



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών
Τομέας Ρευστών
Εργαστήριο Αεροδυναμικής

Ανάλυση της αεροδυναμικής επίδρασης
εμποδίου και εδάφους στα φορτία δρομέα
ελικοπτέρου

Διπλωματική εργασία

Συγγραφέας:

Καρλατήρας Θεμιστοκλής – Ταξίαρχης

Επιβλέπων Καθηγητής:

Ριζιώτης Βασίλειος, Αναπληρωτής Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, Οκτώβριος 2022



National Technical University of Athens
School of Mechanical Engineering
Fluids Section
Laboratory of Aerodynamics

Analysis of the aerodynamic effect of an
obstacle and the ground on helicopter main
rotor loads

Diploma thesis

Author:

Karlatiras Themistoklis – Taxiarchis

Supervisor:

Riziotis Vasileios, Associate Professor NTUA

Athens, October 2022

Η παρούσα σελίδα παραμένει κενή

Ευχαριστίες

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Καθηγητή, κ. Βασίλειο Ριζιώτη ο οποίος με κατεύθυνε καθ' όλη τη διάρκεια εκπόνησης της παρούσας διπλωματικής εργασίας. Ήταν πάντα διαθέσιμος, για να με βοηθήσει με τις δυσκολίες που αντιμετώπιζα και να με συμβουλευτεί. Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον διδακτορικό σπουδαστή κ. Νικόλαο Σπυρόπουλο για το χρόνο που αφιέρωσε, ώστε να καταφέρω να χειρίζομαι σωστά τα εργαλεία που μου χρειάστηκαν. Η συνεισφορά του ήταν σημαντική και στα προγραμματιστικά ζητήματα τα οποία προκύπτουν στα πλαίσια της ενασχόλησης με τον κλάδο της υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Στο τέλος του παρόντος θέλω να ευχαριστήσω θερμά τους στενούς φίλους και την οικογένεια μου.

Περίληψη

Στην παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζεται η αλληλεπίδραση του κυρίως δρομέα ελικοπτέρου με εμπόδιο και το έδαφος χρησιμοποιώντας στροβιλή μεθοδολογία. Κύριες πηγές ενδιαφέροντος και έμπνευσης για την παραπάνω μελέτη είναι πειραματικά και προκαταρκτικά υπολογιστικά αποτελέσματα τα οποία απορρέουν από τις δραστηριότητες στα πλαίσια της ομάδας δράσης του GARTEUR, AG-22. Επίσης, το κίνητρο για να τεθεί επί τάπητος το συγκεκριμένο πλαίσιο, πηγάζει από τη μικρή ποσότητα διαθέσιμης πληροφορίας για τέτοιου είδους φαινόμενα. Η ανάλυση της αλληλεπίδρασης διεξάγεται με τη βοήθεια του Lagrangian επιλύτη δυναμικού ελεύθερου ομόρρου και στοιχείων στροβιλότητας GenUVP που αναπτύχθηκε από τον Τομέα Ρευστών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου (ΕΜΠ). Το παραπάνω εργαλείο ενισχύεται με τη εισαγωγή της κατοπτρικής συνθήκης, ώστε να μοντελοποιηθεί το φαινόμενο του εδάφους. Η εκτίμηση της πιστότητας της υλοποίησης καθίσταται δυνατή συγκρίνοντας αριθμητικά αποτελέσματα του GenUVP με πειραματικά δεδομένα του PoliMi. Επίσης, αναλογικά με την προσομοίωση του εδάφους, εισάγεται εμπόδιο για επιπλέον ενίσχυση της αλληλεπίδρασης του ομόρρου με τα στερεά όρια. Συνεπώς, θεωρείται η περίπτωση δρομέα ο οποίος ίπταται σε διάφορες θέσεις πάνω από κυβοειδούς σχήματος αντικείμενο και έδαφος. Οι περισσότερες προσομοιώσεις πραγματοποιούνται υπό την επιρροή σταθερού πεδίου ανέμου και συγκρίνονται με τη βάση δεδομένων του PoliMi. Τέλος, αξίζει να αναφερθεί ότι στα πλαίσια βελτίωσης των αποτελεσμάτων και αποφυγής αριθμητικών ασταθειών πραγματοποιούνται αλλαγές παραμέτρων και πύκνωση του υπολογιστικού πλέγματος του εμποδίου.

Abstract

In the present diploma thesis, the interaction of the main rotor of a helicopter with an obstacle and the ground is examined using a vortex method. Main sources of interest and inspiration for the above study are experimental and preliminary computational results derived from activities in the framework of GARTEUR Action Group AG-22. Moreover, motivation for addressing such context is the scarce amount of information available for this kind of phenomena. Analysis of the interaction is conducted by means of the potential free wake vortex particle Lagrangian solver GenUVP developed by the Fluid section of the National Technical University of Athens (NTUA). The above tool is enhanced with symmetry (mirror) condition in order to model the pure ground effect. Validation of the fidelity of this implementation becomes possible through the comparison of numerical results of the code GenUVP with experimental data of PoliMi. Furthermore, in addition to the in-ground effect simulation, an obstacle is introduced for further amplifying the interaction of the wake with the solid boundaries. The case of the rotor, hovering above a cuboid shaped body and the ground in different configurations is considered in the analysis. Most of the simulations are conducted in the influence of an external steady flow and compared with PoliMi database. Finally, in view of improving numerical results and preventing numerical instabilities, numerical parameters independence investigations are performed.

Συντομογραφίες

AG	Action Group
BEM	Boundary Element Method
CFD	Computational Fluid Dynamics
CIRA	Centro Italiano Ricerche Aerospaziali
DLR	Deutsches Zentrum für Luft – und Raumfahrt
DNW	Duits Nederlandse Windtunnel
DTS	Dual – Time Stepping
FMM	Fast Multipole Method
GARTEUR	Group For Aeronautical Research and Technology in EUROpe
GVPM	Galleria del Vento del Polytecnico di Milano
IGE	In Ground Effect
LDA	Laser Doppler Anemometry
LHA	Landing Helicopter Assault
MIM	Mirror Image Method
MPI	Message Passing Interface
NTUA	National Technical University of Athens
ODU	Old Dominion University
OGE	Out of Ground Effect
ONERA	Office National d’Etudes et de Recherches Aérospatiales
PIV	Particle Image Velocimetry
PM	Particle Mesh
PoliMi	Polytecnico di Milano
SSM	Surface Singularity Method

UoG

University of Glasgow

Περιεχόμενα

Ευχαριστίες	4
Περίληψη	5
Abstract.....	6
Συνοτομογραφίες	7
Κατάλογος σχημάτων	11
Κατάλογος πινάκων	13
1 Εισαγωγή.....	14
1.1 Φαινόμενο του εδάφους – Εφαρμογές	14
1.2 Χαρακτηριστικά επαγόμενης αντίστασης	15
1.3 Αλληλεπίδραση ελικοπτέρου με έδαφος ή εμπόδια - Παράμετροι	16
1.4 Σκοπός της διπλωματικής εργασίας	19
1.5 Βιβλιογραφική επισκόπηση	20
2 Θεωρητικό υπόβαθρο GenUVP	24
2.1 Γενικές πληροφορίες για το εργαλείο	24
2.2 Βασικά στοιχεία διακριτοποίησης των γεωμετριών	25
2.3 Θεωρητικό υπόβαθρο – Γραμμή άνωσης (Lifting Line).....	27
2.3.1 Συνθήκες προβλήματος	31
2.3.2 Αριθμητική υλοποίηση – Γραμμή άνωσης	32
2.4 Θεωρητικό υπόβαθρο - Επιφανειακά ανωστικά σώματα.....	34
2.4.1 Ορισμός προβλημάτων.....	36
2.4.2 Έμμεση διατύπωση διπόλων.....	38
2.4.3 Άμεση διατύπωση του προβλήματος – σώματα με κατανομή πάχους.....	41
2.4.4 Εξέλιξη του ομόρρου – συνθήκες Kutta και Kelvin	42
2.4.5 Αριθμητική υλοποίηση έμμεσης διατύπωσης διπόλων	46
2.4.6 Αριθμητική υλοποίηση άμεσης διατύπωσης.....	48
2.4.7 Μέθοδος διαχείρισης του ελεύθερου ομόρρου	50
2.4.8 Συνθήκη κατοπτρισμού	52
2.5 Υπολογισμός φορτίων.....	54
2.6 Γενικευμένο μοντέλο του ONERA για διόρθωση φορτίων.....	56
3 Πειραματική διάταξη του PoliMi.....	60
4 Γεωμετρικά και αριθμητικά δεδομένα προσομοίωσης	65
5 Αποτελέσματα προσομοιώσεων	73
5.1 Διαπίστωση υπόθεσης για το μήκος των πτερυγίων	73
5.2 Αιώρηση δρομέα μακριά από το έδαφος – Περίπτωση OGE, $\mu = 0$	75

5.3	Αιώρηση δρομέα κοντά στο έδαφος – Περίπτωση IGE, $\mu = 0$	77
5.4	Αιώρηση δρομέα μακριά από το έδαφος μέσα σε πεδίο ταχύτητας – Περίπτωση OGE, $\mu = 0.05$	80
5.5	Αιώρηση δρομέα κοντά σε έδαφος και εμπόδιο – Περίπτωση T2.....	82
5.5.1	Έλεγχος της ευαισθησίας των υπολογισμών στην πύκνωση του πλέγματος του εμποδίου – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$	82
5.5.2	Αποτελέσματα προσομοίωσης, T2, $\mu = 0$	84
5.5.3	Αποτελέσματα περίπτωσης T2, $\mu = 0.05$	86
5.5.4	Αλλαγή υπολογιστικών παραμέτρων – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$	91
6	Συμπεράσματα.....	93
7	Βιβλιογραφία	94

Κατάλογος σχημάτων

Σχήμα 1.1 Η επίδραση των κατωρευμάτων στα χαρακτηριστικά αεροτομής πτερυγίου [2].	15
Σχήμα 1.2 Σχηματική αναπαράσταση του φαινομένου του εδάφους [3].	16
Σχήμα 1.3 Δρομέας υπό την παρουσία εδάφους και ανέμου [3].	17
Σχήμα 1.4 Δρομέας υπό την παρουσία εδάφους και ανέμου (ενίσχυση ταχύτητας) [3].	17
Σχήμα 2.1 Υλοποιήσεις ανωστικών σωμάτων και διακριτοποίηση.	26
Σχήμα 2.2 Αναπαράσταση μετατροπής ομόρρου από vortex fillaments σε VPs.	26
Σχήμα 2.3 Πεδίο ορισμού και ιδιομορφία[2].	28
Σχήμα 2.4 Γεωμετρία πεπερασμένου δινοσωλήνα [2].	30
Σχήμα 2.5 Αριθμητική υλοποίηση γραμμής άνωσης.	32
Σχήμα 2.6 Σώμα εντός πεδίου ροής.	34
Σχήμα 2.7 Αεροδυναμικό σώμα – Εσωτερικό και εξωτερικό πεδίο[2].	37
Σχήμα 2.8 Λεπτό ανωστικό σώμα [2].	38
Σχήμα 2.9 Ορισμοί για την επιφανειακή κατανομή διπόλου[24].	39
Σχήμα 2.10 Παραμετρική αναπαράσταση του φύλλου στροβιλότητας [24].	42
Σχήμα 2.11 Μεταφορά ομόρρου και συνθήκη Kutta – επιφάνεια άνωσης.	44
Σχήμα 2.12 Μεταφορά ομόρρου και συνθήκη Kutta – σώμα με κατανομή πάχους.	45
Σχήμα 2.13 Διακριτοποίηση του προβλήματος [24].	46
Σχήμα 2.14 Σώμα S με κατανομή πάχους και ομόρρου S_w .	48
Σχήμα 2.15 Τομή πτέρυγας κατά τον άξονα γ .	49
Σχήμα 2.16 Στοιχεία περιγραφής του σώματος και τα κατοπτρικά τους.	53
Σχήμα 2.17 Ταχύτητες του μοντέλου του ONERA.	56
Σχήμα 2.18 Γωνία προσβολής του εκάστοτε strip.	59
Σχήμα 3.1 Πειραματική διάταξη του PoliMi [9].	61
Σχήμα 3.2 Σύστημα συντεταγμένων και τοποθέτηση αισθητήρων για PIV μετρήσεις.	63
Σχήμα 3.3 Σημειακές θέσεις δρομέα γύρω από το εμπόδιο.	64
Σχήμα 4.1 Γεωμετρία πτερυγίου – Ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Line.	66
Σχήμα 4.2 Γεωμετρία πτερυγίου – Μη ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Line.	66
Σχήμα 4.3 Γεωμετρία πτερυγίου – Ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Surface.	67
Σχήμα 4.4 Διάγραμμα C_L συναρτήσει της γωνίας προσβολής.	68
Σχήμα 4.5 Διάγραμμα C_D συναρτήσει της γωνίας προσβολής.	68
Σχήμα 4.6 Διάγραμμα C_M συναρτήσει της γωνίας προσβολής.	69
Σχήμα 4.7 Η γεωμετρία του εμποδίου στο λογισμικό ANSA.	70
Σχήμα 4.8 Τριδιάστατη απεικόνιση διάταξης - Δρομέας σε τυχαία θέση.	71
Σχήμα 4.9 Απεικόνιση της διάταξης στο επίπεδο X – Z – Τυχαία θέση δρομέα.	72
Σχήμα 5.1 Στιγμαίο πεδίο ταχύτητας γύρω από δρομέα – Περίπτωση OGE (μονάδες αξόνων: m, μονάδες ταχύτητας σε [m/s]).	76
Σχήμα 5.2 Λόγος συντελεστών ώσης συναρτήσει της κατακόρυφης απόστασης από το έδαφος – Περίπτωση IGE.	78
Σχήμα 5.3 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης – Περίπτωση IGE, $Z/R = 1$.	78
Σχήμα 5.4 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης – Περίπτωση IGE, $Z/R = 1.5$.	79
Σχήμα 5.5 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης για τις δύο περιπτώσεις παραμέτρων – OGE, $\mu = 0.05$.	81

Σχήμα 5.6 Θέσεις στοιχείων στροβιλότητας (μωβ) και δρομέα (πράσινο).	81
Σχήμα 5.7 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης για δύο περιπτώσεις πλέγματος – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$	82
Σχήμα 5.8 Λόγος συντελεστών ώσης συναρτήσει της αδιάστατης οριζόντιας μετατόπισης δρομέα – Περίπτωση T2, $\mu = 0$	84
Σχήμα 5.9 Στιγμιότυπο πεδίου ροής - Περίπτωση T2, $\mu = 0$ - Πειραματικό (αριστερά), προβλέψεις GenUVP (δεξιά), ταχύτητα σε [m/s].	85
Σχήμα 5.10 Λόγοι ώσεων συναρτήσει της αδιάστατης οριζόντιας μετατόπισης δρομέα – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$	86
Σχήμα 5.11 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = -1$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).	89
Σχήμα 5.12 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = 0$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).	89
Σχήμα 5.13 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = 1$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).	90
Σχήμα 5.14 Συντελεστής ώσης για τις δύο υλοποιήσεις και για θέση $X/R = -1$	91

Κατάλογος πινάκων

Πίνακας 2.1 Παραμέτροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της άνωσης ..	57
Πίνακας 2.2 Παράμετροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της αντίστασης	58
Πίνακας 2.3 Παράμετροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της ροπής.....	58
Πίνακας 3.1 Δεδομένα δρομέα	61
Πίνακας 3.2 Δεδομένα εμποδίου	62
Πίνακας 3.3 Πίνακας θέσεων δρομέα.	63
Πίνακας 4.1 Χαρακτηριστικά προσομοιώσεων	70
Πίνακας 5.1 Μεταβολή C_T συναρτήσει του ποσοστού της εσωτερικής ακτίνας.	73
Πίνακας 5.2 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστή ώσης και επί τοις εκατό απόκλιση.....	75
Πίνακας 5.3 Αποτελέσματα προσομοίωσης συντελεστή ώσης για την κατάσταση OGE, $\mu = 0.05$	80
Πίνακας 5.4 Αποτελέσματα υπολογισμών.	83
Πίνακας 5.5 Λόγος ώσεων για τις δύο υλοποιήσεις και ποσοστιαίες διαφορές.....	92

1 Εισαγωγή

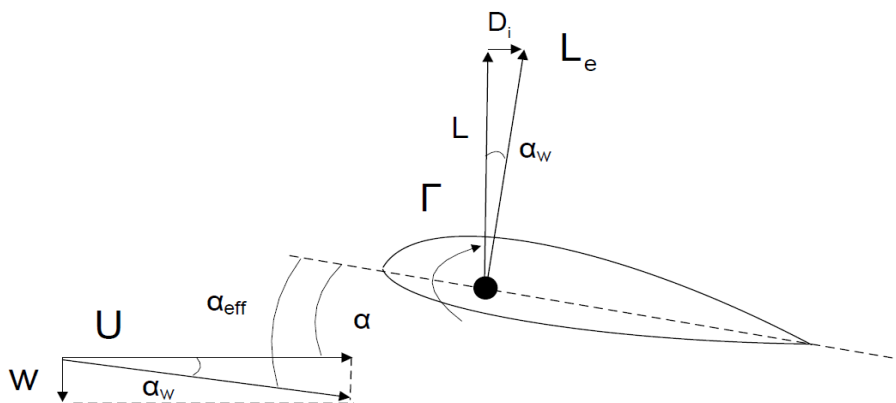
1.1 Φαινόμενο του εδάφους – Εφαρμογές

Το ελικόπτερο, ως εναέριο μεταφορικό μέσο, εκμεταλλεύεται τον περιβάλλοντα αέρα μέσω της περιστροφής του δρομέα, για να παράξει την απαιτούμενη ώση η οποία θα του επιτρέψει να διατηρήσει ή να αλλάξει το ύψος του. Συνεπικουρική στην πτήση είναι η δράση του ουραίου δρομέα ο οποίος διατηρεί την ευστάθεια εκτροπής του ελικοπτέρου και ορίζει την αζιμουθιακή θέση του. Ταυτόχρονα, οι χειρισμοί ελέγχου της συνολικής (collective) και κυκλικής (cyclic) κλίσης των πτερυγίων επιτρέπουν την πρόνευση και την περιστροφή. Ο κατάλληλος συνδυασμός τους συμβάλλει στην αντιστάθμιση του ελικοπτέρου και στον κατάλληλο έλεγχο της πορείας του από τον πιλότο. Με αυτόν τον τρόπο δύναται να εκτελεί τις προκαθορισμένες αποστολές όπως ορίζονται από τον φάκελο πτήσης του κατασκευαστή. Μια ειδική περίπτωση τέτοιας αποστολής παρουσιάζεται κατά την κίνηση του ελικοπτέρου κοντά στο έδαφος. Η σπουδαιότητα αυτής της πορείας οφείλεται στο γεγονός ότι σε μικρά ύψη η αεροδυναμική επηρεάζει τις ανωστικές επιφάνειες των πτερυγίων του κύριου δρομέα, μειώνοντας την επαγόμενη αντίσταση και αυξάνοντας την ώση.

Η συζήτηση, λοιπόν, γύρω από το φαινόμενο οφείλεται κυρίως στα πλεονεκτήματα και στην περιπλοκότητά του, αφού η πλειονότητα των πτήσεων του ελικοπτέρου αφορούν πορείες χαμηλού ύψους κοντά σε εμπόδια. Συγκεκριμένα, τα ελικόπτερα χρησιμοποιούνται, για να μεταφέρουν μικρό αριθμό επιβατών σε περιοχές υψηλού ενδιαφέροντος εντός αστικών ή δύσβατων περιοχών. Τέτοια περίπτωση πτήσης παρουσιάζεται κατά την διακομιδή ενός αρρώστου σε ένα νοσοκομείο [1]. Συνήθως, μια τέτοια μεταφορά γίνεται σε ύψος πολύ κοντά σε κτήρια, οδικό δίκτυο και θαλάσσιες ή ορεινές περιοχές, εάν είναι ανάγκη ο ασθενής να μετακινηθεί από απομονωμένο χωρίο ή νησί. Εναλλακτικά, ενδιαφέρον παρουσιάζει η περίπτωση εκτέλεσης ειδικών αποστολών στα πλαίσια στρατιωτικών ή πυροσβεστικών επιχειρήσεων, όπου το ελικόπτερο πετάει εντός ορισμένης περιοχής, γεμάτης εμπόδια, και η οποία ορίζεται από το σχέδιο των εκάστοτε δραστηριοτήτων. Στην περίπτωση κατάσβεσης πυρκαγιάς η δυνατότητα προσέγγισης για γρήγορο ανεφοδιασμό και αντίστοιχα για επακριβή ρίψη νερού επηρεάζεται έντονα από την παρουσία του εδάφους ή της επιφάνειας της θάλασσας. Επιπρόσθετα, η ευκολία του ελικοπτέρου για άμεση αναχώρηση από το ελικοδρόμιο, σε αντίθεση με τα αεροπλάνα, το μετατρέπει σε μέσο το οποίο προτιμάται για ιδιωτικές πτήσεις. Πριν αναλυθεί το φαινόμενο είναι σημαντικό να δοθούν πληροφορίες σχετικά με τη συνθήκη της επαγόμενης αντίστασης που το παραπάνω επηρεάζει.

1.2 Χαρακτηριστικά επαγόμενης αντίστασης

Η ώση του ελικοπτέρου παράγεται από τις πτέρυγες, αεροδυναμικού σχήματος, του κυρίως δρομέα, με κατάλληλη ρύθμιση της γωνίας βήματος και της ταχύτητας περιστροφής. Η σχετική κίνηση των πτερυγίων μέσα στον περιβάλλοντα αέρα οδηγεί στην ανάπτυξη αεροδυναμικών δυνάμεων (άνωσης και αντίστασης) σε αυτά. Με άλλα λόγια, οι αεροτομές οι οποίες αποτελούν το κάθε πτερύγιο οδηγούν το περιρρέον ρευστό (αέρας) κατάλληλα, δημιουργώντας υπερπιέσεις στην κάτω πλευρά και υποπιέσεις στην επάνω, με αποτέλεσμα την δημιουργία άνωσης και αντίστασης. Ταυτόχρονα, ο αέρας εξαναγκάζεται να κινηθεί φυσικά κατά το εκπέτασμα του πτερυγίου από τις υψηλές στις χαμηλές πιέσεις. Η παρουσία της ακμής στο ακροπτερύγιο και η κίνηση του ρευστού εξαναγκάζουν την παραγωγή στρόβιλων οι οποίοι εκφεύγουν στον ομόρρο. Οι παραπάνω στρόβιλοι επάγουν κατωρεύματα, με αποτέλεσμα να μεταβάλλεται τοπικά η γωνία προσβολής του αέρα στο πτερύγιο, να μειώνεται η παραγόμενη άνωση και να αυξάνεται η αντίσταση (**Σχήμα 1.1**).

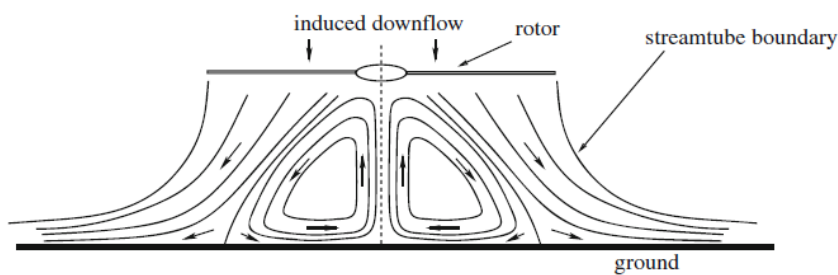


Σχήμα 1.1 Η επίδραση των κατωρευμάτων στα χαρακτηριστικά αεροτομής πτερυγίου [2].

Η επιπλέον επαγόμενη (induced), όπως ονομάζεται, αντίσταση και η μείωση της άνωσης οδηγούν στην κατανάλωση περισσότερης ισχύος, για να διατηρηθούν τα αρχικά χαρακτηριστικά της πτήσης και δυσκολεύουν την πορεία του. Επίσης, η επαγόμενη αντίσταση αυξάνεται κυρίως στις χαμηλές ταχύτητες πτήσης και κατά την αιώρηση του ελικοπτέρου, δηλαδή σε συνθήκες εντός του φακέλου πτήσεων. Σε αυτές η χαμηλή ταχύτητα των πτερυγίων του δρομέα εξαναγκάζει τον πιλότο να ρυθμίσει τη συνολική (collective) γωνία προσβολής των πτερυγίων σε υψηλότερες τιμές, με αποτέλεσμα εκτός της αύξησης της άνωσης να παράγονται εντονότεροι στρόβιλοι στα ακροπτερύγια και υψηλότερη αντίσταση. Η παραπάνω κατάσταση μειώνει την αποδοτική χρήση των ανωστικών επιφανειών κατά το μήκος των πτερυγίων και κυρίως σε εκείνες τις ακτινικές θέσεις οι οποίες βρίσκονται κοντά στο ακροπτερύγιο. Παρόλα αυτά είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι αυτό το φαινόμενο μπορεί να μειωθεί σε ένταση όταν το ελικοπτερο εκτελεί πτήσεις κοντά στο έδαφος.

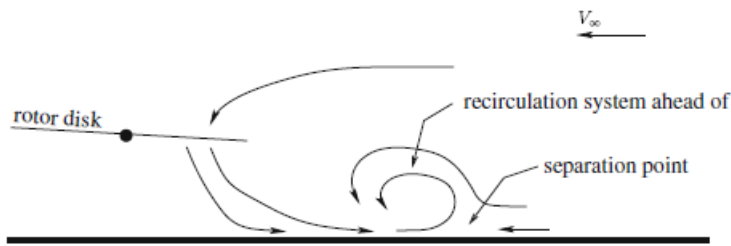
1.3 Αλληλεπίδραση ελικοπτέρου με έδαφος ή εμπόδια - Παράμετροι

Στην περίπτωση όπου ένα εναέριο μέσο, όπως το ελικόπτερο, ίπταται σε χαμηλό ύψος, συνήθως σε απόσταση περίπου μιας ακτίνας (και λιγότερο) του κύριου δρομέα από το έδαφος, τότε εμφανίζεται το λεγόμενο φαινόμενο του εδάφους (Ground Effect). Συγκεκριμένα, τα κατωρεύματα τα οποία είχαν κατακόρυφη κατεύθυνση, εξαιτίας της παρουσίας της στερεής επιφάνειας ανακατευθύνονται και αποκτούν περίπου παράλληλη συνιστώσα ως προς την επιφάνεια αυτή. Ταυτόχρονα, δημιουργείται στο κέντρο μια περιοχή ανακοπής - ανακυκλοφορίας περιορισμένη μεταξύ δρομέα, εδάφους και εξωτερικής ροής (**Σχήμα 1.2**) [3]. Επίσης, οι στρόβιλοι δε ανατροφοδοτούνται, αφού η ροή διαταράσσεται από το έδαφος και συνεπώς μειώνεται η έντασή τους. Η εξασθένιση των παραπάνω παραμέτρων μειώνει την επαγόμενη ταχύτητα, αυξάνει τη φαινόμενη γωνία προσβολής και επομένως μειώνει την επαγόμενη αντίσταση.

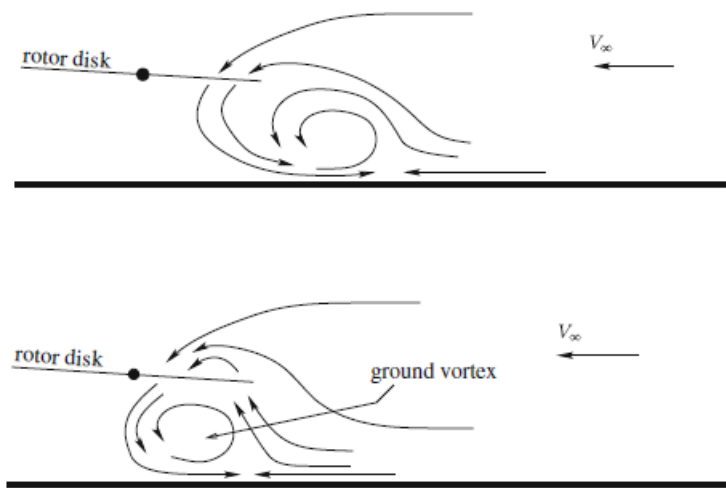


Σχήμα 1.2 Σχηματική αναπαράσταση του φαινομένου του εδάφους [3].

Ουσιώδης είναι και η επιρροή του στην περίπτωση οριζόντιας πτήσης χαμηλής ταχύτητας. Έχει αποδειχθεί ότι η ροή του ομόρρου εξαιτίας του επερχόμενου αέρα εξαναγκάζεται να αποκολληθεί μπροστά από το δρομέα και συνεπώς να δημιουργήσει στρόβιλο ανάντι της ροής και κοντά στο έδαφος (**Σχήμα 1.3**) [3], [4]. Η παρουσία στρόβιλων επάγει κατωρεύματα στο δρομέα και μειώνει την αποδοτικότητά του. Όμως, καθώς αυξάνεται η ταχύτητα πτήσης το σύστημα του στρόβιλου οδηγείται κάτω από το δρομέα ελαττώνοντας την επαγόμενη αντίσταση, αφού δημιουργεί ανωρεύματα (**Σχήμα 1.4**). Οι παραπάνω συνθήκες διαχωρίζουν τη ροή στην περιοχή του ομόρρου σε δύο καταστάσεις [5]. Την κατάσταση της ανακυκλοφορίας (recirculation regime) και του στρόβιλου κοντά στο έδαφος (ground vortex regime). Το σχήμα της δομής η οποία προκύπτει επί του εδάφους κατά την αλληλεπίδραση του ομόρρου και του σταθερού ανέμου είναι πεταλοειδές (ανοιχτό και πεπλατισμένο τοροειδές).



Σχήμα 1.3 Δρομέας υπό την παρουσία εδάφους και ανέμου [3].



Σχήμα 1.4 Δρομέας υπό την παρουσία εδάφους και ανέμου (ενίσχυση ταχύτητας) [3].

Γενικά η παρουσία του εδάφους οδηγεί σε αύξηση στην ώση και στην αποδοτικότητα των πτερυγίων του δρομέα με παράλληλη μείωση της απαίτησης ισχύος, σε αντίθεση με την περίπτωση πτήσης εκτός της επιρροής του. Παρόλα αυτά, η απαιτούμενη ισχύς σε χαμηλές ταχύτητες (κατάσταση ανακυκλοφορίας) δύναται να φτάσει κοντά στην αντίστοιχη εκτός εδάφους [4]. Στο σημείο αυτό σημειώνεται ότι το φαινόμενο του εδάφους είναι πιο ισχυρό, όταν η επιφάνειά του είναι σκληρή και λιγότερο τραχιά ενώ εξασθενεί κατά την πτήση πάνω από έδαφος, τραχύ ή με πυκνή και ψηλή βλάστηση. Άλλες παράμετροι που κάνουν την συμπεριφορά του πιο περίπλοκη είναι η κλίση του εδάφους, η παρουσία εμποδίων (κτηρίων, εγκαταστάσεων), οι περιβαλλοντικές συνθήκες και η δυναμική της πτήσης του ελικοπτέρου. Εκτός από την αποδοτική πτήση πάνω από κτήρια και εγκαταστάσεις, ένα άλλο σημαντικό πλεονέκτημα συναντάται στη μείωση της απαίτησης ισχύος για την ίδια ποσότητα ώσης κατά την πτήση εντός της επιρροής του εδάφους. Αυτό το γεγονός επιτρέπει στους υπεύθυνους να αυξήσουν το περιεχόμενο του ελικοπτέρου και επομένως του συνολικού βάρους το οποίο μπορεί να μεταφέρει [1], [6].

Παρόλα αυτά η πτήση κοντά στο έδαφος είναι μια αρκετά περίπλοκη διαδικασία, διότι παρουσιάζονται παράλληλα πολλές παράμετροι που πρέπει να εξεταστούν και να ληφθούν υπόψη. Έτσι, η πτήση καθίσταται λιγότερο ομαλή και με κινδύνους, αν δεν υπάρξει μέριμνα από τον πιλότο ή από τον κατασκευαστή. Βασικός κίνδυνος έγκειται στο γεγονός ότι αν το ελικόπτερο υπερφορτωθεί με βάρος, μπορεί να μην να ίπταται εντός της επίδρασης του εδάφους αλλά όταν ξεφύγει από αυτό να μην έχει διαθέσιμη ώση και επομένως να χάσει το προηγούμενος κερδισμένο ύψος. Αυτό οφείλεται στο ότι η φόρτωση του αεροσκάφους πραγματοποιήθηκε έχοντας κατά νου την ώση εντός του φαινομένου του εδάφους, χωρίς να υπολογισθεί ότι εκτός αυτού θα απαιτηθεί παραπάνω ώση.

Αξίζει να αναφερθεί ότι η προσέγγιση κτηρίων ή κατασκευών καθορισμένης γεωμετρίας, όπως καταστρώματα, και η έλξη φορτίων (sling loads) από το ελικόπτερο εισάγουν περίπλοκα φαινόμενα στο πεδίο ροής. Συγκεκριμένα, καθώς ο κύριος δρομέας πλησιάζει το στερεό όριο και το έδαφος, διαταράσσεται το πεδίο ροής γύρω από το εμπόδιο γεγονός το οποίο συμβάλει στην διαταραχή των αεροδυναμικών φορτίων [7]. Η συμπεριφορά της ροής χαρακτηρίζεται από τη μη μονιμότητα και την παραγωγή περίπλοκων δομών εξαιτίας της σύζευξης των πεδίων δρομέα και εμποδίου. Η παραπάνω προκαλεί ανομοιόμορφη φόρτιση των πτερυγίων, ειδικά του ουραίου δρομέα, δυσχεραίνοντας όλους τους χειρισμούς αντιστάθμισης και ασφαλούς προσέγγισης από την πλευρά του πιλότου. Βασικό συνακόλουθο είναι και η ενίσχυση των πηγών του θορύβου ο οποίος είναι ανεπιθύμητος.

Είναι ανάγκη να αναφερθεί ότι η επικινδυνότητα του φαινομένου αυξάνεται στην περίπτωση προσγείωσης στο ελικοδρόμιο πλοίου όπου η υψηλή ένταση του ανέμου, το οριακό στρώμα στη διεπιφάνεια νερού – ανέμου και η παρουσία εμποδίων αυξάνουν τις απαιτήσεις για λεπτούς χειρισμούς. Παρόμοια περίπτωση συναντάται κατά την έλξη αντικειμένων ή κατασκευών (πτερύγια ανεμογεννητριών) που προορίζονται για μεταφορά. Τότε, η παρουσία του ομόρρου στην εγγύς περιοχή του στερεού και οι χαμηλές ταχύτητες πτήσης επηρεάζουν πολύ τις δυνάμεις και τις ροπές που ασκούνται στο αντικείμενο και συνεπώς την ευστάθεια του ελικοπτερού. Επιπλέον, μειονέκτημα παρουσιάζεται κατά την απογείωση του ελικοπτερού και συγκεκριμένα στην περιοχή γύρω από αυτή [8]. Στην αρχή της πτήσης υπάρχει προσωπικό το οποίο φροντίζει για την ασφαλή απογείωση του και επομένως θα επηρεάζεται άμεσα από το πεδίο ροής γύρω από το εναέριο μέσο. Έτσι, η μη σωστή πρόβλεψη και πρόληψη των συνεπειών της ροής δύναται να οδηγήσει σε ατυχήματα. Παρομοίως, η απογείωση σε περιοχές εκτός αστικού ιστού, όπως χωράφια, αλάνες και ελικοδρόμια νησιών γίνεται δυσκολότερη, διότι οι υψηλές ταχύτητες του ρευστού εξαναγκάζουν σωματίδια σκόνης να ανασηκωθούν. Συνεπώς, η ορατότητα του κυβερνήτη μειώνεται αυξάνοντας τον κίνδυνο, τόσο για το πλήρωμα όσο και για το προσωπικό του ελικοδρομίου. Όλες οι παραπάνω παράμετροι είναι χρήσιμες και μπορούν να υιοθετηθούν στην προκαταρκτική μοντελοποίηση ενός ελικοπτερού, αφού εμπνέουν την δημιουργία μοντέλων απλών και σύνθετων τα οποία δύναται να προσφέρουν προσομοιώσεις με ισχυρό επιστημονικό υπόβαθρο.

