



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΑΤΤΙΚΗΣ  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**

**Αεροδυναμική μελέτη γύρω από το πτερύγιο αεροπλάνου ONERA M6  
για διαφορετικά μοντέλα τύρβης RANS.**

**ΒΑΡΣΟΣ ΕΥΡΥΣΘΕΝΗΣ**

**ΑΡΙΘΜΟΣ ΜΗΤΡΩΟΥ: 461272017029**

**ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΙΩΑΝΝΗΣ ΣΑΡΡΗΣ**



**UNIVERSITY OF WEST ATTICA  
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING**

**Aerodynamic Study around ONERA M6 Airfoil for different RANS  
Turbulence Models.**

**VAROS EVRYSTHENIS  
NUMBER OF REGISTRATION: 461272017029  
SUPERVISOR: IOANNIS SARRIS**

ΤΡΙΜΕΛΗΣ ΕΞΕΤΑΣΤΙΚΗ ΕΠΙΤΡΟΠΗ

|                    |  |
|--------------------|--|
| ΙΩΑΝΝΗΣ ΣΑΡΡΗΣ     |  |
| ΓΕΩΡΓΙΟΣ ΣΟΦΙΑΔΗΣ  |  |
| ΕΥΑΓΓΕΛΟΣ ΚΑΡΒΕΛΑΣ |  |

## ΔΗΛΩΣΗ ΣΥΓΓΡΑΦΕΑ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο κάτωθι υπογεγραμμένος ΕΥΡΥΣΘΕΝΗΣ ΒΑΡΣΟΣ του ΙΩΑΝΝΗ , με αριθμό μητρώου 461272017029 φοιτητής του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής της Σχολής Μηχανικών του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών, δηλώνω υπεύθυνα ότι:

«Είμαι συγγραφέας αυτής της διπλωματικής εργασίας και ότι κάθε βοήθεια την οποία είχα για την προετοιμασία της είναι πλήρως αναγνωρισμένη και αναφέρεται στην εργασία. Επίσης, οι όποιες πηγές από τις οποίες έκανα χρήση δεδομένων, ιδεών ή λέξεων, είτε ακριβώς είτε παραφρασμένες, αναφέρονται στο σύνολό τους, με πλήρη αναφορά στους συγγραφείς, τον εκδοτικό οίκο ή το περιοδικό, συμπεριλαμβανομένων και των πηγών που ενδεχομένως χρησιμοποιήθηκαν από το διαδίκτυο. Επίσης, βεβαιώνω ότι αυτή η εργασία έχει συγγραφεί από μένα αποκλειστικά και αποτελεί προϊόν πνευματικής ιδιοκτησίας τόσο δικής μου, όσο και του Ιδρύματος.

Παράβαση της ανωτέρω ακαδημαϊκής μου ευθύνης αποτελεί ουσιώδη λόγο για την ανάκληση του πτυχίου μου».

Ημερομηνία

14/10/2024

Ο Δηλών



## Περίληψη

Η παρούσα εργασία ασχολείται με τον σχεδιασμό και τη βελτιστοποίηση αεροπορικών πτερυγίων, εστιάζοντας ειδικά στο πτερύγιο με γεωμετρία ONERA M6. Ιδιαίτερη προσοχή δίνεται στα γεωμετρικά χαρακτηριστικά, τους αεροδυναμικούς συντελεστές, καθώς και την επίδραση της γωνίας επίθεσης. Η ανάλυση περιλαμβάνει προσομοιώσεις τυρβώδους ροής με χρήση των μοντέλων RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) και τα μοντέλα τύρβης k-epsilon και k- $\omega$  SST, με στόχο την αξιολόγηση της ακρίβειας και αποτελεσματικότητάς τους. Οι υπολογισμοί πραγματοποιήθηκαν μέσω του λογισμικού OpenFoam, ενώ για την παρούσα μελέτη χρησιμοποιήθηκε το Simscale, ένα εργαλείο ανοιχτού κώδικα για υπολογιστική ρευστοδυναμική. Τα αποτελέσματα της ανάλυσης περιλαμβάνουν διαγράμματα ταχύτητας και πίεσης τα οποία δημιουργήθηκαν με το ParaView 5.9.1. Επιπλέον, από το post-processing στο SimScale προέκυψαν διαγράμματα σύγκλισης για τους συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας, που αποτελούν βασικά κριτήρια για την αξιολόγηση της απόδοσης.

Λέξεις-κλειδι : Πτερύγιο ONERA M6 , αεροδυναμικοί συντελεστές, μοντέλα RANS, Simscale.

## Abstract

This paper focuses on the design and optimization of aircraft wings, specifically on the ONERA M6 wing geometry, with emphasis on geometric characteristics, aerodynamic coefficients, and the effects of the angle of attack. The analysis involves turbulent flow simulations using RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) models, as well as turbulence models k-epsilon and k- $\omega$  SST, aiming to evaluate their accuracy and efficiency. Computationally, the study was carried out using the finite volume tool OpenFoam, with SimScale—a widely used open-source software for computational fluid dynamics—being applied in this case. The results from the post-processing with ParaView 5.9.1 included velocity and pressure. Additionally, convergence plots of lift and drag coefficients, crucial for performance evaluation, were obtained from the post-processing of SimScale.

Keywords : Aircraft wing ONERA M6, aerodynamic coefficients, RANS models, Simscale.

## Πίνακας περιεχομένων

|   |    |
|---|----|
| Περίληψη .....  | 5  |
| Abstract .....  | 6  |
| Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή.....                                       | 10 |
| 1.1 Σκοπός της Μελέτης.....                                     | 10 |
| 1.2 Σημασία της Αεροδυναμικής Μελέτης .....                     | 10 |
| 1.3 Ανασκόπηση της Βιβλιογραφίας. ....                          | 11 |
| 1.4 Σύνομη Περιγραφή της Δομής της Εργασίας.....                | 14 |
| Κεφάλαιο 2: Θεωρητικό Υπόβαθρο .....                            | 15 |
| 2.1 Αρχές της Αεροδυναμικής.....                                | 15 |
| 2.1.1 Αδιάστατοι Αριθμοί .....                                  | 17 |
| 2.1.2 Βασικές Ισορροπίες και Εξισώσεις Ροής .....               | 19 |
| 2.2 Τύρβη και τύρβη RANS.....                                   | 24 |
| 2.3 Σχεδιαστικές Παράμετροι .....                               | 31 |
| Κεφάλαιο 3: Πτερύγια αεροσκαφών και πτερύγιο ONERA M6. ....     | 33 |
| 3.1 Πτερύγια αεροσκαφών. ....                                   | 33 |
| 3.2 Πτερύγιο ONERA M6: Ιστορικό και Χαρακτηριστικά .....        | 34 |
| Κεφάλαιο 4: Μέθοδος και Υλικά .....                             | 37 |
| 4.1 Μελέτη Σύγκλισης Πλέγματος.....                             | 37 |
| 4.2 Αρχικές Συνθήκες.....                                       | 41 |
| 4.3 Υπολογιστικές Τεχνικές και Εργαλεία Λογισμικού .....        | 49 |
| 4.4 Μοντέλα Τύρβης RANS που Χρησιμοποιήθηκαν .....              | 53 |
| 4.5 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων .....                              | 54 |
| Κεφάλαιο 5: Αποτελέσματα και Συζήτηση.....                      | 57 |
| 5.1 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων για Κάθε Μοντέλο Τύρβης RANS.....  | 57 |
| 5.2 Σύγκριση Αποτελεσμάτων με Αναφορές από τη Βιβλιογραφία..... | 68 |
| 5.3 Πίεση και Ταχύτητα .....                                    | 69 |
| 5.4 Υπολείμματα (Residuals).....                                | 74 |
| 5.5 Προκλήσεις και Περιορισμοί της Μελέτης.....                 | 77 |
| ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....   | 79 |
| ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ .....  | 81 |

## Λίστα Εικόνων

|  |    |
|--|----|
| Εικόνα 1. Οπτική παρουσίαση των δυνάμεων που αναπτύσσονται στο φτερό.....  | 17 |
| Εικόνα 2 : Ροή γύρω από κύλινδρο και αριθμοί Reynolds.....   | 19 |
| Εικόνα 3 : Μονέλα DNS, LES , RANS.....   | 27 |
| Εικόνα 4 : ONERA-M6 Wing, Star of CFD   ONERA.....   | 36 |
| Εικόνα 5 : Σχέδιο του πτερυγίου προσομοίωσης (αρχικό πάνω) , (τελικό κάτω) .....   | 42 |
| Εικόνα 6 : Γεωμετρία πτερυγίου .....   | 43 |
| Εικόνα 7 : Πηγή <a href="https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/">https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/</a> .....    | 46 |
| Εικόνα 8 -9 : Πηγή <a href="https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/">https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/</a> ..... | 47 |
| Εικόνα 10 : Οριακές συνθήκες .....   | 48 |
| Εικόνα 11 : ONERA M6 Wing.....   | 51 |
| Εικόνα 12 : Σε κατάσταση ψηλού Mesh=711k cells .....   | 52 |
| Εικόνα 13 : Σε κατάσταση μέτριου Mesh=473.7k cells.....  | 52 |
| Εικόνα 14 : Σε κατάσταση χαμηλού Mesh=134.1k cells .....   | 53 |
| Εικόνα 15 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6/ Velocity magnitude.....   | 70 |
| Εικόνα 16 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=0/ Velocity magnitude.....   | 70 |
| Εικόνα 17 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=3/ Velocity magnitude.....   | 71 |
| Εικόνα 18 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=3/ Pressure .....  | 71 |
| Εικόνα 19 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=0/ Pressure .....  | 72 |
| Εικόνα 20 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6/ Pressure .....  | 72 |

## Λίστα Πινάκων

|   |    |
|---|----|
| Πίνακας 1: Πίνακας Κανονικοποιημένης Διαβάθμισης Πλέγματος .....  | 38 |
| Πίνακας 2: Πίνακας Region Refinement και Local Element Size ..... | 51 |
| Πίνακας 3 : Mesh Cells και αποτελέσματα (k-omega SST).....        | 58 |
| Πίνακας 4 : Γωνία Προσβολής (°) και αποτελέσματα .....            | 59 |
| Πίνακας 5 : Mesh Cells και αποτελέσματα (k-epsilon) .....         | 63 |



## Διαγράμματα

|  |    |
|--|----|
| Διάγραμμα 1: Διάγραμμα ασυμπτωτικής περιοχής σύγκλισης .....   | 41 |
| Διάγραμμα 2: Διάγραμμα Lift Coefficient - Mesh Quality (k-omega SST).....                                  | 57 |
| Διάγραμμα 3: Διάγραμμα Drag Coefficient - Mesh Quality (k-omega SST) .....                                 | 58 |
| Διάγραμμα 4: Διάγραμμα Lift Coefficient (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells) .....                         | 60 |
| Διάγραμμα 5 : Διάγραμμα Drag Coefficient (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells) .....                        | 60 |
| Διάγραμμα 6 : Διάγραμμα Lift/Drag Ratio (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells) .....                         | 61 |
| Διάγραμμα 7 : Διάγραμμα Elapsed simulation time for different mesh qualities (k-omega SST).....            | 62 |
| Διάγραμμα 8: Διάγραμμα Lift Coefficient - Mesh Quality (k-epsilon) .....                                   | 63 |
| Διάγραμμα 9: Διάγραμμα Drag Coefficient - Mesh Quality (k-epsilon).....                                    | 64 |
| Διάγραμμα 10 : Διάγραμμα Elapsed simulation time for different mesh qualities (k-epsilon).....             | 64 |
| Διάγραμμα 11 : Συνολικός χρόνος για τα δύο μοντέλα (Mesh = 473.7 k cells) .....                            | 66 |
| Διάγραμμα 12-13 : Διαγράμματα σύγκρισης των δύο μοντέλων για Lift (πάνω), Drag(κάτω) Coefficient.<br>..... | 67 |
| Διάγραμμα 14 : (Medium)Re=9.63e6(k-epsilon) AoA=3.....   | 74 |
| Διάγραμμα 15 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=3.....  | 75 |
| Διάγραμμα 16 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=0.....  | 75 |
| Διάγραμμα 17 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6.....  | 76 |

## Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή

### 1.1 Σκοπός της Μελέτης

Η παρούσα μελέτη επικεντρώνεται στη διερεύνηση των αεροδυναμικών ιδιοτήτων αεροσκαφών, με έμφαση στον υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών και των διαστάσεων των πτερύγων και άλλων δομικών στοιχείων. Η έρευνα αυτή επιδιώκει να συμβάλει στην κατανόηση των θεμελιωδών αρχών που καθορίζουν τη σχεδίαση και τη βελτιστοποίηση της αεροδυναμικής απόδοσης των αεροσκαφών.

Η αεροδυναμική απόδοση ενός αεροσκάφους είναι κρίσιμη για την επίτευξη της βέλτιστης απόδοσης και ασφάλειας κατά την πτήση. Επομένως, η ακριβής εκτίμηση των αεροδυναμικών συντελεστών, όπως ο συντελεστής ανύψωσης ( $c_L$ ), ο συντελεστής αντίστασης ( $c_D$ ), είναι απαραίτητη. Αυτοί οι συντελεστές καθορίζουν τη συμπεριφορά του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της πτήσης, επηρεάζοντας άμεσα την κατανάλωση καυσίμου, την απόδοση και την ασφάλεια. Ο κύριος σκοπός της μελέτης είναι η ανάπτυξη μιας μεθοδολογίας που θα επιτρέπει τον προκαταρκτικό υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών και των διαστάσεων των δομικών στοιχείων του αεροσκάφους.

Η μελέτη επικεντρώνεται σε δύο βασικές περιοχές: (1) την κατανόηση των αεροδυναμικών φαινομένων που επηρεάζουν τα κύρια δομικά στοιχεία πτερυγίου ενός αεροσκάφους και (2) την εφαρμογή αυτών των αρχών στον σχεδιασμό και τη βελτιστοποίηση της αεροδυναμικής απόδοσης. Αυτό περιλαμβάνει την ανάλυση της αλληλεπίδρασης μεταξύ της γεωμετρίας του πτερυγίου του αεροσκάφους και της ροής του αέρα, καθώς και την εκτίμηση των επιπτώσεων των αεροδυναμικών δυνάμεων σε διάφορες συνθήκες πτήσης. Συνολικά, η μελέτη στοχεύει να παρέχει μια προσέγγιση για τον σχεδιασμό ενός πτερυγίου αεροσκάφους, η οποία βασίζεται σε επιστημονικά δεδομένα και προηγμένες μεθόδους υπολογισμού. Με τον τρόπο αυτό, η μελέτη συμβάλλει στη βελτίωση της κατανόησης των αεροδυναμικών φαινομένων και στην ανάπτυξη πιο αποδοτικών και ασφαλών αεροσκαφών.

### 1.2 Σημασία της Αεροδυναμικής Μελέτης

Η αεροδυναμική μελέτη είναι κεντρική στον σχεδιασμό πτερυγίων αεροσκαφών, διότι προσδιορίζει και βελτιστοποιεί τις αεροδυναμικές δυνάμεις που δρουν σε αυτά, όπως η άνοση και η αντίσταση. Αυτές οι δυνάμεις επηρεάζουν άμεσα την αποδοτικότητα του αεροσκάφους, τη σταθερότητα και την ασφάλεια κατά την πτήση. Η κατανόηση των αεροδυναμικών παραμέτρων

είναι κρίσιμη για τη μείωση της κατανάλωσης καυσίμου, την αύξηση της εμβέλειας, και τη βελτίωση της συνολικής απόδοσης του αεροσκάφους. Ένας βασικός τομέας εστίασης είναι η βελτίωση της απόδοσης του πτερυγίου, το οποίο επηρεάζει την ικανότητα του αεροσκάφους να παραμένει στον αέρα με την ελάχιστη δυνατή κατανάλωση ενέργειας. Η μελέτη αεροδυναμικών φαινομένων, όπως οι στρόβιλοι και η επαγόμενη αντίσταση, βοηθά στη μείωση της οπισθέλκουσας, βελτιώνοντας την αποδοτικότητα πτήσης.

Επιπλέον, οι αεροδυναμικές μελέτες συνεισφέρουν στην ανάπτυξη νέων τεχνολογιών και καινοτομιών στον τομέα της αεροναυπηγικής. Με τη βοήθεια προσομοιώσεων και υπολογιστικών εργαλείων, οι μηχανικοί μπορούν να βελτιστοποιήσουν τις σχεδιαστικές παραμέτρους και να επιτύχουν καλύτερη επίδοση σε ακραίες συνθήκες πτήσης. Για παράδειγμα, η χρήση προηγμένων υπολογιστικών μεθόδων, όπως οι προσομοιώσεις CFD (Computational Fluid Dynamics), επιτρέπει την ακριβή ανάλυση της ροής αέρα γύρω από τα αεροσκάφη και την προσαρμογή του σχεδιασμού ανάλογα με τις ανάγκες.

Η αεροδυναμική μελέτη είναι επίσης σημαντική για την εμπορική επιτυχία των αεροσκαφών. Η ικανότητα μείωσης της αεροδυναμικής αντίστασης οδηγεί σε οικονομικά και περιβαλλοντικά οφέλη, καθώς τα αεροσκάφη που είναι πιο αποδοτικά σε καύσιμα εκπέμπουν λιγότερους ρύπους και κοστίζουν λιγότερο στη λειτουργία. Οι βελτιώσεις στην αεροδυναμική απόδοση επιτρέπουν επίσης μεγαλύτερες αποστάσεις χωρίς ανεφοδιασμό, αυξάνοντας την εμπορική αξία των αεροσκαφών. Η συμβολή της αεροδυναμικής στη βελτιστοποίηση του σχεδιασμού των αεροσκαφών είναι αδιαμφισβήτητη. Μέσα από μια συνδυασμένη προσέγγιση θεωρητικής ανάλυσης, πειραματικών μετρήσεων και υπολογιστικών μοντέλων, οι αεροναυπηγοί καταφέρνουν να προάγουν την τεχνολογία στον τομέα της αεροναυπηγικής και να αναπτύσσουν αεροσκάφη που είναι ασφαλέστερα, πιο αποδοτικά και φιλικά προς το περιβάλλον.

### 1.3 Ανασκόπηση της Βιβλιογραφίας.

Η αεροδυναμική των πτερυγίων αποτελεί έναν από τους πιο κρίσιμους τομείς στην αεροναυπηγική, καθώς οι επιδόσεις των αεροσκαφών εξαρτώνται άμεσα από την αλληλεπίδραση των πτερυγίων με τη ροή του αέρα. Οι πρώτες σημαντικές μελέτες στον τομέα αυτόν χρονολογούνται από τις αρχές του 20ού αιώνα και συνέβαλαν στη θεμελίωση της επιστήμης της αεροδυναμικής. Οι εργασίες του Ludwig Prandtl (1925) για τη θεωρία του οριακού στρώματος αποτέλεσαν ορόσημο, καθώς επέτρεψαν την κατανόηση της συμπεριφοράς της στρωτής και

τυρβώδους ροής γύρω από τα πτερύγια. Παράλληλα, οι θεωρίες του von Kármán (1948) σχετικά με τους στροβίλους και την κατανομή της πίεσης παρείχαν περαιτέρω εμβάθυνση στη μελέτη των αεροδυναμικών φαινομένων (Anderson, 2010). Η εξέλιξη της αεροδυναμικής ακολούθησε με την εισαγωγή της πειραματικής αεροδυναμικής και τη χρήση αεροδυναμικών σηράγγων, όπου οι επιστήμονες μπορούσαν να μετρήσουν τις δυνάμεις και τις ροές που αναπτύσσονται γύρω από τα πτερύγια. Τα κλασικά πειράματα όπως αυτά των Katz και Plotkin (1991) συνέβαλαν σημαντικά στην κατανόηση της αλληλεπίδρασης του αέρα με τα πτερύγια, ειδικά σε υποηχητικές και υπερηχητικές ταχύτητες. Τα πειράματα αυτά αποτελούν τη βάση για τη σύγχρονη αεροδυναμική, και τα αποτελέσματά τους έχουν επικυρωθεί επανειλημμένα μέσω υπολογιστικών προσομοιώσεων και σύγχρονων πειραμάτων (Raymer, 2018).

Η μετάβαση από την πειραματική αεροδυναμική στην υπολογιστική ρευστοδυναμική (Computational Fluid Dynamics, CFD) σηματοδότησε μια νέα εποχή για την αεροναυπηγική. Οι προσομοιώσεις CFD επιτρέπουν την ανάλυση πολύπλοκων ροών χωρίς την ανάγκη για φυσικά πειράματα, κάτι που μειώνει το κόστος και τον χρόνο που απαιτείται για τη μελέτη των αεροδυναμικών φαινομένων. Μελέτες όπως αυτές των Wilcox (2006) και Menter (1994) για τα μοντέλα τύρβης έπαιξαν καθοριστικό ρόλο στην ανάπτυξη ακριβών μοντέλων προσομοίωσης, επιτρέποντας την πρόβλεψη της συμπεριφοράς της ροής γύρω από τα πτερύγια με αξιοσημείωτη ακρίβεια. Τα μοντέλα αυτά περιλαμβάνουν τα κλασικά μοντέλα  $k-\epsilon$  και  $k-\omega$ , τα οποία χρησιμοποιούνται ευρέως στη βιομηχανία για τη μελέτη της τυρβώδους ροής. Η εφαρμογή των μοντέλων τύρβης RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) έχει γίνει αναπόσπαστο μέρος της αεροναυπηγικής ανάλυσης. Το μοντέλο  $k-\epsilon$ , που αναπτύχθηκε αρχικά από τους Launder και Spalding (1974), είναι ένα από τα πιο δημοφιλή μοντέλα για την προσομοίωση της τύρβης λόγω της απλότητάς του και της ευρείας εφαρμογής του. Ωστόσο, το μοντέλο αυτό παρουσιάζει ορισμένους περιορισμούς, ιδιαίτερα σε ροές με υψηλή ανομοιογένεια, κάτι που οδήγησε στην ανάπτυξη του μοντέλου  $k-\omega$  από τον Wilcox (1988). Το μοντέλο  $k-\omega$  παρέχει βελτιωμένη ακρίβεια σε συγκεκριμένες ροές, όπως αυτές που παρατηρούνται κοντά σε τοιχώματα, καθιστώντας το κατάλληλο για την προσομοίωση ροών υψηλής πίεσης και θερμοκρασίας (Wilcox, 2006).

Με την πάροδο του χρόνου, οι ερευνητές ανέπτυξαν περαιτέρω τα μοντέλα RANS για να αντιμετωπίσουν τα μειονεκτήματα των κλασικών μοντέλων τύρβης. Το μοντέλο SST (Shear Stress Transport), που προτάθηκε από τον Menter (1994), αποτελεί μία υβριδική προσέγγιση που

συνδυάζει τα πλεονεκτήματα των μοντέλων k-ε και k-ω. Το SST μοντέλο βελτιώνει την προσομοίωση της ροής σε περιοχές υψηλής διάτμησης, όπως τα άκρα των πτερύγων και οι περιοχές με έντονη ροή στροβίλων, ενώ ταυτόχρονα παρέχει σταθερότητα στις προσομοιώσεις (Menter, 1994). Παρά τις εξελίξεις αυτές, υπάρχουν ακόμη ανοιχτά ζητήματα και προκλήσεις στην εφαρμογή των μοντέλων RANS. Η αδυναμία των μοντέλων αυτών να αναπαραγάγουν με ακρίβεια πολύπλοκες ροές, όπως αυτές που περιλαμβάνουν μεταβατικές ροές ή ροές με έντονη αποκόλληση, παραμένει ένα σημαντικό πρόβλημα. Οι πρόσφατες έρευνες επικεντρώνονται στην ανάπτυξη νέων τεχνικών και βελτιστοποιημένων μοντέλων, όπως τα Large Eddy Simulation (LES) και Direct Numerical Simulation (DNS), τα οποία επιτρέπουν την καλύτερη προσομοίωση των πολύπλοκων ροών με υψηλότερη ακρίβεια, αλλά απαιτούν σημαντικούς υπολογιστικούς πόρους (Sagaut, 2006).

Τα σημαντικά ευρήματα από τις μελέτες αυτές δείχνουν ότι, παρόλο που τα κλασικά μοντέλα τύρβης όπως τα k-ε και k-ω είναι ευρέως χρησιμοποιούμενα, οι νέες προσεγγίσεις όπως το SST και τα LES προσφέρουν βελτιωμένες δυνατότητες και μπορούν να αποτελέσουν το μέλλον της αεροδυναμικής προσομοίωσης (Wilcox, 2006; Sagaut, 2006). Παράλληλα, η συγκριτική ανάλυση των αποτελεσμάτων από πειράματα και προσομοιώσεις συνεχίζει να είναι κρίσιμη για την επικύρωση των μοντέλων και την εξασφάλιση της ακρίβειάς τους. Η βελτιστοποίηση του σχεδιασμού των πτερύγων μέσω των μοντέλων RANS είναι επίσης ένα πεδίο που γνωρίζει συνεχή ανάπτυξη. Η χρήση προσομοιώσεων για την αναγνώριση των περιοχών με υψηλές αεροδυναμικές απώλειες και η εφαρμογή αλλαγών στο σχεδιασμό των πτερύγων έχει αποδειχθεί εξαιρετικά αποτελεσματική στην αύξηση της απόδοσης των αεροσκαφών (Raymer, 2018). Ωστόσο, παραμένουν ακόμη ανοιχτά ζητήματα σχετικά με την ακριβή προσομοίωση της μεταβατικής ροής και την επίδραση των μικρής κλίμακας διαταραχών στην αεροδυναμική απόδοση.

Συμπερασματικά, η αεροδυναμική των πτερυγίων αποτελεί έναν δυναμικό τομέα έρευνας, όπου οι εξελίξεις στην τεχνολογία και τα μοντέλα τύρβης συνεχίζουν να προάγουν την επιστήμη. Η συνδυασμένη χρήση πειραματικών δεδομένων και υπολογιστικών προσομοιώσεων επιτρέπει τη συνεχή βελτίωση των αεροδυναμικών μοντέλων και την προσαρμογή τους στις νέες απαιτήσεις της αεροναυπηγικής βιομηχανίας. Μελλοντικές έρευνες θα πρέπει να επικεντρωθούν στην περαιτέρω βελτίωση των μοντέλων RANS, στην καλύτερη κατανόηση της μεταβατικής ροής και

στην εφαρμογή προηγμένων προσομοιώσεων για την επίτευξη πιο ακριβών και αξιόπιστων αποτελεσμάτων.

#### 1.4 Σύντομη Περιγραφή της Δομής της Εργασίας

Η εργασία αυτή είναι δομημένη με τέτοιο τρόπο ώστε να προσφέρει μια συστηματική και ολοκληρωμένη ανάλυση σε συγκεκριμένες συνθήκες, μέσα από CFD προσομοίωση ενός μοντέλου πτερυγίου αεροσκάφους, πιο συγκεκριμένα του ONERA M6. Η δομή της εργασίας ακολουθεί μια λογική αλληλουχία κεφαλαίων που καλύπτουν τόσο τις θεωρητικές όσο και τις πρακτικές πτυχές του αντικειμένου.

#### **Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή**

Το πρώτο κεφάλαιο παρέχει μια γενική εισαγωγή στο θέμα της εργασίας, προσδιορίζοντας τον σκοπό της μελέτης, το αντικείμενο της έρευνας, τη σημασία της αεροδυναμικής μελέτης, και μια σύντομη περιγραφή της δομής της εργασίας. Στο κεφάλαιο αυτό καθορίζονται οι βασικοί στόχοι της έρευνας και η προσέγγιση που θα ακολουθηθεί για την επίτευξή τους, επιπλέον γίνεται μια σύντομη ανασκόπηση της βιβλιογραφίας.

#### **Κεφάλαιο 2: Θεωρητικό Υπόβαθρο**

Το δεύτερο κεφάλαιο εισάγει τις βασικές θεωρητικές έννοιες που είναι απαραίτητες για την κατανόηση των αεροδυναμικών φαινομένων που σχετίζονται με τα αεροσκάφη. Στο πλαίσιο αυτό, εξετάζονται οι αρχές της αεροδυναμικής, τα χαρακτηριστικά της ροής του αέρα γύρω από τα σώματα, και τα μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιούνται στις προσομοιώσεις ροής.

#### **Κεφάλαιο 3:**

Το τρίτο κεφάλαιο παρουσιάζει βασικές γνώσεις όσο αφορά τα πτερύγια των αεροπλάνων αλλά και μια σύντομη ιστορική αναδρομή στο βασικό πτερύγιο που ασχολείται η εργασία το ONERA M6.

#### **Κεφάλαιο 4: Αποτελέσματα και Συζήτηση**

Στο τέταρτο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων και των πειραματικών μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν στο πλαίσιο της μελέτης. Τα αποτελέσματα αυτά συγκρίνονται με τις προβλέψεις των θεωρητικών μοντέλων και συζητούνται οι διαφορές και

οι ομοιότητες. Επιπλέον, αναλύονται οι επιπτώσεις των διάφορων παραμέτρων στο τελικό αποτέλεσμα και εντοπίζονται πιθανά σημεία βελτίωσης.

## **Κεφάλαιο 5: Συμπεράσματα**

Το πέμπτο και τελευταίο κεφάλαιο συνοψίζει τα ευρήματα της έρευνας και παρέχει προτάσεις για μελλοντική έρευνα και βελτίωση. Τα συμπεράσματα που προκύπτουν αναδεικνύουν την επίδραση των αεροδυναμικών φαινομένων στον σχεδιασμό αεροσκαφών και υπογραμμίζουν τη σημασία της ακριβούς προσομοίωσης για τη βελτίωση της απόδοσης και της ασφάλειας.

## Κεφάλαιο 2: Θεωρητικό Υπόβαθρο

### 2.1 Αρχές της Αεροδυναμικής.

Ο προσδιορισμός των πρωταρχικών διαστάσεων των δομικών στοιχείων ενός αεροσκάφους (όπως το φτερό, η άτρακτος και η ουρά) απαιτεί τον προκαταρκτικό υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών ( $c_L$ ,  $c_D$ ) και της αεροδυναμικής απόδοσης ( $L/D = c_D/c_L$ ). Μια σημαντική πρόκληση σε αυτούς τους υπολογισμούς έγκειται στην αρχική απουσία συγκεκριμένων γεωμετρικών παραμέτρων των δομών του αεροσκάφους, οι οποίες είναι απαραίτητες για ακριβή υπολογισμό. Συνεπώς, είναι απαραίτητο να εκτιμηθούν οι αρχικές τιμές αυτών των συντελεστών για να μετρηθούν οι κατά προσέγγιση διαστάσεις των συγκροτημάτων του αεροσκάφους. Μέσω μιας επαναληπτικής προσέγγισης, λαμβάνονται προοδευτικά ακριβείς τιμές για τις διαστάσεις της πτέρυγας, της άτρακτου και άλλων εξαρτημάτων, βελτιώνοντας τους αεροδυναμικούς συντελεστές στη διαδικασία.

