



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**

Διπλωματική Εργασία

**Αεροδυναμική και αεροακουστική ανάλυση πτερυγίων με
μεταβαλλόμενη οδοντωτή ακμή φυγής.**

Φοιτητής: ΚΑΡΑΜΠΙΛΗΣ ΑΝΔΡΙΑΝΟΣ-ΑΘΑΝΑΣΙΟΣ ΑΕΜ:1940

Επιβλέπων καθηγητής: ΤΟΥΡΑΙΔΑΚΗΣ ΑΝΤΩΝΙΟΣ

Ημερομηνία υποβολής : ΚΟΖΑΝΗ ΝΟΕΜΒΡΙΟΣ 2020

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής υπήρξε η αεροδυναμική και αεροακουστική μελέτη πτερυγίων με διάφορους τύπους οδοντώσεων στην ακμή φυγής. Αυτού του είδους ο σχεδιασμός προέκυψε από την μελέτη των φτερών την γλαύκας και αποσκοπεί στην βελτίωση του αεροακουστικού χαρακτήρα των σύγχρονων στροβιλομηχανών.

Σχεδιάστηκαν επτά γεωμετρίες πτερυγίων (με βάση την συμμετρική αεροτομή NACA0012): μια βασική γεωμετρία με αμετάβλητη ακμή φυγής, τρεις περιπτώσεις με οδοντωτή ακμή φυγής ύψους 2cm και τρεις επιπλέον περιπτώσεις με ύψος οδόντων 1cm. Οι παραπάνω γεωμετρίες εξετάστηκαν κάνοντας χρήση υπολογιστικών μεθόδων σε δύο λογισμικά ρευστομηχανικής ανάλυσης: Το Fluent της Ansys, το οποίο αποτελεί ένα εμπορικό πακέτο του οποίου η χρήση είναι σύνηθες φαινόμενο σε τέτοιου είδους προβλήματα, και του OpenFoam, το οποίο αποτελεί ένα λογισμικό ανοικτού κώδικα. Τελικός στόχος της διπλωματικής υπήρξε αφενός η σύγκριση των αποτελεσμάτων των εν λόγω λογισμικών με την υπάρχουσα επιστημονική βιβλιογραφία, αφετέρου η μεταξύ τους σύγκριση των δυνατοτήτων των δύο λογισμικών και η αξιολόγηση του OpenFoam ως εναλλακτική επιλογή έναντι του Fluent.

Μετά την αεροδυναμική και αεροακουστική μελέτη των παραπάνω σεναρίων, και την σύγκριση των αποτελεσμάτων με την υπάρχουσα βιβλιογραφία, κατέστη εφικτό να εξαχθούν ορισμένα βασικά συμπεράσματα τόσο σε σχέση με την φυσική του εν λόγω προβλήματος όσο και με την αξιοπιστία των χρησιμοποιηθέντων λογισμικών υπολογιστικής ρευστοδυναμικής και αεροακουστικής. Χαρακτηριστικά αναφέρεται πως το σύνολο των αεροδυναμικών και αεροακουστικών αποτελεσμάτων συνάδουν με την ισχύουσα βιβλιογραφία και τα υπάρχοντα θεωρητικά μοντέλα δεδομένου πως και τα δύο λογισμικά κατάφεραν να προσομοιώσουν την γενικότερη τάση των εξεταζόμενων μεγεθών (πχ πίεση, ταχύτητα, επίπεδα ακουστικής ισχύος). Αν και υπήρξαν αποκλίσεις στις αριθμητικές τιμές, τόσο μεταξύ των αναλύσεων και της βιβλιογραφίας όσο και μεταξύ των δύο λογισμικών, αυτές μπορούν να αποδοθούν στους εν γένει περιορισμούς που χαρακτηρίζουν τον τομέα των υπολογιστικών προσομοιώσεων. Η μείωση αυτών των αποκλίσεων θα μπορούσε να επιτευχθεί με την χρήση αναλυτικότερου υπολογιστικού πλέγματος ή/και την αξιοποίηση διαφορετικών μεθόδων προσομοίωσης.

Τέλος, ένα από τα χρησιμότερα συμπεράσματα της παρούσας διπλωματικής έχει να κάνει με την βιωσιμότητα του OpenFoam ως εναλλακτική επιλογή έναντι του Fluent, δεδομένης της εγγύτητας των αποτελεσμάτων των δύο πακέτων.

ABSTRACT

The purpose of this thesis was the aerodynamic and aeroacoustic analysis of airfoil with various types of serrated trailing edge. This type of design arose from the study of owl's wings and aims at the optimization of modern turbomachinery's aeroacoustic behavior.

In total, seven geometries of blades were designed (based on the NACA0012 symmetric airfoil): one basic geometry with an unchanged trailing edge, three geometries with a serrated trailing edge of height $2h$ equal to 2 cm and three more in which the height of the serration equals 1 cm. The aforementioned geometries were examined by means of computational methods using two computational fluid analysis softwares: Ansys Fluent, which is a commercial package commonly used in such problems, and OpenFoam, which is an open source software. The final aim of the dissertation was, on the one hand, to compare the results of these softwares with the existing scientific literature, and on the other hand to compare the capabilities of the two softwares and to evaluate the possible use of OpenFoam as an alternative to Fluent.

After the completion of the aerodynamic and aeroacoustic study of the above scenarios, and the comparison of the results with the existing scientific literature, it was possible to draw some basic conclusions both in relation to the physics of this problem and the reliability of the used computational fluid dynamics and aeroacoustic packages. Generally all aerodynamic and aeroacoustic results were consistent with the current scientific literature and existing theoretical models, since both software managed to simulate the general trend of the examined quantities (eg pressure, speed, acoustic power levels). Although some discrepancies in numerical values were noted, both between the analyses and the literature as well as between the two softwares, these can be attributed to the general limitations that characterize the field of computer simulations. The reduction of these discrepancies could be achieved by using a more detailed computational grid and / or utilizing different simulation methods.

Finally, one of the most useful conclusions of this dissertation has to do with the viability of OpenFoam as an alternative to Fluent, given the proximity of the results of the two packages.

ΣΧΗΜΑΤΑ ΚΑΙ ΠΙΝΑΚΕΣ

Σχήμα 1.1: Εικόνα των ειδικών διαμορφώσεων στο φτερό της γλαύκας στην ακμή προσβολής (A) και την ακμή φυγής (B)

Σχήμα 1.2: Κάτοψη πτερυγίου με ειδικές διαμορφώσεις στην ακμή προσβολής οδοντωτού σχήματος (a) και ημιτονοειδούς μορφής (b)

Σχήμα 2.1: Πτερύγιο στροβίλου ενός αεριοστροβίλου κινητήρα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας.

Σχήμα 2.2: Δυνάμεις σε μια τυπική αεροτομή.

Σχήμα 2.3: Τυπικό σχεδιάγραμμα κατανομής πίεσης γύρω από μια καμπυλωτή αεροτομή

Σχήμα 2.2.1: Διάφορα στάδια του ρευστού κατά την αλληλεπίδραση του με το πτερύγιο.

Σχήμα 2.2.2: Μηχανισμοί παραγωγής θορύβου λόγω της αλληλεπίδρασης του ρευστού-πτερυγίου.

Σχήμα 3.1: Μορφή ακουστικού κύματος.

Σχήμα 3.2: Κατάταξη διαφόρων φαινομένων/δραστηριοτήτων σύμφωνα με την κλίμακα decibel.

Σχήμα 3.1.2.1: Μονοπολική πηγή.

Σχήμα 3.1.2.2: Διπολική πηγή.

Σχήμα 3.1.2.3: Μη γραμμική τετραπολική πηγή.

Σχήμα 3.1.2.4: Γραμμική τετραπολική πηγή.

Σχήμα 3.2.3.1: Κατασκευή φτερών γλαύκας έναντι των φτερών περιστεριού παρομοίων διαστάσεων.

Σχήμα 3.2.3.2.1: Βασικές γεωμετρικές παράμετροι των οδοντώσεων ακμή φυγής στην μελέτη του Howe.

Σχήμα 3.2.3.2.2: Σύγκριση φάσματος συχνότητας αδιαστατοποιημένης ακουστικής πίεσης βασική περίπτωση και διαφόρων οδοντωτών γεωμετριών

Σχήμα 3.2.3.2.1: Παραδείγματα χρησιμοποιούμενων γεωμετριών στην έρευνα των Dassen et al.

Σχήμα 3.2.3.2.2: Πτερύγιο ανεμογεννήτριας με οδοντωτές προσθήκες στην ακμή φυγής στις έρευνες των Oerlemans et al.

Σχήμα 3.2.3.2.3: Προσθήκες με βούρτσα από το έργο των Finez et al.

Σχήμα 3.2.3.2.4: Τυρβώδεις δομές για την περίπτωση της αεροτομής με μια επίπεδη πλάκα και για μια περίπτωση με μια οδοντωτή γεωμετρία

Σχήμα 3.2.3.2.5: Γεωμετρία πτερυγίου που χρησιμοποιήθηκε στην έρευνα των Chong et al.

Σχήμα 3.2.3.2.6: Σύγκριση θορύβου της βασικής γεωμετρίας με την οδοντωτή ακμή φυγής.

Σχήμα 4.1: Σωματίδιο απειροστού μεγέθους.

Σχήμα 4.1.3.1: Διακριτοποίηση συνεχούς μονοδιάστατου χώρου.

Σχήμα 4.2.1: Γεωμετρία και χαρακτηριστικά οδόντων.

Πίνακας 4.2.1: Χαρακτηριστικά εξεταζόμενων σεναρίων.

Σχήμα 4.2.2: Γεωμετρία βασικού πτερυγίου και των σεναρίων S1,S2 και S3.

Σχήμα 4.2.4: Κελιά πλέγματος στην επιφάνεια του πτερυγίου.

Σχήμα 4.2.5: Κελιά πλέγματος στην ακμή προσβολής του πτερυγίου.

Σχήμα 4.2.6: Κελιά πλέγματος στην σε ένα από τα δόντια της ακμής εκροής.

Σχήμα 4.2.7: Κάτοψη κελιών πλέγματος.

Πίνακας 5.1: Τα χαρακτηριστικά των εξεταζόμενων πτερυγίων.

Σχήμα 5.1.1: Συντελεστές άνωσης CL σύμφωνα με το Fluent.

Σχήμα 5.1.2: Συντελεστές αντίστασης Cd σύμφωνα με το Fluent.

Σχήμα 5.1.3: Συντελεστές άνωσης CL σύμφωνα με το OpenFoam.

Σχήμα 5.1.4: Συντελεστές αντίστασης Cd σύμφωνα με το OpenFoam.

Σχήμα 5.1.5: Συντελεστές Cl και Cd της βασικής περίπτωσης σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.6: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S1 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.7: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S2 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.8: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S3 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.9: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S1* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.10: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S2* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.1.11: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S3* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Σχήμα 5.2.1: Κατανομή συντελεστή πίεσης της βασικής περίπτωσης (Fluent).

Σχήμα 5.2.2: Κατανομή συντελεστή πίεσης της βασικής περίπτωσης (OpenFoam)

Σχήμα 5.2.3: Διάγραμμα συντελεστή Cp της βασικής περίπτωσης.

Σχήμα 5.2.4 Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης (Fluent).

Σχήμα 5.2.5: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.6: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.7: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.8: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής.(Fluent).

Σχήμα 5.2.9: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.10: Ένταση τύρβης της βασικής περίπτωσης σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.11: Ένταση τύρβης της βασικής περίπτωσης σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.12: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.13: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.14: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1 (Fluent).

Σχήμα 5.2.15: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.16: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S1.

Σχήμα 5.2.17: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 (Fluent).

Σχήμα 5.2.18: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.19: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 (Fluent).

Σχήμα 5.2.20: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.21: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.22: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.23: Ένταση τύρβης της βασικής περίπτωσης περίπτωσης S1 σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.24: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1 σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.25: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.26: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.27: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2 (Fluent).

Σχήμα 5.2.28: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.29: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S2.

Σχήμα 5.2.30: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 (Fluent).

Σχήμα 5.2.31: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.32: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.33: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.34: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.35: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.36: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2 σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.37: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2 σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.38: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.39: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.40.: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3 (Fluent).

Σχήμα 5.2.41: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.42: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S3.

Σχήμα 5.2.43: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (Fluent).

Σχήμα 5.2.44: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.45: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (Fluent).

Σχήμα 5.2.46: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.47: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.48: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.49: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3 σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.50: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3 σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.51: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.52: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.53: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1* (Fluent).

Σχήμα 5.2.54: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.55: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S1*.

Σχήμα 5.2.56: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* (Fluent).

Σχήμα 5.2.57: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.58: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.59: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.60: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.61: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.62: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.63: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.64: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.65: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.66: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2* (Fluent).

Σχήμα 5.2.67: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.68: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S2*.

Σχήμα 5.2.69: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* (Fluent).

Σχήμα 5.2.70: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.71: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.72: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.73: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.74: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.75: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.76: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2* σε τομή (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.77: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.78: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.79: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3* (Fluent).

Σχήμα 5.2.80: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.81: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S3*.

Σχήμα 5.2.82: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* (Fluent).

Σχήμα 5.2.83: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.84: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.85: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.86: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.87: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.88: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3* σε τομή (Fluent).

Σχήμα 5.2.89: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3* (OpenFoam).

Σχήμα 5.2.90: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

Σχήμα 5.2.91: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

Σχήμα 5.3.1: Ακουστικά αποτελέσματα πειραμάτων της βιβλιογραφίας

Σχήμα 5.3.2: Γεωμετρία των ακμών φυγής που χρησιμοποιήθηκαν στα πειράματα του Alexandros Vathylakis.

Σχήμα 5.3.3: Επίπεδα ακουστικής ισχύος για τα 4 αρχικά σενάρια (ANSYS-Fluent)

Σχήμα 5.3.4: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος, για το βασικό και το S1 σενάριο μεταξύ των λογισμικών.

Σχήμα 5.3.5: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος, για σενάρια S2 και S3 μεταξύ των λογισμικών.

Σχήμα 5.3.6: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S1 και S1* μεταξύ των δύο λογισμικών.

Σχήμα 5.3.7: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S2 και S2* μεταξύ των δύο λογισμικών.

Σχήμα 5.3.8: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S3 και S3* μεταξύ των δύο λογισμικών.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1) Εισαγωγή.....	2
1.1) Περιγραφή του προβλήματος.....	2
1.2) Σύντομη βιβλιογραφική ανασκόπηση.....	3
1.3) Δομή της διπλωματικής εργασίας.....	5
Κεφάλαιο 2: Βασικές αρχές αεροδυναμικής πτερυγίων.....	7
2.1) Αεροτομή.....	7
2.1.1) Δυνάμεις σε αεροτομή.....	7
2.1.2) Κατανομή πίεσης και αεροδυναμική αντίσταση.....	10
2.2) Οριακό στρώμα στην επιφάνεια πτερυγίων.....	12
2.2.1) Βασικά στοιχεία θεωρίας οριακών στρωμάτων.....	12
2.2.2) Οριακό στρώμα και παραγωγή αεροδυναμικού θορύβου.....	14
Κεφάλαιο 3) Αεροακουστική θεωρία.....	16
3.1) Βασικά στοιχεία αεροακουστικής.....	16
3.1.1) Βασικά μεγέθη αεροακουστικής.....	17
3.1.2) Πηγές γένεσης ήχου.....	20
3.2) Βιβλιογραφική ανασκόπηση.....	23
3.2.1) Αεροδυναμικός θόρυβος.....	23
3.2.2) Παραγόμενος ήχος λόγω πτερυγίων.....	25
3.2.3) Θεωρητικό υπόβαθρο γεωμετρικών οδοντωτών διαμορφώσεων στην ακμή φυγής.....	27
3.2.3.1) Βιομημητική και καινοτόμος σχεδιασμός πτερυγίων.....	27
3.2.3.2) Θεωρία του Howe.....	29
3.2.3.3) Υιοθέτηση οδοντώσεων στη γεωμετρική σχεδίαση πτερυγίων.....	33
Κεφάλαιο 4) Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής και αεροακουστικής και προετοιμασία των υπολογιστικών αναλύσεων.....	38
4.1) Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής και αεροακουστικής.....	39
4.1.1) Θεωρητικό υπόβαθρο μηχανικής ρευστών.....	39
4.1.2) Βασικό υπόβαθρο της αεροακουστικής.....	42
4.1.3) Μέθοδος πεπερασμένων όγκων.....	45
4.2) Εξεταζόμενες περιπτώσεις και ορισμός παραμέτρων ανάλυσης.....	47
Κεφάλαιο 5) Αποτελέσματα.....	54
5.1) Συντελεστές C _l και C _d	54
5.2) Αεροδυναμικά αποτελέσματα των υπό μελέτη περιπτώσεων.....	61
5.2.1) Περίπτωση αναφοράς.....	62
5.2.2) Περίπτωση S1.....	68
5.2.3) Περίπτωση S2.....	75
5.2.4) Περίπτωση S3.....	81
5.2.5) Περίπτωση S1*.....	88
5.2.6) Περίπτωση S2*.....	94
5.2.5) Περίπτωση S3*.....	101
5.2.8) Γενικά συμπεράσματα.....	107
5.3) Αεροακουστικά αποτελέσματα.....	108
Κεφάλαιο 6) Συμπεράσματα και προτάσεις για μελλοντική εργασία.....	114
Βιβλιογραφία.....	117

1) Εισαγωγή

1.1) Περιγραφή του προβλήματος

Τις τελευταίες δεκαετίες το φαινόμενο του αεροδυναμικά παραγόμενου θορύβου και των πιθανών τρόπων ελέγχου και ελαχιστοποίησης του, αποτελούν ένα επιστημονικό αντικείμενο το οποίο έχει συγκεντρώσει έντονο ερευνητικό ενδιαφέρον. Η ταχεία ανάπτυξη της αεροπορικής βιομηχανίας και των ναυτιλιακών εφαρμογών, σε συνδυασμό με την ευρεία χρήση συστημάτων μεταφοράς ρευστών (ανεμιστήρες, αντλίες) υπεύθυνων για υψηλά επίπεδα θορύβου, έχει ως αποτέλεσμα την επιβάρυνση του φαινομένου της ηχορύπανσης, ιδιαίτερα στα μεγάλα αστικά κέντρα.

Μετά από την αναγνώριση των κινδύνων τους οποίους εγκυμονεί η ηχορύπανση για την ανθρώπινη υγεία, έχει σημειωθεί έντονο ενδιαφέρον από διάφορους κρατικούς και διακρατικούς φορείς για την εύρεση τρόπων αντιμετώπισης αυτού του φαινομένου. Χαρακτηριστικά, η έκθεση σε υψηλά επίπεδα θορύβου συνδέεται¹ με την απώλεια ακοής, την εμφάνιση εμβοών, αυξημένο ψυχολογικό άγχος και δυσκολία κατά την επικοινωνία. Επιπρόσθετα², αυξάνει τον κίνδυνο εμφάνισης καρδιαγγειακών νοσημάτων, όπως του εμφράγματος του μυοκαρδίου, της στεφανιαίας καρδιακής νόσου και της υπέρτασης. Σύμφωνα με έκθεση³ του Παγκόσμιου Οργανισμού Υγείας (Π.Ο.Υ), αναφορικά με τις επιπτώσεις της ηχορύπανσης στο ανθρώπινο βιοτικό επίπεδο, εκτιμάται πως περίπου 1.000.000 υγιή έτη ζωής “χάνονται” ετησίως λόγω της μακροχρόνιας έκθεσης σε υψηλά επίπεδα θορύβου.

Εκτός από την διασφάλιση της δημόσιας υγείας, η μελέτη του φαινομένου του αεροδυναμικού θορύβου και της ελαχιστοποίησης του, παρουσιάζει μεγάλο ενδιαφέρον και στον τομέα της πολιτικής αεροπορίας, για μείωση του θορύβου από τη διέλευση αεροσκαφών ιδιαίτερα σε περιοχές κοντά σε αεροδρόμια, καθώς επίσης και στον τομέα των στρατιωτικών εφαρμογών. Συγκεκριμένα, κατά τον σχεδιασμό των σύγχρονων στρατιωτικών οχημάτων, όπως τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη⁴, καταβάλλεται μεγάλη προσπάθεια για την ελαχιστοποίηση του παραγόμενου θορύβου προκειμένου να μειωθεί η πιθανότητα εντοπισμού τους.

Επομένως, καθίσταται αντιληπτό πως η αεροακουστική μελέτη σύγχρονων αεροδυναμικών και υδροδυναμικών συστημάτων παρουσιάζει εφαρμογές σε ένα μεγάλο εύρος της ανθρώπινης καθημερινότητας. Ο συγκεκριμένος επιστημονικός κλάδος θα μπορούσε να χαρακτηριστεί ως σχετικά πιο πρόσφατος καθώς οι αρχικές διερευνήσεις του ξεκίνησαν στα μέσα του προηγούμενου αιώνα.