1.4 Σκοπός της διπλωματικής εργασίας

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως σκοπό την ανάλυση της αλληλεπίδρασης δρομέα ελικοπτέρου με εμπόδιο και έδαφος χρησιμοποιώντας στροβιλή μεθοδολογία. Ένας από τους βασικούς στόχους της παραπάνω μελέτης είναι η απεικόνιση της συμπεριφοράς του δρομέα του ελικοπτέρου καθώς ίπταται σε διάφορες θέσεις πάνω από ένα σταθερό εμπόδιο με παρουσία σταθερού, σε μέτρο και κατεύθυνση, ανέμου. Οι παραπάνω περιπτώσεις και το μοντέλο είχαν ως υπόβαθρο αναφοράς μελέτες οι οποίες πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της ομάδας GARTEUR, AG-22 και συγκεκριμένα της καμπάνιας του Πολυτεχνείου του Μιλάνου (POLiMi). Η προσομοίωση των διάφορων καταστάσεων έγινε με τη χρήση του μη συνεκτικού επιλύτη δυναμικού και ελεύθερης στροβιλότητας GenUVP (General Unsteady Vortex Particle code). Το παραπάνω εργαλείο εξαιτίας της φύσης του θεωρητικού και υπολογιστικού υπόβαθρου πραγματοποιεί χαμηλότερης πιστότητας υπολογισμούς, αφού δεν προβλέπετε τρόπος συνυπολογισμού της συμπιεστότητας ή της συνεκτικότητας κοντά στα στερεά τοιχώματα ανωστικών και μη ανωστικών σωμάτων (έδαφος, άτρακτος, εμπόδιο, δρομέας). Εξίσου σημαντικό σημείο του προβλήματος είναι η αδυναμία του επιλύτη να υλοποιεί τη γεωμετρία του εδάφους. Συγκεκριμένα, δεν υπάρχει κάποια διαδικασία (υπορουτίνα), για να συμπεριλαμβάνεται η επίδραση του. Γι' αυτό κρίθηκε αναγκαίο να εμπλουτιστεί το εργαλείο σε κατάλληλες θέσεις του κώδικά του με την συνθήκη κατοπτρισμού και έτσι υπάρχει η πρόβλεψη για τη θέση του εδάφους.

1.5 Βιβλιογραφική επισκόπηση

Η παρουσία του εδάφους και των εμποδίων στην πορεία του ελικοπτέρου όπως φάνηκε είναι πολύ σημαντική για την πτητική συμπεριφορά του. Στο πλαίσιο αυτό έχουν πραγματοποιηθεί αρκετές έρευνες από διάφορες επιστημονικές ομάδες πανεπιστημιακών, κρατικών και ιδιωτικών ιδρυμάτων. Βασικά εργαλεία για την μελέτη είναι είτε πειραματικές διατάξεις, είτε υπολογιστικά εργαλεία τα οποία αξιολογούνται με βάση τις πρώτες και χρησιμοποιούνται για την πρόβλεψη διάφορων καταστάσεων. Το τελευταίο είναι πολύ βασικό, διότι δεν είναι πάντοτε εύκολη η διεξαγωγή πειραμάτων. Η βασική έμπνευση για την παρούσα διπλωματική εργασία είναι η δουλεία η οποία πραγματοποιήθηκε στην ομάδα δράσης του GARTEUR, AG-22 [7],[9], και συμπεριλαμβάνει προσομοιώσεις μοντέλων ελικοπτέρων σε αεροσήραγγα και αντίστοιχες με κώδικες ρευστοδυναμικής διάφορων επιπέδων πιστότητας από διάφορα τεχνολογικά ιδρύματα. Οι στόχοι των παραπάνω περιλάμβαναν την απεικόνιση του πεδίου ροής κατά την πτήση του ελικοπτέρου κοντά σε καθορισμένου σχήματος εμπόδιο και καταγραφή όλων των βασικών παραμέτρων φορτίων και πτητικών μεγεθών.

Ξεκινώντας με τις πειραματικές εφαρμογές το ONERA διεξήγαγε πειράματα στα εργαστήριά του χρησιμοποιώντας ελικόπτερο μινιατούρα, χωρίς το ουραίο τμήμα της, στερεωμένη σε ζυγό και τοποθετημένη μέσα σε μια περιφερειακά κλειστή και τετράγωνη περιοχή. Τα αποτελέσματα αποκτήθηκαν τοποθετώντας αισθητήρες πίεσης στις επιφάνειες του εδάφους και των περιμετρικών τοιχίων, αισθητήρες (ζυγός) στο μοντέλο του ελικοπτέρου για μέτρηση δυνάμεων και ροπών. Επίσης, επιστρατεύθηκαν συμβατική και στερεοσκοπική διάταξη PIV, ώστε να απεικονιστεί το πεδίο ροής. Στο ίδιο μήκος κύματος εκτελέστηκαν διάφορα τεστ στην αεροσήραγγα του PoliMi (GVPM) τα οποία συμπεριλάμβαναν μοντέλο ελικοπτέρου σε αιώρηση κοντά σε κυβοειδούς σχήματος εμπόδιο πάνω στο έδαφος με και χωρίς την παρουσία ανέμου. Έτσι, παρουσιάστηκαν αποτελέσματα του λόγου συντελεστή ώσης με τον αντίστοιχο εκτός του φαινομένου εδάφους, του συντελεστή πίεσης και του κλάσματος ισχύος για διάφορες θέσεις του δρομέα. Το πεδίο ροής απεικονίστηκε με χρήση PIV. Η σύγκριση όλων των μεγεθών δίνει τη δυνατότητα εκτίμησης των διαφορών κάθε περίπτωσης. Το UoG επέκτεινε τις αναλύσεις των παραπάνω, συμπεριλαμβάνοντας εκτεταμένες μετρήσεις φορτίων σε διάφορες θέσεις του δρομέα καθώς και μετρήσεις με χρήση LDA, ώστε να εκτιμηθεί η επιρροή της αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης δρομέα – εμποδίου επάνω στον πρώτο. Οι μετρήσεις των φορτίων έγιναν σε δρομέα μεγάλης διαμέτρου και η οπτικοποίηση του πεδίου ροής πραγματοποιήθηκε πάνω σε αντίστοιχο, μικρότερης διαμέτρου. Η αλλαγή αυτή εξυπηρετεί τη διεξαγωγή της πειραματικής διαδικασίας. Το βασικό πλεονέκτημα της παραπάνω μελέτης είναι η παρουσίαση διαγραμμάτων πολλών μεγεθών, όπως φορτία δρομέα, κατανομές επαγόμενης ταχύτητας, ισούψεις της μέσης τετραγωνικής τιμής της μεταβολής της πίεσης και το φάσμα της πίεσης. Το τελευταίο προέκυψε από δειγματοληψία της πίεσης πάνω στο στερεό εμπόδιο με τη χρήση οπών πίεσης συνδεδεμένες με pressure scanner (επενεργητές).

Παράλληλα σημαντική συνεισφορά στις μελέτες έχουν και τα υπολογιστικά εργαλεία τα οποία σε πρωταρχικό στάδιο αξιολογούνται με βάση τα παραπάνω

πειράματα και ύστερα χρησιμοποιούνται, για να προσομοιώσουν διάφορες καταστάσεις αλληλεπίδρασης ελικοπτέρου – εμποδίου.

Στο CIRA [10] διεξήχθησαν προσομοιώσεις με χρήση του υπολογιστικού κώδικα RAMSYS. Το συγκεκριμένο υπολογιστικό εργαλείο είναι μη μόνιμος επιλύτης ελεύθερου ομόρρου και δινοπλεγμάτων (free - wake Vortex Lattice) ο οποίος χρησιμοποιεί μεθόδους συνοριακών στοιχείων (BEM). Βασικός στόχος είναι η προκαταρκτική εύρεση των φορτίων του δρομέα και του τρόπου αλληλεπίδρασής του με το εμπόδιο με κώδικα χαμηλής πιστότητας. Επίσης, στο εργαλείο έχουν συμπεριληφθεί τρόποι αναπαράστασης του εδάφους (MIM ή SSM μέθοδοι), ειδικό φίλτρο, για να αποτρέπει τη διείδυση του ομόρρου στα στερεά αντικείμενα και δίνεται η δυνατότητα υπολογισμού συνεκτικών φαινομένων από χαρακτηριστικά των πολικών των αεροτομών. Τα αποτελέσματα του παρόντος εργαλείου για την περίπτωση του στερεού εμποδίου έδειξαν μια διαφοροποίηση στα φορτία και κυρίως στο συντελεστή πίεσης κοντά στα στερεά όρια. Στην περίπτωση προσομοίωσης του πειράματος του ONERA παρατηρείται ποιοτική αναπαράσταση της ώσης και υπερεκτίμηση της πίεσης στα στερεά τοιχώματα.

Στο DLR χρησιμοποιήθηκε το μη μόνιμο εργαλείο ελεύθερης στροβιλότητας UPM [11] για την αναπαράσταση της αλληλεπίδρασης δρομέα – σώματος. Συγκεκριμένα, η παραπάνω μεθοδολογία βασίζεται στην έμμεση διατύπωση πηγών/καταβοθρών στα στερεά τοιχώματα και κατανομών στροβιλότητας στη χορδή των πτερυγίων και στην περιοχή του ομόρρου. Ταυτόχρονα, η συμπιεστότητα λαμβάνεται υπ' όψη μόνο στον υπολογισμό της ώσης κάνοντας χρήση της διόρθωσης Glauert – Prandtl. Οι υπολογισμοί συμπληρώνονται και από τη δυνατότητα αντιστάθμισης των φορτίων χρησιμοποιώντας τη γωνία πρόνευσης των απολύτως στερεών πτερυγίων. Στο σημείο αυτό αξίζει να σημειωθεί ότι το υπολογιστικό εργαλείο επεκτάθηκε, για να μπορεί να περιλαμβάνει πολλά σώματα. Οι υπολογισμοί αναπαριστούσαν ικανοποιητικά τα πειραματικά δεδομένα του συντελεστή ώσης, όμως υπήρχαν εξαιρέσεις όσον αφορά τους αντίστοιχους της στρεπτικής ροπής και της πίεσης. Οι διαφορές οφείλοντας κυρίως στο μη συνεκτικό χαρακτήρα της ροής αλλά για το C_p τρωτό σημείο ήταν και ο τρόπος υπολογισμού.

Στο NTUA επιστρατεύθηκε ο κώδικας GenUVP [12]. Ο παρών είναι Lagrangian επιλύτης ο οποίος χρησιμοποιεί κατανομές πηγών – διπόλων, για να περιγράψει τα διάφορα στερεά σώματα και τον ομόρρου. Παράλληλα, επιτρέπει την ελεύθερη εξέλιξη του υπό τη μορφή στοχείων στροβιλότητας (Vorticity Blobs). Επίσης, υπολογίζει φορτία συνυπολογίζοντας την συνεκτικότητα μέσω διδιάστατων πολικών αεροτομών. Το εργαλείο δίνει τη δυνατότητα παραλληλοποίησης των υπολογισμών μέσω MPI και εκτελεί γρήγορα υπολογισμούς με τη συμπληρωματική βοήθεια της μεθόδου PM. Τα μεγέθη παρουσιάζουν ποιοτική προσέγγιση των πειραματικών τιμών για τις περιπτώσεις όπου αυξάνεται η απόσταση από το αντικείμενο, κυρίως για τα πειράματα του PoliMi. Βασικές διαφορές στο πεδίο ροής και στην κατανομή των φορτίων είναι εμφανείς στα στερεά τοιχώματα όπου ο μη συνεκτικός χαρακτήρας του υπολογιστικού εργαλείου δεν επιτρέπει την έναρξη φαινομένων, όπως η αποκόλληση της ροής ή το οριακό στρώμα.

Για τους υπολογισμούς στο ONERA χρησιμοποιήθηκαν τα λογισμικά PUMA και elsA [13]. Έμπνευση για το πρώτο αποτελεί ο κώδικας MINT ο οποίος μοντελοποιεί

ελεύθερο ομόρρου [7]. Συμπληρωματικά, λειτουργούν η μέθοδος FMM [14], [15] και η δυνατότητα εισαγωγής πολλών σωμάτων. Η πρώτη από τις προαναφερθείσες επιτρέπει τον γρήγορο υπολογισμό του γραμμικού συστήματος των συνεισφορών του ομόρρου, θεωρώντας ότι η επίδραση του μακρινού πεδίου (far – field) δύναται να αναπαρασταθεί από μακρινούς πόλους οι οποίοι προκύπτουν από κατάλληλη ομαδοποίηση και άθροιση συστάδων πλαισίων του ομόρρου. Ταυτόχρονα, ο κώδικας υπολογιστικής ρευστοδυναμικής elsA παράγει για διάφορες συνθήκες τις πολικές των διδιάστατων αεροτομών οι οποίες βοηθούν στις διορθώσεις συνεκτικότητας και συμπίεστότητας. Με τη βοήθεια του κώδικα μοντελοποιήθηκε η πειραματική διάταξη του PoliMi. Ειδικότερα κατά την αιώρηση του δρομέα πάνω από το κουτί ο κώδικας μπορούσε να προσεγγίσει ικανοποιητικά την τάση μεταβολής των πειραματικών αποτελεσμάτων. Όμως, όταν ο δρομέας αιωρούνταν μετατοπισμένος σε σχέση με το κέντρο του κουτιού, τότε τα αποτελέσματα είχαν περισσότερες ποσοτικές και ποιοτικές αποκλίσεις.

Οι υπολογισμοί από το PoliMi έγιναν με τη χρήση του υπολογιστικού εργαλείου ROSITA [16]. Σε αυτό συμπεριλαμβάνεται, προσέγγιση του δρομέα με στοιχεία πτερύγωσης και μη μόνιμος επιλύτης Navier – Stokes. Τα πρώτα επιτρέπουν τον υπολογισμό των φορτίων τα οποία εισάγονται στον επιλύτη. Ο δεύτερος είναι κλασικός κώδικας CFD και περιλαμβάνει το μοντέλο τύρβης των Spalart – Allmaras, για να επιλύσει τις RANS. Τα παραπάνω συμπληρώνονται από τη δημιουργία και κινούμενων πλεγμάτων τα οποία διακριτοποιούν πολλαπλά κινούμενα τμήματα. Παράλληλα, η συνδεσιμότητα των αλληλοκαλυπτόμενων πλεγμάτων εξασφαλίζεται με την τεχνική Chimera. Επιπλέον, γίνεται χρήση της κεντροκυβελικής διατύπωσης του Roe για την χωρική διακριτοποίηση του προβλήματος και αντίστοιχη διατύπωση για τον υπολογισμό του συνεκτικού όρου των RANS μέσω του θεωρήματος Gauss. Παράλληλα, ο χρονικός βηματισμός πραγματοποιείται με τη λογική DTS, επιστρατεύοντας σχήμα πίσω διαφορών 2^{ης} τάξης. Η μέθοδος DTS [17] προσθέτει στην εξίσωση ψευδό-χρονικές παραγώγους της λύσης και έτσι επιλύεται η εξίσωση στον διττό, dual, χρόνο μέχρι τη σύγκλιση στη μόνιμη κατάσταση, όπου η λύση ταυτίζεται με τα μεγέθη στο πραγματικό χρονικό βήμα. Οι υπολογισμοί αφορούν την βάση δεδομένων του PoliMi και την αλληλεπίδραση δρομέα – ελικοπτέρου κοντά στο έδαφος. Να σημειωθεί ότι τα αποτελέσματα του παραπάνω κώδικα παρουσιάζουν πολύ καλή προσέγγιση του μελετώμενου φαινομένου.

Στο UoG χρησιμοποιήθηκε ο κώδικας HBM [18], όπου οι μέθοδοι επίλυσης συμπεριλαμβάνουν CFD επιλύτη των URANS/RANS και μοντέλο δίσκου ορμής (Actuator Disc). Σε τέτοιους υπολογισμούς τα πτερύγια θεωρούνται πηγές ορμής στον υπολογιστικό κώδικα. Επέκταση του παραπάνω κώδικα είναι ο HBM2 ο οποίος συμπεριλαμβάνει μη μόνιμο μοντέλο δίσκου ορμής. Η εισαγωγή της χρονικής μεταβολής επιτρέπει στα πτερύγια να μετουσιωθούν σε περιστρεφόμενες γραμμές ορμής (συνεπώς και περιστρεφόμενος δρομέας) οι οποίες επηρεάζουν στιγμιαία μια περιοχή μέσω διατύπωσης πηγών ορμής με μορφή Γκαουσιανής κατανομής. Η αξιολόγηση του εργαλείου έγινε με την πειραματική βάση δεδομένων του PoliMi. Τα απότοκα μεγέθη των υπολογισμών παρουσιάζουν ικανοποιητική προσέγγιση της πραγματικότητας. Συγκεκριμένα η κατανομή του συντελεστή πίεσης πάνω στο αντικείμενο βρίσκεται σε καλή συμφωνία με την πραγματική και ταυτόχρονα το πεδίο ροής εύκολα μπορεί να παρομοιαστεί με το οπτικά απεικονιζόμενο.

Στο ίδιο μήκος κύματος ο Θεολόγος [19] βασιζόμενος στα πειραματικά αποτελέσματα του PoliMi και του ONERA χρησιμοποίησε τους επιλύτες GenUVP και HoPFlow, για να μελετήσει συμπεριφορά δρομέα ελικοπτέρου υπό την επιρροή εδάφους και εμποδίων. Εκτός του πλαισίου της AG-22 έχουν πραγματοποιηθεί σημαντικές έρευνες. Οι Boer et. al. [20] στα πλαίσια εργασίας του HELIFLOW πραγματοποίησαν μετρήσεις σε μοντέλο ελικοπτέρου BO-105 μέσα στην αεροσήραγγα του DNW (Large Low – speed Facility) για διάφορες ταχύτητες ροής (σχετικής ως προς το ελικοπτερο) και πολλαπλά ύψη. Επίσης, έκαναν χρήση του εργαλείου OUTWASH με αποτελέσματα σαφώς παραλλαγμένα σε κάποιες περιπτώσεις(κυρίως για τη θέση των στροβίλων και λιγότερο για το πεδίο ταχυτήτων). Οι διαφορές οφείλονταν στην ρύθμιση του κώδικα με προηγούμενα δεδομένα από απομονωμένο δρομέα. Οι Luciak et. al. [21] διεξήγαγαν μετρήσεις στην αεροσήραγγα χαμηλής τύρβης (Low Turbulence Wind Tunnel) TMT σε ελικοπτερο σε διάφορες θέσεις εντός και εκτός πηγαδιού. Επιπρόσθετα επέλεξαν το λογισμικό FLUENT του ANSYS[®] για αντίστοιχες προσομοιώσεις. Οι Nathan και Green [3] μοντελοποίησαν διάταξη δρομέα - εδάφους μέσα σε αεροσήραγγα με τη διαφορά ότι το έδαφος - ταινιόδρομος είχε τη δυνατότητα κίνησης με ταχύτητα αντίστοιχη του ανέμου. Το πείραμα βασίστηκε στην οπτική μέθοδο PIV και απεικόνισε το πεδίο ροής σε διάφορες ρυθμίσεις της διάταξης. Έτσι, δόθηκε η δυνατότητα εξονυχιστικής μελέτης της μορφής, της έντασης και της θέσης των στροβίλων του πεδίου. Οι Nacakli και Landman [22] επιστρατεύοντας τη αεροσήραγγα του ODU προσομοίωσαν την αλληλεπίδραση του ομόρρου μοντέλου φρεγάτας με δρομέα ελικοπτέρου. Έτσι και αυτοί με οπτικές μεθόδους αναπαρίσταναν το πεδίο ροής για διάφορες θέσεις του δρομέα σχετικά με το πλοίο. Οι Alrman et. al. [23] συνδύασαν τον κώδικα υπολογιστικής ρευστομηχανικής PUMA2 με προσομοίωση μοντέλου δυναμικής πτήση (GENHEL). Τα δύο αυτά εργαλεία έκαναν παράλληλους υπολογισμούς και τροφοδοτούσαν πληροφορίες το ένα στο άλλο. Με αυτή την τεχνική υλοποιήθηκε πλήρης σύζευξη των μοντέλων της ροής και της δυναμικής πτήσης. Συνεπώς το πρώτο παρήγαγε τα ρευστομηχανικά μεγέθη, τα τροφοδοτούσε στο δεύτερο και το τελευταίο επανακαθόριζε τη γεωμετρία και τα φορτία τα οποία εισάγονταν στον κώδικα CFD. Οι υπολογισμοί αφορούσαν αιώρηση μοντέλου ελικοπτέρου UH-60A, είτε κοντά σε γενικού σχήματος υπόστεγο αεροσκαφών είτε στην εγγύς περιοχή πλοίου τύπου LHA.

2 Θεωρητικό υπόβαθρο GenUVP

2.1 Γενικές πληροφορίες για το εργαλείο

Το υπολογιστικό εργαλείο GenUVP [24] δύναται να πραγματοποιήσει μη μόνιμους υπολογισμούς γύρω από μια διάταξη σωμάτων (ανωστικών και μη) από τα οποία αποτελείται μια κατασκευή. Τέτοια μπορεί να είναι μια ανεμογεννήτρια, ένα ελικόπτερο, αεροσκάφη (μονοπλάνα ή διπλάνα) και γενικότερα οποιαδήποτε κατασκευή η οποία μπορεί να αναλυθεί στα πλαίσια της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής. Οι υπολογισμοί βασίζονται στην παραδοχή μη μόνιμης ροής ασυμπίεστου και μη συνεκτικού ρευστού. Γι' αυτό τα φαινόμενα τα οποία αναπαρίστανται από τον κώδικα εισάγονται εξ' ανάγκης στο παραπάνω πλαίσιο, περιορίζοντας τις δυνατότητες για περιπλοκότερη ανάλυση της φυσικής της ροής, δηλαδή δυνατότητα αναπαράστασης φαινομένων όπως τα κύματα κρούσεις, οι αποκολλήσεις, η τύρβη και το οριακό στρώμα.

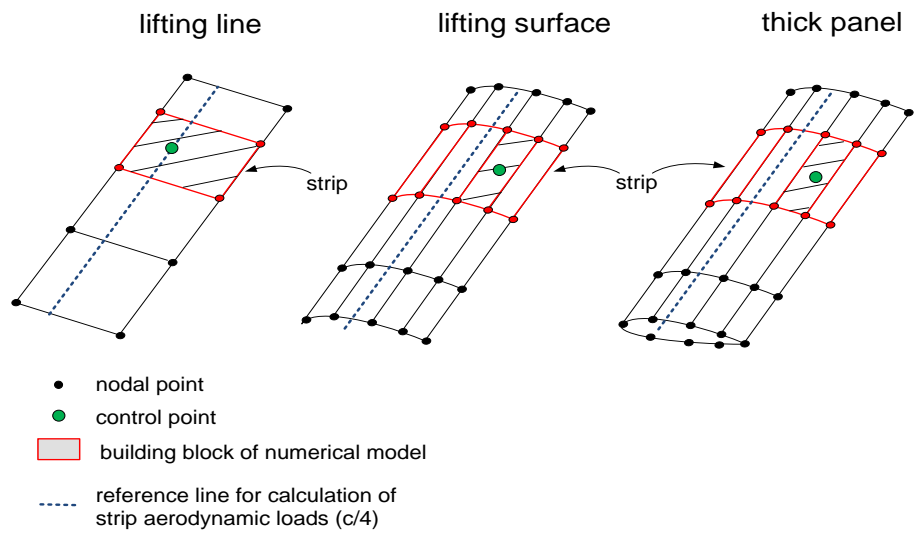
Τα σώματα περιγράφονται από μια πληθώρα αρχείων μέσω των οποίων προδιαγράφονται ανεξάρτητες κινήσεις τις οποίες μπορούν να εκτελούν, μεταφορικές και περιστροφικές. Επίσης, κάθε τμήμα της κατασκευής μπορεί να είναι ανωστικό σώμα, όπως οι πτέρυγες ή τα πτερύγια, και μη ανωστικό, όπως ο πύργος μιας ανεμογεννήτριας ή η άτρακτος ενός ελικοπτέρου. Η υλοποίηση των αριθμητικών υπολογισμών βασίζεται στη μέθοδο των συνοριακών στοιχείων. Αρχικά, η μέθοδος επιτρέπει τη διακριτοποίηση του τμήματος του χώρου ο οποίος συμπεριλαμβάνει μόνο τα σύνορα του πεδίου ροής, δηλαδή τα στερεά όρια της κατασκευής (εξωτερικό πρόβλημα). Σε αυτή τη λογική τα επιμέρους αεροδυναμικά σώματα μπορούν να περιγραφτούν ως γραμμές άνωσης, ως λεπτές ανωστικές επιφάνειες και ως επιφάνειες με κατανομή πάχους. Ταυτόχρονα, τα μη ανωσικά σώματα περιγράφονται μόνο ως τριδιάστατα σώματα με πάχος. Έτσι, όλες οι παραπάνω γεωμετρικές προσομοιώνονται από διανομές ιδιομορφιών σωλήνων στροβιλότητας, πηγών και διπόλων. Σε δεύτερο στάδιο εισέρχεται η μέθοδος των στοιχείων στροβιλότητας η οποία επιτρέπει την μετατροπή του εκπεμπόμενου από τα στερεά σώματα φύλλου στροβιλότητας σε δινοπλέγματα ή στοιχεία στροβιλότητας.

Συγκεκριμένα, τα αεροδυναμικά σώματα παράγουν επίπεδα πλαίσια (panels) τα οποία αρχικά αναπαριστούν το φύλλο στροβιλότητας και αποτελούν το κοντινό πεδίο ροής. Μετά από ένα συγκεκριμένο πλήθος χρονικών βημάτων μετατρέπονται δι' ολοκλήρωσης σε στοιχεία στροβιλότητας τα οποία συνθέτουν το μακρινό πεδίο και μεταφέρονται ελεύθερα κατάντι. Η θέση και η ένταση αυτών καθορίζεται από τις δυναμικές εξισώσεις για τη στροβιλότητα. Αποτέλεσμα της μετατροπής είναι η δυνατότητα ελεύθερης κίνησης και παραμόρφωσης του ομόρρου, χωρίς αριθμητικούς περιορισμούς καθώς και η δυνατότητα ομαλότερης αλληλεπίδρασης του με άλλα στερεά σώματα. Το παραπάνω επιταχύνει και τους υπολογισμούς. Ο συνδυασμός των δύο μεθόδων με τις κατάλληλες συνοριακές συνθήκες επιτρέπει την επίλυση του πεδίου ροής. Τέλος, να σημειωθεί πως οι αριθμητικοί υπολογισμοί για κάθε συνιστώσα του πεδίου που απαρτίζεται από τις συνεισφορές του ομόρρου

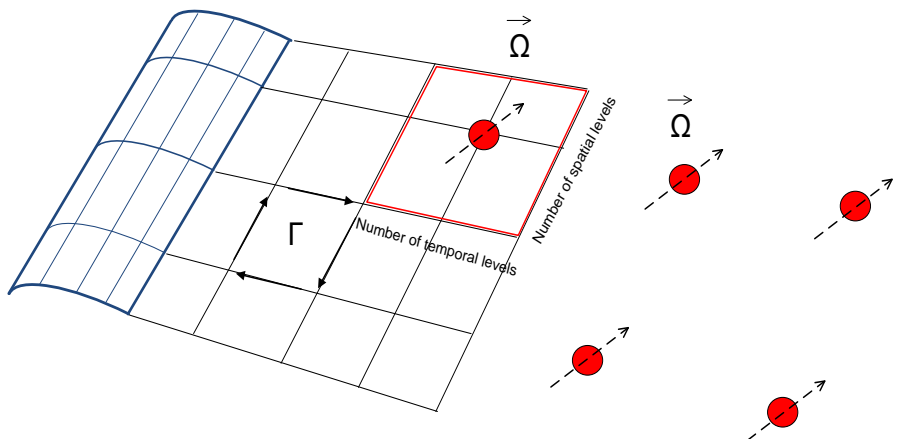
και του σώματος είναι υλοποιήσιμοι, όταν εφαρμοστεί το θεώρημα διαχωρισμού των ταχυτήτων του Helmholtz και οι τελευταίες γίνουν διακριτές.

2.2 Βασικά στοιχεία διακριτοποίησης των γεωμετριών

Όπως προαναφέρθηκε τα αεροδυναμικά σώματα διακριτοποιούνται σε κατηγορίες όπως η γραμμή άνωσης, η λεπτή ανωστική επιφάνεια και η ανωστική επιφάνεια πλαισίων με πάχος (**Σχήμα 2.1**). Κάθε ένα από τα παραπάνω χωρίζεται σε τομές κάθετες κατά το μήκος της γραμμής αναφοράς του εκάστοτε ανωστικού σώματος ενώ ταυτόχρονα κάθε τομή διακριτοποιείται σε ένα αριθμό σημείων. Με αυτό τον τρόπο τα στοιχεία που ορίζονται μεταξύ δύο διαδοχικών τομών ορίζουν μια ζώνη (strip) την οποία ο κώδικας χειρίζεται ως πτέρυγα πεπερασμένου εκπετάσματος. Το κάθε strip αποτελεί την βασική αεροδυναμική επιφάνεια - οντότητα, όπου υπολογίζονται τα διάφορα μεγέθη – φορτία. Ειδική κατηγορία αεροδυναμικού σώματος είναι το πλαίσιο (panel). Αυτό αποτελείται από τέσσερις κόμβους (ανά δύο, ζεύγη σε κάθε τομή) μεταξύ δύο διαδοχικών strips οι οποίοι αριθμούνται ωρολογιακά. Όταν χρησιμοποιείται η μεθοδολογία της γραμμής άνωσης, κάθε τομή αποτελείται από δύο κόμβους που αναπαριστούν την ακμή προσβολής και εκφυγής, της αεροτομής, αντίστοιχα. Συνεπώς, κάθε strip εκφυλίζεται σε επίπεδο πλαίσιο. Στις περιπτώσεις των επιφανειών με ή χωρίς πάχος, το βασικό στοιχείο υπολογισμών είναι και πάλι το panel, αλλά εδώ ορίζεται στην επιφάνεια του κάθε strip μια σειρά τέτοιων στοιχείων. Η βασική διαφορά μεταξύ των παραπάνω είναι ότι τα πλαίσια στη λεπτή επιφάνεια κατανέμονται στην μέση επιφάνεια καμπυλότητας του σώματος ενώ στη αντίστοιχη με πάχος διανέμονται πάνω στο όριο του πραγματικού πτερυγίου. Τέλος, σε κάθε επίπεδο πλαίσιο ορίζεται ένα σημείο ελέγχου (Control Point ή Collocation Point) στο οποίο ικανοποιούνται οι συνοριακές συνθήκες και υπολογίζεται το πρήδημα της πίεσης ή η στατική πίεση αντίστοιχα για τα λεπτά επιφανειακά σώματα ή τα σώματα με κατανομή πάχους και η τμηματική κυκλοφορία για την περίπτωση της γραμμής άνωσης. Αξίζει να σημειωθεί ότι από κάθε αεροδυναμικό σώμα εκπέμπονται δινοπέταλα τα οποία εκφεύγουν στον ομόρρου και δημιουργούν το κοντινό πεδίο. Το εργαλείο δίδει τη δυνατότητα μετατροπής των παραπάνω σε στοιχεία στροβιλότητας (Vortex Particles) τα οποία θα αποτελούν το μακρινό τμήμα. Υπάρχει δυνατότητα ορισμού του χρονικού βήματος μετατροπής του ομόρρου σε VP καθώς και ο τρόπος χωρικής και χρονικής συνένωσης των panels του σε ένα VP (**Σχήμα 2.2**).



Σχήμα 2.1 Υλοποιήσεις ανωστικών σωμάτων και διακριτοποίηση.



Σχήμα 2.2 Αναπαράσταση μετατροπής ομόρρου από vortex fillaments σε VPs.

2.3 Θεωρητικό υπόβαθρο – Γραμμή άνωσης (Lifting Line)

Σύμφωνα με την παραπάνω [2] ένα τρισδιάστατο αεροδυναμικό σώμα, συνήθως πτερύγιο, αντικαθίσταται από μια γραμμή μεταβλητής κυκλοφορίας η οποία τοποθετείτε στο 1/4 της χορδής των αεροτομών του πτερυγίου και κατά τη διεύθυνση του εκπετάσματος. Όμως, εξαιτίας του θεωρήματος του Helmholtz μια τέτοια γραμμή δε δύναται να έχει πεπερασμένο μήκος και επομένως θα πρέπει να δημιουργεί συστήματα δινοσωλήνων (Vortex fillaments) σταθερής έντασης τα οποία εκφεύγουν από την πτέρυγα και αποτελούν τον ομόρρο. Έτσι, τα συστήματα πρέπει να έχουν κλειστή ή ανοιχτή διαμόρφωση δινοπετάλων (Horseshoe vortices). Η εξέλιξη του ομόρρου οδηγεί στην ανάπτυξη επιφάνειας ασυνέχειας της επαπτομενικής ταχύτητας η οποία ονομάζεται φύλλο στροβιλότητας. Εξαιτίας των υποθέσεων για το ρευστό η παραπάνω γεωμετρία διατηρεί την ιδιότητα της επιφάνειας ασυνέχειας επ' άπειρον και ταυτόχρονα τα στοιχεία ρευστού του φύλλου παραμένουν στοιχεία του. Το θεώρημα Kelvin για την υλική διατήρηση της κυκλοφορίας επιτρέπει την εξαγωγή τέτοιου συμπεράσματος. Ειδικότερα, αν θεωρηθεί το διάνυσμα της στροβιλότητας $\boldsymbol{\Omega}$, τότε για να αποτελεί η επιφάνεια φύλλο στροβιλότητας είναι απαραίτητο $\mathbf{v}_{wk} \cdot \boldsymbol{\Omega} = 0$. Από το θεώρημα Kelvin ισχύει ότι,

$$\frac{D\Gamma}{Dt} \equiv \frac{D(\mathbf{u} \cdot d\mathbf{l})}{Dt} = \frac{D(\boldsymbol{\Omega} \cdot \mathbf{v}_{wk} dS)}{Dt} = 0, \quad (2.1)$$

όπου Γ η κυκλοφορία, \mathbf{u} το διάνυσμα της ταχύτητας, \mathbf{v}_{wk} το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμα, $d\mathbf{l}$ το στοιχειώδες μήκος της καμπύλης και dS το στοιχειώδες στοιχείο της επιφάνειας.

Έστω ότι η πτέρυγα αποτελείται από νήματα στροβιλότητας τα οποία συνθέτουν την ιδιομορφία της γραμμής άνωσης με μεταβλητή κυκλοφορία κατά το εκπέτασμα. Η διαταραχή ταχύτητας της θα αντιστοιχεί σε ταχύτητα \mathbf{u} . Επομένως, για τον υπολογισμό της συνεισφοράς απαραίτητη είναι η εύρεση της κυκλοφορίας.

Πριν διατυπωθεί η βασική εξίσωση προς επίλυση να σημειωθεί ότι ο ομόρρος και τα σώματα συνεισφέρουν στην ροή δι' επαγωγής κατωρευμάτων. Η επαγόμενη στροβιλότητα $\boldsymbol{\Omega}$ προκύπτει από τη σχέση

$$\boldsymbol{\Omega} = \nabla \times \mathbf{u}. \quad (2.2)$$

Επειδή το ρευστό είναι ιδανικό προκύπτει πως

$$\mathbf{u} = \nabla \times \boldsymbol{\Psi} \quad (2.3)$$

$$\boldsymbol{\Omega} = \Omega_1 \hat{i} + \Omega_2 \hat{j} + \Omega_3 \hat{k}, \quad (2.4)$$

όπου το $\boldsymbol{\Psi}$ είναι διανυσματικό δυναμικό.