### Στροβίλοι

Σύστημα στροβίλου: Όταν τα γραμμικά ρεύματα της σπονδυλικής στήλης και της κοιλιάς συγκλίνουν στο πίσω άκρο του περυγίου, δημιουργούνται στρόβιλοι λόγω της συνιστώσας της πλευρικής ταχύτητας. Αυτοί οι στρόβιλοι μπορούν να θεωρηθούν ως περιστρεφόμενοι «πυρήνες» αέρα, μετατρέποντας τη ροή από τη δισδιάστατη (όπως σε ένα άπειρο φτερό) σε τρισδιάστατη. Οι κύριοι στρόβιλοι, που εμφανίζονται στα άκρα των φτερών, ονομάζονται ελεύθερες ή συρόμενες δίνες. Μαζί με τον στρόβιλο εκκίνησης και την κυκλοφορία του φτερού, που θεωρείται ανοδική δίνη ή δίνη αιχμαλωσίας, σχηματίζουν ένα κλειστό σύστημα στροβίλων γύρω από το φτερό. Η ένταση αυτών των στροβιλισμών αυξάνεται από το μεσαίο φτερό μέχρι τα άκρα των φτερών, όπου αναδύεται μια διαχωριστική επιφάνεια. Οι άξονες περιστροφής αυτών των δινών είναι παράλληλοι

με την κατεύθυνση πτήσης. Οι δίνες γύρω από τις αεροτομές προκαλούν μια απόκλιση ροής στο μπροστινό μέρος του πτερυγίου (ανέβασμα) και πίσω από το φτερό (κάτω πλύση), που συνήθως αναφέρεται ως η επαγόμενη έλξη.

### Ενεργή γωνία προσβολής

Το φαινόμενο προβόλου μειώνει τη γωνία επίθεσης  $\alpha$  του πτερυγίου κατά την επαγόμενη γωνία επίθεσης,  $\alpha_{cat}$ , γνωστή και ως η επαγόμενη γωνία επίθεσης,  $\alpha_{rag}$ . Η ταχύτητα της δέσμης φτάνει το ήμισυ της μέγιστης τιμής της στο μέσο του πτερυγίου, που συμβολίζεται ως  $w$ . Η αποτελεσματική γωνία επίθεσης καθορίζεται από τις ακόλουθες σχέσεις:

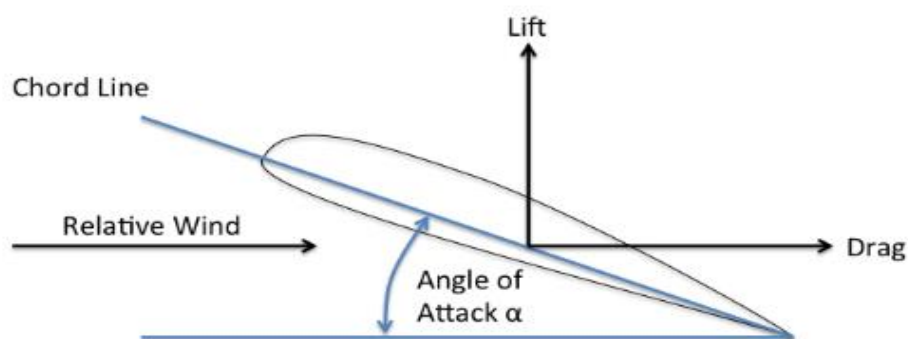
$$\alpha_{eff} = \alpha - \omega / 2V$$

$$\alpha_{geo} = c_L / 2\pi\lambda$$

όπου  $\alpha_{eff}$ , είναι η πραγματική γωνία προσβολής της πτέρυγας,  $\alpha_{geo}$  είναι η γεωμετρική γωνία επίθεσης σε σχέση με την ελεύθερη ροή, και λείναι ο λόγος διαστάσεων του πτερυγίου.

### Επιπτώσεις των Αλλαγών Γωνίας Επίθεσης

Η γωνία επίθεσης (angle of attack) ενός πτερυγίου, που ορίζεται ως η γωνία μεταξύ της χορδής του πτερυγίου και της κατεύθυνσης της σχετικής ροής, έχει σημαντική επίδραση στην ανύψωση και την αντίσταση. Για μικρές γωνίες επίθεσης, η ανύψωση αυξάνεται γραμμικά με την αύξηση της γωνίας, μέχρι να φτάσει σε ένα σημείο κρίσης γνωστό ως γωνία αποκόλλησης (stall angle). Στην κρίσιμη αυτή γωνία, η ροή αποκολλάται από το πάνω μέρος του πτερυγίου, οδηγώντας σε δραματική πτώση της ανύψωσης και αύξηση της αντίστασης (Anderson, 2010). Η ανάλυση της επίδρασης της γωνίας επίθεσης μπορεί να γίνει με τη χρήση της θεωρίας ανύψωσης.





Εικόνα 1. Οπτική παρουσίαση των δυνάμεων που αναπτύσσονται στο φτερό

### Καμπύλη ενίσχυσης

Ο συντελεστής ανύψωσης του πτερυγίου  $c_L$  προσδιορίζεται από την ακόλουθη γραμμική σχέση ως συνάρτηση της γωνίας προσβολής  $\alpha$ :

$$(c_L)_\Pi = \left(\frac{dc_L}{d\alpha}\right) (\alpha - \alpha_0) + C$$

όπου  $C$  είναι ο μη γραμμικός συντελεστής άνωσης που ενσωματώνει το φαινόμενο καμπυλότητας της πρόσθιας ακμής, που αρχικά ορίστηκε στο μηδέν. Για καμπύλες μπροστινές ακμές, χρησιμοποιείται μια τιμή  $0,5C$ . Ο συντελεστής  $c_{L\Pi}$  χρησιμοποιείται στους υπολογισμούς για εμβέλεια, ανάβαση και επιτάχυνση μέχρι την ταχύτητα πλεύσης για φτερά με  $\lambda < 4$ . Η γωνία προσβολής μηδενικής ανύψωσης της πτέρυγας θεωρείται αρχικά ίση με τη γωνία προσβολής μηδενικής ανύψωσης της αεροτομής.

#### 2.1.1 Αδιάστατοι Αριθμοί

##### Αριθμός Mach

Ο αριθμός Mach είναι ένας αδιάστατος αριθμός που χρησιμοποιείται στην αεροδυναμική και τη ρευστοδυναμική για να περιγράψει τη σχέση μεταξύ της ταχύτητας ενός αντικειμένου και της ταχύτητας του ήχου στο ίδιο μέσο. Συγκεκριμένα, ο αριθμός Mach ορίζεται ως:

$$\text{Αριθμός Mach} = \frac{\text{Ταχύτητα του αντικειμένου}}{\text{Ταχύτητα του ήχου στο μέσο}}$$

Ο αριθμός αυτός βοηθά στην κατηγοριοποίηση της ταχύτητας ενός αντικειμένου σε σχέση με την ταχύτητα του ήχου, ως εξής:

- **Mach < 1:** Υποηχητική ταχύτητα (πιο αργή από την ταχύτητα του ήχου).
- **Mach = 1:** Ισοηχητική ταχύτητα (ίση με την ταχύτητα του ήχου).
- **Mach > 1:** Υπερηχητική ταχύτητα (ταχύτερη από την ταχύτητα του ήχου).
- **Mach > 5:** Υπερ-υπερηχητική ταχύτητα.

Η ταχύτητα του ήχου εξαρτάται από τις συνθήκες του μέσου, όπως η θερμοκρασία και η πίεση, και στον αέρα στην επιφάνεια της Γης, είναι περίπου 343 μέτρα ανά δευτερόλεπτο στους 20°C (Anderson, 2017).

### Αριθμός Reynolds

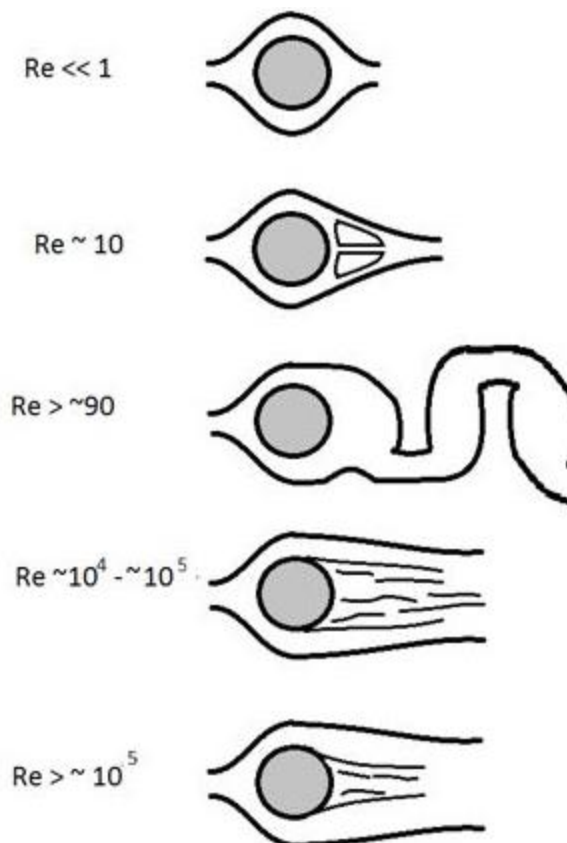
Ο αριθμός Reynolds εκφράζεται ως ο λόγος των αδρανειακών δυνάμεων προς τις ιξώδεις δυνάμεις μέσα σε ένα ρευστό και περιλαμβάνει τις εξής παραμέτρους: η πυκνότητα του ρευστού ( $\rho$ ), η χαρακτηριστική ταχύτητα του ρευστού ( $u$ ), το χαρακτηριστικό μήκος ( $L$ ), που μπορεί να είναι η διάμετρος ενός σωλήνα ή το μήκος ενός αεροφύλλου, και το δυναμικό ιξώδες του ρευστού ( $\mu$ ).

$$\text{Αριθμός Reynolds} = \frac{\rho \cdot u \cdot L}{\mu}$$

Ο αριθμός Reynolds χρησιμοποιείται για να καθορίσει τη φύση της ροής. Συγκεκριμένα:

- Για τιμές περίπου **Re < 2,300**, η ροή είναι στρωτή (laminar flow), δηλαδή το ρευστό κινείται σε στρώματα χωρίς αναταράξεις.
- Για τιμές περίπου **Re > 4,000**, η ροή είναι τυρβώδης (turbulent flow), όπου υπάρχει έντονη αναταραχή και χαοτική κίνηση του ρευστού.
- Στην περιοχή περίπου **2,300 < Re < 4,000**, η ροή βρίσκεται σε μεταβατική κατάσταση (transition flow), όπου μπορεί να μετατραπεί από στρωτή σε τυρβώδη.

Ο αριθμός Reynolds είναι κρίσιμος για τη μελέτη της αεροδυναμικής και της ρευστομηχανικής, καθώς επηρεάζει τον τρόπο που ρέει το ρευστό γύρω από τα αντικείμενα και επομένως τις δυνάμεις που ασκούνται πάνω τους (White, 2016).



Εικόνα 2 : Ροή γύρω από κύλινδρο και αριθμοί Reynolds

### 2.1.2 Βασικές Ισοροπίες και Εξισώσεις Ροής

Τα φτερά υψηλού λόγου διαστάσεων με μηδενική γωνία σάρωσης αναλύονται τυπικά με την υπόθεση της ασυμπίεστης ροής. Η ταξινόμηση των φτερών με βάση την αναλογία ανοίγματος τυπικά εμπίπτει σε τρεις κατηγορίες: φτερά κοντών ρίψεων ( $L < 6$ ), κανονικά φτερά ( $6 < \Lambda < 9$ ) και φτερά με μεγάλο άνοιγμα ( $L > 9$ ) (Anderson, 2010, Raymer, 2018). Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των φτερών με μεγάλο άνοιγμα καθορίζονται κυρίως από το σχήμα της αεροτομής και όχι από την κάτοψη (Abbott & Von Doenhoff, 1959). Για φτερά με υψηλούς λόγους διαστάσεων, ο λόγος ανοίγματος ( $\Lambda$ ) μπορεί να οριστεί ως εξής (Bertin & Cummings, 2013):

$$\Lambda > 3/4(1 + \sigma)$$

Το  $\sigma$  είναι μια σταθερά που σχετίζεται με τα δομικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου. Αντίθετα, τα φτερά μικρής βολής χαρακτηρίζονται από:

$$\Lambda < \frac{3}{4}(1 + \sigma)$$

Η αεροδυναμική απόδοση των φτερών με μεγάλο άνοιγμα υπαγορεύεται σε μεγάλο βαθμό από τις ιδιότητες της αεροτομής και λιγότερο από την κάτοψη της. Η κλίση της καμπύλης ανύψωσης ( $dcL/da$ ) για τέτοια φτερά μπορεί να εκφραστεί ως (Anderson, 1999):

$$(dcL/da)_{\Pi} = \frac{m_0\pi}{1 + \frac{\pi\Lambda}{m}}$$

οπου  $m_0$ , αντιπροσωπεύει την κλίση ανά ακτίνα, και το  $\Lambda$  είναι ένας συντελεστής διόρθωσης που τυπικά προσεγγίζεται ως 0,95 (Hoerner, 1985). Για ορθογώνια περύγια σε ασυμπίεστη και δισδιάστατη ροή, η κλίση δίνεται από

$$(dcL/da) = \frac{1}{1 + \frac{2}{\Lambda}}$$

Στη σφαίρα της υποηχητικής συμπίεσιμης ροής ( $Ma > 0,4$ ), ο μετασχηματισμός Prandtl-Glauert χρησιμοποιείται για τη ρύθμιση του συντελεστή ανύψωσης ως εξής (Prandtl & Tietjens, 1957):

$$(dcL/da)_{\Pi} = \frac{m_0\pi}{\sqrt{1 - Ma^2}(1 + \frac{\pi\Lambda}{m})}$$

Η περιοχή του καναλιού επηρεάζει τα χαρακτηριστικά ροής γύρω από το φτερό, απαιτώντας πολύπλοκες υπολογιστικές μεθόδους για τον ακριβή προσδιορισμό της κλίσης της καμπύλης ανύψωσης (Etkin, 2005). Στην υπερηχητική ροή, η διακύμανση του συντελεστή ανύψωσης είναι γραμμική και περιγράφεται από:

$$(dcL/da) = \frac{4}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$$

Η κλίση της καμπύλης ανύψωσης για συμμετρικές λεπτές αεροτομές σε υπερηχητική ροή δίνεται από:

$$(dcL/da) = \frac{2\pi}{Ma^2 - 1}$$

Για πτερύγια χαμηλού λόγου ανοίγματος με μηδενική γωνία σάρωσης, τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά επηρεάζονται σε μεγάλο βαθμό από τη γεωμετρική διαμόρφωση του πτερυγίου (McCormick, 1995). Σύμφωνα με τη θεωρία του Helmholtz, η κλίση των ελλειπτικών πτερυγίων σε ασυμπίεστη ροή είναι:

$$(dcL/da) = \frac{m_0\pi}{1 + \frac{\pi\Lambda}{m}}$$

Στην υποηχητική συμπίεστη ροή, ο μετασχηματισμός Prandtl-Glauert τροποποιεί αυτή τη σχέση σε:

$$(dcL/da)_\Pi = \frac{m_0\pi}{\sqrt{1 - Ma^2}(1 + \frac{\pi\Lambda}{m})}$$

Τα χαρακτηριστικά υπερηχητικής ροής για πτερύγια με πεπερασμένη πρόσθια ακμή καθορίζονται από την κάτοψη της πτέρυγας και τον αριθμό Mach (Etkin, 2005). Ο συντελεστής ζ για μια δεδομένη κάτοψη και ο αριθμός Mach είναι κρίσιμος για τον καθορισμό της αεροδυναμικής συμπεριφοράς:

$$(dcL/da)_\Pi = \frac{4}{\sqrt{Ma^2 - 1}}$$

Τα φτερά D, που χρησιμοποιούνται συνήθως στα σύγχρονα υπερηχητικά αεροσκάφη, χαρακτηρίζονται από ισχυρές δίνες αιχμής που ενισχύουν σημαντικά την ανύψωση (Hoerner, 1985). Ο συντελεστής ανύψωσης των πτερυγίων δέλτα ποικίλλει ανάλογα με τη γωνία προσβολής α, φθάνοντας συχνά σε τιμές όπως:

$$c_{L_{max}} = 1.35$$

Ο αποτελεσματικός συντελεστής ανύψωσης:

$$c_N = \frac{2\pi a}{\sqrt{1 + \sigma}}$$

Το  $\sigma$  αντιπροσωπεύει τις αναλογίες μισού ανοίγματος και χορδών. Τα φτερά με κάθετες επιφάνειες στις άκρες, όπως τα φτερά, βελτιώνουν την αεροδυναμική απόδοση μειώνοντας την επαγόμενη οπισθέλκουσα και αποτρέποντας την εξίσωση της πίεσης (Raymer, 2018). Ο λόγος ενεργού ανοίγματος τροποποιείται ως εξής για τα φτερά:

$$\Lambda_{\text{eff}} = \Lambda + \epsilon(1 + \delta)$$

### Υδροδυναμικά και Αεροδυναμικά Προφίλ

Τα υδροδυναμικά και αεροδυναμικά προφίλ αποτελούν βασικά στοιχεία στη μελέτη των ροών ρευστών γύρω από στερεά σώματα. Η ανάλυση αυτών των προφίλ έχει κρίσιμη σημασία για την κατανόηση των δυνάμεων που ασκούνται σε σώματα που κινούνται μέσα σε ρευστά, είτε αυτά είναι υγρά είτε αέρια. Τα προφίλ σχεδιάζονται έτσι ώστε να μειώνουν την αντίσταση του ρευστού και να μεγιστοποιούν την ανυψωτική δύναμη (lift) ή τη δύναμη προώθησης (thrust). Η βασική εξίσωση που περιγράφει την ανύψωση που παράγεται από ένα αεροδυναμικό προφίλ είναι η εξίσωση **Bernoulli**, η οποία εκφράζει τη διατήρηση της ενέργειας σε ένα ρευστό χωρίς ιξώδες:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh = \text{σταθερό},$$

όπου  $p$  είναι η πίεση,  $\rho$  είναι η πυκνότητα του ρευστού,  $v$  είναι η ταχύτητα του ρευστού, και  $h$  είναι το ύψος. Για την ανύψωση, η διαφορά πίεσης μεταξύ του πάνω και του κάτω μέρους ενός

πτερυγίου οδηγεί σε μια καθαρή δύναμη προς τα πάνω. Στα αεροδυναμικά προφίλ, η χρήση της εξίσωσης Bernoulli σε συνδυασμό με την εξίσωση συνέχειας:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0,$$

επιτρέπει τον προσδιορισμό της κατανομής ταχυτήτων και πιέσεων γύρω από το προφίλ. Ένα καλά σχεδιασμένο αεροδυναμικό προφίλ μειώνει την αναταραχή (turbulence) και αυξάνει την αποδοτικότητα του πτερυγίου, γεγονός που είναι κρίσιμο για την αεροδυναμική απόδοση.

Τα υδροδυναμικά προφίλ, αν και υπόκεινται στις ίδιες αρχές με τα αεροδυναμικά προφίλ, διαφέρουν σε σχέση με τις δυνάμεις που ασκούνται λόγω της μεγαλύτερης πυκνότητας του νερού σε σύγκριση με τον αέρα. Τα προφίλ αυτά χρησιμοποιούνται κυρίως σε εφαρμογές ναυτικής μηχανικής, όπως οι έλικες πλοίων και τα υδροπτέρυγα. Το μοντέλο που χρησιμοποιείται για την ανάλυση αυτών των προφίλ είναι το ίδιο με εκείνο των αεροδυναμικών, με προσαρμογές για τις μεγαλύτερες πυκνότητες και τις χαμηλότερες ταχύτητες του νερού.

### Ροή γύρω από Σώματα και Φαινόμενα Οριακού Στρώματος

Η ροή γύρω από σώματα είναι ένα από τα πιο πολύπλοκα και κρίσιμα θέματα στη ρευστομηχανική. Όταν ένα ρευστό ρέει γύρω από ένα σώμα, δημιουργούνται δυνάμεις όπως η δύναμη άντωσης και η δύναμη αντίστασης, οι οποίες καθορίζονται από τη γεωμετρία του σώματος, τη ταχύτητα ροής, και τις ιδιότητες του ρευστού. Η ροή αυτή μπορεί να είναι είτε στρωτή είτε τυρβώδης, ανάλογα με τον αριθμό Reynolds (Re). Για χαμηλούς αριθμούς Reynolds, η ροή είναι στρωτή και χαρακτηρίζεται από ομαλές και παράλληλες γραμμές ροής. Για υψηλούς αριθμούς Reynolds, η ροή γίνεται τυρβώδης, με ακανόνιστες και χαοτικές διακυμάνσεις στην ταχύτητα. Ένα από τα πιο σημαντικά φαινόμενα που σχετίζονται με τη ροή γύρω από σώματα είναι το φαινόμενο του οριακού στρώματος. Το οριακό στρώμα είναι μια λεπτή περιοχή κοντά στην επιφάνεια του σώματος όπου η ροή επιβραδύνεται λόγω των ιξωδών δυνάμεων. Η εξίσωση Navier-Stokes, όταν εφαρμόζεται στο οριακό στρώμα, απλοποιείται στη γνωστή ως εξίσωση οριακού στρώματος (Prandtl, 1904):

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0,$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2},$$

όπου  $u$  και  $v$  είναι οι συνιστώσες ταχύτητας κατά τις διευθύνσεις  $x$  και  $y$ , αντίστοιχα. Η λύση αυτών των εξισώσεων δίνει την κατανομή της ταχύτητας μέσα στο οριακό στρώμα και επιτρέπει την εκτίμηση της αντίστασης λόγω ιξώδους.

Ένα από τα βασικά φαινόμενα στο οριακό στρώμα είναι η αποκόλληση της ροής. Η αποκόλληση συμβαίνει όταν το οριακό στρώμα δεν μπορεί να ακολουθήσει την καμπυλότητα του σώματος, με αποτέλεσμα να δημιουργείται ανακυκλωτική ροή πίσω από το σώμα. Αυτό οδηγεί σε αύξηση της δύναμης αντίστασης και σε απώλεια ανύψωσης. Η αποκόλληση της ροής είναι ένα από τα πιο σημαντικά προβλήματα στην αεροδυναμική σχεδίαση, και διάφορες τεχνικές, όπως οι σχισμές στα πτερύγια και οι vortex generators, έχουν αναπτυχθεί για να την ελαχιστοποιήσουν. Συνολικά, η ανάλυση της ροής γύρω από σώματα και του φαινομένου του οριακού στρώματος αποτελεί κρίσιμο μέρος της σχεδίασης αεροδυναμικών και υδροδυναμικών συστημάτων, με εφαρμογές που κυμαίνονται από την αεροναυπηγική μέχρι την ναυτική μηχανική.

## 2.2 Τύρβη και τύρβη RANS.

Η τύρβη είναι ένα από τα πιο περίπλοκα και πολυδιάστατα φαινόμενα στη ρευστομηχανική, χαρακτηριζόμενο από ακανόνιστες και χαοτικές διακυμάνσεις στην ταχύτητα και την πίεση των ρευστών. Η πλήρης μαθηματική περιγραφή της τύρβης βασίζεται στις εξισώσεις Navier-Stokes, οι οποίες περιγράφουν την κίνηση των ρευστών. Ωστόσο, λόγω της μη γραμμικότητας των εξισώσεων αυτών και της ευαισθησίας στις αρχικές συνθήκες, η άμεση επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes για τυρβώδη ροή (Direct Numerical Simulation, DNS) απαιτεί τεράστια υπολογιστική ισχύ, καθιστώντας τη μη πρακτική για τις περισσότερες εφαρμογές. Οι εξισώσεις Navier-Stokes για ένα ασυμπίεστο ρευστό δίνονται ως:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}$$



όπου  $u$  είναι το διανυσματικό πεδίο ταχύτητας,  $p$  είναι η πίεση,  $\rho$  είναι η πυκνότητα του ρευστού και  $\nu$  είναι η κινηματική ιξώδες. Η τύρβη αναπτύσσεται όταν ο αριθμός Reynolds ( $Re$ ), που ορίζεται ως:

$$Re = UL/\nu,$$

όπου  $U$  είναι η χαρακτηριστική ταχύτητα και  $L$  είναι το χαρακτηριστικό μήκος, είναι αρκετά μεγάλος, συνήθως πάνω από ένα ορισμένο κρίσιμο επίπεδο που εξαρτάται από τη γεωμετρία και τις συνθήκες ροής. Η τυρβώδης ροή χαρακτηρίζεται από τυχαίες και χαοτικές διακυμάνσεις στις ταχύτητες και στις πιέσεις, και το φάσμα ενέργειας της τύρβης περιλαμβάνει ένα ευρύ φάσμα κλιμάκων. Σύμφωνα με τη θεωρία του Kolmogorov, η τυρβώδης ενέργεια διασπάται από τις μεγάλες κλίμακες στις μικρότερες μέσω του λεγόμενου φάσματος τύρβης. Το μέγεθος της μικρότερης κλίμακας, γνωστό ως κλίμακα Kolmogorov, μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\eta = (\nu^3 / \epsilon)^{1/4}$$

όπου  $\epsilon$  είναι ο ρυθμός διάχυσης της ενέργειας. Αυτή η θεωρία υποστηρίζει ότι η ενέργεια στις μεγάλες κλίμακες τροφοδοτείται από μηχανισμούς παραγωγής τύρβης και μεταφέρεται προς τις μικρότερες κλίμακες, όπου διασπάται σε θερμότητα μέσω ιξώδους διάχυσης. Λόγω της πολυπλοκότητας της τύρβης, διάφορα μοντέλα τύρβης έχουν αναπτυχθεί για την προσομοίωση τυρβωδών ροών. Ένα από τα πιο διαδεδομένα μοντέλα είναι το μοντέλο RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), το οποίο στηρίζεται στην έννοια της χρονικής μέσης τιμής. Η βασική ιδέα πίσω από το μοντέλο RANS είναι η αποσύνθεση της ταχύτητας σε ένα μέσο και σε ένα διακυμανόμενο μέρος:

$$u = \bar{u} + u'$$

όπου  $\bar{u}$  είναι η μέση ταχύτητα και  $u'$  είναι οι διακυμάνσεις τύρβης. Αντικαθιστώντας αυτήν την έκφραση στις εξισώσεις Navier-Stokes και λαμβάνοντας τη μέση τιμή, προκύπτουν οι εξισώσεις RANS:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + (\bar{u} \cdot \nabla) \bar{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla \bar{p} + \nu \nabla^2 \bar{u} - \nabla \cdot \overline{u' u'}$$

Το τελευταίο όρο,  $\overline{u' u'}$ , είναι γνωστός ως τάση Reynolds και αντιπροσωπεύει το επιπρόσθετο τανυστή τάσης που προκύπτει από τη τύρβη. Για την κλεισίματα των εξισώσεων RANS, απαιτείται η μοντελοποίηση του όρου αυτού, και για αυτό το σκοπό έχουν αναπτυχθεί διάφορα μοντέλα τύρβης. Τα πιο συνηθισμένα μοντέλα τύρβης για την επίλυση των εξισώσεων RANS είναι τα μοντέλα k-ε και k-ω. Το μοντέλο k-ε βασίζεται στις εξισώσεις μεταφοράς της κινητικής ενέργειας τύρβης (k) και του ρυθμού διάχυσης της τύρβης ( $\epsilon$ ). Οι εξισώσεις για το μοντέλο k-ε είναι οι εξής:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla k = P_k - \epsilon + \nabla \cdot \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right],$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla \epsilon = C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{2\epsilon} \frac{\epsilon^2}{k} + \nabla \cdot \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right],$$

όπου  $P_k$  είναι ο ρυθμός παραγωγής τύρβης,  $\nu_t$  είναι το τυρβώδες ιξώδες, και τα  $C_{1\epsilon}$ ,  $C_{2\epsilon}$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\epsilon$  είναι εμπειρικές σταθερές. Το μοντέλο k-ω, που αναπτύχθηκε από τον Wilcox (1988), χρησιμοποιεί το ειδικό ποσοστό διάλυσης τύρβης,  $\omega$ , αντί του  $\epsilon$ . Οι εξισώσεις του μοντέλου k-ω είναι:

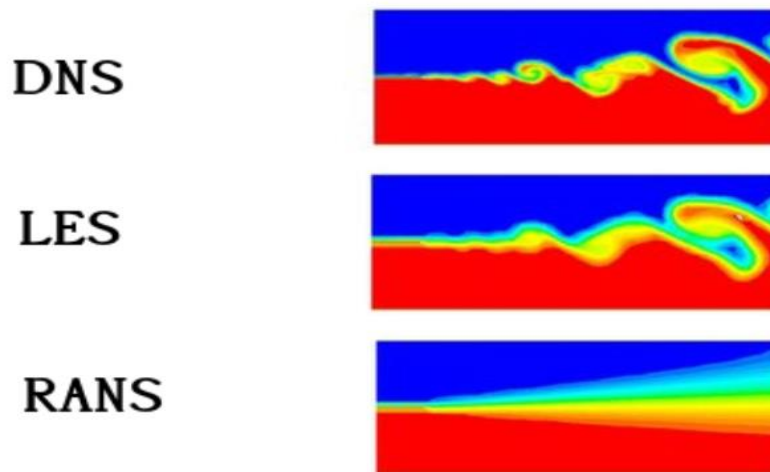
$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla k = P_k - \beta^* k \omega + \nabla \cdot \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right],$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{\mathbf{u}} \cdot \nabla \omega = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \omega^2 + \nabla \cdot \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right],$$

όπου οι  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\beta^*$ ,  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\omega$  είναι επίσης εμπειρικές σταθερές.