1.2) Σύντομη βιβλιογραφική ανασκόπηση

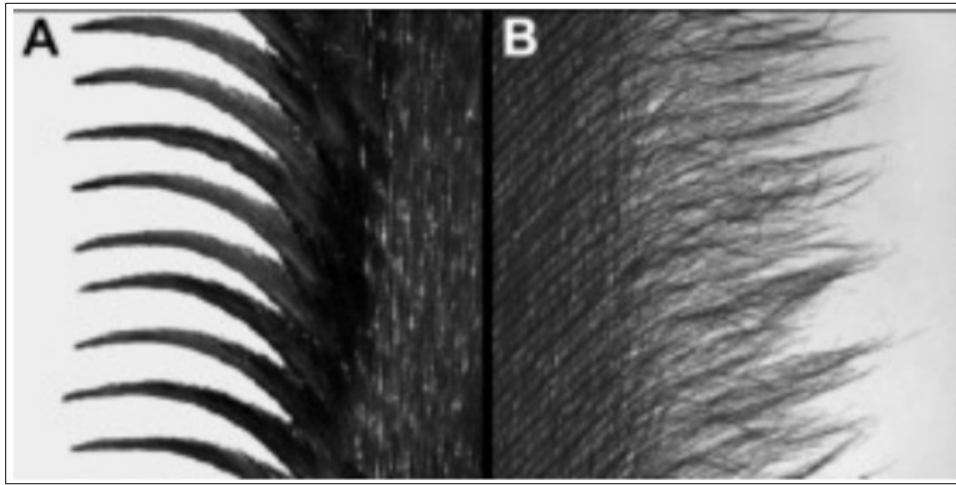
Ένα μεγάλο τμήμα της αεροακουστικής έρευνας αφορά τον αεροδυναμικό θόρυβο ο οποίος προκύπτει από την αλληλεπίδραση των πτερυγίων ενός συστήματος με το ρέοντα ρευστό. Η κατανόηση αυτού του φαινομένου μπορεί να οδηγήσει στον σχεδιασμό μηχανών (π.χ αντλιών, συμπιεστών), καθώς και τμημάτων αεροσκαφών, με μειωμένο παραγόμενο αεροδυναμικό θορύβο. Τις τελευταίες δεκαετίες, και μετά από την πραγματοποίηση μελετών, έχει αναπτυχθεί ένα σύνολο μεθόδων μείωσης του αεροδυναμικού θορύβου πτερυγίων οι οποίες μπορούν να διακριθούν σε δύο βασικές κατηγορίες⁵:

- Στις ενεργητικές μεθόδους μείωσης του ήχου, οι οποίες απαιτούν την χρήση ενέργειας ή την ύπαρξη βοηθητικών συστημάτων για την τροποποίηση της περιβάλλουσας ροής.
- Τις παθητικές μεθόδους μείωσης του ήχου, κατά τις οποίες πραγματοποιείται μια στοχευμένη μεταβολή της γεωμετρίας του πτερυγίου (π.χ αφαίρεση υλικού, τοποθέτηση γεννητριών στροβιλισμού)

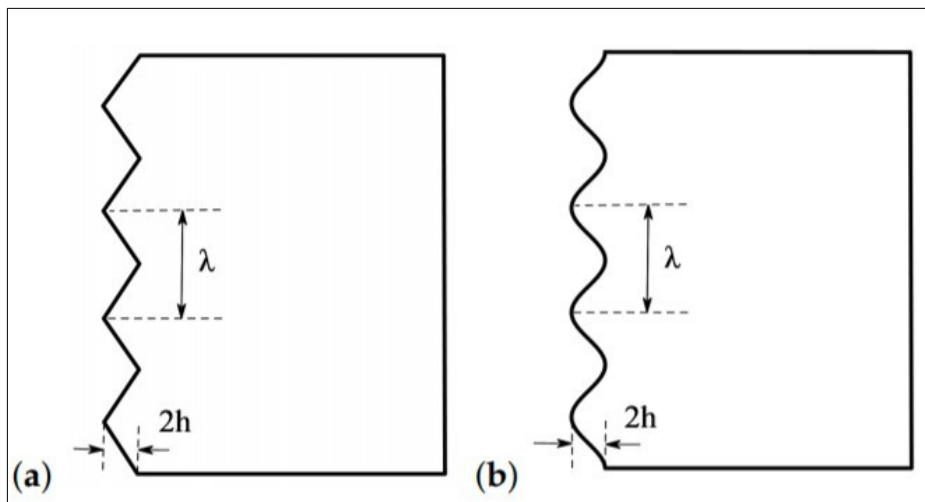
Ωστόσο, αν και έχουν σημειωθεί σημαντικά βήματα για την βελτίωση του αεροακουστικού χαρακτήρα των σύγχρονων πτερυγίων, υφίσταται ακόμα η ανάγκη για την ανάπτυξη καινοτόμων σχεδιάσεων ικανών να οδηγήσουν σε περαιτέρω μείωση του θορύβου. Ειδικά, οι στόχοι οι οποίοι έχουν τεθεί για την μείωση των επιπέδων θορύβου στην Ευρώπη κατά 50% από το 2000-2020, σύμφωνα με το σχέδιο “A vision for 2020”⁶, και 65% έως το 2050 σύμφωνα με το ““Flightpath 2050”⁷ φαίνονται ανέφικτοι.

Τα πιο πρόσφατα ελπιδοφόρα σχέδια πτερυγίων έχουν προκύψει από τον επιστημονικό κλάδο της βιομιμητικής τεχνολογίας. Η βιομιμητική αποσκοπεί στην προσομοίωση των συστημάτων και στοιχείων της φύσης, όπως αυτά έχουν εξελιχθεί με το πέρασμα του χρόνου μέσω της φυσικής επιλογής, και την εφαρμογή τους για την επίλυση περίπλοκων ανθρώπινων προβλημάτων. Μια από τις πρώτες εφαρμογές αυτού του κλάδου, ήταν η ανάπτυξη κατασκευών ικανών για πτήση, μετά από την παρατήρηση και μελέτη των πτηνών. Τα τελευταία χρόνια, παρόμοια παρατήρηση και μελέτη των φτερών της γλαύκας, η οποία χαρακτηρίζεται από την ικανότητα για φαινομενικά αθόρυβη πτήση, έχει οδηγήσει στον σχεδιασμό πτερυγίων με μια ιδιαίτερη γεωμετρική μορφολογία. Συγκεκριμένα, μετά από σύγκριση⁸ των φτερών της κουκουβάγιας με αυτά άλλων πτηνών, προέκυψε πως ο κατά πολύ μειωμένος θόρυβος οφείλεται στην ύπαρξη προεξεχόντων διαμορφώσεων είτε στην ακμή προσβολής είτε στην ακμή φυγής. Επομένως, αυτές οι διαμορφώσεις υιοθετήθηκαν στον σχεδιασμό των σύγχρονων πτερυγίων για την μείωση του συσχετιζόμενου αεροδυναμικού θορύβου.

Στο σχήμα 1.1 παρουσιάζονται οι εν λόγω διαμορφώσεις στα φτερά της γλαύκας, ενώ στο σχήμα 1.2 παρουσιάζεται η εφαρμογή τους στα υπό μελέτη πτερύγια.



Σχήμα 1.1: Εικόνα των ειδικών διαμορφώσεων στο φτερό της γλαύκας στην ακμή προσβολής (A) και την ακμή φυγής (B) [9].



Σχήμα 1.2: Κάτοψη πτερυγίου με ειδικές διαμορφώσεις στην ακμή προσβολής οδοντωτού σχήματος (a) και ημιτονοειδούς μορφής (b) [10].

Αν και η μελέτη της περίπτωσης της ακμής προσβολής με κάποια από τις παραπάνω διαμορφώσεις είναι σχετικά πιο συνήθης, έως τώρα δεν έχει υπάρξει το ίδιο ερευνητικό ενδιαφέρον στην περίπτωση της ακμής φυγής. Επομένως, ως στόχος της παρούσας διπλωματικής επιλέχθηκε η αεροδυναμική και αεροακουστική μελέτη της δεύτερης κατηγορίας γεωμετρικών τροποποιήσεων της ακμής εκροής, με την χρήση προσομοιώσεων υπολογιστικής ρευστοδυναμικής. Πιο συγκεκριμένα, βασικός σκοπός της παρούσας μελέτης είναι η κατανόηση και ποσοτικοποίηση της

επίδρασης των διαφόρων (οδοντωτών) διαμορφώσεων στην ακμή φυγής των μελετούμενων πτερυγίων τόσο στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τους (δυναμική άνωση, αντίσταση) όσο και στα αεροακουστικά (ακουστική πίεση, επίπεδα θορύβου), καθώς και η περαιτέρω σύγκριση των αποτελεσμάτων με την υπάρχουσα βιβλιογραφία.

Επιπρόσθετα, ένας επιμέρους στόχος της εργασίας είναι η χρήση και η συγκριτική αξιολόγηση δύο διαφορετικών λογισμικών υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ανάλυσης: Του Fluent από την ANSYS, ενός εμπορικού προγράμματος το οποίο διατίθεται επί πληρωμή, και του OpenFoam από το OpenCFD Ltd, το οποίο αποτελεί ένα ελεύθερο λογισμικό ανοικτού κώδικα ευρέως χρησιμοποιούμενου στην ακαδημαϊκή έρευνα . Σκοπός είναι να εκτιμηθούν οι υπολογιστικές δυνατότητες και η εφαρμοσιμότητα του OpenFoam έναντι του Fluent στην περίπτωση των αεροακουστικών αναλύσεων.

Η βασική μεθοδολογία, και στις δύο περιπτώσεις, αποτελείται από μια πρωταρχική ανάλυση προκειμένου να προσομοιωθεί το ρευστοδυναμικό πεδίο γύρω από το πτερύγιο και να εκτιμηθούν οι βασικές πηγές παραγωγής ήχου ενώ στην συνέχεια ακολουθεί μια αεροακουστική ανάλυση της διάδοσης του ήχους από το σημείο της γένεσης μέχρι την επιλεγμένη θέση ενός παρατηρητή.

1.3) Δομή της διπλωματικής εργασίας.

Η δομή της παρούσας διπλωματικής είναι η εξής:

- Στο Κεφάλαιο 2 πραγματοποιείται η παρουσίαση της βασικής αεροδυναμικής πτερυγίων, η θεμελιώδης θεωρία του οριακού στρώματος και η συσχέτιση του με την παραγωγή θορύβου.
- Στο Κεφάλαιο 3 πραγματοποιείται η παρουσίαση των βασικών αρχών αεροακουστικής. Αρχικά παρουσιάζονται ορισμένες θεμελιώδεις έννοιες αυτού του επιστημονικού κλάδου, ενώ στη συνέχεια πραγματοποιείται μια λεπτομερή βιβλιογραφική ανασκόπηση σχετικά με το εξειδικευμένο παρούσας διπλωματικής εργασίας.
- Στο Κεφάλαιο 4 παρουσιάζονται οι κυριότερες ρευστομηχανικές και αεροακουστικές εξισώσεις οι οποίες διέπουν το υπό μελέτη φαινόμενο και χρησιμοποιούνται από τα υπολογιστικά πακέτα. Στο δεύτερο τμήμα του κεφαλαίου περιγράφεται η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε στις αναλύσεις της παρούσας εργασίας.
- Στο Κεφάλαιο 5 έχουν συλλεχθεί και παρουσιάζονται συστηματικά τα αποτελέσματα των υπολογιστικών προσομοιώσεων, συνοδευόμενα από σύντομο σχολιασμό καθώς και μία συγκριτική αξιολόγηση.

- Το Κεφάλαιο 6 αποτελεί τον επίλογο, στον οποίο συνοψίζονται τα βασικά συμπεράσματα της εργασίας και προτείνονται οι κατευθύνσεις για την αξιοποίηση μελλοντικών προοπτικών.

Κεφάλαιο 2: Βασικές αρχές αεροδυναμικής πτερυγίων.

Στο κεφάλαιο αυτό πραγματοποιείται μια συνοπτική παρουσίαση των βασικών αεροδυναμικών εννοιών οι οποίες σχετίζονται με τη λειτουργία των πτερυγίων. Αρχικά γίνεται μια σύντομη αναφορά στις δυνάμεις οι οποίες εμφανίζονται στις αεροτομές καθώς και στη χρήση αδιάστατων μεγεθών για την διευκόλυνση και συστηματοποίηση της μελέτης τους. Επιπρόσθετα, αναλύεται το φαινόμενο της δημιουργίας και της ανάπτυξης του οριακού στρώματος στην περίπτωση των πτερυγίων και η κατανομή της πίεσης γύρω από αυτό. Τέλος, παρουσιάζονται οι βασικότεροι μηχανισμοί δημιουργίας και διάδοσης του αεροδυναμικού ήχου στην περίπτωση ροής γύρω από πτερύγια.

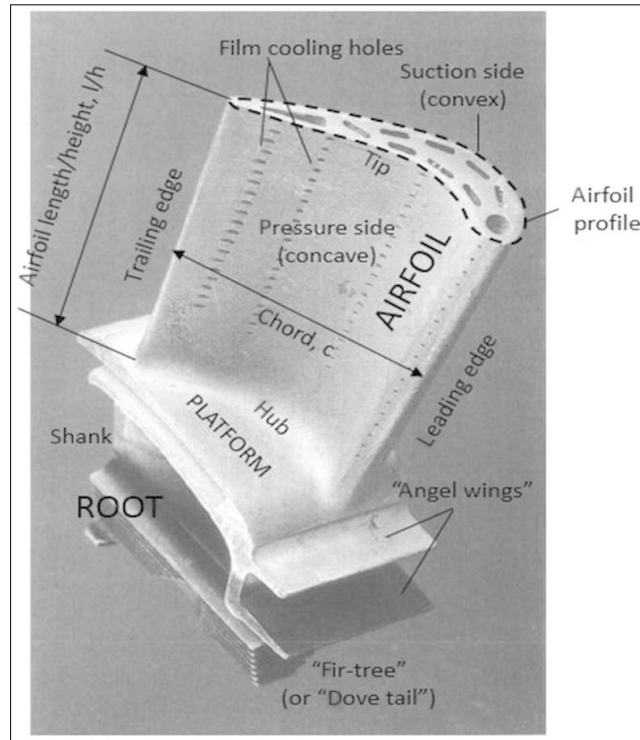
Σημειώνεται πως οι βασικές εξισώσεις της αεροδυναμικής θα παρουσιαστούν ξεχωριστά σε επόμενο κεφάλαιο, μαζί με τις θεμελιώδεις σχέσεις της αεροακουστικής που χρησιμοποιήθηκαν στις υπολογιστικές αναλύσεις..

2.1) Αεροτομή

2.1.1) Δυνάμεις σε αεροτομή.

Ως αεροτομή ορίζεται ένα αεροδυναμικό δισδιάστατο σώμα σκοπός του οποίου είναι η αλληλεπίδραση του με το περιβάλλον ρευστό προκειμένου να επιτευχθεί ένας τελικός αεροδυναμικός στόχος (συνήθως η παραγωγή ανωστικής δύναμης). Τα πτερύγια των σύγχρονων στροβιλομηχανών, των ανεμογεννητριών καθώς και τα φτερά των αεροσκαφών ή οι έλικες των ελικοπτέρων, κατασκευάζονται από ένα σύνολο διατομών που έχουν σε σχήμα αεροτομής.

Κατά τον σχεδιασμό των στροβιλομηχανών απαιτείται λεπτομερής μελέτη των πτερυγίων προκειμένου να επιτευχθεί η μέγιστη μετατροπή ενέργειας. Επιπρόσθετα, και κυρίως τις τελευταίες δεκαετίες, μια επιπλέον σχεδιαστική παράμετρος των πτερυγίων είναι μείωση των παραγόμενων επιπέδων αεροδυναμικού θορύβου που προέρχεται από την εν λόγω αλληλεπίδραση. Στο σχήμα 2.1 παρουσιάζεται ένα πτερύγιο στροβίλου ενός αεριοστροβίλου κινητήρα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας. Σε αυτό φαίνεται τόσο το πτερύγιο όσο και το προφίλ της αεροτομής από την οποία είναι δομημένο. Επιπλέον, αναγράφονται και τα βασικά στοιχεία της γεωμετρίας των αερατομών τα οποία είναι: η ακμή προσβολής, η ακμή φυγής, το μήκος χορδής, η πλευρά πίεσης (ή κατάθλιψης), η πλευρά αναρρόφησης και το μήκος (ή ύψος) του πτερυγίου



Σχήμα 2.1: Πτερύγιο στροβίλου ενός αεροστροβίλου κινητήρα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας. [1].

Καθώς το κινούμενο ρευστό ρέει γύρω από το πτερύγιο, εξαναγκάζεται να μεταβάλει την πορεία του, γεγονός το οποίο συνοδεύεται με αλλαγές της ταχύτητας του. Με βάση την εξίσωση Bernoulli (1), προκύπτει πως η πίεση του ρευστού γύρω από το πτερύγιο διαφέρει σε σχέση με την πίεση της ελεύθερης ροής. Σε συνδυασμό με το ιξώδες του ρευστού, παρατηρείται η εμφάνιση δυνάμεων τριβής οι οποίες αντιτίθενται στην ροή. Συνεπώς, προκύπτει στην επιφάνεια του πτερυγίου μια αεροδυναμική δύναμη και ροπή. Στην παρούσα διπλωματική, κατά την πραγματοποίηση αεροδυναμικών και αεροακουστικών αναλύσεων στα υπό μελέτη πτερύγια, δεν δίνεται ιδιαίτερη έμφαση στην προκύπτουσα ροπή. Υπενθυμίζεται πως η εξίσωση Bernoulli ορίζεται ως εξής:

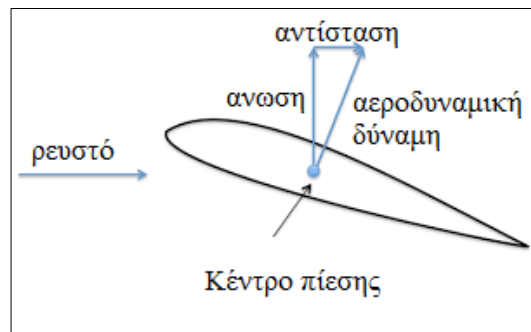
$$\frac{p}{\gamma} + z + \frac{u^2}{2g} = \text{const} \quad (2.1)$$

όπου:

- p είναι η πίεση του ρευστού [Pa].
- u ορίζεται η ταχύτητα του ρευστού [m^2/s].
- z η υψομετρική διαφορά από το επίπεδο αναφοράς [m]

- γ το ειδικό βάρος του υγρού

Στο σχήμα 2.2 παρουσιάζεται μια τυπική αεροτομή στην οποία ασκείται μια αεροδυναμική δύναμη λόγω των φαινομένων τα οποία περιγράφηκαν προηγουμένως.



Σχήμα 2.2: Δυνάμεις σε μια τυπική αεροτομή [12].

Η προαναφερθείσα αεροδυναμική δύναμη για ευκολία διακρίνεται σε 3 διαφορετικές συνιστώσες (μια για την κάθε διεύθυνση):

- Η δύναμη δυναμικής άνωσης ή άντωσης (lift force), η οποία είναι κάθετη στην ροή με διεύθυνση προς τα επάνω. Συμβολίζεται με το γράμμα L , και αντισταθμίζει το βάρος επιτρέποντας την πτήση των αεροσκαφών, ενώ σε στροβιλομηχανές και ανεμογεννήτριες δημιουργεί ροπή που συνδέεται με την παραγωγή ή πρόσδοση μηχανικού έργου.
- Η δύναμη αντίστασης (drag force) ή δύναμη οπισθέλκουσας, η οποία αντιτίθεται στην φορά κίνησης του ρευστού. Είναι παράλληλη με το επίπεδο αναφοράς και συμβολίζεται με το γράμμα D .
- Η πλευρική δύναμη (cross wind force) η οποία είναι κάθετη στην διεύθυνση του επιπέδου το οποίο ορίζεται από τις δυνάμεις της άνωσης και της αντίστασης.

Το μέγεθος των δυνάμεων αυτών εξαρτάται από ένα πλήθος παραγόντων όπως το σχήμα του αντικειμένου, τη σχετική ταχύτητα σώματος-ρευστού, την πυκνότητα και το ιξώδες του ρευστού καθώς και την συμπίεστικότητα (ή μη) της ροής.

Προκειμένου να διευκολυνθεί η μελέτη των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών διαφόρων αεροτομών, και να επιτευχθεί μια εύκολη σύγκριση των διαφόρων αποτελεσμάτων, γίνεται χρήση δύο αδιάστατων συντελεστών οι οποίοι αντιστοιχούν στις κύριες συνιστώσες της αεροδυναμικής δύναμης. Συγκεκριμένα ορίζεται ο συντελεστής δυναμικής άνωσης ή άντωσης, που συμβολίζεται με C_L (2) και ο συντελεστής αντίστασης ή οπισθέλκουσας, ο οποίος συμβολίζεται ως C_d (3). Οι δύο αυτοί συντελεστές ορίζονται ως εξής:

$$C_L = \frac{L}{0.5 * \rho * U^2 * A} \quad (2.2)$$

$$C_D = \frac{D}{0.5 * \rho * U^2 * A} \quad (2.3)$$

όπου:

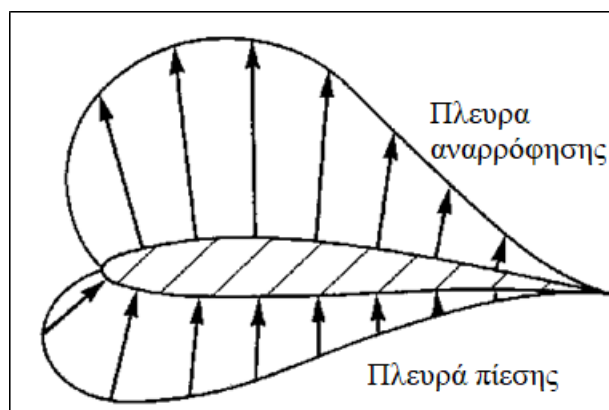
- L η συνιστώσα της δύναμης άνωσης [N].
- D η συνιστώσα της δύναμης αντίστασης [N].
- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- U η σχετική ταχύτητα μεταξύ πτερυγίου και ρευστού [m²/s]
- A η επιφάνεια του πτερυγίου [m²]

2.1.2) Κατανομή πίεσης και αεροδυναμική αντίσταση.

Γενικότερα, η κατανομή πίεσης γύρω από την αεροτομή δεν είναι ομοιόμορφη (όπως άλλωστε δεν είναι και η κατανομή της ταχύτητας του ρευστού. Για τη διευκόλυνση της μελέτης της κατανομής της πίεσης έχει οριστεί ένας επιπλέον αδιάστατος συντελεστής, γνωστός ως Cp (4). Επί της ουσίας, ο συγκεκριμένος παράγοντας συγκρίνει την υφιστάμενη πίεση σε ένα σημείο στην επιφάνεια του πτερυγίου σχετικά με μια απομακρυσμένη πίεση αναφοράς **P_o**. Ο συντελεστής Cp ορίζεται ως εξής:

$$C_p = \frac{P_o - P}{0.5 * \rho * U^2 * A} \quad (2.4)$$

Στο σχήμα 2.3 παρουσιάζεται ένα τυπικό διάγραμμα της κατανομής πίεσης γύρω από μια αεροτομή. Παρατηρείται πως μεταξύ των δύο πλευρών του αντικειμένου, δηλαδή την πλευρά πίεσης (εκατέρωθεν) και την πλευρά αναρρόφησης (άνωθεν), υφίσταται μια διαφορά στην τιμή της πίεσης (με βάση το μήκος των βελών). Η παραγόμενη άνοση οφείλεται σε αυτήν την απόκλιση των πιέσεων.



Σχήμα 2.3: Τυπικό σχεδιάγραμμα κατανομής πίεσης γύρω από μια καμπυλωτή αεροτομή [13].

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, η αεροδυναμική αντίσταση χαρακτηρίζει την δύναμη η οποία αντιτίθεται στην σχετική κίνηση ρευστού-αεροτομής. Η συγκεκριμένη συνιστώσα μπορεί να αναλυθεί περαιτέρω σε δύο επιπλέον συνιστώσες: την αντίσταση πίεσης (pressure drag) και την αντίσταση λόγω επιφανειακής τραχύτητας (skin friction drag). Η δεύτερη από αυτές οφείλεται στην ανάπτυξη διατμητικών τάσεων στην επιφάνεια του σώματος. Η πρώτη δρα κάθετα στην επιφάνεια της αεροτομής και μπορεί να διακριθεί περαιτέρω σε: αντίσταση κύματος (wave drag) η οποία οφείλεται στη δημιουργία κρουστικών κυμάτων (άρα και στην γένεση αεροδυναμικού θορύβου λόγω αυτών των κυμάτων) και την αντίσταση δίνης. Η αντίσταση κύματος εμφανίζεται σε περιπτώσεις ροής υψηλών ταχυτήτων όπου εμφανίζονται φαινόμενα επίδρασης της συμπιεστότητας του εργαζόμενου μέσου.

