχιστης ακτίνας $\varepsilon_{R/2}$ της κατανομής ως πολλαπλάσιο της διακριτοποίησης Δx του χώρου

$$\varepsilon_{R/2} = n_{min} \Delta x$$

Προτείνεται $n_{min} > 1$ για αποφυγή υπολογιστικής αστάθειας. Επίσης ορίζεται και η μέγιστη ακτίνα ε_0 ως πολλαπλάσιο της διακριτοποίησης Δx του χώρου

$$\varepsilon_0 = n_{max} \Delta x$$

$$\frac{n_{max} \Delta x}{R} \in [0.08, 0.10]$$

Τελικά ορίζεται ο λόγος της ακτίνας με την ισοδύναμη χορδή $\varepsilon(r^*)/c^*$, ο οποίος εξισώνεται με τον σταθερό λόγο ε_0/c_0

$$\frac{\varepsilon(r^*)}{c^*} = \frac{\varepsilon_0}{c_0} = 0.25 \left(\frac{n_{max} \Delta x}{R} \right) (\pi AR) = \text{σταθερό}$$

\Rightarrow

$$\varepsilon(r^*) = c^*(r^*) \frac{\varepsilon_0}{c_0}$$

Για τον υπολογισμό των όρων πηγής επιλέγεται η μεγαλύτερη τιμή μεταξύ της ελάχιστης ακτίνας και της υπολογισθείσας ακτίνας από την παραπάνω εξίσωση.

$$\varepsilon(r^*) = \text{MAX}(\varepsilon(r^*), \varepsilon_{R/2})$$

Αφού υπολογισθεί η ακτίνα της ελλειπτικής ισοτροπικής κατανομής Gauss για το δεδομένο σώμα (strip), η επιβολή των όρων πηγής γίνεται σύμφωνα με την διαδικασία που παρουσιάστηκε στην παράγραφο για την τυπική ισοτροπική κατανομή. Τα βήματα που προηγήθηκαν εφαρμόζονται για τον υπολογισμό της ακτίνας ε και της επιβολής των όρων πηγής για κάθε ένα διακριτοποιημένο σώμα (strip).

3.4.2 Πλεονεκτήματα μεθόδων κατανομής όρων πηγής

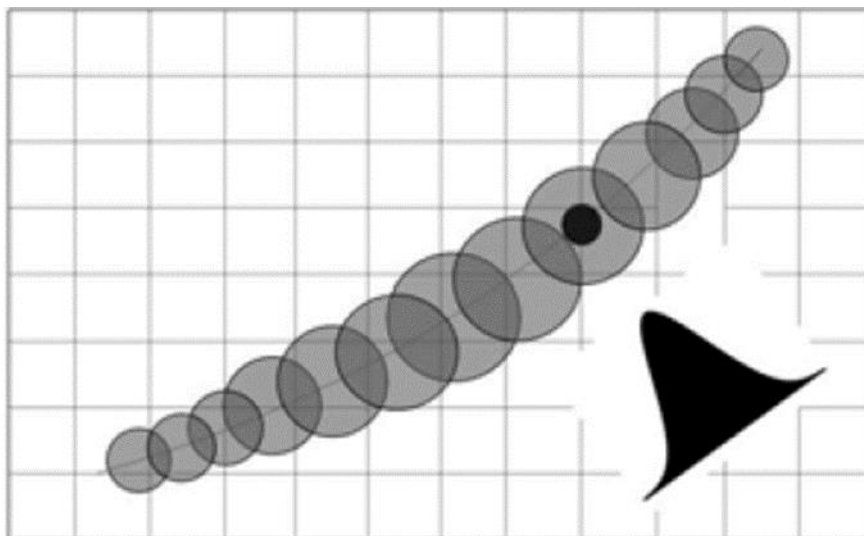
Η κάθε μέθοδος για την κατανομή των όρων πηγής στα κέντρα των υπολογιστικών κυψελών, που αναλύθηκε στην Παράγραφο 3.4.1, χαρακτηρίζεται από συγκεκριμένα πλεονεκτήματα, τα οποία παρουσιάζονται στην συνέχεια.

Ισοτροπική Κατανομή Gauss

Όπως σχολιάστηκε στην Παράγραφο 3.4.1, η επιλογή της ακτίνας ϵ της κατανομής Gauss μπορεί να γίνει είτε ως πολλαπλάσιο της χωρικής διακριτοποίησης Δx , είτε ως πολλαπλάσιο της χορδής c του εξεταζόμενου σώματος.

Η επιλογή σταθερού λόγου $\epsilon/\Delta x$ επιτυγχάνει υπολογιστική ευστάθεια στην λύση, καθώς αποφεύγεται η αναπαράσταση των strips σαν ιδιόμορφων σημείων, λόγω μιας πιθανώς πολύ μικρής τιμής του πυρήνα, ϵ , της κατανομής. Βέβαια, η υιοθέτηση μιας τέτοιας τεχνικής δεν συνεπάγεται ορθή αναπαράσταση της εξεταζόμενης γεωμετρίας. Στον αντίποδα, η παρούσα τεχνική υπερτερεί έναντι των υπολοίπων λόγω της απλότητας και της αποτελεσματικότητάς της. Απαιτείται, ωστόσο, να ελέγχεται η αναλογία της χωρικής διακριτοποίησης και των γεωμετρικών χαρακτηριστικών των σωμάτων για την ακριβέστερη δυνατή έκφραση των φορτίων.

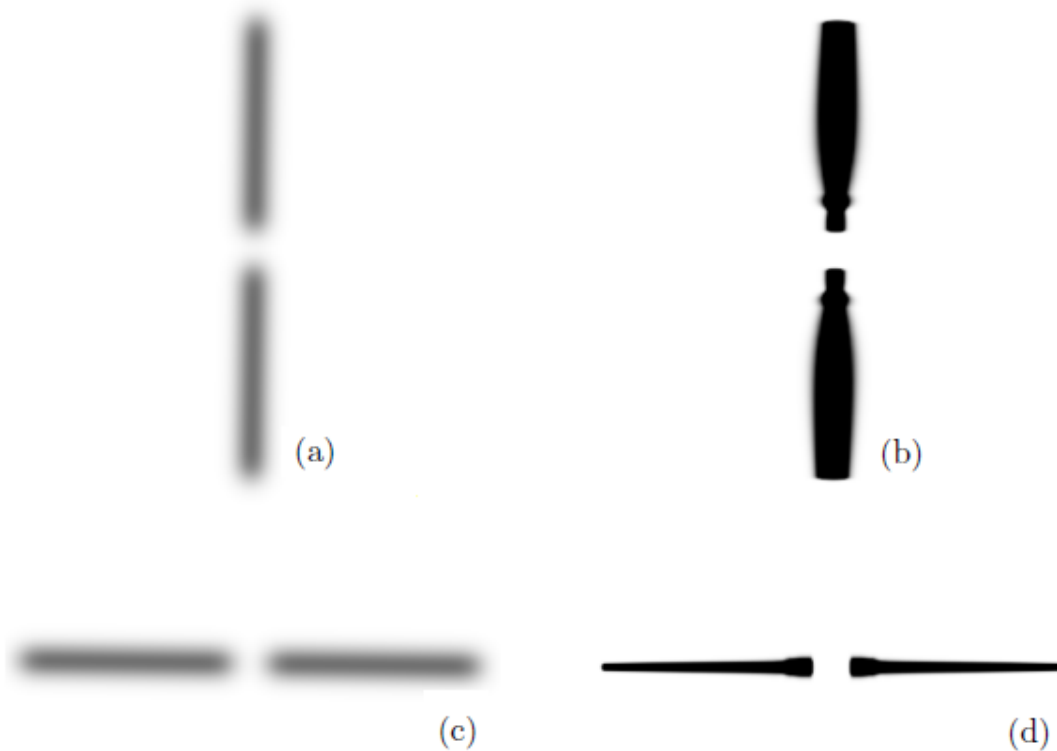
Η επιλογή σταθερού λόγου ϵ/c οδηγεί σε ισοτροπική κατανομή, η οποία έρχεται ένα βήμα πιο κοντά στην πραγματική γεωμετρία του ανωστικού σώματος, καθώς το εκάστοτε διακριτοποιημένο σώμα και η επίδραση του στο περιβάλλον ρευστό αντιπροσωπεύονται ως σφαίρα της οποίας η διάμετρος συγκρίνεται ποσοτικά με την χορδή, όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.7. Το αποτέλεσμα είναι να γίνεται κατανομή των φορτίων που ακολουθούν πιο πιστά τη γεωμετρία του περυγίου. Η επιλογή σταθερού λόγου ϵ/c σέβεται, όμως, μόνο το μέτρο της χορδής και όχι το πλάτος ή το πάχος του σώματος (strip). Το αποτέλεσμα είναι η μοντελοποίηση των φορτίων να γίνεται βάσει μόνο μίας γεωμετρικής ποσότητας (εδώ βάσει της χορδής c), η οποία δεν εκφράζει πλήρως τον τριδιάστατο χαρακτήρα του σώματος, περιορίζοντας την ακρίβεια που μπορεί να επιτευχθεί.



Σχήμα 3.7 : Κατανομή φορτίων βάσει ισοτροπικής κατανομής^[34]

Μη ισοτροπική κατανομή Gauss

Χαρακτηριστικό της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss είναι η επιλογή μίας ακτίνας ϵ της κατανομής για κάθε μία κατεύθυνση στο τοπικό σύστημα του σώματος (ϵ_c , ϵ_r και ϵ_t για την κατεύθυνση χορδής, εκπετάσματος και πάχους αντίστοιχα). Η παραπάνω πρακτική οδηγεί σε μία κατανομή που προσεγγίζει καλύτερα την πραγματική γεωμετρία ενός πτερυγίου, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.8. Στο Σχήμα 3.8 γίνεται αισθητή η διαφορά στην γεωμετρία που αντιπροσωπεύουν οι κατανεμημένοι όροι πηγής για ισοτροπική και μη ισοτροπική κατανομή Gauss, καθώς η μη ισοτροπική κατανομή εκφράζει πιο πιστά την πραγματική γεωμετρία των πτερυγίων.



Σχήμα 3.8 : Κατανομή όρων πηγής ως προς την κάτοψη (a και b) και την πλάγια όψη (c και d) για την ισοτροπική κατανομή Gauss (a και c) και για την μη ισοτροπική κατανομή Gauss (b και d)^[22]

Ελλειπτική κατανομή Gauss

Όπως σχολιάστηκε στην Παράγραφο 3.4.1, η ελλειπτική κατανομή Gauss προσδίδει βαρύτητα στην μοντελοποίηση των φορτίων, των οποίων η ένταση διαφοροποιείται σημαντικά στα δύο άκρα της πτέρυγας. Στην γενική περίπτωση η χορδή της πτέρυγας μεταβάλλεται κατά το εκπέτασμά της. Οι υπολογισμοί βασίζονται σε χορδή c^* που αντιστοιχεί σε ισοδύναμη πτέρυγα με ίδιο λόγο επιμήκους (Aspect Ratio AR). Οι σφαιρικές κατανομές με σταθερό λόγο ϵ/c^* που προκύπτουν σε κάθε ακτινική θέση (δηλαδή κατά το εκπέτασμα) έχουν διαφορετική ακτίνα ϵ . Σκοπός είναι να αναδεικνύεται η ένταση της φόρτισης σε κάθε θέση. Για παράδειγμα έχει προαναφερθεί πως στο μέσο του μήκους πτέρυγας σταθερής γεωμετρίας αναπτύσσονται φορτία μεγαλύτερου μέτρου. Τα εντονότερα φορτία και η 'βαθύτερη' επίδρασή τους στο πλέγμα αντιπροσωπεύονται από μία ισότροπη (σφαιρική) κατανομή Gauss με μεγαλύτερη ακτίνα ϵ . Το αποτέλεσμα της παραπάνω πρακτικής είναι η πιο πιστή αναπαράσταση της μεταβαλλόμενης κατά το εκπέτασμα φόρτισης της πτέρυγας.

Για την επίτευξη των επιθυμητών αποτελεσμάτων είναι αναμενόμενο να γίνονται συμβιβασμοί κατά την επιλογή των παραμέτρων, ώστε να υπάρξει ισορροπία στην

βαρύτητα που προσδίδεται στην ευστάθεια, στον ελλειπτικό χαρακτήρα των φορτίσεων και στην γεωμετρία. Ο Πίνακας 3.1 περιλαμβάνει συγκεντρωτικά τα πλεονεκτήματα κάθε μεθόδου επιβολής όρων πηγής, τα οποία αναφέρθηκαν στην παρούσα παράγραφο.

Πίνακας 3.1 : Χαρακτηριστικά και πλεονεκτήματα μεθόδων επιβολής όρων πηγής

Μέθοδος	Χαρακτηριστικό	Πλεονέκτημα
Ισοτροπική κατανομή Gauss	$\varepsilon/\Delta x = \text{σταθερό}$	Αποφυγή υπολογιστικής αστάθειας
Ισοτροπική κατανομή Gauss	$\varepsilon/c = \text{σταθερό}$	Σεβασμός στην γεωμετρία του σώματος
Μη ισοτροπική κατανομή Gauss	$\varepsilon_c, \varepsilon_r$ και ε_t	Σεβασμός στην τριδιάστατη γεωμετρία του σώματος
Ελλειπτική κατανομή Gauss	$\varepsilon/c^* = \text{σταθερό}$	Σεβασμός στην ελλειπτική κατανομή των φορτίσεων

3.5 Προγραμματισμός μεθόδων

Στα πλαίσια της παρούσας μεταπτυχιακής εργασίας συμπληρώθηκαν, σε ήδη υπάρχοντα κώδικα FORTRAN 90 του Εργαστηρίου Αεροδυναμικής, η μέθοδος ακτινικής σάρωσης των ταχυτήτων στα κέντρα των κυψελών, η μέθοδος για την παραλλαγή της σταθμισμένης παρεμβολής ταχυτήτων και οι μέθοδοι για την επιβολή των όρων πηγής, εκτός της ισοτροπικής κατανομής Gauss που προϋπήρχε. Σκοπός είναι να πραγματοποιηθεί σύγκριση μεταξύ των άλλων μεθόδων μοντελοποίησης ροών και της μεθόδου Γραμμής Δράσης. Επίσης συγκρίνονται και οι διάφορες μέθοδοι για τον υπολογισμό της ταχύτητας και της επιβολής όρων πηγής στα πλαίσια της εφαρμογής της ALM.

Η σύγκριση της ALM και των υπολοίπων μεθόδων έγινε βάσει της ώσης και της συνολικής ισχύος του κύριου στροφείου του ελικοπτέρου και των κατανεμημένων μεγεθών της ροής σε ορισμένες χαρακτηριστικές θέσεις κατά το εκπέτασμα των πτερυγίων. Σημειώνεται πως οι παραπάνω συγκρίσεις οδηγούν μόνο σε ποιοτικά συμπεράσματα σχετικά με τις διάφορες εκδοχές της ALM. Μια διαδικασία μεγαλύτερης πιστότητας θα μπορούσε να είναι η σύγκριση των κατανεμημένων φορτίων που αναπτύσσονται κατά το εκπέτασμα των πτερυγίων με τα αντίστοιχα που προκύπτουν από τριδιάστατους υπολογισμούς της πραγματικής γεωμετρίας (ιδανικά με CFD) με συνέπεια το υψηλό υπολογιστικό κόστος. Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας δεν κρίθηκε σκόπιμο να γίνει ορθή αναπαράσταση των κατανεμημένων φορτίων, αλλά να αποτελέσει αντικείμενο μελέτης μελλοντικής εργασίας.