Η επιλογή μεταξύ των μοντέλων k-ε και k-ω εξαρτάται από τη φύση της ροής που μελετάται. Το μοντέλο k-ε είναι κατάλληλο για ελεύθερες ροές με ισχυρά πεδία τύρβης, ενώ το μοντέλο k-ω έχει καλύτερη απόδοση σε ροές κοντά σε τοιχώματα. Για να επιλυθεί αυτό το ζήτημα, το μοντέλο SST (Shear Stress Transport) συνδυάζει τα πλεονεκτήματα και των δύο μοντέλων, χρησιμοποιώντας

το  $k-\omega$  κοντά στα τοιχώματα και το  $k-\epsilon$  στις ελεύθερες ροές (Menter, 1994). Η τύρβη παραμένει ένα από τα πιο δύσκολα προβλήματα στην επιστήμη της ρευστομηχανικής. Παρά την ανάπτυξη πολλών μοντέλων τύρβης, όπως τα RANS, LES, και DNS, οι προκλήσεις παραμένουν μεγάλες, ειδικά όσον αφορά την ακριβή προσομοίωση πολύπλοκων ροών και τη διαχείριση των υπολογιστικών πόρων.



Εικόνα 3 : Μονέλα DNS, LES , RANS

Τα μοντέλα τύρβης χρησιμοποιούνται για την προσομοίωση της τυρβώδους ροής στα ρευστά, ένα από τα πιο περίπλοκα και δύσκολα προς ανάλυση φαινόμενα στη ρευστομηχανική. Τα μοντέλα LES (Large Eddy Simulation) και RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) αποτελούν δύο από τις πιο δημοφιλείς μεθόδους προσομοίωσης της τύρβης, καθεμία με τα δικά της πλεονεκτήματα και περιορισμούς. Το LES είναι ένα μοντέλο τύρβης που επικεντρώνεται στην προσομοίωση των μεγάλων στρόβιλων (eddies), ενώ οι μικρότερες κλίμακες τύρβης μοντελοποιούνται μέσω υπομοντέλων. Το πλεονέκτημα του LES είναι ότι προσομοιώνει τις μεγαλύτερες κλίμακες τύρβης, οι οποίες περιέχουν τη μεγαλύτερη ποσότητα κινητικής ενέργειας και επηρεάζουν περισσότερο τη συνολική δυναμική της ροής. Η βασική εξίσωση για το LES είναι η φιλτραρισμένη εκδοχή της εξίσωσης Navier-Stokes:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j},$$

Από την άλλη πλευρά, τα μοντέλα RANS βασίζονται στην έννοια της χρονικής μέσης τιμής, και όχι στην προσομοίωση των στρόβιλων σε πραγματικό χρόνο. Τα μοντέλα RANS είναι ιδιαίτερα χρήσιμα για προβλήματα που απαιτούν την ανάλυση της μέσης ροής και είναι λιγότερο απαιτητικά σε υπολογιστική ισχύ σε σύγκριση με τα LES. Το μοντέλο k-ε είναι ένα από τα πιο διαδεδομένα RANS μοντέλα και χρησιμοποιείται ευρέως για την προσομοίωση τυρβωδών ροών σε πολλές βιομηχανικές εφαρμογές. Οι εξισώσεις του μοντέλου k-ε είναι:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \epsilon,$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_1 \frac{\epsilon}{k} P_k - C_2 \frac{\epsilon^2}{k},$$

όπου k είναι η κινητική ενέργεια τύρβης, ε ο ρυθμός διάλυσης της τύρβης, και Pk η παραγωγή τύρβης (Launder & Spalding, 1974). Το μοντέλο αυτό είναι ιδιαίτερα κατάλληλο για ελεύθερες ροές, αλλά αντιμετωπίζει δυσκολίες στην προσομοίωση ροών κοντά σε τοιχώματα. Για την αντιμετώπιση αυτών των περιορισμών, το μοντέλο k-ω, το οποίο αναπτύχθηκε από τον Wilcox (1988), χρησιμοποιείται ευρέως για την προσομοίωση ροών κοντά σε τοιχώματα. Το μοντέλο αυτό εισάγει το ω (omega), το ειδικό ποσοστό διάλυσης τύρβης, και οι εξισώσεις του είναι:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta^* k \omega,$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \omega^2,$$

όπου  $\alpha$ ,  $\beta$ , και  $\sigma$  είναι εμπειρικές σταθερές (Wilcox, 1988). Το μοντέλο  $k-\omega$  αποδίδει καλύτερα από το  $k-\epsilon$  σε ροές κοντά σε τοιχώματα και έχει ευρεία εφαρμογή σε προβλήματα όπου οι ροές αυτές είναι κυρίαρχες.

Η σύγκριση μεταξύ LES και RANS αποδεικνύει ότι καθεμία από τις μεθόδους αυτές έχει συγκεκριμένα πλεονεκτήματα και περιορισμούς. Το LES είναι ιδιαίτερα χρήσιμο για την προσομοίωση πολύπλοκων τυρβωδών ροών, όπου οι λεπτομέρειες της τύρβης είναι σημαντικές, αλλά απαιτεί υψηλότερη υπολογιστική ισχύ. Αντίθετα, τα RANS μοντέλα είναι πιο κατάλληλα για προβλήματα μεγάλης κλίμακας και είναι λιγότερο απαιτητικά σε υπολογιστικούς πόρους, αν και μπορεί να μην αποδίδουν καλά σε ροές με έντονη τύρβη ή αποκόλληση. Η υβριδική προσέγγιση των μοντέλων LES-RANS, γνωστή ως DES (Detached Eddy Simulation), συνδυάζει τα πλεονεκτήματα των δύο μεθόδων. Στο DES, η μεγάλη κλίμακα προσομοιώνεται με LES, ενώ η μικρή κλίμακα με RANS, προσφέροντας έναν συμβιβασμό μεταξύ ακρίβειας και υπολογιστικής αποδοτικότητας (Spalart et al., 1997).

Τα μοντέλα RANS είναι ιδιαίτερα δημοφιλή λόγω της δυνατότητάς τους να παρέχουν αξιόπιστα αποτελέσματα με σχετικά χαμηλές απαιτήσεις σε υπολογιστική ισχύ. Η ικανότητά τους να υπολογίζουν μεσαίες τιμές της ταχύτητας και της πίεσης σε μια ροή τα καθιστά κατάλληλα για μεγάλης κλίμακας εφαρμογές, όπου η προσομοίωση των λεπτομερειών της τύρβης δεν είναι απαραίτητη (Wilcox, 2006). Τα μοντέλα αυτά χρησιμοποιούνται ευρέως σε βιομηχανικές εφαρμογές, όπως ο σχεδιασμός αεροναυτικών και αυτοκινητιστικών συστημάτων, λόγω της ταχύτητας και της αποτελεσματικότητάς τους.

Ένα από τα κύρια πλεονεκτήματα των RANS μοντέλων είναι η δυνατότητά τους να προσομοιώνουν σύνθετες ροές σε ρεαλιστικά χρονικά πλαίσια. Σε αντίθεση με άλλα μοντέλα τύρβης, όπως το LES (Large Eddy Simulation), τα RANS μοντέλα δεν απαιτούν τον υπολογισμό όλων των διακυμάνσεων τύρβης, αλλά επικεντρώνονται στον υπολογισμό της μέσης ροής, κάτι που μειώνει δραστικά τις απαιτήσεις σε υπολογιστική ισχύ (Menter, 1994). Αυτό καθιστά τα RANS ιδανικά για εφαρμογές όπου οι λεπτομέρειες της τύρβης δεν είναι κρίσιμες, αλλά η συνολική συμπεριφορά της ροής είναι σημαντική. Επιπλέον, τα μοντέλα RANS είναι εξαιρετικά αποτελεσματικά σε προβλήματα στα οποία η ροή είναι πλήρως ανεπτυγμένη και τυρβώδης. Για παράδειγμα, σε περιπτώσεις αεροδυναμικής ανάλυσης αεροσκαφών ή οχημάτων, όπου η ροή παραμένει τυρβώδης και σταθερή για μεγάλες αποστάσεις, τα μοντέλα RANS μπορούν να

παρέχουν ακριβή αποτελέσματα με ελάχιστη υπολογιστική πολυπλοκότητα (Launder & Spalding, 1974).

Παρά τα πλεονεκτήματά τους, τα μοντέλα RANS έχουν σημαντικούς περιορισμούς, ειδικά όταν πρόκειται για την προσομοίωση ροών με μεταβατικά φαινόμενα ή αποκόλληση. Ένας από τους κύριους περιορισμούς είναι η αδυναμία τους να αναπαραγάγουν τις διακυμάνσεις της τύρβης, οι οποίες μπορεί να έχουν σημαντική επίδραση στην ακρίβεια της προσομοίωσης. Αυτό σημαίνει ότι σε ροές που περιλαμβάνουν μεταβατικά φαινόμενα ή αποκόλληση ροής, τα RANS μοντέλα μπορεί να αποτυγχάνουν να παρέχουν ακριβή αποτελέσματα (Wilcox, 2006). Τα κλασικά μοντέλα τύρβης, όπως το k-ε, παρουσιάζουν επίσης περιορισμούς στις προσομοιώσεις ροών κοντά σε τοιχώματα. Σε αυτές τις περιοχές, η μεταβολή της τύρβης είναι έντονη, και τα μοντέλα RANS συχνά αποτυγχάνουν να καταγράψουν με ακρίβεια τις διακυμάνσεις τύρβης που συμβαίνουν κοντά στα στερεά όρια (Menter, 1994). Αυτό μπορεί να οδηγήσει σε σημαντικές αποκλίσεις στα αποτελέσματα της προσομοίωσης, ιδιαίτερα σε περιπτώσεις όπου η ροή κοντά στα τοιχώματα παίζει κρίσιμο ρόλο, όπως σε αεροδυναμικές επιφάνειες.

Για την αντιμετώπιση αυτών των περιορισμών, έχουν αναπτυχθεί πιο σύνθετα μοντέλα τύρβης, όπως το k- $\omega$  και το SST (Shear Stress Transport). Το μοντέλο k- $\omega$  εισάγει το  $\omega$  (omega), το ειδικό ποσοστό διάλυσης τύρβης, και αποδίδει καλύτερα από το k-ε σε ροές κοντά σε τοιχώματα (Wilcox, 1988). Το μοντέλο SST συνδυάζει τα πλεονεκτήματα των μοντέλων k-ε και k- $\omega$ , χρησιμοποιώντας το k- $\omega$  κοντά στα τοιχώματα και το k-ε στις ελεύθερες ροές, παρέχοντας καλύτερη ακρίβεια σε ροές με υψηλή διάτμηση και αποκόλληση (Menter, 1994). Ωστόσο, ακόμη και αυτά τα βελτιωμένα μοντέλα έχουν περιορισμούς. Παρά την καλύτερη απόδοσή τους σε ροές κοντά σε τοιχώματα, τα μοντέλα αυτά εξακολουθούν να αντιμετωπίζουν προκλήσεις στην ακριβή προσομοίωση πολύπλοκων ροών τύρβης, όπως οι μεταβατικές ροές ή οι ροές με έντονη αποκόλληση (Wilcox, 2006). Σε αυτές τις περιπτώσεις, μπορεί να απαιτούνται πιο προχωρημένες προσεγγίσεις, όπως τα μοντέλα LES ή DES (Detached Eddy Simulation), τα οποία προσφέρουν υψηλότερη ακρίβεια, αλλά με αυξημένο υπολογιστικό κόστος (Sagaut, 2006).

Η επιλογή του κατάλληλου μοντέλου RANS εξαρτάται από τις απαιτήσεις της συγκεκριμένης εφαρμογής. Σε εφαρμογές όπου η ταχύτητα και η αποδοτικότητα είναι κρίσιμες, και οι λεπτομέρειες της τύρβης δεν είναι καθοριστικές, τα μοντέλα RANS, όπως το k-ε, παραμένουν η πιο πρακτική επιλογή (Launder & Spalding, 1974). Από την άλλη πλευρά, σε περιπτώσεις όπου

απαιτείται μεγαλύτερη ακρίβεια, ιδιαίτερα σε ροές κοντά σε τοιχώματα ή σε ροές με μεταβατικά φαινόμενα, τα πιο προχωρημένα μοντέλα τύρβης, όπως το SST, μπορεί να προσφέρουν καλύτερα αποτελέσματα (Menter, 1994). Παράλληλα, η σύγκριση μεταξύ RANS και άλλων προσεγγίσεων, όπως το LES, δείχνει ότι κάθε μέθοδος έχει τα δικά της πλεονεκτήματα και περιορισμούς. Το LES είναι ιδιαίτερα αποτελεσματικό για την προσομοίωση ροών όπου οι λεπτομέρειες της τύρβης είναι σημαντικές, αλλά απαιτεί υψηλή υπολογιστική ισχύ (Sagaut, 2006). Σε αντίθεση, τα RANS μοντέλα προσφέρουν μια πιο οικονομική λύση, αλλά με συμβιβασμούς στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων.

### 2.3 Σχεδιαστικές Παράμετροι

Ο σχεδιασμός των πτερυγίων αεροσκαφών αποτελεί έναν από τους πιο σημαντικούς παράγοντες που επηρεάζουν την αεροδυναμική απόδοση του αεροσκάφους. Τα πτερύγια διαδραματίζουν κρίσιμο ρόλο στην παραγωγή ανύψωσης, στη μείωση της αντίστασης και στη συνολική σταθερότητα και έλεγχο του αεροσκάφους. Οι σχεδιαστικές παράμετροι που σχετίζονται με τα πτερύγια περιλαμβάνουν γεωμετρικά χαρακτηριστικά, αεροδυναμικούς συντελεστές και την επίδραση των αλλαγών στη γωνία επίθεσης. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων περιλαμβάνουν το σχήμα του προφίλ, την αναλογία μήκους προς πλάτος (aspect ratio), τη γωνία διάταξης (sweep angle), και την καμπυλότητα (camber) του πτερυγίου. Το σχήμα του προφίλ ενός πτερυγίου ορίζεται από την καμπυλότητα και το πάχος του, τα οποία επηρεάζουν την κατανομή της πίεσης κατά μήκος του πτερυγίου και, κατά συνέπεια, την ανύψωση και την αντίσταση. Η αναλογία μήκους προς πλάτος, που υπολογίζεται ως:

$$AR = \frac{b^2}{S},$$

όπου  $b$  είναι το άνοιγμα του πτερυγίου και  $S$  η επιφάνεια του πτερυγίου, παίζει καθοριστικό ρόλο στην απόδοση του πτερυγίου. Πτερύγια με υψηλό aspect ratio είναι πιο αποδοτικά στην παραγωγή ανύψωσης και παρουσιάζουν μειωμένη επαγωγική αντίσταση, ενώ τα πτερύγια με χαμηλό aspect ratio έχουν αυξημένη ανθεκτικότητα και είναι πιο κατάλληλα για εφαρμογές που απαιτούν μεγάλη αντοχή, όπως τα στρατιωτικά αεροσκάφη.

Η γωνία διάταξης (sweep angle) επηρεάζει την αεροδυναμική απόδοση σε υπερηχητικές ταχύτητες. Η κεκλιμένη διάταξη των πτερυγίων μειώνει την επαγωγική αντίσταση και την

αποκόλληση της ροής σε υψηλές ταχύτητες, καθιστώντας την απαραίτητη σε μαχητικά και εμπορικά αεροσκάφη που κινούνται με υπερηχητικές ταχύτητες (Raymer, 2018). Η καμπυλότητα του πτερυγίου επηρεάζει την κατανομή της πίεσης γύρω από το πτερόγιο και, συνεπώς, την παραγωγή ανύψωσης. Τα πτερόγια με θετική καμπυλότητα παράγουν υψηλότερη ανύψωση, αλλά και μεγαλύτερη αντίσταση, γεγονός που καθιστά τη σχεδιαστική επιλογή της καμπυλότητας κρίσιμη ανάλογα με το προφίλ της αποστολής του αεροσκάφους. Οι αεροδυναμικοί συντελεστές είναι κρίσιμα μεγέθη που καθορίζουν την απόδοση ενός πτερυγίου. Ο συντελεστής ανύψωσης  $C_L$  και ο συντελεστής αντίστασης  $C_D$  εκφράζουν την ανύψωση και την αντίσταση του πτερυγίου σε συνάρτηση με τις αεροδυναμικές δυνάμεις που ασκούνται σε αυτό:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 S},$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S},$$

όπου  $L$  είναι η ανυψωτική δύναμη,  $D$  η δύναμη αντίστασης,  $\rho$  η πυκνότητα του αέρα,  $v$  η ταχύτητα της ροής, και  $S$  η επιφάνεια του πτερυγίου (Anderson, 2010). Η αναλογία ανύψωσης προς αντίσταση  $L/D$  είναι ένα από τα βασικά κριτήρια για την αεροδυναμική απόδοση ενός αεροσκάφους. Η υψηλή αναλογία  $L/D$  υποδεικνύει ότι το αεροσκάφος είναι αποδοτικό στην παραγωγή ανύψωσης με χαμηλή αντίσταση, κάτι που είναι επιθυμητό για αεροσκάφη μεγάλων αποστάσεων και εμπορικές εφαρμογές. Από την άλλη, η χαμηλή αναλογία  $L/D$  συνδέεται με αεροσκάφη που απαιτούν μεγαλύτερη ανθεκτικότητα και ικανότητα χειρισμών, όπως τα στρατιωτικά αεροσκάφη.

Η δύναμη αντίστασης ενός πτερυγίου αποτελείται από διάφορες συνιστώσες, όπως η αντίσταση τριβής (skin friction drag), η επαγωγική αντίσταση (induced drag), και η αντίσταση κύματος (wave drag). Η αντίσταση τριβής προέρχεται από τις ιξώδεις δυνάμεις που αναπτύσσονται μεταξύ του ρευστού και της επιφάνειας του πτερυγίου, ενώ η επαγωγική αντίσταση σχετίζεται με την τυρβώδη ροή που αναπτύσσεται στα άκρα του πτερυγίου. Η αντίσταση κύματος είναι κυρίαρχη σε υπερηχητικές ταχύτητες και προκύπτει από τη συμπίεση του αέρα μπροστά από το πτερόγιο (Hoerner, 1965).



## Κεφάλαιο 3: Πτερύγια αεροσκαφών και πτερύγιο ONERA M6.

### 3.1 Πτερύγια αεροσκαφών.

Η διαμόρφωση και η μορφολογία των πτερυγίων του αεροσκάφους, που συχνά αναφέρονται ως πτερύγια σε ένα ευρύτερο αεροδυναμικό πλαίσιο, μπορεί να ποικίλλει σημαντικά ανάλογα με τον τύπο και τον σκοπό του αεροσκάφους. Για παράδειγμα, ένα μεμονωμένο φτερό, γνωστό ως μονοπλάνο, διαθέτει συνήθως ένα φτερό πλήρους ανοίγματος που εκτείνεται σε ολόκληρο το αεροσκάφος. Ωστόσο, σε άλλες διαμορφώσεις, όπως διπλάνα και τριπλάνα, πολλαπλά φτερά στοιβάζονται κάθετα, παρέχοντας διαφορετικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Το τριπλάνο, το οποίο ενσωματώνει τρία φτερά, χρησιμοποιήθηκε εκτενώς κατά τον Α' Παγκόσμιο Πόλεμο, ιδιαίτερα σε αεροσκάφη μάχης όπως το Fokker Dr.I (Anderson, 2010· McCormick, 1995).

Η εξέλιξη του σχεδιασμού των φτερών, ιδιαίτερα η μετάβαση από τα διπλά αεροπλάνα στα μονοπλάνα, οδηγήθηκε από τις εξελίξεις στην τεχνολογία των κινητήρων κατά τη διάρκεια των δεκαετιών του 1920 και του 1930. Καθώς οι κινητήρες έγιναν πιο ισχυροί, η ανάγκη για εξωτερικές δομές στήριξης μειώθηκε, επιτρέποντας καθαρότερους, πιο αποδοτικούς αεροδυναμικά σχεδιασμούς. Αυτό οδήγησε στην άνοδο του μη υποστηριζόμενου μονοπλάνου, το οποίο έγινε η κυρίαρχη διαμόρφωση στην πτήση με κινητήρα λόγω της μειωμένης αντίστασης και της βελτιωμένης απόδοσής του (Raymer, 2018, Stinton, 2001).

Η αεροδυναμική απόδοση μιας πτέρυγας επηρεάζεται σε μεγάλο βαθμό από την κάτοψη ή το σχήμα της όπως φαίνεται από ψηλά. Για βέλτιστη αεροδυναμικής απόδοσης, τα φτερά σχεδιάζονται συνήθως με υψηλή αναλογία διαστάσεων, που χαρακτηρίζεται από μεγάλο άνοιγμα φτερών σε σχέση με μια κοντή χορδή. Ωστόσο, η επίτευξη δομικής αποτελεσματικότητας απαιτεί συχνά συμβιβασμούς, όπως η μείωση της περιοχής των πτερυγίων για την ελαχιστοποίηση του βάρους, ενώ εξακολουθεί να παρέχεται επαρκής ανύψωση (Hurt, 1965).

Σε υπερηχητικές ταχύτητες, κοντά στην ταχύτητα του ήχου, η σάρωση φτερών γίνεται ένα κρίσιμο χαρακτηριστικό σχεδιασμού. Το σκούπισμα της πτέρυγας είτε προς τα εμπρός είτε προς τα πίσω μπορεί να βοηθήσει στη μείωση της οπισθέλκουσας που προκαλείται από κρουστικά κύματα που σχηματίζονται σε αυτές τις υψηλές ταχύτητες (Anderson, 2010). Η σχεδίαση σαρωμένης πτέρυγας, η οποία περιλαμβάνει τη γωνιακή γωνία του μπροστινού άκρου του πτερυγίου σε σχέση με την επερχόμενη ροή αέρα, χρησιμοποιείται συνήθως στα σύγχρονα αεροσκάφη υψηλής

ταχύτητας για να καθυστερήσει την έναρξη αυτών των κρουστικών κυμάτων και να βελτιώσει τη συνολική απόδοση (McCormick, 1995).

### Συστήματα πρόωσης σε αεροσκάφη

Για να μπορέσει ένα αεροσκάφος να φτάσει και να διατηρήσει τις απαιτούμενες ταχύτητες για πτήση, είναι απαραίτητη μια συνεχής δύναμη για να εξουδετερώσει όλες τις αντιστάσεις και να υποστηρίξει την οριζόντια και κάθετη κίνησή του. Αυτή η δύναμη, γνωστή ως ώθηση, δημιουργείται από έναν κινητήρα, ο οποίος λειτουργεί με την επιτάχυνση του αέρα μπροστά από το αεροσκάφος και την αποβολή του προς τα πίσω. Η προκύπτουσα αντίδραση ωθεί το αεροσκάφος προς τα εμπρός, σύμφωνα με τον τρίτο νόμο της κίνησης του Νεύτωνα (Anderson, 2010; McCormick, 1995). Ένα από τα πιο παραδοσιακά συστήματα πρόωσης είναι η προπέλα, η οποία αποτελείται από περιστρεφόμενα πτερύγια που κινούνται στον αέρα, δημιουργώντας αεροδυναμικές αντιδράσεις που μεταφράζονται σε επιτάχυνση προς τα εμπρός.

### Στροβιλοκινητήρες

Οι στροβιλοκινητήρες παράγουν ώθηση διώχνοντας αέρα με υψηλές ταχύτητες προς το πίσω μέρος του αεροσκάφους. Αυτή η διαδικασία δημιουργεί μια διαφορά πίεσης πάνω από τα φτερά, με χαμηλότερη πίεση πάνω και μεγαλύτερη πίεση κάτω, με αποτέλεσμα την ανύψωση που επιτρέπει στο αεροσκάφος να απογειωθεί (McCormick, 1995). Υπάρχουν τρεις κύριοι τύποι στροβιλοκινητήρων αεροσκαφών: στροβιλοκινητήρες (κινητήρες τουρμπίνας μίας ροής), στροβιλοανεμιστήρες (κινητήρες στροβίλου διπλής ροής) και κινητήρες στροβιλοστροβίλου (γνωστοί επίσης ως κινητήρες ελικοστροβίλου) (Anderson, 2010).

### 3.2 Πτερύγιο ONERA M6: Ιστορικό και Χαρακτηριστικά

Το ONERA M6, που αναπτύχθηκε τη δεκαετία του 1970, είναι ένα από τα πιο αναγνωρισμένα εργαλεία δοκιμών στον τομέα της αεροδυναμικής. Χρησιμοποιείται ευρέως για την επικύρωση μεθόδων υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD). Η σημασία του έγκειται όχι μόνο στο σχεδιασμό της αλλά και στα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν για την κατασκευή και τη δοκιμή του. Σύμφωνα με τους Schmitt και Charpin (1979), το M6 σχεδιάστηκε αποκλειστικά με αναλυτικές μεθόδους, βασισμένες σε μαθηματικές εξισώσεις. Αυτό απαιτούσε τη χρήση υψηλής ποιότητας υλικών για να διασφαλιστεί η ακρίβεια των δοκιμών.

Ένα από τα βασικά υλικά που χρησιμοποιήθηκαν στις πειραματικές δοκιμές του πτέρυγας M6 ήταν η ακεναφθένιο, ένα υδρογονάνθρακας που χρησιμοποιήθηκε ως επίστρωμα για να καταδειχθεί η μετάβαση από τη στρωτή στη τυρβώδη ροή στο οριακό στρώμα. Όπως αναφέρουν οι Volpiani et al. (2019), η ακεναφθένιο έχει την ιδιότητα να υποβάλλεται σε εξάχνωση όταν η ροή γίνεται τυρβώδης, επιτρέποντας έτσι την οπτικοποίηση της μετάβασης σε πραγματικό χρόνο. Αυτή η τεχνική παρείχε πολύτιμες πληροφορίες για την αεροδυναμική συμπεριφορά του, καθιστώντας την απαραίτητο εργαλείο για την ανάπτυξη και επικύρωση μοντέλων CFD.

Εκτός από την ακεναφθένιο, χρησιμοποιήθηκαν και άλλα εξειδικευμένα υλικά, όπως επιστρώσεις ιξώδους για την παρατήρηση των γραμμών ροής στην επιφάνεια του τοιχώματος. Οι επιστρώσεις αυτές χρησιμοποιήθηκαν για την ανίχνευση των γραμμών ροής, επιτρέποντας στους ερευνητές να κατανοήσουν καλύτερα τη συμπεριφορά της ροής στην επιφάνεια της πτέρυγας (Schmitt & Charpin, 1979). Επιπλέον, τα όργανα μέτρησης πίεσης που τοποθετήθηκαν σε 271 σημεία της πτέρυγας, με διάμετρο 0,8 mm, κατασκευάστηκαν από υψηλής ποιότητας υλικά για να διασφαλιστεί η ακρίβεια των μετρήσεων.

Το ONERA έχει επίσης υιοθετήσει τη χρήση υλικών που είναι ανθεκτικά στις ακραίες συνθήκες δοκιμών, όπως οι δοκιμές σε υπερηχητικές ταχύτητες. Όπως αναφέρουν οι Gnemmi et al. (2020), τα υλικά που χρησιμοποιούνται στις υπερηχητικές δοκιμές πρέπει να έχουν υψηλή αντοχή στη θερμοκρασία και τη διάβρωση, καθώς και να διατηρούν τις μηχανικές τους ιδιότητες υπό αυτές τις συνθήκες. Τα σύνθετα υλικά, όπως οι ίνες άνθρακα και τα κράματα τιτανίου, χρησιμοποιούνται συχνά σε αυτές τις εφαρμογές λόγω των εξαιρετικών μηχανικών τους ιδιοτήτων. Επιπλέον, η εξέλιξη των υλικών και των τεχνολογιών κατασκευής έχει επιτρέψει στο ONERA να βελτιώσει τις πειραματικές του εγκαταστάσεις. Η σύγχρονη τεχνολογία τρισδιάστατης εκτύπωσης επιτρέπει την κατασκευή πολύπλοκων γεωμετριών με υψηλή ακρίβεια, βελτιώνοντας έτσι την απόδοση των πειραματικών δοκιμών (Sisson et al., 2022). Αυτή η τεχνολογία χρησιμοποιείται ολοένα και περισσότερο στην αεροδυναμική έρευνα, δίνοντας τη δυνατότητα στους ερευνητές να δημιουργούν πρωτότυπα γρήγορα και να δοκιμάζουν νέες ιδέες με χαμηλό κόστος.

Η επικύρωση, σε ένα επιστημονικό πλαίσιο, περιλαμβάνει την απόδειξη ότι μια υπόθεση ευθυγραμμίζεται με τα πειραματικά στοιχεία που στοχεύει να εξηγήσει. Στον τομέα της αριθμητικής προσομοίωσης, αυτό μεταφράζεται στην επαλήθευση ότι μια εφαρμογή λογισμικού, μαζί με τα σχετικά μοντέλα της, παράγει αποτελέσματα που είναι συνεπή με τα πειραματικά

δεδομένα. Μόλις επικυρωθεί, το λογισμικό μπορεί να εφαρμοστεί με σιγουριά σε σενάρια παρόμοια με αυτά που βρίσκονται υπό επικύρωση.



Εικόνα 4 : ONERA-M6 Wing, Star of CFD | ONERA

### Προσομοίωση ροής και επαλήθευση λογισμικού

Στον τομέα της προσομοίωσης ροής, ο στόχος είναι να αξιολογηθεί η ικανότητα του λογισμικού να αναπαράγει με ακρίβεια τη φυσική συμπεριφορά των ροών ρευστού. Οι μηχανικοί είναι επιφορτισμένοι με τη σχολαστική σύγκριση της παραγωγής του λογισμικού με τα πειραματικά αποτελέσματα σε μια τυπική διαμόρφωση που αντιστοιχεί στην προβλεπόμενη εφαρμογή του. Πολυάριθμες διαμορφώσεις, που αναφέρονται ως δοκιμαστικές περιπτώσεις, παρέχουν πειραματικά αποτελέσματα που συγκεντρώνονται σε βάσεις δεδομένων, μαζί με λεπτομερείς περιγραφές των πειραματικών συνθηκών, συμπεριλαμβανομένων της γεωμετρίας και των φυσικών παραμέτρων.

### Η πτέρυγα ONERA-M6

Το φτερό M6, με το χαρακτηριστικό του σχήμα βέλους, σχεδιάστηκε από τον Bernard Monnerie και την ομάδα του στην ONERA το 1972. Σχεδιάστηκε για να χρησιμεύσει ως πειραματική

υποστήριξη στη διερεύνηση τρισδιάστατων ροών σε υπερηχητικές ταχύτητες και υψηλούς αριθμούς Reynolds, συνθήκες που αντιπροσωπεύουν σενάρια πτήσεων πραγματικού κόσμου τόσο για στρατιωτικά όσο και για πολιτικά αεροσκάφη. Αξιοσημείωτο είναι ότι ο σχεδιασμός του πτερυγίου προήλθε εξ ολοκλήρου από αναλυτικές μεθόδους, βασιζόμενοι σε μαθηματικές εξισώσεις και όχι σε σχεδιασμό με τη βοήθεια υπολογιστή (CAD) ή σε εμπειρικές προσεγγίσεις.