Γενικότερα κατά την πραγματοποίηση υπολογιστικών αναλύσεων, ο ακριβής υπολογισμός της αντίστασης ενός πτερυγίου σε ένα ρευστό αποτελεί μια πιο περίπλοκη διαδικασία από τον υπολογισμό της δύναμης άωσης γιατί η ακριβής περιγραφή των δυνάμεων τριβής σχετίζεται με την ακριβή ποσοτικοποίηση πολύπλοκων φυσικών φαινομένων όπως η ανάπτυξη οριακών στρωμάτων, η τύρβη, η μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή, η επίδραση της τραχύτητας της επιφάνειας κλπ. Στην συνέχεια της παρούσας εργασίας, κατά την σύγκριση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν από την πραγματοποίηση ρευστομηχανικών αναλύσεων με τα διαθέσιμα βιβλιογραφικά δεδομένα, θα παρατηρηθεί πως η περίπτωση της αντίστασης παρουσιάζει μεγαλύτερη απόκλιση από αυτή της δύναμης άωσης.

2.2) Οριακό στρώμα στην επιφάνεια πτερυγίων.

2.2.1) Βασικά στοιχεία θεωρίας οριακών στρωμάτων

Κατά τη σχετική κίνηση του αεροδυναμικού σώματος και του ρευστού τα μόρια του ρευστού τα οποία βρίσκονται σε επαφή με την επιφάνεια του αντικειμένου ακινητοποιούνται (συνθήκη μη ολίσθησης). Επιπρόσθετα, τα μόρια τα οποία έρχονται σε επαφή με τα ακινητοποιημένα μόρια επιβραδύνονται. Αυτή η συμπεριφορά συνεχίζεται (σε στρώματα) έως ότου η επίδραση των εκατέρωθεν στρωμάτων είναι αμελητέα σε αυτά που ακολουθούν. Κατά τον τρόπο αυτό δημιουργείται μια πολύ λεπτή ζώνη ρευστού στην επιφάνεια του σώματος, γνωστή ως οριακό στρώμα, όπου σημειώνεται η μεταβολή της ταχύτητας του ρευστού από μηδέν σε αυτή της ελεύθερης ροής.

Η ύπαρξη του οριακού στρώματος, και η ενδελεχής μελέτη του, παρουσιάζει σημαντικό ερευνητικό και πρακτικό ενδιαφέρον σε ένα μεγάλο εύρος της μηχανικής ρευστών, όπως στα φαινόμενα μεταφοράς θερμότητας, στην απώλεια στήριξης πτερυγίων και στον υπολογισμό της αντίστασης διαφόρων σωμάτων. Ένας επιπλέον τομέας, στον οποίο η ύπαρξη και η εξέλιξη του οριακού στρώματος συντελεί καθοριστικό κεντρικό ρόλο, είναι και αυτός της αεροακουστικής (όπως θα περιγραφεί και στην συνέχεια).

Ένας από τους βασικότερους αδιάστατους συντελεστές την μηχανικής των ρευστών, ο οποίος συνδέεται άμεσα με την εξέλιξη του οριακού στρώματος, είναι ο αριθμός Reynolds (Re) ο οποίος ορίζεται ως εξής:

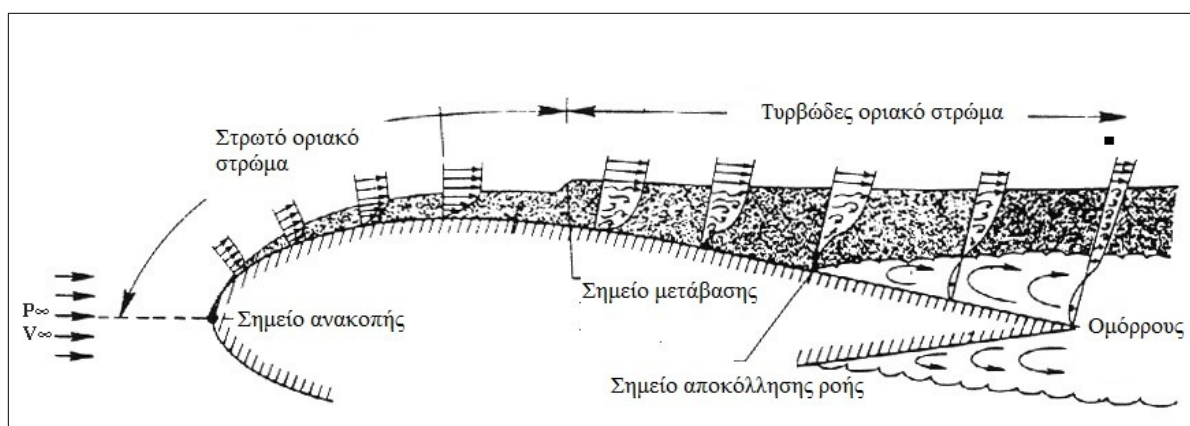
$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} = \frac{u L}{\nu} \quad (2.5)$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m^3]
- u η σχετική ταχύτητα ρευστού-σώματος [m/s]
- L το χαρακτηριστικό μήκος [m]
- μ το είναι το δυναμικό ιξώδες του υγρού [Pa s]
- ν το κινηματικό ιξώδες του ρευστού [m^2/s]

Ο συγκεκριμένος συντελεστής εκφράζει την αναλογία των αδρανειακών δυνάμεων με τις δυνάμεις τριβής του ρευστού. Επιπλέον, ανάλογα με την τιμή του συγκεκριμένου συντελεστή, η ροή μπορεί να χαρακτηριστεί ως στρωτή ή τυρβώδης. Κατά την στρωτή ροή το ρευστό κινείται ομαλά σε στρώματα, υπό χαμηλές συνθήκες χωρίς να παρατηρούνται φαινόμενα ανάμιξης. Αντιθέτως, στην τυρβώδη ροή, η ροή χαρακτηρίζεται ως χαοτική με έντονα φαινόμενα ανάμιξης και μεγάλες κλίσεις ταχύτητας. Στο σχήμα 2.2.1 παρουσιάζονται τα διάφορα στάδια από τα οποία χαρακτηρίζεται το ρευστό κατά την αλληλεπίδραση του με το σώμα. Συγκεκριμένα, καθώς το ρευστό πλησιάζει την επιφάνεια του σώματος δημιουργείται το σημείο ανακοπής όπου το ρευστό έρχεται σε πλήρη ακινησία. Στη συνέχεια, δημιουργείται ένα στρωτό οριακό στρώμα το οποίο σταδιακά, λόγω της μεταβαλλόμενης κλίσης πίεσης, οδηγείται σε μια ενδιάμεση φάση η οποία είναι γνωστή ως μεταβατικό στάδιο. Μετά από αυτό το στάδιο, το οριακό στρώμα μεταβάλλεται σε τυρβώδες οριακό στρώμα. Σημαντικό ρόλο συντελεί επίσης και το σημείο στο οποίο παρατηρείται το φαινόμενο της απώλειας στήριξης καθώς και το σημείο το οποίο πραγματοποιείται επανακόλληση της ροής.

Γενικότερα, η συμπεριφορά του οριακού στρώματος συντελεί πρωταρχικό ρόλο στη γένεση αεροδυναμικού θορύβου κατά την αλληλεπίδραση του με ένα σώμα. Επομένως, η κατανόηση των βασικών αρχών αυτού του είναι υψίστης σημασίας για την αποτελεσματική αεροακουστική μελέτη αυτού του φαινομένου. Στη συνέχεια, παρουσιάζονται ορισμένες συμπληρωματικές πληροφορίες αναφορικά με τον τρόπο παραγωγής θορύβου κατά την αλληλεπίδραση του ρευστού με τα πτερύγια των διαφόρων στροβιλομηχανών.



Σχήμα 2.2.1: Διάφορα στάδια του ρευστού κατά την αλληλεπίδραση του με το πτερύγιο [14].

2.2.2) Οριακό στρώμα και παραγωγή αεροδυναμικού θορύβου.

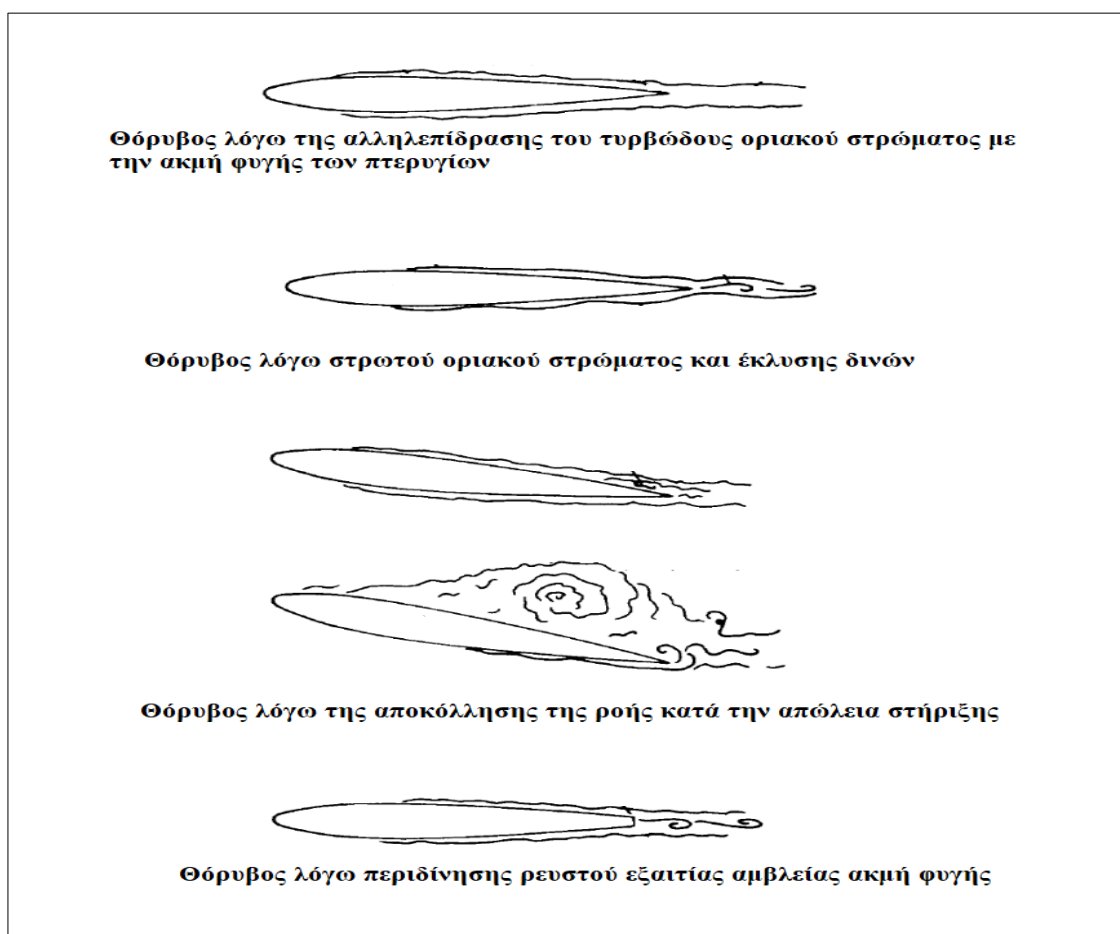
Ο παραγόμενος ήχος σε μια στροβιλομηχανή οφείλεται: είτε στις δονήσεις του στερεού τμήματος είτε στον αεροδυναμικό θόρυβο εξαιτίας της αλληλεπίδρασης του ρέοντος ρευστού με τον περιβάλλοντα χώρο (περυγία, κέλυφος). Από αυτές τις δύο κατηγορίες, η δεύτερη συμβάλει περισσότερο στην θορυβώδη λειτουργία των εν λόγω συστημάτων και για αυτό παρουσιάζει μεγαλύτερο ερευνητικό ενδιαφέρον. Συγκεκριμένα, η μεταβολή της γεωμετρίας των περυγίων μπορεί να παρουσιάζει σημαντικά ηχητικά οφέλη. Ο παραγόμενος αεροδυναμικός ήχος οφείλεται στους εξής πέντε 5 μηχανισμούς:

- **Θόρυβος λόγω της εισρέουσας τύρβης (Inflow Turbulence Noise)**, όπου η υψηλή τύρβη του ρευστού έχει ως αποτέλεσμα την δημιουργία δινών, Η αλληλεπίδραση αυτών των δινών με την ακμή προσβολής και φυγής των περυγίων οδηγεί στην αστάθεια της ροής και την παραγωγή θορύβου υψηλής συχνότητας.
- **Θόρυβος λόγω στρωτού οριακού στρώματος και έκλυσης δινών (Laminar Boundary-Layer - Vortex Shedding Noise)**: Αυτό το φαινόμενο παρατηρείται κυρίως σε χαμηλούς και μεσαίους αριθμούς Reynolds όταν η αλληλεπίδραση του στρωτού οριακού στρώματος με το περύγιο οδηγεί στην δημιουργία κυμάτων αστάθειας γνωστά ως Tollmien-Schlichting (T-S). Τα συγκεκριμένα κύματα σταδιακά ενισχύονται προκαλώντας διαταραχή στην ροή και τον σχηματισμό περιοχών υψηλής τύρβης καθώς και την παραγωγή θορύβου λόγω της περιδίνησης του ρευστού. Σε συνδυασμό με τα εν λόγω κύματα, παρατηρούνται και περιοχές αστάθειας στην ακμή φυγής, οι οποίες ενισχύουν τα φαινόμενα γέννησης του αεροδυναμικού ήχου.
- **Θόρυβος λόγω της αλληλεπίδρασης του τυρβώδους οριακού στρώματος με την ακμή φυγής των περυγίων (Turbulent Boundary-Layer – Trailing Edge Noise)**: Εμφανίζεται σε υψηλούς αριθμούς Reynolds καθώς το τυρβώδες ρευστό κινείται πέρα της ακμής φυγής εκπέμποντας θόρυβο στο περιβάλλοντα χώρο. Η εν λόγω αλληλεπίδραση οδηγεί στην παραγωγή ήχου ευρυζωνικού χαρακτήρα (broadband character) και χαρακτηρίζεται από ιδιαίτερη πολυπλοκότητα λόγω της χαοτικής μορφής του τυρβώδους οριακού στρώματος. Αυτήν η περίπτωση μελετάται ενδελεχώς στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής.
- **Θόρυβος λόγω της αποκόλλησης της ροής κατά την απώλεια στήριξης (Separation Stall Noise)**: Εμφανίζεται στην περίπτωση σχετικά υψηλών γωνιών προσβολής όπου

παρατηρείται αποκόλληση της ροής. Σημειώνεται πως αν η αποκόλληση δεν έχει έντονο χαρακτήρα ο παραγόμενος θόρυβος εδρεύει κυρίως στην ακμή φυγής, ενώ σε αντίθετη περίπτωση περίπτωση ευρείας αποκόλλησης κατά μήκος της αεροτομής, όλο το μήκος του πτερυγίου λειτουργεί ως πηγή αεροδυναμικού θορύβου.

- **Θόρυβος λόγω περιδίνησης ρευστού εξαιτίας αμβλείας ακμή φυγής (Trailing Edge Bluntness - Vortex Shedding Noise).** Αυτήν η περίπτωση συναντάται στην υφιστάμενη περιοχή αποκόλλησης μετά το πέρας της αμβλείας ακμής φυγής πτερυγίων. Ο ήχος ο οποίος δημιουργείται έχει τονικό χαρακτήρα και συνδέεται με τη συχνότητα έκλυσης δινών ενώ η ένταση του εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από το πάχος του οριακού στρώματος και τα χαρακτηριστικά της αμβλείας ακμής φυγής.

Στην παρούσα διπλωματική διερευνάται κυρίως η τρίτη περίπτωση. Στο σχήμα 2.2.2 παρουσιάζονται σχηματικά οι παραπάνω περιπτώσεις:



Σχήμα 2.2.2: Μηχανισμοί παραγωγής θορύβου λόγω της αλληλεπίδρασης του ρευστού-πτερυγίου

[15].

Κεφάλαιο 3) Αεροακουστική θεωρία

Σε αυτό το κεφάλαιο πραγματοποιείται μια πρώτη εισαγωγή στο κομμάτι της αεροακουστικής μελέτης. Σαφώς, καθώς αυτό το θεωρητικό κομμάτι χαρακτηρίζεται από μεγάλη πολυπλοκότητα δεν θα ήταν εφικτή η πλήρης ανάπτυξη του στο πλαίσιο αυτού το κεφαλαίου. Ωστόσο, γίνεται μια προσπάθεια να παρουσιαστούν συνοπτικά ορισμένες βασικές θεωρητικές αρχές οι οποίες είναι απαραίτητες για την εκπόνηση των απαιτούμενων υπολογισμών στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

Στην υποενότητα 3.1 παρουσιάζονται εν συντομία ορισμένα από τα βασικά μεγέθη της αεροακουστικής, ενώ στην υποενότητα 3.2 πραγματοποιείται μια λεπτομερής ανασκόπηση του υπάρχοντος βιβλιογραφικού υλικού. Σημειώνεται πως βασικότερες εξισώσεις της αεροακουστικής θα παρουσιαστούν στο επόμενο κεφάλαιο, όπου θα γίνει πλήρης ανασκόπηση των βασικών σχέσεων αυτού του κλάδου καθώς και της αεροδυναμικής έρευνας.

3.1) Βασικά στοιχεία αεροακουστικής.

Ο τομέας της αεροακουστικής αποτελεί έναν κλάδο της ακουστικής, ο οποίος ασχολείται κυρίως με την παραγωγή και διάδοση του ήχου από ένα τυρβώδες ροϊκό πεδίο. Ο παραγόμενος ήχος μπορεί να δημιουργηθεί από ένα πλήθος μηχανισμών όπως εξωτερικά μεταβαλλόμενα πεδία δύναμης, τοπικές αυξομειώσεις πίεσης, θερμότητας ή μάζας καθώς και από την αλληλεπίδραση ενός σώματος με ένα ρευστό (αέρα με αυτοκίνητο, αέρα με πτερύγιο κλπ).

Η επιστήμη της αεροακουστικής αποτελεί έναν σχετικά νέο επιστημονικό κλάδο οποίος πρωτοεμφανίστηκε στα μέσα του 20^{ου} αιώνα (1952), όποτε και διατυπώθηκε για πρώτη φορά από τον Lighthill η περίφημη αεροακουστική κυματική εξίσωση. Η συγκεκριμένη εξίσωση αποτελεί τον θεμέλιο λίθο του συγκεκριμένου πεδίου καθώς με βάση σε αυτήν κατέστη εφικτή η φυσική κατανόηση της παραγωγής και διάδοσης του ήχου σε ένα ελεύθερο τυρβώδες πεδίο.

Γενικότερα, η πρόβλεψη του παραγόμενου θορύβου ενός ροϊκού πεδίου αποτελεί ένα πολυσύνθετο ζήτημα καθώς η συσχετιζόμενη με τον αεροδυναμικό ήχο ενέργεια αποτελεί ένα μικρό τμήμα της συνολικής ενέργειας του ρευστού. Συνεπώς, μια ακριβής και άμεση εκτίμηση του θορύβου χαρακτηρίζεται φυσικώς αδύνατη. Ωστόσο, με βάση τις αρχές αεροακουστικής – οι οποίες θα παρουσιαστούν στην συνέχεια – είναι εφικτή η εύρεση μιας προσεγγιστικής λύσης η οποία πλησιάζει επαρκώς την πραγματικότητα. Στην εποχή μας η αεροακουστική χρήζει ευρεία εφαρμογή σε ένα μεγάλο εύρος βιομηχανικών και μη εφαρμογών όπως στον σχεδιασμό αντλιών/συμπιεστών, στην μελέτη των αεροπορικών αεροστροβίλων κινητήρων και των διαφόρων οχημάτων.

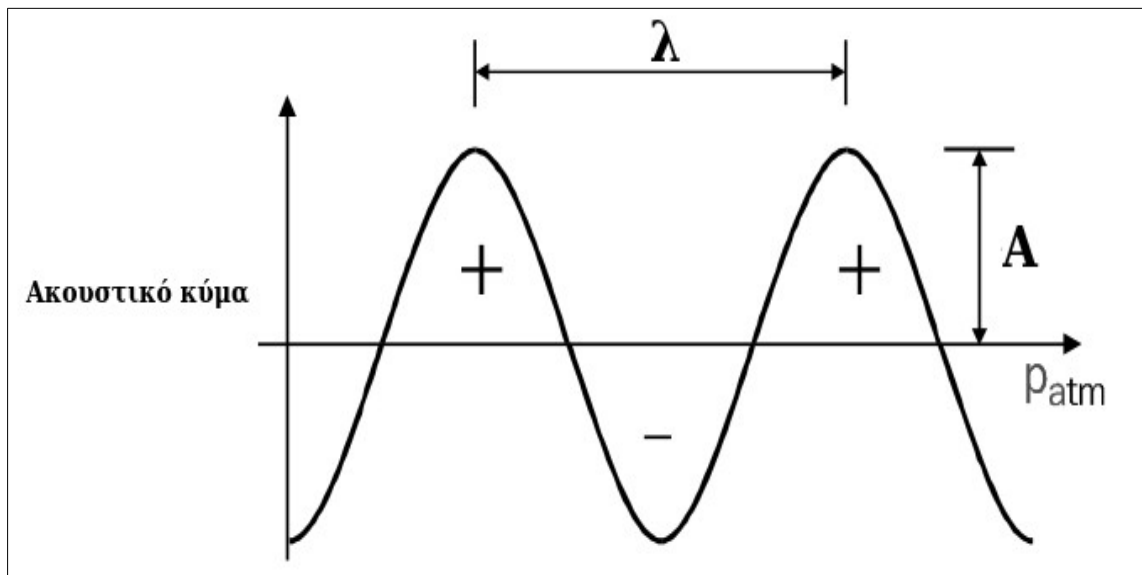
3.1.1) Βασικά μεγέθη αεροακουστικής.