Επομένως, προκύπτει η διανυσματική εξίσωση Poisson της μορφής

$$\nabla^2 \Psi_i(\mathbf{x}) = -\Omega_i(\mathbf{x}), \quad \mathbf{x} \in D, i = 1,3 \quad (2.5)$$

με συνοριακές συνθήκες Dirichlet ή Neumann. Η παραπάνω σειρά εξισώσεων μπορεί να λυθεί χρησιμοποιώντας την 2^η ταυτότητα Green η οποία έχει τη μορφή

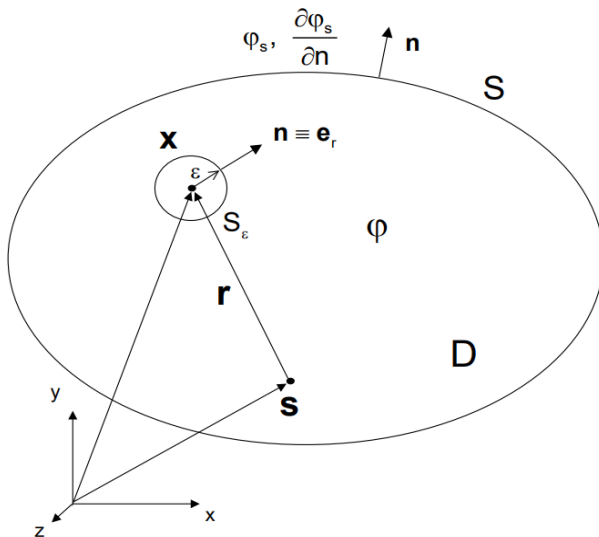
$$\iiint (\varphi_1 \nabla^2 \varphi_2 - \varphi_2 \nabla^2 \varphi_1) dD = \iint (\varphi_1 \nabla \varphi_2 - \varphi_2 \nabla \varphi_1) \cdot \mathbf{n} dS \quad (2.6)$$

Οι υπολογισμοί πραγματοποιούνται θεωρώντας πεδίο ορισμού D όπως στο **Σχήμα 2.3** και συναρτήσεις τις παρακάτω

$$\Phi_1 = \Psi_i \quad (2.7)$$

$$\Phi_2 = \frac{1}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|} \quad (2.8)$$

όπου \mathbf{s} το διάνυσμα του τυχαίου σημείου του πεδίου.



Σχήμα 2.3 Πεδίο ορισμού και ιδιομορφία[2].

Η συνάρτηση Φ_2 ικανοποιεί την εξίσωση

$$\nabla^2 \Phi_2 = -\delta(\mathbf{x}, \mathbf{s}) \quad (2.9)$$

όπου $\delta(\mathbf{x}, \mathbf{s})$ η χωρική κρουστική συνάρτηση του Dirac.

Η παραπάνω εξίσωση ισχύει για κάθε $\mathbf{x} \neq \mathbf{s}$.

Από τις εξισώσεις (2.6), (2.7), (2.8) και (2.9) προκύπτει ότι

$$\oiint \frac{\Omega_i}{|x-s|} dD = \oiint (\Psi_i \nabla_s \left(\frac{1}{|x-s|} \right) - \frac{1}{|x-s|} \nabla \Psi_i) \cdot \mathbf{n} dS_\infty - \oiint (\Psi_i \nabla_s \left(\frac{1}{|x-s|} \right) - \frac{1}{|x-s|} \nabla \Psi_i) \cdot \mathbf{e}_r dS_e$$

όπου S_e η σφαίρα ακτίνας ϵ η οποία περικλείει την ασυνέχεια και S_∞ η επιφάνεια του πεδίου στο άπειρο.

Ο πρώτος όρος του δεξιού μέλους είναι ίσος με το μηδέν. Επομένως, καθώς ϵ τείνει στο μηδέν προκύπτει ότι

$$\Psi_i = \frac{1}{4\pi} \oiint \frac{\Omega_i}{|x-s|} dD, \quad i = 1,3 \quad (2.10)$$

Το διάνυσμα της ταχύτητας προκύπτει από την εξίσωση ως

$$\mathbf{u} = \nabla \times \frac{1}{4\pi} \oiint \frac{\boldsymbol{\Omega}}{|x-s|} dD, \quad (2.11)$$

όπου $dD = (\mathbf{n} \cdot d\mathbf{l}) dS$

Τελικά,

$$\mathbf{u} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x} - \mathbf{s})}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} \quad (2.12)$$

Θεωρώντας πεπερασμένου μήκους δινοσωλήνα προκύπτει ότι

$$\mathbf{u} = \sum_{j=1}^N \alpha_j \Gamma_j \quad (2.13)$$

με

$$\alpha_j = \frac{1}{4\pi d} (\cos(\beta_1) - \cos(\beta_2)) \mathbf{n} \quad (2.14)$$

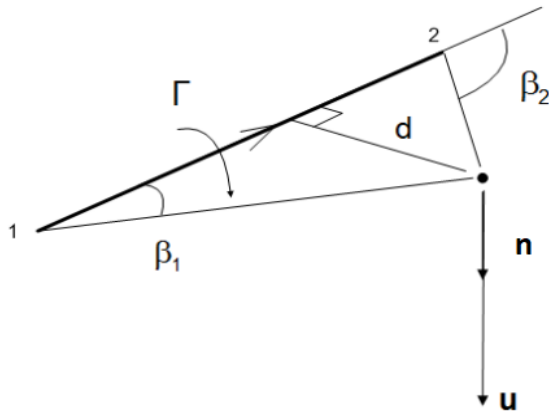
όπου d η απόσταση του σημείου επαλήθευσης από τον δινοσωλήνα, β_1, β_2 οι γωνίες που σχηματίζουν τα διανύσματα θέσης του σημείου ελέγχου από τα άκρα του δινοσωλήνα με το διάνυσμα του δινοσωλήνα και \mathbf{n} το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμα (Σχήμα 2.4).

Επίσης,

$$\alpha_j = \frac{1}{4\pi} \frac{|\mathbf{r}_o|}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|} \left[\frac{\mathbf{r}_o \mathbf{r}_1}{|\mathbf{r}_o| |\mathbf{r}_1|} - \frac{\mathbf{r}_o \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_o| |\mathbf{r}_2|} \right] f(\epsilon, d) \quad (2.15)$$

και $f(\epsilon, d)$ η συνάρτηση αποκοπής (cut – off function) με τύπο

$$f(\varepsilon, d) = 1 - e^{-\left(\frac{d}{\varepsilon}\right)^2} \quad (2.16)$$



Σχήμα 2.4 Γεωμετρία πεπερασμένου δινωσωλήνα [2].

Η παραπάνω διατύπωση της επαγόμενης ταχύτητας αναφέρεται σε ομόρρου ο οποίος αποτελεί φύλλο στροβιλότητας με καθορισμένη γεωμετρία, δηλαδή απαρτίζεται από δινοπέταλα.

Στον κώδικα η υλοποίηση της γραμμής άνωσης και του φύλλου στροβιλότητας πραγματοποιείται με δύο μεθοδολογίες. Στην περίπτωση πτερυγίων με μεγάλο λόγο επιμήκους (1^η υλοποίηση) ο κοντινός ομόρρου αποτελείται από κλειστά δινοπέταλα τα οποία προσδένονται στο 1/4 της χορδής, δηλαδή κατά μήκος της γραμμής άνωσης. Σε αντίθετη περίπτωση (2^η υλοποίηση), η μέθοδος προσαρμόζεται, με αποτέλεσμα το προσδεδεμένο ανοιχτό πια σύστημα δινωσωλήνων να κλείνει συμπληρώνοντας αντίστοιχο του κοντινού ομόρρου, ίδιας φοράς διαγραφής, στην ακμή εκφυγής του σώματος.

2.3.1 Συνθήκες προβλήματος

Σε οποιαδήποτε περίπτωση πρέπει σε όλα τα σημεία ελέγχου να ικανοποιείται η δυναμική συνθήκη, εξίσωση του μονοπλάνου. Τα σημεία ελέγχου βρίσκονται πάνω στην γραμμή άνωσης και συγκεκριμένα για κάθε strip, εδώ μοναδικό panel, στο μέσο μεταξύ δύο διαδοχικών τομών. Επιπλέον, στην υλοποίηση με κλειστά δυνωπέταλα πρέπει να ικανοποιείται η συνθήκη Kutta στην ακμή εκφυγής (ή γενικότερα στο άκρο του τελευταίου δυνωπέταλου του σώματος), όπου εκεί είναι απαραίτητο τα δυνωπέταλα εκατέρωθεν αυτής (ή του αντίστοιχου άκρου) να συνεισφέρουν με δυνωσωλήνες αθροίσματος μηδέν πάνω στην ακμή (ή στο άκρο).

Η δυναμική συνθήκη (εξίσωση μονοπλάνου) εξασφαλίζει ότι από την επαλήθευση της θα προκύψουν οι άγνωστες τιμές της κυκλοφορίας οι οποίες κατανέμονται κατά το εκπέτασμα. Έτσι, η εξίσωση δίδεται στη μορφή

$$(\rho | \mathbf{w}^i | \Gamma_i) = C_L(\alpha) \frac{\rho}{2} w_i^2 c \quad (2.17)$$

$$\mathbf{w}^i = \mathbf{u}_\infty + \mathbf{u}_s + \mathbf{u}_w^n + \mathbf{u}_w^f \quad (2.18)$$

όπου ρ η πυκνότητα του ρευστού, c η τοπική χορδή του πτερυγίου, C_L ο συντελεστής άνωσης σε γωνία προσβολής α , i ο δείκτης του σημείου ελέγχου, \mathbf{u}_∞ η ταχύτητα της αδιατάραχτης ροής, \mathbf{u}_s , \mathbf{u}_w^n οι ταχύτητες τις οποία επάγουν τα σώματα και ο κοντινός ομόρρους οι οποίες δίδονται από τις εξισώσεις

$$\mathbf{u}_s = \sum_{j=1}^{N_b} \frac{\Gamma_{s,j}}{4\pi} \int \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x} - \mathbf{s})}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} \quad (2.19)$$

$$\mathbf{u}_w^n = \sum_{j=1}^{N_{bw}} \frac{\Gamma_{w,j}}{4\pi} \int \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x} - \mathbf{s})}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3}, \quad (2.20)$$

όπου N_b και N_{bw} ο συνολικός αριθμός των δυνωσωλήνων του σώματος και του ομόρρου.

Η αποβολή των panel του κοντινού ομόρρου γίνεται από την γραμμή άνωσης στην 1η υλοποίηση και από τη ακμή εκφυγής στην 2^η υλοποίηση. Ο υπολογισμός των άγνωστων $\Gamma_{s,j}$ και $\Gamma_{w,j}$ πραγματοποιείται από το συνδυασμό των **(2.17)**, **(2.18)**, **(2.19)**, **(2.20)** και επίλυση του συστήματος. Το τμήμα της ταχύτητας στην οποία συνεισφέρει ο μακρινός ομόρρους είναι γνωστός από προηγούμενο βήμα υπολογισμών και προκύπτει από τη γενικευμένη στροβιλότητα, όπως θα φανεί στο 2^ο κεφάλαιο.

2.3.2 Αριθμητική υλοποίηση – Γραμμή άνωσης

Οι άγνωστες επαγόμενες ταχύτητες από το σώμα και τον κοντινό ομόρρου του στο σημείο ελέγχου X_i δίδονται ως

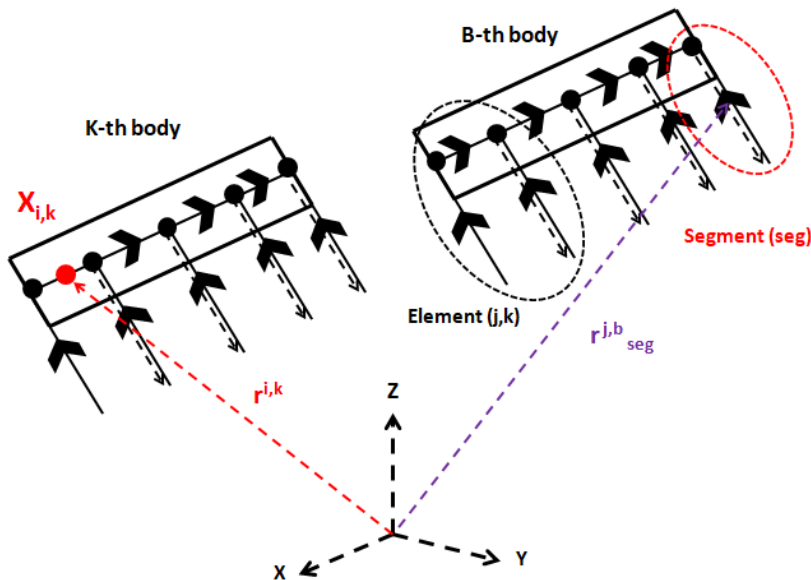
$$\mathbf{u}_s^i = \sum_{B=1}^{N_B} \sum_{j=1}^{N_{Be}} a_{j,b}^{i,k} \Gamma_{j,b} \quad (2.21)$$

$$\mathbf{u}_{nw}^i = \sum_{B=1}^{N_B} \sum_{j=1}^{N_{we}} a_{j,b}^{i,k} \Gamma_{j,b}^w$$

όπου $j = 1:N_{Be}$ ή $1:N_{we}$ ο αριθμός των στοιχείων του B σώματος ή του κοντινού ομόρρου, $b = 1:N_B$ ο αριθμός των σωμάτων, i ο αριθμός των στοιχείων ελέγχου, k ο αριθμός των σωμάτων ελέγχου και $a_{j,b}^{i,k}$ οι συντελεστές επιρροής με τύπο

$$a_{j,b}^{i,k} = \sum_{seg=1}^N \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{r}^{i,k} - \mathbf{r}_{seg}^{j,b})}{4\pi |\mathbf{r}^{i,k} - \mathbf{r}_{seg}^{j,b}|^3} \quad (2.22)$$

Στην (2.22) $seg(j,b)$ ο δείκτης του τμήματος του δινοπετάλου του j στοιχείου του B σώματος, $\mathbf{r}^{i,k}$ το διάνυσμα ελέγχου και $\mathbf{r}_{seg}^{j,b}$ το διάνυσμα του τμήματος seg του δινοπετάλου του j στοιχείου του B σώματος (Σχήμα 2.5).



Σχήμα 2.5 Αριθμητική υλοποίηση γραμμής άνωσης.

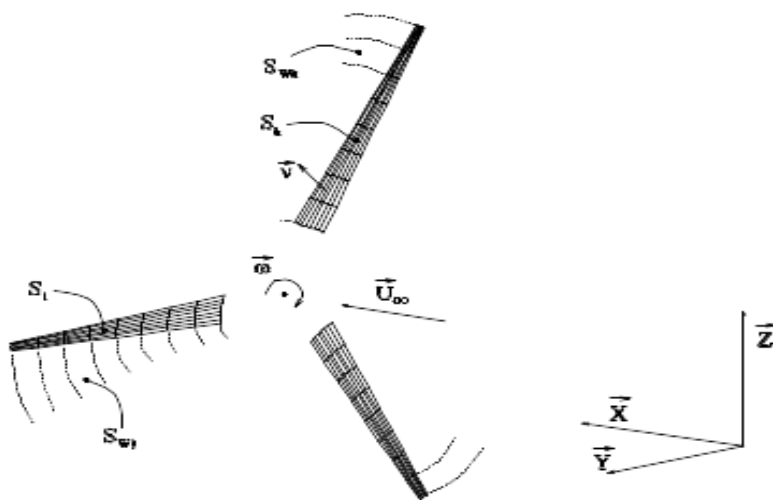
Βασικό χαρακτηριστικό της εξίσωσης (2.17) είναι η μη γραμμικότητα η οποία παρουσιάζεται εξαιτίας της εξάρτησης του συντελεστή άνωσης από τη γωνία προσβολής και συνεπώς από την συνολική ταχύτητα. Οι άγνωστοι του προβλήματος μειώνονται στις κυκλοφορίες των δινοσωλήνων των σωμάτων, επειδή ισχύει η

συνθήκη Kutta και άρα οι άγνωστοι των στοιχείων του κοντινού ομόρρου εξισώνονται με τους αντίστοιχους των στοιχείων πλησίον της γραμμής εκπομπής. Έτσι, η επίλυση ξεκινά με την εκτίμηση της γωνίας προσβολής, για να εκτιμηθεί η αρχική τιμή του CL. Στη συνέχεια λύνεται η μη γραμμική εξίσωση με τη μέθοδο Newton – Raphson, για να βρεθούν οι άγνωστες τιμές της κυκλοφορίας. Η διαδικασία επαναλαμβάνεται μέχρι να συγκλίνουν τα άγνωστα μεγέθη σύμφωνα με κάποιο κριτήριο σχετικού σφάλματος. Στο τέλος υπολογίζεται η ταχύτητα, η τελική γωνία προσβολή και τα τελικά φορτία.

2.4 Θεωρητικό υπόβαθρο - Επιφανειακά ανωστικά σώματα

Γίνεται η υπόθεση για μη μόνιμη ροή ασυμπίεστου και μη συνεκτικού ρευστού γύρω από μια ομάδα N_B τον αριθμό τριδιάστατων σωμάτων B_k με στερεά σύνορα S_k , όπου $k = 1, N_B$ τα οποία αποτελούν την προς ανάλυση κατασκευή. Επίσης, συμβολίζεται ως $D \in \mathbb{R}^3$ το πεδίο ροής (υπολογιστικό χωρίο του προβλήματος), S_D η επιφάνεια του συνόρου του και \mathbf{n} το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμα της παραπάνω με φορά προς το εξωτερικό (**Σχήμα 2.6**). Η κίνηση ανωστικών σωμάτων μέσα στο πεδίο D έχει ως αποτέλεσμα τη δημιουργία ομόρρου. Η εκφυγή του πραγματοποιείται στις γραμμές αποβολής στροβιλότητας. Ανάλογα με την υλοποίηση του σώματος οι γραμμές στροβιλότητας είναι είτε οι προσδεδεμένοι στα ανωστικά σώματα δινωσωλήνες για την περίπτωση της γραμμής άνωσης, είτε η ακμή εκφυγής για αντίστοιχα επιφανειακά ή πτερύγια με πάχος. Αξίζει να σημειωθεί ότι ο ομόρρος αποτελεί ενεργή επιφάνεια του οριακού προβλήματος. Επομένως, αν S_{wk} με $k = 1, N_B$ η παραπάνω παραγόμενη επιφάνεια και \mathbf{n}_{wk} το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμά της τότε,

$$\partial D \equiv S_D \text{ και } S_D = \bigcup_{k=1}^{N_B} S_k + \bigcup_{k=1}^{N_B} S_{wk}$$



Σχήμα 2.6 Σώμα εντός πεδίου ροής.

Εφαρμόζοντας το θεώρημα διαχωρισμού των ταχυτήτων του Helmholtz το πεδίο ταχυτήτων $\mathbf{u}(\mathbf{x}; t)$ αποκτά την παρακάτω μορφή

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}; t) = \mathbf{U}_\infty(\mathbf{x}; t) + \nabla\Phi(\mathbf{x}; t) + \mathbf{U}_w(\mathbf{x}; t), \quad \mathbf{x} \in \mathbf{D}, t \geq 0 \quad (2.23)$$

όπου $\mathbf{U}_\infty(\mathbf{x}; t)$ το πεδίο ταχύτητας της αδιατάραχτης ροής, $\Phi(\mathbf{x}; t)$ το δυναμικό διαταραχής και $\mathbf{U}_w(\mathbf{x}; t)$ το ελεύθερης στροβιλότητας επαγόμενο πεδίο ταχύτητας. Επίσης, \mathbf{x} το διάνυσμα θέσης ενός τυχαίου σημείου του πεδίου και t ο χρόνος.

Στην παραπάνω εξίσωση το $\nabla\Phi(\mathbf{x}; t)$ αντιστοιχεί σε κλίση δυναμικού το οποίο προκύπτει από κατανομή ιδιομορφιών πάνω στα στερεά σύνορα του προβλήματος και επομένως σε ταχύτητα \mathbf{u}_{solid} .

Γενικά το συνολικό δυναμικό των διαταραχών του πεδίου ροής μπορεί να αποτελείται από τη συνεισφορά ιδιομορφιών τύπου διπόλων, πηγών και του ομόρρου, αν η επίλυση γίνεται με έμμεση διατύπωση. Επίσης, το πρόβλημα μπορεί να επιλυθεί απ' ευθείας με αντικατάσταση της κάθετης παραγώγου (ταχύτητα από τη συνθήκη μη εισχώρησης) στο δυναμικό (άμεση διατύπωση).

2.4.1 Ορισμός προβλημάτων

Τα επιφανειακά ανωστικά σώματα και τα αντίστοιχα με κατανομή πάχους υπό τη σκοπιά της θεώρησης ιδανικού ρευστού μπορούν να αναπαρασταθούν από κατανομές ιδιομορφιών οι οποίες ικανοποιούν την εξίσωση Laplace. Έτσι, τοποθετείτε το παρακάτω πρόβλημα Laplace

$$\nabla^2 \Phi(\mathbf{x}) = 0, \quad \mathbf{x} \in D$$

$$\lim_{x \rightarrow \infty} \nabla \Phi(\mathbf{x}) = 0$$

το οποίο συμπληρώνεται από συνοριακές συνθήκες τύπου Dirichlet, Neumann και Robin μεικτού τύπου στο σύνορο του ∂D .

Βασικό πλεονέκτημα της εξίσωσης Laplace είναι η γραμμικότητα του τελεστή της, με αποτέλεσμα τα αθροίσματα των στοιχειωδών λύσεων να αποτελούν και αυτά λύσεις. Η ιδιότητα είναι εξαιρετικά σημαντική, διότι επιτρέπει την προσέγγιση του προβλήματος με διαφορετικών τύπων ιδιομορφίες.

Η επίλυση του προβλήματος μπορεί να πραγματοποιηθεί χρησιμοποιώντας τη δεύτερη ταυτότητα του Green θεωρώντας γνωστό το δυναμικό πάνω στην οριακή επιφάνεια S . Έτσι, το δυναμικό σε οποιοδήποτε σημείο του χώρου θα δίδεται από την εξίσωση

$$\Phi(\mathbf{x}) = -\frac{1}{4\pi} \iint \left[\frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}}(\mathbf{s}) \left(-\frac{1}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|} \right) - \Phi(\mathbf{s}) \left(\frac{-(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{s})}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} \right) \right] dS(\mathbf{s}) \quad (2.24)$$

όπου $\Phi(\mathbf{s})$ το δυναμικό της κατανομής ιδιομορφιών πάνω στην επιφάνεια S_D , \mathbf{x} το διάνυσμα θέσης του σημείου υπολογισμού του δυναμικού και \mathbf{s} το διάνυσμα θέσης της ιδιομορφίας του πεδίου. Επίσης, ισχύει ότι

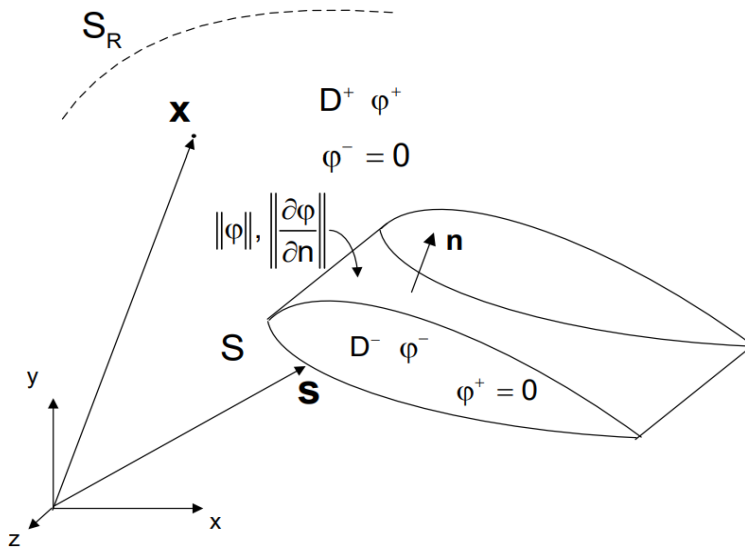
$$\frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}}(\mathbf{s}) = \nabla \Phi(\mathbf{s}) \cdot \mathbf{n},$$

όπου η παραπάνω είναι η κάθετη παράγωγος του δυναμικού στο σημείο της ιδιομορφίας και οριζόμενη πάνω στην επιφάνεια S_D .

Στο παραπάνω πλαίσιο θεωρούνται τα δυναμικά Φ^+ και Φ^- τα οποία ορίζονται στους χώρους D^+ και D^- αντίστοιχα, δηλαδή στο εξωτερικό και εσωτερικό του σώματος (**Σχήμα 2.7**). Ο ορισμός είναι αναγκαίος διότι, από το συνολικό πεδίο D το επιθυμητό προς επίλυση πρόβλημα ορίζεται στο χώρο D^+ και στην επιφάνεια S , δηλαδή στον χώρο του πεδίου ροής. Επομένως, όπως γίνεται αντιληπτό για το εξωτερικό πρόβλημα θεωρείται ότι

$$\Phi = \Phi^+ - \Phi^-,$$

όπου το δυναμικό του εσωτερικού προβλήματος Φ^- θεωρείται μηδενικό.



Σχήμα 2.7 Αεροδυναμικό σώμα – Εσωτερικό και εξωτερικό πεδίο[2].

Το συνολικό δυναμικό προκύπτει από την παρακάτω εξίσωση

$$\Phi_{\text{tot}}(\mathbf{x}) = \frac{1}{4\pi} \iint_S \left[\frac{\partial \llbracket \Phi \rrbracket}{\partial \mathbf{n}} \left(-\frac{1}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|} \right) + \llbracket \Phi \rrbracket(\mathbf{s}) \left(\frac{(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{s})}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} \right) \right] dS(\mathbf{s}) \quad (2.25)$$

Στην παραπάνω σχέση συμβολίζεται ως $\llbracket \Phi \rrbracket$ το πήδημα δυναμικού και εκ' ταυτότητας ισχύει ότι

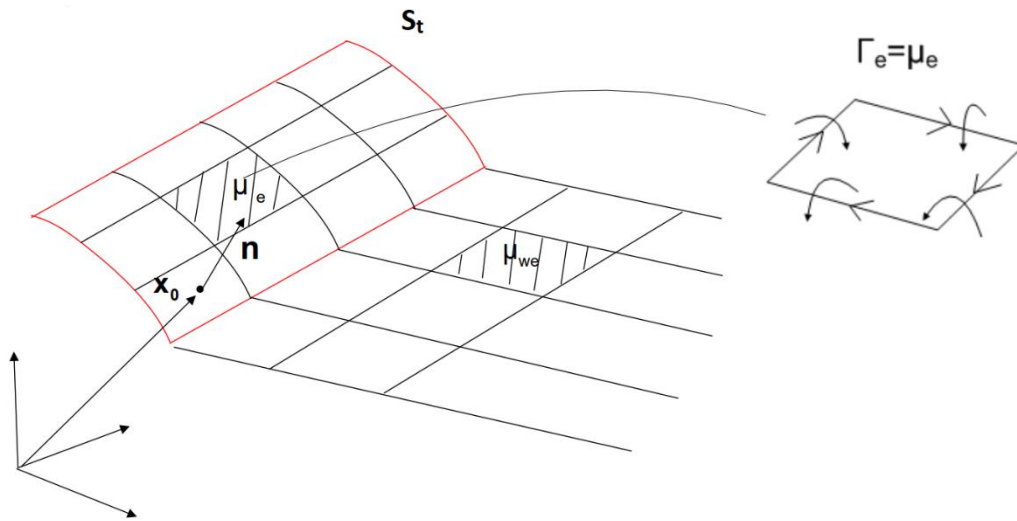
$$\llbracket \Phi \rrbracket = \Phi^+ - \Phi^- \quad (2.26)$$

$$\frac{\partial \llbracket \Phi \rrbracket}{\partial \mathbf{n}} = \frac{\partial \Phi^+}{\partial \mathbf{n}} - \frac{\partial \Phi^-}{\partial \mathbf{n}}. \quad (2.27)$$

Η (2.25) αποτελεί τη έμμεση διατύπωση του προβλήματος, όπου τα πήδημα δυναμικού και της κάθετης παραγώγου του ορίζουν τις ιδιομορφίες πάνω στο στερεό σώμα. Επίσης, επαληθεύει την εξίσωση Laplace και τις συνθήκες της στο εσωτερικό και εξωτερικό πρόβλημα.

2.4.2 Έμμεση διατύπωση διπόλων

Έστω ότι το πραγματικό ανωστικό σώμα εκφυλίζεται σε μια λεπτή επιφάνεια S_t όπου λεπτή σημαίνει με απειροστά μικρό πάχος που να θεωρείται αμελητέο. Να σημειωθεί ότι εξαιτίας του εκφυλισμού του πάχους, το εσωτερικό πρόβλημα και το δυναμικό του οδηγούνται οριακά στα αντίστοιχα του εξωτερικού, δηλαδή το εσωτερικό και το εξωτερικό ταυτίζονται στη διεπιφάνεια S_t (**Σχήμα 2.8**). Η παραπάνω είναι υποσύνολο της S_D και ταυτίζεται με την S_k , όμως χωρίς πάχος. Στην εξίσωση (2.25), εξαιτίας του εκφυλισμού της γεωμετρίας σε επιφάνεια προκύπτει ότι το $[[\Phi]]$ αντιστοιχεί στο δυναμικό Φ^+ το οποίο ταυτίζεται με το Φ^- .



Σχήμα 2.8 Λεπτό ανωστικό σώμα [2].

Για το παραπάνω δυναμικό χρησιμοποιούνται οι επιφανειακές ιδιομορφίες διπόλων. Οι συγκεκριμένες κατανέμονται πάνω στο σώμα και στην επιφάνεια του ομόρρου S_w . Βέβαια από την τελευταία εξαιρείται το κομμάτι του μακρινού ομόρρου το οποίο έχει χάσει την μορφή δινοπετάλων. Στο σημείο αυτό ορίζεται η κατανομή του διπόλου $\mu(x), x \in S_D$ πάνω σε επιφάνεια S_D η οποία προκαλεί ασυνέχεια δυναμικού, δηλαδή,

$$\mu(x) = -[[\Phi]](x), x \in S_D$$

Αποδεικνύεται εφαρμόζοντας το θεώρημα του Green ότι η συνεισφορά του δυναμικού των διπόλων σε ένα σημείο x_0 δίδεται από τη σχέση

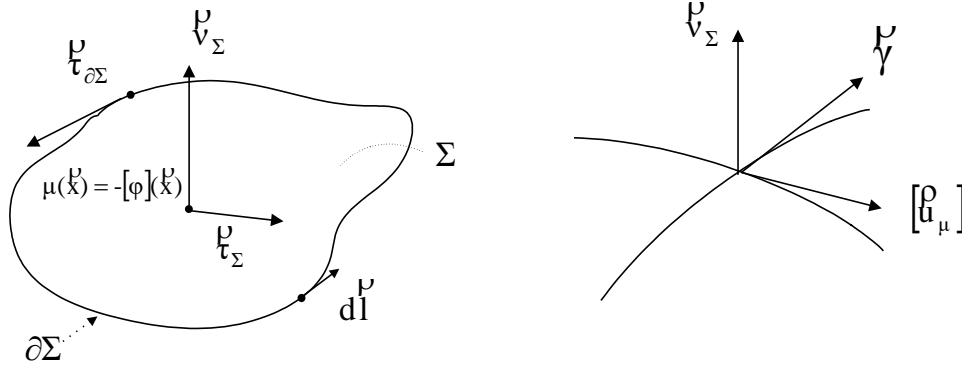
$$\Phi_{tot,dipole}(x_0, t) = - \iint \frac{\mu(x, t) \mathbf{n}(x) \cdot (x_0 - x)}{4\pi |x_0 - x|^3} dS(x)$$

Στην (2.25) η κάθετη παράγωγος του δυναμικού είναι μηδέν (συνθήκη Neumann).

Από την παραπάνω υπολογίζοντας την κλίση και χρησιμοποιώντας το θεώρημα του Stokes η ταχύτητα προκύπτει ως

$$u_\mu(\mathbf{x}_o, t) = \iint \frac{\nabla_{S_D} \mu(\mathbf{x}, t) \times \mathbf{n}(\mathbf{x}) \times (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi|\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dS(\mathbf{x}) + \oint \mu(\mathbf{x}, t) \frac{d\mathbf{l}(\mathbf{x}) \times (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi|\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} \Big|_{\partial S} \quad (2.28)$$

όπου ∇_{S_D} η κατά την εφαπτομενική κατεύθυνση παράγωγος.



Σχήμα 2.9 Ορισμοί για την επιφανειακή κατανομή διπόλου[24].

Από την (2.28) εύκολα συνάγεται το συμπέρασμα ότι όταν η τυχαία θέση \mathbf{x}_o βρεθεί πάνω στην επιφάνεια S_D , τότε η ταχύτητα γίνεται ασυνεχής. Συγκεκριμένα προκύπτει ότι

$$\llbracket u_\mu \rrbracket(\mathbf{x}_o, t) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{x}_o) = 0, \quad \mathbf{x}_o \in S_D \quad (2.29)$$

$$\mathbf{n}(\mathbf{x}_o) \times \llbracket u_\mu \rrbracket(\mathbf{x}_o, t) = \nabla_s \mu(\mathbf{x}_o, t) \times \mathbf{n}(\mathbf{x}_o) = \gamma(\mathbf{x}_o, t), \quad \mathbf{x}_o \in S_D$$

όπου το $\gamma(\mathbf{x}_o, t)$ είναι η ένταση της επιφανειακής στροβιλότητας.

Από τον συνδυασμό των (2.29) αποδεικνύει ότι η επιφάνεια κατανομής των διπόλων αποτελεί επιφάνεια ασυνέχειας. Τότε, το σώμα καθώς και το φύλλο στροβιλότητας του ομόρρου θεωρούνται επιφάνειες εφαπτομενικής ασυνέχειας του δυναμικού. Επίσης, η κάθετη ταχύτητα είναι μηδενική, δηλαδή ισχύει ότι

$$\llbracket \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}} \rrbracket = 0 \quad (2.30)$$

Με άλλα λόγια δεν υπάρχει δυνατότητα μεταφοράς μάζας δια μέσου του ορίου των επιφανειών. Σημαντικό συμπέρασμα της παραπάνω διαπίστωσης είναι ότι το πρόβλημα Laplace στην περίπτωση των διπόλων κλείνει με συνοριακή συνθήκη τύπου Neumann για το στερεό σύνορο.

Τελικά, το συνολικό δυναμικό αποκτά την μορφή

$$\Phi_{\mu}(\mathbf{x}_o, t) = - \sum_{k=1}^{N_b} [\Phi_{\mu,b^k}(\mathbf{x}_o, t) + \Phi_{\mu,w^k}(\mathbf{x}_o, t)] \quad (2.31)$$

όπου $\Phi_{\mu,b^k}(\mathbf{x}_o, t)$ και $\Phi_{\mu,w^k}(\mathbf{x}_o, t)$ οι συμβολές δυναμικού του k σώματος και του αντίστοιχου ομόρρου του τα οποία περιγράφονται από τις παρακάτω εξισώσεις

$$\Phi_{\mu,b^k}(\mathbf{x}_o, t) = \iint \frac{\mu_k(\mathbf{x}, t) \mathbf{n}(\mathbf{x}) \cdot (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi |\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dS_k(\mathbf{x})$$

$$\Phi_{\mu,w^k}(\mathbf{x}_o, t) = \iint \frac{\mu_{wk}(\mathbf{x}, t) \mathbf{n}_w(\mathbf{x}) \cdot (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi |\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dS_{wk}(\mathbf{x})$$

όπου $\mu_k(\mathbf{x}, t)$ η κατανομή διπόλων στην υπ' αριθμό k επιφάνεια και $\mu_{wk}(\mathbf{x}, t)$ η αντίστοιχη κατανομή του τμήματος του φύλλου στροβιλότητας το οποίο αντιστοιχεί στο σώμα υπ' αριθμό k .

Η συνολική ταχύτητα προκύπτει υπολογίζοντας την κλίση της **(2.31)** και προκύπτει

$$\mathbf{u}_{\mu}(\mathbf{x}_o, t) = \sum_{k=1}^{N_b} [\mathbf{u}_{\mu,b^k}(\mathbf{x}_o, t) + \mathbf{u}_{\mu,w^k}(\mathbf{x}_o, t)] \quad (2.32)$$

όπου οι ταχύτητες \mathbf{u}_{μ,b^k} , \mathbf{u}_{μ,w^k} δίδονται από την **(2.28)**.