### Πειραματική επικύρωση στην αεροδυναμική σήραγγα ONERA S2MA

Μια ολοκληρωμένη σειρά πειραμάτων διεξήχθη στην αεροδυναμική σήραγγα S2MA στο ONERA Modane, με αριθμούς Mach που κυμαίνονταν από 0,7 έως 0,92 και γωνίες πρόσπτωσης μεταξύ 0 και 6 μοιρών. Τα αποτελέσματα, που τεκμηριώθηκαν σε μια έκθεση AGARD το 1979 από τους επιστήμονες της ONERA Volker Schmitt και Francois Charpin, έχουν γίνει από τότε ακρογωνιαίος λίθος στην επικύρωση του λογισμικού CFD. Τα δεδομένα του πτερυγίου ONERA-M6 παραμένουν μία από τις πιο εκτενώς χρησιμοποιούμενες περιπτώσεις δοκιμών παγκοσμίως, ιδιαίτερα για την ανάλυση φαινομένων όπως η στρωτή-τροβιλώδης μετάβαση και οι αλληλεπιδράσεις κύματος κρουστικού οριακού στρώματος, τα οποία είναι κρίσιμα σε υπερηχητικές ταχύτητες.

Συνοπτικά, η πτέρυγα ONERA M6 παραμένει ένα βασικό εργαλείο για την επικύρωση των μεθόδων CFD, που στηρίζει την ανάπτυξη ακριβών και αξιόπιστων προσομοιώσεων στην αεροδιαστημική μηχανική.

## Κεφάλαιο 4: Μέθοδος και Υλικά

### 4.1 Μελέτη Σύγκλισης Πλέγματος

Η παρουσίαση των αποτελεσμάτων της Μελέτη Σύγκλισης Πλέγματος αφορά τη διερεύνηση της επίδρασης διαφορετικών διαβαθμίσεων πλέγματος στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου ONERA M6, εστιάζοντας στη σύγκλιση των λύσεων με βάση τα χαρακτηριστικά της ροής και της πίεσης γύρω από το πτερόγιο. Αυτή η ανάλυση περιλαμβάνει τον υπολογισμό της κανονικοποιημένης διαβάθμισης των πλεγμάτων, της τάξης σύγκλισης και του δείκτη σύγκλισης πλέγματος (GCI), παρέχοντας μια επιστημονική βάση για την επιλογή του κατάλληλου πλέγματος που εξασφαλίζει τόσο ακρίβεια όσο και αποδοτικότητα στους υπολογισμούς.

### Κανονικοποιημένη Διαβάθμιση Πλέγματος

| CELLS   | Πλέγμα | CI ( Lift coefficient) | Κανονικοποιημένη Διαβάθμιση Πλέγματος |
|---------|--------|------------------------|---------------------------------------|
| 711 K   | 1      | 0.04044346013237       | 1                                     |
| 473.7 K | 2      | 0.04001220973831       | 1.225                                 |
| 134.1 K | 3      | 0.04231253280583       | 2.303                                 |

Πίνακας 1: Πίνακας Κανονικοποιημένης Διαβάθμισης Πλέγματος

Για να αξιολογηθεί η επίδραση των διαφορετικών πλεγμάτων, χρησιμοποιήθηκαν τρία πλέγματα με διαφορετική ανάλυση:

- **Πλέγμα 1** (λεπτότερο) με 711 χιλιάδες κύτταρα,
- **Πλέγμα 2** (μεσαίο) με 473.7 χιλιάδες κύτταρα,
- **Πλέγμα 3** (πιο χοντροειδές) με 134.1 χιλιάδες κύτταρα

Η κανονικοποιημένη διαβάθμιση των πλεγμάτων εκφράζει το πόσο αραιά ή πυκνά είναι τα κύτταρα σε σχέση με το πιο λεπτό πλέγμα (Πλέγμα 1). Αυτή η διαβάθμιση υπολογίζεται ως ο λόγος της πυκνότητας των κυψελών στα άλλα δύο πλέγματα προς το πιο λεπτό πλέγμα. Συγκεκριμένα, για το Πλέγμα 2, η κανονικοποιημένη διαβάθμιση ήταν περίπου 1.225, ενώ για το Πλέγμα 3, η κανονικοποιημένη διαβάθμιση υπολογίστηκε σε 2.303. Αυτό σημαίνει ότι το Πλέγμα 2 είναι περίπου 1.225 φορές πιο αραιό από το Πλέγμα 1, και το Πλέγμα 3 περίπου 2.303 φορές πιο αραιό, γεγονός που επηρεάζει την ακρίβεια των αποτελεσμάτων.

#### Υπολογισμός Τάξης Σύγκλισης

Η τάξη σύγκλισης ( $p$ ) είναι ένα μέτρο που περιγράφει το ρυθμό με τον οποίο οι λύσεις πλησιάζουν την πραγματική τιμή καθώς αυξάνεται η ακρίβεια του πλέγματος. Στη συγκεκριμένη μελέτη, η τάξη σύγκλισης υπολογίστηκε χρησιμοποιώντας τα δεδομένα της ανάκτησης πίεσης από τα τρία πλέγματα. Ο υπολογισμός έδωσε μια τιμή τάξης σύγκλισης  $p = 2.654$ , που είναι ελαφρώς μεγαλύτερη από τη θεωρητική τάξη σύγκλισης  $p = 2.0$ , κάτι που μπορεί να οφείλεται σε διάφορους παράγοντες όπως η ποιότητα του πλέγματος, οι μη γραμμικότητες στη λύση ή η μοντελοποίηση της τύρβης.

Η αύξηση της τάξης σύγκλισης υποδηλώνει ότι οι λύσεις βελτιώνονται με αυξανόμενη ακρίβεια του πλέγματος, παρέχοντας έτσι μια καλή ένδειξη για το πόσο αποδοτικά συγκλίνουν οι λύσεις στις πιο λεπτομερείς προσομοιώσεις.

$$p = \frac{\ln\left(\frac{0.04231253280583 - 0.04001220973831}{0.04001220973831 - 0.04044346013237}\right)}{\ln(1.879)} = 2.654210478$$

Η θεωρητική τάξη σύγκλισης είναι  $p=2.0$ . Η διαφορά πιθανότατα οφείλεται στην έκταση του πλέγματος, την ποιότητα του πλέγματος, τις μη γραμμικότητες στη λύση, την παρουσία κρούσεων, τη μοντελοποίηση της τυρβώδους ροής και ίσως άλλους παράγοντες.

Ας ορίσουμε:

- $h_1$  = Κανονικοποιημένη διαβάθμιση του λεπτότερου πλέγματος (πλέγμα 1)
- $h_2$  = Κανονικοποιημένη διαβάθμιση του μεσαίου πλέγματος (πλέγμα 2)
- $h_3$  = Κανονικοποιημένη διαβάθμιση του πιο χοντροειδούς πλέγματος (πλέγμα 3)

Οι κανονικοποιημένες διαβαθμίσεις είναι:

$$h_1 = 1, \quad h_2 = \frac{h_1}{\sqrt{\frac{n_1}{n_2}}}, \quad h_3 = \frac{h_1}{\sqrt{\frac{n_1}{n_3}}}$$

όπου  $n_1$ ,  $n_2$ , και  $n_3$  είναι ο αριθμός των κελιών στα πλέγματα 1, 2, και 3 αντίστοιχα.

Για τον υπολογισμό της τάξης σύγκλισης  $p$ , χρησιμοποιούμε τις τιμές της ανάκτησης πίεσης από τα πλέγματα:

- $Pr_1$  = Ανάκτηση πίεσης στο πλέγμα 1 (λεπτότερο πλέγμα)
- $Pr_2$  = Ανάκτηση πίεσης στο πλέγμα 2 (μεσαίο πλέγμα)
- $Pr_3$  = Ανάκτηση πίεσης στο πλέγμα 3 (χοντροειδέστερο πλέγμα)

Η τάξη σύγκλισης  $p$  υπολογίζεται από την εξίσωση:

$$p = \frac{\ln\left(\frac{Pr_3 - Pr_2}{Pr_2 - Pr_1}\right)}{\ln\left(\frac{h_3}{h_2}\right)}$$

Παρεμβολή Richardson

Μπορούμε τώρα να εφαρμόσουμε την εξωπολυτική παρεμβολή Richardson χρησιμοποιώντας τα δύο λεπτότερα πλέγματα για να αποκτήσουμε μια εκτίμηση της τιμής της ανάκτησης πίεσης στη μηδενική διαβάθμιση πλέγματος:

$$Pr_{h=0} = 0.04044346013237 + \frac{0.04044346013237 - 0.04001220973831}{2^{2.654210478} - 1} = 0.040524918$$

Η **παρεμβολή Richardson** είναι μια μέθοδος που επιτρέπει την εκτίμηση της τιμής της ανάκτησης πίεσης στη μηδενική διαβάθμιση του πλέγματος, δηλαδή τι θα συνέβαινε αν το πλέγμα ήταν απείρως λεπτομερές. Χρησιμοποιώντας αυτήν την μέθοδο, η μελέτη εκτίμησε την τιμή της ανάκτησης πίεσης στη μηδενική διαβάθμιση ως **Prh=0 = 0.040524918**. Αυτή η εκτίμηση επιτρέπει την αξιολόγηση της απόκλισης των πραγματικών λύσεων από την ιδανική λύση, κάτι που παρέχει μια εικόνα της συνολικής ακρίβειας των προσομοιώσεων.

#### Δείκτης Σύγκλισης Πλέγματος (GCI)

Ο **Δείκτης Σύγκλισης Πλέγματος (GCI)** χρησιμοποιείται για την ποσοτικοποίηση της σύγκλισης των λύσεων στα διαφορετικά πλέγματα. Στη συγκεκριμένη μελέτη, ο GCI για τα πλέγματα 1 και 2 ήταν **0.2517%**, ενώ για τα πλέγματα 2 και 3 ήταν **1.357%**. Αυτές οι τιμές δείχνουν ότι η σύγκλιση μεταξύ του λεπτότερου και του μεσαίου πλέγματος είναι πολύ πιο ακριβής σε σχέση με τη σύγκλιση μεταξύ του μεσαίου και του πιο χοντροειδούς πλέγματος. Αυτό είναι αναμενόμενο, καθώς τα λεπτότερα πλέγματα έχουν καλύτερη ικανότητα να συλλαμβάνουν τις λεπτομέρειες της ροής τύρβης γύρω από το πτερύγιο, ενώ τα χοντροειδέστερα πλέγματα χάνουν μέρος αυτών των λεπτομερειών. Ο δείκτης σύγκλισης πλέγματος για τη λύση του λεπτού πλέγματος μπορεί τώρα να υπολογιστεί. Ένας συντελεστής ασφάλειας  $FS=1.25$  χρησιμοποιείται επειδή χρησιμοποιήθηκαν τρία πλέγματα για την εκτίμηση του  $p$ . Ο GCI για τα πλέγματα 1 και 2 είναι:

$$GCI_{12} = 1.25 \left| \frac{0.00043125039406}{0.04044346013237} \right| / (2^{2.654210478} - 1) \times 100\% = 0.2517235\%$$

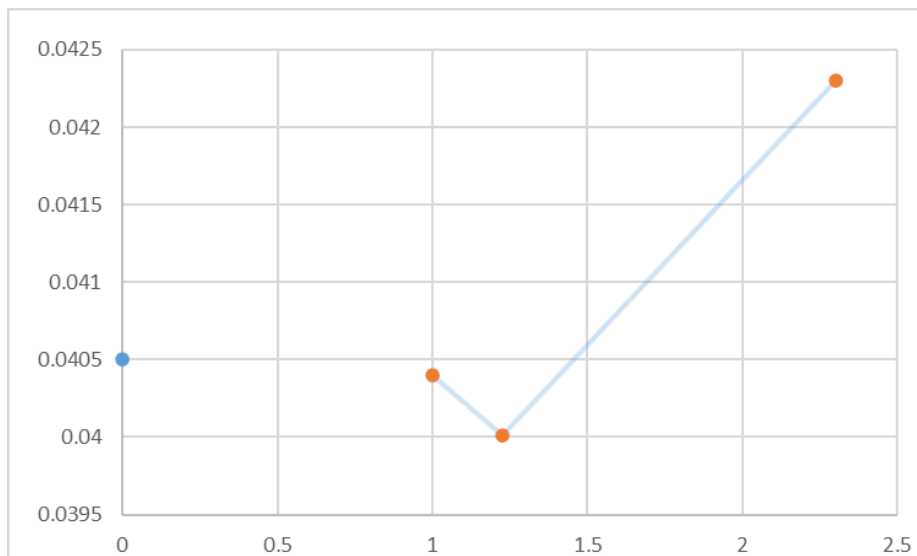
Ο GCI για τα πλέγματα 2 και 3 είναι:

$$GCI_{23} = 1.25 \left| \frac{-0.00230032306752}{0.04001220973831} \right| / (2^{2.654210478} - 1) \times 100\% = 1.3571845\%$$

#### Έλεγχος Ασυμπτωτικής Περιοχής Σύγκλισης



Ο έλεγχος της ασυμπτωτικής περιοχής σύγκλισης είναι μια διαδικασία που επιβεβαιώνει ότι οι λύσεις πλησιάζουν την πραγματική τιμή καθώς αυξάνεται η ακρίβεια του πλέγματος. Στη μελέτη αυτή, ο έλεγχος έδειξε ότι οι λύσεις βρίσκονται καλά εντός της ασυμπτωτικής περιοχής σύγκλισης, καθώς ο λόγος των GCI είναι περίπου ίσος με 1, δηλαδή **1.167**. Αυτό επιβεβαιώνει ότι τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων είναι αξιόπιστα και ότι οι λύσεις συγκλίνουν προς την πραγματική τιμή με αυξανόμενη ακρίβεια.



Διάγραμμα 1: Διάγραμμα ασυμπτωτικής περιοχής σύγκλισης

## 4.2 Αρχικές Συνθήκες

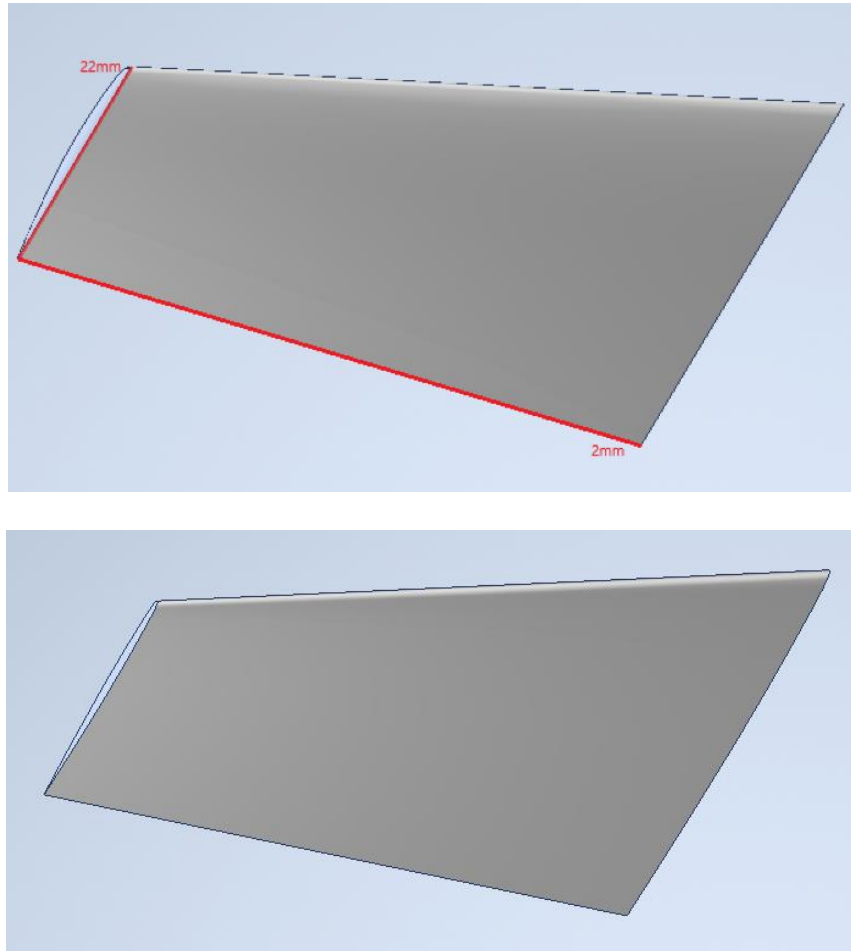
Το υπολογιστικό μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε για την αεροδυναμική ανάλυση του περυγίου ONERA M6 βασίζεται σε μεθόδους Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD - Computational Fluid Dynamics). Η συγκεκριμένη μελέτη αξιοποίησε τη χρήση δύο διαφορετικών μοντέλων τύρβης: το k-epsilon και το k-omega SST (Shear Stress Transport).

Το περύγιο ONERA M6 είναι ένα από τα πλέον μελετημένα αεροδυναμικά περύγια και χρησιμοποιείται συχνά ως πρότυπο για την αξιολόγηση των επιδόσεων των υπολογιστικών μοντέλων λόγω της διαθέσιμης πειραματικής βιβλιογραφίας.

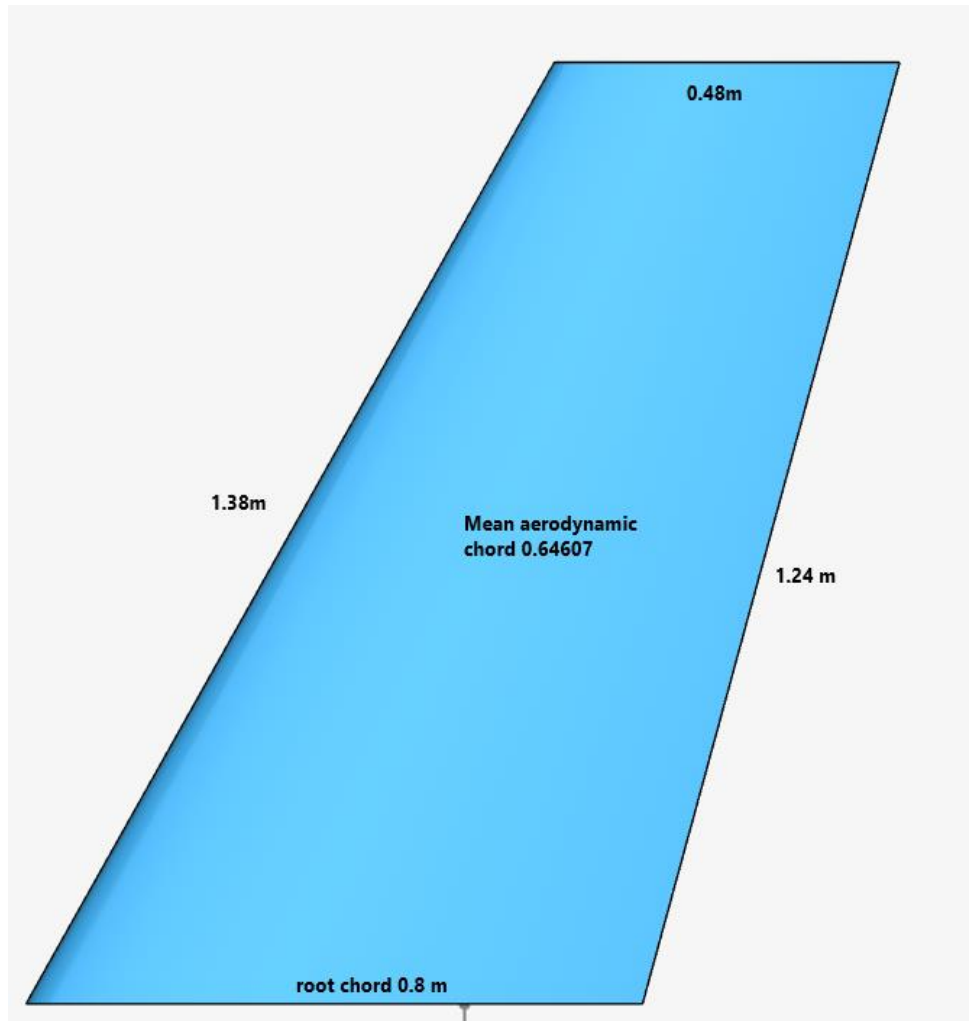
## Γεωμετρία

Η γεωμετρία του περυγίου ONERA M6 εισήχθη στο υπολογιστικό σύστημα μέσω αρχείου CAD, το οποίο επεξεργάστηκε με το λογισμικό Autodesk Inventor Pro 2024. Η γεωμετρία του περυγίου

επεξεργάστηκε έτσι ώστε να εξασφαλιστεί η ομαλή δημιουργία πλέγματος. Πιο συγκεκριμένα, στις περιοχές με υψηλή καμπυλότητα έγιναν τροποποιήσεις με τη χρήση του εργαλείου extrude , press pull για να εξασφαλιστεί η ακρίβεια του πλέγματος στα κρίσιμα σημεία. Η τελική γεωμετρία που δημιουργήθηκε είχε εμβαδόν  $1.594 \text{ m}^2$  και όγκο  $0.034 \text{ m}^3$ .



Εικόνα 5 : Σχέδιο του πτερύγιου προσομοίωσης (αρχικό πάνω) , (τελικό κάτω)



Εικόνα 6 : Γεωμετρία πτερυγίου

### Αρχικές Συνθήκες

Οι προσομοιώσεις που εκτελέστηκαν σε αυτή τη μελέτη επικεντρώθηκαν στην αεροδυναμική ανάλυση του πτερυγίου ONERA M6 υπό διάφορες συνθήκες ροής, χρησιμοποιώντας διαφορετικά μοντέλα τύρβης. Οι προσομοιώσεις πραγματοποιήθηκαν με βάση τα δεδομένα της συμπιεστής ροής (compressible flow) σε σταθερή κατάσταση (steady-state). Αυτή η επιλογή συνθηκών επέτρεψε την εξέταση της επίδρασης της τύρβης και της ροής γύρω από το πτερύγιο σε διάφορες γωνίες προσβολής. Οι αρχικές συνθήκες για όλες τις προσομοιώσεις ορίστηκαν λαμβάνοντας υπόψη τις συνθήκες της ατμοσφαιρικής πίεσης και τη συγκεκριμένη ταχύτητα της ροής και καθορίστηκαν ως εξής:

- **Γωνία προσβολής ( $\alpha$ ):  $3^\circ$**

- **Αριθμός Reynolds (Re):**  $9.63 \times 10^6$
- **Αριθμός Mach (Ma):** 0.52
- **Ταχύτητα ροής (V):** 171.5 m/s
  - Συνιστώσα x: 171.265 m/s
  - Συνιστώσα z: 8.976 m/s

Οι τιμές αυτές καθορίστηκαν με βάση τον αριθμό Mach και τον αριθμό Reynolds. Συγκεκριμένα, η ταχύτητα ροής για την περίπτωση γωνίας προσβολής  $3^\circ$  ήταν 171.5 m/s, με συνιστώσες  $x = 171.265$  m/s και  $z = 8.976$  m/s, όπως υπολογίστηκαν .

Για τις άλλες γωνίες προσβολής, οι ταχύτητες ήταν επίσης υπολογισμένες ώστε να διατηρείται η συνοχή των αρχικών συνθηκών, λαμβάνοντας υπόψη τη διαφορά στη γωνία και τις επιδράσεις της στην ταχύτητα και την κατεύθυνση της ροής. Αυτές οι ταχύτητες ενσωματώθηκαν στο μοντέλο προσομοίωσης για να εξεταστεί πώς η μεταβολή της γωνίας προσβολής επηρεάζει την αεροδυναμική απόδοση του πτερυγίου.

#### Οριακές Συνθήκες και Εξωτερικός Όγκος Ελέγχου

Ο εξωτερικός όγκος ελέγχου λειτουργεί σαν τα όρια μιας αεροσήραγγας, καθορίζοντας τον χώρο μέσα στον οποίο αναπτύσσεται η ροή. Εκτός από τη ροή του αέρα, περιλαμβάνει και το μοντέλο του πτερυγίου. Το μέγεθός του προσαρμόζεται ανάλογα με τα χαρακτηριστικά της ροής και τη μορφή του μοντέλου που εξετάζεται. Η διαμόρφωση του όγκου αυτού γίνεται από τον χρήστη, ο οποίος καθορίζει τα άκρα του στο χώρο. Το Simscale, στα παραδείγματά του, προτείνει συγκεκριμένες διαστάσεις.

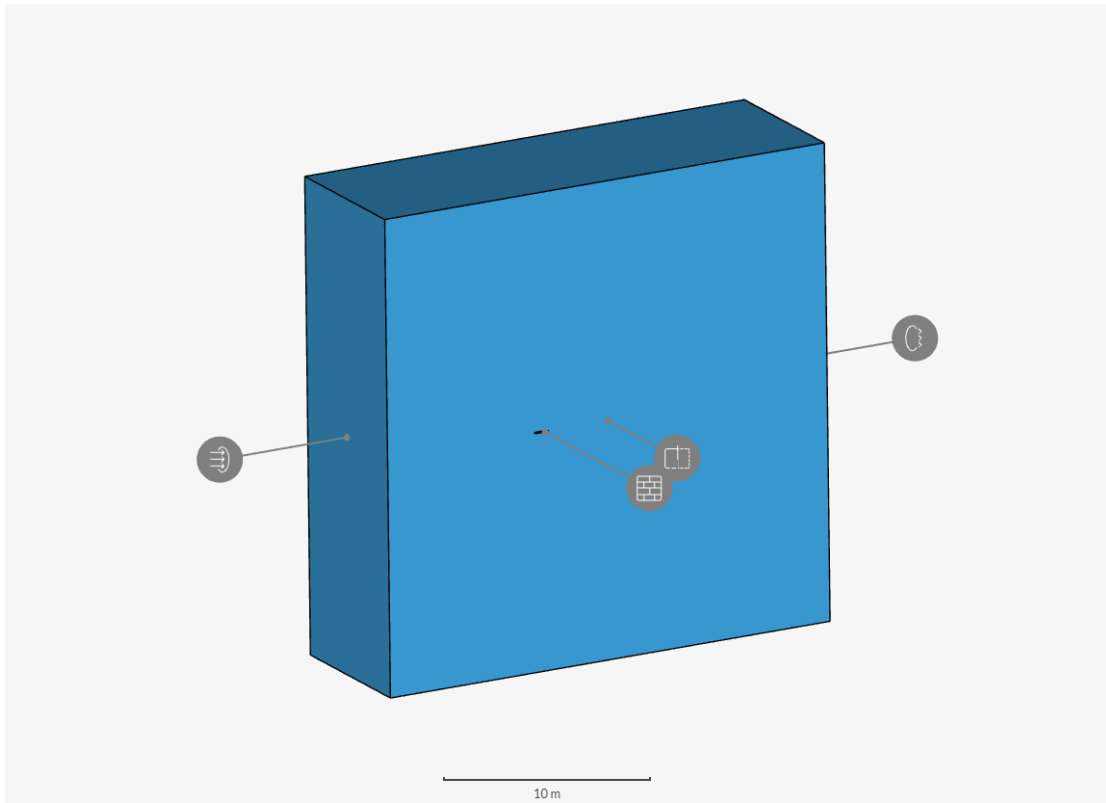
Για την συγκεκριμένη προσωμείωση έχουμε ότι Root Cord : 0.8 αρα το L . Οπότε οι διαστάσεις είναι ως εξής :  $x_{\min}=-8\text{m}$  ,  $x_{\max}=16\text{ m}$  ,  $Y_{\min}=0\text{m}$  ,  $y_{\max}=8\text{m}$  ,  $Z_{\min}=-12\text{m}$  ,  $z_{\max}=12\text{m}$ .

Στην συνέχεια οι οριακές συνθήκες που χρησιμοποιήθηκαν στις προσομοιώσεις περιελάμβαναν μια σειρά από τύπους επιφανειών, οι οποίες καθόρισαν τον τρόπο με τον οποίο η ροή αλληλεπιδρά με τα τοιχώματα και άλλες επιφάνειες του πτερυγίου. Συγκεκριμένα, εφαρμόστηκαν οι παρακάτω οριακές συνθήκες:

1. **Slip Walls:** Οι slip walls επιτρέπουν στην ταχύτητα της ροής να ολισθαίνει κατά μήκος των επιφανειών χωρίς να επιβάλλεται η συνθήκη μηδενικής ταχύτητας. Αυτές οι συνθήκες

επιτρέπουν την καλύτερη προσομοίωση της ροής μακριά από τα τοιχώματα, όπου η επίδραση του τοιχώματος είναι μικρή.

2. **Pressure Outlet:** Η οριακή συνθήκη pressure outlet εφαρμόστηκε για τον καθορισμό της πίεσης στην έξοδο της περιοχής υπολογισμού. Αυτή η συνθήκη επιτρέπει στην προσομοίωση να εξισορροπήσει την πίεση σε αυτή την περιοχή, δίνοντας πιο ρεαλιστικά αποτελέσματα για τη ροή που εξέρχεται από το σύστημα.
3. **Velocity Inlet:** Η velocity inlet συνθήκη χρησιμοποιήθηκε για να καθοριστεί η ταχύτητα εισόδου της ροής στην περιοχή υπολογισμού. Αυτή η συνθήκη εξασφαλίζει ότι η ταχύτητα της ροής που εισέρχεται στο σύστημα είναι ακριβής και ότι οι επιδράσεις της εισερχόμενης ροής λαμβάνονται υπόψη σωστά.
4. **Symmetry:** Οι συνθήκες συμμετρίας χρησιμοποιήθηκαν για να μειώσουν τον υπολογιστικό φόρτο, επιτρέποντας την προσομοίωση να περιοριστεί σε ένα μέρος του συστήματος, διατηρώντας όμως τη συμμετρία της ροής. Αυτό ήταν ιδιαίτερα χρήσιμο για την προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο, καθώς μειώνει την πολυπλοκότητα του μοντέλου χωρίς να επηρεάζει την ακρίβεια των αποτελεσμάτων.
5. **No-Slip Wing:** Η no-slip συνθήκη εφαρμόστηκε στο πτερύγιο για να καθοριστεί ότι η ταχύτητα της ροής είναι μηδενική στις επιφάνειες του πτερυγίου. Αυτή η συνθήκη είναι κρίσιμη για την προσομοίωση της ροής κοντά στα τοιχώματα, όπου η τύρβη και η διαβαθμισμένη ροή έχουν τη μεγαλύτερη επίδραση .



Εικόνα 7 : Πηγή <https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/>

The boundaries of the domain should be far away from the wing. This is necessary to ensure that the flow near the wing won't be affected by the conditions at the boundaries.