4

Αποτελέσματα προσομοιώσεων και σχολιασμός

Στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζονται και σχολιάζονται τα αποτελέσματα των υπολογισμών που πραγματοποιήθηκαν με χρήση της μεθόδου Γραμμής Δράσης για λειτουργία του ελικοπτέρου σε μη συνεκτική ροή που χαρακτηρίζεται από χαμηλούς αριθμούς Mach. Οι συγκρίσεις γίνονται μεταξύ των διαφόρων μεθόδων επιβολής όρων πηγής και υπολογισμού της επαγόμενης ταχύτητας (Κεφάλαιο 3), βάσει των ολοκληρωμένων μεγεθών του δρομέα (ώση και συνολικής ισχύς) και των αεροδυναμικών μεγεθών σε διαφορετικές χαρακτηριστικές ακτινικές θέσεις του πτερυγίου. Όλα τα μεγέθη ελέγχονται βάσει των αποτελεσμάτων του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP που υλοποιεί διάφορες Τριδιάστατες Στροβιλές Μεθοδολογίες, όπως η Γραμμή Άνωσης, η Επιφάνεια Άνωσης και η αναπαράσταση της πραγματικής επιφάνειας του σώματος με τη Μέθοδο των Συνοριακών Στοιχείων.

4.1 Περιγραφή των υπολογιστικών παραμέτρων και της εφαρμογής ελέγχου

Για τον έλεγχο των μεθοδολογιών που προγραμματίστηκαν και τη ρύθμιση των αντίστοιχων παραμέτρων επιλέγεται να γίνει αναπαράσταση ενός Test Case οριζόντιας πτήσης του πειράματος HeliNOVI [35], στο οποίο εμφανίζονται ήπια φαινόμενα BVI (Blade Vortex Interaction) Ο Πίνακας 4.1 περιέχει τα χαρακτηριστικά της πτήσης για την οποία πραγματοποιούνται οι υπολογισμοί.

Πίνακας 4.1 : Χαρακτηριστικά πτήσης και ελέγχου ελικοπτέρου BO105

pitch attitude (deg)	2.80
roll attitude (deg)	-0.70
mast angle (deg)	-3.00
Collective Flap (deg)	2.50
Collective Pitch (deg)	5.80
Cyclic Cos Pitch (deg)	1.97
Cyclic Sin Pitch (deg)	-0.50

Ο Πίνακας 4.2 εμπεριέχει τα γεωμετρικά και υπολογιστικά χαρακτηριστικά του κύριου δρομέα του ελικοπτέρου BO105. Το χρονικό βήμα και η διακριτοποίηση των πτερυγίων επιλέχθηκαν βάση προηγούμενης μελέτης.

Πίνακας 4.2 : Χαρακτηριστικά εφαρμογής

Αριθμός πτερυγίων	4
Χορδή (m)	0.121
Πάχος (m)	0.0145
Αεροτομή	naca23012
Ακτίνα ακροπτερυγίου (m)	2.000
Ακτίνα ρίζας (m)	0.150
Γωνιακή ταχύτητα (rad/s)	109.956
Αριθμός strips	60
Χρονικό βήμα (s)	$0.5 \frac{\Delta x}{V_{tip}}$
Διάσταση κυψέλης Δx (m)	0.015

Όσον αφορά στο υπολογιστικό πλέγμα, επιλέχθηκε η χρήση καρτεσιανού πλέγματος. Αφού προηγήθηκε η διαδικασία για την μελέτη της ανεξαρτησίας του πλέγματος, επιλέχθηκε μια λεπτή περιοχή γύρω από το δρομέα να διατηρηθεί δομημένη και ομοιόμορφη με χαρακτηριστικό μήκος $\Delta x \approx \frac{c}{8} = 0.015 \text{ m}$ ούτως ώστε να επιτευχθεί μέγιστη δυνατή ακρίβεια στην αλληλεπίδραση της ροής με το δρομέα, δηλαδή στον υπολογισμό της επαγόμενης ταχύτητας και στην προβολή των δυνάμεων των πτερυγίων στα υπολογιστικά κελιά. Οι υπόλοιπες περιοχές του πλέγματος επιλέχθηκαν να είναι μη δομημένες για εξοικονόμηση του υπολογιστικού κόστους. Μία επίσης πυκνή, αλλά μη δομημένη περιοχή δημιουργήθηκε γύρω από το δρομέα, ούτως ώστε να αναλύεται με λεπτομέρεια η επίδραση του κοντινού ομόρρου στα πτερύγια. Αυτή η περιοχή επιλέχθηκε να εκτείνεται 2.5 m ανάντι του δρομέα, 12.5 m κατάντι, 3 m στις πλευρικές κατευθύνσεις, 1 m πάνω και 3 m κάτω από το δρομέα. Η εξωτερική περιοχή αραιώνει σταδιακά μέχρι τα όρια του πλέγματος με ρυθμό αύξησης της χαρακτηριστικής διάστασης των κελιών της τάξης του 1.35, ενώ εκτείνεται 20 m ανάντι, 48 m κατάντι και 40 m στις άλλες δύο κατευθύνσεις.

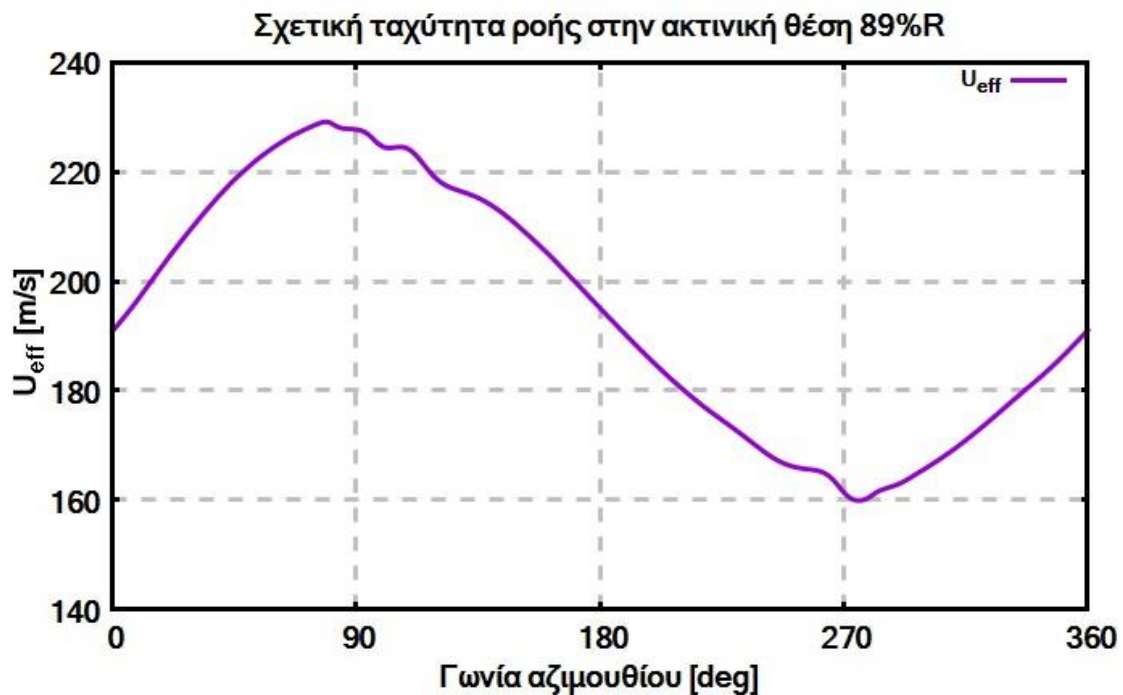
Τα αποτελέσματα της μεθόδου Γραμμής Δράσης συγκρίνονται με εκείνα του GenUVP. Σαν χαρακτηριστικές ποσότητες σύγκρισης λαμβάνονται από τα ολοκληρωμένα μεγέθη η ώση και η ισχύς του δρομέα, ενώ από τα κατανομημένα μεγέθη των πτερυγίων επιλέγονται η γωνία πρόσπτωσης α_{eff} και η αδιάστατη ποσότητα φόρτισης $C_N M^2$ στην ακτινική θέση $1.78m = 89\%R$, όπου C_N είναι ο αεροδυναμικός συντελεστής του καθέτου φορτίο και M είναι ο τοπικός αριθμός Mach.

4.2 Τυπική ιστροπική κατανομή Gauss

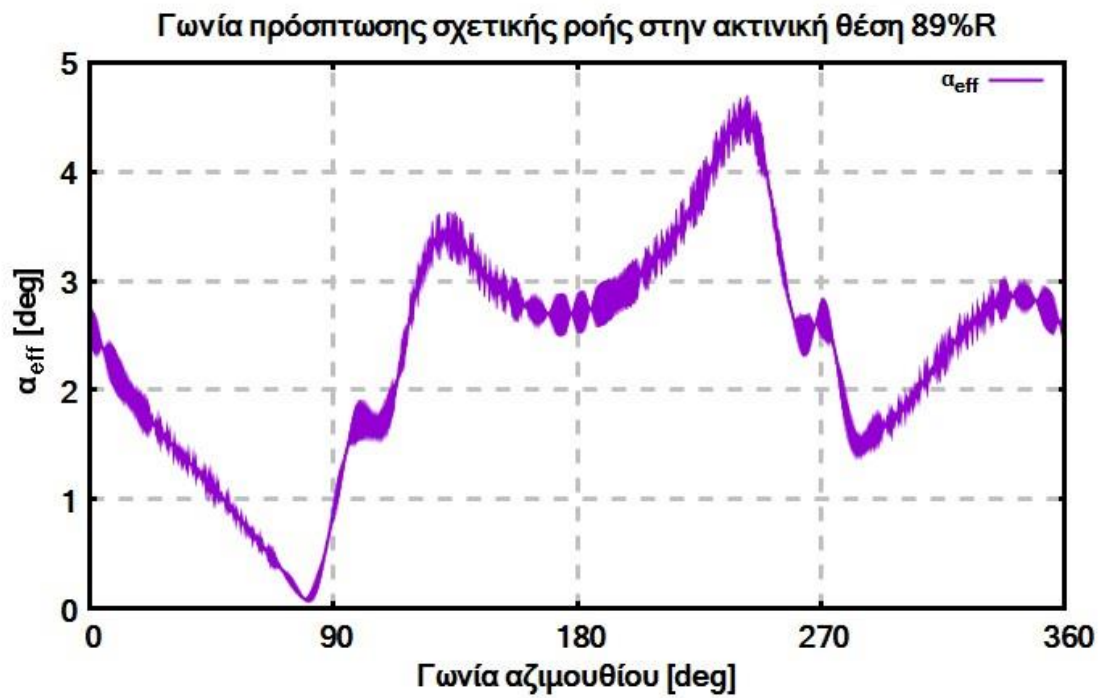
Για την επαλήθευση της παραμέτρου $\varepsilon = 2\Delta x$, όπως αυτή προτείνεται στο [19], επιλέγεται να γίνουν συγκρίσεις ως προς την ισχύ και την ώση του στροφείου και ως προς τη γωνία πρόσπτωσης α_{eff} και το αδιάστατο φορτίο $C_N M^2$ σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ του πτερυγίου.

Η γωνία της σχετικής ροής επηρεάζεται εντονότερα από την εφαιτομενική συνιστώσα της σχετικής ταχύτητας, η οποία έχει πολύ μεγάλο μέτρο σε σύγκριση με την αξονική συνιστώσα. Στις περιπτώσεις της οριζόντιας πτήσης αυτή είναι η συνιστώσα που μεταβάλλεται εντονότερα παρουσιάζοντας τις ακραίες τις τιμές περίπου στις 90° και στις 270° (Παράγραφος 2.3). Κατά συνέπεια αντίστοιχη τάση παρατηρείται στο μέτρο της σχετικής ταχύτητας U_{eff} (Σχήμα 4.1), ενώ αντίθετη είναι η τάση στην απόκριση της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} (Σχήμα 4.2). Στα διαγράμματα της ισχύος (Σχήμα 4.3) και της ώσης (Σχήμα 4.4) παρατηρείται κατά την εκκίνηση η μεταβατική απόκριση, η οποία καταλήγει σε ταλάντωση με συχνότητα 4P, λόγω της παρουσίας τεσσάρων πτερυγίων. Ως 1P ορίζεται η συχνότητα περιστροφής του δρομέα.

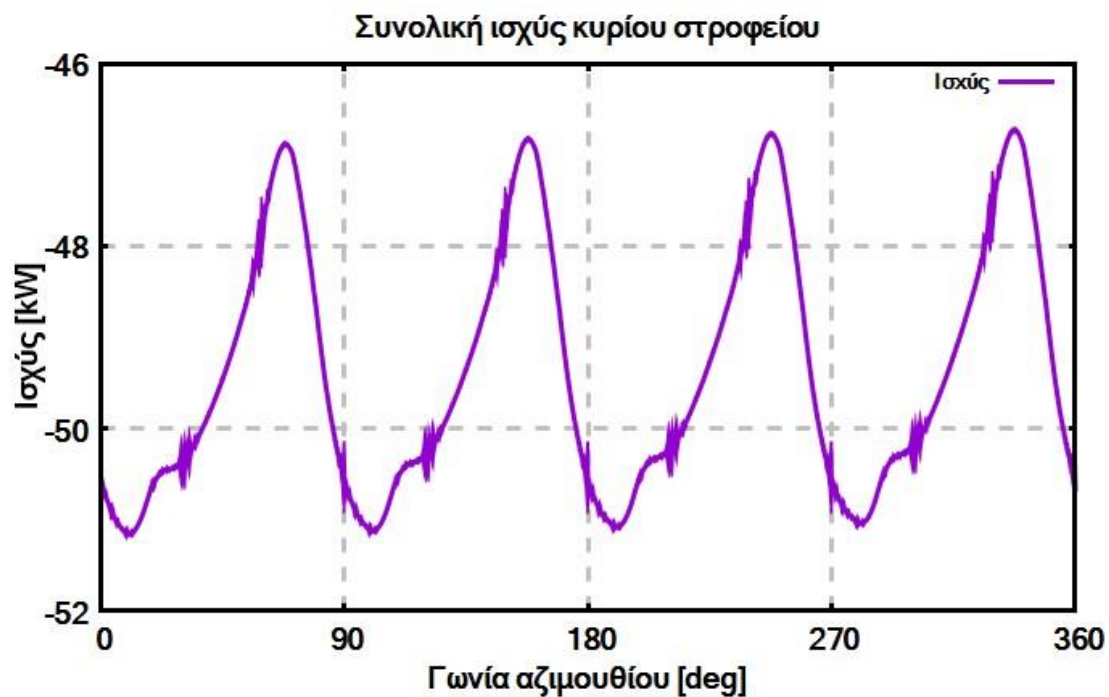
Στο Σχήμα 4.1 παρουσιάζεται το μέτρο της σχετικής ταχύτητας της ροής ως προς το πτερύγιο συναρτήσει της γωνίας αζιμουθίου για την τρίτη περιστροφή του πτερυγίου, αφού έχει σταθεροποιηθεί το πεδίο ροής. Αντίστοιχα στο Σχήμα 4.2 παρουσιάζεται η γωνία πρόσπτωσης.