Σε αυτό το σημείο ορίζεται το μέγεθος \mathbf{U}_b ως η κατανομή ταχύτητας πάνω στα σώματα οι οποία περιλαμβάνει συνιστώσες κίνησης στερεού και ελαστικού σώματος (αν προσομοιώνεται η ελαστικότητα). Επίσης, ορίζεται το διάνυσμα του αδιατάραχτου πεδίου ταχύτητας \mathbf{U}_{∞} και η ταχύτητα που επάγει ο μακρινός ομόρρος \mathbf{U}_w . Έτσι, μπορεί να οριστεί η συνθήκη μη εισχώρησης ως

$$\mathbf{n}(\mathbf{x}_o, t) \cdot (\mathbf{U}_{\infty} + \nabla\Phi(\mathbf{x}_o, t) + \mathbf{U}_w - \mathbf{U}_{bk}) = 0, \quad \mathbf{x}_o \in S_k \quad (2.33)$$

$$\mathbf{n}(\mathbf{x}_o, t) \cdot \nabla\Phi(\mathbf{x}_o, t) = \frac{\partial\Phi}{\partial\mathbf{n}} = \mathbf{n}(\mathbf{x}_o, t) \cdot (\mathbf{U}_{bk} - \mathbf{U}_{\infty} - \mathbf{U}_w), \quad \mathbf{x}_o \in S_k$$

Η **(2.33)** αποτελεί την έμμεση διατύπωση η οποία χρησιμοποιείται στην περίπτωση λεπτού ανωστικού σώματος. Ο υπολογισμός της επαγόμενης ταχύτητας διαταραχής υπολογίζεται από τις **(2.28)** και **(2.32)**. Να σημειωθεί ότι στην παρούσα ανάλυση θεωρείται σταθερή διανομή διπόλων, με αποτέλεσμα ο πρώτος όρος στο δεξί μέλος της **(2.28)** να είναι μηδενικός. Ο εναπομείναντας όρος αποτελεί την κλειστή γραμμική κατανομή στροβιλότητας, δινοπέταλο, στο σύνορο ∂S . Τελικά, η εξίσωση **(2.32)** εισάγεται στην **(2.33)** και υπολογίζονται τα άγνωστα μ . Η τελική ταχύτητα προκύπτει αντίστροφα από τη **(2.32)**.

2.4.3 Άμεση διατύπωση του προβλήματος – σώματα με κατανομή πάχους

Θεωρείται σώμα με κατανομή πάχους επιφάνειας S_{thick} (ταυτίζεται με την S_k) η οποία αποκόπτει από τον άπειρο χώρο τον όγκο που ορίζεται από το πεδίο D^- . Το προηγούμενο θα αποτελεί τον συμπληρωματικό χώρο του D^+ και ορίζει το εσωτερικό του σώματος. Στην περίπτωση αυτή είναι προφανές ότι είναι επιθυμητό να επιλυθεί το εξωτερικό πρόβλημα. Επομένως, ισχύει ότι

$$[[\Phi]] = \Phi^+ = \Phi \quad (2.34)$$

$$[[\frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}}]] = \frac{\partial \Phi^+}{\partial \mathbf{n}} = \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}}, \quad \mathbf{x} \in S \quad (2.35)$$

Οι παραπάνω διαπιστώσεις επιτρέπουν την μετατροπή της εξίσωσης (2.25) στην παρακάτω μορφή

$$\begin{aligned} \Phi(\mathbf{x}, t) = & \frac{1}{4\pi} \iint (\Phi(\mathbf{s}, t) \frac{(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{s}, t)}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} - \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}}(\mathbf{s}, t) \frac{1}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|}) dS(\mathbf{s}, t) \\ & + \frac{1}{4\pi} \iint [[\Phi]]_w(\mathbf{s}, t) \frac{(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{s}, t)}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} dS_w(\mathbf{s}, t) \end{aligned} \quad (2.36)$$

Στη συνέχεια πρέπει να ικανοποιηθεί η συνθήκη μη εισχώρησης στην επιφάνεια του σώματος. Συνεπώς, ισχύει ότι

$$[(\mathbf{U}_\infty + \mathbf{U}_{w,f} - \mathbf{U}_b) + \nabla \Phi] \cdot \mathbf{n} = 0, \quad \mathbf{x} \in S \quad (2.37)$$

όπου $\mathbf{U}_{w,f}$ η ταχύτητα που επάγει ο μακρινός ομόρρους.

Η κάθετη παράγωγος του δυναμικού είναι γνωστή από την (2.37) και άρα η (2.36) καταλήγει στην

$$\begin{aligned} \Phi(\mathbf{x}, t) = & \frac{1}{4\pi} \iint \left(\Phi \frac{(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} - [(\mathbf{U}_b - \mathbf{U}_\infty - \mathbf{U}_{w,f}) \cdot \mathbf{n}] \frac{1}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|} \right) dS + \\ & + \frac{1}{4\pi} \iint [[\Phi]]_w \frac{(\mathbf{x} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}}{|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} dS_w \end{aligned} \quad (2.38)$$

2.4.4 Εξέλιξη του ομόρρου – συνθήκες Kutta και Kelvin

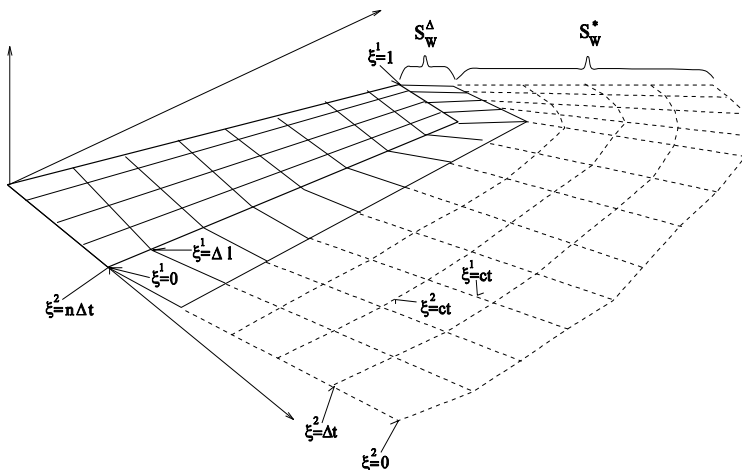
Η επίλυση των εξισώσεων και στις δύο περιπτώσεις απαιτεί συμψηφισμό μεταξύ της λύσης του δυναμικού και της φυσικής του προβλήματος. Αρχικά, το πρόβλημα παρουσιάζει μη μονιμότητα, με αποτέλεσμα οι άγνωστες κατανομές μ_b , μ_w στην έμμεση και τα Φ στην άμεση να εξαρτώνται από το χρόνο. Επίσης, η γεωμετρία του προβλήματος δεν παρουσιάζει σταθερή μορφή, διότι το φύλλο στροβιλότητας, επιφάνειας S_w , εξελίσσεται με το χρόνο. Επομένως, το προς επίλυση πρόβλημα έχει τη μορφή ελεύθερα εξελισσόμενου ορίου με αγνώστους τις άνωθι μεταβλητές και γεωμετρίες. Στο πλαίσιο αυτό ορίζονται δυο κατηγορίες συνθηκών

- Οι κινηματικές οι οποίες χωρίζονται στη συνθήκη μη εισχώρησης (έχουν ήδη αναφερθεί προηγουμένως) και στις εξισώσεις κίνησης των στοιχείων ρευστού του φύλλου στροβιλότητας.
- Οι δυναμικές, όπως η συνθήκη Kutta για μηδενικό πήδημα πίεσης από την ακμή εκφυγής και κατά το μήκος του ομόρρου και η συνθήκη Kelvin για τη διατήρηση της κυκλοφορίας.

Αρχικά, το φύλλο στροβιλότητας το οποίο δύναται να εκφεύγει από την ακμή εκφυγής ή από τα ακροπερύγια ορίζεται από μια παραμετρική εξίσωση της μορφής

$$\mathbf{x}_w \in S_w : \mathbf{x}_w = \mathbf{x}_w(\xi_1, \xi_2, t), \quad \xi_1 \in [-1, 1], \quad \xi_2 \geq 0 \quad (2.39)$$

Έτσι, η επιφάνεια δημιουργείται από μια αλληλουχία υλικών γραμμών αποβαλλόμενων από την γραμμή εκπομπής **Σχήμα 2.10**. Στην εξίσωση της παραμετρικής αναπαράστασης της ιστορίας του φύλλου το υλικό σημείο με εξίσωση **(2.39)** ορίζεται ως εκείνο το οποίο εκπέμπεται σε χρόνο ξ_2 και εντοπίζεται στην παράλληλη γραμμή της γραμμής εκπομπής με παράμετρο ξ_1 .



Σχήμα 2.10 Παραμετρική αναπαράσταση του φύλλου στροβιλότητας [24].

Η διανυσματική κινηματική εξίσωση των σημείων x_w του ομόρρου S_w ορίζεται από τη σχέση

$$\frac{dx_w(\xi, t)}{dt} = \mathbf{U}_m(x_w, t) \quad (2.40)$$

Το πρόβλημα συμπληρώνεται από τη δυναμική συνθήκη Kutta η οποία εξασφαλίζει ότι στην ακμή εκφυγής η διαφορά πιέσεων μεταξύ της επάνω και της κάτω πλευράς του στερεού σώματος θα είναι μηδενική. Το παραπάνω είναι αναγκαίο, διότι στην πραγματικότητα το πεδίο ροής εμφανίζει σημείο ανακοπής για μη μηδενική γωνία της ακμής εκφυγής, μη κρουστική έξοδος. Έτσι, το πεδίο αποκτά φυσική υπόσταση και περιορίζεται από τις άπειρες λύσεις. Η συνθήκη λοιπόν δίδεται ως

$$[[P]] = 0$$

Εναλλακτικά, για την περίπτωση της έμμεσης από τη μη μόνιμη εξίσωση Bernoulli μεταξύ επάνω και κάτω πλευράς προκύπτει ότι

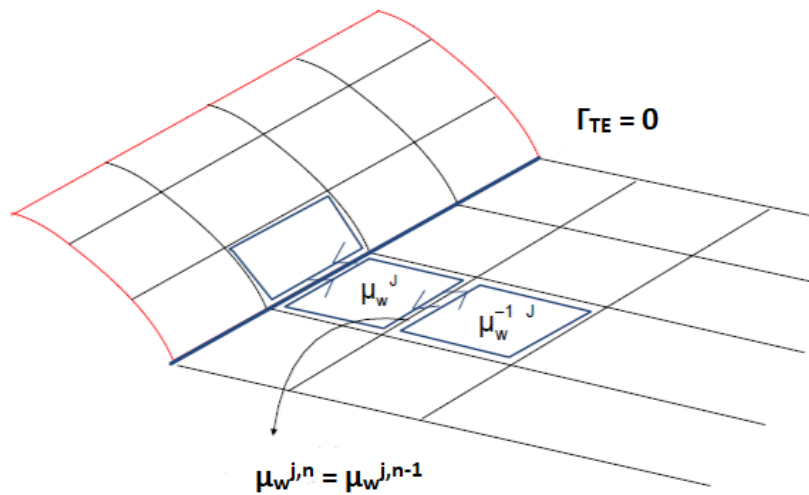
$$\frac{D\mu_w}{Dt} = 0 \quad (2.41)$$

$$\frac{\partial \mu_w}{\partial t} + \mathbf{U}_m \cdot \nabla \mu_w = 0 \quad (2.42)$$

Η παραπάνω συνθήκη ισοδυναμεί με το θεώρημα διατήρησης της κυκλοφορίας του Kelvin. Έτσι, συνάγονται τα παρακάτω συμπεράσματα. Αρχικά, από τη 1^η διατύπωση προκύπτει ότι

$$\mu_w(x_w(\xi, t), t) = \mu_w(x_w(\xi, \xi_2), \xi_2), \quad (2.43)$$

δηλαδή ορίζεται πως η κατανομή διπόλων ενός υλικού στοιχείου μια τυχαία χρονική στιγμή ισούται με την αρχική τιμή που είχε όταν εκπέμφθηκε από την γραμμή εκπομπής. Επίσης, στην περίπτωση σταθερής κατανομής διπόλων κατά τμήματα ισχύει ότι τα στοιχεία του κοντινού ομόρρου, δηλαδή πλησίον της ακμής εκφυγής, έχουν ίση τιμής έντασης με τα αντίστοιχα από την πλευρά του στερεού σώματος (**Σχήμα 2.11**).

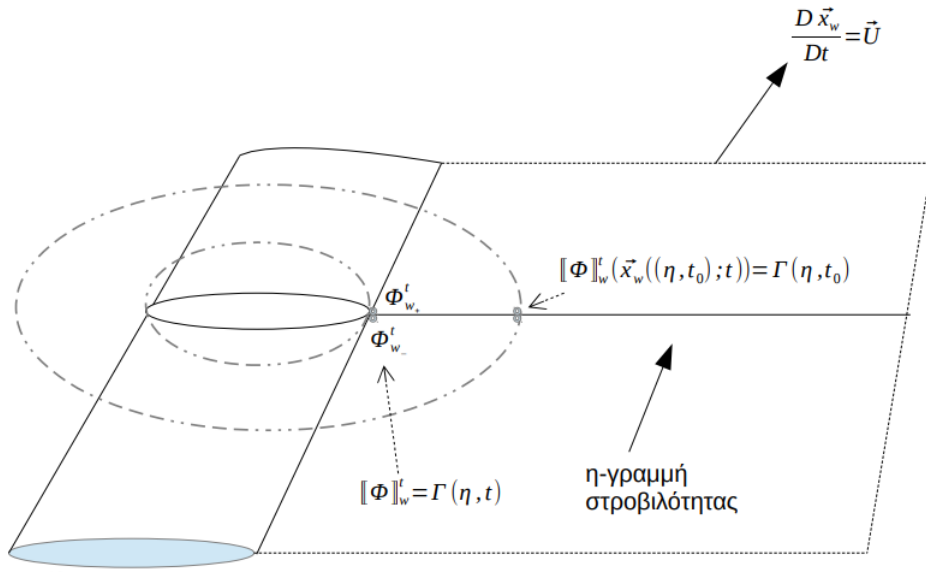


Σχήμα 2.11 Μεταφορά ομόρρου και συνθήκη Kutta – επιφάνεια άνωσης.

Όταν, το σώμα έχει κατανομή πάχους, τότε οι συνθήκες γράφονται για το πήδημα του δυναμικού μεταξύ πάνω και κάτω πλευράς, δηλαδή προκύπτει ότι

$$[[\Phi]]_w = \Phi^{up} - \Phi^{low}, \quad (2.44)$$

όπου Φ^{up} και Φ^{low} τα δυναμικά της επάνω και κάτω πλευράς του πτερυγίου (Σχήμα 2.12).



Σχήμα 2.12 Μεταφορά ομόρρου και συνθήκη Kutta – σώμα με κατανομή πάχους.

Η ελεύθερη επιφάνεια του φύλλου στροβιλότητας έχει αποδειχτεί, μέσα από θεωρητικές διαδικασίες και πειραματικά δεδομένα ότι χάνει την ομαλότητά της. Η συμπεριφορά αυτή οφείλεται στα ίδια τα υλικά στοιχεία που κινούνται ελεύθερα ικανοποιώντας την εξίσωση εξέλιξης του ομόρρου. Συγκεκριμένα, τα ολοκληρώματα υπολογισμού της κλίσης του δυναμικού της διαταρχής αποκτούν ιδιόμορφο χαρακτήρα, αφού το φύλλο στροβιλότητας παραμορφώνεται. Επί τούτου ορίζεται μια γενικευμένη αναπαράσταση της στροβιλότητας $\omega_{s_w}(\mathbf{x}, t)$ η οποία διαχωρίζεται σε δύο τμήματα, το επιφανειακό $\omega_{s_w,s}$ και το γραμμικό $\omega_{s_w,l}$. Επομένως, προκύπτει ότι

$$\omega_{s_w}(\mathbf{x}, t) = \omega_{s_w,s} + \omega_{s_w,l} \quad (2.45)$$

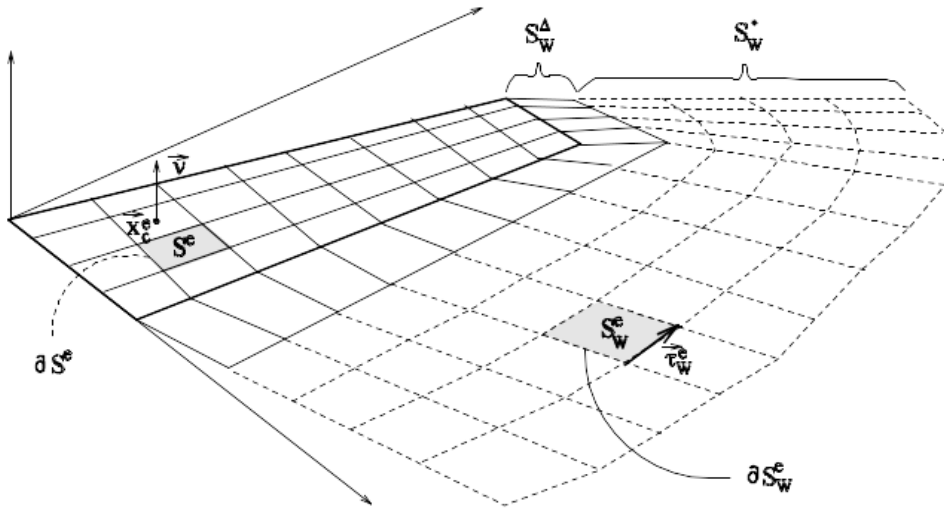
$$\omega_{s_w,s} = \delta_{s_w}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_{s_w}) \left(\nabla \mu_w(\mathbf{x}_{s_w}, t) \times \mathbf{n}_w(\mathbf{x}_{s_w}, t) \right) \quad (2.46)$$

$$\omega_{s_w,l} = \delta_{\partial s_w}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\partial s_w}) \left(\mu_w(\mathbf{x}_{\partial s_w}, t) \times \boldsymbol{\tau}_w(\mathbf{x}_{\partial s_w}, t) \right) \quad (2.47)$$

όπου οι δ_{s_w} και $\delta_{\partial s_w}$ είναι οι επιφανειακές και γραμμικές συναρτήσεις Dirac οριζόμενες στο εσωτερικό και στα όρια της S_w και $\boldsymbol{\tau}_w$ το μοναδιαίο εφαπτομενικό διάνυσμα στο ∂s_w . Τέλος, η αρχική υπόθεση για κατά τμήματα σταθερή κατανομή εξαφανίζει τη συνεισφορά του επιφανειακού όρου πάνω στη γενικευμένη στροβιλότητα.

2.4.5 Αριθμητική υλοποίηση έμμεσης διατύπωσης διπόλων

Η μέθοδος των συνοριακών στοιχείων βασίζεται στην δόμηση του συστήματος προς επίλυση πάνω στις οριακές επιφάνειες του προβλήματος. Η εκκίνηση των υπολογισμών ξεκινάει με τη διακριτοποίηση της γεωμετρίας του κάθε σώματος. Έτσι, ορίζεται πλέγμα στην επιφάνεια του ανωστικού σώματος S_k και στην αντίστοιχη του ομόρρου S_{wk} . Η διαδικασία έχει ως αποτέλεσμα τη διαίρεση των επιφανειών σε ένα σύνολο επίπεδων στοιχείων S_k^e , $e=1, E_k$ για το σώμα και S_{wk}^e , $e=1, E_{wk}$ για τον ομόρρου, με σύνορα ∂S_k^e και ∂S_{wk}^e αντίστοιχα (**Σχήμα 2.13**). Η αναπαράσταση των σωμάτων γίνεται με χρήση τμηματικά σταθερών κατανομών διπόλων πάνω στο σώμα και στο εκπεμπόμενο φύλλο στροβιλότητας. Να σημειωθεί ότι εξαιτίας της τμηματικά σταθερής κατανομής ιδιομορφιών ο επιφανειακός όρος της (2.28) ισούται με μηδέν. Επίσης, οι εντάσεις των διπόλων δε συμμετέχουν στον υπολογισμό των ολοκληρωμάτων. Όλες οι ιδιομορφίες εξαιτίας του μη μόνιμου χαρακτήρα της ροής έχουν εντάσεις μεταβαλλόμενες με το χρόνο. Τελικά, η επαγόμενη ταχύτητα σε κάποιο σημείο του πεδίου προκύπτει από το άθροισμα των συνεισφορών του κάθε στοιχείου από όλα τα σώματα και προκύπτει από τη διατύπωση των ιδιομορφιών διπόλου.



Σχήμα 2.13 Διακριτοποίηση του προβλήματος [24].

Η επίλυση συνεχίζεται με τη διατύπωση της συνθήκης μη εισχώρησης στη μορφή

$$\left[\sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} \mathbf{u}_{\mu, k}^e + \mathbf{u}_{\mu w, k}^e \right] \cdot \mathbf{n}(x_o, t) = \mathbf{n}(x_o, t) \cdot (\mathbf{U}_{Bk} - \mathbf{U}_{\infty} - \mathbf{U}_w^{far}) \quad (2.48)$$

ή

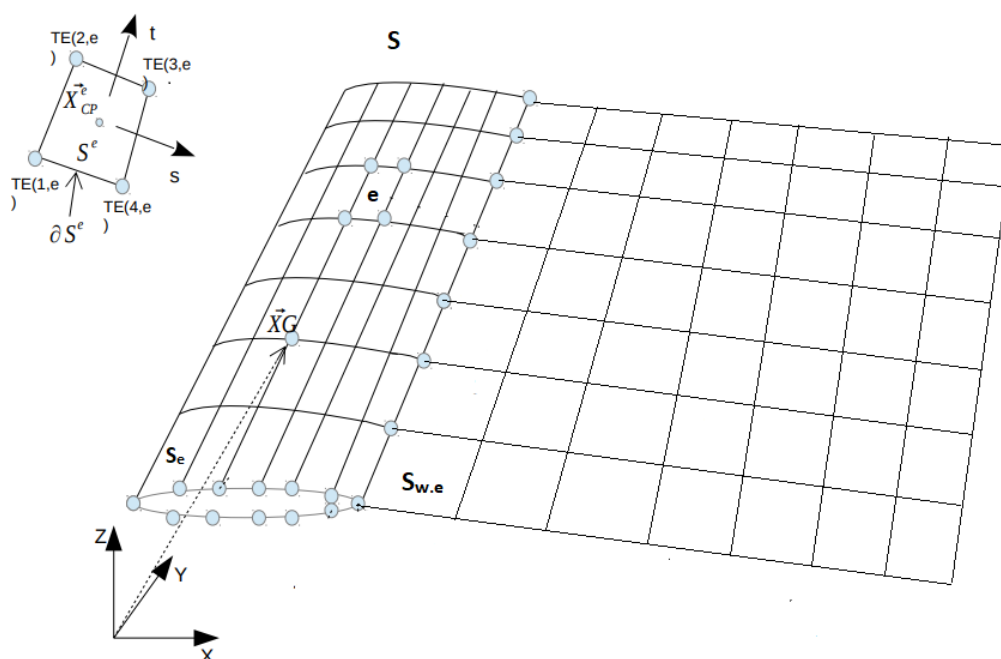
$$\begin{aligned}
\mathbf{n} \cdot \left\{ \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} \mu_k^e \oint \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi|\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dS_k(\mathbf{x}) + \right. \\
\left. + \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} \mu_{wk}^e \oint \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi|\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dS_{wk}(\mathbf{x}) \right\} = \\
= \mathbf{n} \cdot (\mathbf{U}_{Bk} - \mathbf{U}_\infty - \mathbf{U}_w^{far})
\end{aligned} \tag{2.49}$$

Ο υπολογισμός των συντελεστών των κατανομών οδηγεί τα παραπάνω αθροίσματα σε διακριτές εξισώσεις με άγνωστες τιμές τα μ_k^e, μ_{wk}^e . Ουσιαστικά γίνεται εφαρμογή της εξίσωσης πάνω στα σημεία ελέγχου \mathbf{x}_o .

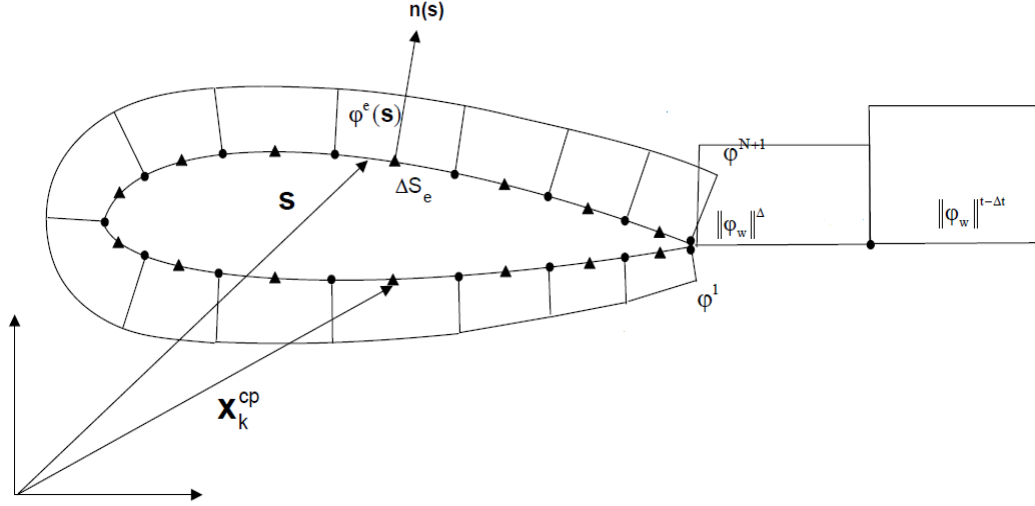
Οι κατανομές διπόλων μ_{wk}^e των δινοπετάλων του φύλλου στροβιλότητας δεν είναι ανεξάρτητες από εκείνες του σώματος. Γι' αυτό επιβάλλεται η δυναμική συνθήκη **(2.43)**. Επειδή θεωρήθηκε σταθερή διανομή διπόλων, η παραπάνω επιβάλλει πως τα στοιχεία του ομόρρου τα οποία φέρουν άγνωστη ένταση ελαττώνονται στα γειτονικά της γραμμής εκπομπής. Με άλλα λόγια, μειώνονται οι βαθμοί ελευθερίας του προβλήματος και ταυτόχρονα οι εντάσεις στον υπόλοιπο ομόρρου είναι γνωστές από προηγούμενο χρονικό βήμα. Τέλος, για τον κοντινό ομόρρου είναι γνωστό από την ίδια συνθήκη ότι τα στοιχεία του φέρουν κατανομές ίσες με εκείνες των στοιχείων του στερεού σώματος πλησίον της ακμής εκπομπής.

2.4.6 Αριθμητική υλοποίηση άμεσης διατύπωσης

Αντίστοιχα με την έμμεση διατύπωση, η επιφάνεια του σώματος S και ο ομόρρους S_w διακριτοποιούνται σε τμηματικά επίπεδα στοιχεία S_k^e , $e=1, E_k$ και S_{wk}^e , $e=1, E_{wk}$ αντίστοιχα, με σύνορα ∂S_k^e και ∂S_{wk}^e (Σχήμα 2.14). Επίσης, θεωρείται γνωστή και τμηματικά σταθερή κατανομή διπόλων στον μακρινό ομόρρους. Σε μια τομή κατά τον άξονα y η διακριτοποίηση θα μοιάζει με εκείνη από το Σχήμα 2.15. Οι άγνωστοι της (2.38) είναι οι άγνωστες τιμές του δυναμικού του σώματος $\phi^{e,k}$ οι οποίες λαμβάνονται στα κέντρα x_{cp}^e κάθε στοιχείου και έχουν σταθερή τιμή σε όλη την έκταση του στοιχείου.



Σχήμα 2.14 Σώμα S με κατανομή πάχους και ομόρρους S_w .



Σχήμα 2.15 Τομή πτέρυγας κατά τον άξονα γ.

Τελικά, η εξίσωση (2.38) για το τυχαίο στοιχείο e του σώματος k θα λάβει την παρακάτω διακριτή μορφή

$$\begin{aligned}
 \Phi^{i,j} - \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} \Phi^{e,k} \iint \frac{(\mathbf{x}_{i,j} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}_{i,j}}{|\mathbf{x}_{i,j} - \mathbf{s}|^3} dS_e = \\
 = \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_{kw}} [\Phi]_w^{e,k} \iint \frac{(\mathbf{x}_{i,j} - \mathbf{s}) \cdot \mathbf{n}_{i,j}}{|\mathbf{x}_{i,j} - \mathbf{s}|^3} dS_w + \\
 + \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} [\mathbf{U}_\infty + \mathbf{U}_{w,f} - \mathbf{U}_{bk}] \cdot \mathbf{n}_{i,j} \iint \frac{1}{|\mathbf{x}_{i,j} - \mathbf{s}|} dS_e
 \end{aligned} \tag{2.50}$$

όπου $i = 1:E_k$ και $j = 1:N_B$. Οι όροι μέσα στα ολοκληρώματα υπολογίζονται αναλυτικά και αποτελούν τους σταθερούς συντελεστές των αγνώστων. Η $\mathbf{U}_{w,f}$ είναι η επαγόμενη ταχύτητα του μακρινού ομόρρου. Το πρόβλημα κλείνει ικανοποιώντας τη συνθήκη Kutta (2.44). Από την επίλυση της (2.50) προκύπτουν οι άγνωστες τιμές των Φ . Η συνολική επαγόμενη ταχύτητα προκύπτει ως

$$\begin{aligned}
 \mathbf{U}_{tot} = \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} \Phi^{e,k} \iint \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x} - \mathbf{s})}{4\pi|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} dS_e + \\
 + \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_{kw}} [\Phi]_w^{e,k} \iint \frac{d\mathbf{l} \times (\mathbf{x} - \mathbf{s})}{4\pi|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} dS_w + \\
 + \sum_{k=1}^{N_B} \sum_{e=1}^{E_k} [\mathbf{U}_\infty + \mathbf{U}_{w,f} - \mathbf{U}_{bk}] \cdot \mathbf{n} \iint \frac{\mathbf{x} - \mathbf{s}}{4\pi|\mathbf{x} - \mathbf{s}|^3} dS_e
 \end{aligned} \tag{2.51}$$

2.4.7 Μέθοδος διαχείρισης του ελεύθερου ομόρρου

Βασικό χαρακτηριστικό είναι η μη μονιμότητας της ροής η οποία εισάγεται από την κίνηση των στέρεων γεωμετριών και του ομόρρου. Επομένως, το πρόβλημα ολοκληρώνεται με την εισαγωγή της χρονικής εξέλιξής του. Συγκεκριμένα, η πρόοδος στο χρόνο οδηγεί στην εκπομπή νέων στοιχείων στον ομόρρου, κοντινό τμήμα, και στη μετακίνηση των παλιών προς τα πίσω, μακρινό τμήμα. Το τελευταίο περιέχει γνωστή πληροφορία από το προηγούμενο χρονικό βήμα. Επομένως, είναι σημαντικό οι δύο περιοχές του ομόρρου να διαχειρίζονται με διαφορετικό τρόπο. Στο πλαίσιο αυτό το μακρινό τμήμα θεωρείται ότι μετασχηματίζεται σε ελεύθερη στροβιλότητα υπό τη μορφή σωματιδίων, ενώ το μόλις αποβαλλόμενο τμήμα θεωρείται ότι διατηρεί τη μορφή δινοπετάλων.

Ουσιαστικά γίνεται η υπόθεση διαίρεσης του ομόρρου, επιφάνειας S_{wk} , ο οποίος αποβάλλεται από το ανωστικό σώμα υπ' αριθμό k στον κοντινό S_{wk}^n και στον μακρινό S_{wk}^f , όρος $U_{w,f}$ της (2.48) ή της (2.50). Επομένως, η συνεισφορά του ομόρρου στο δυναμικό προκύπτει από την παρακάτω εξίσωση

$$\Phi_{tot} = \sum_{k=1}^{N_B} (\Phi_{bk} + \Phi_{wk}^n + \Phi_{wk}^f) \quad (2.52)$$

και

$$\mathbf{u}_{tot} = \sum_{k=1}^{N_B} (\mathbf{u}_{bk} + \mathbf{u}_{wk}^n + \mathbf{u}_{wk}^f) \quad (2.53)$$

όπου Φ_{bk} , \mathbf{u}_{bk} το δυναμικό και οι ταχύτητα που επάγονται από το σώμα k .

Αν χρησιμοποιηθεί η διατύπωση της γενικευμένης στροβιλότητας, τότε η ταχύτητα του μακρινού ομόρρου δίδεται ως

$$\mathbf{u}_w^f = \iiint \frac{\boldsymbol{\omega}_w(\mathbf{x}, t) \times (\mathbf{x}_o - \mathbf{x})}{4\pi|\mathbf{x}_o - \mathbf{x}|^3} dD(\mathbf{x}) \quad (2.54)$$

με $D = D_w(\mathbf{x}, t)$ το πεδίο ορισμού της γενικευμένης αναπαράστασης $\boldsymbol{\omega}_w$.

Να σημειωθεί ότι στην (2.54) προκύπτει ότι για τμηματικά σταθερή τιμή διπόλων ο επιφανειακός όρος που συνεισφέρει στην παραπάνω στροβιλότητα είναι μηδενικός. Επίσης, στη συνθήκη μη εισχώρησης (άμεση και έμμεση διατύπωση) είναι ανάγκη το άθροισμα του ομόρρου να συμπεριλαμβάνει μόνο το άγνωστο τμήμα του κοντινού τμήματος, ενώ το γνωστό μακρινό τμήμα $\mathbf{u}_{wk, far}$ να μεταφερθεί στο δεξί μέλος.

Στη συνέχεια θεωρείται η διακριτή υλοποίηση της στροβιλότητας, δηλαδή η ένταση η οποία έχει προκύψει όταν έχουν ολοκληρωθεί τα panel στροβιλότητας του ομόρρου. Η παραπάνω γράφεται ως

$$\omega_w(x, t) = \sum \Omega_j(t) \zeta_\varepsilon(x - Z_j(t)) \quad (2.55)$$

όπου $\Omega_j(t)$ η σημειακή ένταση της στροβιλότητας, Z_j η θέση της, j το πλήθος των δεικτών κάθε χρονική στιγμή και ζ_ε συνάρτηση – φίλτρο αποκοπής με ακτίνα αποκοπής ε .

Ισχύει ότι

$$\zeta_\varepsilon = \frac{1}{\varepsilon^3} e^{\left(\frac{x-Z_j(t)}{\varepsilon}\right)^3} \quad (2.56)$$

Η επαγόμενη ταχύτητα του μακρινού ομόρρου προκύπτει από το συνδυασμό των (2.54), (2.55), (2.56). Επίσης, η μετατροπή σε σημειακές πηγές στροβιλότητας επιτρέπει την αποδέσμευση υπολογιστικού χώρου και μείωση του αντίστοιχου χρόνου, αφού δεν απαιτείται ορισμός γεωμετρίας και υπολογισμός κατανομών. Συγκεκριμένα, τα υλικά σωματίδια ορίζονται από τις κινητικές εξισώσεις. Άρα, προκύπτει ότι

$$\frac{DZ_j(t)}{Dt} = \mathbf{u}(Z_j, t), \quad j \in J(t) \quad (2.57)$$

$$\frac{D\Omega_j(t)}{Dt} = (\Omega_\xi(t) \cdot \nabla) \mathbf{u}(Z_j, t), \quad j \in J(t) \quad (2.58)$$

Το κοντινό τμήμα του ομόρρου ακολουθεί κίνηση οριζόμενη από τη γραμμή εκπομπής του ανωστικού σώματος σώματος. Έτσι, η κινηματική ορίζει ότι

$$X^{near} = X_{em} + \Delta t U_{em}. \quad (2.59)$$

Με U_{em} συμβολίζεται η μέση ταχύτητα στη γραμμή εκπομπής (μέση ταχύτητα μεταξύ των εφαπτομενικών ταχυτήτων πάνω και κάτω πλευράς) και η διαφορά των θέσεων της παραπάνω εξίσωσης δηλώνει το πλάτος του S_{wk}^n .