In a wing, chord length is the distance between the leading and trailing edges.

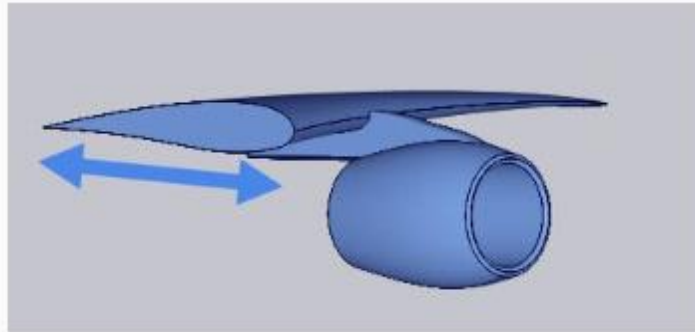


Figure 7: Linear distance between the leading and trailing edges, known as 'chord'.

In general, the bigger the enclosure, the better. However, keep in mind that a big enclosure will increase the mesh cell count. Find below the minimum recommended size for the enclosure, in terms of chord lengths (L):

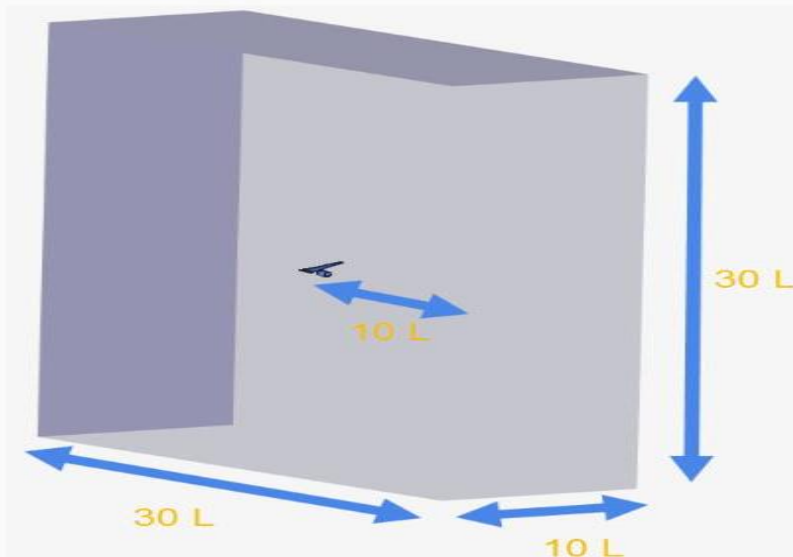
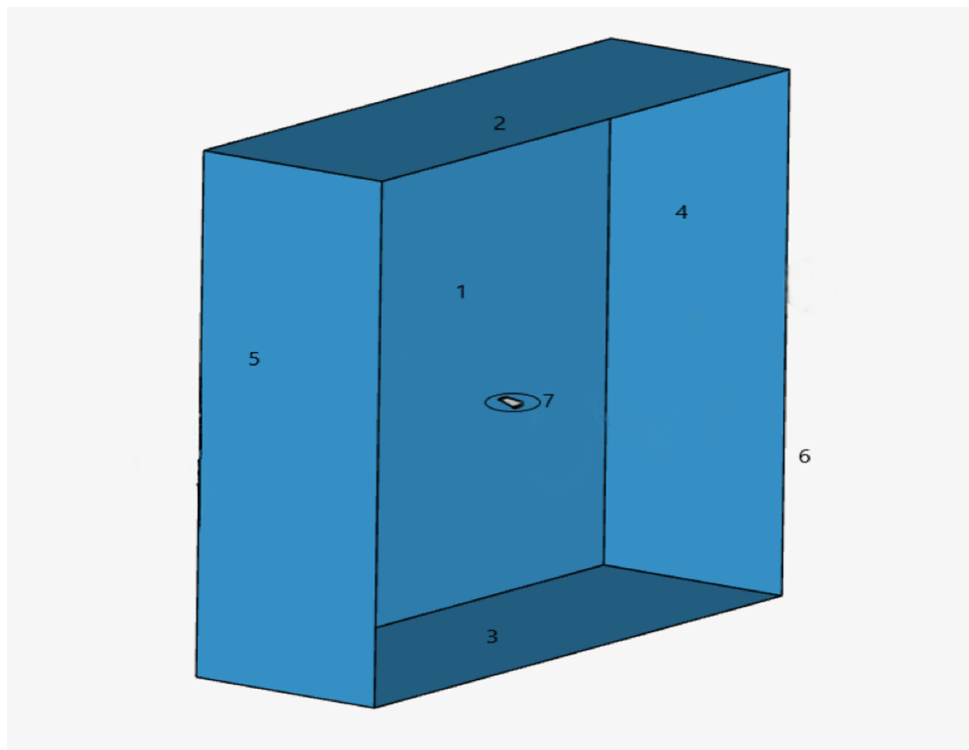


Figure 8: Minimum recommended size for the enclosure. Note that the enclosure is much longer downstream (20 chord lengths) than upstream (10 chord lengths).

Εικόνα 8 -9 : Πηγή <https://www.simscale.com/docs/tutorials/tutorial-compressible-flow-simulation-around-a-wing/>

Για την ορθή αναπαράσταση της ροής και την αλληλεπίδρασή της με την επιφάνεια του πτερυγίου, εφαρμόστηκαν οι ακόλουθες οριακές συνθήκες:

- **Slip Walls 1,2,3** : Εφαρμόστηκαν στις περιοχές όπου η ροή δεν επηρεάζεται άμεσα από τα τοιχώματα.
- **Pressure Outlet 4** : Ορίστηκε για την έξοδο της ροής, εξισορροπώντας την πίεση στην περιοχή αυτή.
- **Velocity Inlet 5** : Χρησιμοποιήθηκε για την εισαγωγή της ταχύτητας της ροής στο σύστημα.
- **Symmetry 6**: Εφαρμόστηκε για να μειωθεί ο υπολογιστικός φόρτος, διατηρώντας τη συμμετρία της ροής.
- **No-Slip Wall 7** : Εφαρμόστηκε στο πτερύγιο για να οριστεί ότι η ταχύτητα της ροής είναι μηδενική στην επιφάνεια του πτερυγίου.



Εικόνα 10 : Οριακές συνθήκες



### 4.3 Υπολογιστικές Τεχνικές και Εργαλεία Λογισμικού

Για την εκτέλεση των υπολογιστικών προσομοιώσεων και την ανάλυση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του πτερυγίου ONERA M6, χρησιμοποιήθηκαν υπολογιστικές τεχνικές και εξειδικευμένα εργαλεία λογισμικού. Η ακρίβεια των αποτελεσμάτων και η ικανότητα προσομοίωσης των ροών τύρβης εξαρτήθηκαν σε μεγάλο βαθμό από την επιλογή και την εφαρμογή αυτών των τεχνικών.

#### Λογισμικό CFD

Το κύριο εργαλείο λογισμικού που χρησιμοποιήθηκε για τις προσομοιώσεις ήταν το Simscale . Το Simscale παρέχει τη δυνατότητα για προσομοιώσεις ροών τύρβης μέσω μοντέλων RANS (Reynolds-Averaged, Navier-Stokes), όπως το k-epsilon και το k-omega SST, που χρησιμοποιήθηκαν στη συγκεκριμένη μελέτη. Το λογισμικό Simscale υποστηρίζει τη διαμόρφωση πολύπλοκων γεωμετριών και τη δημιουργία πλεγμάτων υψηλής ανάλυσης, επιτρέποντας την προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο με μεγάλη ακρίβεια. Επιπλέον, προσφέρει δυνατότητες για την εφαρμογή οριακών συνθηκών και τη ρύθμιση των αρχικών παραμέτρων της ροής, όπως η ταχύτητα και η πίεση.

#### Επίλυση των Εξισώσεων Ροής

Το SimScale χρησιμοποιήθηκε για την επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes, οι οποίες αποτελούν τη βάση για την περιγραφή της ροής των ρευστών. Οι εξισώσεις αυτές επιλύθηκαν με τη βοήθεια των μοντέλων τύρβης k-epsilon και k-omega SST.

#### Δημιουργία Πλέγματος

Η μελέτη της δημιουργίας και ανάλυσης του πλέγματος (mesh) στις προσομοιώσεις ροής αέρα γύρω από το πτερύγιο ONERA M6 είναι κρίσιμη για την ακρίβεια των υπολογιστικών αποτελεσμάτων. Το πλέγμα αποτελεί τη βάση για τις υπολογιστικές ρευστοδυναμικές προσομοιώσεις (CFD) και επιτρέπει την περιγραφή της γεωμετρίας του μοντέλου και της ροής του αέρα γύρω από αυτό με ακρίβεια. Το πλέγμα δημιουργήθηκε σε τρεις διαφορετικές καταστάσεις: **υψηλή ανάλυση** (711k cells) **mesh 3**, **μεσαία ανάλυση** (473.7k cells) **mesh 2** και **χαμηλή ανάλυση** (134.1k cells) **mesh 1**. Η επιλογή της κατάλληλης ανάλυσης πλέγματος είναι ουσιώδης για την εξισορρόπηση μεταξύ της ακρίβειας των αποτελεσμάτων και του χρόνου υπολογισμού. Η ανάλυση του πλέγματος διαχωρίζεται σε δύο κύριες περιοχές βελτίωσης: **Big**

**Region Refinement** και **Small Region Refinement**, ενώ το **Local Element Size** χρησιμοποιείται για να περιγράψει το μέγεθος των κυψελών που χρησιμοποιούνται στην περιοχή γύρω από το περύγιο. Αυτές οι παράμετροι προσαρμόζονται ανάλογα με την ακρίβεια που απαιτείται σε συγκεκριμένες περιοχές της γεωμετρίας. Για παράδειγμα, όσο πιο κοντά βρισκόμαστε στο περύγιο, τόσο μικρότερες και πιο λεπτομερείς είναι οι κυψέλες, καθώς η ροή του αέρα σε αυτή την περιοχή παρουσιάζει μεγάλες διαβαθμίσεις λόγω των φαινομένων τύρβης. Η χρήση διαφορετικών επιπέδων ανάλυσης επιτρέπει την αξιολόγηση του πώς η λεπτομέρεια του πλέγματος επηρεάζει τα αποτελέσματα, όπως την ακρίβεια των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών (άνωση, αντίσταση). Συγκεκριμένα, στο υψηλής ανάλυσης πλέγμα, οι κυψέλες στην περιοχή γύρω από το περύγιο έχουν μέγεθος 0.02m, ενώ στο μεσαίο και χαμηλό πλέγμα το μέγεθος αυξάνεται σε 0.05m, γεγονός που επηρεάζει την ακρίβεια των αποτελεσμάτων στις πιο κρίσιμες περιοχές της γεωμετρίας.

Παρά τις αλλαγές στην ανάλυση, μερικές συνθήκες του πλέγματος παραμένουν σταθερές σε όλες τις προσομοιώσεις, εξασφαλίζοντας έτσι συγκρίσιμα αποτελέσματα. Τα **Region Refinement Boxes** έχουν οριστεί σταθερά για όλες τις καταστάσεις. Το **Big Region Refinement Box** καλύπτει τις διαστάσεις από  $X_{min}=-2m$  έως  $X_{max}=6m$ ,  $Y_{min}=0m$  έως  $Y_{max}=1.5m$ , και  $Z_{min}=-2m$  έως  $Z_{max}=2m$ , ενώ το **Small Region Refinement Box** έχει διαστάσεις  $X_{min}=-1m$  έως  $X_{max}=4m$ ,  $Y_{min}=0m$  έως  $Y_{max}=1.5m$ , και  $Z_{min}=-1m$  έως  $Z_{max}=1m$ . Αυτά τα κουτιά περιορισμού διασφαλίζουν ότι οι περιοχές με μεγάλες διαβαθμίσεις της ροής του αέρα, κοντά στο περύγιο, καλύπτονται από ένα πιο λεπτομερές πλέγμα, ανεξαρτήτως του συνολικού αριθμού κυψελών. Επιπλέον, οι **οριακές συνθήκες** (Boundary Conditions) εφαρμόζονται εξίσου σε όλες τις περιπτώσεις πλέγματος. Αυτές οι συνθήκες διασφαλίζουν ότι η αλληλεπίδραση της ροής με τις επιφάνειες του μοντέλου προσομοιώνεται με τον ίδιο τρόπο σε όλες τις προσομοιώσεις, καθιστώντας τις προσομοιώσεις συγκρίσιμες ανεξάρτητα από την ανάλυση του πλέγματος.

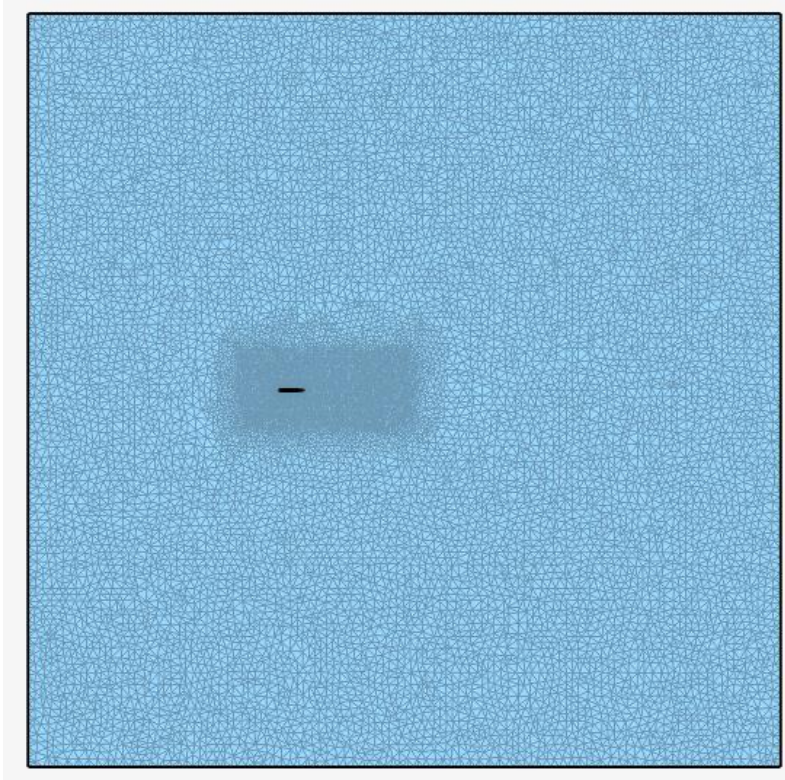
Ακολουθεί ένα πίνακας που παραθέτει το μήκος των κελιών στις εξής περιοχές :

| Mesh          | Big Region Refinement (m) | Small Region Refinement (m) | Local Element Size (m) |
|---------------|---------------------------|-----------------------------|------------------------|
| 711 k cells   | 0.3                       | 0.08                        | 0.02                   |
| 473.7 k cells | 0.4                       | 0.1                         | 0.05                   |
| 134.1 k cells | 0.8                       | 0.5                         | 0.05                   |

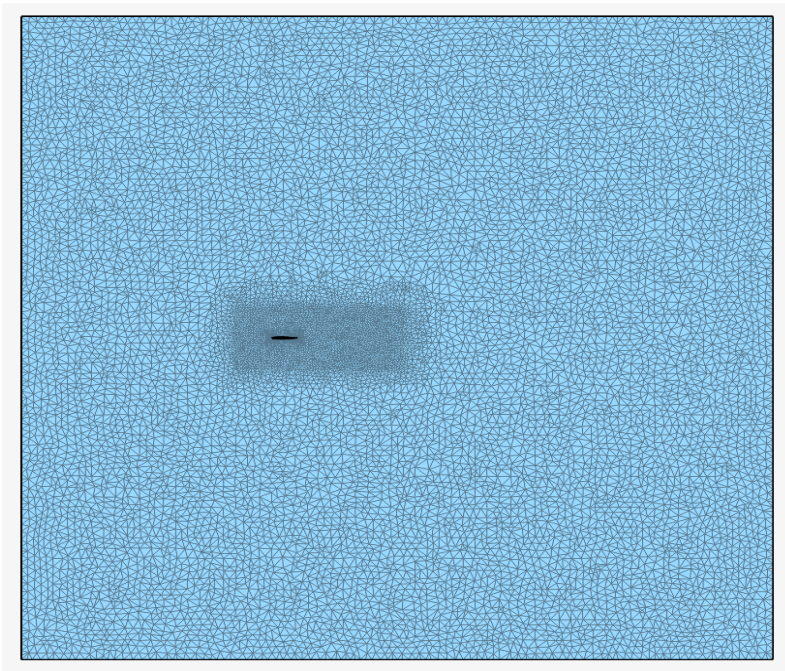
Πίνακας 2: Πίνακας Region Refinement και Local Element Size



Εικόνα 11 : ONERA M6 Wing

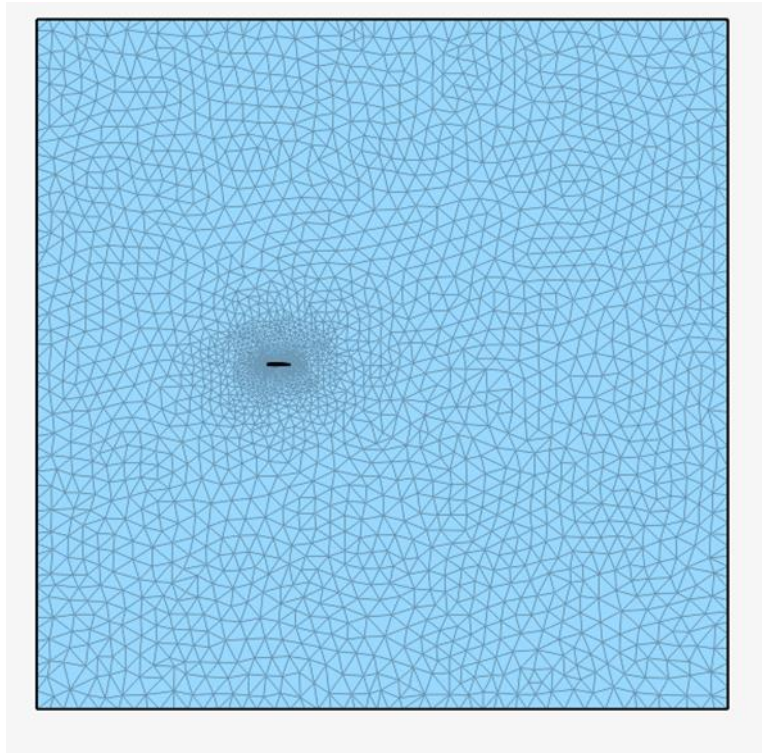


Εικόνα 12 : Σε κατάσταση ψηλού Mesh=711k cells



Εικόνα 13 : Σε κατάσταση μέτριου Mesh=473.7k cells





Εικόνα 14 : Σε κατάσταση χαμηλού Mesh=134.1k cells

#### 4.4 Μοντέλα Τύρβης RANS που Χρησιμοποιήθηκαν

Στην παρούσα μελέτη χρησιμοποιήθηκαν δύο βασικά μοντέλα τύρβης RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) για την αεροδυναμική ανάλυση του πτερυγίου ONERA M6: το k-epsilon και το k-omega SST (Shear Stress Transport). Αυτά τα μοντέλα επιλέχθηκαν λόγω της ευρείας εφαρμογής τους στις αεροδυναμικές προσομοιώσεις και της ικανότητάς τους να προσεγγίζουν τη ροή με τύρβη σε διάφορες συνθήκες.

- **Μοντέλο k-epsilon**

Το μοντέλο k-epsilon είναι ένα από τα πιο δημοφιλή και ευρέως χρησιμοποιούμενα μοντέλα τύρβης στον τομέα της Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD) λόγω της απλότητας και της ευελιξίας του. Στην παρούσα μελέτη, το μοντέλο k-epsilon χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο ONERA M6, με στόχο την ανάλυση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του υπό διάφορες συνθήκες ροής.

Το μοντέλο k-epsilon βασίζεται σε δύο εξισώσεις: η πρώτη αφορά την κινητική ενέργεια τύρβης (k), η οποία περιγράφει την ένταση της τύρβης στο ρευστό, και η δεύτερη αφορά τον ρυθμό

διασποράς αυτής της ενέργειας (epsilon). Η βασική υπόθεση του μοντέλου είναι ότι η τύρβη είναι ισότροπη, δηλαδή τα χαρακτηριστικά της τύρβης είναι τα ίδια σε όλες τις διευθύνσεις. Αυτό καθιστά το μοντέλο κατάλληλο για εφαρμογές σε ροές όπου η τύρβη είναι ομοιόμορφη, αλλά λιγότερο ακριβές σε περιπτώσεις όπου η τύρβη παρουσιάζει σημαντικές ανομοιομορφίες. Στη συγκεκριμένη μελέτη, το μοντέλο k-epsilon χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο ONERA M6 με διαφορετικές ρυθμίσεις του πλέγματος. Η ανάλυση των αποτελεσμάτων έδειξε ότι το μοντέλο παρέχει σταθερά αποτελέσματα όσον αφορά την πρόβλεψη των συντελεστών ανύψωσης (Cl) και οπισθέλκουσας (Cd) για τις διάφορες ρυθμίσεις του πλέγματος.

- **Μοντέλο k-omega SST (Shear Stress Transport)**

Το μοντέλο k-omega SST (Shear Stress Transport) είναι μια εξελιγμένη παραλλαγή του παραδοσιακού μοντέλου k-omega, σχεδιασμένο για να αντιμετωπίζει με μεγαλύτερη ακρίβεια τις ροές τύρβης, ιδιαίτερα σε περιοχές κοντά στα τοιχώματα και σε καταστάσεις υψηλών διαβαθμίσεων ροής. Στη συγκεκριμένη μελέτη του πτερυγίου ONERA M6, το k-omega SST χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του πτερυγίου, με ιδιαίτερη έμφαση στην πρόβλεψη της ανύψωσης και της οπισθέλκουσας, καθώς και στην κατανομή της πίεσης γύρω από το πτερύγιο.

Το μοντέλο k-omega SST συνδυάζει τα πλεονεκτήματα του παραδοσιακού μοντέλου k-omega, το οποίο είναι ιδιαίτερα αποτελεσματικό κοντά στα τοιχώματα, με εκείνα του μοντέλου k-epsilon, που αποδίδει καλύτερα σε ελεύθερες ροές μακριά από τα τοιχώματα. Αυτή η υβριδική προσέγγιση το καθιστά ιδιαίτερα κατάλληλο για εφαρμογές όπου απαιτείται η πρόβλεψη της συμπεριφοράς της ροής σε σύνθετα περιβάλλοντα, όπως σε πτερύγια αεροσκαφών όπου η ροή παρουσιάζει έντονες διαβαθμίσεις και αποκολλήσεις.

#### 4.5 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων

Οι προσομοιώσεις πραγματοποιήθηκαν σε διαφορετικά επίπεδα ανάλυσης πλέγματος. Χρησιμοποιήθηκαν τρεις διαβαθμίσεις του πλέγματος, με mesh 1, mesh 2 και mesh 3. Κάθε πλέγμα διαμορφώθηκε με βάση τα χαρακτηριστικά της γεωμετρίας του πτερυγίου και τις ανάγκες της προσομοίωσης.

### 1. Χαμηλή ανάλυση (134.1k κύτταρα):

- **k-omega SST:** Drag = 0.026, Lift = 0.042, Cl(f) = 0.027, Cl(r) = 0.015 (13min)
- **k-epsilon:** Drag = 0.041, Lift = 0.041, Cl(f) = 0.027, Cl(r) = 0.015 (9min)

### 2. Μεσαία ανάλυση (473.7k κύτταρα):

- **k-omega SST:** Drag = 0.024, Lift = 0.04, Cl(f) = 0.026, Cl(r) = 0.014 (55 min)
- **k-epsilon:** Drag = 0.044, Lift = 0.042, Cl(f) = 0.027, Cl(r) = 0.0155 (21min)

### 3. Υψηλή ανάλυση (711k κύτταρα):

- **k-omega SST:** Drag = 0.0205, Lift = 0.04, Cl(f) = 0.0265, Cl(r) = 0.0139 (65min)
- **k-epsilon:** Drag = 0.041, Lift = 0.041, Cl(f) = 0.027, Cl(r) = 0.014 (22min)

Για κάθε πλέγμα, πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις με χρήση διαφορετικών μοντέλων τύρβης, όπως το k-epsilon και το k-omega SST, για να εξεταστεί η επίδραση των μοντέλων τύρβης στα αποτελέσματα. Οι προσομοιώσεις εκτελέστηκαν για γωνίες προσβολής  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ , και  $6^\circ$ , με στόχο να διερευνηθεί η επίδραση της γωνίας προσβολής στην αεροδυναμική απόδοση του πτερυγίου

#### Προσομοιώσεις για Διαφορετικές Γωνίες Προσβολής

Μετά την αρχική αξιολόγηση στις προαναφερθείσες συνθήκες, οι προσομοιώσεις επεκτάθηκαν για να περιλάβουν και δύο άλλες γωνίες προσβολής ( $0^\circ$  και  $6^\circ$ ), χρησιμοποιώντας τη μεσαία ανάλυση πλέγματος και το μοντέλο k-omega SST.

#### 1. Γωνία προσβολής $0^\circ$ :

- **Drag = 0.02398, Lift = -0.001072, Cl(f) = -0.000463, Cl(r) = -0.00061**
- Σε αυτή την περίπτωση, η αρνητική ανύψωση δείχνει ότι η ροή είναι σχεδόν επίπεδη πάνω στο πτερύγιο, και η ροή δεν παράγει άνωση. Η ταχύτητα στον άξονα x παραμένει 171.5 m/s.

#### 2. Γωνία προσβολής $6^\circ$ :

- **Drag = 0.02291, Lift = 0.08097, Cl(f) = 0.0522, Cl(r) = 0.0288**

- ο Σε αυτή την περίπτωση, η γωνία προσβολής αυξάνει σημαντικά την άνωση, αλλά και την οπισθέλκουσα, όπως αναμενόταν. Η ταχύτητα της ροής αναλύθηκε σε δύο άξονες:  $x = 170.6 \text{ m/s}$  και  $z = 17.93 \text{ m/s}$ .

Μετά την ολοκλήρωση των προσομοιώσεων, τα αποτελέσματα αναλύθηκαν με τη βοήθεια του SimScale, το οποίο παρέχει εργαλεία για την επεξεργασία και την απεικόνιση των δεδομένων της ροής. Η ανάλυση περιλάμβανε την αξιολόγηση των συντελεστών ανύψωσης (Cl) και οπισθέλκουσας (Cd) για διαφορετικές γωνίες προσβολής και διαφορετικά επίπεδα ανάλυσης πλέγματος. Η απεικόνιση της ροής γύρω από το πτερύγιο και η κατανομή της πίεσης στις επιφάνειές του πραγματοποιήθηκαν μέσω γραφικών παραστάσεων και διαγραμμάτων. Αυτές οι απεικονίσεις παρείχαν πολύτιμες πληροφορίες για τη ροή και την επίδραση της τύρβης στις αεροδυναμικές παραμέτρους του πτερυγίου. Τα αποτελέσματα έδειξαν σαφή συσχέτιση μεταξύ της ακρίβειας του πλέγματος και της ακρίβειας των υπολογισμών, επιβεβαιώνοντας την ανάγκη για προσεκτική διαχείριση των πόρων κατά τη διάρκεια των προσομοιώσεων.

#### Προσομοιώσεις και Χρόνος Υπολογισμού

Οι προσομοιώσεις με τη χρήση του SimScale εκτελέστηκαν για διαφορετικές γωνίες προσβολής και για τα τρία επίπεδα ανάλυσης πλέγματος. Το λογισμικό παρέχει τη δυνατότητα παρακολούθησης του χρόνου υπολογισμού για κάθε προσομοίωση, επιτρέποντας την αξιολόγηση της αποδοτικότητας των υπολογιστικών πόρων. Για παράδειγμα, η προσομοίωση με το μοντέλο k-omega SST και mesh 2 απαιτούσε περίπου 55 λεπτά για την ολοκλήρωση, ενώ η αντίστοιχη προσομοίωση με το μοντέλο k-epsilon απαιτούσε μόλις 21 λεπτά.

#### Συμπεράσματα από την Εφαρμογή των Υπολογιστικών Τεχνικών

Οι υπολογιστικές τεχνικές και τα εργαλεία λογισμικού που χρησιμοποιήθηκαν στη συγκεκριμένη μελέτη συνέβαλαν καθοριστικά στην ακριβή και αξιόπιστη προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο ONERA M6. Η εφαρμογή των επαναληπτικών μεθόδων για τη διασφάλιση της σύγκλισης των αποτελεσμάτων και η χρήση του SimScale, παρείχαν τη δυνατότητα για λεπτομερή ανάλυση της τύρβης και των αεροδυναμικών φαινομένων που προκύπτουν κατά τη ροή του αέρα γύρω από το πτερύγιο.