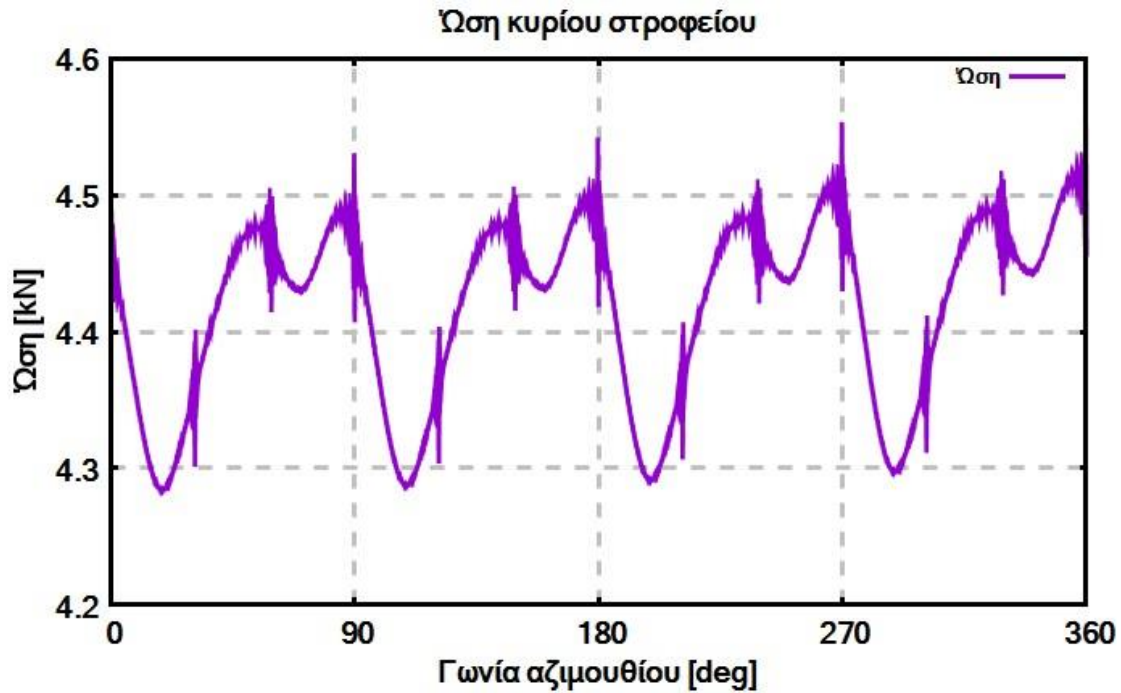
Σχήμα 4.1 : Μέτρο σχετικής ταχύτητας ροής στην ακτινική θέση 89%R για την τρίτη περιστροφή



Σχήμα 4.2 : Γωνία πρόσπτωσης της ροής στην ακτινική θέση 89%R για την τρίτη περιστροφή



Σχήμα 4.3 : Ισχύς κυρίου στροφείου για την τρίτη περιστροφή

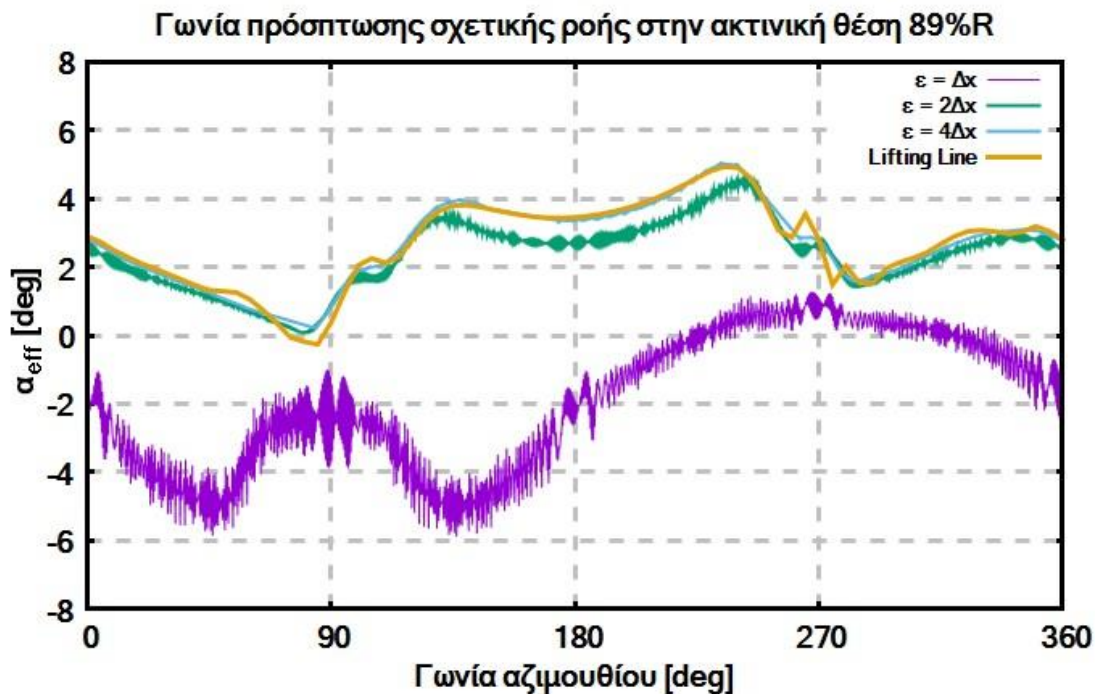


Σχήμα 4.4 : Ώση κυρίου στροφείου για την τρίτη περιστροφή

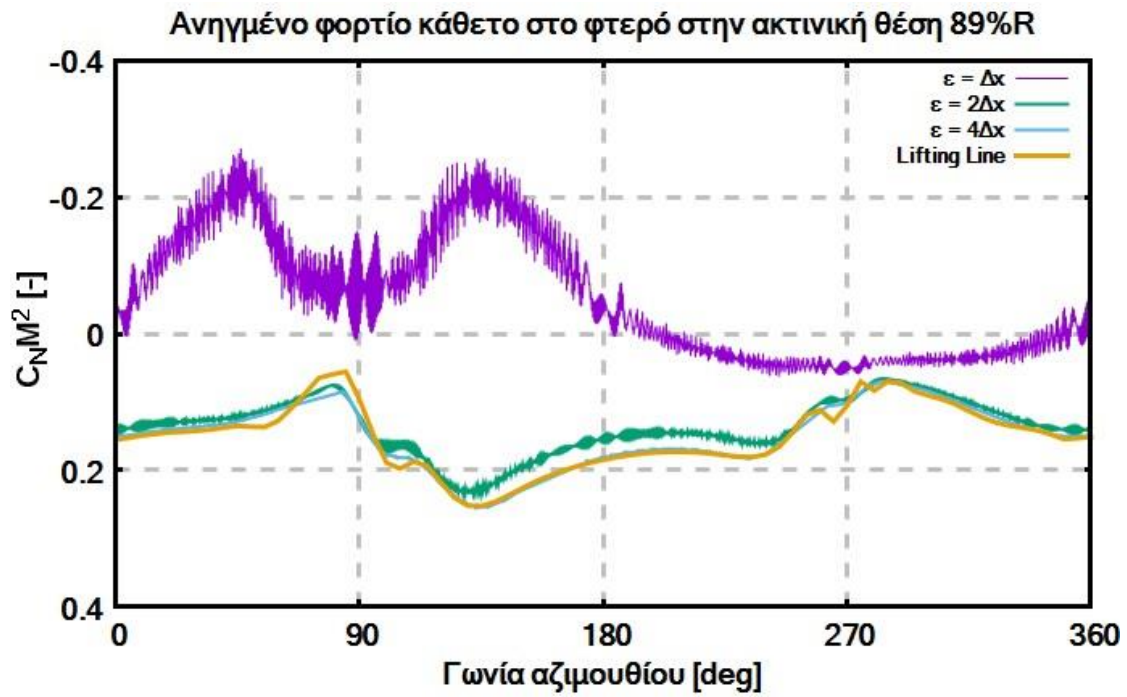
Πρώτα γίνεται έλεγχος της ακτίνας ε της ισοτροπικής κατανομής Gauss με υπολογισμό της ταχύτητας με την μέθοδο της σταθμισμένης παρεμβολής. Επιλέγονται οι ακτίνες $\varepsilon_1 = \Delta x = 0.015 \text{ m}$, $\varepsilon_2 = 2\Delta x = 0.030 \text{ m}$, $\varepsilon_3 = 4\Delta x = 0.060 \text{ m}$. Στο Σχήμα 4.5 και στο Σχήμα 4.8 φαίνονται τα διαγράμματα της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} και του ανηγμένου φορτίου σε ακτίνα $1.78\text{m} = 89\%R$ για την τρίτη περιστροφή. Στα δύο παραπάνω σχήματα παρατηρείται πως για ακτίνα $\varepsilon_1 = \Delta x = 0.026 \text{ m}$ υπάρχει μεγάλη απόκλιση της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} και του ανηγμένου φορτίου από τα υπόλοιπα αποτελέσματα. Παρατηρείται ακόμα υπερβολικά έντονος θόρυβος. Αυξάνοντας την ακτίνα της κατανομής σε $\varepsilon_2 = 2\Delta x = 0.030 \text{ m}$ επιτυγχάνεται σημαντική μείωση του αριθμητικού θορύβου και μεγαλύτερη συμφωνία με τις άλλες μεθόδους, ενώ μεγαλύτερη αύξηση της ακτίνας επιφέρει μικρή βελτίωση κυρίως στη μεταβατική περίοδο της προσομοίωσης (Σχήμα 4.8 και Σχήμα 4.9), η οποία ωστόσο συνοδεύεται από απώλεια υψηλότερων συχνοτήτων, όπως φαίνεται χαρακτηριστικά στις $70^\circ, 120^\circ \div 210^\circ$ και 290° . Αυτές οι υψηλότερες συχνότητες προκύπτουν από την αλληλεπίδραση του ομόρρου των προπορευόμενων πτερυγίων με τα επερχόμενα πτερύγια (Blade Vortex Interaction – BVI) και η εξασθένησή τους όσο μεγαλώνει ο Gaussian πυρήνας ε , σχετίζεται με την ασθενέστερη παραγωγή στροβιλότητας από τα πτερύγια λόγω της αυξημένης διασποράς των αεροδυναμικών φορτίων στο υπολογιστικό πλέγμα. Τα παραπάνω επιβεβαιώνονται και από το Σχήμα 4.7 όπου φαίνονται οι ισοψείς των δομών στροβιλότητας που παράγονται για τις διάφορες τιμές του Gaussian πυρήνα ε , όπως προκύπτουν από το Q κριτήριο. Στο Σχήμα 4.8 και στο Σχήμα 4.9 φαίνονται η συνολική

ισχύς και ώση του κύριου στροφείου, αντίστοιχα, για τις τρεις πρώτες περιστροφές με τα συμπεράσματα για τα αποτελέσματα να είναι τα ίδια, όπως σχολιάστηκαν παραπάνω.

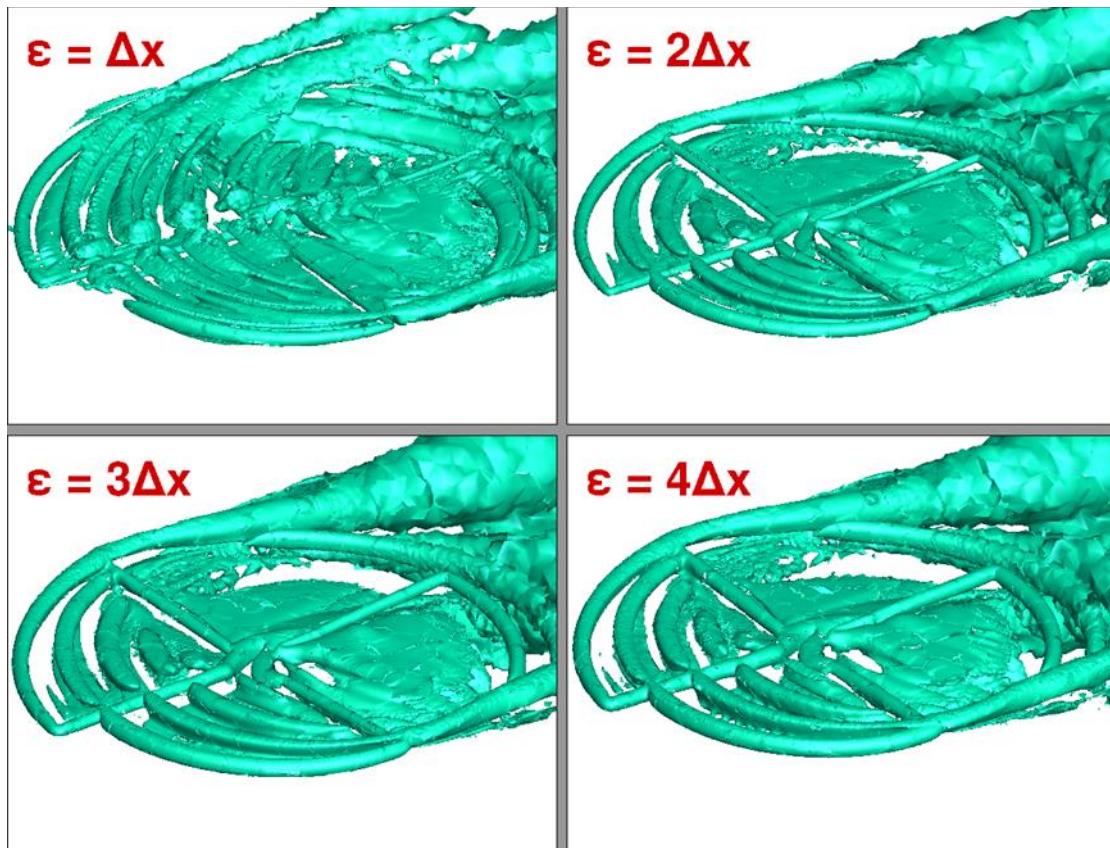
Αύξηση του πυρήνα ε οδηγεί σε διαφορετικά αποτελέσματα, επειδή οι όροι πηγής διαχέονται σε μεγαλύτερο μέρος του υπολογιστικού χωρίου. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα, αφενός να ενισχύεται η επίδραση των ανωστικών σωμάτων στην επ' άπειρο ροή, αφετέρου να παράγεται ομόρρους μικρότερης έντασης, ο οποίος επιπρόσθετα είναι και πιο ευπαθής ως προς την αριθμητική διάχυση λόγω του υπολογιστικού πλέγματος. Στην περίπτωση ενός ελικοπτέρου, η ενίσχυση της επίδρασης του κύριου στροφείου στη ροή αυξάνει το ρεύμα του αέρα που διέρχεται διαμέσου του αεροδυναμικού σωλήνα που δημιουργεί. Ως εκ τούτου, τα πτερύγια υφίστανται μεγαλύτερες κάθετες ταχύτητες με αποτέλεσμα να αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης της ροής. Το φαινόμενο αυτό ενισχύεται και από τη μείωση στο κατώρευμα που επάγει ο ασθενέστερος ομόρρους. Τα παραπάνω πιστοποιούνται και από το Σχήμα 4.5. Λαμβάνοντας υπ' όψιν την ανάλυση που προηγήθηκε, θα έλεγε κανείς ότι η ένταση του αριθμητικού θορύβου δημιουργεί ένα σαφές κάτω όριο στην τιμή της παραμέτρου ε και αυτό επιβεβαιώνεται ότι είναι το προτεινόμενο $\varepsilon_2 = 2\Delta x$. Στην περίπτωση του άνω ορίου οι διαφορές δεν είναι τόσο αισθητές, αφού τα αποτελέσματα παρουσιάζουν μικρή διακύμανση για μεγαλύτερες τιμές. Ωστόσο η απώλεια αναπαράστασης των υψηλότερων συχνοτήτων και η καλύτερη συμφωνία με τον GenUVP υποδεικνύουν πως η καταλληλότερη τιμή της ακτίνας ε της ισοτροπικής κατανομής Gauss για επίτευξη όχι μόνο μείωσης του αριθμητικού θορύβου, αλλά και διατήρησης της ακρίβειας αποτελεί η συνθήκη $\varepsilon = 2\Delta x$.