Η αποβολή στροβιλότητας και ο μετασχηματισμός της σε στοιχεία γίνεται κάθε χρονικό βήμα μέσω της ολοκλήρωσης της επιφανειακής στροβιλότητας των στοιχείων του ομόρρου. Επομένως, ισχύει ότι

$$\Omega_j = \iiint \omega_w dS_w \Big|_{S_{wk}^{e,near}} \quad (2.60)$$

$$\Omega_j \times Z_j = \iiint (\omega_w \times x) dS_w \Big|_{S_{wk}^{e,near}} \quad (2.61)$$

όπου $S_{wk}^{e,near}$, $e = 1, E_{wk}^{near}$ οι επιφάνειες των στοιχείων του ομόρρου τα οποία εκπέμπονται από το k -οστό σώμα.

2.4.8 Συνθήκη κατοπτρισμού

Η προσομοίωση του εδάφους πραγματοποιείται με την εφαρμογή της μεθόδου του κατοπτρισμού. Ειδικότερα, αν θεωρηθεί ότι προσομοιώνεται ένα σώμα (ανωστικό ή μη) με καθορισμένη γεωμετρία, τότε η επίδραση του εδάφους ισοδυναμεί με την τοποθέτηση της ίδιας γεωμετρίας συμμετρικά ως προς το επίπεδο του. Σε αυτή την περίπτωση στο έδαφος θα ικανοποιείται η συνθήκη μη εισχώρησης, αφού εκεί οι ταχύτητες πάνω και κάτω από αυτό θα είναι αντίθετες. Όμως, μια τέτοια υλοποίηση θα αύξανε τον αριθμό των αγνώστων, επειδή θα έπρεπε να επιλυθεί το διπλάσιο σύστημα εξισώσεων. Κάτι τέτοιο μπορεί να αποφευχθεί καταστρώνοντας κατάλληλα το γραμμικό σύστημα. Αρχικά, από τη γνωστή γεωμετρία των προσομοιούμενων σωμάτων υπολογίζονται τα χαρακτηριστικά του κατοπτρικού σώματος θεωρώντας ότι θα έχει αντισυμμετρική θέση ως προς το επίπεδο $Z = 0$, δηλαδή για δύο τυχαία σημεία P και P' του γνωστού και του κατοπτρικού σώματος αντίστοιχα ισχύει ότι

$$(X_{p'}, Y_{p'}, Z_{p'}) = (X_p, Y_p, -Z_p) \quad (2.62)$$

Πριν περιγραφεί ο τρόπος επίλυσης είναι ανάγκη να οριστεί ο τρόπος υλοποίησης των κατοπτρικών ιδιομορφιών. Όπως φαίνεται στο **Σχήμα 2.16** οι επιρροές των κατοπτρικών γεωμετριών προκύπτουν από ως εξής

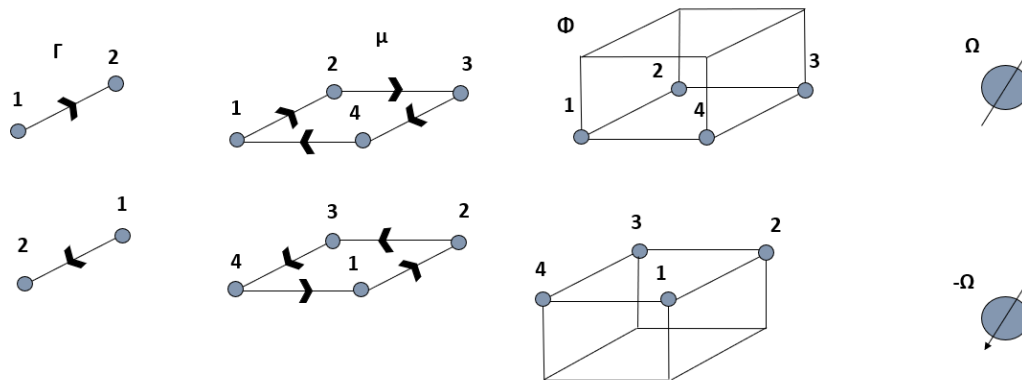
- Η γραμμή άνωσης 1-2 με συντελεστή επιρροής a_{ij} στην κυκλοφορία Γ έχει ως κατοπτρική την 2-1 (αντίθετη φορά διαγραφής) με συντελεστή επιρροής a_{ij}' . Επίσης, προκύπτει ότι η ένταση της κατοπτρικής κυκλοφορίας Γ' ισούται με Γ .
- Το κλειστό δινοπέταλο 1-2-3-4 με καθορισμένη φορά διαγραφής, συντελεστή επιρροής a_{ij} και ένταση μ ή μ_w (ένταση ανωστικού σώματος ή του ομόρρου) έχει ως κατοπτρικό το 1-2-3-4 (4-3-2-1 αρίθμηση ως προς το πραγματικό) με αντίθετη φορά διαγραφής, με συντελεστή επιρροής a_{ij}' και ένταση $\mu' = \mu$ ή $\mu'_w = \mu_w$.
- Τα στοιχεία στροβιλότητας με γενικευμένη στροβιλότητα Ω_j έχουν ως κατοπτρικά τα $-\Omega_j$
- Το στοιχείο της έμμεσης διατύπωσης για το οποίο ισχύουν τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του δινοπέταλου και παρουσιάζει δυναμικό $\Phi' = \Phi$ και πηγαία ένταση

$$\frac{\partial \Phi'}{\partial \mathbf{n}} = \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}} = (\mathbf{U}_b - \mathbf{U}_\infty - \mathbf{U}_w) \cdot \mathbf{n} \quad (2.63)$$

Με άλλα λόγια, στην περίπτωση των δινοσωλήνων κυκλοφορίας Γ και Γ' η επαγόμενη ταχύτητα στο έδαφος πρέπει να είναι μηδέν (εκτός του επιπέδου που ορίζουν οι δινοσωλήνες όπου εκεί εκ' ταυτότητας είναι μηδέν). Τότε θα ισχύει ότι

$$U_{tot} = a\Gamma + a'\Gamma' = 0 \quad (2.64)$$

Επειδή η απόσταση των στοιχείων είναι ίδια από το έδαφος, θα ισχύει ότι οι συντελεστές επιρροής θα είναι αντίθετοι και επομένως οι κυκλοφορίες ίσες.



Σχήμα 2.16 Στοιχεία περιγραφής του σώματος και τα κατοπτρικά τους.

Στη συνέχεια, καταστρώνεται το γραμμικό σύστημα της μορφής

$$AX = B \quad (2.65)$$

όπου A ο πίνακας επιρροής διαστάσεων $[n \times n]$, X το διάνυσμα των άγνωστων εντάσεων διαστάσεων $[n \times 1]$ και B το διάνυσμα των γνωστών επαγόμενων ταχυτήτων διαστάσεων $[n \times 1]$.

Σε κάθε στήλη του πίνακα A (κάθε μια αντιστοιχεί στο στοιχείο το οποίο επάγει στα n στοιχεία κατακόρυφα) προστίθεται η συνεισφορά των κατοπτρικών στοιχείων με συντελεστές επιρροής που είναι ανάλογοι του τρόπου υλοποίησής τους. Οι άγνωστες τιμές των εντάσεων των ιδιομορφιών παραμένουν ίσες με n , διότι η επιρροή της συμμετρίας εισάγεται μέσω των συντελεστών. Το διάνυσμα B αντιστοιχεί στις γνωστές συνολικές ταχύτητες. Με αυτόν τον τρόπο, λοιπόν, το υπολογιστικό εργαλείο λύνει το μισό σύστημα με n βαθμούς ελευθερίας και έτσι εξοικονομείται χρόνος.

2.5 Υπολογισμός φορτίων

Όταν υπολογιστούν οι εντάσεις των ιδιομορφιών ή του δυναμικού και το πεδίο ταχύτητας, τότε υπάρχει η δυνατότητα υπολογισμού των αεροδυναμικών φορτίων επάνω στα ανωστικά σώματα. Αυτή η διαδικασία πραγματοποιείται σε κάθε χρονικό βήμα. Να σημειωθεί ότι το πεδίο είναι div-free. Γενικά, η εξίσωση Bernoulli λαμβάνει τη μορφή

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\mathbf{u}^2}{2} + \frac{P}{\rho} - \mathbf{u} \cdot \mathbf{U}_b = C(t) \quad (2.66)$$

Για την έμμεση διατύπωση από την εφαρμογή της εξίσωσης του Bernoulli μεταξύ δύο θέσεων στις πλευρές υποπίεσης και υπερπίεσης της ανωστικής επιφάνειας βρίσκεται η έκφραση του πηδήματος της πίεσης. Επομένως, προκύπτει ότι

$$\frac{\partial \llbracket \Phi \rrbracket}{\partial t}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{U}_m(\mathbf{x}, t) \cdot \llbracket \mathbf{u} \rrbracket(\mathbf{x}, t) = -\frac{\llbracket P \rrbracket}{\rho}(\mathbf{x}, t) \quad (2.67)$$

$$\llbracket \Phi \rrbracket(\mathbf{x}, t) = -\mu(\mathbf{x}, t) \quad (2.68)$$

$$\llbracket \mathbf{u} \rrbracket(\mathbf{x}, t) = -\nabla \mu(\mathbf{x}, t) \quad (2.69)$$

Για την άμεση διατύπωση προκύπτει απ' ευθείας από την εφαρμογή της εξίσωσης Bernoulli σε κάθε στοιχείο e ότι

$$\frac{\partial \Phi^e}{\partial t} + \frac{\mathbf{u}_e^2}{2} + \frac{P^e}{\rho} - \mathbf{u}^e \cdot \mathbf{U}_b^e = C(t) \quad (2.70)$$

Διατρέχοντας τα σημεία ελέγχου της διακριτοποιημένης γεωμετρίας υπολογίζεται η ασυνέχεια πίεσης ή η πίεση κάθε στοιχείου, δηλαδή οι ποσότητες $\llbracket P \rrbracket_k^e$ ή P_k^e $e = 1, E_k$ και $k = 1, N_B$ πάνω στο στοιχείο e του k σώματος. Έτσι, η δύναμη ανά στοιχείο δίδεται ως

$$\mathbf{F}_k^e = \mathbf{V}_k^e \llbracket P \rrbracket_k^e S_k^e \quad \text{ή} \quad \mathbf{F}_k^e = \mathbf{V}_k^e P_k^e S_k^e \quad (2.71)$$

Η ολοκλήρωση (διακριτή άθροιση) των δυνάμεων γίνεται ανά ομάδες στοιχείων ενός strip, υπολογίζοντας την κατανομή της δύναμης κατά το εκπέτασμα, δηλαδή ισχύει ότι

$$\mathbf{F}_{strip}(t) = \sum_e \mathbf{V}_k^e \llbracket P \rrbracket_k^e S_k^e \quad \text{ή} \quad \mathbf{F}_{strip}(t) = \sum_e \mathbf{V}_k^e P_k^e S_k^e \quad (2.72)$$

Η συνολική ροπή(πρόνευσης) υπολογίζεται στη γραμμή αναφοράς, προσδεδεμένη στο 1/4 της χορδής από την εξίσωση

$$M_{p,strip} = \left(\sum_e (\mathbf{r}_o^e \times \mathbf{v}_k^e) \llbracket P \rrbracket_k^e S_k^e \right) \cdot \mathbf{e}_r$$

ή

(2.73)

$$M_{p,strip} = \left(\sum_e (\mathbf{r}_o^e \times \mathbf{v}_k^e) P_k^e S_k^e \right) \cdot \mathbf{e}_r$$

όπου \mathbf{r}_o^e το διάνυσμα θέσης του σημείου ελέγχου του e στοιχείου από την γραμμή και \mathbf{e}_r το μοναδιαίο διάνυσμα κατά την ακτινική κατεύθυνση.

Ο άνωθεν υπολογισμός των φορτίων βασίζεται στη θεώρηση μη συνεκτικής και ασυμπίεστης ροής, δηλαδή δε υπάρχει δυνατότητα να προλεχθούν φαινόμενα, όπως η αποκόλληση, οι τριβές και τα κύματα κρούσεις. Μια διόρθωση των φορτίων μπορεί να γίνει εφαρμόζοντας το γενικευμένο μοντέλο του ONERA.

2.6 Γενικευμένο μοντέλο του ONERA για διόρθωση φορτίων

Η γενίκευση του μοντέλου [25], [26] βασίζεται στο γεγονός ότι επιτρέπει σε κάθε αεροτομή να κινείται με διάφορους τρόπους εκτός από την πρόνευση. Επίσης, οι θεωρητικές εξισώσεις εμπεριέχουν την κυκλοφορία και όχι τους συντελεστές των φορτίων. Για την ανάλυση εισάγονται δύο παράμετροι οι οποίοι αντιστοιχούν σε ταχύτητες. Η πρώτη είναι συνιστώσα κάθετη στην προβολή της σχετικής ταχύτητας επάνω στη χορδή και η δεύτερη είναι ο ρυθμός πρόνευσης της τομής (Σχήμα 2.17). Επομένως, ισχύει ότι

$$W_o = V \sin \theta - \dot{h} \cos \theta + \left(\frac{1}{4} - \frac{x_c}{c} \right) c \dot{\theta} \quad (2.74)$$

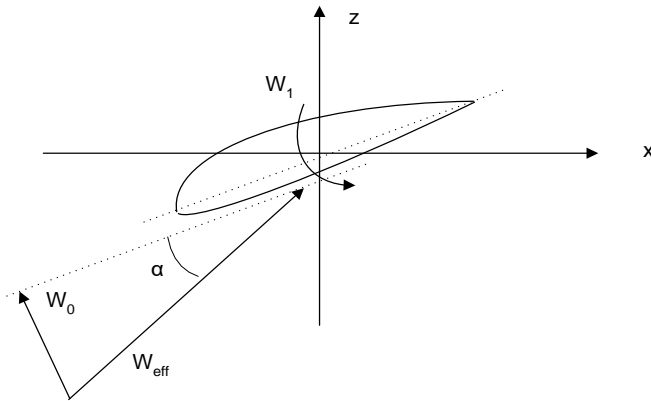
$$W_1 = \frac{1}{2} c \dot{\theta}. \quad (2.75)$$

Όπου x_c το κέντρο περιστροφής της τομής και c η χορδή του πτερυγίου.

Οι παραπάνω ταχύτητες αντιστοιχούν σε απλές μη μόνιμες και περιοδικές κινήσεις (μετατοπίσεις και στροφές της αεροτομής). Γενικά, ισχύει ότι οι κινήσεις pitch και heaving δίδονται ως

$$\theta = \theta_o + \theta_1 \sin(\omega t)$$

$$h = h_o + h_1 \sin(\omega t)$$



Σχήμα 2.17 Ταχύτητες του μοντέλου του ONERA.

Αρχικά, για την άνωση προκύπτει ότι

$$L = \frac{\rho c}{2} [W_{eff} * (\Gamma_{1L} + \Gamma_{2L}) + \frac{sc}{2} \dot{W}_o + \frac{kc}{2} \dot{W}_1] \quad (2.76)$$

όπου Γ_{1L} η κυκλοφορία που αντιστοιχεί στο υπολογισθέν δυναμικό και W_{eff} η σχετική ταχύτητα ως προς το πτερόγιο.

Συγκεκριμένα, η Γ_{1L} δίδεται ως η αποβληθείσα από το εκάστοτε strip κυκλοφορία για την οποία ισχύει ότι,

$$\Gamma_{1L} = [[\Phi]](x, t)_{TE}$$

Όμως, πρέπει στο μοντέλο να προστεθεί και η διόρθωση εξαιτίας της αποκόλλησης. Επομένως, η Γ_{2L} προκύπτει από την επίλυση της παρακάτω διαφορικής εξίσωσης

$$\ddot{\Gamma}_{2L} + a \frac{2W_{eff}}{c} \dot{\Gamma}_{2L} + r \left(\frac{2W_{eff}}{c} \right)^2 \Gamma_{2L} = - \left[r \left(\frac{2W_{eff}}{c} \right)^2 W_{eff} \Delta C_L + E \frac{2W_{eff}}{c} \dot{W}_o \right] \quad (2.77)$$

όπου οι διάφοροι συντελεστές και οι σχέσεις τους πινακοποιούνται παρακάτω.

Οι παρακάτω εξισώσεις και ο **Πίνακας 2.1** επιτρέπουν τον υπολογισμό των παραμέτρων της **(2.77)**

$$\sqrt{r} = r_o + r_2 \Delta C_L^2 \quad (2.78)$$

$$\sqrt{a} = a_o + a_2 \Delta C_L^2 \quad (2.79)$$

$$E = E_2 \Delta C_L^2 \quad (2.80)$$

$$\kappa = \frac{\pi}{2} + 1.96\pi(\sqrt{1 - M^2} - 1) \quad (2.81)$$

$$s = \pi + 5\pi[(1 - M^2)^{0.285} - 1] \quad (2.82)$$

Πίνακας 2.1 Παραμέτροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της άνωσης

r_o	0.10 – 0.40
r_2	0.00 – 0.50
a_o	0.10 – 0.40
a_2	0.00 – 0.60
E_2	(-0.20 – 0.00) · 57.296

Η αντίσταση προκύπτει από αντίστοιχη εξίσωση της και δίδεται ως

$$D = \frac{\rho c}{2} [W_{eff}^2 C_{D,lin} + \frac{\sigma c}{2} \dot{W}_o + W_{eff} \Gamma_{2D}] \quad (2.83)$$

όπου $C_{D,lin}$ ο συντελεστής αντίστασης όπως προκύπτει από τη γραμμική θεωρία.

Το Γ_{2D} προκύπτει από εξίσωση πανομοιότυπη με την **(2.77)** (διαφορά στον συντελεστή ΔC_L) και οι συντελεστές της προκύπτουν από τις **(2.78)** - **(2.83)** και του **Πίνακας 2.2**. Επίσης,

$$\sigma = \sigma_o \theta + \sigma_1 |\Delta C_L| \quad (2.84)$$

Πίνακας 2.2 Παράμετροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της αντίστασης

σ_o	$(0.000 - 0.003) \cdot 57.296$
σ_1	$(-0.05 - 0.00) \cdot 57.296$
r_o	$0.10 - 0.40$
r_2	$0.00 - 0.50$
a_o	$0.00 - 0.50$
a_2	$0.00 - 0.60$
E_2	$(-0.05 - 0.00) \cdot 57.296$

Για την ροπή προκύπτει (**Πίνακας 2.3**) με τον ίδιο τρόπο ότι

$$M = \frac{\rho c^2}{2} \left[W_{eff}^2 C_{m,lin} + \frac{(\bar{\sigma} + d)c}{2} \dot{W}_o + \sigma W_{eff} W_1 + \frac{sc}{2} \dot{W}_1 + W_{eff} \Gamma_{2D} \right] \quad (2.85)$$

όπου $C_{m,lin}$ ο γραμμικός συντελεστής ροπής και το Γ_{2D} υπολογίζεται όπως προηγουμένως (**2.77**).

Επιπλέον, ισχύει ότι

$$s = -\frac{3\pi}{16} [-1.26 - 1.53 \tan^{-1}(15(M - 0.7))] \quad (2.86)$$

$$\sigma_o + s = -\frac{\pi}{2} [1 + 1.4M^2] \quad (2.87)$$

$$\bar{s} = -\frac{\pi}{4} [1 + 1.4M^2] \quad (2.88)$$

$$d = \sigma_1 |\Delta C_L| \quad (2.89)$$

Πίνακας 2.3 Παράμετροι της διαφορικής εξίσωσης για τη διόρθωση της ροπής

r_o	$0.10 - 0.40$
r_2	$0.00 - 0.50$
a_o	$0.10 - 0.40$
a_2	$0.00 - 0.60$
E_2	$(0.00 - 0.06) \cdot 57.296$

Σημειώνεται ότι η ολοκλήρωση των διαφορικών εξισώσεων των φορτίων προϋποθέτουν την γνώση της γωνίας προβολής της εκάστοτε ταινίας (strip). Η παραπάνω υπολογίζεται ως τη γωνία η οποία σχηματίζεται από την τοπική χορδή του πτερυγίου και της κατεύθυνσης κάθετης στο διάνυσμα της δύναμης του κάθε στοιχείου (**Σχήμα 2.18**). Τα γεωμετρικά και αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της

3 Πειραματική διάταξη του PoliMi

Η υλοποίηση διαφόρων διατάξεων σωμάτων και συνθηκών ροής μέσω υπολογιστικών εργαλείων όπως το GenUVP επιτρέπει την εξαγωγή συμπερασμάτων σχετικά με το πραγματικό φαινόμενο το οποίο πολλές φορές αναπαράγεται δύσκολα με φυσικά μέσα. Τα αποτελέσματα βέβαια είναι ανάλογα της πιστότητας του κώδικα, δηλαδή της εγγενούς ακρίβειας της μοντελοποίησης του φυσικού φαινομένου. Γενικά, η θεωρητική διατύπωση ενός μοντέλου γίνεται υπό την παραδοχή κάποιων υποθέσεων εισάγοντας κάποιες αποκλίσεις στα μελετώμενα μεγέθη σε σχέση με τα πραγματικά. Έτσι, είναι αναγκαία η σύγκριση των προσομοιώσεων με πραγματικές πειραματικές διαδικασίες. Η αναπαράσταση των συνθηκών του προς μελέτη φαινομένου επιτρέπει να βρεθούν οι διαφορές και συνεπώς να επαληθευτεί η τάξη της ακρίβειας των υπολογισμών του μοντέλου. Η ολοκλήρωση της παραπάνω διαδικασίας επιτρέπει την υλοποίηση και άλλων διατάξεων, ανεπιβεβαίωτες από πείραμα, οι οποίες βέβαια θα υπόκεινται στις επαληθευμένες αποκλίσεις, δηλαδή από τις αναμενόμενες, μη μοντελοποιημένες συνεισφορές. Έτσι, όπου απαιτείται θα εισάγεται διόρθωση στα αποτελέσματα με μεθοδικό τρόπο. Επίσης, είναι σημαντικό τα παραγόμενα αποτελέσματα να εναρμονίζονται με αντίστοιχα άλλων εργαλείων, ίδιας ακρίβειας με το χρησιμοποιούμενο.

Στο πλαίσιο της διαδικασίας πιστοποίησης των δυνατοτήτων του κώδικα γίνεται χρήση της πειραματικής διαδικασίας του PoliMi. Συγκεκριμένα, ο στόχος του πειράματος είναι να υπολογίσει τα μεγέθη των αεροδυναμικών αλληλεπιδράσεων κατά την αιώρηση ενός ελικοπτέρου στην εγγύς περιοχή ενός εμποδίου, κυβοειδούς σχήματος, με ή χωρίς την παρουσία ανέμου. Τα πειράματα πραγματοποιήθηκαν στην αεροσύραγγά του PoliMI, GVPM. Το μοντέλο του ελικοπτέρου που χρησιμοποιήθηκε βασίστηκε στο πραγματικό MD-500, ενώ το εμπόδιο (ιδανικό κτήριο) στο αντίστοιχο του DLR. Η διάταξη συμπληρώνεται με την παρουσία ενός ειδικού προβόλου στον οποίο πακτώνεται η άτρακτος καθώς και με οδηγούς δύο βαθμών ελευθερίας οι οποίοι επιτρέπουν την οριζόντια και κατακόρυφη κίνηση της διάταξης **Σχήμα 3.1**.



Σχήμα 3.1 Πειραματική διάταξη του PoliMi [9].

Επίσης, ο δρομέας αποτελείται από τέσσερα ορθογώνια πτερύγια χωρίς οπισθόκλιση και συστροφή, συμμετρικής αεροτομής NACA 0012 και σταθερής γωνίας βήματος. Η περιστροφή του δρομέα πραγματοποιείται με σταθερή ταχύτητα, με χρήση χαμηλής τάσης ηλεκτροκινητήρα DC, χωρίς ψήκτρες, οδηγούμενο από ηλεκτρονικό ελεγκτή. Κατά την εκτέλεση του πειράματος μετρούνται διάφορα μεγέθη πάνω στο ελικόπτερο, στο εμπόδιο και στο κοντινό χώρο της διάταξης. Έτσι, εμπεριέχονται επενεργητές, για να μετρούνται δυνάμεις, ροπές πάνω στο ελικόπτερο και πιέσεις στο εμπόδιο και επιστρατεύονται οπτικές μέθοδοι, όπως για παράδειγμα PIV, ώστε να απεικονισθεί το πεδίο ροής. Στο σημείο αυτό είναι ανάγκη να δοθούν τα γεωμετρικά και μηχανικά χαρακτηριστικά της διάταξης ελικοπτερού – εμποδίου.

Πίνακας 3.1 Δεδομένα δρομέα

Χαρακτηριστικά δρομέα	
Διάμετρος δρομέα D	0.75 m
Χορδή πτερυγίων δρομέα c	0.032 m
Γωνία βήματος α	10°
Ταχύτητα περιστροφής N	2580 RPM

Πίνακας 3.2 Δεδομένα εμπόδιου

Χαρακτηριστικά εμπόδιου	
Διάσταση εμπόδιου στη X κατεύθυνση	0.8 m
Διάσταση εμπόδιου στη Y κατεύθυνση	1 m
Διάσταση εμπόδιου στη Z κατεύθυνση	0.45 m

Στο ίδιο πλαίσιο, παρατηρείται πως ενώ η εγκατάσταση της αεροσύραγγας είναι αρκετά μεγάλη, το μοντέλο έχει σχετικά μικρές διαστάσεις, γεγονός που αποδίδεται στην επιθυμία αποφυγής αλληλεπίδρασης των τοιχωμάτων της σύραγγας με την διάταξη. Επίσης, οι διαστάσεις του δρομέα είναι τέτοιες ώστε στο ακροπτερύγιο να επικρατεί αριθμός Mach 0.3 και Reynolds 200.000.

Οι δυνάμεις και οι ροπές μετρούνται μέσω ζυγού έξι στοιχείων (πολυαξονική μέτρηση από επιμηκυσσιόμετρα) και ταυτόχρονα ειδικός αισθητήρας αναδρά κατάλληλο σήμα για έλεγχο σταθερών στροφών. Οι πιέσεις πάνω στο κουτί – εμπόδιο λαμβάνονται μέσω κατάλληλων οπών και από ειδικούς επενεργητές μη μόνιμης πίεσης (λήψη χρονοσειράς σε συγκεκριμένη θέση). Τα αποτελέσματα δίδονται μέσω του συντελεστή C_p οριζόμενο ως

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_{IND}^2} \quad (3.1)$$

όπου ρ η πυκνότητα η επαγόμενη ταχύτητα δίδεται δια μέσου της θεωρίας δίσκου ορμής ως

$$V_{IND} = \Omega R \sqrt{\frac{C_{T, OGE}}{2}}. \quad (3.2)$$

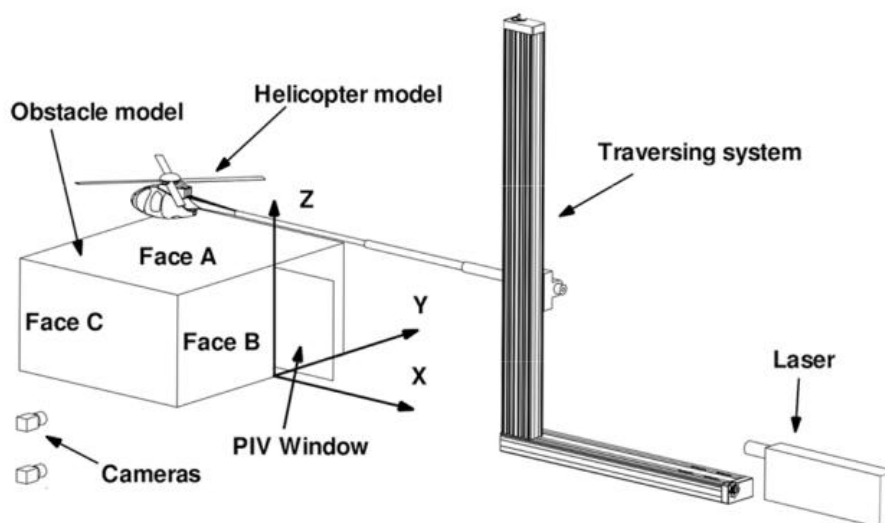
Με $C_{T, OGE}$ συμβολίζεται ο συντελεστής ώσης μακριά από το εδάφος που δίδεται από την παρακάτω σχέση

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^4 \Omega^2}, \quad (3.3)$$

όπου T η ώση του δρομέα.

Η διάταξη παρουσιάζεται στο **Σχήμα 3.2** όπου το εξάεδρο, κυβοειδούς σχήματος, εναποτίθεται στην επιφάνεια διαστάσεων 0.8 m X 1 m. Το σύστημα αναφοράς (X,Y,Z) θεωρείται πάνω στο έδαφος στο μέσο της μεγάλης πλευράς του εμπόδιου (εγγυτέρα στους οδηγούς) και εφαπτομενικά της πλευρικής του επιφάνειας 1 m x 0.45 m. Ο άξονας X δηλώνει την απόσταση του κέντρου του δρομέα από το εμπόδιο, ο Y την αντίστοιχη από το επίπεδο συμμετρίας και ο Z τη θέση ως προς το έδαφος. Να σημειωθεί ότι οι μετρήσεις PIV πραγματοποιούνται πάνω στο X-Z

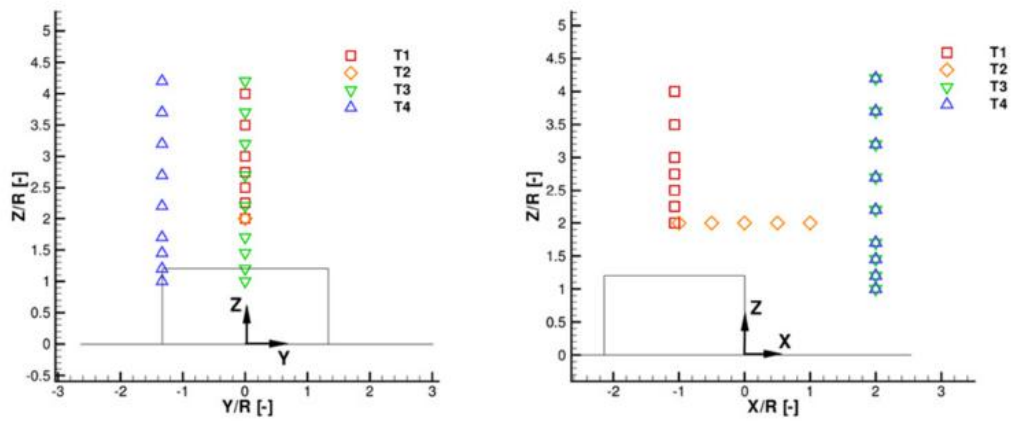
επίπεδο και η τελική απεικόνιση αναπαράγεται από την εύρεση της μέσης τιμής τετρακοσίων καρέ. Παρακάτω δίδονται σχηματικά και πινακοποιημένες οι διάφορες προσομοιώσεις και οι εκάστοτε θέσεις του δρομέα. Οι ροϊκές συνθήκες αλλάζουν μόνο στην περίπτωση εισαγωγής ανέμου, ώστε ο λόγος προχώρησης μ να ισούται με 0.05.



Σχήμα 3.2 Σύστημα συντεταγμένων και τοποθέτηση αισθητήρων για PIV μετρήσεις.

Πίνακας 3.3 Πίνακας θέσεων δρομέα.

Όνομα πειράματος	Εμπόδιο	Κατεύθυνση Ολίσθησης	X/R	Y/R	Z/R	Πρώτο σημείο	Τελευταίο σημείο
IGE	OXI	Z	0	0	-	Z/R = 1	Z/R = 4
T1	NAI	Z	-1.07	0	-	Z/R = 2	Z/R = 4
T2	NAI	X	-	0	2	X/R = -1	X/R = 1
T3	NAI	Z	2	0	-	Z/R = 1	Z/R = 4.2
T4	NAI	Z	2	-1.33	-	Z/R = 1	Z/R = 4.2



Σχήμα 3.3 Σημειακές θέσεις δρομέα γύρω από το εμπόδιο.

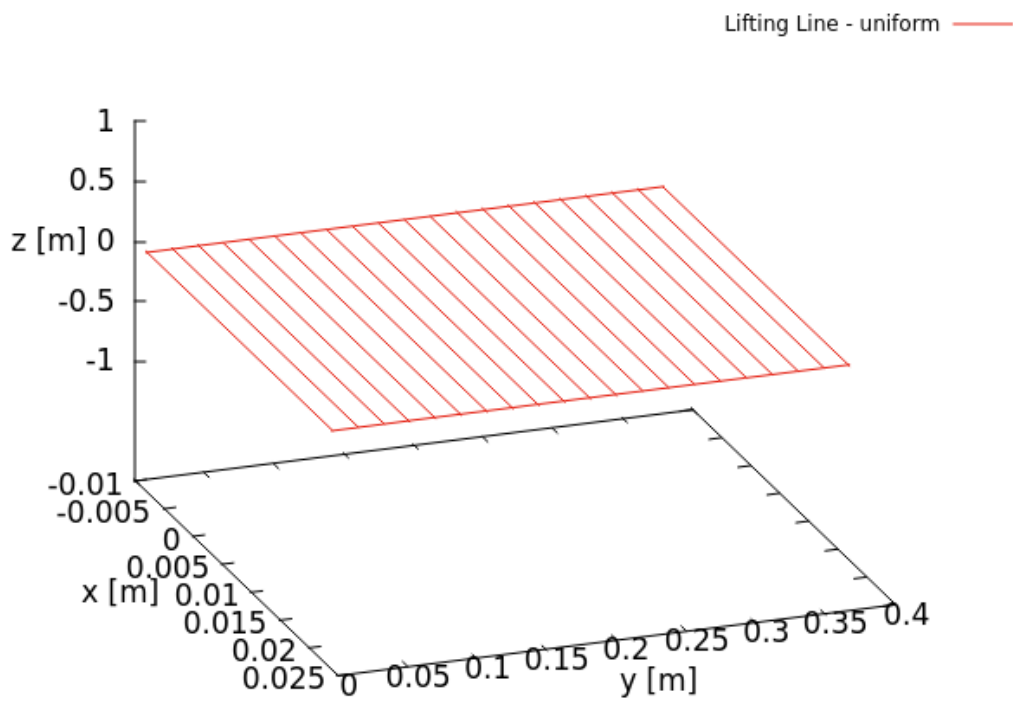
Να σημειωθεί ότι κατά τη διάρκεια των πειραμάτων έγινε μέτρηση των φορτίων όταν ο δρομέας βρισκόταν σε απόσταση $Z = 2R$ από το έδαφος. Έτσι, εκτιμήθηκε η συμπεριφορά της διάταξης εκτός της παρουσίας του εμποδίου και του εδάφους, OGE. Το παραπάνω υλοποιήθηκε με λόγους προχώρησης $\mu = 0$ και $\mu = 0.05$.