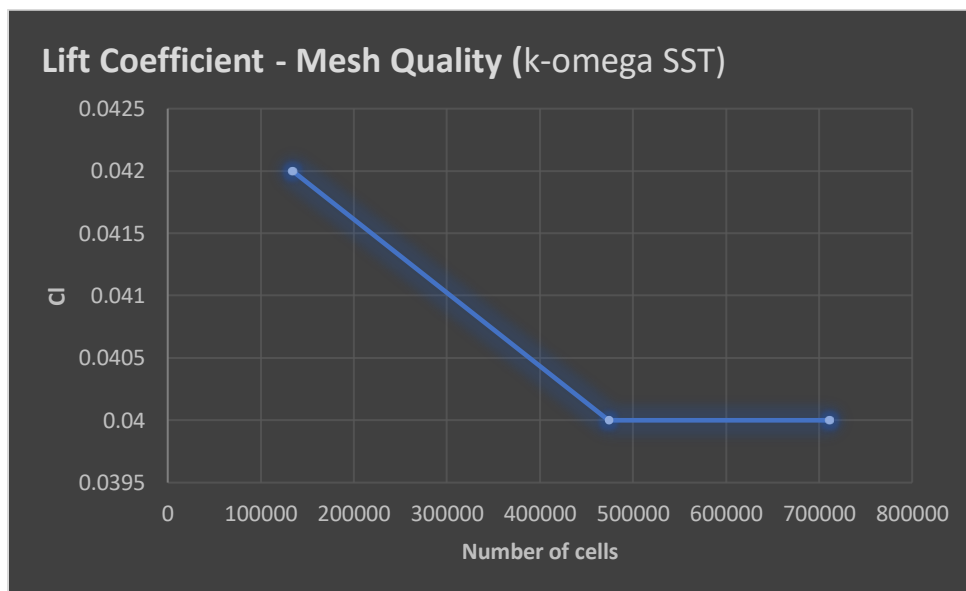
## Κεφάλαιο 5: Αποτελέσματα και Συζήτηση

### 5.1 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων για Κάθε Μοντέλο Τύρβης RANS

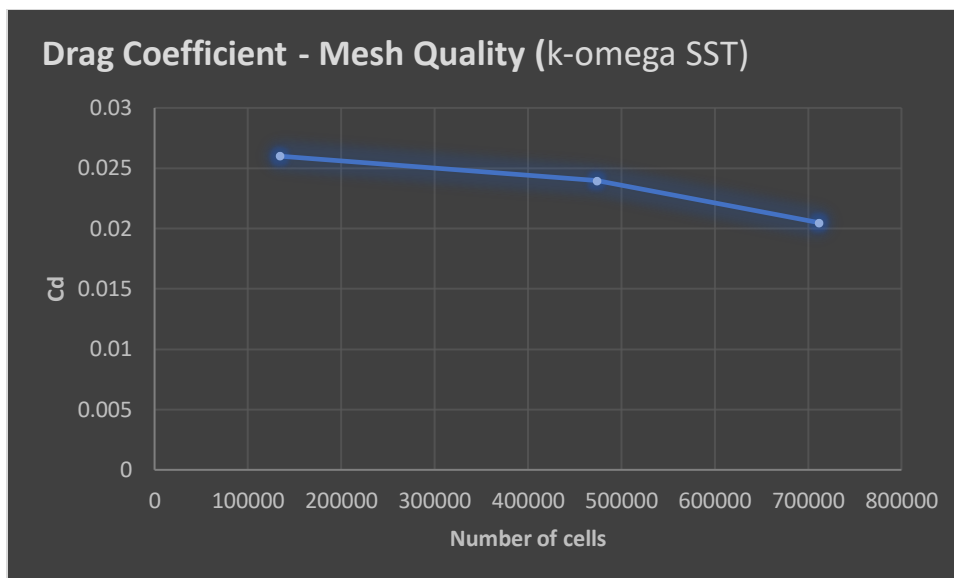
#### Αποτελέσματα Μοντέλου k-omega SST

##### Ανάλυση Αποτελεσμάτων για Γωνία Προσβολής 3°

Το μοντέλο k-omega SST είναι ένα από τα πιο εξελιγμένα μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιούνται σε προσομοιώσεις αεροδυναμικής ανάλυσης, ιδιαίτερα για σύνθετες γεωμετρίες και σε καταστάσεις όπου η τύρβη έχει σημαντική επίδραση στην απόδοση του αεροσκάφους. Στην παρούσα μελέτη, το μοντέλο χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση της ροής γύρω από το πτερύγιο ONERA M6, σε διάφορες γωνίες προσβολής και για διαφορετικά επίπεδα ανάλυσης πλέγματος. Για τη γωνία προσβολής 3°, τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων δείχνουν ότι η οπισθέλκουσα (Drag) μειώνεται καθώς η ανάλυση του πλέγματος αυξάνεται. Συγκεκριμένα, με mesh 1, η οπισθέλκουσα είναι 0.026, ενώ με mesh 2 μειώνεται σε 0.024 και με mesh 3 φτάνει το 0.0205. Αυτή η σταδιακή μείωση δείχνει ότι το μοντέλο k-omega SST είναι ιδιαίτερα αποδοτικό στην πρόβλεψη της τύρβης, ειδικά καθώς βελτιώνεται η ανάλυση του πλέγματος.



Διάγραμμα 2: Διάγραμμα Lift Coefficient - Mesh Quality (k-omega SST)



Διάγραμμα 3: Διάγραμμα Drag Coefficient - Mesh Quality (k-omega SST)

Παράλληλα, η ανύψωση (Lift) παραμένει σχετικά σταθερή σε όλες τις αναλύσεις του πλέγματος. Στα mesh 1, η ανύψωση είναι 0.042, και σε υψηλότερες αναλύσεις, παραμένει γύρω στο 0.040. Αυτό δείχνει ότι η ανάλυση του πλέγματος δεν επηρεάζει σημαντικά την ανύψωση σε αυτό το μοντέλο, κάτι που υποδηλώνει την ακρίβεια του k-omega SST στην πρόβλεψη της αεροδυναμικής απόδοσης του πτερυγίου ακόμα και με χαμηλότερες αναλύσεις. Ακολουθεί ένας πίνακας που συνοψίζει τα αποτελέσματα για τη γωνία προσβολής 3°:

| Mesh Cells | Drag   | Lift  |
|------------|--------|-------|
| 134,100    | 0.026  | 0.042 |
| 473,700    | 0.024  | 0.040 |
| 711,000    | 0.0205 | 0.040 |

Πίνακας 3 : Mesh Cells και αποτελέσματα (k-omega SST)

Αυτή η σταθερότητα της ανύψωσης, σε συνδυασμό με τη μείωση της οπισθέλκουσας, υποδηλώνει ότι το μοντέλο k-omega SST είναι αποδοτικό στη διαχείριση των φαινομένων τύρβης και παρέχει αξιόπιστες προβλέψεις για την αεροδυναμική απόδοση του πτερυγίου. Η διατήρηση της ακρίβειας ακόμα και με χαμηλότερες αναλύσεις πλέγματος καθιστά αυτό το μοντέλο ιδανικό για περιπτώσεις όπου η μείωση του υπολογιστικού κόστους είναι κρίσιμη, χωρίς να θυσιάζεται η ποιότητα των αποτελεσμάτων.

### Ανάλυση Αποτελεσμάτων για Διαφορετικές Γωνίες Προσβολής

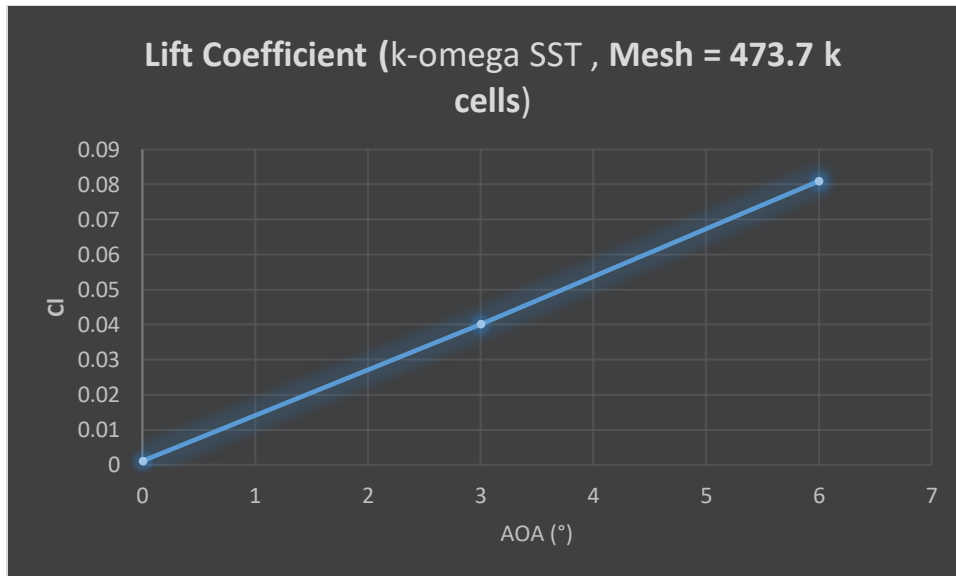
Εκτός από τη γωνία προσβολής  $3^\circ$ , το μοντέλο k-omega SST χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση των επιδόσεων του πτερυγίου ONERA M6 και σε γωνίες προσβολής  $0^\circ$  και  $6^\circ$ , χρησιμοποιώντας mesh 2 . Τα αποτελέσματα αυτών των προσομοιώσεων παρέχουν πολύτιμες πληροφορίες για την αεροδυναμική συμπεριφορά του πτερυγίου σε διαφορετικές συνθήκες.

Για τη γωνία προσβολής  $0^\circ$ , τα αποτελέσματα δείχνουν αρνητική ανύψωση  $-0.001072$ , καθώς το πτερύγιο δεν παράγει άνοση σε αυτή τη γωνία. Η οπισθέλκουσα είναι  $0.02398$ , ελαφρώς υψηλότερη σε σύγκριση με τις άλλες γωνίες προσβολής, γεγονός που υποδηλώνει ότι η ροή γύρω από το πτερύγιο προκαλεί μεγαλύτερη αντίσταση σε χαμηλές γωνίες προσβολής. Οι συντελεστές  $Cl(f)$  και  $Cl(r)$  είναι επίσης αρνητικοί, επιβεβαιώνοντας την ανυπαρξία ανύψωσης. Αντίθετα, στη γωνία προσβολής  $6^\circ$ , η ανύψωση αυξάνεται σημαντικά, φτάνοντας στο  $0.08097$ , ενώ η οπισθέλκουσα παραμένει χαμηλή  $0.02291$ . Αυτή η αύξηση της ανύψωσης είναι αναμενόμενη, καθώς το πτερύγιο βρίσκεται σε γωνία όπου η ροή του αέρα δημιουργεί τη μέγιστη άνοση. Οι συντελεστές  $Cl(f)$  και  $Cl(r)$  παρουσιάζουν επίσης σημαντική αύξηση, με τιμές  $0.0522$  και  $0.0288$  αντίστοιχα, υποδεικνύοντας την αποτελεσματικότητα του μοντέλου k-omega SST σε συνθήκες υψηλών γωνιών προσβολής. Ο παρακάτω πίνακας συνοψίζει τα αποτελέσματα για τις γωνίες προσβολής  $0^\circ$  και  $6^\circ$ :

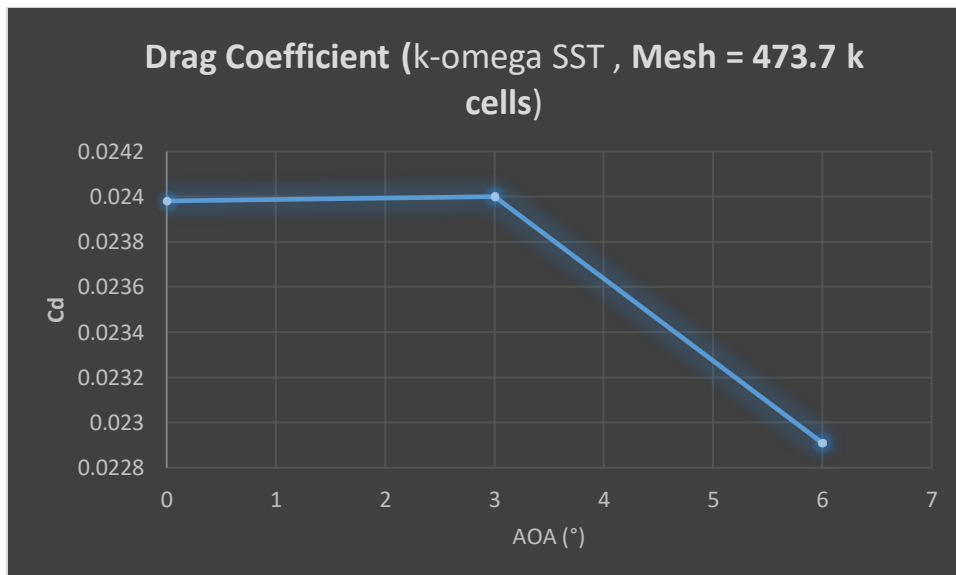
| Γωνία Προσβολής ( $^\circ$ ) | Drag    | Lift     | $Cl(f)$  | $Cl(r)$  |
|------------------------------|---------|----------|----------|----------|
| $0^\circ$                    | 0.02398 | -0.00107 | -0.00046 | -0.00061 |
| $6^\circ$                    | 0.02291 | 0.08097  | 0.0522   | 0.0288   |

Πίνακας 4 : Γωνία Προσβολής ( $^\circ$ ) και αποτελέσματα

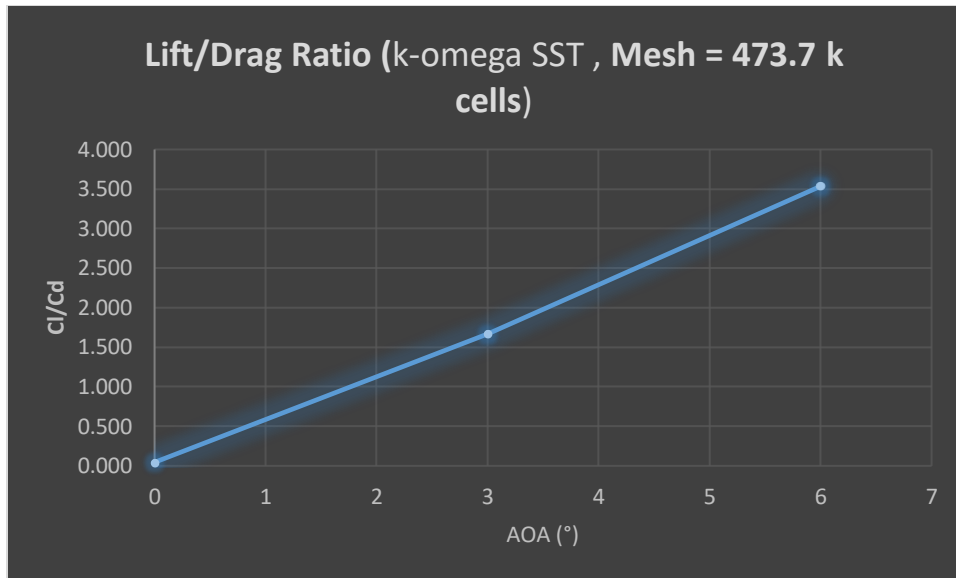
Η σύγκριση των αποτελεσμάτων για τις διαφορετικές γωνίες προσβολής δείχνει ότι το μοντέλο k-omega SST είναι εξαιρετικά αποδοτικό στη διαχείριση των φαινομένων τύρβης, ακόμα και σε συνθήκες όπου η ροή αποκολλάται από την επιφάνεια του πτερυγίου, όπως συμβαίνει στη γωνία  $6^\circ$ . Η διατήρηση χαμηλής οπισθέλκουσας και η αύξηση της ανύψωσης υποδηλώνουν ότι το μοντέλο μπορεί να παρέχει αξιόπιστες προβλέψεις ακόμα και σε απαιτητικές συνθήκες.



Διάγραμμα 4: Διάγραμμα Lift Coefficient (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells)



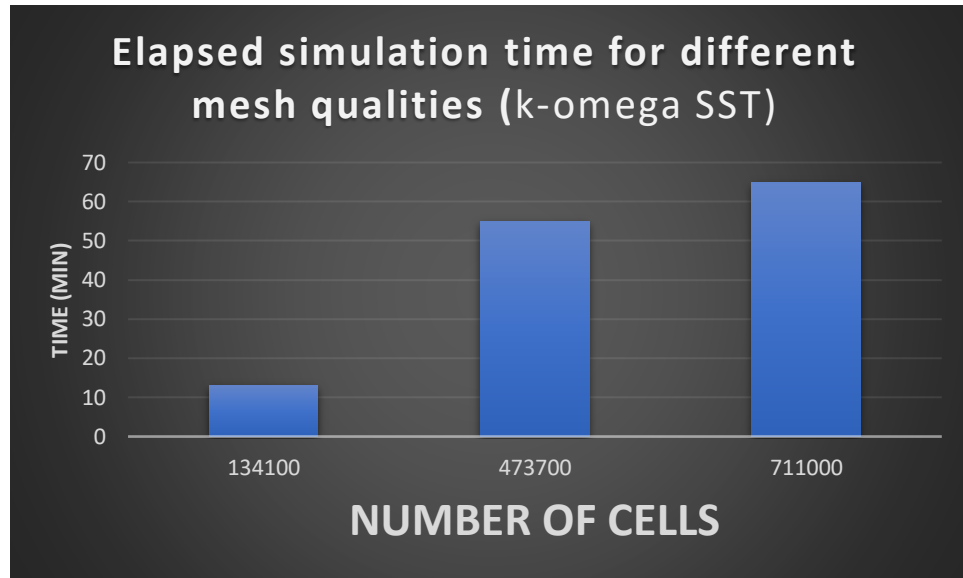
Διάγραμμα 5 : Διάγραμμα Drag Coefficient (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells)



Διάγραμμα 6 : Διάγραμμα Lift/Drag Ratio (k-omega SST , Mesh = 473.7 k cells)

### Αξιολόγηση των Αποτελεσμάτων του k-omega SST

Η ανάλυση των αποτελεσμάτων δείχνει ότι το μοντέλο k-omega SST είναι εξαιρετικά αποδοτικό στη διαχείριση των φαινομένων τύρβης, ιδιαίτερα σε συνθήκες υψηλών γωνιών προσβολής, όπου οι αποκολλήσεις της ροής και η δημιουργία στρόβιλων μπορούν να επηρεάσουν σημαντικά την αεροδυναμική απόδοση. Η σταθερότητα των αποτελεσμάτων, ιδιαίτερα σε σχέση με την ανύψωση, και η μείωση της οπισθέλκουσας καθώς αυξάνεται η ανάλυση του πλέγματος, καθιστούν το μοντέλο αυτό ιδανικό για την προσομοίωση σύνθετων γεωμετριών, όπως το πτερύγιο ONERA M6.



Διάγραμμα 7 : Διάγραμμα Elapsed simulation time for different mesh qualities (k-omega SST)

Επιπλέον, η δυνατότητα του μοντέλου να παρέχει ακριβή αποτελέσματα για mesh 2 υποδηλώνει ότι μπορεί να χρησιμοποιηθεί αποτελεσματικά σε περιπτώσεις όπου ο υπολογιστικός χρόνος και οι πόροι είναι περιορισμένοι. Σε αυτές τις περιπτώσεις, η μεσαία ανάλυση πλέγματος προσφέρει μια καλή ισορροπία μεταξύ ακρίβειας και υπολογιστικού κόστους, χωρίς να θυσιάζεται η ποιότητα των αποτελεσμάτων.

### Αποτελέσματα Μοντέλου k-epsilon

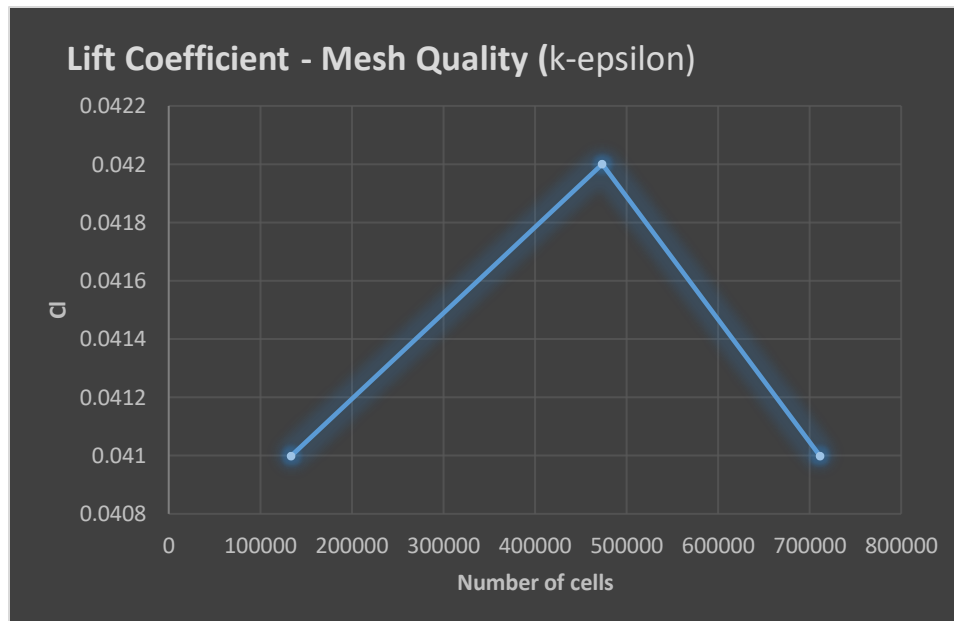
#### Ανάλυση Αποτελεσμάτων για Γωνία Προσβολής 3°

Το μοντέλο τύρβης k-epsilon αποτελεί ένα από τα πιο δημοφιλή και ευρέως χρησιμοποιούμενα μοντέλα στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD) λόγω της απλότητας και της ευελιξίας του. Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων για τη γωνία προσβολής 3° παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα:

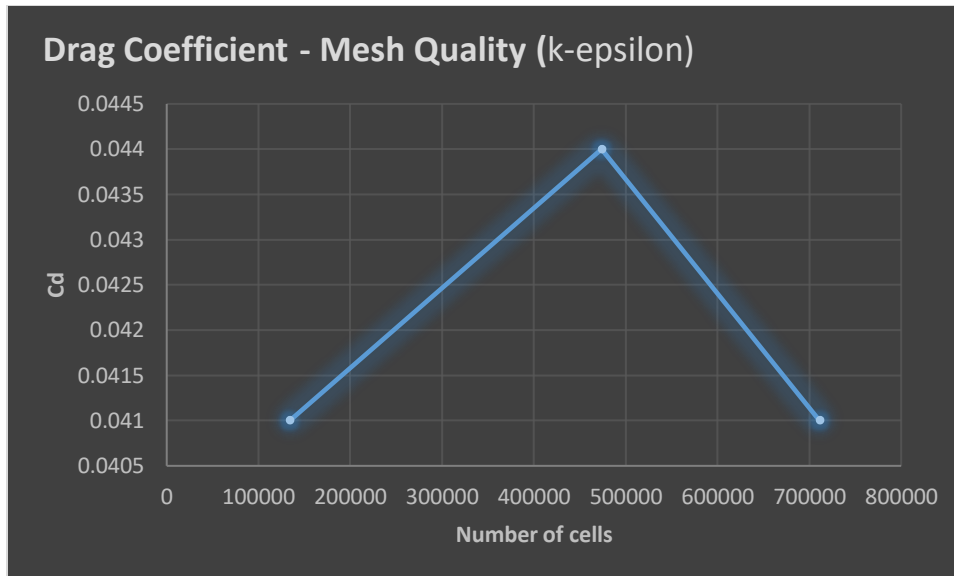
| Mesh Cells | Drag  | Lift  |
|------------|-------|-------|
| 134,100    | 0.041 | 0.041 |
| 473,700    | 0.044 | 0.042 |
| 711,000    | 0.041 | 0.041 |

Πίνακας 5 : Mesh Cells και αποτελέσματα (*k-epsilon*)

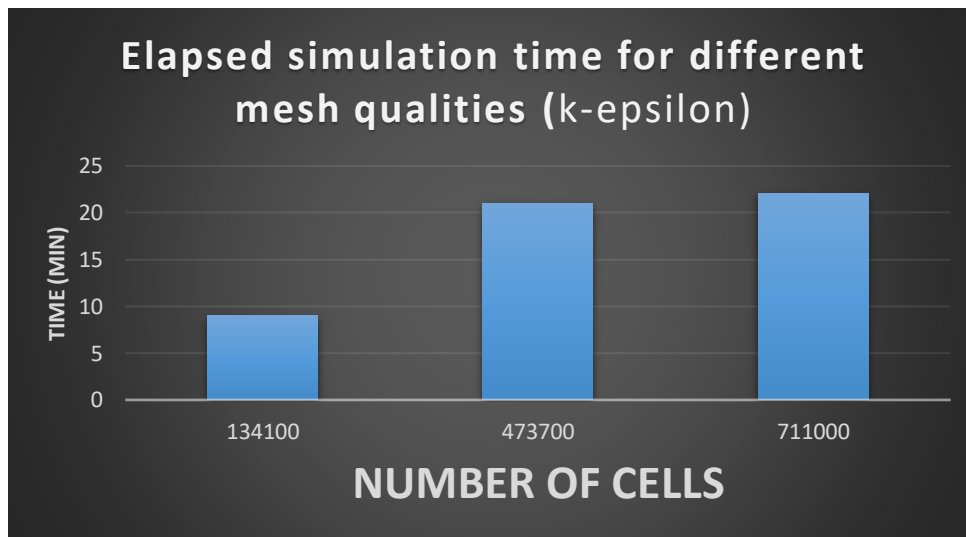
Από τα αποτελέσματα προκύπτει ότι η οπισθέλκουσα (Drag) για το μοντέλο *k-epsilon* είναι υψηλότερη σε σχέση με το μοντέλο *k-omega SST* για την ίδια γωνία προσβολής. Συγκεκριμένα, η οπισθέλκουσα είναι 0.041 στην ανάλυση πλέγματος με mesh 1 , ενώ στην ανάλυση με mesh 2 αυξάνεται ελαφρώς σε 0.044. Στην υψηλότερη ανάλυση πλέγματος mesh 3, η οπισθέλκουσα επανέρχεται στο 0.041.



Διάγραμμα 8: Διάγραμμα Lift Coefficient - Mesh Quality (*k-epsilon*)



Διάγραμμα 9: Διάγραμμα Drag Coefficient - Mesh Quality (k-epsilon)



Διάγραμμα 10 : Διάγραμμα Elapsed simulation time for different mesh qualities (k-epsilon)

Η ανύψωση (Lift) για το μοντέλο k-epsilon παραμένει σχετικά σταθερή σε όλες τις αναλύσεις του πλέγματος, με τιμές που κυμαίνονται από 0.041 έως 0.042. Αυτή η σταθερότητα υποδεικνύει ότι το μοντέλο k-epsilon μπορεί να παρέχει αξιόπιστες προβλέψεις για την ανύψωση, ανεξάρτητα από την ανάλυση του πλέγματος. Ωστόσο, η ελαφρά αύξηση της οπισθέλκουσας στην ανάλυση



μεσαίου πλέγματος υποδηλώνει ότι το μοντέλο μπορεί να μην είναι τόσο αποτελεσματικό στη μείωση της αντίστασης σε συγκεκριμένες συνθήκες ροής.

Τα αποτελέσματα του μοντέλου k-epsilon για τη γωνία προσβολής  $3^\circ$  παρέχουν σημαντικές πληροφορίες για την αεροδυναμική συμπεριφορά του πτερυγίου ONERA M6 σε συνθήκες μέτριας γωνίας προσβολής. Σε αυτό το πλαίσιο, τα δεδομένα αποκαλύπτουν τη δυνατότητα του μοντέλου να προβλέπει αξιόπιστα τη συμπεριφορά της οπισθέλκουσας (Drag) και της ανύψωσης (Lift) σε διαφορετικές αναλύσεις πλέγματος..

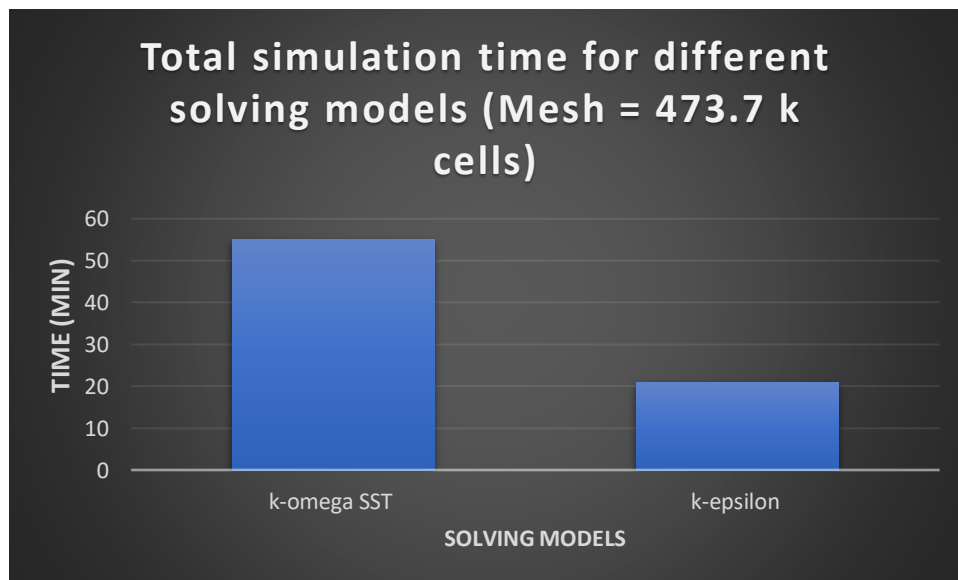
Ωστόσο, η οπισθέλκουσα παρουσιάζει ελαφρώς διαφορετική συμπεριφορά. Στην ανάλυση με mesh 1, η οπισθέλκουσα είναι 0.041, ενώ στην ανάλυση με mesh 2 αυξάνεται σε 0.044. Αυτή η αύξηση της οπισθέλκουσας μπορεί να οφείλεται σε μικροαποκλίσεις του μοντέλου στη διαχείριση της τύρβης στις περιοχές κοντά στα τοιχώματα του πτερυγίου, όπου η ροή ενδέχεται να επηρεάζεται από την υψηλή διαβάθμιση της τύρβης. Είναι επίσης πιθανό ότι η μεγαλύτερη ανάλυση του πλέγματος αποκαλύπτει λεπτομέρειες της ροής που δεν μπορούν να αναπαραχθούν με το ίδιο επίπεδο ακρίβειας σε χαμηλότερη ανάλυση. Αυτό το φαινόμενο υποδεικνύει ότι το μοντέλο k-epsilon ενδέχεται να μην είναι ιδανικό για τη μείωση της οπισθέλκουσας σε όλες τις περιπτώσεις.

Επιπλέον, η επαναφορά της οπισθέλκουσας στο 0.041 στην ανάλυση με mesh 3 υποδηλώνει ότι το μοντέλο k-epsilon παρουσιάζει μια τάση σταθεροποίησης σε υψηλότερα επίπεδα ανάλυσης. Παρά την αρχική αύξηση της οπισθέλκουσας στη μεσαία ανάλυση πλέγματος, η σταθεροποίηση αυτή υποδηλώνει ότι το μοντέλο μπορεί να επιτύχει ένα ικανοποιητικό επίπεδο ακρίβειας όταν χρησιμοποιούνται πιο λεπτομερή πλέγματα. Ωστόσο, είναι απαραίτητη μια προσεκτική προσέγγιση κατά την επιλογή της ανάλυσης του πλέγματος, ειδικά όταν η μείωση της οπισθέλκουσας είναι κρίσιμη για την απόδοση του πτερυγίου. Η απόδοση του μοντέλου k-epsilon στη γωνία προσβολής  $3^\circ$  δείχνει επίσης ότι είναι ικανό να διατηρήσει σταθερή απόδοση σε συνθήκες όπου η ροή παραμένει σχετικά ομαλή και η τύρβη δεν παρουσιάζει έντονες διαβαθμίσεις. Αυτό καθιστά το μοντέλο κατάλληλο για εφαρμογές όπου η αεροδυναμική συμπεριφορά δεν απαιτεί την απόλυτη ακρίβεια που προσφέρουν πιο εξελιγμένα μοντέλα τύρβης, όπως το k-omega SST. Αντίθετα, η ταχύτητα εκτέλεσης και η απλότητα του k-epsilon το καθιστούν ιδανική επιλογή για γρήγορες προσομοιώσεις και αρχικές εκτιμήσεις της αεροδυναμικής απόδοσης.