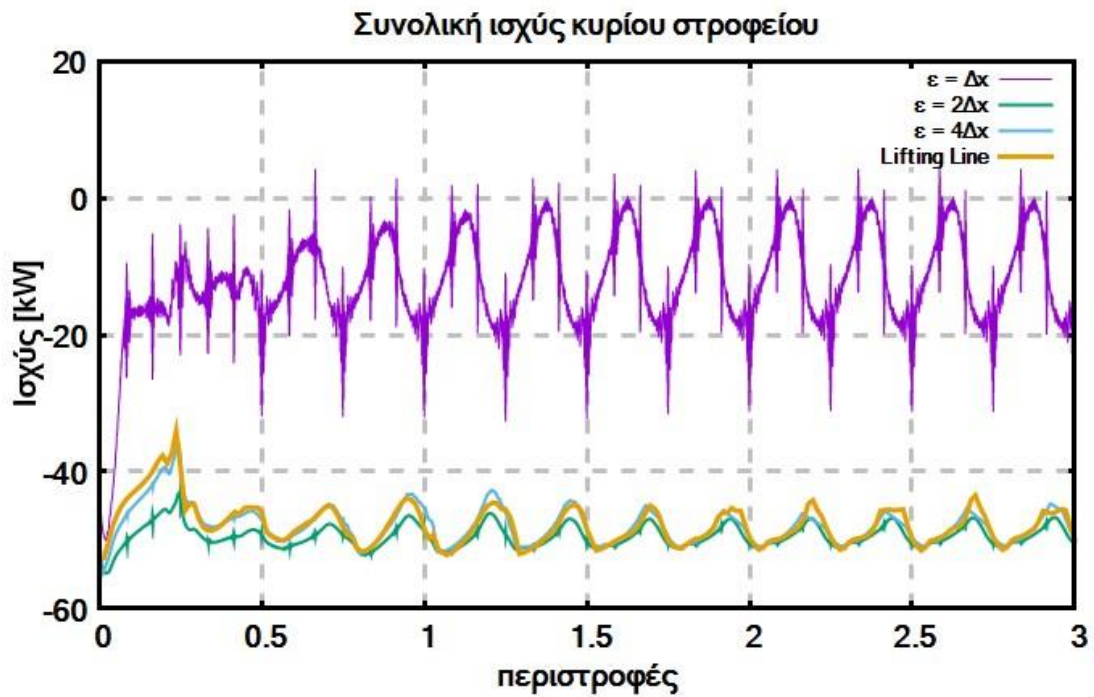
Σχήμα 4.5 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας της ισοτροπικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή



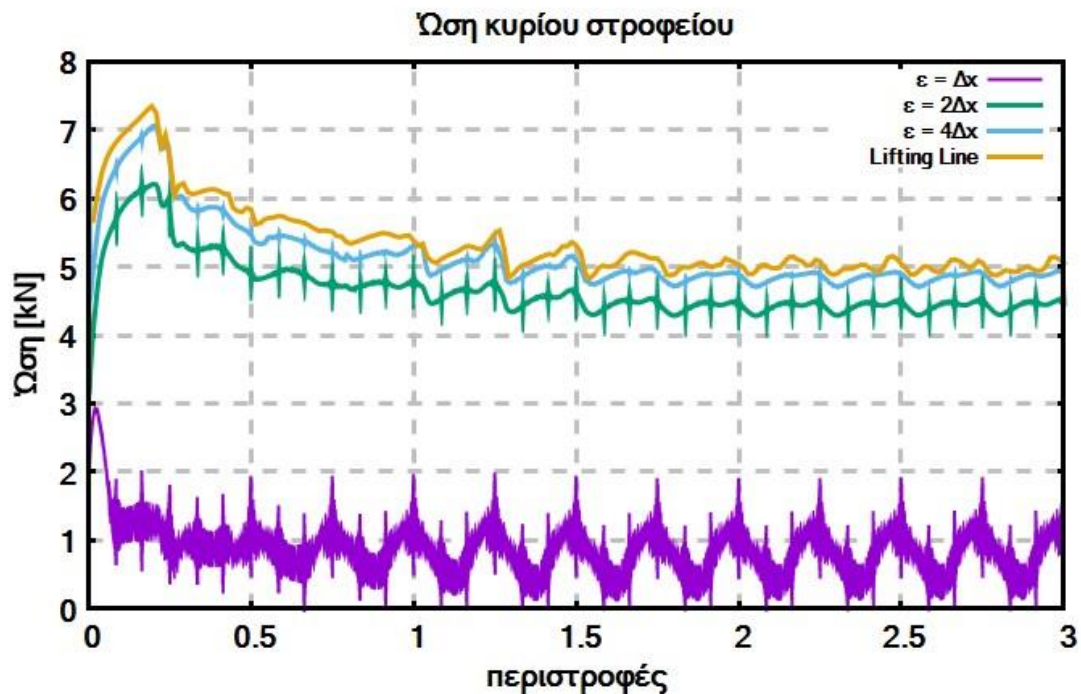
Σχήμα 4.6 : Ανηγμένο φορτίο στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας της ιστροπικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή



Σχήμα 4.7 : Ένταση του ομόρρου του κυρίου στροφείου

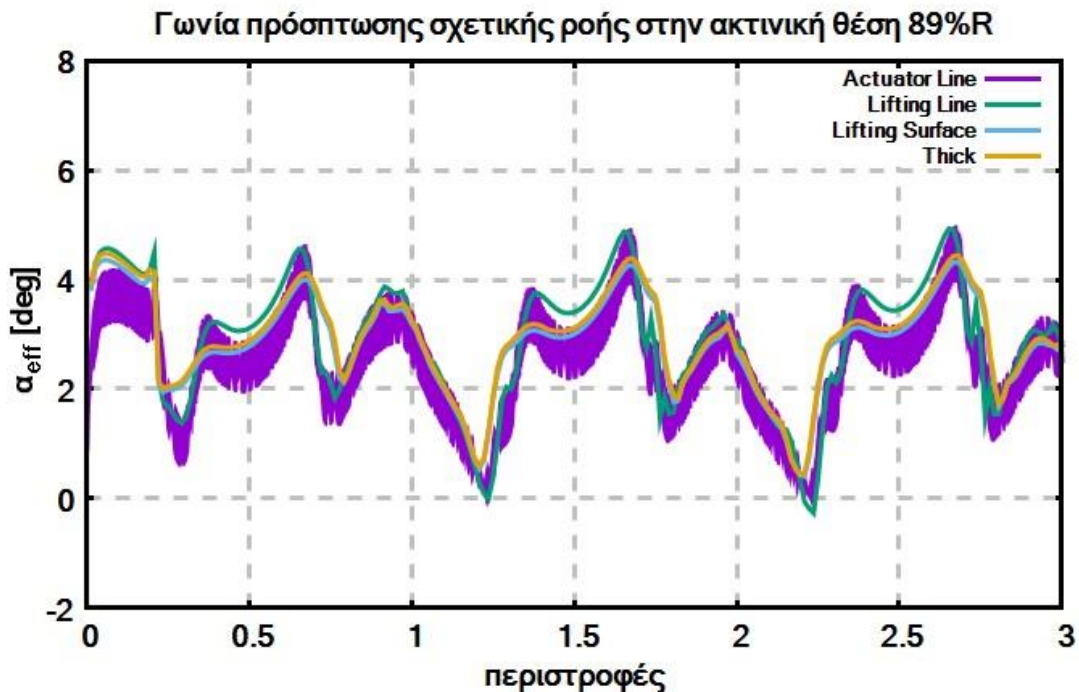


Σχήμα 4.8 : Συνολική ισχύς κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας της ισοτροπικής κατανομής Gauss

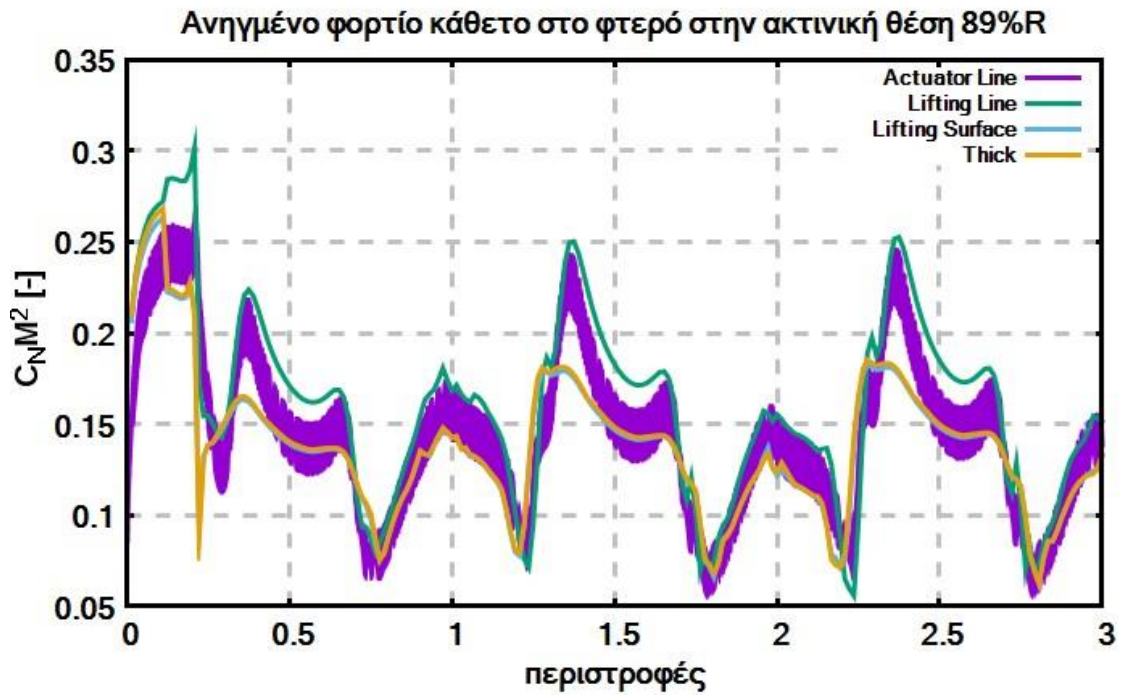


Σχήμα 4.9 : Ωση κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας της ισοτροπικής κατανομής Gauss

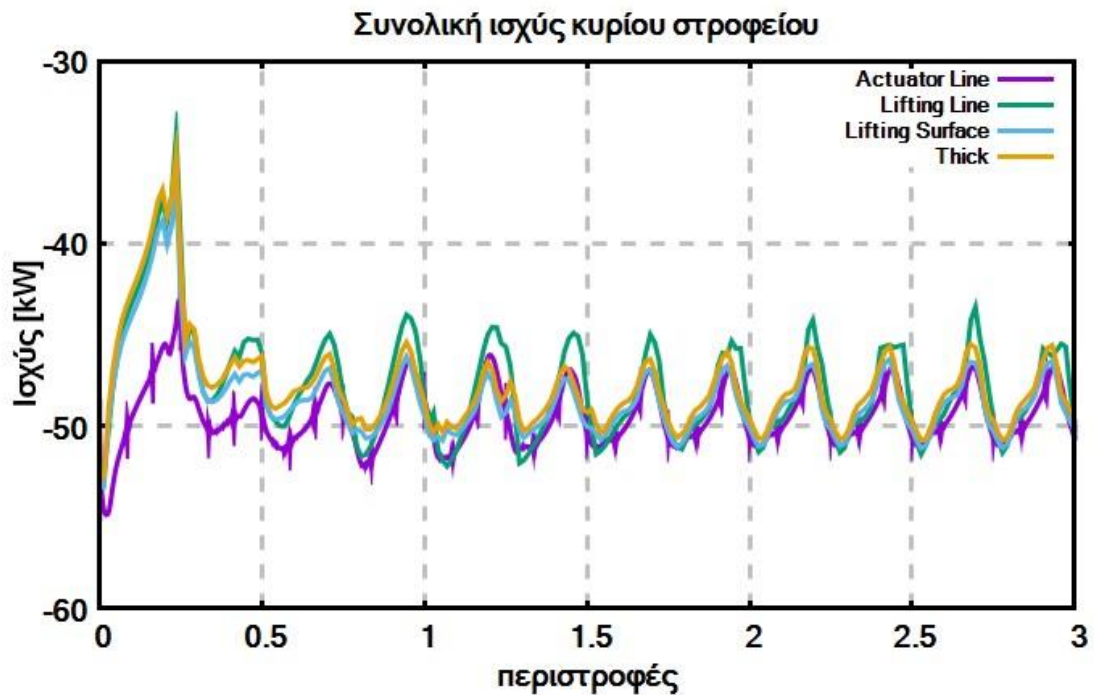
Στο Σχήμα 4.10 και στο Σχήμα 4.11 συγκρίνεται η γωνία πρόσπτωσης α_{eff} και το ανηγμένο κάθετο φορτίο στο 89% του πτερυγίου που υπολογίζει η ALM για την τυπική ιστροπική κατανομή Gauss με ακτίνα $\varepsilon = 2\Delta x = 0.030 m$ (όριο ακρίβειας), με τα αποτελέσματα των μεθοδολογιών που εφαρμόζει το υπολογιστικό εργαλείο GenUVP. Από τα διαγράμματα φαίνεται πως η ALM παράγει αποτελέσματα πιο κοντά σε εκείνα της μεθοδολογίας Lifting Line. Η συμφωνία των αποτελεσμάτων ήταν αναμενόμενη, αν αναλογιστεί κανείς τις ομοιότητες των δύο μεθόδων ως προς την μοντελοποίηση των πτερυγίων σαν γραμμές και τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων με τη βοήθεια πινακοποιημένων διδιάστατων συντελεστών των αεροτομών (2D polars) που τα περιγράφουν. Τέλος, στο Σχήμα 4.12 Σχήμα 4.13 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της ισχύος και της ώσης του κυρίου στροφείου, αντίστοιχα, για τα οποία παρατηρείται συμφωνία με το υπολογιστικό εργαλείο GenUVP, κυρίως για την μόνιμη κατάσταση, και κοινή συμπεριφορά.