4 Γεωμετρικά και αριθμητικά δεδομένα προσομοίωσης

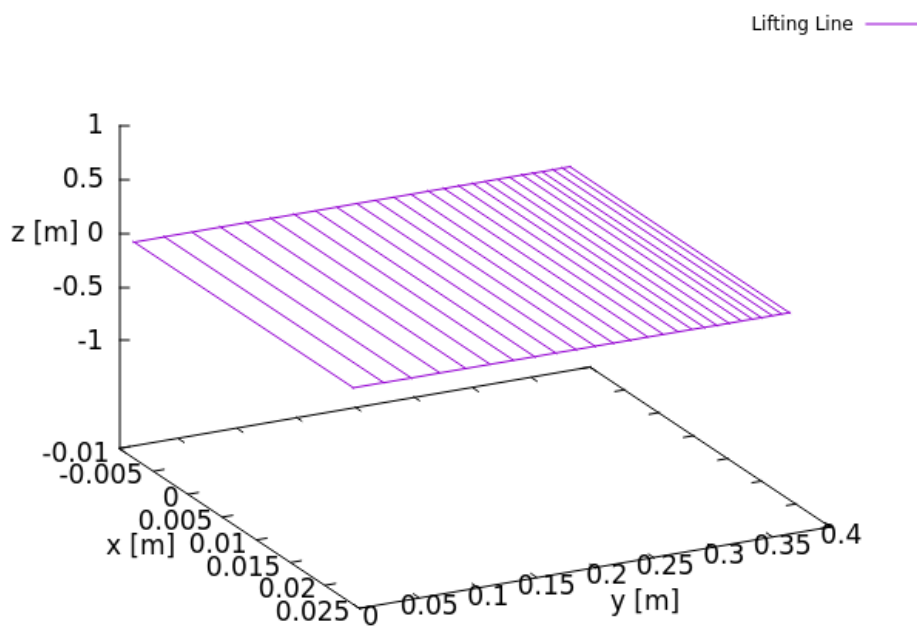
Σύμφωνα με τις προηγούμενες αναφορές για την μοντελοποίηση των αεροδυναμικών σωμάτων είναι γνωστό ότι στα πλαίσια της δυναμικής θεώρησης για τη ροή μπορούν να αναπαρασταθούν ως ανωστικές επιφάνειες ή ως ανωστικά σώματα με κατανομή πάχους. Η δεύτερη περίπτωση παρόλο που επιτρέπει την προσέγγιση της πραγματικής γεωμετρίας και δίδει την κατανομή της πίεσης στις στερεές επιφάνειες, επιβραδύνει τους υπολογισμούς. Αυτό οφείλεται στην απαίτηση για ικανό αριθμό στοιχείων, για να περιγράψει η γεωμετρία των τριδιάστατων αεροδυναμικών σωμάτων και έτσι να συγκλίνουν οι υπολογισμοί. Τα παραπάνω είναι σημαντικά, διότι η ελλιπής αναπαράσταση του σώματος (μικρό πλήθος πλαισίων) οδηγεί σε γεωμετρικές ατέλειες, κυρίως στις ακμές του πτερυγίου, και χονδροειδή διακριτοποίηση. Έτσι, προκύπτουν σημαντικά αριθμητικά σφάλματα στους υπολογισμούς τα οποία δε καλύπτουν τη μη συνεκτική επίλυση. Ταυτόχρονα, στα πλαίσια των υποθέσεων του GenUVP τα φορτία τα οποία προκύπτουν από τις διάφορες υλοποιήσεις έχουν μικρές αποκλίσεις μεταξύ τους, επειδή η μοντελοποίηση βασίζεται σε ιδανικό ρευστό. Επιπλέον, οι διορθώσεις στο τέλος των υπολογισμών ως προς περίπλοκα φαινόμενα (συμπιεστότητα, αποκόλληση) εφαρμόζεται συστηματικά με τον ίδιο τρόπο σε όλα τα μεγέθη και για όλες τις υλοποιήσεις. Οι παραπάνω διαπιστώσεις οδηγούν στην προσομοίωση του μελετούμενου δρομέα με ανωστική επιφάνεια. Επίσης, στα πλαίσια μιας αρχικής εκτίμησης των φορτίων, κυρίως της ώσης, εντός του φαινομένου του εδάφους χρησιμοποιείται και το απλούστερο μοντέλο της γραμμής άνωσης. Το εμπόδιο το οποίο αποτελεί μέρος της προσομοίωσης είναι μη ανωστικό σώμα.

Η δημιουργία του μοντέλου ξεκινάει από την δημιουργία του δρομέα. Στα πλαίσια του παρόντος εξαιρούνται η άτρακτος και ο ουραίος δρομέας του ελικοπτέρου. Η παραπάνω θεώρηση έγινε, διότι πρώτον, υλοποιείται μια προκαταρκτική εκτίμηση μεγεθών σε απομονωμένο δρομέα, γεγονός που συμφωνεί με τη φιλοσοφία των πειραμάτων και δεύτερον, η συνολική γεωμετρία θα καθυστερούσε τους υπολογισμούς. Επίσης, η δημιουργία και η πλεγματοποίηση της γενικής (generic) γεωμετρίας της ατράκτου του πειράματος δεν είναι δυνατή, επειδή δεν υπάρχει διαθέσιμη πληροφορία. Παράλληλα, ο μη συνεκτικός κώδικας δε θα είχε τη δυνατότητα να προσδιορίσει φαινόμενα οριακού στρώματος και τύρβης πάνω στη στερεή επιφάνεια εισάγοντας επιπλέον αβεβαιότητα στους υπολογισμούς. Αναφέρεται, διευκρινιστικά, ότι τα πτερύγια του δρομέα θεωρούνται απολύτως στερεά σώματα και έτσι δε λαμβάνονται υπ' όψη φαινόμενα αεροελαστικότητας.

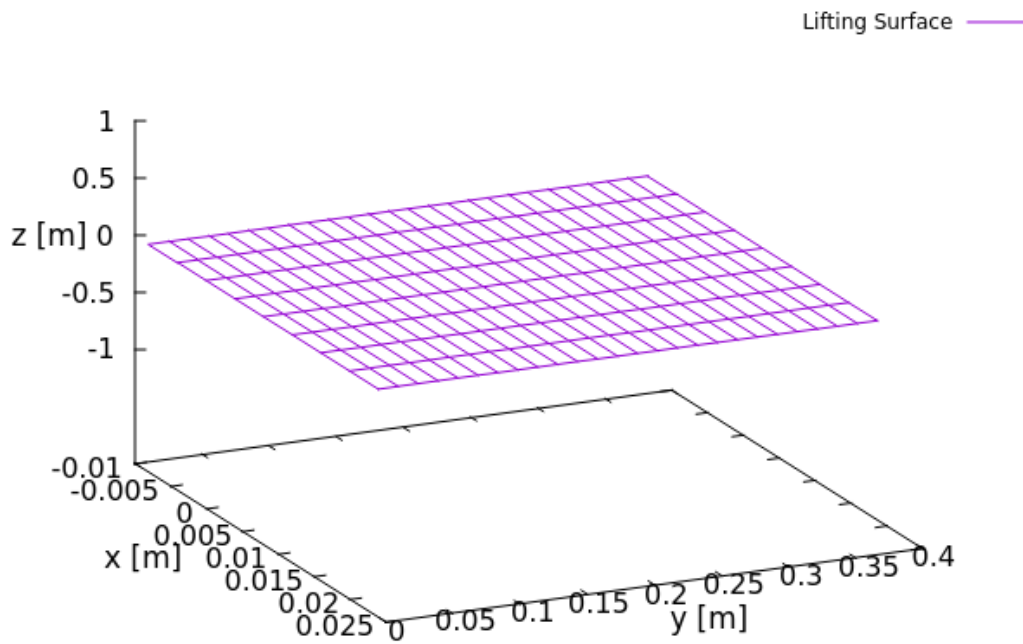
Έτσι, ο δρομέας κατασκευάζεται σύμφωνα με τις προδιαγραφές με βασική απαίτηση η ταχύτητα περιστροφής να ανέρχεται στα 2580 RPM, ώστε ο αριθμός Mach στο ακροπτερύγιο να είναι ίσος με 0.3 (αντιστοιχεί σε αριθμό Reynolds 220.000). Στα **(Σχήμα 4.1)**, **(Σχήμα 4.2)**, **(Σχήμα 4.3)** παρουσιάζονται οι γεωμετρίες των πτερυγίων.



Σχήμα 4.1 Γεωμετρία πτερυγίου – Ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Line.

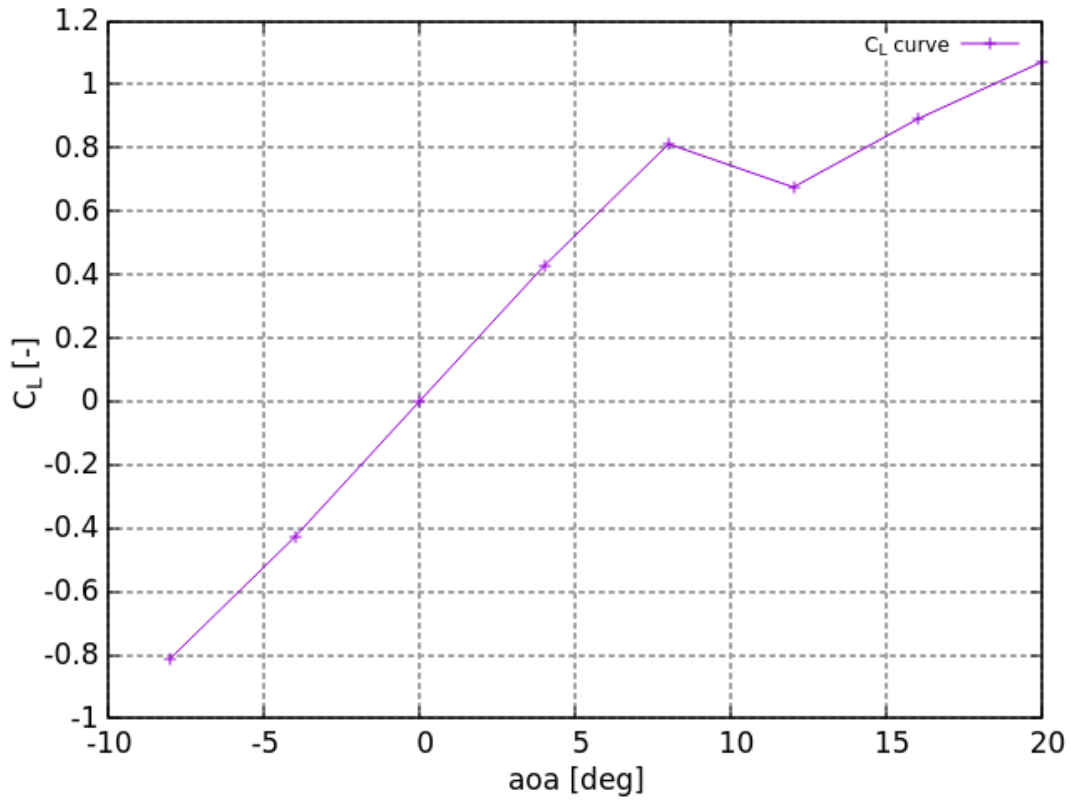


Σχήμα 4.2 Γεωμετρία πτερυγίου – Μη ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Line.

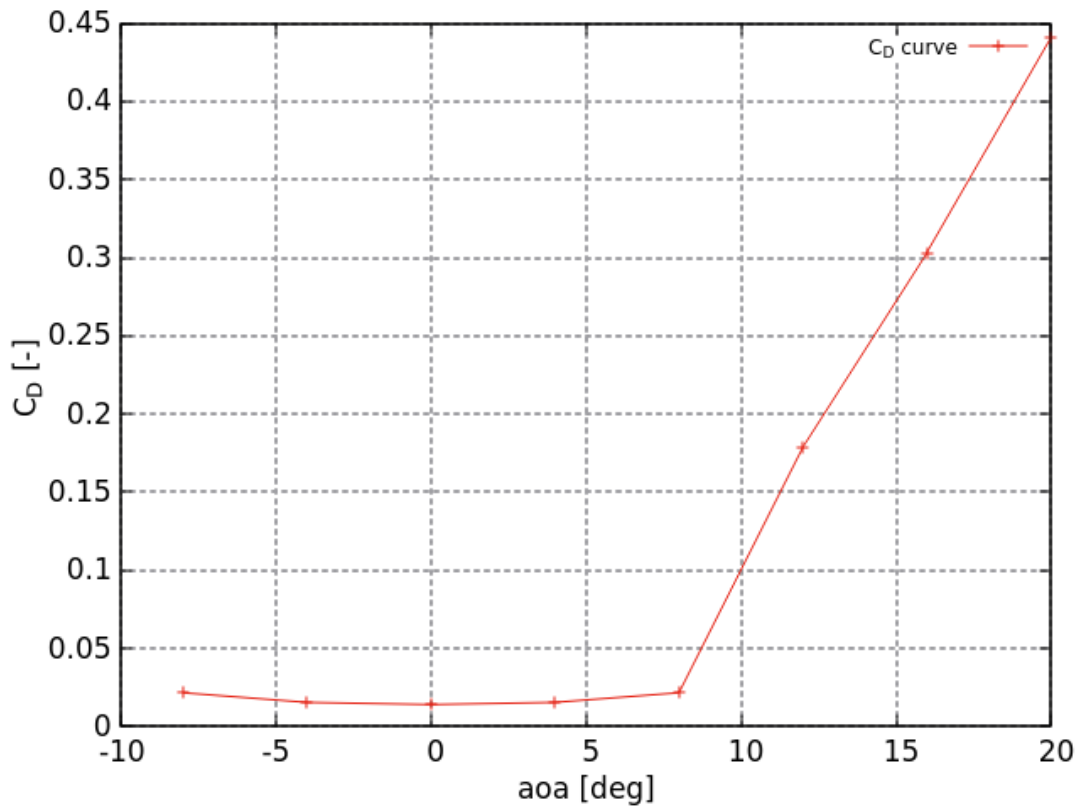


Σχήμα 4.3 Γεωμετρία πτερυγίου – Ομοιόμορφο πλέγμα, Lifting Surface.

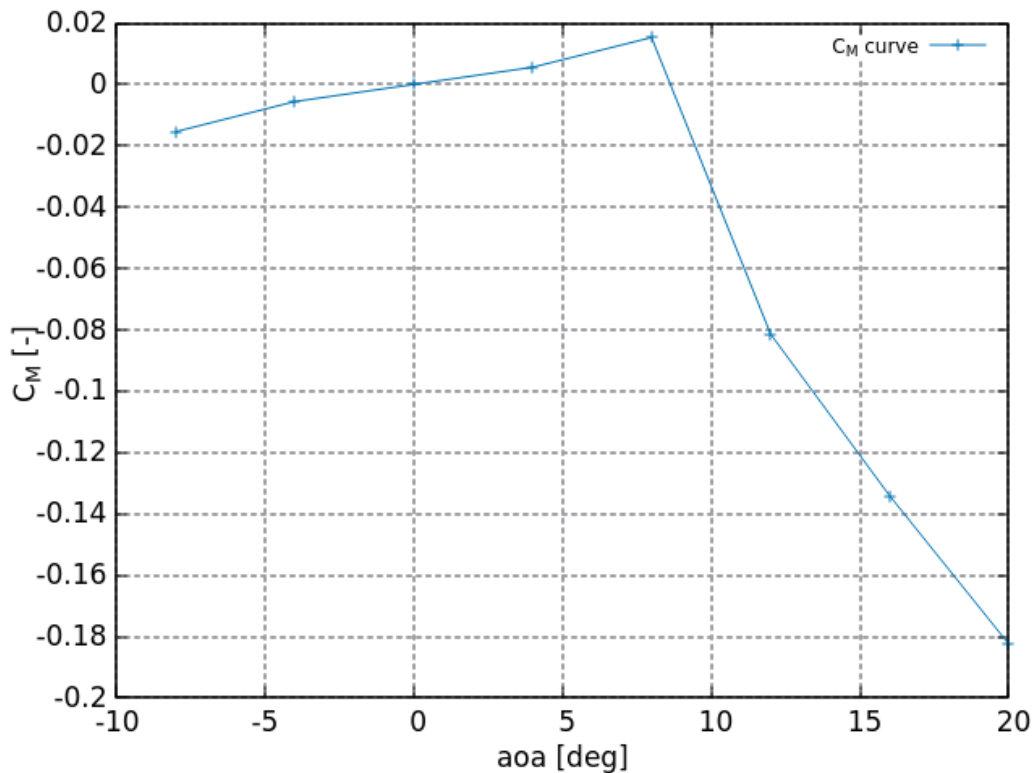
Για όλες τις υλοποιήσεις του δρομέα οι διορθώσεις των φορτίων πραγματοποιούνται με τη χρήση πολικών αεροτομών. Παρακάτω παρουσιάζονται οι πολικές των συντελεστών άνωσης, αντίστασης και ροπής της αεροτομής NACA0012 οι οποίοι προέκυψαν από κώδικα υπολογιστικής ρευστομηχανικής.



Σχήμα 4.4 Διάγραμμα C_L συναρτήσει της γωνίας προσβολής.

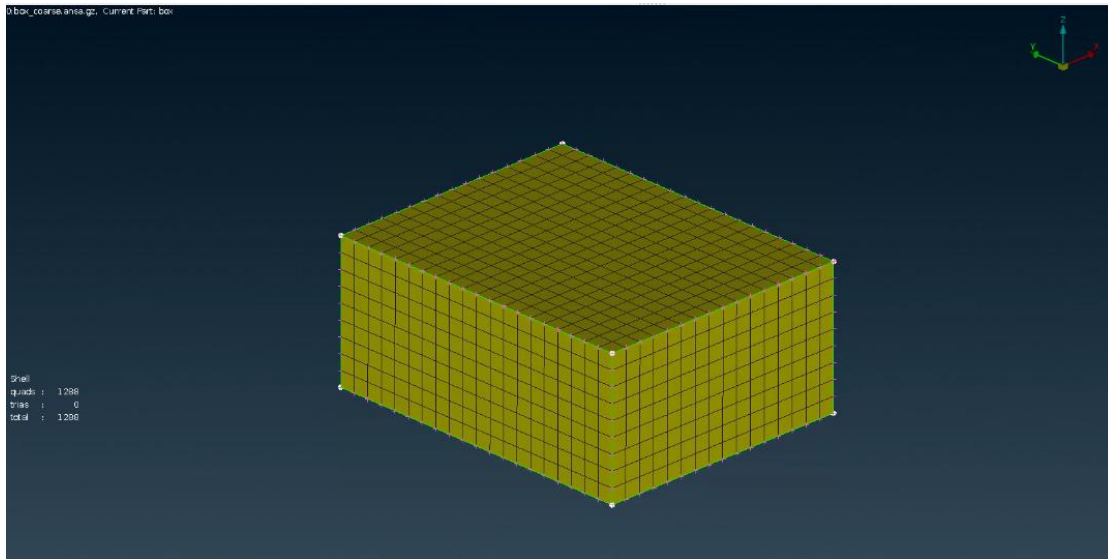


Σχήμα 4.5 Διάγραμμα C_D συναρτήσει της γωνίας προσβολής.



Σχήμα 4.6 Διάγραμμα C_M συναρτήσει της γωνίας προσβολής.

Το εμπόδιο της προσομοίωσης σχεδιάζεται στο εργαλείο ANSA (**Σχήμα 4.7**). Αρχικά, δημιουργείται το σώμα σχήματος κύβου και επιλέγεται να διακριτοποιηθεί με ομοιόμορφο μη δομημένο επιφανειακό πλέγμα. Η επιλογή για ομοιομορφία στο μέγεθος των στοιχείων οφείλεται στη μέθοδο επίλυσης. Γενικότερα, η πύκνωση του πλέγματος κοντά σε ακμές απαιτείται μόνο στις περιπτώσεις όπου η κλίση ενός μεγέθους είναι αρκετά μεγάλη και διαφορετικά θα ήταν αδύνατο να αναπαρασταθεί το φαινόμενο. Στην περίπτωση των συνοριακών στοιχείων, εξαιτίας της φύσης του ρευστού, τέτοια φαινόμενα δεν εμφανίζονται και επομένως δεν απαιτούνται υπερβολές ως προς τον αριθμό των πλαισίων. Βέβαια, έχει σημασία ο αριθμός των στοιχείων του εμποδίου να είναι σημαντικός, διότι η επαλήθευση των εξισώσεων πραγματοποιείται στα κέντρα τους. Επομένως, η ελλειπής αναπαράσταση θα οδηγούσε σε στοιχεία αρκετά παραμορφωμένα με εσφαλμένη τοποθέτηση του κέντρου τους. Επιπλέον, οι συντελεστές επιρροής των ιδιομορφιών στα ολοκληρώματα της συνάρτησης Green θα έδιδαν απροσδιόριστες τιμές. Στο **Σχήμα 4.7** που παρατίθενται παρακάτω παρουσιάζεται η διακριτοποιημένη γεωμετρία του εμποδίου.



Σχήμα 4.7 Η γεωμετρία του εμποδίου στο λογισμικό ANSA.

Ο χρόνος προσομοίωσης εξαρτάται από το μήκος το οποίο είναι επιθυμητό να προχωρήσει ο ομόρρους και από το χρονικό διάστημα μέσα στο οποίο αποκαθίσταται η περιοδικότητα των φορτίων. Το χρονικό βήμα των υπολογισμών επιλέγεται, ώστε να αντιστοιχεί σε περιστροφή του δρομέα κατά 4° . Άρα, η περίοδος χωρίζεται σε 90 χρονικά τμήματα.

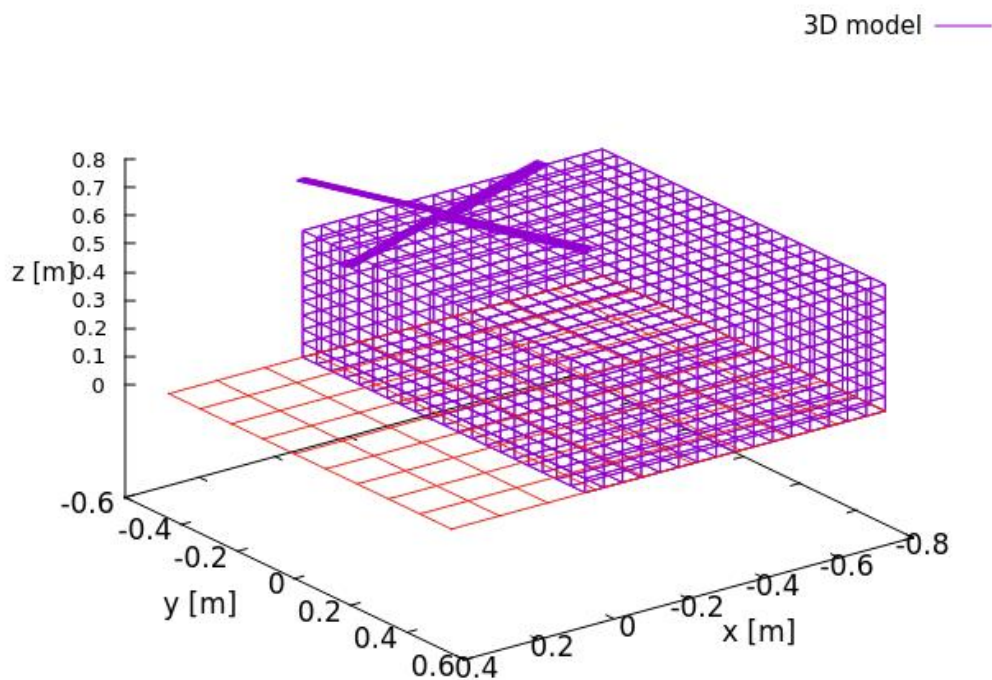
Ο **Πίνακας 4.1** περιέχει τα γενικά χαρακτηριστικά τα οποία παραμένουν σταθερά στις προσομοιώσεις. Επίσης, δίδονται και πληροφορίες για το πλήθος των στοιχείων και των κόμβων του εμποδίου. Αν υπάρχει διαφοροποίηση των παραμέτρων, θα αναφέρεται ρητά.

Πίνακας 4.1 Χαρακτηριστικά προσομοιώσεων

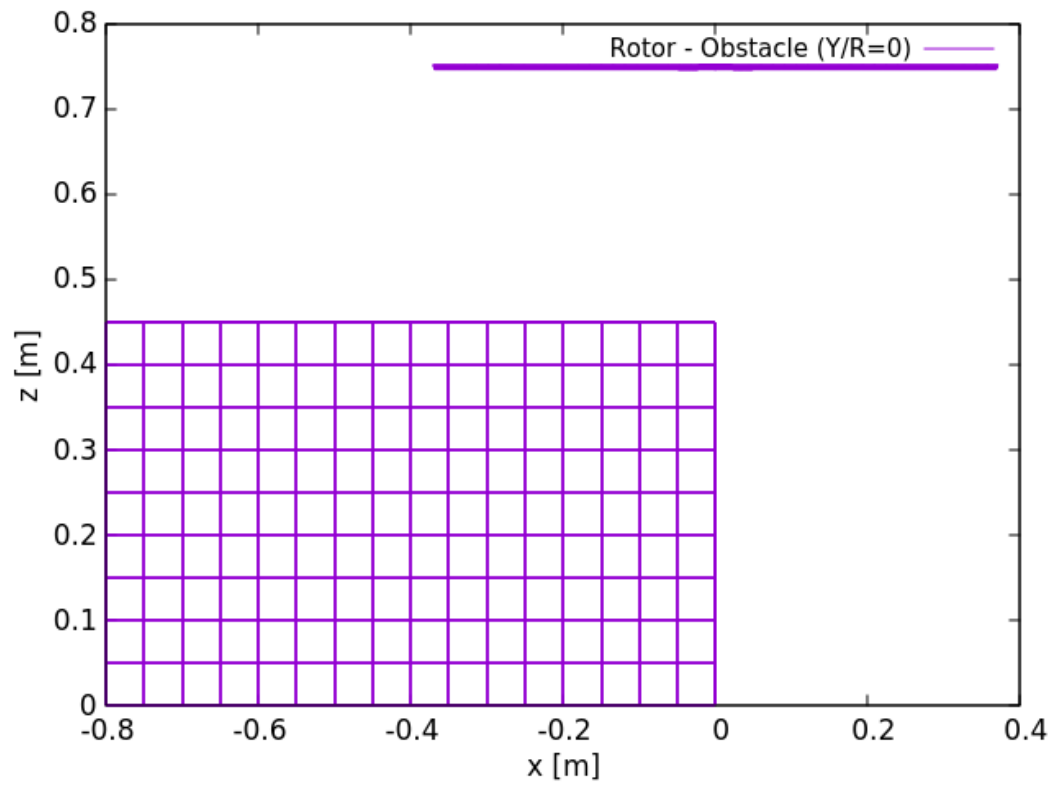
Δεδομένα προσομοιώσεων		
Δρομέας		
ΔR [m]	0.37125	
c [m]	0.032	
Lifting line		
dr (uniform) [m]	dr (non – uniform) [m]	Λόγος προόδου διαίρεσης α [%]
0.01875	$0.02568 \cdot (\alpha^{n-1})$	95
n [-]	1-26	
# of panels (uniform) [-]	20	
# of panels (non – uniform) [-]	25	
Lifting surface		
dr (uniform) [m]	0.01485	
dc (uniform) [m]	0.004	
# of panels	200	

Δεδομένα προσομοιώσεων			
Cuboid obstacle			
(X,Y,Z) [m]		(0.8,1,0.45)	
Uniform grid		Non - uniform grid	
# of panels	1288	# of panels	1990
# of nodes	1290	# of nodes	1992
Περίοδος T [s]		0.023256	
Χρονικό βήμα dt [s]		0.0002584	
Πυκνότητα [Kg/m ³]		1.23	
Γωνία βήματος [deg]		10	
Γωνιακή ταχύτητα [rad/s]		270.18	

Τέλος, στα **Σχήμα 4.8** και **Σχήμα 4.9** και φαίνεται ο δρομέας σε τυχαία θέση πάνω από το εμπόδιο.



Σχήμα 4.8 Τριδιάστατη απεικόνιση διάταξης - Δρομέας σε τυχαία θέση.



Σχήμα 4.9 Απεικόνιση της διάταξης στο επίπεδο X – Z – Τυχαία θέση δρομέα.

5 Αποτελέσματα προσομοιώσεων

5.1 Διαπίστωση υπόθεσης για το μήκος των πτερυγίων

Οι προδιαγραφές του ελικοπτέρου ορίζουν σαφώς τη διάμετρο του δρομέα και άρα τη μέγιστη ακτίνα των πτερυγίων. Όμως, δεν είναι γνωστό το ενεργό μήκος τους το οποίο χρησιμοποιείται στους υπολογισμούς. Η ακολουθούμενη διαδικασία είναι απλή και επιτρέπει ποιοτικά να προσδιορίσουμε την επιθυμητή γεωμετρία. Έτσι, ορίζονται πτερύγια των οποίων η εσωτερική ακτίνα αντιστοιχεί σε κάποιο ποσοστό της ακτίνας ακροπτερυγίου. Τότε, ισχύει ότι

$$\Delta R = (1 - \beta)R_{tip}, \quad (5.1)$$

όπου β το προαναφερθέν ποσοστό και R_{tip} η ακτίνα ακροπτερυγίου.

Σε κάθε περίπτωση για τα πτερύγια θεωρείται ομοιόμορφο πλέγμα, ώστε οι υπολογισμοί να είναι αρκετά οικονομικοί ως προς το χρόνο τρεξίματος και να δίνουν μια πρώτη εικόνα ως προς το μέγεθος των φορτίων. Επιπλέον, υλοποιούνται ως γραμμές άνωσης. Ο χρόνος προσομοίωσης αντιστοιχεί σε 15 – 20 περιόδους.

Στον **Πίνακα 5.1** παρουσιάζονται τα ποσοστά της εσωτερικής ακτίνας, οι παραγόμενοι συντελεστές ώσης μακριά από το έδαφος και οι ποσοστιαίες μεταβολές τους από την πραγματική τιμή. Φαίνεται ότι καθώς μειώνεται η εσωτερική ακτίνα τα αποτελέσματα συγκλίνουν στην επιθυμητή τιμή. Η συμπεριφορά αυτή οφείλεται στην αύξηση του μήκους της αεροδυναμικής επιφάνειας (μεγαλύτερη ποσότητα παραγόμενης άνωσης) και στην ελάττωση του εσωτερικού διακένου. Επειδή δεν υπάρχει το στερεό τμήμα της πλήμνης, εξ' ανάγκης το σχηματιζόμενο πεδίο ροής ορίζει παροχή μέσω του διακένου και επομένως όσο μικρότερη η κεντρική οπή, τόσο μικρότερη η παροχή.

Πίνακας 5.1 Μεταβολή C_T συναρτήσει του ποσοστού της εσωτερικής ακτίνας.

β [%]	5	2	1	0
$C_{T,oge}$	0.006120122	0.006787214	0.007036108	0.007278939
Σχετική Μεταβολή [%]	16.04771485	6.896928177	3.482740834	0.151732976

Κανονικά, με βάση τον πίνακα είναι προφανές ότι θα έπρεπε να οριστεί μήκος πτερυγίου ίσο με την ακτίνα του δρομέα, όμως αυτό δεν είναι ορθό για πολλούς λόγους. Πρώτον, από θέμα κατασκευής αυτό είναι αδύνατο, αφού υπάρχει πλήμνη στο μοντέλο του πειράματος. Δεύτερον, στο εργαλείο GenUVP τα πτερύγια θα εφάπτονται στον άξονα περιστροφής και έτσι σε πολυπλοκότερες προσομοιώσεις θα υπήρχε πρόβλημα ως προς τη σύγκλιση. Με άλλα λόγια, τρωτό σημείο θα ήταν τα παραγόμενα εσωτερικά φύλλα στροβιλότητας των τεσσάρων πτερυγίων τα οποία θα τέμνονταν. Οι υπολογισμοί σε τέτοιου είδους προσομοίωση θα ήταν δύσκολοι και ίσως απέκλιναν. Επίσης, το πείραμα περιλαμβάνει την άτρακτο, άρα μια απόκλιση είναι φυσιολογική. Σαφέστατα, αποκλίσεις εισάγονται από τις

υποθέσεις για μη συνεκτικό ρευστό και την απλοϊκή αναπαράσταση των πτερυγίων. Αν ήταν γνωστή η εσωτερική ακτίνα και πάλι η προσομοίωση θα όριζε παροχή και σε αυτή την περίπτωση θα έπρεπε να εισαχθεί η συνολική γεωμετρία πτερυγίων – πλήμνης για ορθότερα αποτελέσματα. Τελικά, επιλέγεται $\beta = 1\%$ για όλα τα πτερύγια των υπόλοιπων περιπτώσεων ανάλυσης.

5.2 Αιώρηση δρομέα μακριά από το έδαφος – Περίπτωση OGE, $\mu = 0$

Η συγκεκριμένη προσομοίωση εξετάζει τα φορτία δρομέα ο οποίος αιωρείται σε μεγάλη απόσταση από το έδαφος χωρίς την παρουσία ανέμου. Στα πλαίσια της ανάλυσης με το εργαλείο GenUVP, η υλοποίηση των πτερυγίων πραγματοποιήθηκε με τη γραμμή άνωσης και με την ανωστική επιφάνεια. Βασικός στόχος ήταν η εκτίμηση οποιονδήποτε διαφορών μεταξύ των διατυπώσεων και των πειραματικών αποτελεσμάτων. Ο χρόνος της προσομοίωσης αντιστοιχεί σε 15 - 25 περιόδους περιστροφής για την γραμμή άνωσης, σε 10 – 15 περιόδους για την επιφάνεια άνωσης και εξαρτάται από τη σύγκλιση των φορτίων στην περιοδική κατάσταση. Στον **Πίνακα 5.2** φαίνεται ο συντελεστής ώσης για τις δύο υλοποιήσεις, ο αντίστοιχος της πειραματικής διαδικασίας και η επί τοις εκατό διαφορά τους.

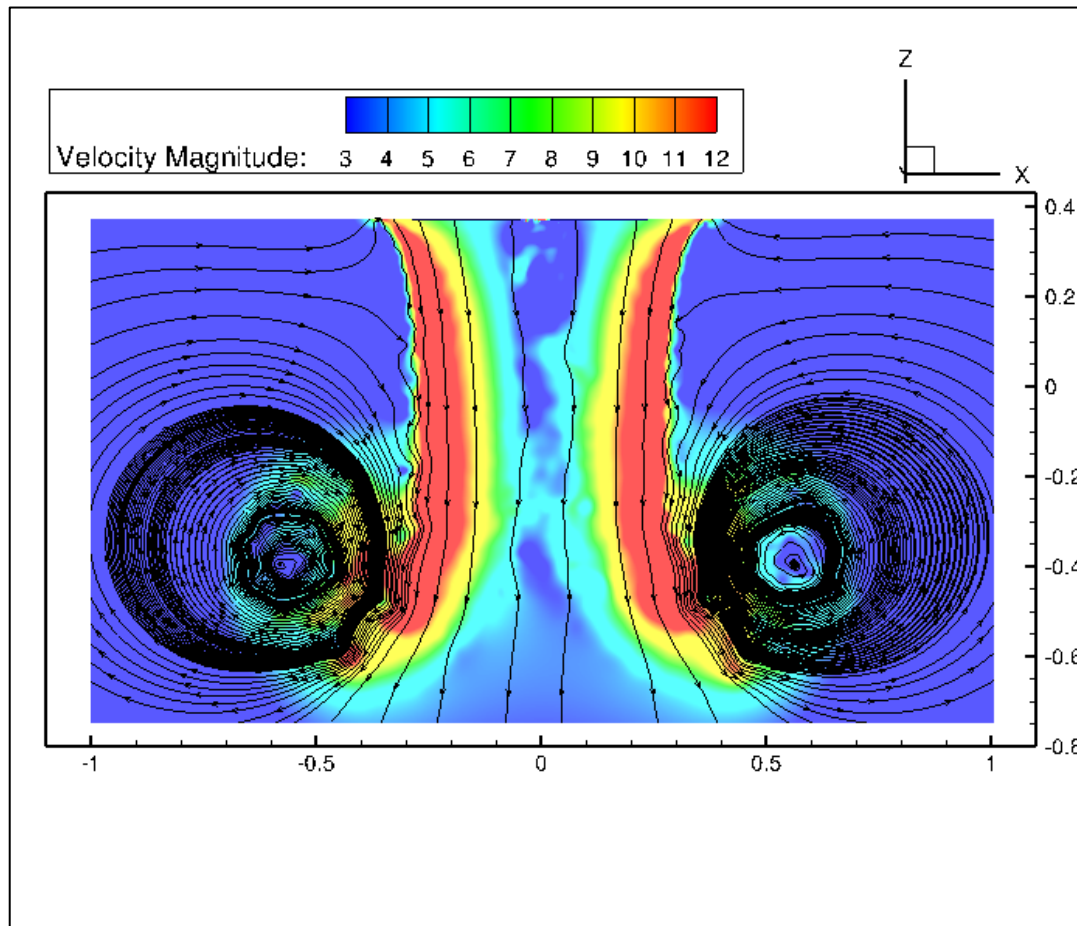
Πίνακας 5.2 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστή ώσης και επί τοις εκατό απόκλιση.