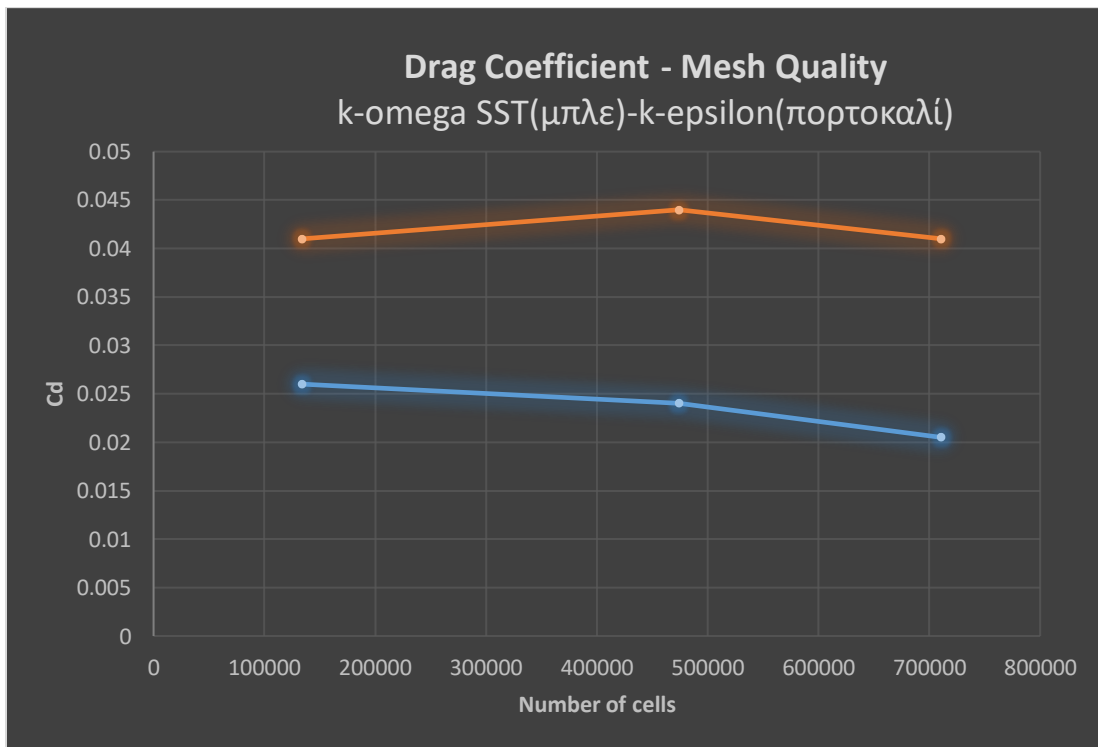
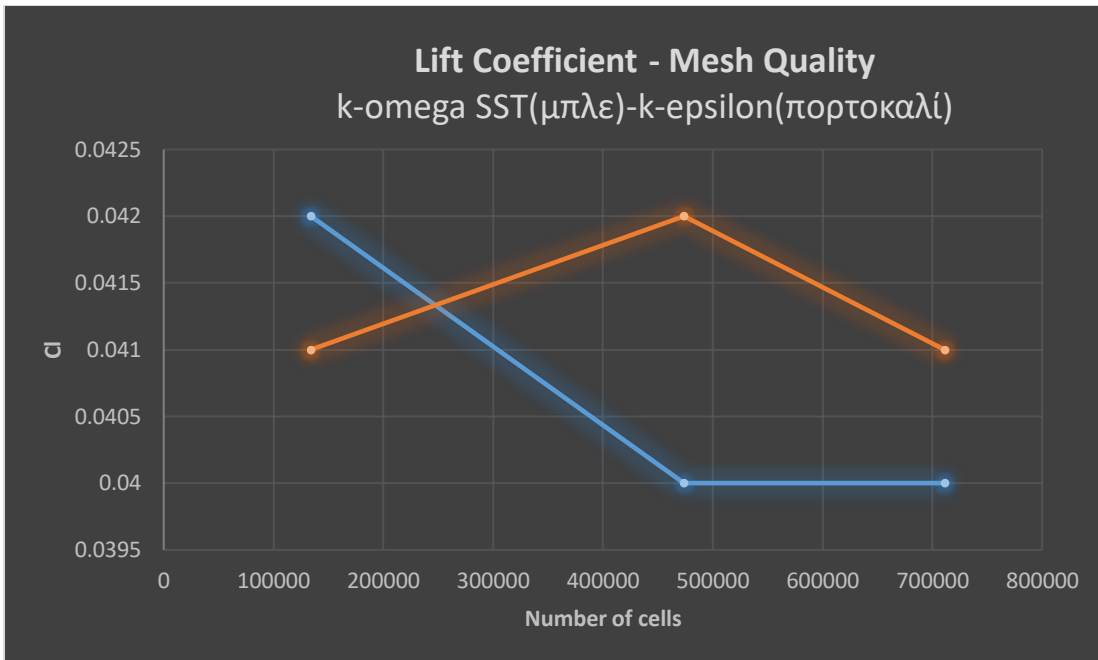
## Συγκριτική Ανάλυση των Μοντέλων

Σε σύγκριση των k-epsilon , k-omega SST το δεύτερο προσφέρει σημαντικά πλεονεκτήματα σε καταστάσεις όπου η ακρίβεια είναι κρίσιμη. Παρόλο που το k-epsilon υπερέχει στην ταχύτητα εκτέλεσής του και την απλότητά του, το k-omega SST αποδεικνύεται ανώτερο σε σύνθετες γεωμετρίες όπου η τύρβη είναι έντονη και απαιτεί μεγαλύτερη ακρίβεια στην πρόβλεψη. Το μοντέλο k-omega SST αποδεικνύει τη δυνατότητά του να παρέχει ακριβείς προσομοιώσεις ακόμα και σε περιπτώσεις όπου η ροή είναι πολύπλοκη και οι αποκολλήσεις είναι συχνές, όπως στη γωνία προσβολής 6°.

Ένα άλλο σημαντικό πλεονέκτημα του μοντέλου k-omega SST είναι η ικανότητά του να χειρίζεται τη ροή κοντά στα τοιχώματα με μεγαλύτερη ακρίβεια από το μοντέλο k-epsilon. Η ικανότητα του μοντέλου να διαχειρίζεται τα λεπτά στρώματα οριακής ροής κοντά στην επιφάνεια του πτερυγίου επιτρέπει την καλύτερη πρόβλεψη των φαινομένων που συμβαίνουν εκεί, όπως η αποκόλληση της ροής και η δημιουργία δινών. Αυτά τα φαινόμενα είναι ιδιαίτερα σημαντικά για την αεροδυναμική απόδοση του αεροσκάφους, καθώς μπορούν να επηρεάσουν την άνωση και την οπισθέλκουσα. Συγκριτικά, το μοντέλο k-epsilon παρουσιάζει δυσκολία στην πρόβλεψη αυτών των φαινομένων, ειδικά όταν η ροή γίνεται πιο περίπλοκη κοντά στα τοιχώματα.



Διάγραμμα 11 : Συνολικός χρόνος για τα δύο μοντέλα (Mesh = 473.7 k cells)



Διάγραμμα 12-13 : Διαγράμματα σύγκρισης των δύο μοντέλων για Lift (πάνω), Drag(κάτω) Coefficient.

## 5.2 Σύγκριση Αποτελεσμάτων με Αναφορές από τη Βιβλιογραφία

Η σύγκριση των αποτελεσμάτων από τα μοντέλα τύρβης k-epsilon και k-omega SST αποτελεί έναν βασικό άξονα για την κατανόηση της απόδοσης και της ακρίβειας των αεροδυναμικών προσομοιώσεων. Η ανάλυση των αποτελεσμάτων αυτών επιβεβαιώνει την ανάγκη για διαφοροποίηση των μοντέλων σε διαφορετικές συνθήκες ροής, καθώς και τη σημασία της χρήσης κατάλληλων εργαλείων προσομοίωσης ανάλογα με τις απαιτήσεις της προσομοίωσης. Σύμφωνα με τη βιβλιογραφία, το μοντέλο k-epsilon έχει αποδειχθεί αποτελεσματικό σε προσομοιώσεις με σταθερή ροή και περιοχές με μικρές μεταβολές τύρβης (Jones & Launder, 1972). Παράλληλα, η απλότητά του επιτρέπει τη γρήγορη εκτέλεση των προσομοιώσεων, γεγονός που το καθιστά ιδανικό για αρχικές εκτιμήσεις της αεροδυναμικής συμπεριφοράς. Ωστόσο, σε συνθήκες όπου η ροή παρουσιάζει έντονες διαβαθμίσεις, όπως κοντά σε τοιχώματα ή σε περιπτώσεις αποκόλλησης ροής, το k-epsilon παρουσιάζει ορισμένα μειονεκτήματα. Οι υψηλές τιμές της οπισθέλκουσας στις μεσαίες αναλύσεις πλέγματος, όπως παρατηρήθηκαν στην παρούσα μελέτη, αποδεικνύουν την ανάγκη για προσοχή στη χρήση αυτού του μοντέλου σε πιο απαιτητικές συνθήκες (Launder & Spalding, 1974).

Αντίθετα, το μοντέλο k-omega SST έχει αναγνωριστεί στη βιβλιογραφία ως πιο ακριβές σε περιπτώσεις όπου η τύρβη είναι έντονη, ιδιαίτερα κοντά στα τοιχώματα (Menter, 1994). Η ικανότητά του να προβλέπει με μεγαλύτερη ακρίβεια την τύρβη και τις αποκολλήσεις της ροής το καθιστά προτιμητέο για προσομοιώσεις υψηλής ακρίβειας, όπως αυτές που απαιτούνται για την ανάλυση περυγίων αεροσκαφών σε υψηλές γωνίες προσβολής. Στην παρούσα μελέτη, το k-omega SST παρουσίασε χαμηλότερη οπισθέλκουσα και σταθερή άνωση σε σύγκριση με το k-epsilon, επιβεβαιώνοντας την ανωτερότητά του σε τέτοιες συνθήκες (Wilcox, 1998).

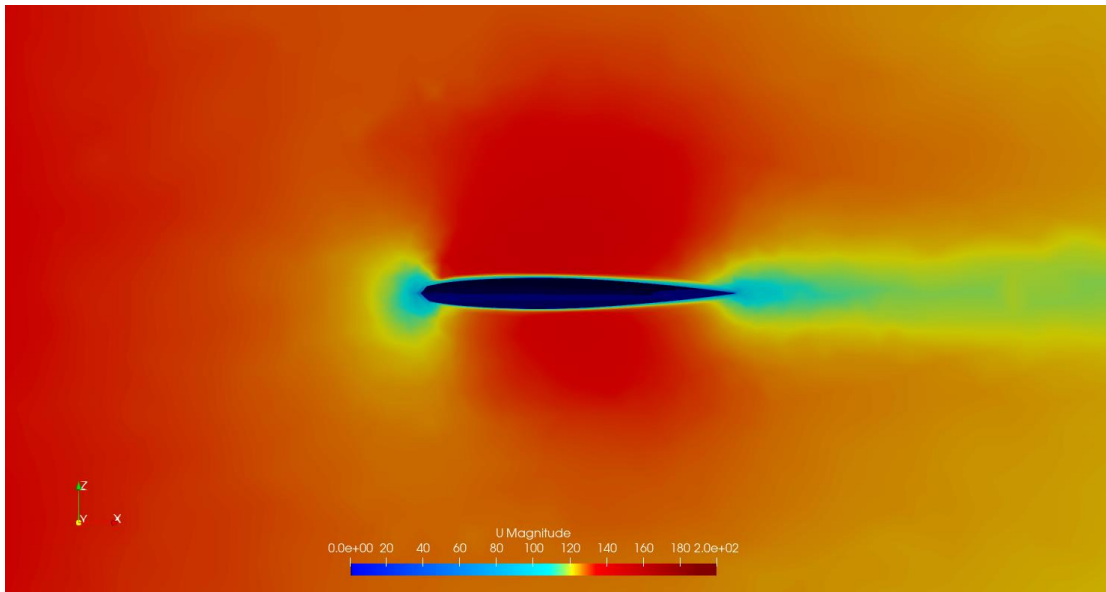
Η σύγκριση των δύο μοντέλων για τη γωνία προσβολής  $3^\circ$  αποκαλύπτει ότι το k-epsilon παρουσιάζει μια σταθερότητα στην πρόβλεψη της ανύψωσης, αλλά η οπισθέλκουσα αυξάνεται σε μεσαία ανάλυση πλέγματος. Αυτό το φαινόμενο επιβεβαιώνεται από τη βιβλιογραφία, όπου αναφέρεται ότι το k-epsilon τείνει να υπερεκτιμά την οπισθέλκουσα σε περιοχές υψηλής διαβάθμισης τύρβης (Patel et al., 1985). Παράλληλα, η ανάλυση δείχνει ότι το k-omega SST προσφέρει πιο σταθερά αποτελέσματα για την οπισθέλκουσα, γεγονός που επιβεβαιώνει τις προβλέψεις των Menter et al. (2003) ότι το k-omega SST παρέχει καλύτερες επιδόσεις σε σύνθετες γεωμετρίες και συνθήκες υψηλής τύρβης. Σε άλλες μελέτες, όπως αυτή των Rumsey και Spalart (2009), αναφέρεται ότι το k-omega SST υπερέχει σε περιπτώσεις όπου η ροή είναι αναταραγμένη

και περιλαμβάνει φαινόμενα αποκόλλησης. Αυτό το εύρημα ευθυγραμμίζεται με τα αποτελέσματα της παρούσας μελέτης, όπου το k-omega SST παρουσίασε καλύτερη απόδοση σε υψηλότερες γωνίες προσβολής, ιδιαίτερα όταν η ροή ήταν πιο περίπλοκη. Αντίθετα, το k-epsilon παρουσίασε δυσκολίες στην ακριβή πρόβλεψη αυτών των φαινομένων, επιβεβαιώνοντας την ανάγκη για πιο εξελιγμένα μοντέλα τύρβης σε τέτοιες περιπτώσεις (Spalart & Allmaras, 1992).

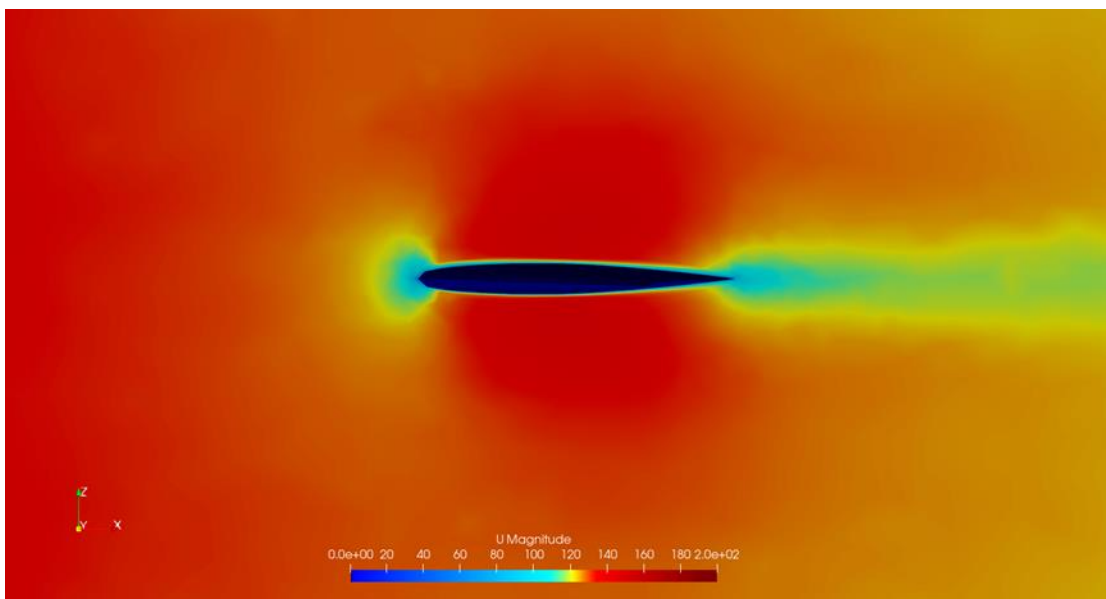
Η βιβλιογραφία επιβεβαιώνει επίσης ότι το k-epsilon είναι κατάλληλο για προσομοιώσεις σε μεγάλες κλίμακες, όπως ροές σε αγωγούς ή σε εξωτερικές ροές, όπου η τύρβη είναι ομοιόμορφη και δεν υπάρχουν έντονες διαβαθμίσεις (Shih et al., 1995). Ωστόσο, για πιο σύνθετες εφαρμογές, όπως η αεροναυπηγική, το k-omega SST προσφέρει σημαντικά πλεονεκτήματα, όπως αποδεικνύεται από την ανάλυση της παρούσας μελέτης και άλλων ερευνητών (Menter et al., 2003). Συνοψίζοντας, η σύγκριση των αποτελεσμάτων από τα δύο μοντέλα υποδεικνύει ότι το k-epsilon παραμένει μια αξιόπιστη επιλογή για γενικές προσομοιώσεις, αλλά παρουσιάζει αδυναμίες σε περιπτώσεις με έντονη τύρβη και αποκολλήσεις ροής. Αντίθετα, το k-omega SST υπερέχει σε περιπτώσεις όπου απαιτείται μεγαλύτερη ακρίβεια, ιδιαίτερα σε συνθήκες όπου η ροή κοντά στα τοιχώματα παίζει καθοριστικό ρόλο στην αεροδυναμική απόδοση (Menter, 1994).

### 5.3 Πίεση και Ταχύτητα

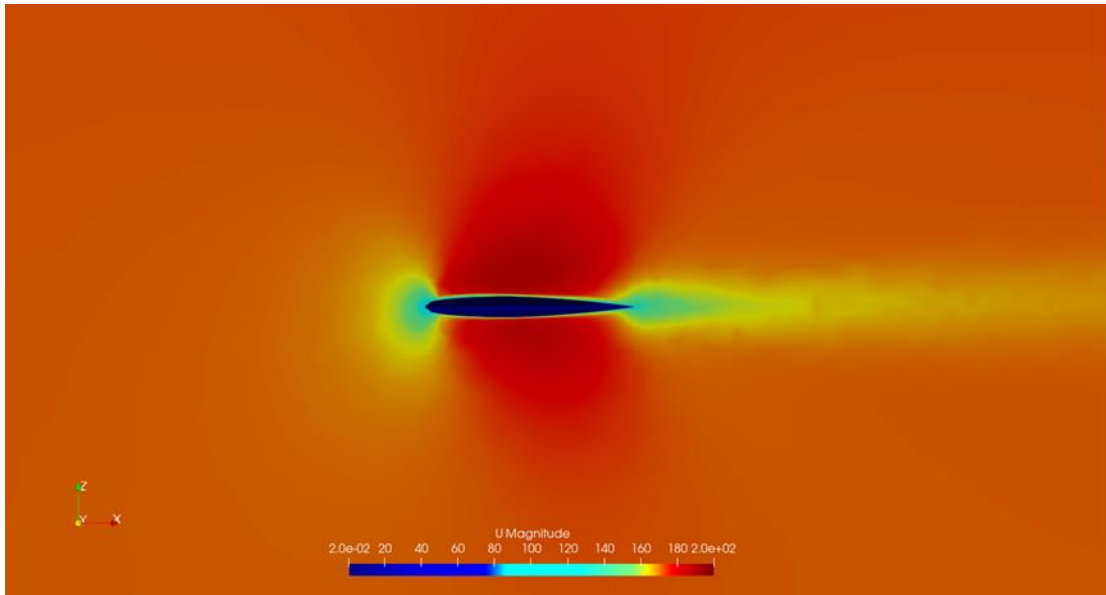
Η ανάλυση των αποτελεσμάτων που περιλαμβάνονται στο έγγραφο παρέχει μια σαφή εικόνα των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του πτερυγίου ONERA M6 μέσω της χρήσης του μοντέλου τύρβης k-omega SST σε διαφορετικές γωνίες προσβολής (Angle of Attack - AoA). Οι εικόνες ταχύτητας, πίεσης που προέκυψαν από αυτές τις προσομοιώσεις χρησιμοποιώντας το ParaView 5.9.1 είναι ζωτικής σημασίας για την επιστημονική κατανόηση της συμπεριφοράς του πτερυγίου υπό διαφορετικές συνθήκες.



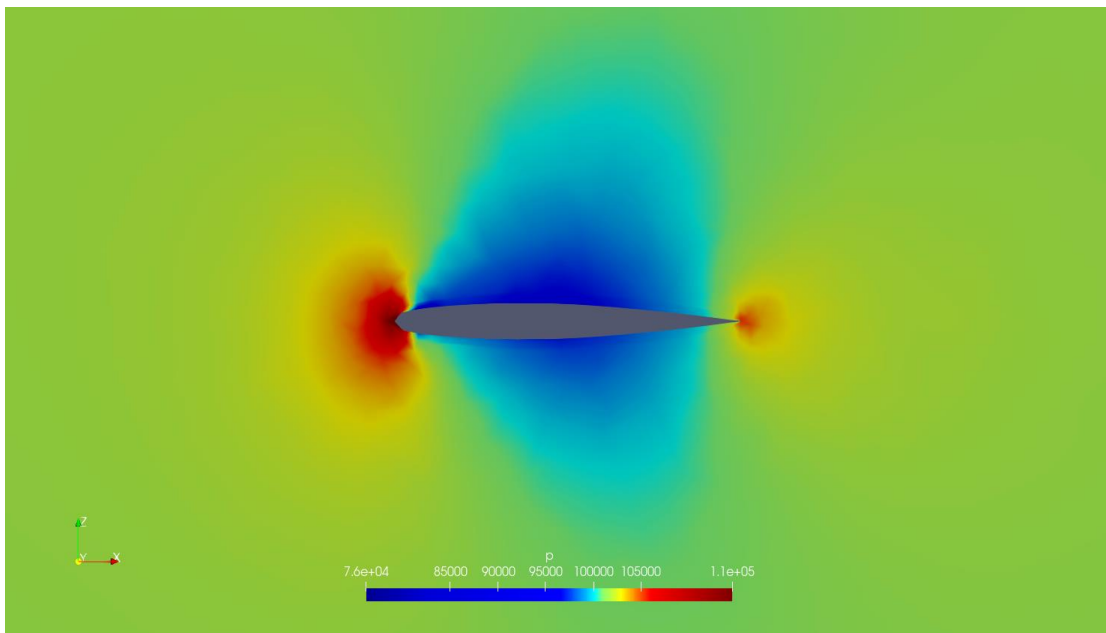
Εικόνα 15 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6/ Velocity magnitude



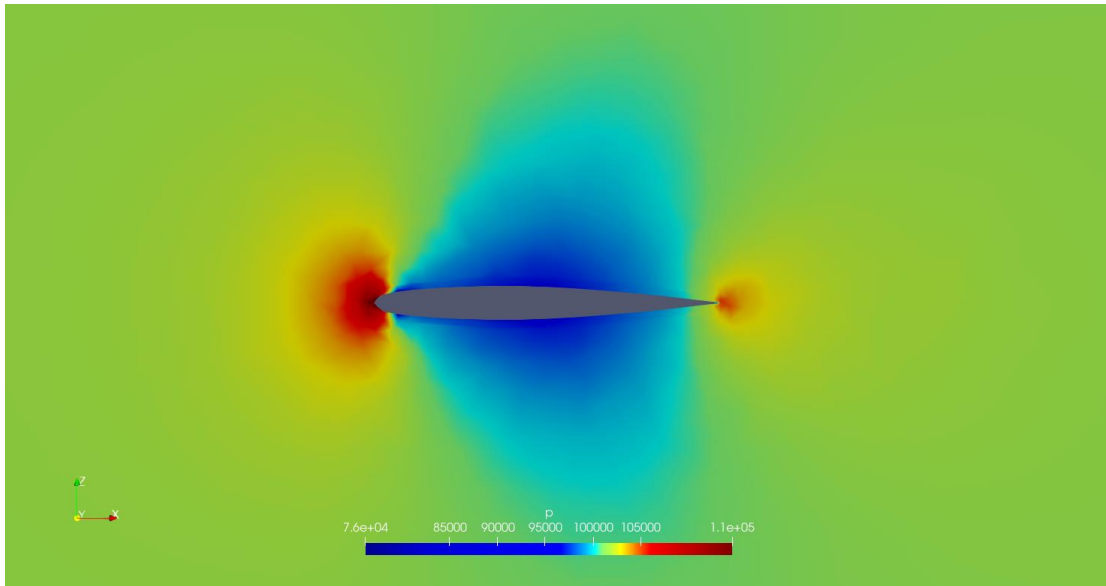
Εικόνα 16 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=0/ Velocity magnitude



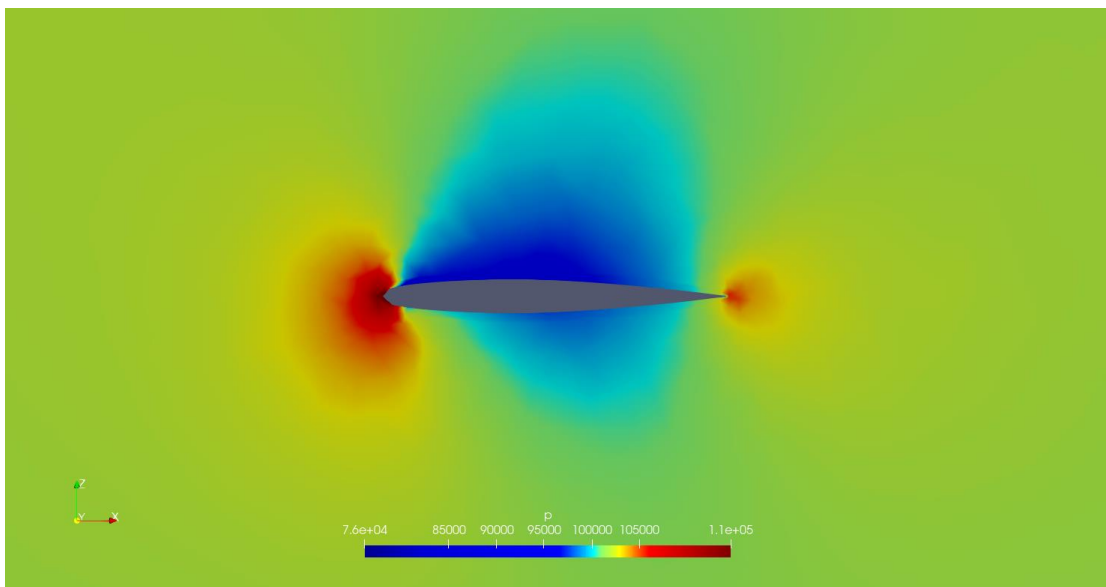
Εικόνα 17 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=3/ Velocity magnitude



Εικόνα 18 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=3/ Pressure



Εικόνα 19 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=0/ Pressure



Εικόνα 20 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6/ Pressure



### Ταχύτητα (Velocity Magnitude)

Η ανάλυση της ταχύτητας γύρω από το πτερύγιο ONERA M6 για διαφορετικές γωνίες προσβολής παρέχει χρήσιμες πληροφορίες σχετικά με τη ροή του αέρα και την κατανομή της ταχύτητας γύρω από το πτερύγιο. Στα διαγράμματα για το μοντέλο k-omega SST και  $\text{AoA}=0$ , βλέπουμε ότι η κατανομή της ταχύτητας είναι συμμετρική γύρω από το πτερύγιο. Αυτό το συμμετρικό μοτίβο υποδεικνύει ότι η ροή του αέρα είναι ομαλή και δεν υπάρχουν σημαντικές διαβαθμίσεις της ταχύτητας στις επιφάνειες του πτερυγίου.

Ωστόσο, καθώς η γωνία προσβολής αυξάνεται σε  $\text{AoA}=3$  και  $\text{AoA}=6$ , η κατανομή της ταχύτητας αρχίζει να γίνεται ασύμμετρη, ειδικά στην επιφάνεια εκβολής του πτερυγίου. Αυτό το μοτίβο είναι αναμενόμενο, καθώς η αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί αλλαγές στην κατανομή της πίεσης και της ταχύτητας πάνω και κάτω από το πτερύγιο, οδηγώντας τελικά σε αύξηση της άντωσης (Lift) και της αντίστασης (Drag). Στο  $\text{AoA}=6$ , οι διαφορές στην ταχύτητα είναι πιο έντονες, υποδεικνύοντας τη δημιουργία έντονων φαινομένων τύρβης και αποκολλήσεων ροής κοντά στην πίσω άκρη του πτερυγίου.