Η ήχος, και κατ'επέκταση ο θόρυβος, είναι μια διαταραχή η οποία διαδίδεται ως ένα ακουστικό κύμα διαμέσου ενός εργαζόμενου μέσου. Η διαταραχή οφείλεται στην μεταβολή της πίεσης του κύματος σε τιμές υψηλότερες ή χαμηλότερες της ατμοσφαιρικής πίεσης. Μέσω αυτού του εργαζόμενου μέσου, το ακουστικό κύμα φθάνει στο ανθρώπινο αντί διεγείροντας τα εξειδικευμένα αισθητήρια όργανα του, στόχος των οποίων είναι ο ερεθισμός του ανθρώπινου εγκεφάλου και η “μετάφραση” αυτών των κυμάτων σε αξιοποιήσιμη πληροφορία.

Εφόσον ο ήχος διαδίδεται με την μορφή ακουστικών κυμάτων απαιτούνται τρία βασικά μεγέθη για τον χαρακτηρισμό του τα οποία είναι:

- Το πλάτος A του ακουστικού κύματος το οποίο μετριέται σε μονάδες πίεσης (Pa).
- Το μήκος κύματος λ , το οποίο χαρακτηρίζει την απόσταση την οποία διήνυσε το κύμα σε έναν κύκλο (m).
- Η συχνότητα f , η οποία εκφράζει τον αριθμό των κύκλων ανά δευτερόλεπτο και μετριέται σε Hertz (Hz).

Ο θόρυβος συνήθως αποτελείται από κύματα διαφορετικών συχνοτήτων. Στο σχήμα 3.1.1 παρουσιάζεται η μορφή ενός ακουστικού κύματος.



Σχήμα 3.1: Μορφή ακουστικού κύματος.

Ο άνθρωπος έχει την ικανότητα να αντιλαμβάνεται μια εξαιρετικά μεγάλη έκταση ακουστικών κυμάτων. Συγκεκριμένα, ένας απόλυτα υγιής άνθρωπος σε φυσιολογικό περιβάλλον μπορεί να

αντιληφθεί ακουστικές πιέσεις της τάξης των 20μPa. Η ακουστική πίεση στην οποία το μέσο ανθρώπινο αυτί αρχίζει να έχει την αίσθηση πόνου είναι περίπου 60Pa. Επομένως, καθίσταται κατανοητό πως μια γραμμική κλίμακα ταξινόμησης της έντασης της ακουστικής πίεσης δεν θα ήταν εύχρηστη, γεγονός το οποίο οδήγησε στην χρήση μιας λογαριθμικής κλίμακας με βάση το 10. Αυτή η κλίμακα χρησιμοποιεί ως μονάδα το Ντεσιμπέλ (Decibel, dB), και στόχος της είναι η έκφραση της διαφοράς μεταξύ της ακουστικής πίεσης ενός ήχου σε σχέση με μια πίεση αναφοράς. Ως πίεση αναφοράς χρησιμοποιείται η ελάχιστη αισθητή πίεση των 20 μPa. Στον σχήμα 3.1.2 κατατάσσονται διάφορα φαινόμενα/δραστηριότητες σύμφωνα με την κλίμακα Ντεσιμπέλ.



Σχήμα 3.2: Κατάταξη διαφόρων φαινομένων/δραστηριοτήτων σύμφωνα με την κλίμακα decibel.

Ένα από τα βασικότερα μεγέθη της αεροακουστικής είναι η ασταθής ακουστική πίεση (3.1) η οποία ορίζεται ως εξής:

$$p'(t) = p(t) - p^o \quad (3.1)$$

όπου:

- $p'(t)$ είναι η ακουστική πίεση [Pa]
- $p(t)$ ορίζεται η πίεση του ροικού πεδίου [Pa]
- p^o ένα σταθερό τμήμα της πίεσης το οποίο ορίζεται ως:

$$p^o = \lim \left(\frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} p(t+t') W(t', t) dt' \right) \quad (3.2)$$

όπου:

- W μια συνάρτηση βάρους.
- T η περίοδος του ηχητικού κύματος.

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω επειδή, η ακουστική πίεση καλύπτει ένα μεγάλο εύρος πιθανών τιμών, μια γραμμική κλίμακα δεν θα ήταν χρήσιμη. Επομένως, για την περιγραφή της γίνεται χρήση μιας λογαριθμικής κλίμακας η οποία χρησιμοποιεί ως μονάδα το Decibel (dB). Ένα εξίσου βασικό μέγεθος με την ακουστική πίεση είναι και το επίπεδο της ακουστικής πίεσης (Sound Pressure Level ή SPL) το οποίο ορίζεται ως εξής:

$$Lp = 10 \log \left(\frac{p'}{p_{ref}} \right) \quad (3.3)$$

Η μεταβολή της πίεσης λόγω ακουστικών παραγόντων οδηγεί σε αντίστοιχη μεταβολή της ταχύτητας του εργαζόμενου μέσου. Ορίζεται κατά αυτόν τον τρόπο ένα επιπλέον μέγεθος το οποίο ονομάζεται ακουστική ταχύτητα σωματιδίου (acoustic particle velocity) το οποίο συμβολίζεται ως u' . Αντίστοιχα με το επίπεδο της ακουστικής πίεσης ορίζεται και το επίπεδο ταχύτητας L_u του ακουστικού σωματιδίου το οποίο προκύπτει ως:

$$L_u = 20 \log \left(\frac{u'}{u_{ref}} \right) \quad (3.4)$$

Ως ταχύτητα αναφοράς u_{ref} χρησιμοποιούνται τα $5 \cdot 10^{-8}$ m/s.

Αξιοποιώντας τις έννοιες της ακουστικής πίεσης και της ταχύτητας ακουστικού μορίου μπορεί να οριστεί η ακουστική ένταση (Sound Intensity ή I) ως:

$$I = (\overline{p' u'}) \quad (3.5)$$

καθώς και το επίπεδο έντασης L_I

$$L_I = 10 \log \left(\frac{I}{I_{ref}} \right) \quad (3.6)$$

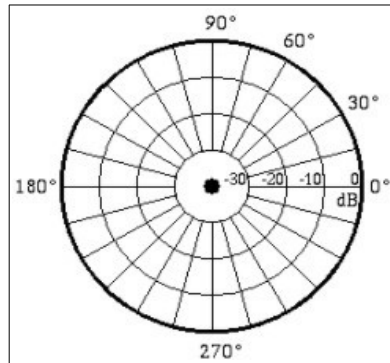
με $I_{ref} = 10^{-12}$ Wm⁻².

3.1.2) Πηγές γένεσης ήχου

Μια σημαντική παράμετρος στην αεροακουστική μελέτη είναι και η πηγή στην οποία παράγεται και διαχέεται ο ήχος. Διακρίνονται τέσσερις βασικές μορφές ακουστικών πηγών: πηγή μονοπόλου, διπόλου, πλευρικού τετραπόλου και γραμμικού τετραπόλου. Η φυσική σημασία των παραπάνω πηγών περιγράφονται συνοπτικά στην συνέχεια.

- Πηγή μονοπόλου

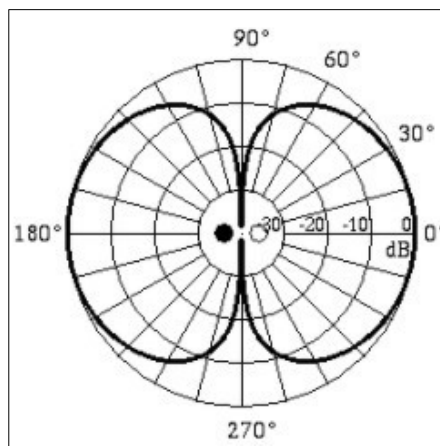
Ένα μονόπολο αποτελεί μια πηγή στην οποία ο ήχος εκπέμπεται εξίσου καλά προς όλες τις κατευθύνσεις. Το απλούστερο παράδειγμα μιας μονοπολικής πηγής είναι μια σφαίρα της οποίας η ακτίνα επεκτείνεται και συστέλλεται ημιτονοειδώς με εναλλασσόμενο τρόπο. Στην μονοπολική πηγή παρατηρείται δημιουργία ενός ηχητικού κύματος εισάγοντας και αφαιρώντας εναλλάξ ρευστό στη γύρω περιοχή. Στο σχήμα 3.1.2.1 παρουσιάζεται σχηματικά μια μονοπολική πηγή.



Σχήμα 3.1.2.1: Μονοπολική πηγή [16].

- Πηγή διπόλου.

Μια διπολική πηγή αποτελείται από δύο μονοπολικές πηγές ίσης ισχύος αλλά αντίθετης φάσης οι οποίες διαχωρίζεται από μια μικρή απόσταση σε σύγκριση με το μήκος κύματος του ήχου. Ο τρόπος με τον οποίο μια τέτοια πηγή παράγει και εκπέμπει ήχο μοιάζει με τον αριθμό 8. Παρατηρούνται δύο περιοχές στις οποίες ο ήχος εκπέμπεται πολύ καλά, και δύο περιοχές στις οποίες συμβαίνει το αντίθετο. Στο σχήμα 3.1.2.2 παρουσιάζεται σχηματικά μια διπολική πηγή.

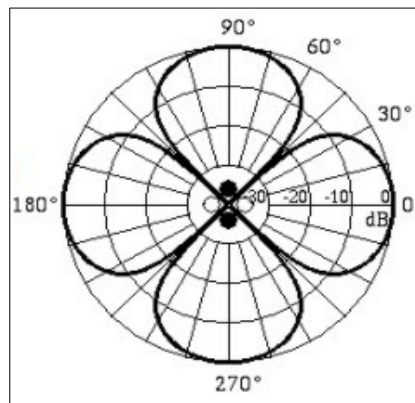


Σχήμα 3.1.2.2: Διπολική πηγή [16].

- Πηγή πλευρικού τετραπόλου.

Ο συγκεκριμένος τύπος πηγής αποτελείται από δύο δίπολα αντίθετης πολικότητας που δε βρίσκονται στην ίδια ευθεία. Η μορφή της κατευθυντικότητας ενός πλευρικού τετραπόλου μοιάζει με το σχήμα ενός τετράφυλλου. Ο ήχος ακτινοβολείται καλά μπροστά από κάθε πηγή μονοπόλου,

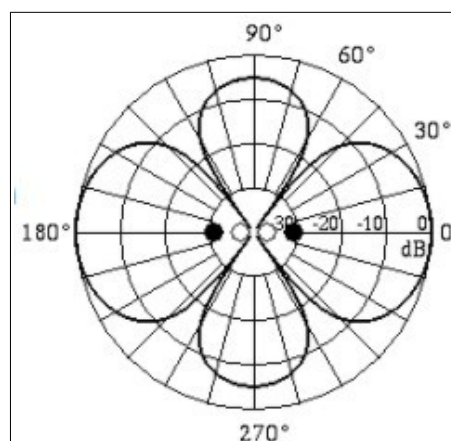
ενώ αντιθέτως ακυρώνεται σε σημεία της διαμέσου γειτονικών απέναντι μονοπόλων. Στο σχήμα 3.1.2.3 παρουσιάζεται σχηματικά μια τετραπολική πηγή.



Σχήμα 3.1.2.3: Μη γραμμική τετραπολική πηγή [16].

- Πηγή γραμμικού τετραπόλου.

Αποτελείται από δύο δίπολα αντίθετης πολικότητας που είναι τοποθετημένα κατά μήκος κοινής ευθείας γραμμής. Στο εγγύς πεδίο υπάρχουν τέσσερα μέγιστα και τέσσερα ελάχιστα, με τα μέγιστα κατά μήκος του τετραπόλου άξονα περίπου 5dB πιο ισχυρά από τα μέγιστα κάθετα στον άξονα του τετραπόλου. Στο μακρινό πεδίο υπάρχουν μόνο δύο μέγιστα (κατά μήκος του τετραπόλου άξονα) και δύο ελάχιστα (κάθετα προς τον άξονα του τετραπόλου) όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα δεξιά. Στο σχήμα 3.1.2.4 παρουσιάζεται σχηματικά μια γραμμική τετραπολική πηγή.



Σχήμα 3.1.2.4: Γραμμική τετραπολική πηγή [16].

3.2) Βιβλιογραφική ανασκόπηση.

Σε αυτή την υποενότητα θα πραγματοποιηθεί μια ανασκόπηση του ερευνητικού έργου το οποίο έχει πραγματοποιηθεί αναφορικά με την ελαχιστοποίηση του παραγομένου θορύβου λόγω της αλληλεπίδρασης του ρευστού με την ακμή φυγής του πτερυγίου. Αρχικά θα παρουσιαστεί συνοπτικά η ιστορία των διαφόρων θεωρητικών και ημι-εμπειρικών μοντέλων που αναπτύχθηκαν τις τελευταίες δεκαετίες προκειμένου να περιγράψουν το παραπάνω φαινόμενο. Επιπρόσθετα, θα γίνει μια περιγραφή της συνεισφοράς της επιστήμης της βιομηχανικής (όπως αναφέρθηκε και στην αρχή της παρούσας διπλωματικής) στην ανάπτυξη νέων γεωμετρικών διαμορφώσεων ικανών να επιτύχουν την επιθυμητή μείωση του αεροδυναμικού θορύβου.

3.2.1) Αεροδυναμικός θόρυβος.

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, η πρώτη επιτυχημένη προσπάθεια για περιγραφή του αεροδυναμικού ήχου στην ελεύθερη ροή πραγματοποιήθηκε στα μέσα του 20^{ου} από τον Lighthill^{17, 18}. Ο συγκεκριμένος επιστήμονας όρισε την τύρβη της ροής ως την πηγή του θορύβου και αξιοποιώντας την αρχή διατήρησης της ενέργειας και την αρχή διατήρησης της ορμής όρισε την εξής μη ομογενής κυματική εξίσωση:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - c^2 \nabla^2 p = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial y_i} T_{ij} \quad (3.7)$$

όπου:

- c είναι η ταχύτητα του ήχου σε ένα ομοιόμορφο ακουστικό σώμα [m/s].
- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³].
- p η στατική πίεση του ροικού πεδίου [Pa].
- t η χρονική στιγμή της ακουστικής μέτρησης στο σημείο x [m].
- T_{ij} είναι ο τανυστής τάσεων του Lighthill και ορίζεται από την εξίσωση (3.8)

$$T_{ij} = \rho v_i v_j - \tau_{ij} + (p' - c^2 \rho') \delta_{ij} \quad (3.8)$$

όπου:

- v_i, v_j είναι οι συνιστώσες της ταχύτητας [m/s]

- δ_{ij} είναι το δέλτα του Kronecker.

Κάθε ένας από τους όρους πηγής της παραπάνω εξίσωσης μπορεί να έχει καθοριστικό ρόλο ανάλογα με τις συνθήκες της ροής. Ο όρος $\rho v_i v_j$ είναι η τάση Reynolds και εκφράζει την επίδραση της τυρβώδους κίνησης στην παραγωγή θορύβου, ο όρος τ_{ij} εκφράζει το θόρυβο που παράγεται λόγω του ιξώδους, ενώ ο όρος $(p - c^2 \rho)$ περιγράφει μη γραμμικές διεργασίες γένεσης ήχου.

Ουσιαστικά η ακουστική αναλογία του Lighthill περιγράφει ένα κύμα το οποίο διαδίδεται με την ταχύτητα του ήχου σε ένα ακίνητο εργαζόμενο μέσο. Σε αυτό το εργαζόμενο μέσο δρουν μεταβαλλόμενες δυνάμεις οι οποίες χαρακτηρίζονται από το δεξί μέρος της εξίσωσης (3.7). σύμφωνα με την φυσική εξήγηση της παραπάνω εξίσωσης ο παραγόμενος αεροδυναμικός ήχος οφείλεται στις εσωτερικά μεταβαλλόμενες τάσεις του ρευστού, το οποίο αλληλεπιδρά σε ένα ακίνητο και ομοιόμορφο μέσο. Σύμφωνα με την παραπάνω εξίσωση, η πηγή του θορύβου λειτουργεί ως ένα τετράπολο, ενώ η ακουστική πίεση η οποία ασκείται από μια πηγή θέσης x σε ένα παρατηρητή θέσης y στο εσωτερικό ορισμένου και σταθερού όγκου προκύπτει από την εφαρμογή της εξίσωσης (3.9):

$$p(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \frac{\int_V T_{ij}(y, t - \frac{|x-y|}{c})}{4\pi c^2 |x-y|} dV \quad (3.9)$$

Εν κατακλείδι, σύμφωνα με την εξίσωση (3.9) η τύρβη ενός ρευστού σε ελεύθερο χώρο οδηγεί στην παραγωγή ήχου μέσω ενός τετραπολικού πεδίου πηγής. Συνεπώς, στην περίπτωση που είναι γνωστές επαρκείς παράμετροι του προβλήματος, καθίσταται εφικτή η εύρεση μιας λύσης.

Η ακουστική αναλογία του Lighthill αναφέρεται αποκλειστικά και μόνο σε ελεύθερη ροή χωρίς την παρουσία εμποδίων, όπως στην περίπτωση της δέσμης ρευστού υψηλής ταχύτητας (jet) που εξέρχεται από αεροπορικούς κινητήρες. Αποτελεί ένα εξαιρετικό εργαλείο και η χρήση του έχει οδηγήσει στην σημαντική μείωση του θορύβου στον τομέα των αερομεταφορών καθιστώντας βιώσιμη τη λειτουργία αεροδρομίων και επιτρέποντας την ανάπτυξη της αεροπλοΐας. Χαρακτηριστικά αναφέρεται πως με βάση της παραπάνω αναλογία προέκυψε πως ο παραγόμενος ήχος από ένα jet διαμέτρου D , σε αριθμό Mach μικρότερο του ενός σε σημείο παρατηρητή x [m], δίδεται από την εξίσωση (3.10)

$$\bar{p}^2 \sim p^2 M^8 \frac{D^2}{|x|^2} \quad (3.10)$$

Όπως είναι αναμενόμενο, προκειμένου να διευρυνθεί η εφαρμογή των ακουστικών μοντέλων σε επιπλέον σενάρια, εκτός της περίπτωσης της ελεύθερης ροής, υπήρξε ανάγκη για την ανάπτυξη επιπλέον ακουστικών αναλογιών. Μια από τις συνηθέστερες περιπτώσεις, όπως και στην παρούσα εργασία, είναι αυτήν κατά την οποία στο εσωτερικό της ροής υφίσταται ένα ακίνητο εμπόδιο. Σύμφωνα με τον Curle¹⁹, σε αυτήν την περίπτωση η φυσική του προβλήματος αλλάζει σημαντικά, ενώ πλέον ο παραγόμενος ήχος δεν παράγεται από μία τετραπολική ακουστική πηγή αλλά από μια διπολική. Σε αυτό το σενάριο η εξίσωση (3.11) μεταβάλλεται ως εξής:

$$\bar{p}^2 \sim p^2 M^6 \frac{D^2}{|x|^2} \quad (3.12)$$

Παρατηρείται δηλαδή πως ο παραγόμενος ήχος δεν είναι πλέον ανάλογος με την όγδοη δύναμη της ταχύτητας της ροής αλλά με την έκτη.

Προκειμένου να περιγραφεί επαρκώς το φαινόμενο της παραγωγής αεροδυναμικού θορύβου από κινούμενα σώματα στο εσωτερικό ενός ροικού πεδίου έχουν αναπτυχθεί επιπλέον ακουστικά μοντέλα τα οποία παρουσιάζονται στην συνέχεια.

3.2.2) Παραγόμενος ήχος λόγω πτερυγίων.

Όπως αναφέρθηκε στην προηγούμενη ενότητα κατά την αλληλεπίδραση ενός ρευστού με ένα (ή περισσότερα) πτερύγιο παρατηρείται η παραγωγή αεροδυναμικού ήχου. Στην υποενότητα 2.2.2 παρουσιάστηκαν οι πέντε βασικότεροι μηχανισμοί στους οποίους οφείλεται το παραπάνω φαινόμενο οι οποίοι επιγραμματικά είναι οι εξής:

- Θόρυβος λόγω της της εισρέουσας τύρβης (Inflow Turbulence Noise)
- Θόρυβος λόγω περιδίνησης του ρευστού από στρωτό οριακό στρώμα (Laminar Boundary-Layer - Vortex Shedding Noise).
- Θόρυβος λόγω της αλληλεπίδρασης του τυρβώδους οριακού στρώματος με την ακμή φυγής των πτερυγίων (Turbulent Boundary-Layer – Trailing Edge Noise)

- Θόρυβος λόγω της αποκόλλησης της ροής κατά την απώλεια στήριξης (Separation Stall Noise)
- Θόρυβος λόγω περιδίνησης ρευστού εξαιτίας αμβλείας ακμής φυγής και έκλυσης δινών (Trailing Edge Bluntness - Vortex Shedding Noise).

Υπενθυμίζεται πως η παρούσα εργασία επικεντρώνεται κυρίως στην 3^η περίπτωση, κατά την οποία ο παραγόμενος ήχος οφείλεται στην αλληλεπίδραση του τυρβώδους οριακού στρώματος με την ακμή φυγής. Σε αυτή την περίπτωση, σύμφωνα με την εργασία των Brooks et al²⁰, αναμένεται πως ο ήχος ο οποίος προκύπτει θα παρουσιάζει είτε τονικό χαρακτήρα σε ένα μικρό εύρος συχνοτήτων είτε ευρυζωνικό χαρακτήρα σε ένα μεγάλο εύρος συχνοτήτων. Η πρώτη περίπτωση οφείλεται κυρίως στην δημιουργία δινών κάτω και πάνω της ακμής φυγής των πτερυγίων και στην περαιτέρω ανάμιξη της ροής, ενώ η δεύτερη οφείλεται στο τυρβώδες οριακό στρώμα το οποίο παραμένει προσκολλημένο στη επιφάνεια.

Γενικότερα, ο ήχος ο οποίος οφείλεται στην αλληλεπίδραση του τυρβώδους οριακού στρώματος με την ακμή φυγής πτερυγίου έχει μελετηθεί εκτενώς στην βιβλιογραφία. Ωστόσο, όχι σε τόσο έντονο βαθμό όπως με την περίπτωση της ακμής προσβολής. Τις τελευταίες δεκαετίες πλήθος ερευνητών και μηχανικών έχουν προτείνει μια πληθώρα αριθμητικών και ήμι- εμπειρικών μοντέλων προκειμένου να περιγράψουν αυτό το φαινόμενο. Ορισμένα εκ των βασικότερων παραδειγμάτων είναι το έργο των Howe^{21, 22}, Roger^{23, 24} και Rozenberg²⁵. Η πρώτη πειραματική και αναλυτική μελέτη παρουσιάστηκε το 1959 από τον Powell²⁶. Επιπρόσθετα, ιδιαίτερα σημαντικό έργο σε αυτόν τον τομέα της αεροακουστικής είναι και αυτό των Ffowes Williams και Hall²⁷.