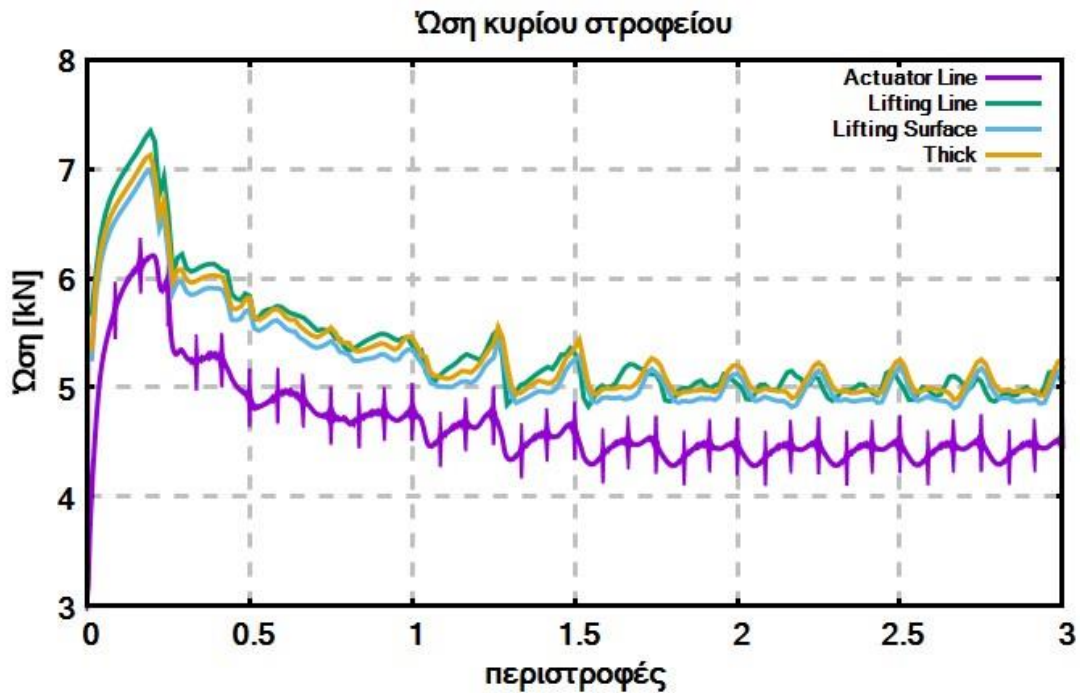
Σχήμα 4.10 : Σύγκριση γωνίας πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου της ιστροπικής κατανομής Gauss και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP



Σχήμα 4.11 : Σύγκριση ανηγμένου φορτίου στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου της ισοτροπικής κατανομής Gauss και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP



Σχήμα 4.12 : Σύγκριση συνολικής ισχύος της ισοτροπικής κατανομής Gauss και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP

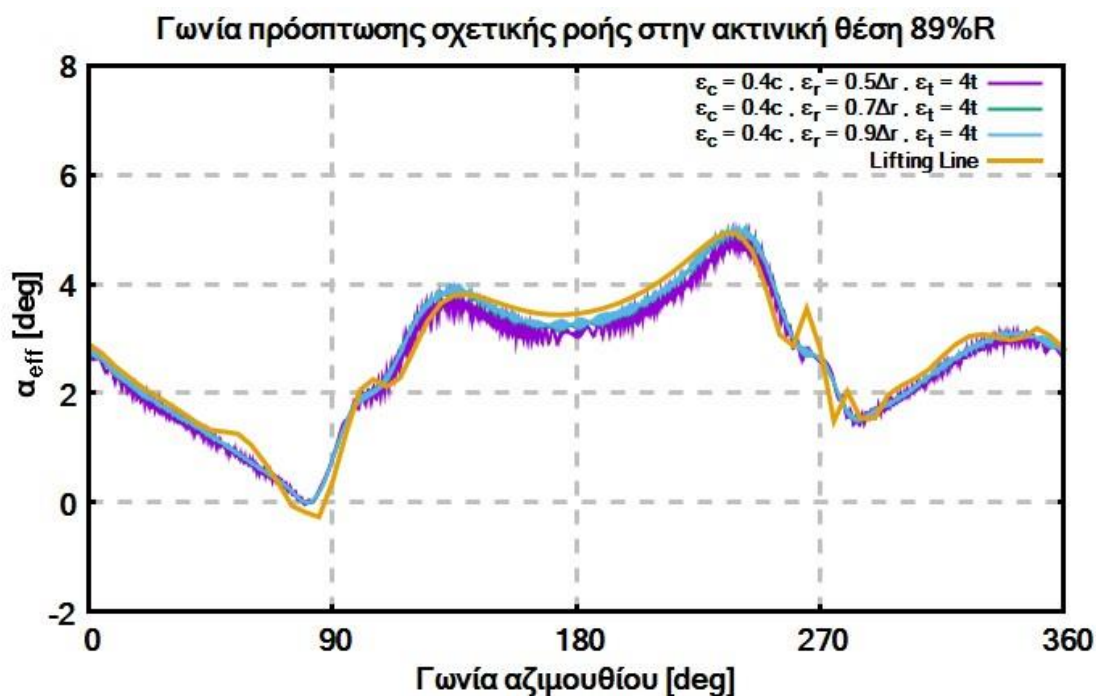


Σχήμα 4.13 : Σύγκριση ώσης κυρίου στροφείου της ισοτροπικής κατανομής Gauss και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP

4.3 Μη ισοτροπική κατανομή Gauss

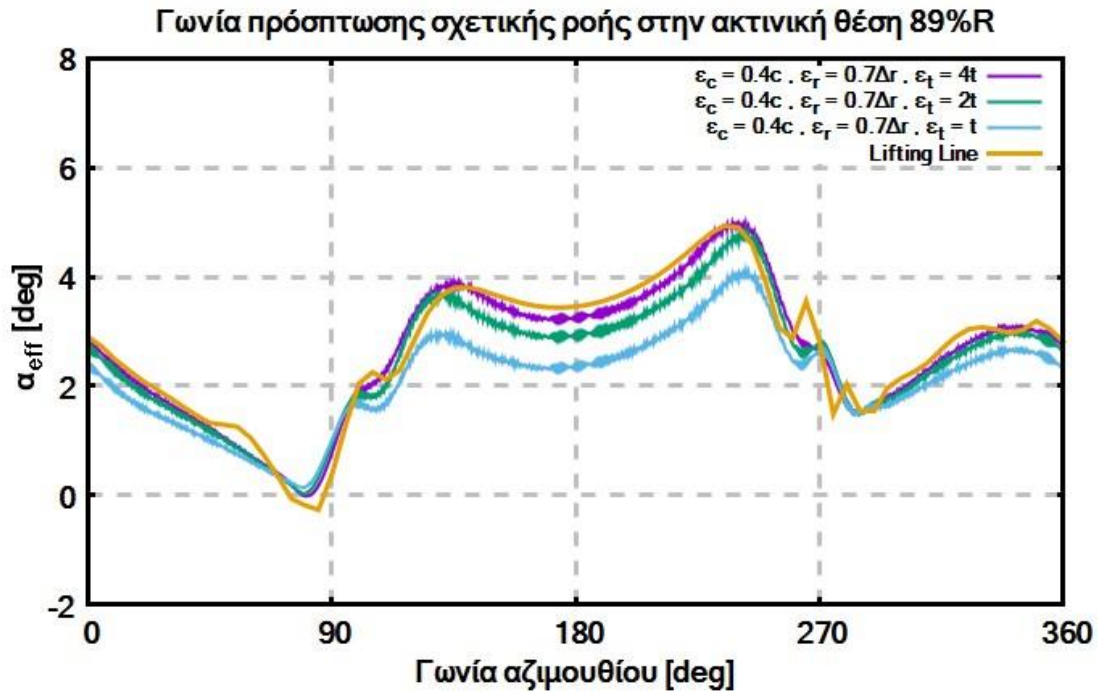
Ακολουθεί η διερεύνηση των παραμέτρων για την μη ισοτροπική κατανομή Gauss με χρήση της σταθμισμένης παρεμβολής για τον υπολογισμό της ταχύτητας στο αεροδυναμικό κέντρο του κάθε strip.

Από τις δοκιμές που πραγματοποιηθήκαν προέκυψε πως η ακτίνα της κατανομής στην κατεύθυνση του εκπέτασματος, ε_r , έχει ένα κάτω όριο της τάξης του $\varepsilon_r = 0.6 \div 0.7\Delta r$, όπου Δr το εκπέτασμα του strip. Αυτή η ελάχιστη τιμή του πυρήνα ε_r διασφαλίζει την επαρκή επικάλυψη των δυνάμεων που εκπέμπονται μεταξύ δύο διαδοχικών strip, ώστε να μην υπάρχουν κενές περιοχές κατά το εκπέτασμα του πτερυγίου. Η επιλογή οποιασδήποτε τιμής μεγαλύτερης του $\varepsilon_r = 0.6\Delta r \approx \Delta x$ φαίνεται να έχει μικρή επίδραση στα αποτελέσματα. Ενδεικτικά παρουσιάζεται στο Σχήμα 4.14 η γωνία πρόσπτωσης α_{eff} για το 89% του πτερυγίου για την τρίτη περιστροφή και φαίνεται πως οι τιμές τις ακτίνας ε_r μεγαλύτερες του $0.5\Delta r$ επηρεάζουν ελάχιστα την απόκριση και τον θόρυβο.

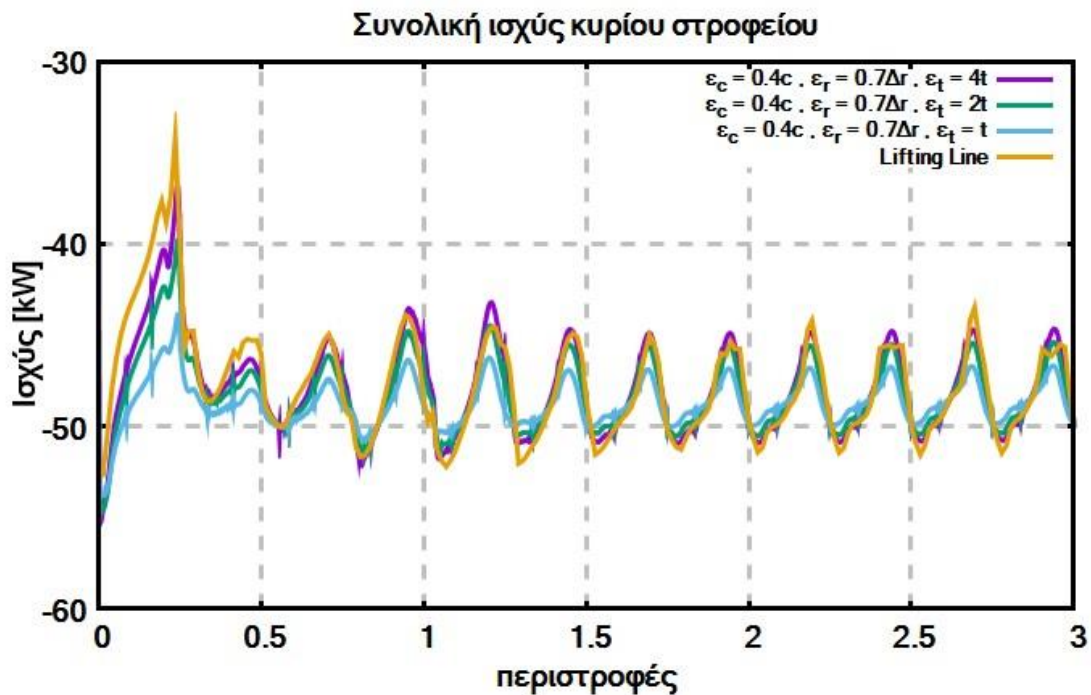


Σχήμα 4.14 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας ε_r της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή

Μεγαλύτερη ευαισθησία παρατηρείται στην επιλογή του πυρήνα ε_t στην κατεύθυνση του πάχους της αεροτομής. Στο Σχήμα 4.15 και στο Σχήμα 4.16 φαίνονται τα διαγράμματα της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ του πτερυγίου για την τρίτη περιστροφή και της χρονοσειράς της ισχύος του στροφεύου, αντίστοιχα. Μικρή διαφορά παρατηρείται μεταξύ των τιμών $\varepsilon_t = 4t \approx 4\Delta x$ και $\varepsilon_t = 2t \approx 2\Delta x$. Για μείωση της ακτίνας στο $\varepsilon_t = t \approx \Delta x$ παρατηρείται απόκλιση από τα αποτελέσματα των άλλων τιμών και του Lifting Line. Τα παραπάνω υποδεικνύουν την τιμή $\varepsilon_t = 4t \approx 4\Delta x$ ως τη βέλτιστη τιμή για την επίτευξη ακριβείας και χαμηλού υπολογιστικού θορύβου. Παρόμοια συμπεράσματα προκύπτουν και από το Σχήμα 4.16.



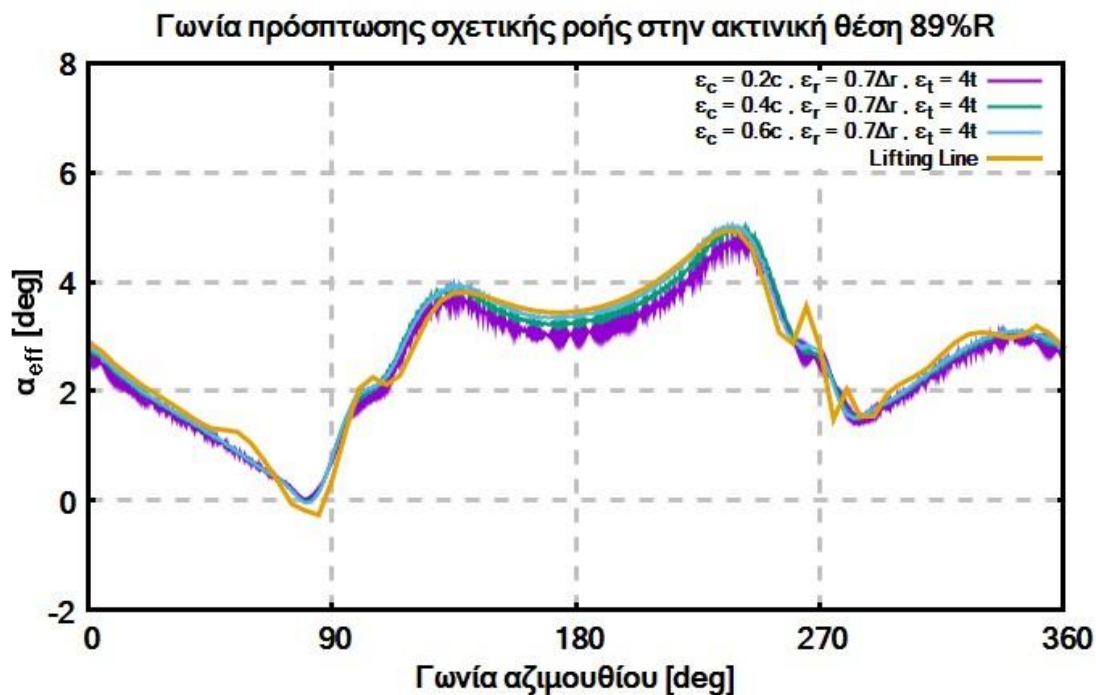
Σχήμα 4.15 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας ϵ_t της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή



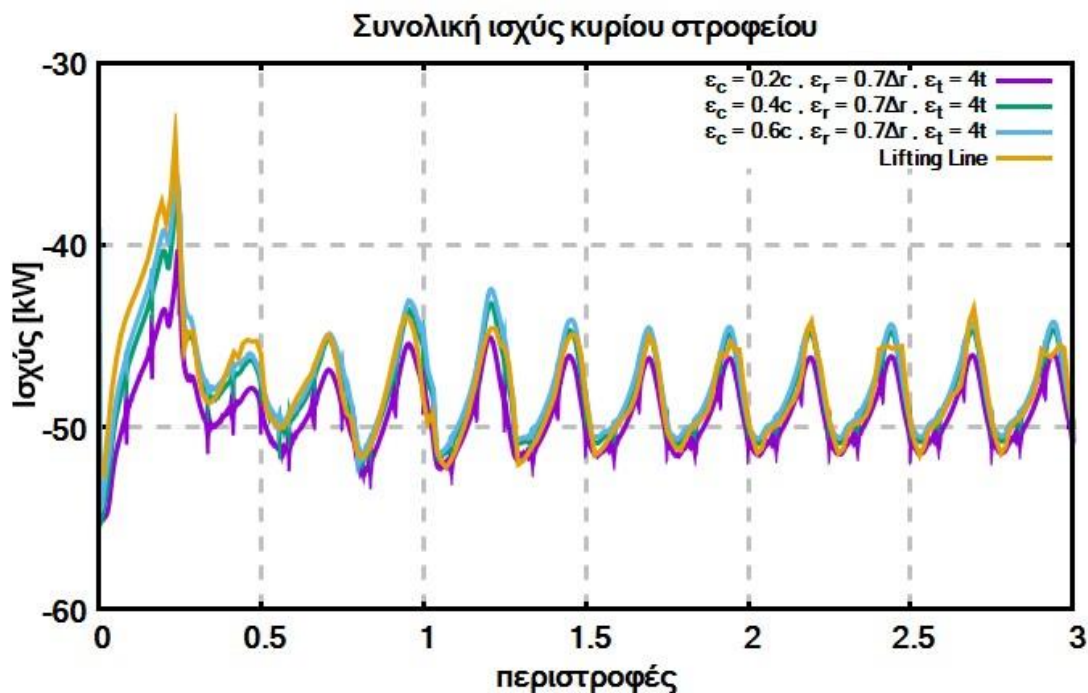
Σχήμα 4.16 : Ισχύς του κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας ϵ_t της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss

Η ακτίνα ϵ_c στην κατεύθυνση της χορδής φαίνεται να έχει μία μέτρια επίδραση στα αποτελέσματα, όπως παρατηρείται στο Σχήμα 4.17 για την γωνία πρόσπτωσης α_{eff}

σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ του πτερυγίου για την τρίτη περιστροφή και στο Σχήμα 4.18 για την ισχύ του κυρίου στροφείου. Συγκεκριμένα πραγματοποιείται έλεγχος για τιμές της ακτίνας της κατανομής $\varepsilon_c = 0.2c \approx 1.5\Delta x$, $\varepsilon_c = 0.4c \approx 3\Delta x$ και $\varepsilon_c = 0.6c \approx 5\Delta x$ με τις μεγαλύτερες τιμές (μεγαλύτερες του ελαχίστου ορίου $2\Delta x$, όπως έχει σχολιασθεί) να δίνουν αποτελέσματα που αποκλίνουν λιγότερο από εκείνα της μεθοδολογίας Lifting Line. Επίσης τιμές της ακτίνας ε_c μεγαλύτερες της τιμής $\varepsilon_c = 0.4c \approx 3\Delta x$, επιφέρουν μικρή βελτίωση στα αποτελέσματα και στον θόρυβο.