Περιπτώσεις	Πείραμα	Lifting line (uniform)	Lifting line (non – uniform)	Lifting surface
$C_{t,oge}$ [-]	0.00729	0.00703595	0.00688476	0.0073547
% ΔC_T [-]	-	-3.4849069	-5.5589134	0.88746408

Ο συντελεστής ώσης για την περίπτωση της γραμμής άνωσης παρουσιάζει διαφορά περίπου -3% για ομοιόμορφο πλέγμα και -6% περίπου διαφορά για το μη ομοιόμορφο. Η απόκλιση εξαιτίας της πύκνωσης στο ακροπερύγιο ίσως επικεντρώνεται στο μέγεθος των πλαισίων της περιοχής αυτής. Με άλλα λόγια, τα πλαίσια της γραμμής άνωσης έχουν σταθερή χορδική διακριτοποίηση (μήκος ίσο με την χορδή) και ακτινική διακριτοποίηση η οποία φθίνει προς το εξωτερικό. Επομένως, τα τελευταία στοιχεία έχουν αρκετά παραμορφωμένες διαστάσεις οι οποίες οδηγούν σε απόκλιση. Από την άλλη, βέβαια, η επιφάνεια άνωσης υπερεκτιμά το φορτίο με διαφορά +0.8%. Φαίνεται πως στα πλαίσια αυτής της ανάλυσης η επιφάνεια άνωσης εμφανίζει μικρότερη απόκλιση. Αυτό οφείλεται στην ακρίβεια της διακριτοποίησης, αφού η υλοποίηση της γραμμής άνωσης χρησιμοποιεί για κάθε strip μόνο ένα πλαίσιο σε αντίθεση με την ανωστική επιφάνεια που χρησιμοποιούνται αρκετά πλαίσια για κάθε λωρίδα. Επίσης, στη γραμμή άνωσης επαληθεύεται η μη γραμμική δυναμική συνθήκη της οποίας η σύγκλιση επηρεάζεται με τρόπο αβέβαιο από τους συντελεστές των αγνώστων. Γενικά, όλες οι μέθοδοι παρουσιάζουν απόκλιση από την πραγματικότητα η οποία οφείλεται σε συνεκτικά φαινόμενα. Γι' αυτό υπάρχει δυνατότητα συνεκτικής διόρθωσης από τις πολικές των αεροτομών του πτερυγίου. Σε όλες τις προσομοιώσεις θεωρούνται τα ίδια αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αεροτομής για όλο το μήκος του. Στην πραγματικότητα όσο μεγαλώνει η απόσταση από το εσωτερικό του δρομέα, τόσο αυξάνεται ο αριθμός Reynolds, συνεπώς οι πολικές διαφοροποιούνται από θέση σε θέση και οι αντίστοιχες διορθώσεις.

Στο **Σχήμα 5.1** απεικονίζεται το πεδίο ροής όπως διαμορφώνεται γύρω από το δρομέα που αιωρείται μακριά από το έδαφος. Να σημειωθεί ότι τα πεδία ροής σε όλες τις προσομοιώσεις αφορούν το τελευταίο στιγμιότυπο των προσομοιώσεων,

επειδή οι χρόνοι προσομοίωσης δεν είναι αρκετά μεγάλοι. Επομένως, ο υπολογισμός του μέσου πεδίου δε θα ήταν σωστός, αφού οι προηγούμενες στιγμές δεν έχουν συγκλίνει αρκετά. Φαίνεται ότι ο ομόρρους για χρόνο προσομοίωσης 0.3 s περίπου έχει μετατοπιστεί κατά 1.2 m περίπου. Έτσι, η μέση ταχύτητα προκύπτει ίση με 4 m/s και βρίσκεται εντός του διαστήματος 3 - 4 m/s της αναμενόμενης πραγματικής ταχύτητας .



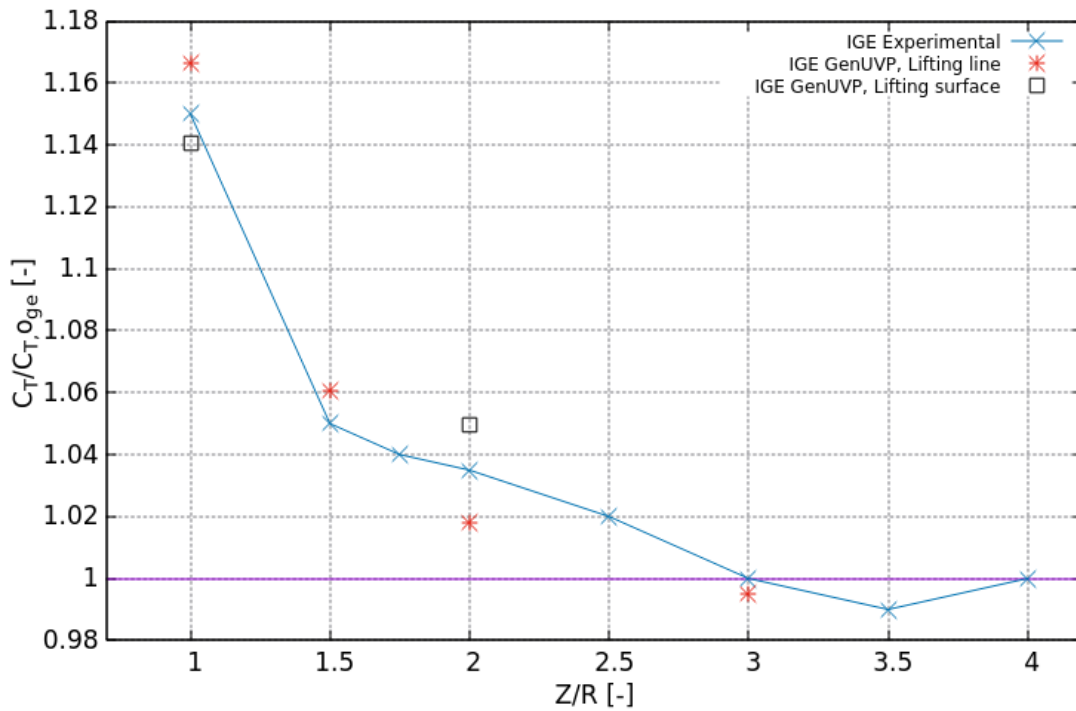
Σχήμα 5.1 Στιγμαίο πεδίο ταχύτητας γύρω από δρομέα – Περίπτωση OGE (μονάδες αξόνων: m, μονάδες ταχύτητας σε [m/s]).

5.3 Αιώρηση δρομέα κοντά στο έδαφος – Περίπτωση IGE, $\mu = 0$

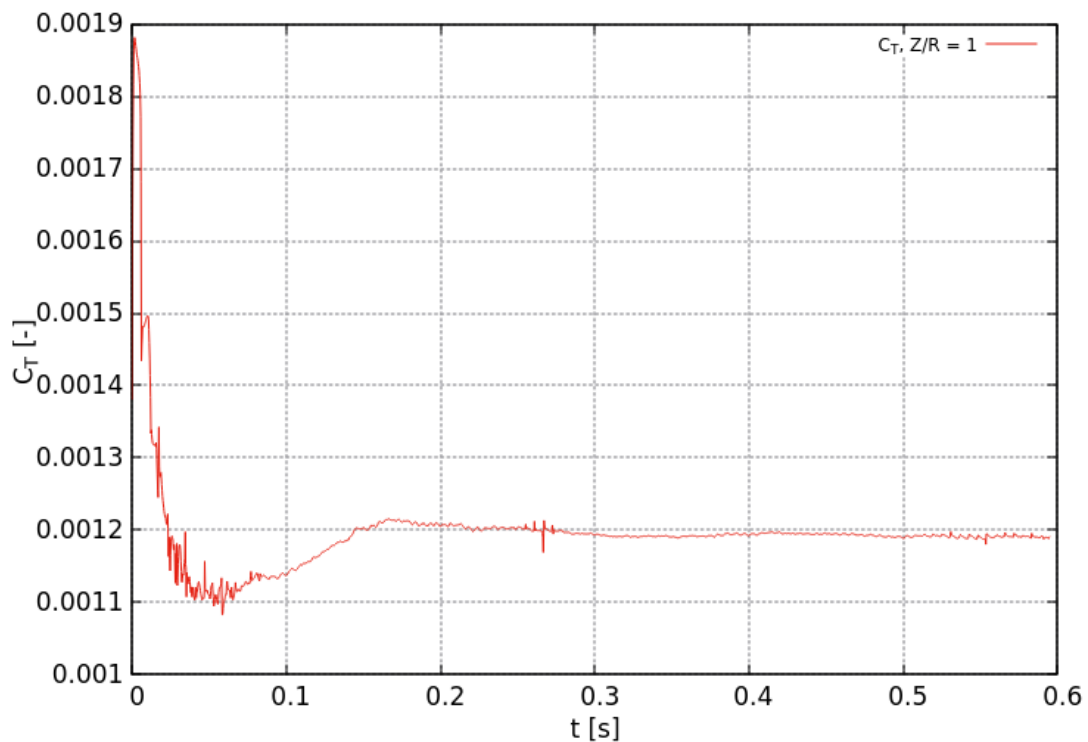
Θεωρείται ότι ο δρομέας αιωρείται σε διάφορες θέσεις πάνω από το έδαφος σε κατάσταση νηνεμίας. Οι αποστάσεις δίδονται σε αδιάστατη μορφή ως προς την ακτίνα και οι προσομοιώσεις γίνονται σε καθορισμένες θέσεις οι οποίες ορίζονται από την περίπτωση IGE του PoliMi. Δεν εισάγεται εξωτερικό πεδίο ροής και άρα ο λόγος προχώρησης μ είναι ίσος με μηδέν. Η επίλυση πραγματοποιείται για το δρομέα ο οποίος μοντελοποιείται με τη γραμμή άνωσης (μη ομοιόμορφο πλέγμα) και την επιφάνεια άνωσης. Οι υπολογισμοί δεν έγιναν για αποστάσεις κάτω της μιας ακτίνας, διότι τα πειραματικά αποτελέσματα αφορούν μοντέλο ελικοπτέρου. Συνεπώς, η άτρακτος δεν επιτρέπει χωρική μετατόπιση προς τα κάτω.

Στο **Σχήμα 5.2** παρουσιάζεται ο λόγος των συντελεστών ώσης συναρτήσει της αδιάστατης κατακόρυφης απόστασης από το έδαφος. Ειδικότερα, στο πείραμα του PoliMi ο λόγος για απόσταση $Z/R = 1$ εμφανίζει αύξηση της τάξης του 15% και για κάθε επιπλέον 0.5 μονάδα απόστασης πτώση 5% περίπου. Εύκολα διαπιστώνεται ότι κοντά στο έδαφος αυτό εμποδίζει τη δημιουργία έντονων στροβίλων στα ακροπτερύγια. Στο $Z=1.5-2R$ παρουσιάζεται μικρότερη απόκλιση, επειδή σε αυτή την περιοχή η επίδραση του εδάφους αρχίζει να εξαφανίζεται. Ύστερα, η καμπύλη αποσβένει στη μονάδα με μικρή ταλάντωση στο τέλος, εξαιτίας πειραματικής αβεβαιότητας.

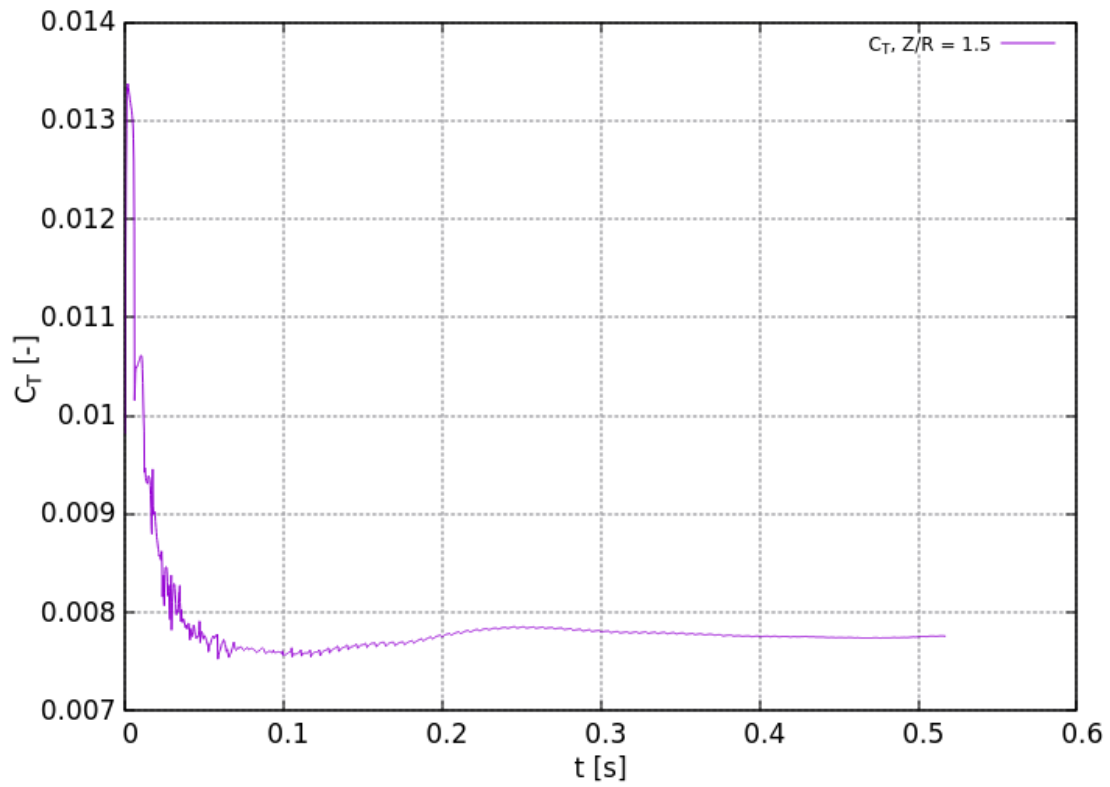
Για την προσομοίωση με τη γραμμή άνωσης για τη θέση $Z/R = 1$ το GenUVP έδειξε αύξηση 16% περίπου. Η μικρή αύξηση παρατηρείται, διότι η επίδραση του εδάφους οδηγεί τα στοιχεία στροβιλότητας προς τα πάνω και υπάρχει έντονη αλληλεπίδραση με τον δρομέα. Έτσι, ίσως δε προκύπτει σωστή συνεκτική πρόβλεψη στα φορτία (κατωρεύματα με έντονες διακυμάνσεις). Μια άλλη αιτία είναι και ο χρόνος προσομοίωσης, δηλαδή η χρονοσειρά (**Σχήμα 5.3**) δείχνει ότι τα φορτία δεν έχουν αποκατασταθεί πλήρως στην περιοδική τους κατάσταση και άρα απαιτούνται περισσότερες περιστροφές, παρόλο που η προσομοίωση έχει ξεπεράσει τις 20 περιόδους. Όταν ο δρομέας απομακρύνεται στη θέση $Z/R = 1.5$ η αύξηση είναι 6%, ελαφρά αυξημένη από το πείραμα όπως και προηγουμένως (**Σχήμα 5.4**). Για θέση ίση με μια διάμετρο από το έδαφος ο λόγος παρουσιάζει αύξηση 2% και άρα υπάρχει μια μικρή μείωση της τάξης του 1% σε σχέση με την πραγματικότητα. Αντίστοιχα, για $Z/R = 3$ η μείωση είναι σχεδόν ανύπαρκτη. Βασική αιτία της υποεκτίμησης στις δύο παραπάνω θέσεις οφείλεται στην εξασθένιση του φαινομένου του εδάφους. Το παραπάνω συνδέεται και με τους υπολογισμούς, διότι η κατάλληλη ρύθμιση των παραμέτρων εξασφαλίζει ομαλή σύγκλιση στην κατάσταση IGE. Η προσομοίωση με τη επιφάνεια άνωσης στην περίπτωση $Z/R = 1$ παρουσιάζει αύξηση της τάξης του 14% ελαφρά μειωμένη από την πραγματικότητα. Η συμπεριφορά αυτή είναι αναμενόμενη στα πλαίσια μιας μη συνεκτικής επίλυσης. Τέλος, όταν $Z/R = 2$ παρουσιάζεται αύξηση 5% με απόκλιση +1.5% σε σχέση με το πείραμα. Εδώ, η ελαφριά αύξηση μπορεί να δικαιολογηθεί από το χρόνο προσομοίωσης που δε ξεπερνούσε τις 15 περιόδους.



Σχήμα 5.2 Λόγος συντελεστών ώσης συναρτήσει της κατακόρυφης απόστασης από το έδαφος – Περίπτωση IGE.



Σχήμα 5.3 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης – Περίπτωση IGE, Z/R = 1.



Σχήμα 5.4 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης – Περίπτωση IGE, $Z/R = 1.5$.

5.4 Αιώρηση δρομέα μακριά από το έδαφος μέσα σε πεδίο ταχύτητας – Περίπτωση OGE, $\mu = 0.05$

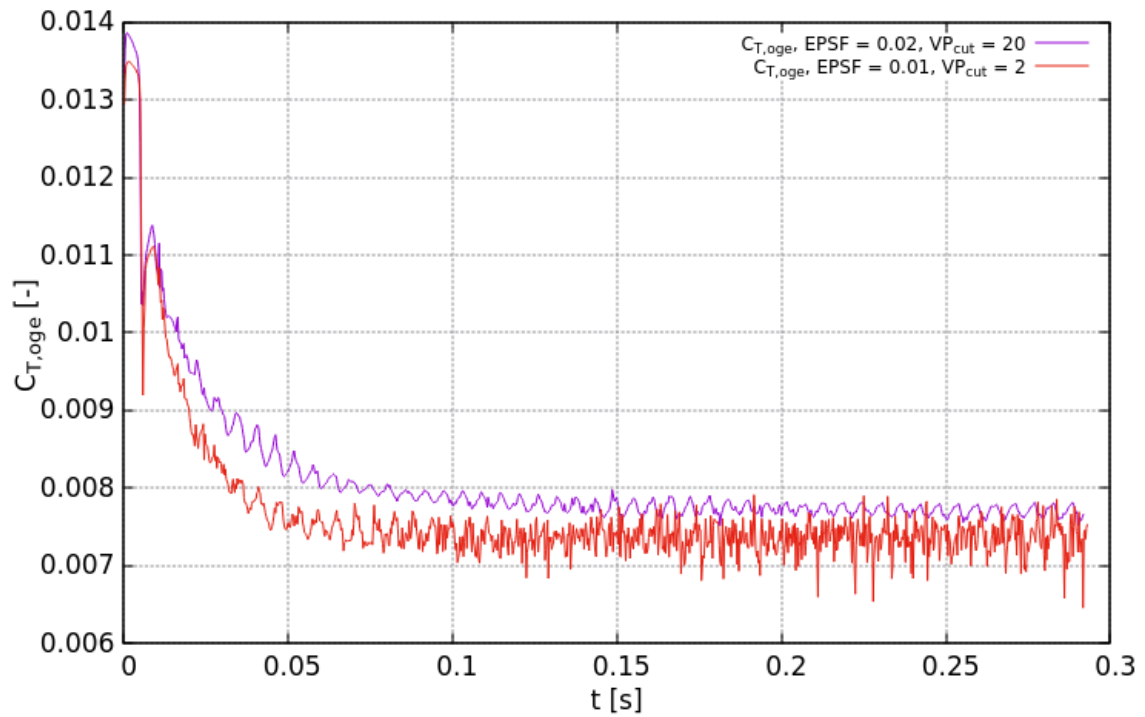
Παρακάτω εξετάζεται η περίπτωση δρομέα υπό συνθήκες σταθερού μετωπικού πεδίου ανέμου και εκτός της επίδρασης του εδάφους. Σε αυτή την κατάσταση πτήσης ισχύει ότι $\mu = 0.05$, δηλαδή αντιστοιχεί σε σταθερή ταχύτητα 5 m/s. Το προφίλ της ταχύτητας είναι ομοιόμορφο. Για την προσομοίωση θεωρήθηκε χρόνος μεταξύ 10 - 13 περιστροφών και τα φορτία αποκτήθηκαν από μέση τιμή μετά από χρόνο 0.2 s (9-10 περίοδοι). Ο χρόνος προσομοίωσης υπό την επήρεια πεδίου ταχύτητας είναι προτιμότερο να αυξάνεται στις 15 περιόδους και πάνω για τις περιπτώσεις εκτός του φαινομένου του εδάφους. Κάτι τέτοιο είναι χρονικά αρκετά δύσκολο, επειδή η εισαγωγή ανέμου εισάγει περισσότερες διακυμάνσεις στο φορτίο και άρα αυξάνει την ανάγκη σε υπολογιστικό χρόνο. Οι διακυμάνσεις δημιουργούνται από τον άνεμο ο οποίος προσδίδει στα στοιχεία στροβιλότητας και οριζόντια συνιστώσα ταχύτητας. Έτσι, ο ομόρρους επισκιάζει τα πίσω πτερύγια (εκείνα που βρίσκονται στιγμιαία μεταξύ 270° και 90°) και εισάγει μη μονιμότητα στους υπολογισμούς. Οι υπολογισμοί πραγματοποιούνται για δύο περιπτώσεις υπολογιστικών παραμέτρων. Πρώτα από όλα, θεωρούνται δύο διάφορες ομάδες τιμών των παραμέτρων EPSF (αντίστοιχα των ϵ των συναρτήσεων αποκοπής που παρουσιάστηκαν στο (κεφάλαιο 2^ο) για τα φύλλα και στοιχεία στροβιλότητας αντίστοιχα. Δεύτερον, ο ομόρρους μπορεί να μετατραπεί σε VPs μετά από συγκεκριμένο αριθμό βημάτων. Η παράμετρος θα ονομαστεί για χάρη ευκολίας VP_{cut} . Στο ίδιο πλαίσιο σημειώνεται ότι σε κάθε περίπτωση που γίνεται τέτοια ανάλυση θεωρείται ότι κάθε VP παράγεται από την ολοκλήρωση ενός πλαισίου (ο κώδικας επιτρέπει να συνενωθούν παραπάνω panel στο χρόνο και τον χώρο κάτι το οποίο δεν εξετάζεται στην παρούσα εργασία). Τα πτερύγια μοντελοποιούνται μόνο ως επιφάνειες άνωσης, διότι οι υπολογισμοί με τη γραμμή άνωσης αποκλίνουν. Η εισαγωγή του ανέμου απαιτεί περισσότερα πλαίσια, για να συγκλίνουν οι υπολογισμοί. Στον Πίνακα 5.3 αναγράφονται οι συντελεστές ώσης για $\mu = 0.05$ και για διαφορετικές παραμέτρους καθώς και οι αποκλίσεις τους τόσο μεταξύ τους, όσο και με τους πειραματικούς.

Πίνακας 5.3 Αποτελέσματα προσομοίωσης συντελεστή ώσης για την κατάσταση OGE, $\mu = 0.05$.

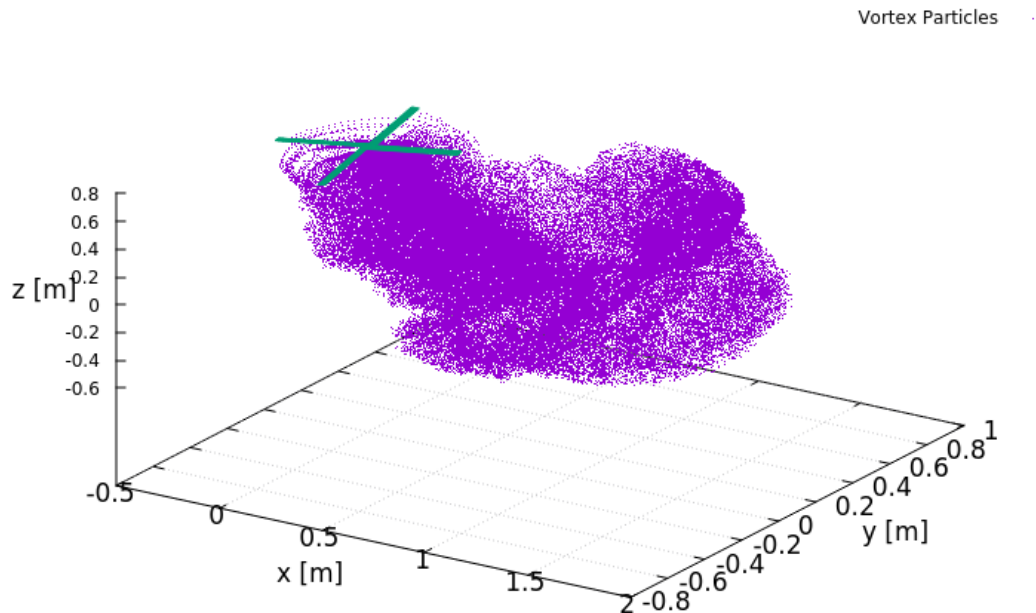
Περιπτώσεις	Πείραμα	Lifting surface EPSF = 0.02, $VP_{cut} = 20$	Lifting surface EPSF = 0.01, $VP_{cut} = 2$
$C_T [-]$	0.00754	0.00771126	0.00735105
$\% \Delta C_T [-]$	-	2.27131739	-4.671147

Είναι εμφανές ότι οι αποκλίσεις για τις δύο υλοποιήσεις δε έχουν το ίδιο πρόσημο, αφού ο τρόπος έναρξης της επίλυσης επηρεάζει την πορεία της σύγκλισης. Τα αποτελέσματα με τις πιο αυστηρές παραμέτρους έχουν μεγαλύτερη απόκλιση γεγονός που οφείλεται στην εισαγωγή του ανέμου, δηλαδή η μείωση του φίλτρου και η γρήγορη έναρξη παραγωγής VPs ενισχύουν τις ταλαντώσεις οι οποίες προκαλούνται από τη σύγκρουση των VPs με τα πτερύγια του δρομέα **Σχήμα 5.5**

Σχήμα 5.6.



Σχήμα 5.5 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης για τις δύο περιπτώσεις παραμέτρων – OGE, $\mu = 0.05$.



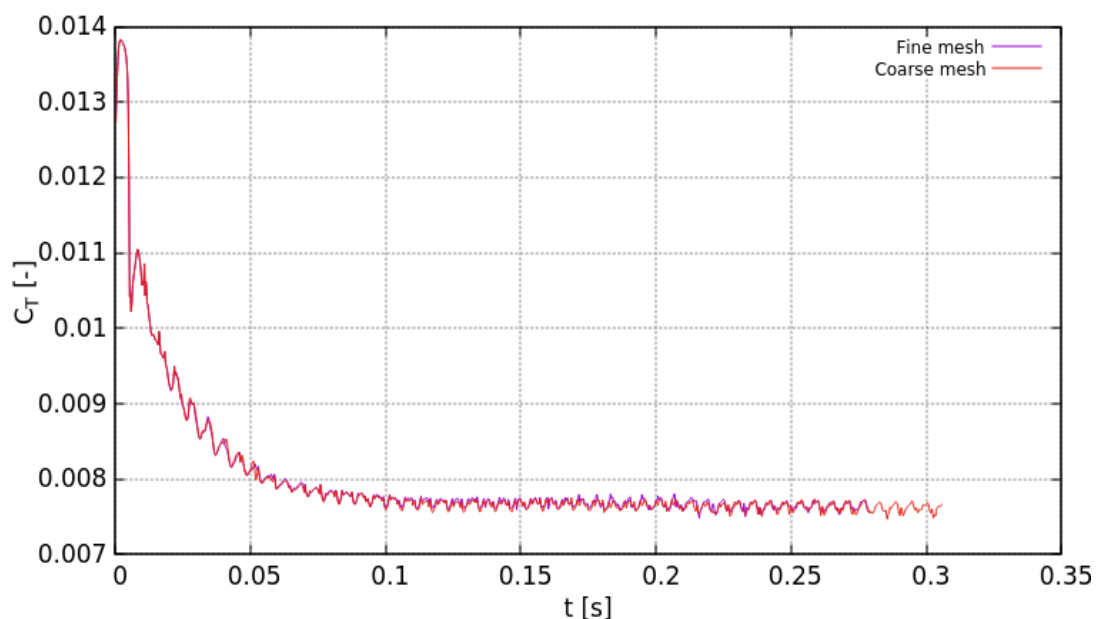
Σχήμα 5.6 Θέσεις στοιχείων στροβιλότητας (μωβ) και δρομέα (πράσινο).

5.5 Αιώρηση δρομέα κοντά σε έδαφος και εμπόδιο – Περίπτωση T2

Εξετάζεται η περίπτωση κατά την οποία ο δρομέας αιωρείται πάνω από εμπόδιο κυβοειδούς σχήματος, σε διάφορες θέσεις κατά τη διεύθυνση x . Επίσης, θεωρούνται δύο καταστάσεις ανέμου με αντίστοιχους λόγους προχώρησης ίσους με 0 και 0.05. Στα πλαίσια του πειράματος του PoliMi το ελικόπτερο τοποθετείται σε αδιάστατη κατακόρυφη απόσταση $Z/R = 2$ από το έδαφος, δηλαδή περίπου μιας διαμέτρου του δρομέα πάνω από το εμπόδιο. Οι θέσεις των υπολογισμών αντιστοιχούν σε κάποιες από τις προκαθορισμένες, για να υπάρχει δυνατότητα σύγκρισης μεταξύ των σημείων. Σε όλη την έκταση του κεφαλαίου τα πτερύγια μοντελοποιούνται ως Lifting surfaces.

5.5.1 Έλεγχος της ευαισθησίας των υπολογισμών στην πύκνωση του πλέγματος του εμποδίου – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$

Ξεκινώντας την ανάλυση αρχικά υλοποιείται μια προκαταρκτική αξιολόγηση της επιρροής του αριθμού των στοιχείων του εμποδίου στα φορτία του δρομέα. Στο πλαίσιο αυτό πραγματοποιείται μια προσαύξηση στον αριθμό των συνολικών στοιχείων κατά 50% (για την ακρίβεια 55%). Έτσι, το πλέγμα δεν είναι τελείως ομοιόμορφο σε όλες τις πλευρές. Να σημειωθεί ότι δε δημιουργούνται παραμορφωμένα στοιχεία τα οποία θα επηρέαζαν τη σύγκλιση της προσομοίωσης. Για την περίπτωση του πυκνού πλέγματος ο χρόνος των υπολογισμών αντιστοιχεί σε 12-13 περιστροφές, λιγότερες του αραιού. Από το **Σχήμα 5.7** μπορεί να πιστοποιηθεί ότι οι δύο καμπύλες των φορτίων δεν έχουν ουσιαστικές διαφορές.



Σχήμα 5.7 Χρονοσειρά συντελεστή ώσης για δύο περιπτώσεις πλέγματος – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$.

Ο Πίνακας 5.4 δείχνει τις διαφορές των συντελεστών ώσης και των λόγων τους για τις δύο περιπτώσεις υλοποιήσεων.

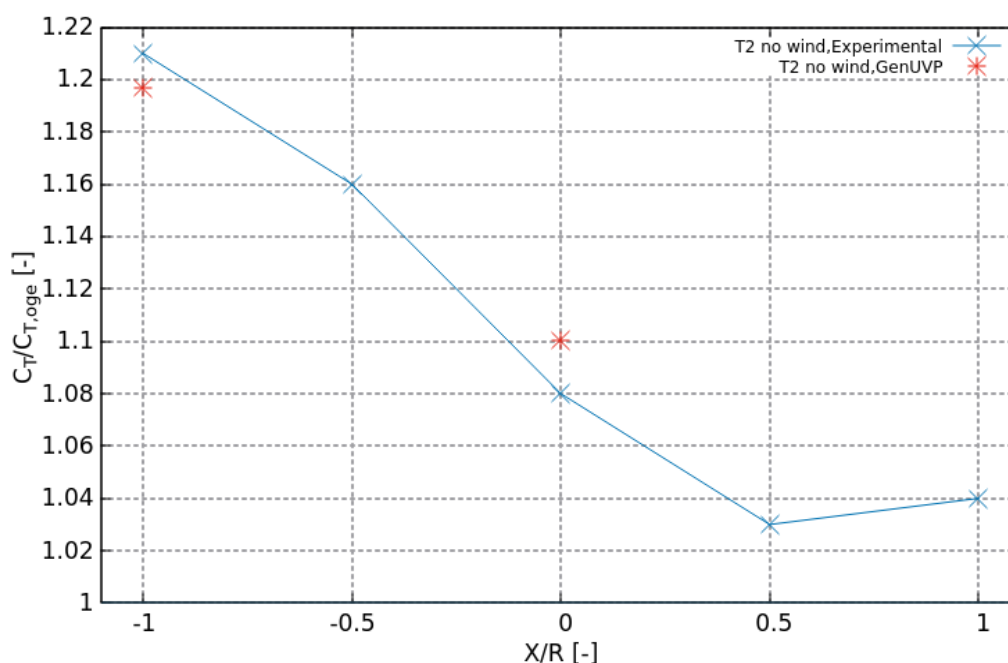
Πίνακας 5.4 Αποτελέσματα υπολογισμών.

Περιπτώσεις	Coarse mesh	Fine mesh
$C_T/C_{T,oge}$ [-]	0.98932294	0.99120877
% ΔC_T [-]	-0.1906183	

Εύκολα συμπεραίνεται πως η διαφορά μεταξύ των προσομοιώσεων αραιού και πυκνού πλέγματος είναι σχεδόν αμελητέες. Ο συντελεστής ώσης του αραιού πλέγματος είναι σαφώς λίγο υποεκτιμημένος, αλλά αυτή η μικρή διαφορά οφείλεται στο εύρος των αριθμητικών διακυμάνσεων της καμπύλης οι οποίες εξαρτώνται από τη διακριτοποίηση.

5.5.2 Αποτελέσματα προσομοίωσης, T2, $\mu = 0$

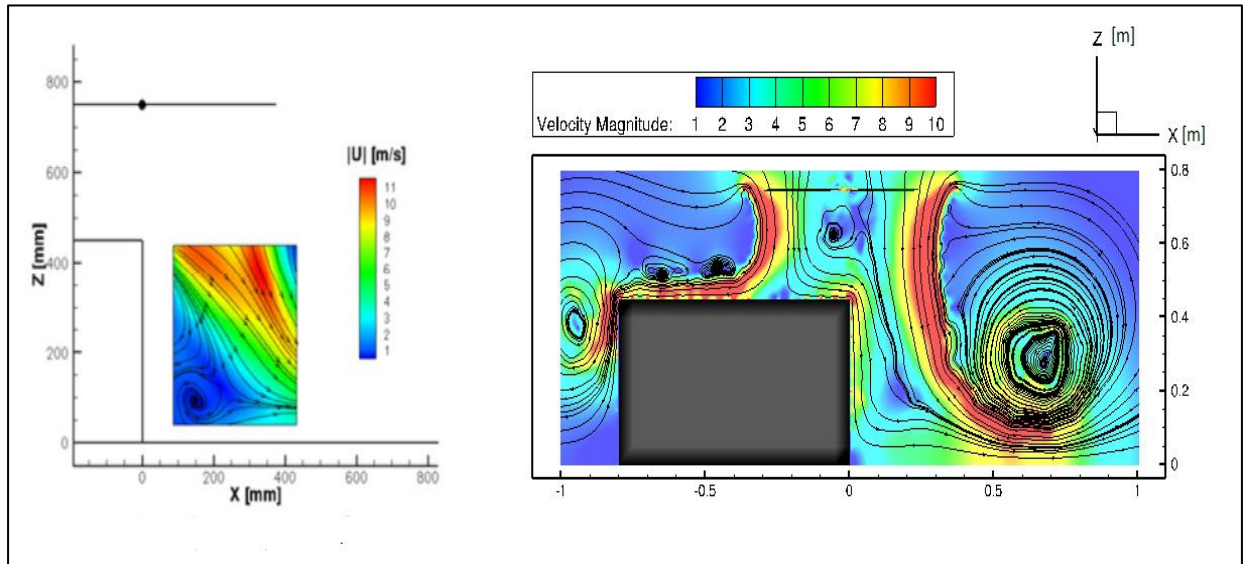
Γενικά, όπως θα παρουσιαστεί παρακάτω, η εισαγωγή ταχύτητας δυσχεραίνει τους υπολογισμούς του εργαλείου. Επειδή αποδείχθηκε ότι η πύκνωση δεν επηρεάζει τη σύγκλιση σε μια δύσκολη κατάσταση, από πλευράς υπολογισμών, το εμπόδιο θα διακριτοποιηθεί με το αραιό πλέγμα σε όλες τις καταστάσεις. Στο **Σχήμα 5.8** παρουσιάζονται οι λόγοι ώσης συναρτήσει της αδιάστατης οριζόντιας απόστασης μεταξύ του πειράματος και του υπολογιστικού εργαλείου. Η διάταξη των σωμάτων υλοποιήθηκε ενδεικτικά για δύο αποστάσεις, επειδή ο υπολογιστικός χρόνος ήταν αρκετά υψηλός (1.5 μέρα περίπου). Για $X/R = -1$ η απόκλιση είναι μικρή και ίση με -2%. Είναι προφανές ότι τέτοιες μικρές αποκλίσεις στα πλαίσια ενός μη συνεκτικού κώδικα είναι αναμενόμενες. Μια αντίστοιχη μεταβολή, περίπου ίση με +3%, παρατηρείται στη θέση $X/R = 0$. Η παραπάνω αύξηση οφείλεται στον χρόνο προσομοίωσης, δηλαδή οι υπολογισμοί έπρεπε να γίνουν για περισσότερες στροφές του δρομέα.