Ένα εξίσου βασικό μοντέλο, το οποίο χρησιμοποιήθηκε ευρέως στις απαρχές της αεροακουστικής πτερυγίων, είναι το μοντέλο του Amiet^{28, 29}. Το συγκεκριμένο μοντέλο αποτελεί ένα ημί-αναλυτικό μοντέλο σύμφωνα με το οποίο προσεγγίζεται ο αεροδυναμικός ήχος ευρυζωνικού χαρακτήρα σε μια απόσταση από πτερύγιο το οποίο είναι τοποθετημένο σε ομοιόμορφο ροικό πεδίο. Στο πλαίσιο του μοντέλου, τα στατιστικά χαρακτηριστικά του τυρβώδους οριακού στρώματος λαμβάνονται ως αμετάβλητα τόσο στην ακμή φυγής του πτερυγίου όσο και εκατέρωθεν αυτής. Αυτήν η ιδεατή κατάσταση χαρακτηρίζεται ως “παγωμένη τύρβη” (frozen turbulence).

Κάτω από αυτές τις συνθήκες θεωρείται πως η πίεση του οριακού στρώματος δεν μεταβάλλεται λόγω των ασταθειών που εμφανίζονται στην άκρη του πτερυγίου. Η διαφοροποίηση της χρονικά μεταβαλλόμενης πίεσης γύρω από το πτερύγιο θεωρείται πως αναλογεί σε μια κατανομή διπολικών

πηγών. Μέσω της μέτρησης του φάσματος ισχύος της μεταβαλλόμενης πίεσης στα τοιχώματα του πτερυγίου $\Phi_{qq}(\omega)$ προσεγγίζεται το αντίστοιχο μέγεθος $\varphi_{pp}(\omega)$ σε μια απόσταση από το πτερύγιο. Η βασική αριθμητική σχέση η οποία περιγράφει την παραπάνω προσέγγιση είναι η εξής:

$$\varphi_{pp}(x, \omega) = D(x, \omega) |L(\omega)|^2 I_y \Phi_{qq}(\omega) \quad (3.13)$$

όπου:

- $D(x, \omega)$ είναι μια συνάρτηση ακτινοβολίας διπολικού τύπου στην θέση του παρατηρητή.
- $L(\omega)^2$ η συνάρτηση σταθμισμένης απόκρισης η οποία ποσοτικοποιεί τη φόρτιση του πτερυγίου
- I_y το μήκος συσχέτισης του πτερυγίου [m]

Πλέον έχουν προταθεί πιο σύγχρονα μοντέλα βασισμένα στο μοντέλο του Amiet στα οποία εισάγονται και διάφοροι διορθωτικοί παράγοντες. Ένα παράδειγμα είναι και το μοντέλο των Roger και Moreau³⁰ στο οποίο γίνεται χρήση ενός επιπλέον συντελεστή διόρθωσης προκειμένου να ληφθεί υπόψιν η επίδραση της ακμής προσβολής στην ροή και την διάχυση της. Η σπουδαιότητα αυτών των μοντέλων έγκειται στο γεγονός πως η αμεσότητα και η απλότητα τους επιτρέπει την εύκολη χρήση τους για σύγκριση με πειραματικά μοντέλα από πειράματα αεροσήραγγας.

3.2.3) Θεωρητικό υπόβαθρο γεωμετρικών οδοντωτών διαμορφώσεων στην ακμή φυγής.

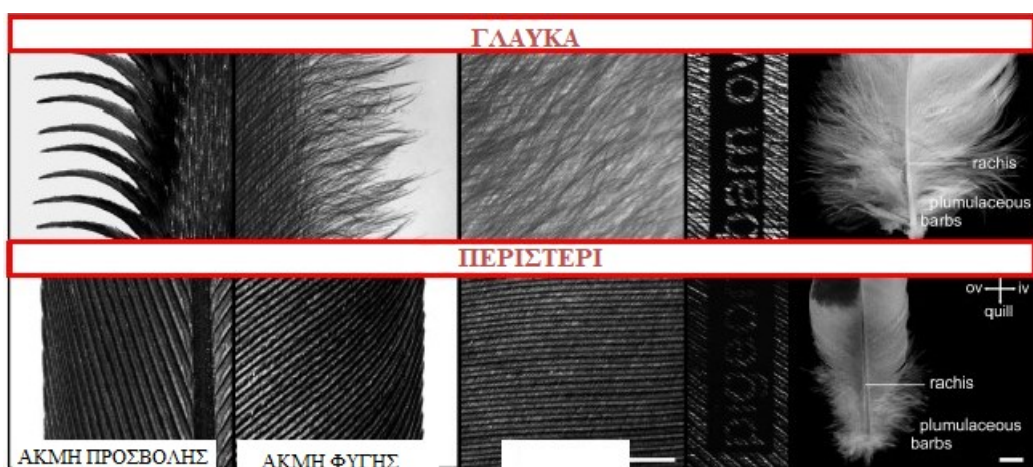
3.2.3.1) Βιομιμητική και καινοτόμος σχεδιασμός πτερυγίων.

Η παρατήρηση και η κατανόηση των φαινομένων που διαδραματίζονται στην φύση λειτούργησε από την αρχαιότητα ως αφετηρία για την ανακάλυψη ή την δημιουργία τεχνολογιών και συστημάτων που διευκόλυναν την ανθρώπινη καθημερινότητα. Ως βιομιμητική (biomimicry ή biomimetics) ορίζεται ο επιστημονικός κλάδος στόχος του οποίου είναι ο σχεδιασμός καινοτόμων λύσεων βασισμένες στην ύπαρξη και την λειτουργία διαφόρων φυσικών συστημάτων. Στο πλαίσιο της αεροακουστικής και της ρευστομηχανικής πτερυγίων, ως έμπνευση από την φύση λειτούργησε η γλαύκα και η ικανότητα της για σχεδόν αθόρυβη πτήση.

Η μελέτη αυτής της ιδιότητας ξεκίνησε ήδη από το 1934 από τον Graham³¹, με σημαντικότετους “σταθμούς” στην έρευνα αυτήν να σημειώνονται το 1973 από τον Kroeger³², καθώς και πιο πρόσφατα από τους Bachmann³³ και Klan³⁴. Η κατανόηση αυτής της ιδιότητας παρουσιάζει έντονο επιστημονικό και βιομηχανικό ενδιαφέρον λόγω της σπουδαιότητας που συντελούν τα πτερύγια στην καθημερινότητα μας: από την λειτουργία των στροβιλομηχανών έως και την πτήση των αεροσκαφών.

Σύμφωνα με τα αποτελέσματα των εν λόγω ερευνών, προέκυψε πως μέσω της διαδικασίας της φυσικής επιλογής, και κατά το πέρασμα εκατομμυρίων χρόνων εξελικτικής διαδικασίας, η κουκουβάγια έχει αναπτύξει μια ιδιαίτερη μορφή φτερών, ξεχωριστή από τα υπόλοιπα πτηνά. Συγκεκριμένα, το χαρακτηριστικό των φτερών τους το οποίο τους προσφέρει την ιδιότητα της αθόρυβης πτήσης είναι η κυματοειδής μορφή (ή οδοντωτή) των ακμών προσβολής των φτερών, καθώς και των ακμών φυγής τους. Εξαιτίας αυτής της ιδιαιτερότητας, κατά την πτήση της κουκουβάγιας παράγονται ήχοι συχνότητας μόλις 2 kHz, ενώ η πλειοψηφία των θηραμάτων τους έχουν την ιδιότητα να αντιλαμβάνονται θηρευτές σε ένα εύρος ταχυτήτων από 2-20 kHz. Σε συνδυασμό με την νυχτερινή τους όραση, η αθόρυβη πτήση καθιστά τις γλαύκες εξαιρετικά αποτελεσματικούς κυνηγούς.

Στο σχήμα 3.2.3.1 παρουσιάζεται μια λεπτομερής φωτογραφία από την κατασκευή των φτερών όπως αυτήν παρουσιάστηκε παραπάνω. Με βάση το σχήμα, μπορεί εύκολα να διακριθεί η διαφορά των φτερών της κουκουβάγιας έναντι αυτών του περιστεριού στα οποία παρατηρείται μια ομαλότερη μορφή.



Σχήμα 3.2.3.1: Κατασκευή φτερών γλαύκας έναντι των φτερών περιστεριού παρομοίων διαστάσεων [33].

Σύμφωνα με την έρευνα των Kroeger και Lilley, προέκυψε πως οι οδοντώσεις στην ακμή προσβολής των φτερών της κουκουβάγιας συμβάλουν στην αποφυγή της αποκόλλησης της ροής η οποία θα σημειωνόταν κατά την πτήση σε υψηλές γωνίες ($>24^\circ$) σε αριθμούς Reynolds ~ 150000 . Επιπλέον, εξαιτίας αυτών των διαμορφώσεων παρατηρείται η δημιουργία περιορισμένων δινών σε κάθε οδόντωση, ενώ το οριακό στρώμα παραμένει προσκολλημένο ακόμα και σε συνθήκες στις οποίες, για άλλους τύπους φτερών, θα σημειωνόταν φαινόμενα απώλειας στήριξης. Ως μια γενική εκτίμηση η ιδιαίτερη φύση των εν λόγω φτερών οδηγεί σε μείωση των επιπέδων θορύβου έως και 20 dB.

Επιπρόσθετα, οι αυλακώσεις στην ακμή φυγής των πτερυγίων προσφέρουν στην ροή την δυνατότητα για μια ομαλή ανάμιξη του πάνω και του κάτω οριακού στρώματος, μειώνοντας ταυτόχρονα τις αστάθειες στον ομόρου. Σύμφωνα με τον Lilley, η ιδιάζουσα φύση των ακμών φυγής προσφέρει μια περαιτέρω μείωση του θορύβου κατά 6-7 dB, σε σύγκριση με φτερά άλλων πτηνών.

Επιπλέον, η εξαιρετικά μειωμένη εκπομπή θορύβου σε συχνότητες άνω των 2 kHz αποδίδεται, μεταξύ άλλων, και στην απορρόφηση της ενέργειας του οριακού στρώματος από την επιφάνεια των φτερών και των ποδιών της γλαύκας, τα οποία είναι επικαλυμμένα με μια στρώση μαλακού ινώδους υλικού.

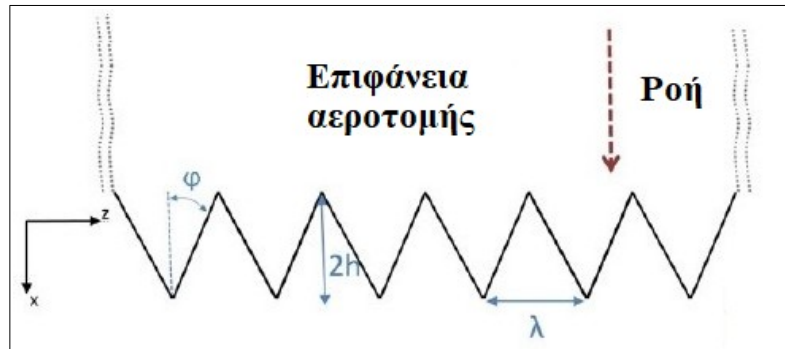
3.2.3.2) Θεωρία του Howe.

Μέχρι τις αρχές της δεκαετίας του 1970 οι οδοντώσεις στην ακμή φυγής πτερυγίων δεν είχε μελετηθεί εκτενώς, σε αντίθεση με την περίπτωση της ακμής προσβολής η οποία είχε προσελκύσει έντονο ερευνητικό ενδιαφέρον. Η πρώτη τους εφαρμογή σημειώθηκε το 1987 από τον Ver³⁵, κατά την οποία η συγκεκριμένη γεωμετρία υιοθετήθηκε στην περίπτωση της εξαγωγής αεροπορικών κινητήρων επιτυγχάνοντας μείωση επιπέδων θορύβου κατά 5 dB. Ωστόσο, η πρώτη προσπάθεια για την εύρεση ενός αναλυτικού μοντέλου ικανού να περιγράψει την αεροακουστική συμπεριφορά μιας επίπεδης πλάκας με οδοντώσεις πραγματοποιήθηκε από τον Howe το 1991^{36, 37}.

Στο σχήμα 3.2.3.2.1 παρουσιάζεται η γεωμετρία της οδοντωτής ακμής φυγής την οποία σχεδίασε ο Howe, και η οποία συνεχίζει να μελετάται έως και σήμερα. Με βάση το σχήμα μπορούν οριστούν τρεις βασικές παράμετροι:

- η απόσταση της μεταξύ της κορυφής και τη βάσης της οδόντωσης η οποία συμβολίζεται ως $2h$ [m].

- Το μήκος κύματος των οδοντώσεων το οποίο συμβολίζεται με το ελληνικό γράμμα λ [m].
- Η γωνία των οδοντώσεων η οποία συμβολίζεται με φ [°].



Σχήμα 3.2.3.2.1: Βασικές γεωμετρικές παράμετροι των οδοντώσεων ακμή φυγής στην μελέτη του Howe [36].

Με βάση την εργασία του Howe προέκυψε πως η περίπτωση κατά την οποία οι δίνες πλησιάζουν τις άκρες του σώματος σε γωνία με το μέσο ροϊκό πεδίο μεγαλύτερη των 45° αποτελεί την κυρίαρχη πηγή παραγωγής ήχου. Επομένως, για την βελτίωση της αεροακουστικής συμπεριφοράς του σώματος, γωνίες μικρότερες των 45° είναι προτιμότερες.

Πιο συγκεκριμένα, στην την έρευνα του Howe χρησιμοποιήθηκε σαν μοντέλο μια λεπτή συμπαγής πλάκα απείρου πλάτους στην οποία “συνδεόταν” μια επιπλέον πλάκα με την αντίστοιχη οδοντωτή γεωμετρία. Η μελέτη πραγματοποιήθηκε για μηδενική γωνία προσβολής σε σχετικά μικρό αριθμό Mach. Σ’αυτήν την περίπτωση το φάσμα συχνοτήτων της ακουστικής πίεσης $\Phi(\omega, \chi)$ (με χ η τοποθεσία του παρατηρητή και ω η συχνότητα σε αυτό το σημείο) από την ακμή φυγής δίδεται από την εξής σχέση:

$$\Phi \frac{(\omega, \chi)}{(\rho v^2)^2 \left(\frac{l}{c}\right) \frac{\delta}{|\chi|^2}} = \left(\frac{c_m}{\pi}\right) \sin^2\left(\frac{\theta\alpha}{2}\right) \sin\beta \Psi(\omega) \quad \text{για } |\chi| \longrightarrow \infty \quad (3.14)$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m^3].
- v η ταχύτητα τριβής ($\sim 0.03V$) [m/s].

- l το άνοιγμα της πλάκας [m].
- c η ταχύτητα του ήχου [m/s].
- δ το πάχος του οριακού στρώματος [m].
- $c_m=0.1553$ (σταθερά)
- θ_α και β οι γωνίες του παρατηρητή [°].

Επομένως το φάσμα συχνοτήτων της αδιάστατης ακουστικής πίεσης για ακμή φυγής με οδοντώσεις ορίζεται ως:

$$\Psi(\omega) = \left(1 + \frac{1}{2} \frac{\varepsilon \theta}{\theta_\varepsilon}\right) f\left(\frac{\omega \delta}{U_c}, \frac{h}{\lambda}, \frac{h}{\delta}, \varepsilon\right) \quad (3.15)$$

όπου

$$f\left(\frac{\omega \delta}{U_c}, \frac{h}{\lambda}, \frac{h}{\delta}, \varepsilon\right) = \frac{1}{AB + e^2} \frac{\left(1 + \left(64 \frac{h}{h}\right)^3 \left(\frac{\delta}{h}\right) (\cosh(C \sqrt{A + \varepsilon^2})) - \cos\left(\frac{2\omega h}{U_c}\right)\right)}{(\sqrt{A + \varepsilon^2})(AB + e^2) \sinh(C \sqrt{A + \varepsilon^2})} \quad (3.16)$$

Στην παραπάνω εξίσωση οι συντελεστές A , B , C , ε ορίζονται ως εξής:

- $A = \left(\frac{\omega \delta}{U_c}\right)^2$
- $B = 1 + \left(\frac{4h}{\lambda}\right)^2$
- $C = \frac{\lambda}{2\delta}$
- $\varepsilon = 1.33$

Για την βασική περίπτωση της αμετάβλητης ακμής φυγής χωρίς οδοντώσεις προκύπτει:

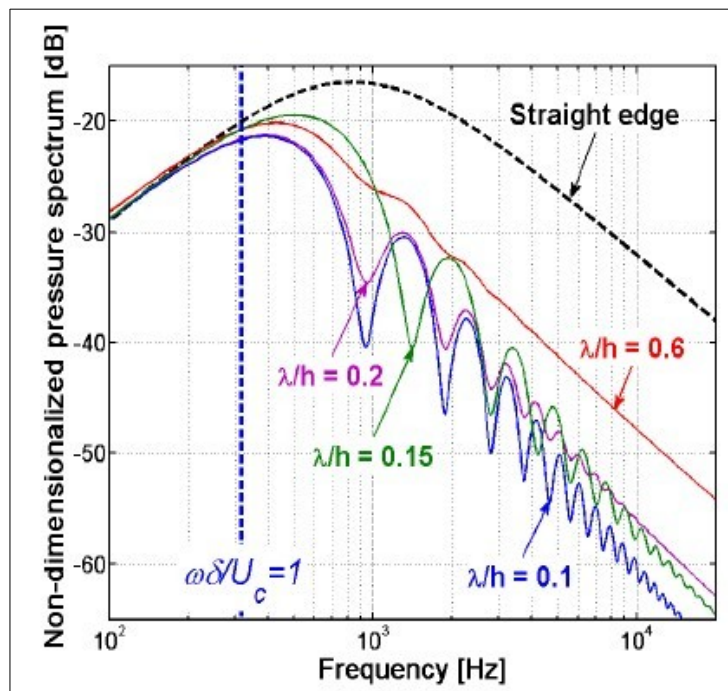
$$\Psi_o(\omega) = \frac{A}{(A + \varepsilon^2)^2} \quad (3.17)$$

Εν κατακλείδι, το αναλυτικό μοντέλο του Howe καταλήγει πως για την περίπτωση οδοντώσεων στην ακμή φυγή, σε υψηλές ακουστικές συχνότητες ($\omega h / U \gg 1$) και σύμφωνα με την συνθήκη της προαναφερθείσας γωνίας των οδοντώσεων ($\varphi \leq 45^\circ$) και $\lambda / h < 4$, είναι εφικτή η μείωσή των

παραγόμενων επιπέδων θορύβου. Η μείωση αυτήν χαρακτηρίζεται από την εξής σχέση και όσο μικρότερη είναι η γωνία φ τόσο μεγαλύτερη είναι η μείωση που επιτυγχάνεται.

$$10 \cdot \log_{10} \left(1 + \left(\frac{4h}{\lambda} \right)^2 \right) \text{dB} \quad (3.18)$$

Το σχήμα 3.2.3.2.2 απεικονίζει το φάσμα συχνοτήτων της αδιαστατοποιημένης ακουστικής πίεσης σύμφωνα με το μοντέλο του Howe. Παρουσιάζεται ένα σύνολο περιπτώσεων διαφόρων οδοντώσεων με διαφορετικά χαρακτηριστικά και συγκρίνεται η ακουστική συμπεριφορά τους με την βασική περίπτωση. Όπως θα φανεί και στην συνέχεια, οι έρευνες που πραγματοποιήθηκαν στην συνέχεια παρουσιάζουν μια απόκλιση από την συμπεριφορά που περιγράφεται από το συγκεκριμένο αναλυτικό μοντέλο. Σημειώνεται πως οι παράμετροι λ και h αναφέρονται σε γεωμετρικά χαρακτηριστικά οδόντων της ακμής φυγής και θα ορισθούν στην συνέχεια.



Σχήμα 3.2.3.2.2: Σύγκριση φάσματος συχνοτήτων αδιαστατοποιημένης ακουστικής πίεσης βασική περίπτωση και διαφόρων οδοντωτών γεωμετριών [38].

3.2.3.3) Υιοθέτηση οδοντώσεων στη γεωμετρική σχεδίαση πτερυγίων

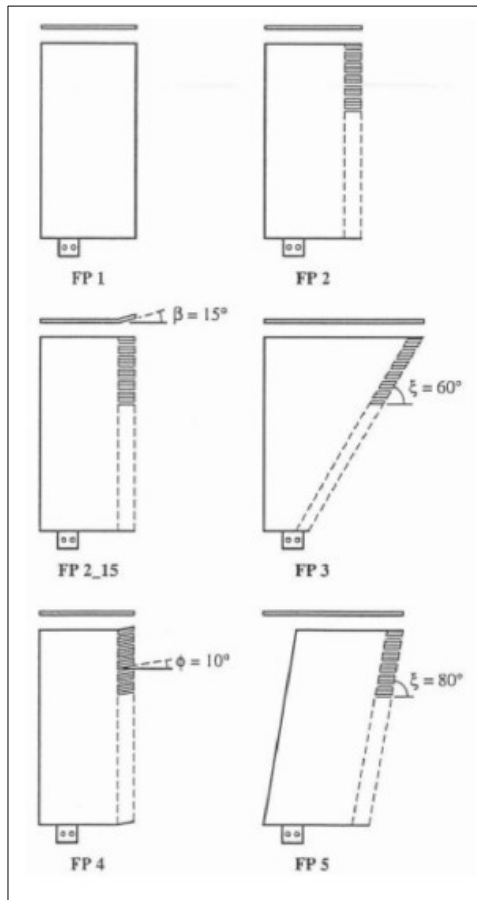
Προκειμένου να αντιμετωπιστεί το ζήτημα του αεροδυναμικού θορύβου που σχετίζεται με την αλληλεπίδραση του ρευστού με την ακμή φυγής του πτερυγίου, και ενόψει των ευρημάτων που αναφέρθηκαν παραπάνω, οι επιστήμονες και οι μηχανικοί αποφάσισαν να υιοθετήσουν τις ιδιαιτερότητες των φτερών της κουκουβάγιας και στον σχεδιασμό των πτερυγίων. Έτσι, τις τελευταίες δεκαετίες σημειώθηκε σημαντική έρευνα προκειμένου να διαπιστωθεί η βέλτιστη μορφή των οδοντώσεων της ακμής φυγής με στόχο την ελαχιστοποίηση του παραγόμενου θορύβου σε σύγχρονες εφαρμογές, όπως των αεροπορικών μεταφορών.

Παρά το πλήθος των μελετών που πραγματοποιήθηκαν, αναφορικά με την μεταβολή της αεροακουστικής συμπεριφοράς των πτερυγίων, καμία από τις έρευνες δεν κατάφερε να αναπαραξεί πλήρως τα αποτελέσματα της εργασίας του Howe.