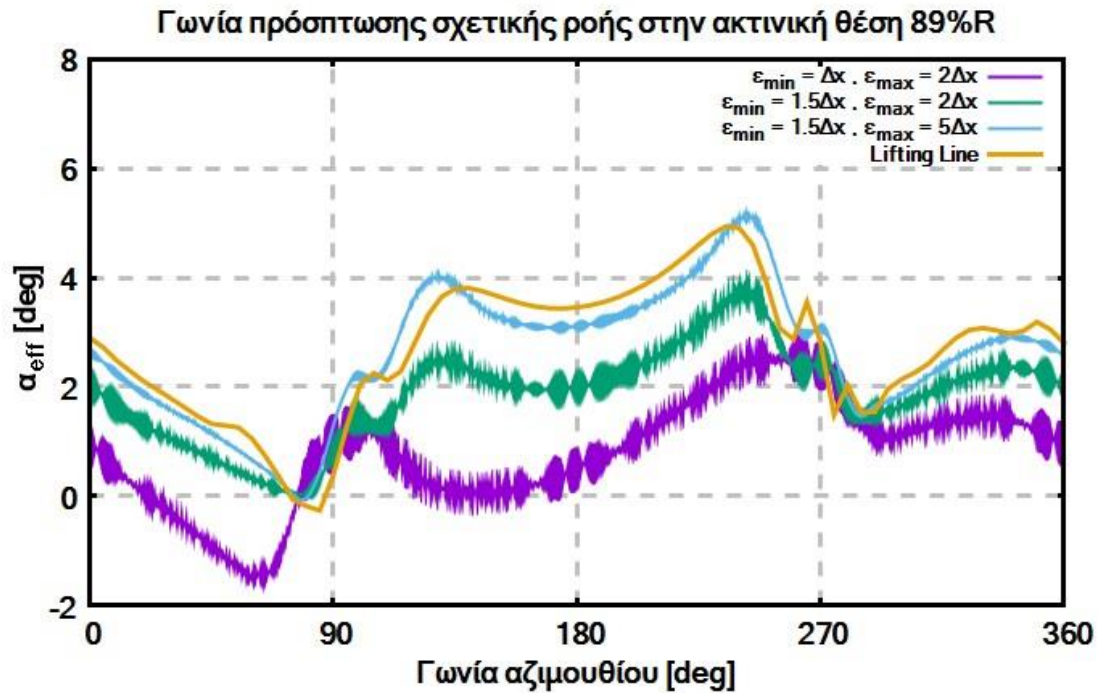
Σχήμα 4.17 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας ε_c της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή



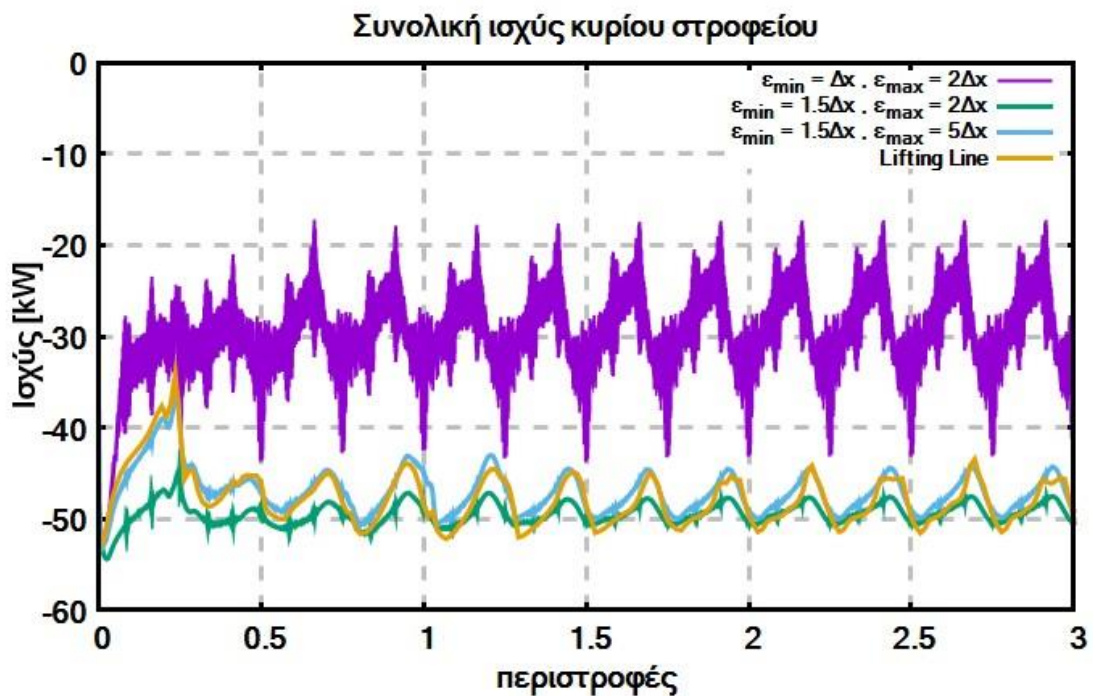
Σχήμα 4.18 : Ισχύς κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας ε_t της μη ισοτροπικής κατανομής Gauss

4.4 ΕΛΛΕΙΠΤΙΚΗ ΚΑΤΑΝΟΜΗ Gauss

Στη συνέχεια ελέγχεται η ελλειπτική κατανομή ως μέθοδος επιβολής όρων πηγής, ενώ ο υπολογισμός των ταχυτήτων γίνεται με την μέθοδο της σταθμισμένης παρεμβολής. Ελέγχονται 3 συνδυασμοί ελαχίστου και μεγίστου πυρήνα, οι οποίοι είναι οι εξής: $\varepsilon_{min} = \Delta x$, $\varepsilon_{max} = 2\Delta x$, $\varepsilon_{min} = 1.5\Delta x$, $\varepsilon_{max} = 2\Delta x$ και $\varepsilon_{min} = 1.5\Delta x$, $\varepsilon_{max} = 5\Delta x$. Στο Σχήμα 4.19 και στο Σχήμα 4.20 φαίνονται τα διαγράμματα της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ για την τρίτη περιστροφή και της συνολικής ισχύος του στροφείου αντίστοιχα. Η ελάχιστη τιμή της ακτίνας έχει επιλεγεί, ώστε να είναι γειτονική με την τιμή $2\Delta x$, αλλά ελαφρώς μικρότερη ώστε να ενισχύεται η ένταση των στροβίλων που παράγονται στο ακροπερύγιο και τη ρίζα. Οι μέγιστες τιμές έχουν επιλεγεί σύμφωνα με το [33]. Στο Σχήμα 4.19 φαίνεται πως αύξηση των τιμών των ακτινών επιφέρει λιγότερο θόρυβο και βελτίωση των αποτελεσμάτων της γωνίας πρόσπτωσης. Αντίστοιχες παρατηρήσεις γίνονται και στο Σχήμα 4.20 αναφορικά με την συνολική ισχύ του κυρίου στροφείου.



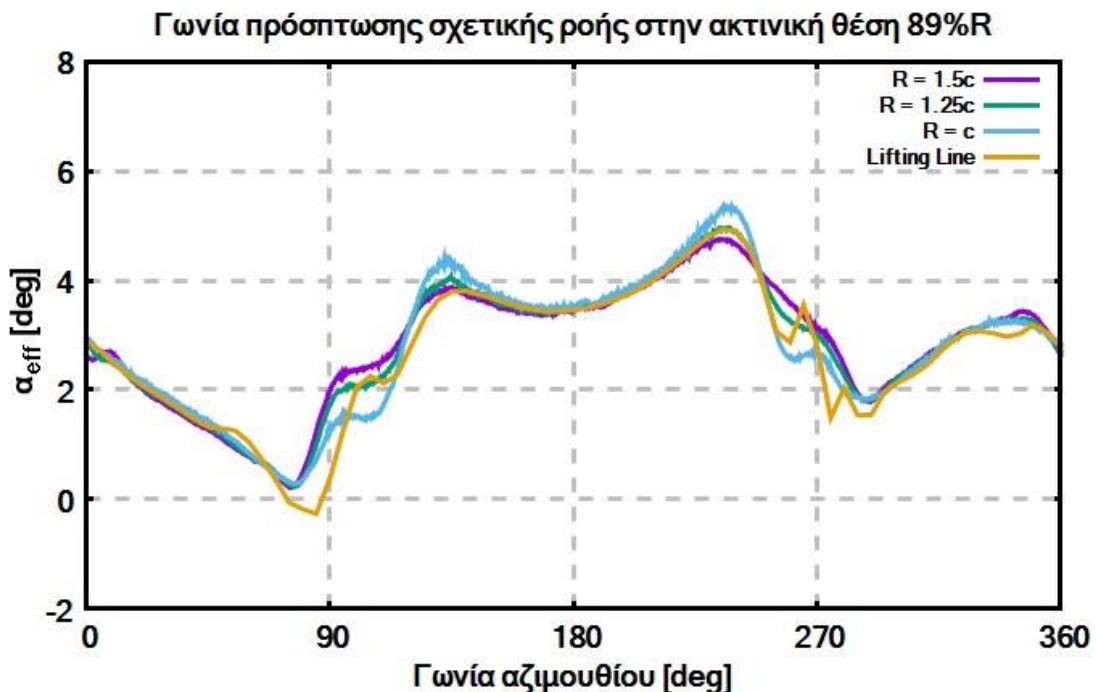
Σχήμα 4.19 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του περυγίου για διαφορετικές τιμές της ελάχιστης και μέγιστης ακτίνας της ελλειπτικής κατανομής Gauss για την τρίτη περιστροφή



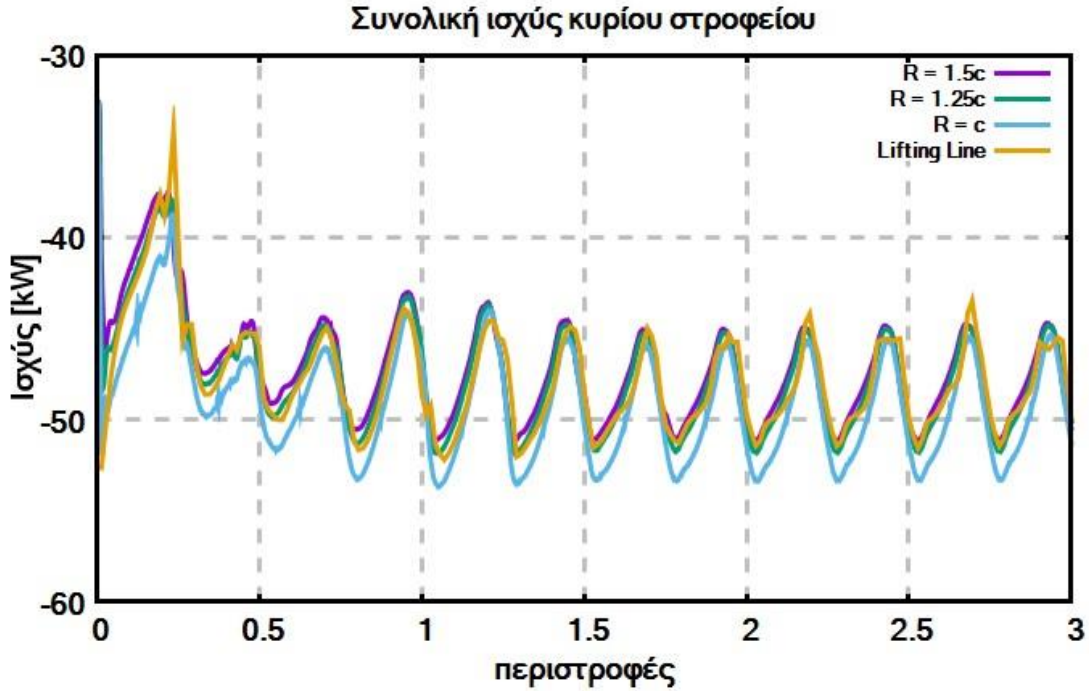
Σχήμα 4.20 : Ισχύς κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ελάχιστης και μέγιστης ακτίνας της ελλειπτικής κατανομής Gauss

4.5 Μέθοδοι υπολογισμού επαγόμενης ταχύτητας

Ακόμα, με χρήση της τυπικής ισοτροπικής κατανομής Gauss, με ακτίνα $\varepsilon = 2\Delta x$ συγκρίνονται οι διάφορες μέθοδοι υπολογισμού της ταχύτητας στο αεροδυναμικό κέντρο του strip. Στο Σχήμα 4.21 και στο Σχήμα 4.22 παρουσιάζεται η γωνία πρόσπτωσης α_{eff} σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ του πτερυγίου για την τρίτη περιστροφή και της συνολικής ισχύος του στροφείου αντίστοιχα. Και στα δύο σχήματα παρατηρείται μεγαλύτερη συμφωνία με τα αποτελέσματα της μεθοδολογίας Lifting Line για τιμή της ακτίνας σάρωσης $R = 1.25c = 10\Delta x$, όπου c η χορδή του πτερυγίου. Επίσης, για διαφορετικές και μη γειτονικές τιμές της ακτίνας σάρωσης προκαλείται υπέρμετρη αύξηση του θορύβου, γεγονός που δεν επιτρέπει την προβολή τους. Για μικρές ακτίνες, κάτι τέτοιο θα μπορούσε να δικαιολογείται από το γεγονός ότι οι περιοχές που βρίσκονται ιδιαίτερα κοντά στα πτερύγια διαισθάνονται πολύ έντονα την επίδραση (ανώρευμα – κατώρευμα) από την προσδεδεμένη στο πτερύγιο στροβιλότητα (bound vorticity). Λόγω της μικρής απόστασης, οι επαγόμενες αυτές ταχύτητες παρουσιάζουν πολύ υψηλές τιμές. Ταυτόχρονα όμως, παρουσιάζουν σφοδρές μεταβολές λόγω των έντονων κινήσεων του πτερυγίου και της απότομης αλλαγής αυτής της απόστασης. Για μεγαλύτερες ακτίνες σάρωσης, ο θόρυβος πιθανότατα να δικαιολογείται από το γεγονός ότι σε τόσο μεγάλες ακτίνες, τα κελιά που σαρώνονται είναι πλέον στη μη ομοιόμορφη και όχι τόσο πυκνή περιοχή του πλέγματος.