Σχήμα 5.8 Λόγος συντελεστών ώσης συναρτήσει της αδιάστατης οριζόντιας μετατόπισης δρομέα – Περίπτωση T2, $\mu = 0$.

Παρακάτω στο **Σχήμα 5.9** παρουσιάζεται το στιγμιαίο πεδίο ροής γύρω από τη διάταξη δρομέα – εμποδίου συγκριτικά με τα PIV αποτελέσματα για οριζόντια θέση δρομέα $X/R = 0$. Η βασική διαφορά παρατηρείται στην περιοχή μεταξύ 0 και 0.2 m δεξιά του εμποδίου. Το πειραματικό πεδίο ροής εμφανίζει αποκόλληση της ροής η οποία δημιουργεί μια περιοχή ανακυκλοφορίας χαμηλών ταχυτήτων. Αντίθετα, το εκτιμώμενο πεδίο από το GenUVP περνάει εφαιπτομενικά από το εμπόδιο και το έδαφος, εξαιτίας της έλλειψης συνεκτικότητας και δεν εμφανίζει τέτοια περιοχή. Επίσης, οι ταχύτητες σε αυτή την περιοχή ανήκουν σε όλα τα εύρη τιμών. Οι ταχύτητες δεξιότερα της περιοχής αυτής βρίσκονται στην ίδια τάξη μεγέθους (πάνω

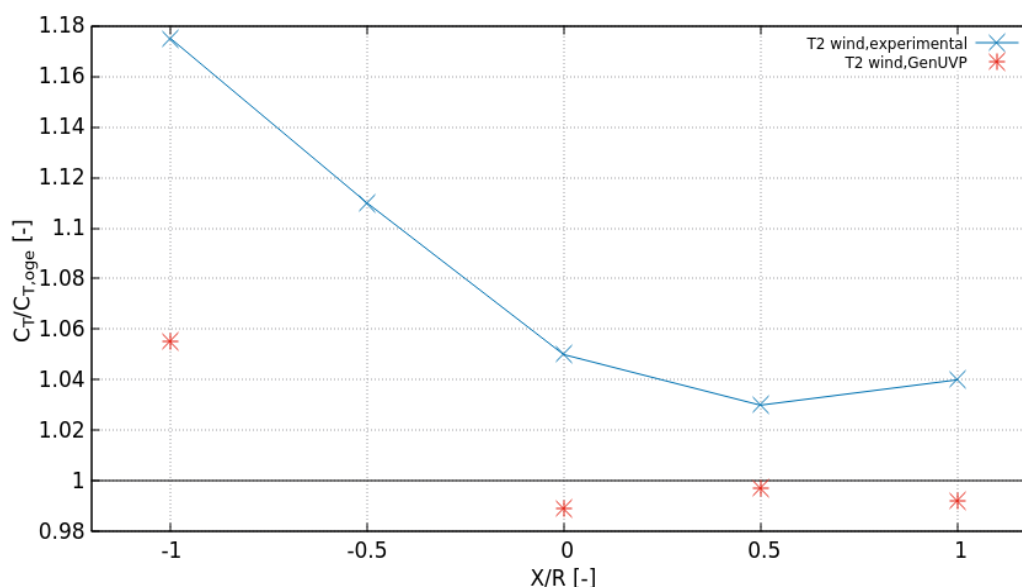
από 9 m/s) και για τις δύο περιπτώσεις ροής, παρόλο που η κατεύθυνση του πεδίου είναι πιο κατακόρυφη στην πρόβλεψη. Επίσης, φαίνονται κάποιες επιπλέον δομές στο εκτιμώμενο πεδίο οι οποίες οφείλονται στο ότι η απεικόνιση είναι στιγμιαία. Τέλος, αριστερά και σε ύψη κοντά στα 0.4 m το πεδίο κινείται πάνω στο εμπόδιο.



Σχήμα 5.9 Στιγμιότυπο πεδίου ροής - Περίπτωση T2, $\mu = 0$ - Πειραματικό (αριστερά), προβλέψεις GenUVP (δεξιά), ταχύτητα σε [m/s].

5.5.3 Αποτελέσματα περίπτωσης T2, $\mu = 0.05$

Πριν παρουσιαστούν τα αποτελέσματα γίνεται αναφορά στις αριθμητικές δυσκολίες της παρούσας υλοποίησης. Συγκεκριμένα, οι προσομοιώσεις υπό την εφαρμογή σταθερού ανέμου γίνονται ακόμα πιο απαιτητικές όταν πραγματοποιούνται για διάταξη δρομέα – εμποδίου – εδάφους. Όπως αναφέρθηκε ο εκπεμπόμενος ομόρρους (πλαίσια ή στοιχεία στροβιλότητας) αλληλεπιδρά με τον αντίστοιχο προηγούμενων χρονικών βημάτων. Έτσι, εισάγονται αστάθειες εξαιτίας της παραμόρφωσης των panels και της αλλαγής της τροχιάς των στοιχείων. Οι διακυμάνσεις είναι έντονες και γι' αυτό απαιτείται μεγαλύτερος χρόνος σύγκλισης στην περιοδικότητα. Μάλιστα, σε θέσεις πολύ κοντά στο στερεό εμπόδιο, διαπιστώνεται ότι το σήμα του φορτίου δε μπορεί να καταλήξει σε περιοδική τιμή. Ιδανικά, ο χρόνος προσομοίωσης, για να επιτευχθεί όσο το δυνατόν γίνεται η περιοδικότητα είναι 20-40 περίοδοι. Όμως, στο παρόν είναι περίπου 13-15 περίοδοι, επειδή οι υπολογισμοί από τη 10η περίοδο και μετά είναι ιδιαίτερα αργοί. Σε πραγματικό χρόνο τα τρεξίματα του κώδικα μπορεί να έφταναν και τη μια μέρα σε φορητό υπολογιστή με τετραπύρηνο επεξεργαστή.



Σχήμα 5.10 Λόγοι ώσεων συναρτήσει της αδιάστατης οριζόντιας μετατόπισης δρομέα – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$.

Στο **Σχήμα 5.10** φαίνονται η καμπύλη του λόγου των συντελεστών ώσης ως συνάρτηση της οριζόντιας απόστασης για το πείραμα και αντίστοιχα σημεία από το κώδικα GenUVP. Από τα δεδομένα του PoliMi, όταν ο δρομέας βρίσκεται πάνω από το εμπόδιο ο λόγος παρουσιάζει αύξηση 17.5% σε αντίθεση με παρόμοια διάταξη χωρίς άνεμο όπου η αύξηση είναι 21%. Η διαφορά αυτή διακαριοιολογείται, διότι ο αέρας εξασθενεί την επίδραση του εδάφους. Η αποδυνάμωση του οφείλεται στο ότι η ταχύτητα του ομόρρους αποκτά μεγάλη οριζόντια συνιστώσα και έτσι αυτός βρίσκεται πιο ψηλά και κοντά στο δρομέα. Καθώς ο δρομέας αρχίζει να απομακρύνεται από την άνω επιφάνεια του εμποδίου ο λόγος πέφτει απότομα στο

5%, διότι ένα μεγάλο τμήμα του δρομέα επηρεάζεται από την επικλήνη περιοχή της ανακυκλοφορίας πίσω από το εμπόδιο. Εκεί η απόσταση από το έδαφος είναι $Z/R = 1-2$, δηλαδή αυξάνεται ο όγκος του εμποδίου από την παρουσία των αδιαπέραστων γραμμών ροής της ανακυκλοφορίας. Τέλος, για οριζόντιες αποστάσεις μισής ακτίνας και πάνω το η επίδραση του εδάφους κυριαρχεί και ο λόγος παρουσιάζει αύξηση της τάξης του 4%.

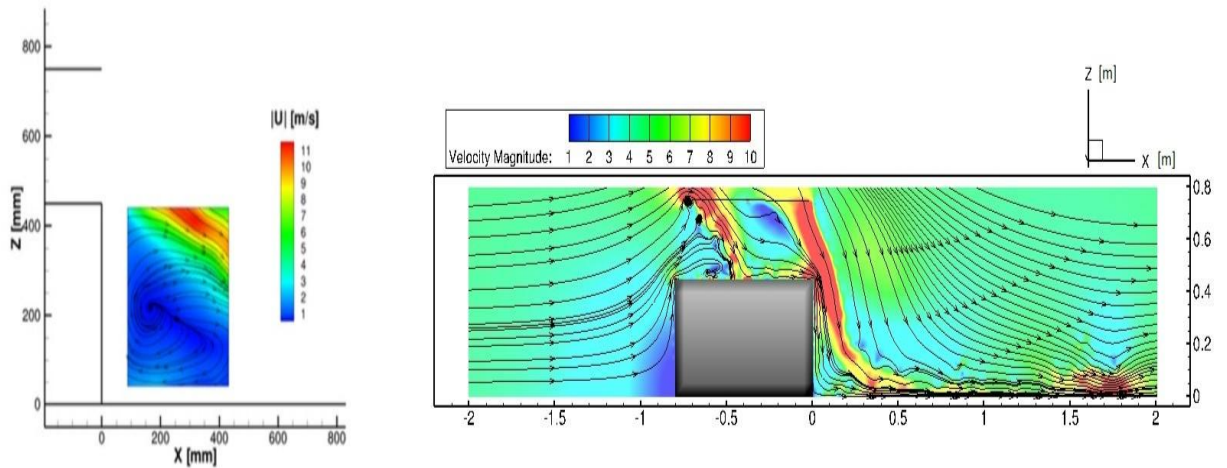
Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης παρουσιάζουν αρκετή ποσοτική απόκλιση από τα πραγματικά. Ξεκινώντας από τη θέση $X/R = -1$ ο λόγος ώσεων αυξάνεται κατά 6% περίπου, δηλαδή παρουσιάζει απόκλιση 11% περίπου από την πραγματικότητα. Βασική αιτία είναι η περιπλοκότητα του πεδίου ροής. Η εισαγωγή πεδίου ανέμου στο πείραμα δημιουργεί έντονες αποκολλήσεις στις ακμές του αντικειμένου και οριακό στρώμα κοντά στις στερεές επιφάνειες. Επομένως, όταν ο δρομέας είναι πάνω από το εμπόδιο η μετατόπιση του οριακού στρώματος ενισχύει το φαινόμενο του εδάφους (μετατόπιση στερεής επιφάνειας κατά το πάχος δ του οριακού στρώματος). Όμως, ο μη συνεκτικός κώδικας δε δύναται να αναπαραστήσει τέτοια φαινόμενα και άρα η επιρροή αντιστοιχεί σε μεγαλύτερη απόσταση. Επίσης, οι ταχύτητες σε μια μη συνεκτική θεώρηση παρουσιάζουν μικρότερες τιμές από ότι στη συνεκτική θεώρηση, αφού στη δεύτερη περίπτωση υπάρχουν φαινόμενα όπως η τύρβη και οι αποκολλήσεις οι οποίες δημιουργούν στροβιλότητα. Τελικά, ο ομόρρους μετατοπίζεται δεξιά και προς τα κάτω. Για απόσταση $X/R = 0$ ουσιαστικά δεν υπάρχει αύξηση σε αντίθεση με την πραγματικότητα (+5%). Εδώ, η εξήγηση οφείλεται και πάλι στη μοντελοποίηση των συνεκτικών φαινομένων και συγκεκριμένα στην αποκόλληση της ροής πίσω από το στερεό όριο. Η έλλειψη της περιοχής ανακυκλοφορίας ως απόρροια της αποκόλλησης, οδηγεί τον ομόρροου των πτερυγίων που δεν επισκιάζουν το εμπόδιο κατευθείαν στο έδαφος. Με άλλα λόγια, στιγμιαία, κάποια πτερύγια του δρομέα απέχουν μια ακτίνα από το εμπόδιο και κάποια δύο ακτίνες από το έδαφος. Το φαινόμενο αυτό δυσχεραίνεται και από την παρουσία του ανέμου ο οποίος εξασθενεί κατά πολύ την επιρροή του εδάφους. Από το **Σχήμα 5.12** (δεξιά) φαίνεται ότι ο ομόρρους δεν προσκρούει στο στερεό και άρα λίγο επηρεάζεται ο δρομέας από την επάνω επιφάνεια του εμποδίου. Για θέσεις X/R μεγαλύτερες του μηδενός οι λόγοι παρουσιάζουν μικρότερες αποκλίσεις από την πραγματική καμπύλη. Εκεί η επιρροή των στερεών είναι ασήμαντη, δηλαδή ο λόγος των C_T σε αυτή τη θέση είναι αρκετά κοντά στους αντίστοιχους που προέκυψαν για το ίδιο ύψος χωρίς την παρουσία του εμποδίου. Ενδεικτικά, για $Z/R = 2$ και $\mu = 0.05$ προκύπτει ότι ο λόγος των C_T χωρίς το εμπόδιο είναι ίσος με 1.004%.

Στη συνέχεια παρουσιάζονται τα στιγμιαία πεδία ροής για τις διάφορες οριζόντιες θέσεις του δρομέα καθώς και οι πειραματικές απεικονίσεις τους. Όταν ο δρομέας βρίσκεται στη θέση $X/R = -1$ (**Σχήμα 5.11**), πάνω από το εμπόδιο, στο πείραμα το πεδίο ροής παρουσιάζει έντονη ανακυκλοφορία δεξιά του εμποδίου η οποία οφείλεται στο πεδίο ανέμου. Αντίθετα, το προβλεπόμενο από τους υπολογισμούς εμφανίζει έντονες ταχύτητες και εφαπτόμενες του εμποδίου. Βέβαια η δομή που εκφεύγει από το ακροπτερύγιο και προς τα δεξιά έχει ένταση ταχυτήτων κοντά στις αναμενόμενες. Φαίνεται ότι ο ομόρρους στους υπολογισμούς εμφανίζει την τάση κίνησης προς τα δεξιά, αλλά και πάλι η ροή κατευθύνεται σχεδόν κατακόρυφα προς τα κάτω. Επίσης, κοντά στην περιοχή της ακμής εξαιτίας του οριακού στρώματος και της αποκόλλησης (δεξιότερα) οι πραγματικές ταχύτητες είναι μικρές. Όμως, η θέση

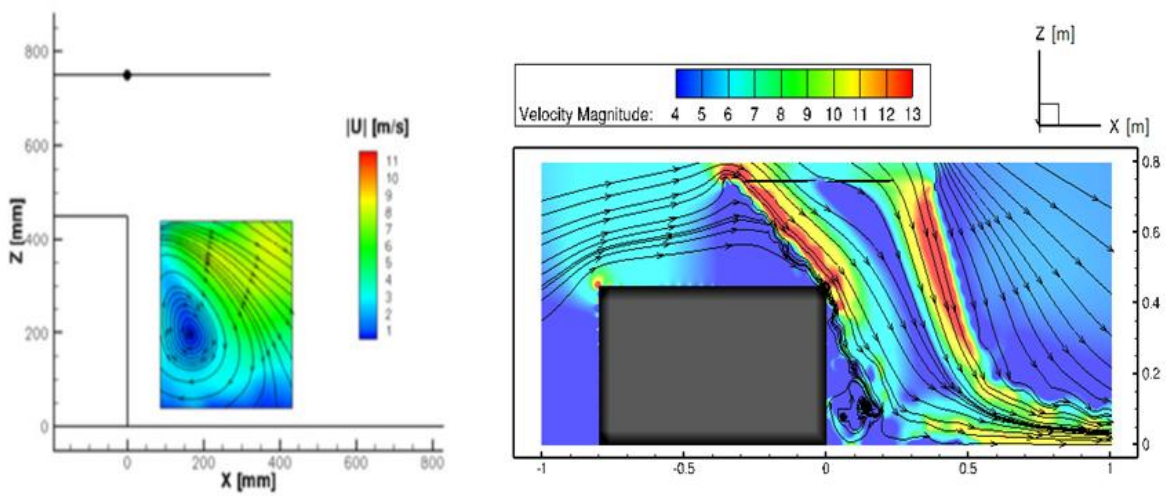
του ομόρρου στο προβλεπόμενο πεδίο επιβάλλει υψηλές τιμές. Επίσης, κοντά στο έδαφος και μακριά από το εμπόδιο η ροή ακολουθεί την επιφάνεια του εδάφους. Πάνω από το εμπόδιο εμφανίζονται αρκετοί στρόβιλοι οι οποίοι επαληθεύουν τη διαπίστωση ως προς την υψηλή διακύμανση των φορτίων. Εκεί, δεν προβλέπεται σωστά η ένταση του πεδίου, λόγω τις έλλειψης του οριακού στρώματος.

Για τη θέση $X/R = 0$ (**Σχήμα 5.12**) το υπολογισμένο πεδίο δεν εμφανίζει ανακυκλοφορία (διαφορετικές δομές), αλλά οι ταχύτητες βρίσκονται στην περιοχή τιμών 1-4 m/s και στο πραγματικό στην περιοχή 1-7 m/s. Ο στρόβιλος που εγκλωβίζεται μεταξύ ομόρρου – εμποδίου και εδάφους (μεταξύ 0 – 0.2 m κατά X και 0-0.1 κατά Z) οφείλεται στα αριθμητικά αποτελέσματα και στην έντονη μεταβλητότητα του πεδίου. Ο ομόρρους όπως και πριν κινείται εφαπτομενικά κατά το έδαφος και με σημαντικές τιμές ταχύτητες (7 – 11 m/s) οι οποίες εκεί δεν προβλέπονται στην πραγματικότητα.

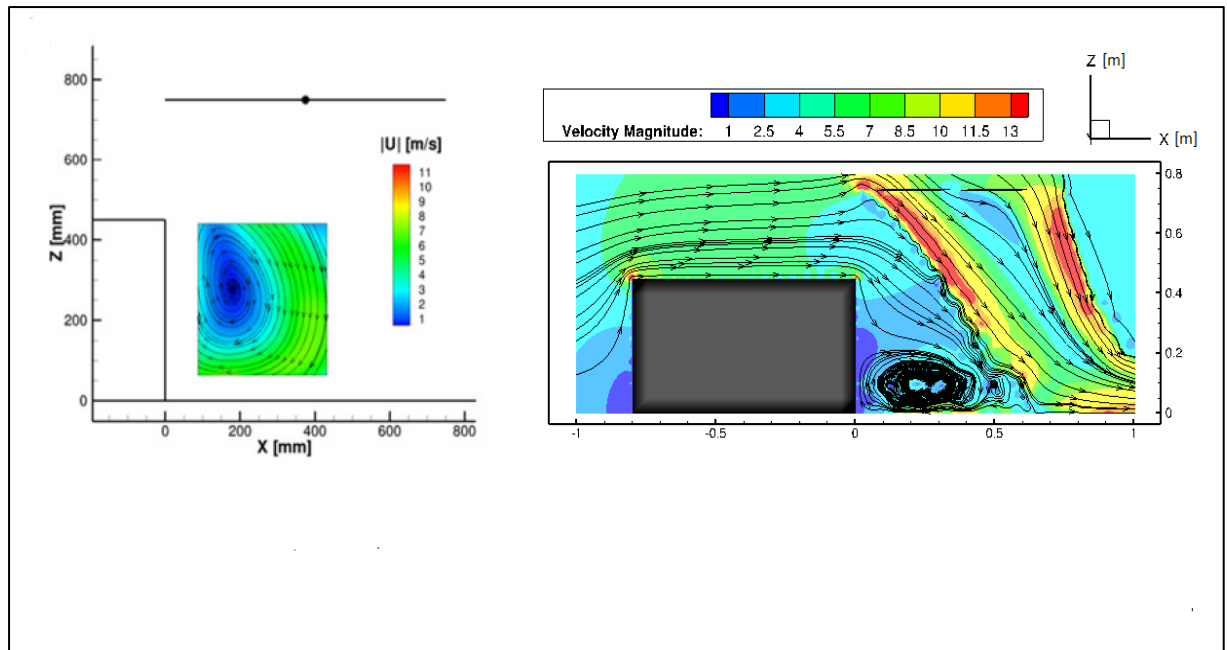
Όταν $X/R = 1$ (**Σχήμα 5.13**) παρουσιάζονται και στα δύο πεδία στροβιλές περιοχές στην περιοχή δεξιά του εμποδίου. Βασική διαφορά εντοπίζεται στη φύση της δομής. Στην πρόβλεψη οφείλεται στους αριθμητικούς υπολογισμούς και απλά εγκλωβίζεται. Επίσης, ο στρόβιλος έχει διαφορετική τοποθέτηση ως προς το επίπεδο X-Z για τα δύο πεδία. Το κέντρο του για το πείραμα βρίσκεται στις συντεταγμένες $(X,Z) = (0.2,0.3)$ και για την προσομοίωση στις $(X,Z) = (0.25,0.1)$. Σημαντική διαφορά υπάρχει και στις εκτιμώμενες ταχύτητες οι οποίες στη περιοχή $X = 0 - 0.4$, $Z = 0 - 0.1$ είναι αρκετά χαμηλές σχετικά με την πραγματικότητα. Βέβαια σε χαμηλότερες θέσεις και μέσα στην παραπάνω περιοχή θα υπάρχουν χαμηλές ταχύτητες και στο πείραμα, αλλά οφείλονται στην παρουσία του οριακού στρώματος. Τέλος, σημαντική διαφορά παρουσιάζεται και στο αριστερό τμήμα του ομόρρου. Στο πείραμα φαίνεται πως ακολουθεί τις γραμμές ροής της ανακυκλοφορίας και κινείται αριστερόστροφα. Στην προσομοίωση ο αντίστοιχος ομόρρους οδηγείται δεξιότερα και εφαπτομενικά στο έδαφος, παρόλο που ένα τμήμα του απεικονίζει την αριστερόστροφη κίνηση που εγκλωβίζεται μεταξύ αντικειμένου – εδάφους.



Σχήμα 5.11 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = -1$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).



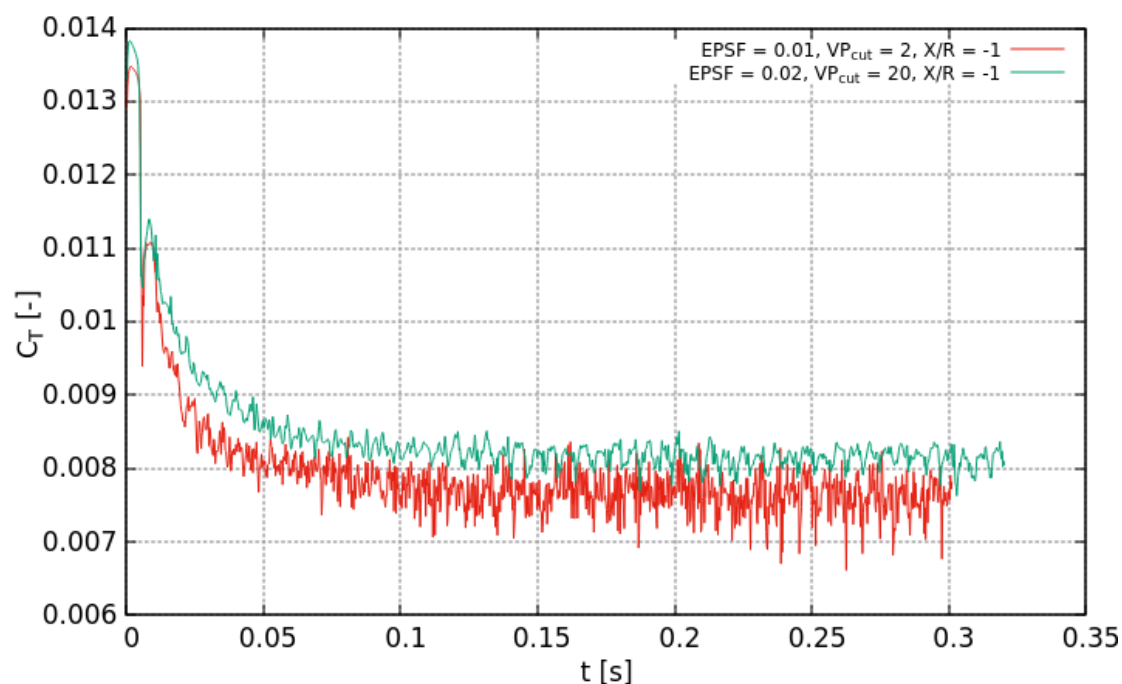
Σχήμα 5.12 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = 0$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).



Σχήμα 5.13 Στιγμιότυπο πεδίου ροής – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$, $X/R = 1$ – Πειραματικό αριστερά, προβλέψεις GenUVP δεξιά (μονάδες x-z σε [m], ταχύτητα σε [m/s]).

5.5.4 Αλλαγή υπολογιστικών παραμέτρων – Περίπτωση T2, $\mu = 0.05$

Εξετάζεται η αλλαγή των παραμέτρων EPSF και VP_{cut} . Συγκεκριμένα, οι δύο παράμετροι ορίζονται εκ νέου όπως στον Πίνακα 5.3. Η ελάττωση αυτών αντιστοιχεί σε αυστηρότερα κριτήρια τα οποία πρέπει να ικανοποιηθούν από το υπολογιστικό εργαλείο ως προς την παραμόρφωση του ομόρρου και τη συνεισφορά των πλαισίων του στις εξισώσεις. Στο Σχήμα 5.14 παρουσιάζεται η καμπύλη φορτίου της ώσης συναρτήσει του χρόνου για οριζόντια θέση $X/R = -1$ υπό τις συνθήκες της T2 περίπτωσης με λόγο προχώρησης ίσο με 0.05.



Σχήμα 5.14 Συντελεστής ώσης για τις δύο υλοποιήσεις και για θέση $X/R = -1$.

Εύκολα συμπεραίνεται ότι οι παραπάνω παράμετροι ενισχύουν την απεριοδικότητα και εισάγουν υψηλές διακυμάνσεις στο μελετώμενο μέγεθος. Η μείωση των παραμέτρων EPSF μειώνει την περιοχή επιρροής των φίλτρων τα οποία διατηρούν πεπερασμένη τη συνεισφορά των ταχυτήτων, επομένως οδηγεί σε αύξηση των συντελεστών στις εξισώσεις και σε διαταραχές.

Στον Πίνακα 5.5 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για τις δύο παραμέτρους του EPSF των συντελεστών ώσης για τις δύο προσομοιώσεις της T2. Η σύγκριση έγινε μεταξύ τους, διότι η 1^η περίπτωση παραμέτρων έχει συγκριθεί με τα πειραματικά. Άρα, υπάρχει ανάγκη να παρουσιαστεί αν τα αποτελέσματα παρουσιάζουν βελτίωση ή χειροτέρευση. Όταν ο δρομέας βρίσκεται πάνω από το εμπόδιο η απόκλιση είναι -1.5%. Η διαφορά αυτή οφείλεται στην παρουσία του εμποδίου και του ανέμου. Ο ομόρρος μετατρέπεται γρήγορα σε σωματίδια και το πεδίο τα παρασέρνει κατάντι της ροής. Επίσης, η παρουσία του εμποδίου εξαναγκάζει τον ομόρρο να κινείται στην αρχή ψηλότερα και κοντά στο σώμα ενισχύοντας την αλληλεπίδραση του με το δρομέα. Στη θέση $X/R = 0$ η σχετική απόκλιση είναι +0.5%,

αρκετά πιο χαμηλή κατ' απόλυτη τιμή από τη θέση $X/R = -1$. Η αύξηση είναι αμελητέα και οφείλεται στην εξασθένιση της επίδρασης του εμποδίου επάνω στο δρομέα. Εύκολα διαπιστώνεται ότι, όντως, η απομάκρυνση του δρομέα από το εμπόδιο και η 1^η ρύθμιση των παραμέτρων ελαττώνουν τις διακυμάνσεις των συντελεστών ώσης.

Πίνακας 5.5 Λόγος ώσεων για τις δύο υλοποιήσεις και ποσοστιαίες διαφορές.

Position (X/R)	T2 $C_T/C_{T,oge}$ [-] (EPSF = 0.02, $VP_{cut} = 20$)	$C_T/C_{T,oge}$ [-] (EPSF = 0.01, $VP_{cut} = 2$)	% $\Delta C_T/C_{T,oge}$ [-]
-1	1.055407681	1.038776742	-1.575783391
0	0.989322936	0.994076103	0.480446387

6 Συμπεράσματα

Στόχος της παρούσας εργασίας ήταν η εκτίμηση της αλληλεπίδρασης δρομέα με έδαφος και εμπόδιο. Με γνώμονα το παραπάνω παρουσιάστηκαν τα βασικά χαρακτηριστικά του υπολογιστικού εργαλείου GenUVP και αναλύθηκε ο τρόπος μοντελοποίησης του εδάφους. Στη συνέχεια, παρουσιάστηκε η πειραματική διάταξη του PoliMi. Στο ίδιο πλαίσιο, περιγράφονται οι βασικές παράμετροι της αριθμητικής υλοποίησης του πειράματος και ορίζονται οι βασικές γεωμετρίες των προσομοιώσεων. Όλη η ανάλυση καταλήγει στα υπολογιστικά αποτελέσματα. Ειδικότερα, για τις περιπτώσεις πτήσης του δρομέα κοντά ή μακριά από το έδαφος χωρίς αέρα οι αποκλίσεις μεταξύ πειράματος και προβλέψεων είναι αρκετά μικρές και οφείλονται στη μέτρια ακρίβεια του κώδικα, αφού δε προβλέπονται συνεκτικά φαινόμενα. Η μικρή διαφορά επαληθεύει και τις προγραμματιστικές παρεμβάσεις ως προς το έδαφος. Επίσης, η υλοποίηση του δρομέα με γραμμή και επιφάνεια άνωσης δίνει αρκετά καλά αποτελέσματα στις άνωθεν περιπτώσεις. Όταν εισαχθεί σταθερός άνεμος, η ανωστική επιφάνεια κάνει καλές προβλέψεις για την περίπτωση που ο δρομέας αιωρείται κοντά ή μακριά από το έδαφος, αλλά η γραμμή άνωσης αδυνατεί. Βέβαια ο άνεμος δυσκολεύει αρκετά τη σύγκλιση. Τέλος, εξετάζεται η περίπτωση δρομέα πάνω από εμπόδιο. Οι προσομοιώσεις εξαιτίας του πλήθους των σωμάτων καθυστερούσαν αρκετά και γι' αυτό ο συνολικός χρόνος δε ξεπερνούσε τις 15 περιόδους. Είναι προφανές ότι η περιπλοκότητα των φαινομένων απαιτεί πολύ μεγαλύτερο χρόνο (20 – 40). Στο σημείο αυτό εξετάστηκε ο τρόπος με τον οποίο διάφοροι παράμετροι όπως το πλήθος των στοιχείων του εμποδίου επηρεάζουν τα μεγέθη. Στις περιπτώσεις χωρίς άνεμο τα αποτελέσματα είναι ικανοποιητικά, παρόλο που υπήρχαν έντονες διακυμάνσεις στο φορτίο. Αντίθετα, η εισαγωγή του αέρα εισήγαγε έντονες αποκλίσεις ως απόρροια του χρόνου προσομοίωσης και των αριθμητικών ασταθειών.

7 Βιβλιογραφία

- [1] P. E. Tanner, A. D. Overmeyer, L. N. Jenkins, C.-S. Yao, and S. M. Bartram, "Experimental Investigation of Rotorcraft Outwash in Ground Effect."
- [2] Riziotis V, "Aerodynamics lecture notes." Athens, 2021.
- [3] N. D. Nathan and R. B. Green, "The flow around a model helicopter main rotor in ground effect," *Exp Fluids*, vol. 52, no. 1, pp. 151–166, Jan. 2012, doi: 10.1007/s00348-011-1212-1.
- [4] S. PF and W. W, *Aerodynamics of helicopter flight near the ground*. 1977.
- [5] H. C. Curtiss, J. W. F. Putman, and E. J. Hanker, "ROTOR AERODYNAMICS IN GROUND EFFECT AT LOW ADVANCE RATIOS FINAL REPORT."
- [6] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*. 2nd Edition, Cambridge University Press, New York, New York, 2006.
- [7] A. Visingardi and M. Schmid, "FORCES ON OBSTACLES IN ROTOR WAKE-A GARTEUR ACTION GROUP."
- [8] P. Tanner, "Photogrammetric Characterization of a Brownout Cloud." American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, 2011.
- [9] P. Beaumier *et al.*, "Distribution list HC-Group of Responsables AG-22 participant partners Other participants."
- [10] A. Visingardi, A. D'Alascio, A. Pagano, and P. Renzoni, "Validation of CIRA's Rotorcraft Aerodynamic Modelling SYStem with DNW Experimental Data." presented at the 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, UK, 1996.
- [11] J. Yin and S. R. Ahmed, "Helicopter Main-Rotor/Tail-Rotor Interaction," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. Vol. 45, pp. 293–302, Oct. 2000, doi: 10.4050/JAHS.45.293.
- [12] S. Voutsinas, "Vortex methods in aeronautics: How to make things work," *International Journal of Computational Fluid Dynamics - INT J COMPUT FLUID DYNAMICS*, vol. 20, pp. 3–18, Oct. 2006, doi: 10.1080/10618560600566059.
- [13] L. Cambier, S. Heib, and S. Plot, "The Onera elsA CFD software: Input from research and feedback from industry," *Mechanics and Industry*, vol. 14, no. 3, pp. 159–174, 2013, doi: 10.1051/meca/2013056.
- [14] L. Chen, "INTRODUCTION TO FAST MULTIPOLE METHODS."
- [15] R. Beatson and L. Greengard, "A short course on fast multipole methods."
- [16] T. Andronikos, "Hovering helicopter interaction with the ground and bluff bodies: A CFD based investigation," 2022.

- [17] J. Nordström and A. A. Ruggiu, "Dual Time-Stepping Using Second Derivatives," 2019.
- [18] G. N. Barakos, R. Steijl, K. Badcock, and A. Brocklehurst, *Development of CFD capability for full helicopter engineering analysis*. 31st European Rotorcraft Forum, 2005.
- [19] T. Andronikos, G. Papadakis, V. A. Riziotis, J. M. Prospathopoulos, and S. G. Voutsinas, "Validation of a cost effective method for the rotor-obstacle interaction," *Aerospace Science and Technology*, vol. 113. 2021. doi: 10.1016/j.ast.2021.106698.
- [20] Boer, JF, Hermans, and Pengel, "NLR-TP-2001-569."
- [21] T. Łusiak, A. Dziubiński, and K. Szumański, "INTERFERENCE BETWEEN HELICOPTER AND ITS SURROUNDINGS, EXPERIMENTAL AND NUMERICAL ANALYSIS." [Online]. Available: <http://www.bop.com.pl>
- [22] Y. Nacakli and D. Landman, "Helicopter Downwash/Frigate Airwake Interaction Flowfield PIV Surveys in a Low Speed Wind Tunnel," 2011. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/235606341>
- [23] E. Alpman, J. F. Horn, and D. O. Bridges, "Fully-Coupled Simulations of the Rotorcraft/Ship Dynamic Interface Wind Turbines View project Modeling, simulation and control of electric VTOL (e-VTOL) aircraft. View project Fully-Coupled Simulations of the Rotorcraft / Ship Dynamic Interface," 2007. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/228410027>
- [24] Voutsinas S, "Manual of GenUVP," 2011.
- [25] S. G. Voutsinas and V. A. Riziotis, "STRUCTURAL MODELING AND DYNAMICS, Aeroelasticity lecture notes"
- [26] K. W. McAlister and D. Petot, "NASA Technical Paper AVSCOM Technical Report Application of the ONERA Model of Dynamic Stall."