Για παράδειγμα, στο έργο των Dassen et al³⁹, το 1996 και των Parchen et al το 1999⁴⁰, έγινε χρήση οδοντώσεων στην ακμή φυγής πτερυγίων κατά την πραγματοποίηση πειραμάτων σε αεροσήραγγα αποσκοπώντας στην μείωση του αεροδυναμικού ήχου. Κοινό συμπέρασμα όλων των παραπάνω ερευνών ήταν πως η υιοθέτηση αυτής της γεωμετρικής διάταξης οδηγεί αφενός στην μείωση του θορύβου έως και κατά 5 dB στο εύρος υψηλών συχνοτήτων, αφετέρου στην αύξηση θορύβου τονικού χαρακτήρα.

Στην έρευνα των Dassen et al διερευνήθηκε η συσχέτιση οδοντώσεων στην ακμή φυγής πτερυγίων με τον παραγόμενο θόρυβο. Στο πλαίσιο της χρησιμοποιήθηκαν 8 αεροτομές και 6 επίπεδες πλάκες με μήκος χορδής 250mm και διαφορετική γεωμετρία στην διεξαγωγή πειραμάτων. Στο σχήμα 3.2.3.2.1 παρουσιάζονται ορισμένες εκ των μελετούμενων γεωμετριών.

Η συγκεκριμένη έρευνα κατέληξε στο συμπέρασμα πως η ύπαρξη οδοντώσεων οδήγησαν στην μείωση των επιπέδων θορύβου τόσο στην περίπτωση των αεροτομών όσο και στην περίπτωσή των πλακών.



Σχήμα 3.2.3.2.1: Παραδείγματα χρησιμοποιούμενων γεωμετριών στην έρευνα των Dassen et al^[39].

Μια άλλη μελέτη στην οποία χρησιμοποιήθηκαν οδοντώσεις στην ακμή φυγής για την ελαχιστοποίηση του θορύβου, για την περίπτωση των πτερυγίων ανεμογεννητριών, πραγματοποιήθηκε στο πλαίσιο του έργου STENO (Serrated Trailing Edge Noise), σκοπός της οποίας ήταν η επαλήθευση θεωρητικών μοντέλων δισδιάστατων αεροτομών μέσω της διεξαγωγής πειραμάτων σε τρισδιάστατα μοντέλα. Μεταξύ των αποτελεσμάτων της έρευνας, προέκυψε πως η ύπαρξη οδοντώσεων οδήγησε στην μείωση κατά 2 dB του παραγόμενου θορύβου στις μικρές συχνότητες ενώ είχε το αντίθετο αποτέλεσμα στις υψηλές.

Στις έρευνες των Oerlemans et al^[41], όπου έγινε χρήση μιας ανεμογεννήτριας με διάμετρο πτερυγίων 94m, διερευνήθηκε η χρήση των οδοντώσεων και της βελτιστοποίησης σχήματος αεροτομής για μείωση του θορύβου που συσχετίζεται με την αλληλεπίδραση της ροής και της ακμής φυγής πτερυγίων ανεμογεννήτριας. Ως αεροτομή επιλέχθηκε η NACA-64418. Στο πλαίσιο της μελέτης ένα πτερύγιο βελτιστοποιήθηκε για αεροδυναμική, ένα για μείωση του θορύβου στην ακμή φυγής με την χρήση οδοντώσεων, ενώ ένα τρίτο πτερύγιο δεν υπέστη καμία μεταβολή και

χρησιμοποιήθηκε ως βασική περίπτωση για σύγκριση. Η μελέτη κατέληξε σε μια συνολική μείωση θορύβου στην ακμή φυγής κατά 3,2 dB παρουσιάζοντας μέγιστη μείωση θορύβου κατά 5 dB έως και τα 1 kHz. Οι οδοντώσεις έδειξαν περαιτέρω μειώσεις περίπου 2-3 dB. Ωστόσο, παρατηρήθηκε επίσης σημαντική αύξηση του θορύβου υψηλής συχνότητας η οποία αποδόθηκε σε λανθασμένη ευθυγράμμιση των οδοντώσεων με το ροικό πεδίο. Στο σχήμα 3.2.3.2.2 παρουσιάζεται μια φωτογραφία από ένα πτερύγιο ανεμογεννήτριας που χρησιμοποιήθηκε στην συγκεκριμένη έρευνα.

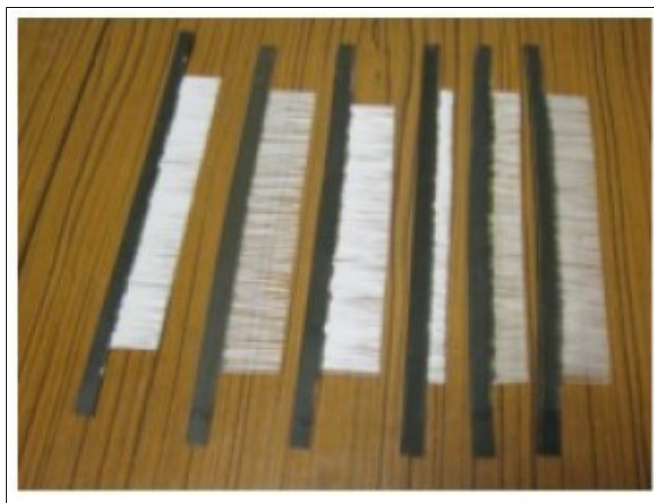


Σχήμα 3.2.3.2.2: Πτερύγιο ανεμογεννήτριας με οδοντωτές προσθήκες στην ακμή φυγής στις έρευνες των Oerlemans et al^[41].

Το 2006 σε πειράματα που πραγματοποίησε ο Herr⁴², χρησιμοποίησε μια προσθήκη η οποία διέθετε μια βούρτσα την οποία και προσέθετε σε μια επίπεδη συμπαγής πλάκα. Η συγκεκριμένη βούρτσα, η οποία αποτελούταν από μια σειρά ισομηκών, χοντρών ινών από προπυλένιο, είχε ως στόχο να προσομοιώσει μια ακραία περίπτωση οδοντωτής γεωμετρίας με μήκος κύματος λ περίπου ίσο με το 0. Σύμφωνα με τα ευρήματα της συγκεκριμένης έρευνας, σημειώθηκε μείωση των επιπέδων του παραγόμενου ήχου από 1 έως 16kHz κατά 2 με 10 dB. Τα πειράματα της έρευνας πραγματοποιήθηκαν σε διάφορους τύπους βουρτσών, διαφορετικού υλικού και πάχους της ίνας, και προέκυψε πως αύξηση του πάχους των ινών οδηγούσε στην μεγαλύτερη μείωση του θορύβου. Συγκεκριμένα, η μείωση των ευρυζωνικών επιπέδων θορύβου εμφανίστηκαν για ένα εύρος του αριθμού Strouhal από 0.02-0.2, ενώ για St.0.2 παρατηρήθηκε μια σχετική αύξηση.

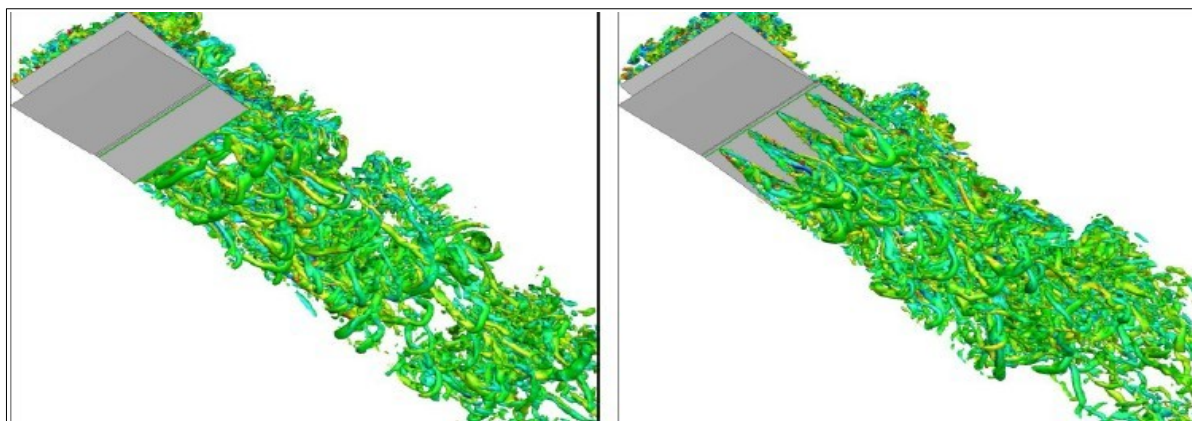
Παρόμοια έρευνα πραγματοποιήθηκε και το 2010 από τους Finez et al⁴³, στην οποία χρησιμοποιήθηκαν προθήκες με βούρτσα όπως την παραπάνω σε μια καμπυλωτή αεροτομή NACA

65(12)-10. Οι μειώσεις οι οποίες επιτεύχθηκαν σε αυτήν την περίπτωση ήταν της τάξης των 3 dB σε ένα εύρος συχνοτήτων από 200 Hz-2000Hz. Στο σχήμα 3.2.3.2.3 παρουσιάζονται διάφορες περιπτώσεις προσθήκες με βούρτσα η οποίες χρησιμοποιήθηκαν στην συγκεκριμένη μελέτη. Παρόμοιες ήταν και αυτές της προηγούμενης.



Σχήμα 3.2.3.2.3: Προσθήκες με βούρτσα από το έργο των Finez et al [43].

Ενδιαφέρον παρουσιάζει η έρευνα των Jones και Sandberg⁴⁴ οι οποίοι επιχειρήσαν να μελετήσουν αριθμητικά την επίδραση των οδοντώσεων, κάνοντας χρήση άμεσης αριθμητικής προσομοίωσης (Direct Numerical Simulation ή DNS). Επίκεντρο της μελέτης τους υπήρξε η συμμετρική αεροτομή NACA0012 στην οποία πρόσθεταν είτε μια επίπεδη πλάκα στην ακμή φυγής είτε μια προσθήκη με οδοντωτή γεωμετρία. Οι προσομοιώσεις τους πραγματοποιήθηκαν για γωνία προσβολής 5° για διαφορετικά μήκη οδόντων. Σύμφωνα με τις αναλύσεις τους, αύξηση του μήκους των οδόντων συσχετίζεται με μείωση των επιπέδων θορύβου κατά 6-10 dB για αριθμό Strouhal > 5. Επιπρόσθετα, μικρότερες οδοντώσεις οδηγούσαν αφενός σε μια μικρή μείωση του θορύβου για αριθμό Strouhal $5 < St < 20$, αφετέρου σε μια αύξηση αυτού για $St > 20$. Στο σχήμα 3.2.3.2.4 απεικονίζεται η ισοεπιφάνεια των τυρβωδών ροϊκών δομών μετά το πέρας της ακμής φυγής για την περίπτωση της αεροτομής με μια επίπεδη πλάκα και για μια περίπτωση με μια οδοντωτή γεωμετρία.

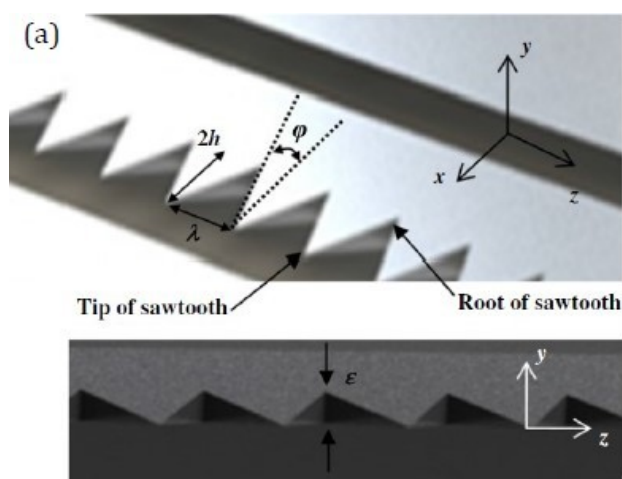


Σχήμα 3.2.3.2.4: Τυρβώδεις δομές για την περίπτωση της αεροτομής με μια επίπεδη πλάκα και για μια περίπτωση με μια οδοντωτή γεωμετρία [44].

Μια ενδιαφέρουσα παρατήρηση με βάση τα παραπάνω σχήματα είναι τάση εμφάνισης δινών πεταλοειδούς μορφής στην περίπτωση με τις οδοντώσεις.

Κοινό χαρακτηριστικό όλων των προηγούμενων μελετών ήταν η χρήση μιας προσθήκης, είτε επίπεδης είτε με οδοντώσεις, στην ακμή φυγής του υπό μελέτη πτερυγίου. Όπως είναι λογικό, μια τέτοια σύνδεση παρουσιάζει αρκετούς σχεδιαστικούς και λειτουργικούς περιορισμούς για την μετέπειτα χρήση και αξιοποίηση της γεωμετρίας.

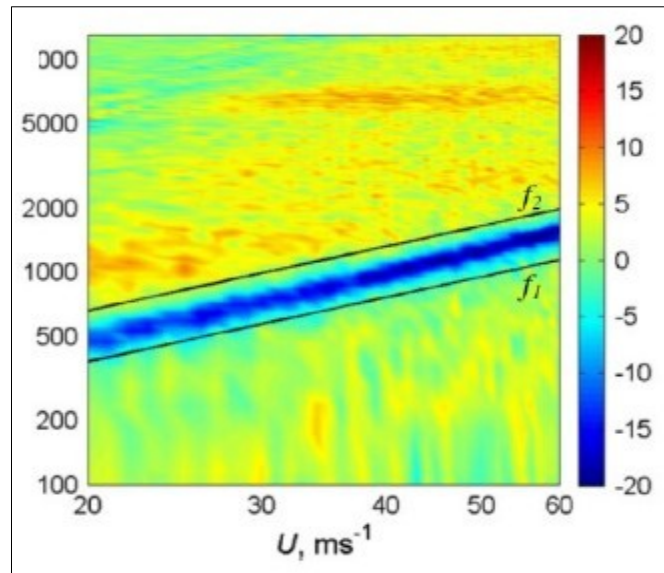
Το 2013 προτάθηκε από τους Chong et al^{45,46} μια εναλλακτική γεωμετρία στις οποίες το σύνολο των οδοντώσεων ήταν κατεργασμένες απευθείας στην ακμή φυγής του πτερυγίου. Κατά αυτόν τον τρόπο επιτυγχάνεται η κατασκευή ενός πιο στιβαρού σώματος, συγκριτικά με τις προαναφερθείσες περιπτώσεις, γεγονός που το καθιστά πιο αξιοποιήσιμο σε βιομηχανικές εφαρμογές. Ένα παράδειγμα μια τέτοιας γεωμετρίας παρουσιάζεται στο σχήμα 3.2.3.2.5.



Σχήμα 3.2.3.2.5: Γεωμετρία πτερυγίου που χρησιμοποιήθηκε στην έρευνα των Chong et al [45].

Στο σχήμα 3.2.3.2.6 παρουσιάζονται τα ακουστικά αποτελέσματα της συγκεκριμένης έρευνας μέσω της σύγκρισης ενός πτερυγίου με οδοντώσεις στην ακμή φυγής και ενός πτερυγίου αμετάβλητης γεωμετρίας. Συγκεκριμένα αρνητικές τιμές του Δ SPL φανερώνουν αύξηση των επιπέδων θορύβου, ενώ θετικές υποδηλώνουν μείωση. Όπως γίνεται αντιληπτό από το συγκεκριμένο σχήμα επιτεύχθηκε μείωση κατά 7-8 dB των επιπέδων θορύβου. Ωστόσο, αύξηση σημείωσε ο θόρυβος ο οποίος οφείλεται στην περιδίνηση της ροής λόγω της αμβλύτητας που συναντάται στην βάση των οδοντώσεων (όπως απεικονίζεται στο σχήμα μεταξύ των f1 και f2). Σύμφωνα με τα αποτελέσματα της μελέτης, οδοντώσεις με μεγαλύτερη γωνία οδηγούν σε μείωση

του σχετικού θορύβου, γεγονός που οφείλεται στην μείωση του μήκους της αμβλύτητας στην βάση των οδοντώσεων της ακμής φυγής. Μια επιπλέον δοκιμή η οποία πραγματοποιήθηκε ήταν η επικάλυψη των κενών με ένα συρμάτινο πλέγμα, προκειμένου να ελαχιστοποιηθεί ο σχετικός θόρυβος. Σε αυτήν την περίπτωση παρατηρήθηκε η εμφάνιση ενός αεροδυναμικού θορύβου υψηλής συχνότητας ο οποίος πιθανόν να οφείλεται στην επιφανειακή τραχύτητα του σύρματος.



Σχήμα 3.2.3.2.6: Σύγκριση θορύβου της βασικής γεωμετρίας με την οδοντωτή ακμή φυγής [45].

Πρέπει να σημειωθεί πως σε όλες τις προαναφερθείσες περιπτώσεις, οι προβλεπόμενες μειώσεις των επιπέδων του αεροδυναμικού θορύβου υστερούσαν αρκετά σε σχέση με τις προβλέψεις του αναλυτικού μοντέλου του Howe. Επιπλέον, στο σύνολό των πειραματικών μελετών που διεξήχθησαν για πτερύγια με προσθήκη οδοντωτών γεωμετριών παρατηρήθηκε μια αύξηση του θορύβου σε συγκεκριμένες περιπτώσεις. Επομένως, καθίσταται εμφανές πως υπάρχει η ανάγκη για περαιτέρω ανάλυση και μελέτη των μηχανισμών που σχετίζονται με παραγωγή αεροδυναμικού ήχου και την συσχέτιση τους με την μορφολογία της ακμής φυγής των πτερυγίων.

Κεφάλαιο 4) Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής και αεροακουστικής και προετοιμασία των υπολογιστικών αναλύσεων

Ο σκοπός του συγκεκριμένου κεφαλαίου είναι διττός: αφενός πραγματοποιείται μια σύντομη παρουσίαση των βασικών αρχών που διέπουν την υπολογιστική ρευστομηχανική και την αεροακουστική, και επεξηγείται ο τρόπος με τον οποίο αντιμετωπίζεται οι εν λόγω εξισώσεις από τα διάφορα υπολογιστικά προγράμματα λογισμικού. Αφετέρου, περιγράφεται η διαδικασία με την οποία σχεδιάστηκαν οι διάφορες αναλύσεις (γεωμετρία, οριακές συνθήκες, μοντέλο τύρβης, παράμετροι επιλύτη κλπ), οι εξεταζόμενες περιπτώσεις και τα επιθυμητά αποτελέσματα.

4.1) Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής και αεροακουστικής

4.1.1) Θεωρητικό υπόβαθρο μηχανικής ρευστών.

Η μηχανική των ρευστών αποτελεί έναν κλάδο της κλασικής μηχανικής ο οποίος ασχολείται με την μελέτη της συμπεριφοράς των ρευστών. Διακρίνεται σε δύο βασικές κατηγορίες: την στατική των ρευστών, αντικείμενο της οποίας είναι τα ρευστά τα οποία βρίσκονται σε ισορροπία και την δυναμική των ρευστών, η οποία μελετά τα ρευστά εν κίνησει.

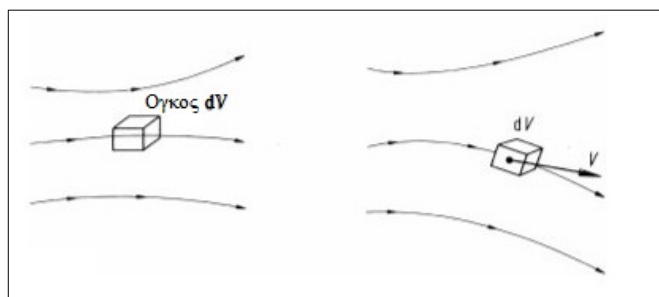
Ως επιστήμη, η μηχανική των ρευστών ανέκαθεν συνόδευε το ανθρώπινο γένος κατά το πέρασμα των αιώνων. Ήδη από τα μέσα του 2^{ου} αιώνα π.Χ ο Αρχιμήδης διατύπωσε την έννοια της άνωσης, την οποία μελέτησε πειραματικά σε ένα σύνολο επιπλεόντων και βυθισμένων αντικειμένων. Κατά τα μέσα του 15^{ου} αιώνα, ο Leonardo Da Vinci διατύπωσε την εξίσωση της διατήρησής της μάζας για μονοδιάστατη στρωτή ροή, ενώ κατά τον 17^ο αιώνα ο Isaac Newton παρουσίασε τους νόμους της κίνησης καθώς και την έννοια του ιξώδους για γραμμικά (νευτώνεια) ρευστά. Ο Leonhard Euler πρώτος ανέπτυξε τόσο την διαφορική όσο και την ολοκληρωτική μορφή των εξισώσεων κίνησης, ενώ ο λόρδος Rayleigh πρώτος πρότεινε την ιδέα της αδιάστατης ανάλυσης. Ο Claude-Louis Navier και ο George Gabriel Stokes ενσωμάτωσαν στις εξισώσεις κίνησής όρους τύρβης για νευτώνεια υγρά, διαμορφώνοντας έτσι το σύνολο των βασικότερων εξισώσεων για την μηχανική των ρευστών. Τέλος, ο Ludwig Prandtl σχετικά πρόσφατα (μέσα του 19^{ου}) παρουσίασε την έννοια του οριακού στρώματος για την περίπτωση των ρευστών χαμηλού ιξώδους (όπως ο αέρας).

Γενικότερα, η επιστήμη της μηχανικής των ρευστών παρουσιάζει χρήσιμες εφαρμογές σε ένα τεράστιο εύρος πτυχών της ανθρώπινης καθημερινότητας, όπως στην ναυσιπλοΐα, την αεροναυπηγική και την αεροδιαστημική, τον σχεδιασμό στροβιλομηχανών και κινητήρων εσωτερικής καύσης. Επιπρόσθετα, η μελέτη των ρευστών βρίσκει εφαρμογές και σε τομείς όπως η εμβιομηχανική και η βιοϊατρική μηχανική, η μεταφορά αέριων ρύπων στην ατμόσφαιρα ή λημμάτων στο υπέδαφος και σε βιομηχανικές εφαρμογές (πχ άντληση πετρελαίου).