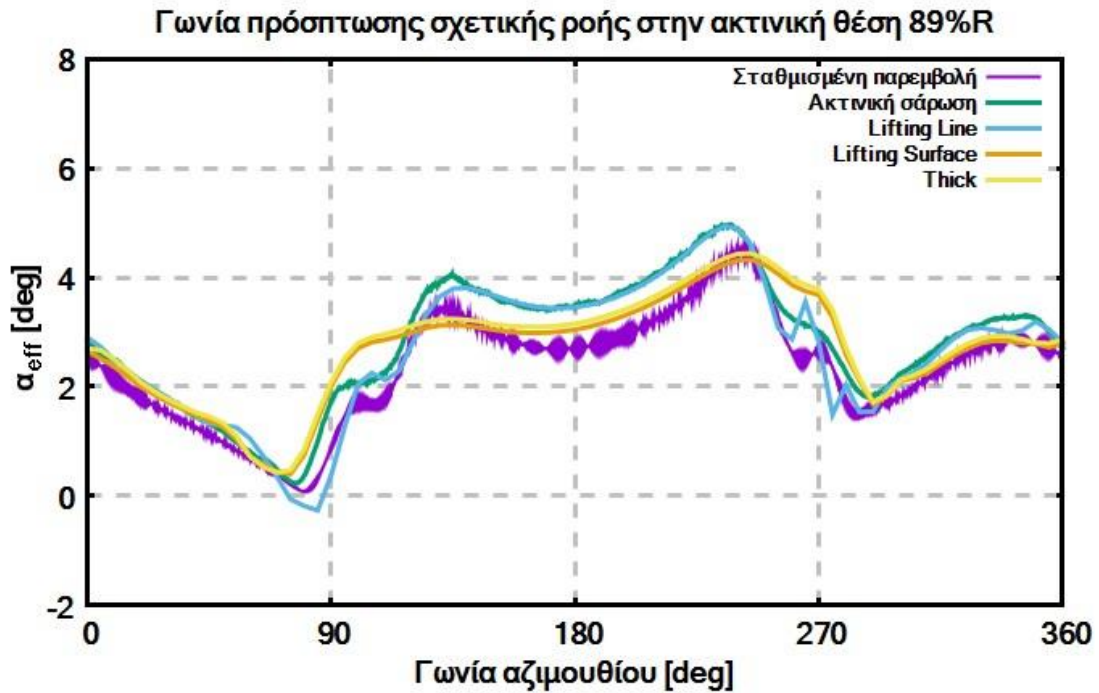


Σχήμα 4.21 : Γωνία πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του πτερυγίου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας σάρωσης για την τρίτη περιστροφή

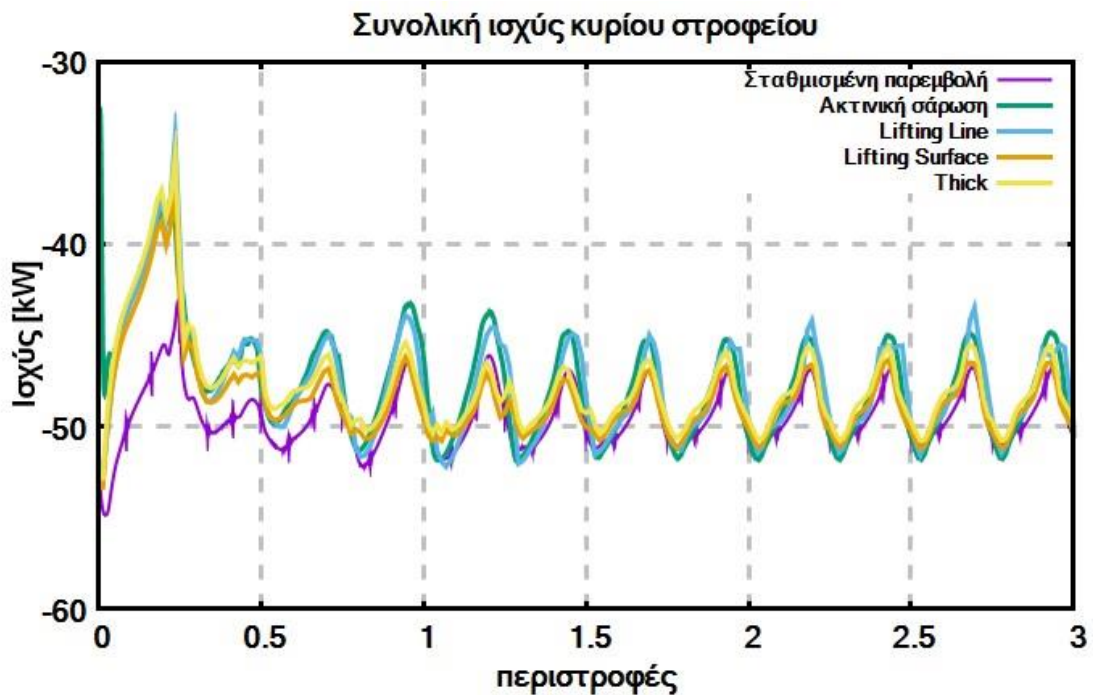


Σχήμα 4.22 : Ισχύς κυρίου στροφείου για διαφορετικές τιμές της ακτίνας σάρωσης

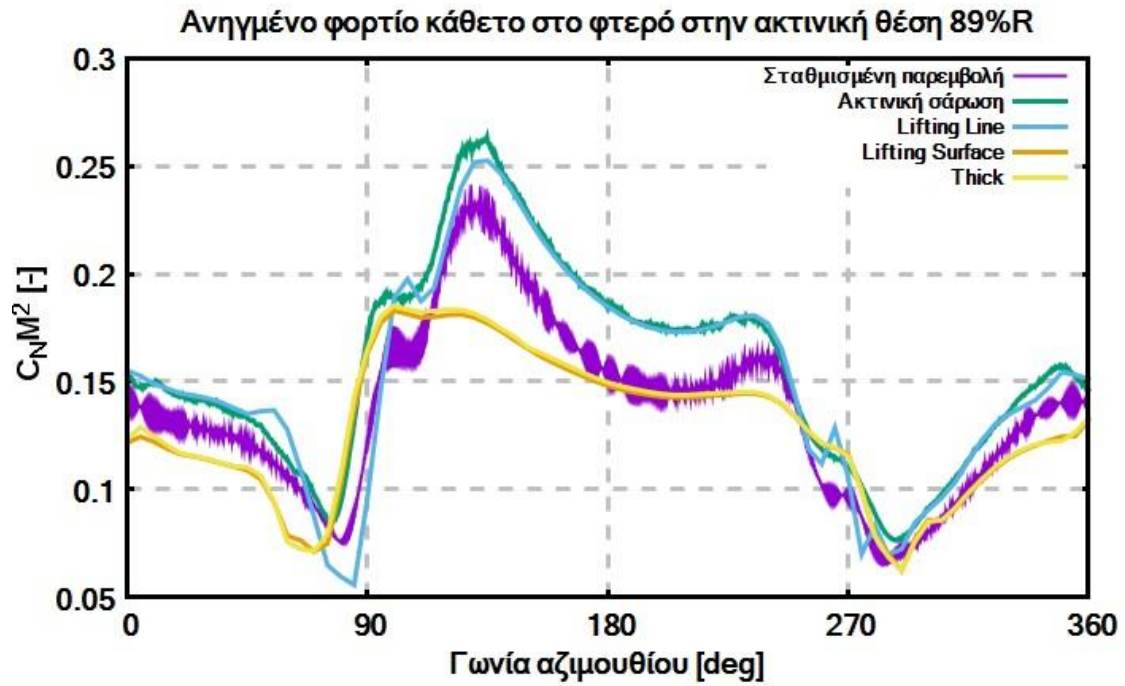
Στη συνέχεια πραγματοποιείται σύγκριση μεταξύ της σταθμισμένης παρεμβολής και της ακτινικής σάρωσης για τον υπολογισμό της σχετικής ταχύτητας, αναφορικά με τα αποτελέσματα του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP. Στο Σχήμα 4.23 και στο Σχήμα 4.24 φαίνονται τα διαγράμματα της γωνίας πρόσπτωσης α_{eff} σε ακτίνα $1.78m = 89\%R$ του πτερυγίου για την τρίτη περιστροφή και της συνολικής ισχύος του στροφείου αντίστοιχα. Η σταθμισμένη παρεμβολή αφορά υπολογιστικές κυψέλες που απέχουν $2\Delta x_i$ και στις τρεις κατευθύνσεις από τον κόμβο του σώματος. Η ακτινική σάρωση αφορά υπολογιστικές κυψέλες που βρίσκονται στο επίπεδο που είναι κάθετο στο εκπέτασμα του strip και επιλέχθηκε να γίνει σάρωση με ακτίνα ίση με $R = 1.25c = 10\Delta x$. Σύμφωνα με το Σχήμα 4.23 προκύπτει ότι η μέθοδος της ακτινικής σάρωσης μειώνει αισθητά τα επίπεδα του θορύβου σε σχέση με την σταθμισμένη σάρωση. Σημαντικότερη διαφοροποίηση διακρίνεται στις αρχικές περιοχές της μεταβατικής κατάστασης, με τη μέθοδο της ακτινικής σάρωσης να είναι και πάλι πιο κοντά στα αποτελέσματα του GenUVP. Παρόμοια συμπεράσματα προκύπτουν και από το Σχήμα 4.24, όπου ωστόσο οι διαφορές στη μεταβατική κατάσταση φαίνεται να είναι αισθητά μικρότερες. Στο Σχήμα 4.25 παρουσιάζεται η αδιάστατη τοπική φόρτιση του πτερυγίου για την ακτινική θέση $1.78m = 89\%R$ για την τρίτη περιστροφή. Από το σχήμα παρατηρείται πως τα αποτελέσματα με την ακτινική σάρωση παρουσιάζουν λιγότερο θόρυβο και προσεγγίζουν με μεγαλύτερη ακρίβεια εκείνα της μεθόδου Lifting Line, όπως συμβαίνει στην γωνία πρόσπτωσης και στην ισχύ του κυρίου στροφείου.



Σχήμα 4.23 : Σύγκριση γωνίας πρόσπτωσης στην ακτινική θέση 89%R του περυγίου της ακτινικής σάρωσης και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP για την τρίτη περιστροφή



Σχήμα 4.24 : Σύγκριση συνολικής ισχύος του κυρίου στροφείου της ακτινικής σάρωσης και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP



Σχήμα 4.25 : Σύγκριση ανηγμένου φορτίου στην ακτινική θέση 89%R του περυγίου της ακτινικής σάρωσης και του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP για την τρίτη περιστροφή

5

Ανακεφαλαίωση - Συμπεράσματα - Προτάσεις

5.1 Ανακεφαλαίωση

Στην παρούσα μεταπτυχιακή εργασία προγραμματίστηκαν νέες τεχνικές υλοποίησης της μεθόδου Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method) σε ήδη υπάρχοντα κώδικα του εργαστηρίου Αεροδυναμικής. Οι νέες αυτές τεχνικές αφορούν στον υπολογισμό της σχετικής ταχύτητας και στην κατανομή των αεροδυναμικών φορτίων ως κατάλληλους όρους πηγής στο υπολογιστικό πλέγμα. Παράλληλα, πραγματοποιήθηκε μελέτη για την εύρεση της βέλτιστης τιμής των υπολογιστικών παραμέτρων που χρησιμοποιούνται στις παραπάνω νέες τεχνικές. Σαν κριτήριο για την εύρεση αυτών των τιμών επιλέχθηκε η βέλτιστη δυνατή συμφωνία των αποτελεσμάτων της ALM με τα αντίστοιχα αποτελέσματα του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP. Η σύγκριση πραγματοποιήθηκε βάσει των ολοκληρωμένων φορτίων του κύριου δρομέα ενός ελικοπτέρου και των κατανεμημένων αεροδυναμικών μεγεθών σε διακεκριμένες θέσεις των πτερυγίων. Τέλος επιλέχθηκε να γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν από την επίλυση της ροής κατά την πτήση του ελικοπτέρου BO105 για συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης (Test Case) του πειράματος HeliNOVI το οποίο χαρακτηρίζεται από ήπια φαινόμενα BVI.

5.2 Συμπεράσματα

Από την παραπάνω μελέτη προκύπτει ότι οι ήδη υπάρχουσες τυπικές εκδοχές υλοποίησης της ALM είναι ιδιαίτερα ικανοποιητικές όσον αφορά στην ακρίβεια της αναπαράστασης του πεδίου που δημιουργείται κατά τη λειτουργία περιστρεφόμενων δρομέων. Χαρακτηρίζονται επομένως επαρκείς, αν αντικείμενο μελέτης είναι η επίδραση της παρουσίας του δρομέα στην εξέλιξη του πεδίου ροής. Αν ωστόσο το ενδιαφέρον της έρευνας στρέφεται στις κατανομές των αεροδυναμικών φορτίων πάνω στα πτερύγια, μια πιο λεπτομερής παραμετρική ανάλυση των καινούριων τεχνικών θα μπορούσε να συνεισφέρει, ιδιαίτερα στη βελτίωση της ακρίβειας των αποτελεσμάτων. Χαρακτηριστικά παραδείγματα εφαρμογών με τέτοιου είδους προσανατολισμό αποτελούν οι προσομοιώσεις των αεροελαστικών αποκρίσεων των πτερυγίων ελικοπτέρων ή ανεμογεννητριών.

5.3 Προτάσεις για μελλοντική έρευνα

Για την υλοποίηση της παραμετρικής ανάλυσης που πραγματοποιήθηκε στα πλαίσια της παρούσας μεταπτυχιακής εργασίας, έγινε σύγκριση των αποτελεσμάτων της Μεθόδου Γραμμής Δράσης (Actuator Line Method) με τα αντίστοιχα αποτελέσματα του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP, το οποίο υλοποιεί διάφορες εκδοχές στροβιλών μεθοδολογιών. Η σύγκριση πραγματοποιήθηκε βάσει της χρονικής εξέλιξης των ολοκληρωμένων φορτίων του κύριου δρομέα ενός ελικοπτερου και της αξιμουθιακής μεταβολής των κατανεμημένων αεροδυναμικών μεγεθών σε διακεκριμένες θέσεις των πτερυγίων του.

Για τη βελτίωση στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων προτείνεται η ρύθμιση των παραμέτρων των νέων τεχνικών υλοποίησης της ALM με βάση τη σύγκριση της κατανομής των ανηγμένων αεροδυναμικών φορτίων κατά το εκπέτασμα των πτερυγίων. Φυσικά κάτι τέτοιο, απαιτεί σαν αναφορά τα προφίλ των αεροδυναμικών φορτίων όπως αυτά προκύπτουν από τριδιάστατους υπολογισμούς πάνω στην πραγματική γεωμετρία των πτερυγίων, ιδανικά με μεθόδους CFD. Το υπολογιστικό κόστος μιας τέτοιας μελέτης είναι ιδιαίτερα απαιτητικό. Θα μπορούσε, ωστόσο να χαρακτηριστεί εφικτό σαν εγχείρημα, καθώς πλέον οι παραπάνω τεχνικές έχουν ήδη προγραμματιστεί και ενσωματωθεί στον υπολογιστικό κώδικα.

Για την περαιτέρω μείωση του απαιτούμενου χρόνου, προτείνεται η πραγματοποίηση αυτής της παραμετρικής ανάλυσης σε συνθήκες αιώρησης, όπου η ροή χαρακτηρίζεται από αξονική συμμετρία και οι τριδιάστατες προσομοιώσεις μπορούν να περιοριστούν στον υπολογισμό των φορτίων μόνο του ενός πτερυγίου. Μια επίσης κατάλληλη εφαρμογή για την παραπάνω μελέτη, θα μπορούσε να είναι η λειτουργία του δρομέα μιας ανεμογεννήτριας σε καθαρά αξονική ροή. Η εφαρμογή αυτή χαρακτηρίζεται επίσης από αξονική συμμετρία, ενώ η μεταβολή της χορδής κατά το εκπέτασμα των πτερυγίων των ανεμογεννητριών, προσφέρει μία επιπλέον παράμετρο ρύθμισης που δεν υπάρχει στο ελικόπτερο.