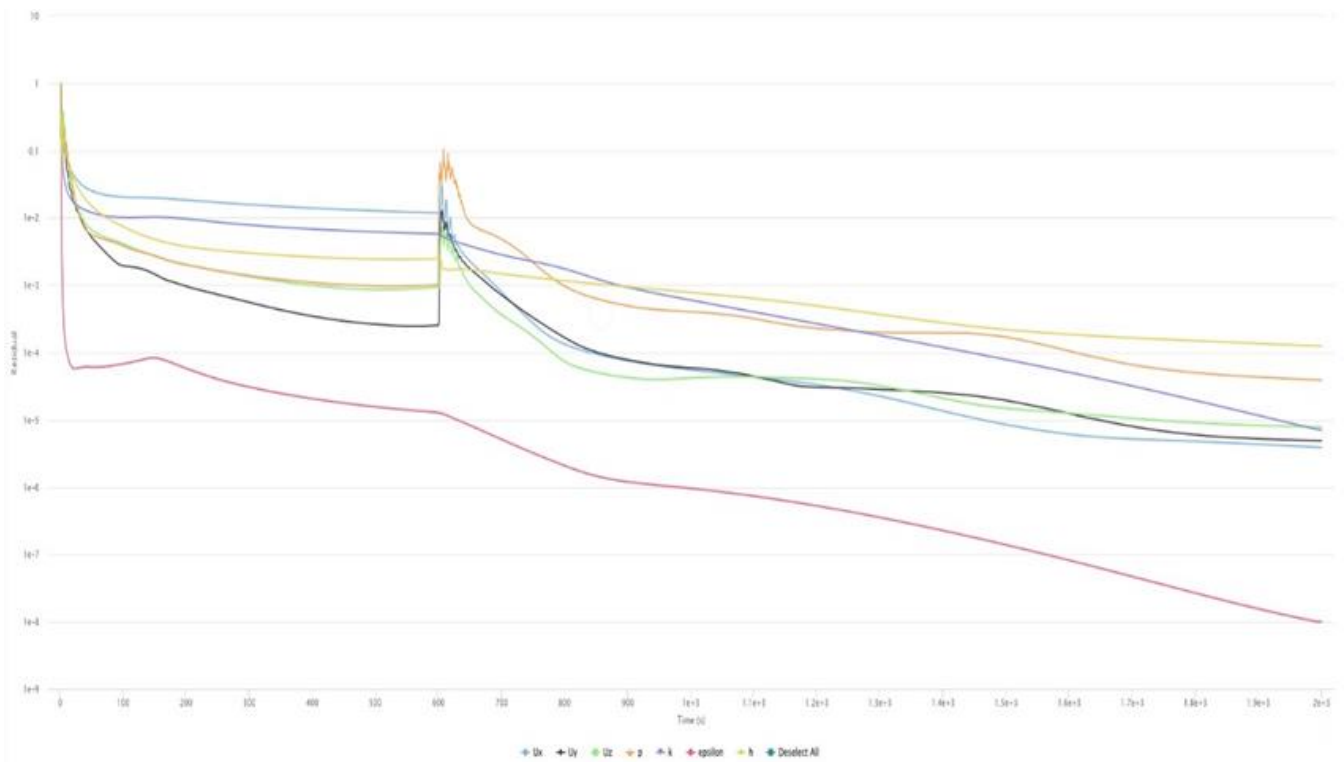
### Πίεση (Pressure Distribution)

Η κατανομή της πίεσης γύρω από το πτερύγιο ONERA M6 είναι εξίσου σημαντική για την κατανόηση των αεροδυναμικών φαινομένων που προκύπτουν κατά την πτήση. Στα διαγράμματα της πίεσης, φαίνεται ότι η πίεση στην άνω επιφάνεια του πτερυγίου μειώνεται καθώς η γωνία προσβολής αυξάνεται. Αυτό το φαινόμενο εξηγείται από την αύξηση της ταχύτητας ροής του αέρα πάνω από την άνω επιφάνεια, γεγονός που μειώνει την πίεση σύμφωνα με την αρχή του Bernoulli. Αντίθετα, στην κάτω επιφάνεια του πτερυγίου, η πίεση παραμένει σχετικά υψηλή, οδηγώντας σε αύξηση της άντωσης.

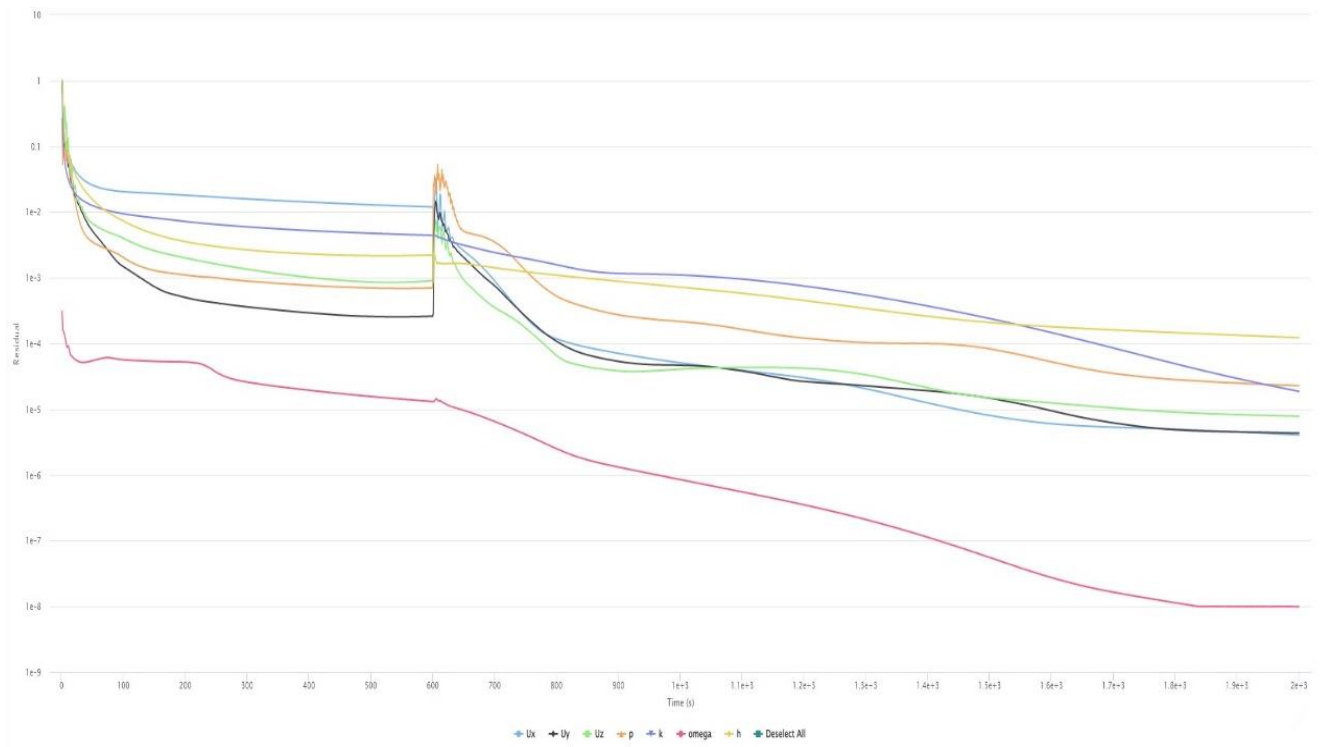
Στην περίπτωση του  $\text{AoA}=6$ , οι διαφορές στην κατανομή της πίεσης είναι πιο έντονες, ειδικά κοντά στην επιφάνεια εκβολής. Οι μεγαλύτερες διαφορές πίεσης μεταξύ της άνω και της κάτω επιφάνειας του πτερυγίου προκαλούν αυξημένη άνωση, αλλά και αντίσταση, λόγω της δημιουργίας στρόβιλων και αποκολλήσεων της ροής. Αυτά τα φαινόμενα είναι κρίσιμα για την αεροδυναμική απόδοση του πτερυγίου, καθώς μπορούν να οδηγήσουν σε απώλειες άντωσης και αύξηση της αντίστασης σε μεγάλες γωνίες προσβολής.

#### 5.4 Υπολείμματα (Residuals)

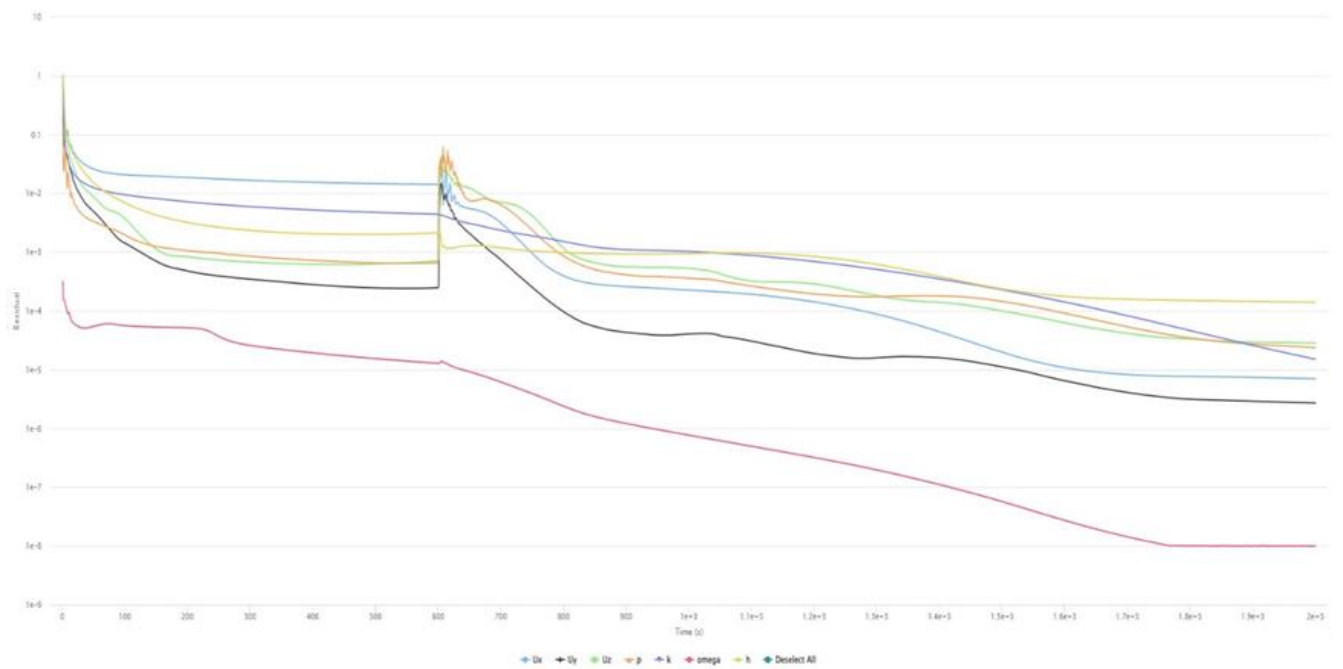
Τα υπολείμματα που παρουσιάζονται στα διαγράμματα υποδεικνύουν τη σύγκλιση των λύσεων κατά τη διάρκεια των υπολογιστικών προσομοιώσεων. Τα υπολείμματα είναι ένας σημαντικός δείκτης για την αξιολόγηση της ακρίβειας των αποτελεσμάτων και της απόδοσης του αριθμητικού μοντέλου. Σε όλες τις περιπτώσεις, τα υπολείμματα φαίνεται να συγκλίνουν σταδιακά καθώς προχωρούν οι επαναλήψεις της προσομοίωσης.



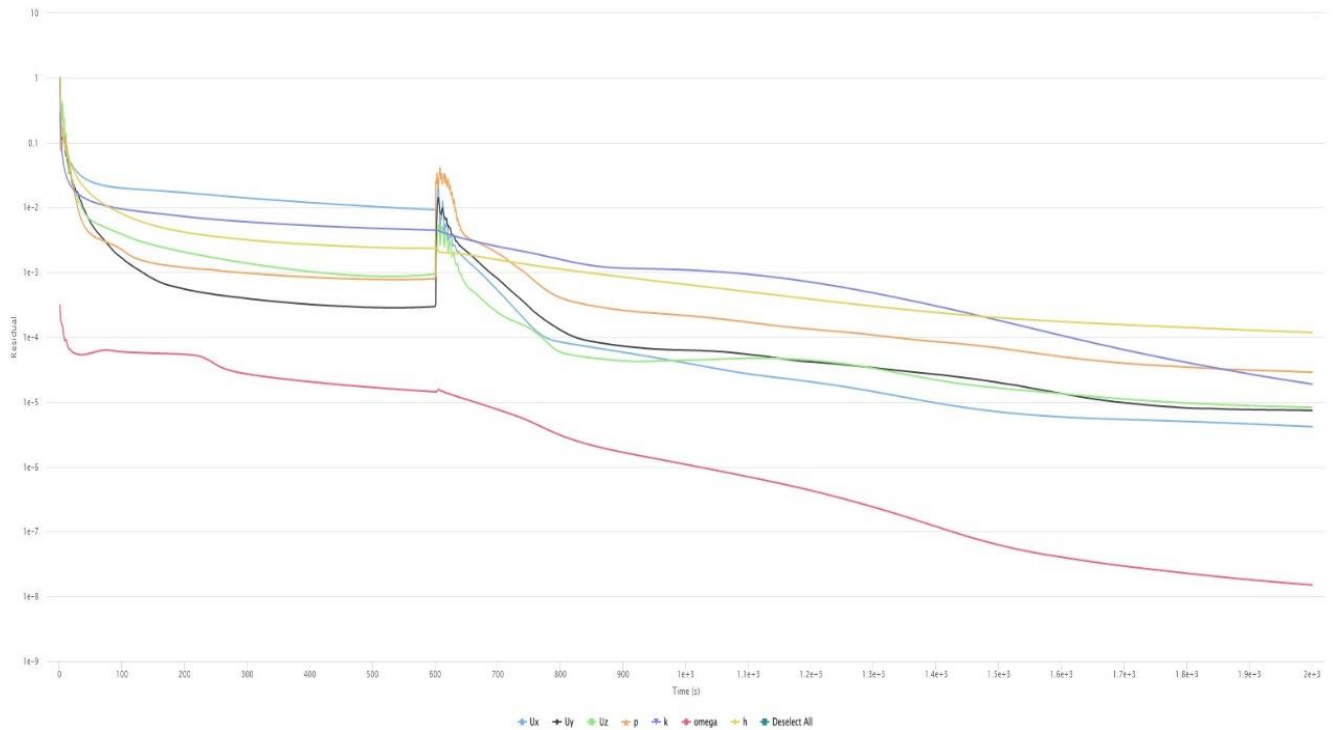
Διάγραμμα 14 : (Medium)Re=9.63e6(k-epsilon) AoA=3



Διάγραμμα 15 : (Medium) $Re=9.63e6(k-\omega SST)$   $AoA=3$



Διάγραμμα 16 : (Medium) $Re=9.63e6(k-\omega SST)$   $AoA=0$



Διάγραμμα 17 : (Medium)Re=9.63e6(k-omegaSST) AoA=6

Για τις περιπτώσεις με k-omega SST και γωνίες προσβολής AoA=0, 3 και 6, τα υπολείμματα είναι χαμηλά και η σύγκλιση φαίνεται να επιτυγχάνεται ικανοποιητικά. Αυτό υποδηλώνει ότι οι λύσεις είναι αξιόπιστες και ότι τα αποτελέσματα μπορούν να χρησιμοποιηθούν με εμπιστοσύνη για την αξιολόγηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του πτερυγίου. Ωστόσο, η σύγκλιση των υπολειμμάτων μπορεί να είναι πιο δύσκολη στις υψηλότερες γωνίες προσβολής, καθώς η ροή γίνεται πιο περίπλοκη και οι μη γραμμικές επιδράσεις της τύρβης αυξάνονται.

Συνοψίζοντας, η ανάλυση των διαγραμμάτων ταχύτητας, πίεσης και υπολειμμάτων παρέχει πολύτιμες πληροφορίες σχετικά με την αεροδυναμική συμπεριφορά του πτερυγίου ONERA M6 σε διαφορετικές γωνίες προσβολής και συνθήκες ροής. Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι η αύξηση της γωνίας προσβολής οδηγεί σε σημαντικές αλλαγές στην κατανομή της ταχύτητας και της πίεσης, με την εμφάνιση έντονων φαινομένων τύρβης και αποκολλήσεων της ροής στις υψηλότερες γωνίες προσβολής. Επίσης, τα δύο μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιήθηκαν, k-epsilon και k-omega SST, αποδεικνύονται αποτελεσματικά σε διαφορετικές συνθήκες ροής, με το k-omega SST να αποδίδει καλύτερα σε πιο πολύπλοκες ροές.

Τέλος τα υπολείμματα δείχνουν ικανοποιητική σύγκλιση, γεγονός που υποδηλώνει ότι τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων είναι αξιόπιστα.

### 5.5 Προκλήσεις και Περιορισμοί της Μελέτης.

Οι προκλήσεις και οι περιορισμοί που αντιμετωπίζονται κατά την εκτέλεση μιας μελέτης στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD) είναι πολυδιάστατοι και περιλαμβάνουν τεχνικές, υπολογιστικές και θεωρητικές δυσκολίες. Σε αυτή την ενότητα, θα αναλύσουμε τις προκλήσεις και τους περιορισμούς που προκύπτουν από τη μελέτη της τύρβης, εστιάζοντας στις ιδιαιτερότητες που προκύπτουν κατά τη χρήση των μοντέλων k-epsilon και k-omega SST, καθώς και στους παράγοντες που μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια των προσομοιώσεων.

Ένας από τους κύριους περιορισμούς στη CFD είναι η πολυπλοκότητα των εξισώσεων Navier-Stokes, οι οποίες περιγράφουν τη ροή των ρευστών. Η ακριβής επίλυσή τους απαιτεί σημαντικούς υπολογιστικούς πόρους και χρόνο, ειδικά όταν η τύρβη εμπλέκεται. Η προσέγγιση RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), η οποία χρησιμοποιείται για την επίλυση των εξισώσεων τύρβης μέσω μοντέλων όπως τα k-epsilon και k-omega SST, αν και μειώνει το υπολογιστικό κόστος, εισάγει άλλους περιορισμούς. Συγκεκριμένα, τα μοντέλα αυτά προϋποθέτουν ότι η τύρβη είναι ομοιόμορφη και στατιστικά σταθερή, κάτι που δεν ισχύει πάντα στις πραγματικές ροές (Launder & Spalding, 1974).

Η γεωμετρία του προβλήματος αποτελεί έναν άλλο σημαντικό περιορισμό. Σε περιπτώσεις όπου η γεωμετρία είναι πολύπλοκη, όπως σε πτερύγια αεροσκαφών ή άλλα αεροδυναμικά εξαρτήματα, η προσομοίωση της ροής γίνεται πιο απαιτητική. Τα μοντέλα k-epsilon και k-omega SST μπορούν να παρουσιάσουν δυσκολίες στην επίλυση της τύρβης σε περιοχές με έντονες διαβαθμίσεις ροής και αποκολλήσεις, ειδικά όταν η ανάλυση του πλέγματος δεν είναι επαρκής (Menter, 1994). Αυτό οδηγεί σε ανακρίβειες στα αποτελέσματα, καθώς το πλέγμα δεν μπορεί να αποτυπώσει με ακρίβεια τα φαινόμενα που συμβαίνουν κοντά στις επιφάνειες των τοιχωμάτων, όπου η τύρβη είναι πιο έντονη.

Η επιλογή του πλέγματος είναι μια κρίσιμη πρόκληση σε κάθε προσομοίωση CFD. Η απόφαση για το πόσο λεπτομερές θα είναι το πλέγμα έχει άμεση επίδραση στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων, αλλά και στον υπολογιστικό χρόνο. Ένα πολύ πυκνό πλέγμα μπορεί να βελτιώσει την ακρίβεια της προσομοίωσης, ιδιαίτερα κοντά στα τοιχώματα όπου η τύρβη είναι πιο έντονη, αλλά ταυτόχρονα αυξάνει σημαντικά το χρόνο που απαιτείται για την επίλυση των εξισώσεων

(Leschziner & Rodi, 1979). Από την άλλη πλευρά, ένα αραιό πλέγμα μειώνει τον υπολογιστικό χρόνο, αλλά μπορεί να οδηγήσει σε ανακρίβειες, ιδίως σε περιοχές όπου η ροή παρουσιάζει μεγάλες διαβαθμίσεις. Ο καθορισμός του βέλτιστου πλέγματος είναι συχνά μια διαδικασία δοκιμής και σφάλματος, η οποία μπορεί να αυξήσει το συνολικό χρόνο ανάπτυξης της μελέτης.

Οι αρχικές και οριακές συνθήκες αποτελούν επίσης σημαντική πηγή προκλήσεων. Η ακριβής διαμόρφωση των αρχικών συνθηκών, όπως η ταχύτητα της ροής και η πίεση, επηρεάζει άμεσα την ακρίβεια των αποτελεσμάτων. Στη βιβλιογραφία επισημαίνεται ότι οι μικρές αποκλίσεις στις αρχικές συνθήκες μπορούν να οδηγήσουν σε σημαντικές διαφορές στα τελικά αποτελέσματα, ειδικά όταν η ροή είναι μη γραμμική και η τύρβη έντονη (Ferziger & Peric, 2002). Επίσης, οι οριακές συνθήκες, όπως η χρήση συνθηκών slip και no-slip στα τοιχώματα, πρέπει να επιλέγονται προσεκτικά, ώστε να αντανakλούν με ακρίβεια τη φυσική της ροής.

Ένας άλλος περιορισμός στη χρήση μοντέλων τύρβης είναι η ευαισθησία τους στις αλλαγές των παραμέτρων τους. Τα μοντέλα k-epsilon και k-omega SST περιλαμβάνουν παραμέτρους που πρέπει να ρυθμιστούν κατάλληλα για κάθε προσομοίωση. Οι τυπικές τιμές αυτών των παραμέτρων μπορεί να μην είναι πάντα κατάλληλες για όλες τις συνθήκες, γεγονός που απαιτεί εμπειρία και γνώσεις από τον χρήστη για την κατάλληλη προσαρμογή τους (Wilcox, 1998). Η εσφαλμένη ρύθμιση των παραμέτρων μπορεί να οδηγήσει σε ανακρίβειες ή ακόμη και σε αστάθεια στην επίλυση των εξισώσεων τύρβης.

Ένα ακόμα σημαντικό ζήτημα είναι η σύγκλιση των αποτελεσμάτων. Στη βιβλιογραφία αναφέρεται ότι τα μοντέλα τύρβης ενδέχεται να παρουσιάσουν δυσκολίες στη σύγκλιση, ιδιαίτερα σε περιπτώσεις όπου η ροή είναι έντονα μη γραμμική (Spalart & Allmaras, 1992). Η επίτευξη της σύγκλισης είναι απαραίτητη για την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων, αλλά μπορεί να απαιτεί επαναλαμβανόμενες δοκιμές και προσαρμογές στις παραμέτρους της προσομοίωσης, κάτι που αυξάνει το συνολικό χρόνο της μελέτης. Η περιορισμένη δυνατότητα επαλήθευσης και επικύρωσης των αποτελεσμάτων αποτελεί επίσης έναν από τους μεγαλύτερους περιορισμούς στη CFD. Παρά την πρόοδο στην ανάπτυξη υπολογιστικών μοντέλων και αλγορίθμων, η αδυναμία επιβεβαίωσης των αποτελεσμάτων με πειραματικά δεδομένα μπορεί να οδηγήσει σε αβεβαιότητες (Rumsey & Spalart, 2009). Η έλλειψη πειραματικών δεδομένων για σύγκριση και επαλήθευση είναι συχνό φαινόμενο σε σύνθετες γεωμετρίες και συνθήκες ροής, περιορίζοντας έτσι την ικανότητα του ερευνητή να αξιολογήσει την ακρίβεια των προσομοιώσεων.

Συνολικά, οι προκλήσεις και οι περιορισμοί που ανακύπτουν κατά την εκτέλεση μιας μελέτης CFD απαιτούν προσεκτική προσέγγιση και κατανόηση των φυσικών και μαθηματικών παραμέτρων που εμπλέκονται. Η σωστή επιλογή μοντέλου τύρβης, η βελτιστοποίηση του πλέγματος, η προσεκτική διαμόρφωση των αρχικών και οριακών συνθηκών, και η εξασφάλιση της σύγκλισης των αποτελεσμάτων είναι βασικά στοιχεία που καθορίζουν την επιτυχία μιας προσομοίωσης. Παρά τους περιορισμούς, η συνεχής ανάπτυξη των μεθόδων και των εργαλείων CFD προσφέρει δυνατότητες για τη βελτίωση της ακρίβειας και της αποδοτικότητας των προσομοιώσεων.

## ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Τα συμπεράσματα της παρούσας εργασίας εστιάζουν στη συνθετική κατανόηση και την αξιολόγηση των αεροδυναμικών και των υδροδυναμικών φαινομένων, των προσπαθειών που παρουσιάζονται για τη βελτίωση της απόδοσης των αεροσκαφών και των μηχανολογικών εφαρμογών. Στην ανάλυση που έγινε, εξετάστηκαν διαφορετικές πτυχές της αεροδυναμικής και υδροδυναμικής συμπεριφοράς ενός πτερυγίου, με στόχο τη βελτιστοποίηση των σχεδιαστικών παραμέτρων που επηρεάζουν τη συνολική απόδοση και την ασφάλεια.

Ένα από τα κύρια ευρήματα της παρούσας εργασίας είναι η κρίσιμη σημασία της αεροδυναμικής σχεδίασης των πτερυγίων για την υψηλή απόδοση και έλεγχο του αεροσκάφους. Η σωστή επιλογή των γεωμετρικών χαρακτηριστικών, όπως η καμπυλότητα, η γωνία διάταξης, και η αναλογία μήκους προς πλάτος, αποδείχθηκε ότι διαδραματίζει καθοριστικό ρόλο στην παραγωγή ανύψωσης και στη μείωση της αντίστασης. Η σημασία αυτών των παραμέτρων ενισχύεται περαιτέρω από την κατανόηση της ροής γύρω από τα πτερύγια, όπου φαινόμενα όπως η αποκόλληση της ροής και το φαινόμενο του οριακού στρώματος μπορεί να επηρεάσει δραματικά την απόδοση των πτερυγίων και, κατ' επέκταση, ολόκληρου του αεροσκάφους.

Η ανάλυση των μοντέλων RANS ανέδειξε τα πλεονεκτήματα και τους περιορισμούς κάθε μεθόδου, ιδιαίτερα σε σχέση με την ακρίβεια και την αποτελεσματικότητα των αποτελεσμάτων. Τα ευρήματα αυτά υποδεικνύουν ότι η επιλογή της κατάλληλης μεθοδολογίας προσομοίωσης πρέπει να βασίζεται στις συγκεκριμένες απαιτήσεις και περιορισμούς της εφαρμογής, λαμβάνοντας υπόψη τον συμβιβασμό μεταξύ ακρίβειας και υπολογιστικού κόστους.

Επιπλέον, η εργασία αυτή υπογράμμισε την αναγκαιότητα συνεχούς ανάπτυξης νέων τεχνολογιών και μεθόδων για την αντιμετώπιση των προκλήσεων που συνδέονται με την πολυπλοκότητα των σύγχρονων μηχανολογικών εφαρμογών.

Τέλος, τα ευρήματα της εργασίας αυτής υποδεικνύουν ότι η συνέχιση της έρευνας στους τομείς αυτούς είναι για τη διασφάλιση της καινοτομίας και της προόδου στη μηχανολογική επιστήμη.. Η ακριβής κατανόηση των αεροδυναμικών φαινομένων και η εφαρμογή καινοτόμων μεθόδων βελτιστοποίησης αποτελούν τα βασικά στοιχεία για την υψηλή απόδοση και την ασφάλεια στις σύγχρονες μηχανολογικές εφαρμογές. Η συνέχιση της έρευνας και η ανάπτυξη στους τομείς αυτούς είναι κρίσιμη για την προώθηση της τεχνολογικής καινοτομίας και την αντιμετώπιση των προκλήσεων που σχετίζονται με την πολυπλοκότητα και τις αυξανόμενες ρυθμίσεις των σύγχρονων εφαρμογών.



## BIBΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- Anderson, J. D. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics* (6th ed.). McGraw-Hill Education.
- White, F. M. (2016). *Fluid Mechanics* (8th ed.). McGraw-Hill Education.
- Anderson, J. D. (1999). *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill Education.
- Anderson, J. D. (2010). *Introduction to Flight* (7th ed.). McGraw-Hill Education.
- Raymer, D. P. (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (6th ed.). AIAA Education Series.
- Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications.
- Bertin, J. J., & Cummings, R. M. (2013). *Aerodynamics for Engineers* (6th ed.). Pearson Education.
- Hoerner, S. F. (1985). *Fluid-Dynamic Lift: Practical Information on Aerodynamic and Hydrodynamic Lift*. Hoerner Fluid Dynamics.
- Prandtl, L., & Tietjens, O. G. (1957). *Applied Hydro- and Aeromechanics*. Dover Publications.
- Etkin, B. (2005). *Dynamics of Atmospheric Flight*. Dover Publications.
- McCormick, B. W. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics* (2nd ed.). Wiley.
- Launder, B. E., & Spalding, D. B. (1974). *The Numerical Computation of Turbulent Flows*. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 3(2), 269–289.
- Menter, F. R. (1994). *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*. *AIAA Journal*, 32(8), 1598-1605.
- Sagaut, P. (2006). *Large Eddy Simulation for Incompressible Flows: An Introduction*. Springer Science & Business Media.
- Spalart, P. R., et al. (1997). *Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach*. In *Advances in DNS/LES* (Vol. 1, pp. 137-147).
- Wilcox, D. C. (1988). *Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models*. *AIAA Journal*, 26(11), 1299-1310.
- Wilcox, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD* (Vol. 2). DCW Industries.

- Hoerner, S. F. (1965). *Fluid-Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. Hoerner Fluid Dynamics.
- Katz, J., & Plotkin, A. (1991). *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- Prandtl, L. (1925). *Über die Ausgebildete Turbulenz*. ZAMM - Journal of Applied Mathematics and Mechanics, 5(2), 136-139.
- von Kármán, T. (1948). *Aerodynamics: Selected Topics in the Light of Their Historical Development*. Dover Publications.
- Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. (2010). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. AIAA.
- Mazumdar, S. K. (2001). *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering*. CRC Press.
- Harris, B. (2012). *Engineering Composite Materials*. Maney Publishing.
- Kroo, I. (2001). *Aircraft Design: Synthesis and Analysis*. Desktop Aeronautics.
- Stinton, D. (2001). *The Design of the Airplane*. AIAA.
- Sadraey, M. H. (2013). *Aircraft Performance: An Engineering Approach*. CRC Press.
- Filippone, A. (2012). *Advanced Aircraft Flight Performance*. Cambridge University Press.
- Schmitt, V., & Charpin, J. (1979). *ONERA M6 Wing Test Results*. AGARD.
- Volpiani, M., et al. (2019). *Experimental Aerodynamics: The Use of Akenaphthene*. Elsevier.
- Gnemmi, M., Puel, E., & Rallet, J. (2020). *Materials for High-Speed Aerodynamics*. Springer.
- Sisson, J., et al. (2022). *Advancements in 3D Printing for Aerospace Applications*. Wiley.
- Jones, W. P., & Launder, B. E. (1972). *The Prediction of Laminarization and Turbulent Flows with a Two-Equation Model of Turbulence*. Journal of Fluid Mechanics, 60(3), 567-585.
- Patel, V. C., Durst, F., & Bradshaw, P. (1985). *Turbulent Flow Predictions Using k-epsilon Models*. Journal of Fluid Mechanics, 153, 189-215.
- Menter, F. R., Kuntz, M., & Langtry, R. (2003). *Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model*. Turbulence, Heat and Mass Transfer, 4, 625-632.

- Shih, T. H., Liou, W. W., Shabbir, A., Yang, Z., & Zhu, J. (1995). *A New k-epsilon Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows*. *Computers & Fluids*, 24(3), 227-238.