Η ακρογωνιαία λίθος της μηχανικής των ρευστών είναι οι εξισώσεις συνέχειας, της διατήρησης της ορμής και της διατήρησης της ενέργειας⁴⁷. Αυτές οι τρεις εξισώσεις αποτελούν την μαθηματική διατύπωση τριών βασικότερων φυσικών εννοιών, με βάση τις οποίες είναι δομημένος ο συγκεκριμένος κλάδος. Αυτές οι έννοιες είναι:

- Η μάζα σε ένα κλειστό σύστημα διατηρείται αμετάβλητη.
- Η ενέργεια δεν μπορεί ούτε να καταστραφεί ούτε να παραχθεί, παρά μόνο να αλλάξει μορφή.
- Ο δεύτερος νόμος του Νεύτωνα σύμφωνα με τον οποίο το σύνολο των εξωτερικών δυνάμεων ενός σώματος ισούται με την χρονική μεταβολή της ορμής του ($F=ma$)

Στην συνέχεια θα διατυπωθούν οι μαθηματικές εκφράσεις των παραπάνω εξισώσεων. Σημειώνεται πως για την διατύπωση τους θεωρείται στοιχείο ρευστού απειροελάχιστου μεγέθους και διαφορικού όγκου dV . Το συγκεκριμένο στοιχείο μπορεί είτε να είναι ακίνητο, και να μελετάται το σύνολο του ρευστού το οποίο το διαπερνά (προσέγγιση κατά Euler), είτε να κινείται (προσέγγιση κατά Lagrange). Μέσω της εφαρμογής των παραπάνω φυσικών εννοιών στο συγκεκριμένο απειροελάχιστο σώμα, μπορούν να παραχθούν οι 3 βασικές εξισώσεις της μηχανικής των ρευστών (σε διαφορική μορφή). Στο σχήμα 4.1 παρουσιάζεται το στοιχείο ρευστού απειροελάχιστου όγκου το οποίο είναι απαραίτητο για την μαθηματική ανάλυση.



Σχήμα 4.1: Σωματίδιο απειροελάχιστου μεγέθους [⁴⁸].

Η εξίσωση συνέχειας (ή αρχή διατήρησης της μάζας).

Στον κλάδο της μηχανικής των ρευστών η εξίσωση συνέχειας ορίζει πως ο ρυθμός εισροής της μάζας σε ένα σύστημα πρέπει να είναι πάντα ίσος με το άθροισμα του ρυθμού εξόδου της μάζας από αυτό και της συγκέντρωσης της μάζας στο εσωτερικό του συστήματος. Μαθηματικά το παραπάνω διατυπώνεται ως εξής:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V}) = 0 \quad (4.1)$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m^3]
- t ο χρόνος στον οποίο αναφέρεται η εξίσωση [s]
- \vec{V} το διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου ροής [m/s]

Στην παραπάνω εξίσωση ο πρώτος αναφέρεται στην συσσώρευση/απώλεια της μάζας στο εσωτερικό του υπό μελέτη συστήματος, ενώ ο δεύτερος όρος αναφέρεται στην διαφορά της εισροής και της εκροής. Στην περίπτωση που το σύστημα είναι ασυμπίεστο (όποτε η πυκνότητα ρ παραμένει αμετάβλητη), η εξίσωση (4.1) γράφεται ως:

$$\nabla \vec{V} = 0 \quad (4.2)$$

Αρχή διατήρησης της ορμής.

Σύμφωνα με την αρχή διατήρησης της ορμής η μεταβολή της ορμής ενός σώματος (στην περίπτωση μας ενός απειροστού όγκου) αποτελεί το άθροισμα των μεταβολών της πίεσης, των δυνάμεων ιξώδους του ρευστού, της βαρύτητας και άλλων εξωτερικών δυνάμεων. Επί της ουσίας η αρχή διατήρησης της ορμής πρόκειται για την άμεση εφαρμογή του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα στα ρευστά. Μαθηματικά τα παραπάνω ορίζονται ως εξής (για την περίπτωση ασυμπίεστης, μόνιμης ροής):

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla} P + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (4.3)$$

όπου:

- P η πίεση του ρευστού [Pa]
- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- g η επιτάχυνση της βαρύτητας [m/s²]
- μ το δυναμικό ιξώδες του ρευστού [Pa s]

Το παραπάνω σύνολο διαφορικών εξισώσεων είναι επίσης γνωστό ως οι εξισώσεις Navier-Stokes και η αναλυτική τους επίλυση είναι πρακτικά αδύνατη στην συντριπτική πλειοψηφία των περιπτώσεων. Αν και η πρακτική τους αξιοποίηση βρίσκει ένα τεράστιο πλήθος εφαρμογών, η θεωρητική τους κατανόηση υστερεί. Παρουσιάζουν τόσο έντονο ενδιαφέρον, από την οπτική των θεωρητικών μαθηματικών, που συγκαταλέγονται στα διασημότερα άλτα μαθηματικά προβλήματα της εποχής μας και το μαθηματικό ινστιτούτο Clay προσφέρει βραβείο \$1.000.000 σε όποιον συμβάλει στην καλύτερη κατανόηση τους.

Αρχή διατήρησης της ενέργειας.

Σύμφωνα με το πρώτο θερμοδυναμικό αξίωμα η ολική ενέργεια ενός συστήματος δεν μπορεί ούτε να καταστραφεί ούτε να δημιουργηθεί εκ νέου, παρά να αλλάξει μορφή. Η μαθηματική διατύπωση της παραπάνω σχέσης είναι ως εξής:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}[\rho(e + \frac{V^2}{2})] + \nabla \cdot [\rho(e + \frac{V^2}{2})\vec{V}] = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x}(k \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(k \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z}(k \frac{\partial T}{\partial z}) \\ - \frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} + \frac{\partial(ut_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(ut_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(ut_{zz})}{\partial z} \\ + \frac{\partial(vt_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(vt_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(vt_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial(wt_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(wt_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(ut_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{V} \end{aligned} \quad (4.4)$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- T η θερμότητα του ρευστού [K]
- e η εσωτερική ενέργεια του ρευστού [J]
- V η ταχύτητα του ρευστού [m/s]

- Ο τανυστής τάσης τυρβώδους ροής.

4.1.2) Βασικό υπόβαθρο της αεροακουστικής.

Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, ο τομέας της αεροακουστικής επιστήμης είναι άρρηκτα συνδεδεμένος με την μηχανική των ρευστών. Ένας μεγάλος αριθμός θορύβων παράγεται και διαδίδεται μέσω της ροής ρευστών. Επομένως, η κατανόηση αυτών των ακουστικών φαινομένων σχετίζεται άμεσα με την κατανόηση του ρευστομηχανικού χαρακτήρα ενός προβλήματος. Η κύρια πρόκληση που παρουσιάζεται κατά την πραγματοποίηση αεροακουστικών αναλύσεων οφείλεται στο γεγονός πως οι αεροδυναμικά παραγόμενοι ήχοι διαθέτουν κατά πολύ μικρότερη ποσότητα ενέργειας από ότι την ενέργεια των ρευστών. Μια επιπρόσθετη δυσκολία αυτών των προβλημάτων σχετίζεται με την δυσκολία της μοντελοποίησης της τύρβης του ίδιου του ροικού πεδίου.

Δεδομένης της ευρείας εφαρμοσιμότητας αυτού του τομέα στην καθημερινότητα, και εξαιτίας των δυσκολιών που παρουσιάζονται, έχουν προταθεί τις τελευταίες δεκαετίες διάφορες υπολογιστικές προσεγγίσεις, η κάθε μία με διαφορετικό κόστος και αξιοπιστία. Ορισμένες από τις βασικότερες μεθόδους που δύναται να χρησιμοποιηθούν στον τομέα της υπολογιστικής αεροακουστικής είναι οι εξής:

- **Απευθείας μέθοδος (Direct method)**, κατά την οποία πραγματοποιείται υπολογισμός της γένεσης και της διάδοσης του θορύβου ταυτόχρονα με την προσομοίωση του ρευστομηχανικού πεδίου. Συνήθως, αυτήν η μέθοδος κάνει χρήση άμεσης αριθμητικής προσομοίωσης (Direct Numerical Simulation ή DNS) κατά την οποία δεν χρησιμοποιείται κάποιο μοντέλο τύρβης με αποτέλεσμα να απαιτείται ο πλήρης προσδιορισμός της χωρικής και χρονικής κλίμακας της τύρβης. Η συγκεκριμένη μέθοδος απαιτεί ένα λεπτομερέςτατο υπολογιστικό πλέγμα και χαρακτηρίζεται από ένα εξαιρετικά υψηλό και απαγορευτικό υπολογιστικό και χρονικό κόστος. Επομένως, χαρακτηρίζεται ως μια μη βιώσιμη λύση για το σύνολο των περιπτώσεων.
- **Υβριδική προσέγγιση (Hybrid Approach)**, η οποία αποτελεί μια πιο εφικτή προοπτική σε σχέση με την προηγούμενη. Σ' αυτήν την περίπτωση γίνεται χρήση δύο διαφορετικών επιλυτών. Συγκεκριμένα, αρχικά χρησιμοποιείται ένας επιλυτής προκειμένου να προσδιοριστεί το ρευστοδυναμικό πεδίο στην περιοχή ενδιαφέροντος και να υπολογιστούν οι ηχητικές πηγές. Ο συγκεκριμένος επιλυτής, ανάλογα με τις υπολογιστικές υποδομές και τα επιθυμητά αποτελέσματα, μπορεί να κάνει χρήση

κάποιου από τα γνωστά μοντέλα τύρβης στο πλαίσιο μεθόδων URANS, ή LES. Μετά το πέρας του πρώτου σταδίου, χρησιμοποιείται ένας δεύτερος επιλυτής, στόχος του οποίου είναι να επιλύσει το κομμάτι της ακουστικής διάδοσης μέσα την περιοχή ενδιαφέροντος. Η διάδοση του αεροδυναμικού ήχου γίνεται μέσω της χρήσης διαφόρων ακουστικών αναλογιών, ορισμένες από τις οποίες θα παρουσιαστούν στην συνέχεια. Η συγκεκριμένη μεθοδολογία, όπως είναι αναμενόμενο, είναι και αυτήν που χρησιμοποιήθηκε και στην παρούσα διπλωματική.

Οι βασικότερες ακουστικές αναλογίες, οι οποίες χρησιμοποιούνται ευρύτατα στον τομέα της υπολογιστικής αεροακουστικής ανήκουν στην κατηγορία των ολοκληρωτικών αναλογιών. Αυτές οι αναλογίες ονομάζονται έτσι επειδή η γενική λύση η οποία χαρακτηρίζει την διάδοση του κύματος στον χώρο μπορεί να γραφτεί ως ένα ολοκλήρωμα όλων των υπαρχουσών πηγών. Όπως αναφέρθηκε, οι διάφορες ακουστικές πηγές πρέπει να έχουν προσδιοριστεί πριν από την πραγματοποίηση μιας ρευστοδυναμικής ανάλυσης. Το ολοκλήρωμα αυτό λαμβάνεται για το σύνολο των ακουστικών πηγών και καταλήγει στον υπολογισμό ενός σήματος στη θέση του θεωρούμενου παρατηρητή.

Ορισμένες από τις βασικότερες ακουστικές ολοκληρωτικές αναλογίες είναι οι εξής:

- Η αναλογία του Lighthill, η οποία θεωρεί μια ελεύθερη ροή όπου οι χρονικά μεταβαλλόμενες διακυμάνσεις του ροϊκού πεδίου προσομοιώνονται με μια τετραπολική ακουστική πηγή. Η συγκεκριμένη αναλογία βρίσκει ιδιαίτερη εφαρμογή στην περίπτωση των στροβιλοαντιδραστήρων.
- Η αναλογία του Curle η οποία βασίζεται στην προηγούμενη αναλογία, με την προσθήκη επιπλέον όρων προκειμένου να θεωρηθεί μια ακίνητη σκληρή επιφάνεια στο εσωτερικό της ελεύθερης ροής.
- Η αναλογία του Ffowcs Williams-Hawkings, η οποία προορίζεται για την περίπτωση όπου οι αεροακουστικές πηγές βρίσκονται σε σχετική κίνηση με ένα στέρεο σώμα στο εσωτερικό της ροής.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία γίνεται χρήση της τελευταίας αναλογίας, η οποία θα παρουσιαστεί συνοπτικά στην συνέχεια.

Σημειώνεται πως εκτός από ολοκληρωτικές ακουστικές αναλογίες, υπάρχουν και επιπλέον αναλογίες όπως: οι γραμμικοποιημένες εξισώσεις κατά Euler, οι εξισώσεις ακουστικών διαταραχών και οι ψευδοφασματικές μέθοδοι.

Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H)

Η συγκεκριμένη εξίσωση αποτελεί ένα παράδειγμα ολοκληρωτικής ακουστικής αναλογίας. Διατυπώθηκε για πρώτη φορά από τους John Ffowcs Williams και τον David L. Hawkings το 1969 και περιγράφει την παραγωγή αεροδυναμικού θορύβου σε ένα ρευστό παρουσία ενός κινούμενου στερεού σώματος. Επομένως, η συγκεκριμένη μεθοδολογία βρίσκει ευρεία εφαρμογή σε αρκετούς τομείς της σύγχρονης μηχανικής όπως είναι και η περίπτωση των πτερυγίων των στροβιλομηχανών. Είναι βασισμένη στην ακουστική αναλογία και αποτελεί μια γενίκευση της εξίσωσης του Lighthill για την παραγωγή θορύβου σε jet (η οποία παρουσιάστηκε συνοπτικά σε προηγούμενο κεφάλαιο).

Η εξίσωση των FW-H διατυπώνεται ως εξής⁴⁹:

$$\frac{1}{a_o} \frac{\partial^2(\rho - \rho_o)}{(\partial t^2)} - \nabla^2(\rho - \rho_o) = \frac{\partial}{\partial t}[Q_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i}[L_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}[T_{ij} H(f)] \quad (4.5)$$

όπου:

- ο όρος $\rho - \rho_o$ αναφέρεται στην διακύμανση της πυκνότητας του ρευστού [kg/m^3]
- x_{ij} οι συντεταγμένες του παρατηρητή [m]
- $\delta(f)$ η συνάρτηση dirac
- $H(f)$ η βηματική συνάρτηση Heaviside
- T_{ij} ο τανυστής τάσεων του Lighthill ο οποίος ορίζεται ως εξής:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_o^2 (\rho - \rho_o) \delta_{ij} \quad (4.6)$$

- Το Q_n ορίζεται ως:

$$Q_n = [\rho_o V_i + \rho (u_i - v_i)] \quad (4.7)$$

- ενώ το L_i ορίζεται ως:

$$L_i = [P_{ij} + \rho u_i (u_j - v_j)] \quad (4.8)$$

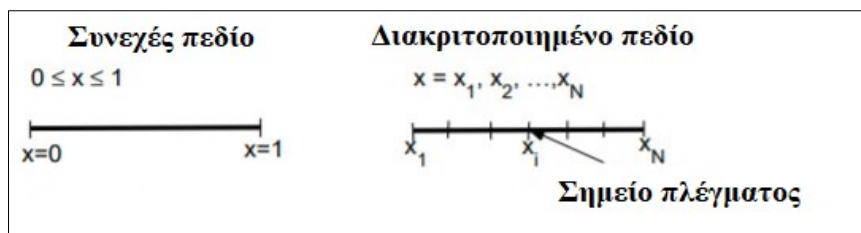
- Τέλος ο όρος P_{ij} ονομάζεται τανυστής τάσεων συμπίεστος και ορίζεται ως:

$$P_{ij} = \rho \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (4.9)$$

4.1.3) Μέθοδος πεπερασμένων όγκων.

Το σύνολο των παραπάνω εξισώσεων αποτελούν παράδειγμα μη γραμμικών διαφορικών εξισώσεων. Πρακτικά, αυτό σημαίνει πως για την συντριπτική πλειοψηφία των σύγχρονων μηχανικών εφαρμογών δεν είναι εφικτή η αναλυτική επίλυση τους. Ωστόσο, μέσω της χρήσης της τεχνολογίας των υπολογιστών και σε συνδυασμό με τις αριθμητικές μεθόδους, είναι εφικτή η ικανοποιητική τους προσέγγιση. Αυτός είναι και ο σκοπός της υπολογιστικής ρευστομηχανικής, της υπολογιστικής αεροακουστικής και γενικότερα του συνόλου των υπολογιστικών μεθόδων.

Η θεμελιώδης προσέγγιση των υπολογιστικών μεθόδων είναι η αντικατάσταση του συνεχούς πεδίου του υπό μελέτη προβλήματος από ένα διακριτοποιημένο πεδίο, κάνοντάς χρήση ενός πλέγματος. Κατά αυτόν τον τρόπο οι παραπάνω διαφορικές εξισώσεις προσεγγίζονται για κάθε κελί του πλέγματος δημιουργώντας ένα σύστημα αλγεβρικών εξισώσεων. Στο σχήμα 4.1.3.1 παρουσιάζεται η μετατροπή του συνεχούς χώρου ενός μονοδιάστατου προβλήματος σε ένα διακριτοποιημένο σύστημα.



Σχήμα 4.1.3.1: Διακριτοποίηση συνεχούς μονοδιάστατου χώρου.

Οι πιο συνήθεις μέθοδοι διακριτοποίησης είναι: η μέθοδος πεπερασμένων διαφορών (Finite Difference Method ή FDM), η μέθοδος πεπερασμένων όγκων (Finite Volume Method ή FMV) και η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων (Finite Element Method ή FEM). Δεδομένου πως τόσο το Fluent της ANSYS όσο και το OpenFoam κάνουν χρήση της μεθόδου πεπερασμένων όγκων θα πραγματοποιηθεί μια συνοπτική παρουσίαση των θεμελιωδών αρχών αυτής της μεθόδου.

Μέθοδος πεπερασμένων όγκων (FMV).

Η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων αποτελεί την πιο διαδεδομένη μέθοδο διακριτοποίησης στην υπολογιστική μηχανική ρευστών. Θεωρώντας μια βαθμωτή ποσότητα φ (πχ πίεση ή κινητική ενέργεια του ρευστού) η εξίσωση διατήρησης της μπορεί να γραφτεί ως:

$$\frac{\partial(\rho u_j \varphi)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma \frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right] + q_\varphi \quad (4.10)$$

ή σε διανυσματική μορφή:

$$\nabla(\rho \vec{u} \varphi) = \nabla(\Gamma \nabla \varphi) + q_\varphi$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m^3].
- u_j η ταχύτητα μεταφοράς του μεγέθους φ [m/s].
- q_φ μια πηγή (ή καταβόθρα) του μεγέθους φ .

Στην μέθοδο των πεπερασμένων όγκων γίνεται χρήση της ολοκληρωτικής μορφής της εξίσωσης 4.10:

$$\oint_{\partial \Omega} \rho \varphi \vec{u} \cdot \vec{n} \, dS = \oint_{\partial \Omega} \Gamma \nabla \varphi \cdot \vec{n} \, dS + \int_{\Omega} q_\varphi \, d\Omega \quad (4.11)$$

Η παραπάνω εξίσωση εφαρμόζεται στα διακριτοποιημένα κελιά (ή πεπερασμένοι όγκοι) του υπολογιστικού πλέγματος. Το άθροισμα όλων των νόμων διατήρησης για το εκάστοτε κελί οδηγεί στην διατήρηση της υπό θεώρηση ποσότητα φ για το συνολικό πεδίο επίλυσης.

Η παραπάνω αριθμητική ολοκλήρωση επιτυγχάνεται στους υπολογιστές συνήθως είτε με τον κανόνα του τραπεζίου (δεύτερης τάξης ακρίβειας), είτε με την εφαρμογή των κανόνων ολοκλήρωσης Gauss (τάξη ακρίβειας αντίστοιχη με τον αριθμό των σημείων ολοκλήρωσης.)

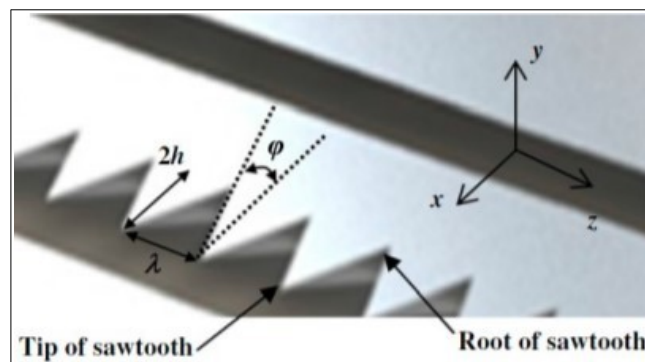
4.2) Εξεταζόμενες περιπτώσεις και ορισμός παραμέτρων ανάλυσης.

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, είναι η χρήση δύο λογισμικών υπολογιστικής ρευστομηχανικής (Fluent της ANSYS και του OpenFoam) για την

αεροδυναμική και αεροακουστική ανάλυση πτερυγίων με διαφορετικούς τύπους ακμής φυγής. Τελικός στόχος είναι αφενός η σύγκριση των αποτελεσμάτων με την υπάρχουσα βιβλιογραφία, και αφετέρου η σύγκριση των δύο λογισμικών μεταξύ τους.

Στο σύνολο των αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν επιλέχθηκε ως βασική αεροτομή η συμμετρική NACA0012 ενώ τα πτερύγια τα οποία σχεδιάστηκαν είχαν μήκος χορδής 15cm. Ο τύπος των οδοντώσεων στην ακμή φυγής, οι οποίες σχεδιάστηκαν σύμφωνα με την εργασία των chong et al, αποτελούν σε κάθε περίπτωση αναπόσπαστο κομμάτι του πτερυγίου και όχι μια προσθήκη. Στο σχήμα 4.2.1 υπενθυμίζεται ο τύπος και τα βασικά χαρακτηριστικά των εν λόγω οδοντώσεων. Στον πίνακα 4.2.1 παρουσιάζονται τα 7 σενάρια τα οποία εξετάστηκαν.

Συγκεκριμένα, το πρώτο σενάριο είναι το σενάριο αναφοράς με αμετάβλητη την αεροτομή, τα σενάρια S1, S2, S3 χαρακτηρίζονται από ύψος οδόντων ίσο με 2 cm, μήκος κύματος 0.49 cm, 0.85 cm και 1.87cm και γωνία ϕ 7°, 12°, 25° αντίστοιχα. Στα τρία σενάρια S1*, S2* και S3* το ύψος των οδόντων έχει μειωθεί στο 1 cm ενώ τα αντίστοιχα μήκη κύματος έχουν διατηρηθεί αμετάβλητα, αυξάνοντας την γωνία ϕ σε 14°, 24°, 50° αντίστοιχα.

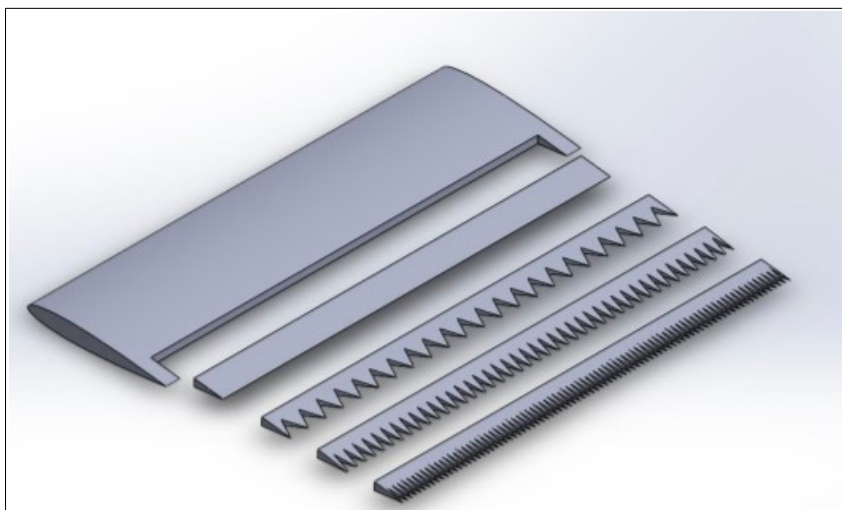


Σχήμα 4.2.1: Γεωμετρία και χαρακτηριστικά οδόντων^[45].