6

Βιβλιογραφικές αναφορές

- [1] Madsen HA, Riziotis V, Zahle F, Larsen TJ, Politis E, Hanses MO, Snel H, Grasso F. BEM modeling of inflow with shear in comparison with advanced model results. Proceedings of The Science of Making Torque from the Wind. 2010 Jun.
- [2] Morino, L., M. Gennaretti, U. Iemma, and F. Salvatore. "Aerodynamics and aeroacoustics of wings and rotors via BEM-unsteady, transonic, and viscous effects." *Computational Mechanics* 21, no. 4-5 (1998): 265-275.
- [3] Glauert H. Airplane propellers. In *Aerodynamic theory 1935* (pp. 169-360). Springer, Berlin, Heidelberg.
- [4] Snel, H., and J. G. Schepers. *Joint investigation of dynamic inflow effects and implementation of an engineering method*. Netherlands Energy Research Foundation ECN, 1995.
- [5] Schepers, J. G., and H. Snel. *Dynamic inflow: yawed conditions and partial span pitch control*. Netherlands Energy Research Foundation ECN, 1995.
- [6] Theodorsen, Theodore. "General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter." (1949).
- [7] Wang, Kai, Vasilis A. Riziotis, and Spyros G. Voutsinas. "Aeroelastic stability of idling wind turbines." In *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 753, no. 4, p. 042008. IOP Publishing, 2016.
- [8] Voutsinas, Spyros G. "Vortex methods in aeronautics: how to make things work." *International Journal of Computational Fluid Dynamics* 20, no. 1 (2006): 3-18.
- [9] Bareiß, R., and S. Wagner. "The free wake/hybrid wake code ROVLM—A tool for aerodynamic analysis of wind turbines." In Proc. of the European Wind Turbine Conference, pp. 424-431. 1993.
- [10] Voutsinas, Spyros G., and Dimitris G. Triantos. "High resolution aerodynamic analysis of full helicopter configurations." (1999).
- [11] Chassapoyannis, P. and S. Voutsinas (1994). Development of a New Generation of Design Tools for Horizontal Axis Wind Turbines, KOU2-CT92-0113, 4th Progress Report, NTUA.
- [12] T.E. Andronikos, G. Papadakis, V. Riziotis, Aerodynamic Analysis of Helicopter in Interaction With Wind Turbine's Wake, Eur. Rotorcr. Forum; Sept. 2018; Delft, Netherlands. (2018) 19–20.
- [13] Prandtl, Ludwig. *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*. 1921.
- [14] Belessis, M., P. Chassapoyannis, and S. Voutsinas. "PG2. 41 Free-Wake Modeling of Rotor Aerodynamics: Recent Developments and Future Perspectives." In *EWEC-CONFERENCE-*, pp. 518-521. 2001.
- [15] Morino, Luigi, and Ching-Chiang Kuo. "Subsonic potential aerodynamics for complex configurations: a general theory." *AIAA journal* 12, no. 2 (1974): 191-197.

- [16] Hess, John L. *Calculation of potential flow about arbitrary three-dimensional lifting bodies*. No. MDC-J5679-01. Douglas Aircraft Co Long Beach CA, 1972.
- [17] Sørensen, Jens N., and Asger Myken. "Unsteady actuator disc model for horizontal axis wind turbines." *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 39, no. 1-3 (1992): 139-149.
- [18] Sorensen, Jens Norkær, and Wen Zhong Shen. "Numerical modeling of wind turbine wakes." *J. Fluids Eng.* 124, no. 2 (2002): 393-399.
- [19] Troldborg N, Sorensen JN, Mikkelsen R. Numerical simulations of wake characteristics of a wind turbine in uniform inflow. *Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology*. 2010 Jan;13(1):86-99.
- [20] Shives M, Crawford C. Mesh and load distribution requirements for actuator line CFD simulations. *Wind Energy*. 2013 Nov;16(8):1183-96.
- [21] Jha PK, Churchfield MJ, Moriarty PJ, Schmitz S. Guidelines for volume force distributions within actuator line modeling of wind turbines on large-eddy simulation-type grids. *Journal of Solar Energy Engineering*. 2014 Aug 1;136(3).
- [22] Churchfield MJ, Schreck SJ, Martinez LA, Meneveau C, Spalart PR. An advanced actuator line method for wind energy applications and beyond. In *35th Wind Energy Symposium 2017* (p. 1998).
- [23] Jha PK, Schmitz S. Actuator curve embedding—an advanced actuator line model. *Journal of Fluid Mechanics*. 2018 Jan;834.
- [24] Martínez-Tossas LA, Churchfield MJ, Leonardi S. Large eddy simulations of the flow past wind turbines: actuator line and disk modeling. *Wind Energy*. 2015 Jun;18(6):1047-60.
- [25] Shen W Z, Hansen M O and Sørensen J N 2007 Determination of angle of attack (aoa) for rotating blades *Wind Energy* (Springer) pp 205–209.
- [26] Bühler M, Weihing P, Klein L, Lutz T, Krämer E. "Actuator line method simulations for the analysis of wind turbine wakes acting on helicopters" In *Journal of Physics: Conference Series* 2018 Jun (Vol. 1037, No. 6, p. 062004). IOP Publishing.
- [27] A. Aranake, V. Lakshminarayan, K. Duraisamy, Assessment of Transition Model and CFD Methodology for Wind Turbine Flows, 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit (2012) 1–22.
- [28] <https://www.google.com/urlsa=i&url=http%3A%2F%2Fhelicoptermanufacturing.blogspot.com%2F2012%2F10%2Fbasic-helicopter-parts-diagram.html&psig=AOvVaw0c7CBNjSmEpiICeNUi4dVp&ust=158404812200000>
- [29] https://www.thaitechnics.com/helicopter/tg5/swash_plate2.jpg
- [30] <https://www.google.com/urlsa=i&url=https%3A%2F%2Fwww.danubewings.com%2Fhelicopter-forward-flight%2F&psig=AOvVaw1xz6wReiRsw5eFsNQ-Qk-E&ust=1587315552275000&source=images&cd=vfe&ved=0CAIQjRx>
- [31] https://www.google.com/search?q=navier+stokes+control+volume&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwjBspP5qPnpAhXJmIsKHUBGC20Q_AUoAXoECA0QAw&biw=1517&bih=730#imgrc=yJUem6MSXckp1M
- [32] S. Zhu, "Compactly supported radial basis functions: how and why?"

-
- [33] P. K. Jha, M. J. Churchfield, P. J. Moriarty, S. Schmitz, 2014, “Guidelines for Volume Force Distributions Within Actuator Line Modeling of Wind Turbines on Large-Eddy Simulation-Type Grids”, *Journal of Solar Energy Engineering*, Vol. 136
- [34] P. Jha, S. Schmitz, “Actuator curve embedding – An advanced actuator line model”, *Journal of Fluid Mechanics*, 2018 Jan.
- [35] Dieterich, O., Langer, H.J., Sneider, O., Imbert, G., Hounjet, M.H.L., Riziotis, V., Cafarelli, I., Calvo Alonso, R., Clerc, C., Pengel, K. (2005) “HELINOVI: Current vibration Research activities”, 31st European Rotorcraft forum, Florence, Italy, September 13-15, 2005.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

Π1

Διανύσματα μετακίνησης και μητρώα στροφής

Στη συνέχεια παρουσιάζονται τα διανύσματα μεταφοράς και τα μητρώα στροφής, τα οποία συνδέουν τις συντεταγμένες του αδρανειακού/απολύτου (global) και του τοπικού (local) συστήματος αναφοράς ενός σώματος.

Ο υπολογισμός της θέσης ενός σημείου στο αδρανειακό ή σε ένα τυχαίο σύστημα αναφοράς (global) \mathbf{x}_g , βάσει της τοπικής του θέσης σε ένα τοπικό σύστημα συντεταγμένων (local) \mathbf{x}_l , πραγματοποιείται σύμφωνα με τη σχέση

$$\mathbf{x}_g = \mathbf{T} + \mathbf{R}\mathbf{x}_l$$

Όπου

\mathbf{x}_g η διανυσματική θέση στο αδρανειακό σύστημα

\mathbf{x}_l η διανυσματική θέση στο τοπικό σύστημα

\mathbf{T} το διάνυσμα μεταφοράς (translation vector)

\mathbf{R} το μητρώο στροφής (rotation matrix)

Στο Σχήμα Π1. 1 παρουσιάζεται η σχέση του αδρανειακού και του τοπικού συστήματος αναφοράς. Η αναφορά του τοπικού συστήματος είναι μετατοπισμένη ως προς το αδρανειακό κατά ένα διάνυσμα μεταφοράς \mathbf{T} . Επίσης οι άξονες του τοπικού (διανυσματική βάση) είναι στραμμένοι ως προς το αδρανειακό κατά μία γωνία θ .

Μία στροφή της διανυσματικής βάσης υλοποιείται μαθηματικώς με την εφαρμογή ενός μητρώου στροφής \mathbf{R} . Το μητρώο στροφής χαρακτηρίζεται από τον τοπικό άξονα του συστήματος (x, y ή z) γύρω από τον οποίο στρέφεται το εξεταζόμενο σύστημα αναφοράς και από την γωνία στροφής θ . Τα τρία μητρώα στροφής, με το κάθε ένα να αναφέρεται σε στροφή γύρω από τους άξονες x, y και z αντίστοιχα, γράφονται

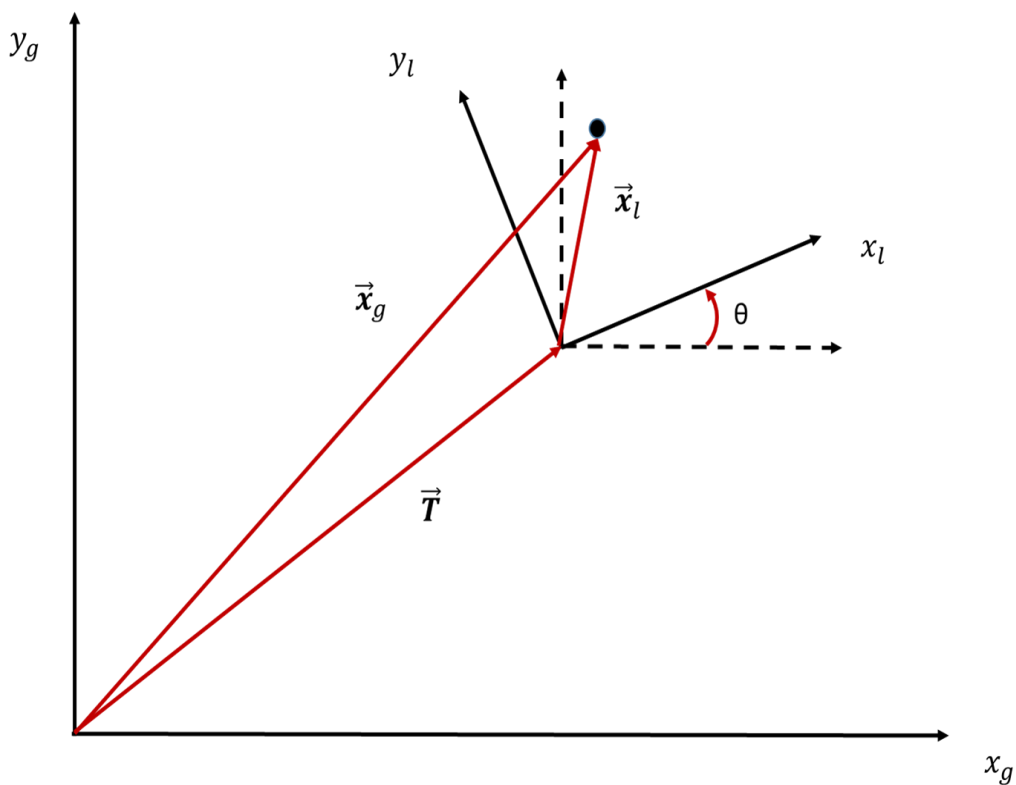
$$\mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Τα μητρώα στροφής έχουν την ιδιότητα πως το αντίστροφο μητρώο είναι ίσο με το ανάστροφο του εξεταζομένου μητρώου στροφής, δηλαδή

$$\mathbf{R}^{-1} = \mathbf{R}^T$$



Σχήμα Π1. 1 : Συντεταγμένες σημείου ως προς το αδρανειακό και το τοπικό σύστημα συντεταγμένων

Η περίπτωση επιβολής πολλαπλών διαδοχικών μετακινήσεων και στροφών, αντιμετωπίζεται ως μία σειρά επιπέδων μετασχηματισμού. Ως επίπεδο μετασχηματισμού ορίζεται μία μετακίνηση και μία στροφή, αυστηρά με αυτήν την σειρά. Εφαρμόζοντας N διαδοχικά επίπεδα μετασχηματισμού, αντίστοιχα με εκείνο που παρουσιάζεται στο Σχήμα Π1. 1, η απόλυτη και η τοπική θέση του του σημείου συνδέονται με την σχέση

$$\mathbf{x}_g = \mathbf{T}_{tot} + \mathbf{R}_{tot}\mathbf{x}_l$$

=>

$$\mathbf{x}_l = \mathbf{R}_{tot}^T (\mathbf{x}_g - \mathbf{T}_{tot})$$

Όπου

$$\mathbf{T}_{tot} = \mathbf{T}_1 + \sum_{i=2}^N \left[\left(\prod_{j=1}^{i-1} \mathbf{R}_j \right) \mathbf{T}_i \right]$$

και

$$\mathbf{R}_{tot} = \prod_{i=1}^N \mathbf{R}_i$$

Παραγωγίζοντας ως προς τον χρόνο τις παραπάνω σχέσεις λαμβάνεται η ταχύτητα στο αδρανειακό σύστημα αναφοράς συναρτήσει της τοπικής του σημείου με θέση \mathbf{x}_g και $\dot{\mathbf{x}}_g$ ως προς το αδρανειακό και το τοπικό σύστημα αναφοράς αντίστοιχα. Η σχέση που συνδέει τις ταχύτητες των δύο διαφορετικών συστημάτων είναι

$$\dot{\mathbf{x}}_g = \dot{\mathbf{T}}_{tot} + \dot{\mathbf{R}}_{tot} \mathbf{x}_l + \mathbf{R}_{tot} \dot{\mathbf{x}}_l$$

=>

$$\dot{\mathbf{x}}_l = \mathbf{R}_{tot}^T (\dot{\mathbf{x}}_g - \dot{\mathbf{T}}_{tot} - \dot{\mathbf{R}}_{tot} \mathbf{x}_l)$$

Όπου

ο δείκτης 'g' δηλώνει το απόλυτο/αδρανειακό (global) σύστημα

ο δείκτης 'l' δηλώνει το τοπικό (local) σύστημα

$\dot{\mathbf{x}}_g$ είναι η απόλυτη ταχύτητα του εξεταζομένου σημείου

$\dot{\mathbf{x}}_l$ είναι η τοπική ταχύτητα του εξεταζομένου σημείου

$\dot{\mathbf{T}}_{tot}$ είναι το ολικό διάνυσμα μετακίνησης παραγωγισμένο στον χρόνο και εκφράζει την ταχύτητα κίνησης του σώματος

$\dot{\mathbf{R}}_{tot}$ είναι το ολικό μητρώο στροφής παραγωγισμένο στον χρόνο