Πίνακας 4.2.1: Χαρακτηριστικά εξεταζόμενων σεναρίων.

-	2h [cm]	λ [cm]	φ [°]
Βασική	-	-	-
S1	2	0,49	7
S2	2	0,85	12
S3	2	1,87	25
S1*	1	0,49	14
S2*	1	0,85	24
S3*	1	1,87	50

Στο σχήμα 4.2.2 παρουσιάζεται η γεωμετρία του βασικού πτερυγίου και των 3 πρώτων σεναρίων.



Σχήμα 4.2.2: Γεωμετρία βασικού πτερυγίου και των σεναρίων s1,s2 και s3.

Ο αριθμός Reynolds των αναλύσεων ισούται με 200000 (πλήρως τυρβώδης ροή) χρησιμοποιώντας ως μήκος αναφοράς το μήκος της χορδής του αμετάβλητου πτερυγίου. Ως μοντέλο τύρβης επιλέχθηκε το k- ω SST το οποίο επιτρέπει μια μεγαλύτερη ακρίβεια στην ανάλυση του οριακού στρώματος του πτερυγίου, φαινόμενο μείζονος σημασίας για την πραγματοποίηση της αεροακουστικής ανάλυσης. Σαφώς, η χρήση προσομοίωσης μεγάλων δινών θα προσέφερε πιο ακριβή αποτελέσματα, ωστόσο θα απαιτούσε σημαντικά μεγαλύτερη υπολογιστική ισχύς.

Οι συνοριακές συνθήκες των αναλύσεων παρουσιάζονται στο σχήμα 4.2.3. Συγκεκριμένα, το πτερύγιο περικλείεται από ένα υπολογιστικό πλέγμα στο οποίο το άνω και το κάτω τοίχωμα έχει οριστεί ως συνθήκη συμμετρίας, ενώ στα αριστερά και τα δεξιά έχει οριστεί μια συνθήκη περιοδικότητας. Σημειώνεται πως για τις αεροδυναμικές αναλύσεις έχει χρησιμοποιηθεί ένα εύρος γωνιών προσβολής $\alpha=[0^\circ,15^\circ]$, ενώ οι αεροακουστικές αναλύσεις έχουν πραγματοποιηθεί για την περίπτωση της γωνίας προσβολής $\alpha=10^\circ$.

Αναφορικά με την διαδικασία της πλεγματοποίησης, αναφέρεται πως με βάση τον αριθμό Reynolds δημιουργήθηκαν κελιά στην επιφάνεια του εκάστοτε πτερυγίου με υψηλή πύκνωση που να οδηγούν σε αριθμό y^+ που να είναι μικρότερος της μονάδας. Επιπρόσθετα, το χρονικό βήμα ορίστηκε σύμφωνα με συνθήκη Courant-Friedrichs-Lewy προκειμένου ο αριθμός Courant να ισούται με ≤ 1 . Η συνθήκη αυτή ορίζεται ως:

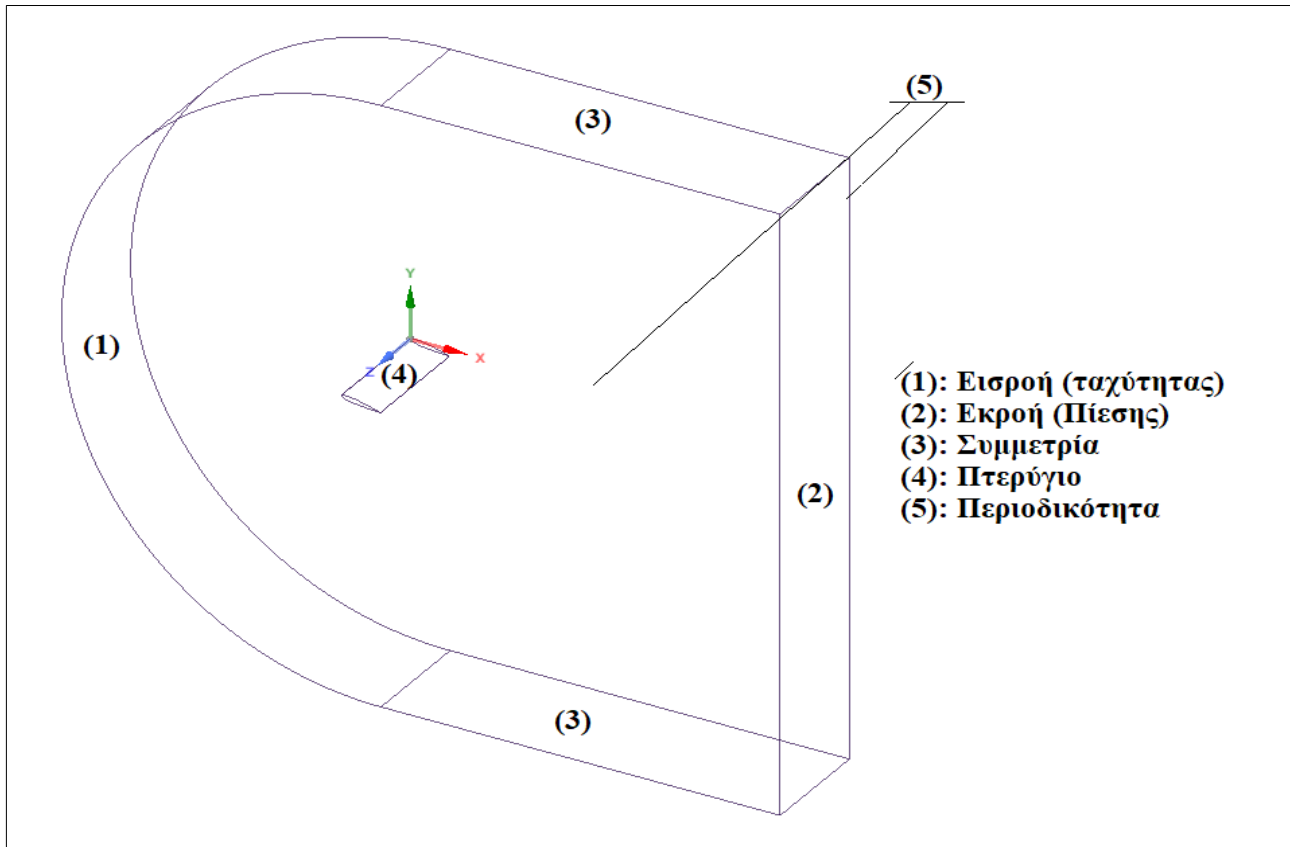
$$CFL = \frac{u * \Delta t}{\Delta x}$$

όπου:

- u είναι η ονομαστική ταχύτητα του ρευστού [m/s].
- Δx το μήκος του μικρότερου κελιού [m].

- Δt το μέγεθος του χρονικού βήματος [s].

Τέλος, ως μήκος και επιφάνεια αναφοράς για τον υπολογισμό των συντελεστών C_l και C_d χρησιμοποιήθηκε το μήκος της χορδής και το γινόμενο του μήκους με το πάχος του πτερυγίου.



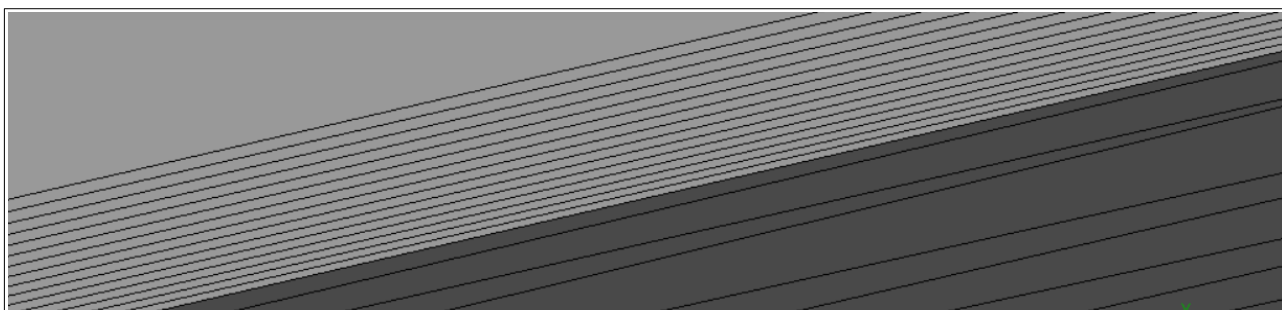
Σχήμα 4.2.3: Συνοριακές συνθήκες αναλύσεων.

Η διαδικασία της πλεγματοποίησης αποτέλεσε ένα από τα πιο απαιτητικά κομμάτια αυτής της διπλωματικής εργασίας. Γενικότερα, για την πραγματοποίηση αεροακουστικών αναλύσεων απαιτείται ένα εξαιρετικά λεπτομερές υπολογιστικό πλέγμα προκειμένου να καταστεί εφικτός ο επακριβής υπολογισμός των διακυμάνσεων του πεδίου ροής καθώς και της διάδοσης των ακουστικών κυμάτων στο ρευστό. Επιπρόσθετα, τα κελιά του πλέγματος πρέπει να τηρούν ορισμένες προϋποθέσεις όπως ο λόγος των διαστάσεων (aspect ratio) να είναι περίπου ίσος με την μονάδα και η μεταβίβαση μεταξύ των κελιών να είναι ομαλή (χωρίς την ύπαρξη απότομων αυξομειώσεων). Ένα ιδανικό πλέγμα για την περίπτωση της διπλωματικής θα αποτελούταν από δεκάδες εκατομμύρια επιμέρους κελιά εξασφαλίζοντας έτσι αυξημένη ακρίβεια. Ωστόσο, ενόψει των περιορισμών που υφίστανται στην διαθέσιμη υπολογιστική ισχύς χρειάστηκε να βρεθεί η

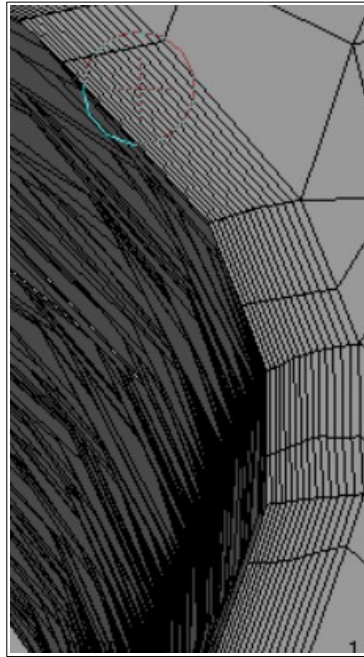
χρυσή τομή μεταξύ της ικανοποιητικής ακρίβειας των αποτελεσμάτων και των διαθέσιμων υπολογιστικών πόρων.

Το σύνολο των αναλύσεων της διπλωματικής εργασίας πραγματοποιήθηκαν σε υπολογιστικά πεδία τα οποία αριθμούσαν περίπου 7.5 εκατομμύρια κελιά, αριθμός ο οποίος αρκούσε για την εξαγωγή βασικών συμπερασμάτων. Η δημιουργία του πλέγματος δοκιμάστηκε σε διαφορετικά λογισμικά, όπως το ANSYS Meshing, το ICEM CFD και και το ANSA, ωστόσο εν τέλη ως βασικό εργαλείο επιλέχθηκε το cfMesh το οποίο διατίθεται ελεύθερα μαζί με το OpenFoam. Λόγος αυτής της επιλογής ήταν η ευκολία χρήσης του συγκεκριμένου προγράμματος. Στο σχήμα 4.2.4 παρουσιάζεται η λεπτομερής πλεγματοποίηση στην επιφάνεια του πτερυγίου προκειμένου να καταστεί εφικτή η επακριβής ανάλυση του οριακού στρώματος. Επιπλέον, στα σχήματα 4.2.5 και 4.2.6 παρουσιάζεται το πλέγμα στην ακμή προσβολής και την ακμή εκροής αντίστοιχα. Τέλος, στο σχήμα 4.2.7 απεικονίζεται η κάτοψη του υπολογιστικού πλέγματος, στην οποία φαίνεται η ύπαρξη μιας πιο λεπτομερούς ζώνης γύρο από την επιφάνεια του πτερυγίου.

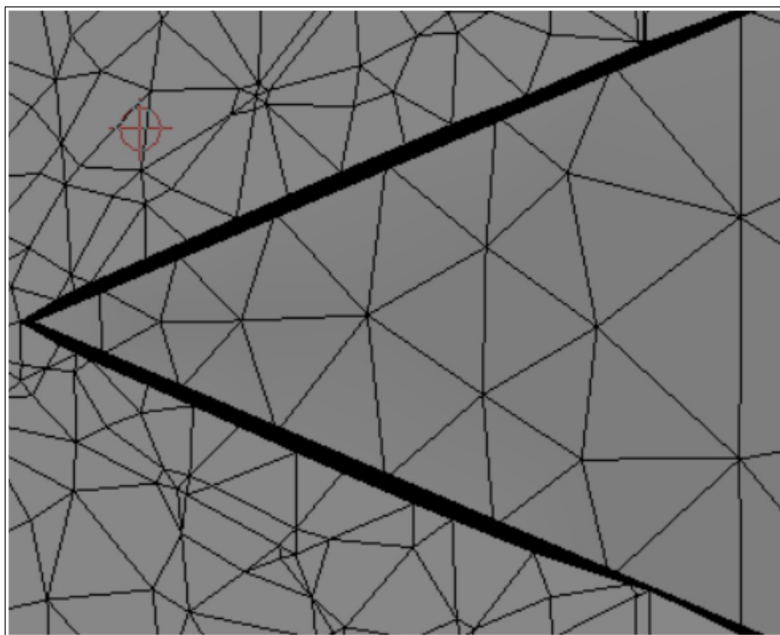
Σημειώνεται πως σύμφωνα με το χρησιμοποιούμενο μοντέλο τύρβης, προκειμένου να προσομοιωθεί σε έναν ικανοποιητικό βαθμό το υπάρχον οριακό στρώμα και τα φαινόμενα που πραγματοποιούνται σε αυτό, απαιτείται η ύπαρξη τουλάχιστον 15-20 στρωμάτων πλέγματος υψηλής πυκνότητας στην επιφάνεια του πτερυγίου. Επιπλέον, η αναλογία ανάπτυξης μεταξύ των εν λόγω στρωμάτων προτείνεται να μην ξεπερνά το 5%-7% προκειμένου να .



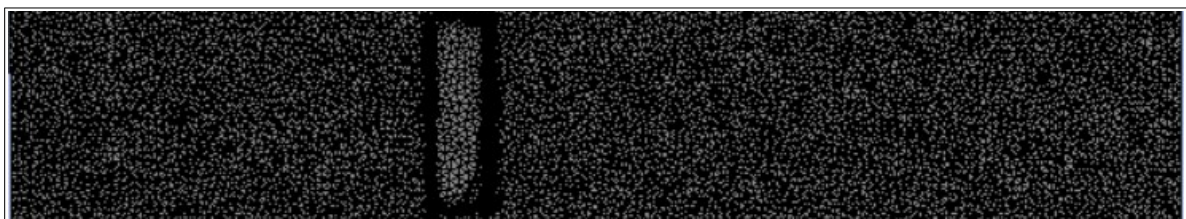
Σχήμα 4.2.4: Κελιά πλέγματος στην επιφάνεια του πτερυγίου.



Σχήμα 4.2.5: Κελιά πλέγματος στην ακμή προσβολής του πτερυγίου.



Σχήμα 4.2.6: Κελιά πλέγματος στην σε ένα από τα δόντια της ακμής εκροής.



Σχήμα 4.2.7: Κάτοψη κελιών πλέγματος.

Αναφορικά με την διαδικασία πραγματοποίησης των αεροακουστικών αναλύσεων η γενικότερη μεθοδολογία είναι ίδια και στα δύο λογισμικά. Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, πραγματοποιείται μια ρευστομηχανική ανάλυση μέσω της οποίας προσδιορίζεται το πεδίο ροής γύρω από το πτερύγιο. Στην συνέχεια, προσδιορίζεται η πηγή παραγωγής του θορύβου η οποία σε αυτήν την περίπτωση είναι η συνολική επιφάνεια του πτερυγίου. Εφόσον έχει προσδιοριστεί αυτήν η πηγή, μέσω της εφαρμογής της ακουστικής αναλογίας Ffowcs Williams-Hawkings υπολογίζεται η διάδοση των ηχητικών κυμάτων έως ένα ορισμένο σημείο-παρατηρητή όπου και υπολογίζεται η ακουστική πίεση. Η ακουστική πίεση στην εκάστοτε χρονική στιγμή συγκρίνεται με την πίεση αναφοράς των 20 μPa και εξάγεται το αντίστοιχο επίπεδο ακουστικής ισχύος το οποίο μετριέται σε Decibel dB λόγω του υπερβολικά μεγάλου εύρους τιμών. Τέλος, στο σύνολο των δεδομένων πραγματοποιείται ένας γρήγορος μετασχηματισμός Fourier προκειμένου να μεταβληθεί το χρονικό πεδίο σε πεδίο συχνοτήτων (φασματική ανάλυση).

Αν και η γενικότερη διαδικασία αεροακουστικής μελέτης παραμένει αμετάβλητη, ανεξάρτητα από το χρησιμοποιούμενο λογισμικό αναλύσεων, ανάμεσα στο Fluent και το OpenFoam υφίστανται ορισμένες βασικές διαφορές. Στην περίπτωση του Fluent τα απαραίτητα εργαλεία για την αεροακουστική ανάλυση διατίθενται ενσωματωμένα στο πρόγραμμα και μπορούν να χρησιμοποιηθούν άμεσα μετά την πραγματοποίηση της αεροδυναμικής ανάλυσης. Όπως είναι αναμενόμενο από ένα εμπορικό λογισμικό η χρήση των εν λόγω εργαλείων είναι άμεση και η μόνη απαίτηση από πλευράς του χρήστη είναι να οριστούν ορισμένες βασικές παράμετροι (πχ πηγή θορύβου, ταχύτητα του ήχου, πίεση αναφοράς). Γενικότερα, η χρήση αυτών των δυνατοτήτων στην περίπτωση του Fluent θα μπορούσε να παρομοιαστεί ως "ένα "μαύρο κουτί" στο οποίο ο χρήστης θέτει γρήγορα κάποιες τιμές και χωρίς να χρειάζεται η περαιτέρω ανάμιξη του, το λογισμικό αναλαμβάνει την πραγματοποίηση των αναλύσεων καθώς και την παρουσίαση των αποτελεσμάτων σε μια ευπαρουσίαστη μορφή.

Αντιθέτως, στην περίπτωση του OpenFoam ο αναλυτής καλείται να αναλάβει έναν πιο ενεργό ρόλο καθώς οι δυνατότητες αεροακουστικής ανάλυσης δεν βρίσκονται άμεσα διαθέσιμες ή ενσωματωμένες στον κώδικα της αεροδυναμικής ανάλυσης. Επομένως, για την πραγματοποίηση τέτοιου είδους μελετών απαιτείται η αξιοποίηση εξωτερικών μέσων τα οποία θα πρέπει να ενσωματωθούν ομαλά στον πηγαίο κώδικα της ανάλυσης. Στην παρούσα διπλωματική εργασία έγινε χρήση της εξωτερικής βιβλιοθήκης libAcoustics⁵⁰ η οποία αναπτύχθηκε πρόσφατα και είναι ακόμα σε πρώιμο στάδιο. Προκειμένου να χρησιμοποιηθεί η εν λόγω βιβλιοθήκη απαιτείται αφενός ο ορισμός ορισμένων βασικών παραμέτρων όπως και στην περίπτωση του Fluent, και αφετέρου η σύνδεση της με την αεροδυναμική ανάλυση του OpenFoam. Το έργο του χρήστη χαρακτηρίζεται από έναν βαθμό αυξημένης δυσκολίας καθώς καλείται να λάβει περισσότερες αποφάσεις και δεν

υφίστανται οι ίδιες δικλίδες ασφαλείας όπως στην περίπτωση ενός εμπορικού λογισμικού. Τέλος, και εφόσον έχει χρησιμοποιηθεί με επιτυχία η εν λόγω βιβλιοθήκη, απαιτείται η οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων σε μια ευπαρουσίαστη μορφή η οποία δεν πραγματοποιείται αυτόματα και χρειάζεται την χρήση επιπλέον ξεχωριστών εργαλείων.

Κεφάλαιο 5) Αποτελέσματα

Σ' αυτό το κεφάλαιο θα γίνει η παρουσίαση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν από τις αναλύσεις των δύο λογισμικών. Τα αποτελέσματα αυτά διακρίνονται σε τρεις κατηγορίες εκ των οποίων οι πρώτες δύο αναφέρονται στην αεροδυναμική των εξεταζόμενων πτερυγίων, ενώ η τρίτη στην αεροακουστική τους συμπεριφορά. Αναφορικά με την αεροδυναμική ανάλυση των πτερυγίων μελετήθηκε αρχικά η μεταβολή των συντελεστών άνωσης C_l και αντίστασης C_d σε ένα εύρος γωνιών προσβολής $\alpha=[0^\circ, 15^\circ]$, η οποία και συγκρίθηκε με την υπάρχουσα βιβλιογραφία και τα αναμενόμενα αποτελέσματα. Στην συνέχεια, για την περίπτωση της γωνίας προσβολής $\alpha=10^\circ$, μελετήθηκε για το εκάστοτε πτερύγιο η κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p , της ταχύτητας και της έντασης της τύρβης. Σημειώνεται πως και οι αεροακουστικές αναλύσεις πραγματοποιήθηκαν για γωνία προσβολής $\alpha=10^\circ$ συγκρίνοντας τα αποτελέσματα που προέκυψαν με τα αντίστοιχα αποτελέσματα από τη διαθέσιμη βιβλιογραφία και τα αναμενόμενα από την θεωρία αποτελέσματα.

Προς υπενθύμιση παρουσιάζονται στον πίνακα 5.1 τα εξεταζόμενα σενάρια. Συγκεκριμένα αυτά είναι: η βασική περίπτωση του αμετάβλητου πτερυγίου με βάση την συμμετρική αεροτομή NACA0012, 3 περιπτώσεις με ύψος οδόντων 2cm και άλλες 3 με ύψος οδόντων 1cm.

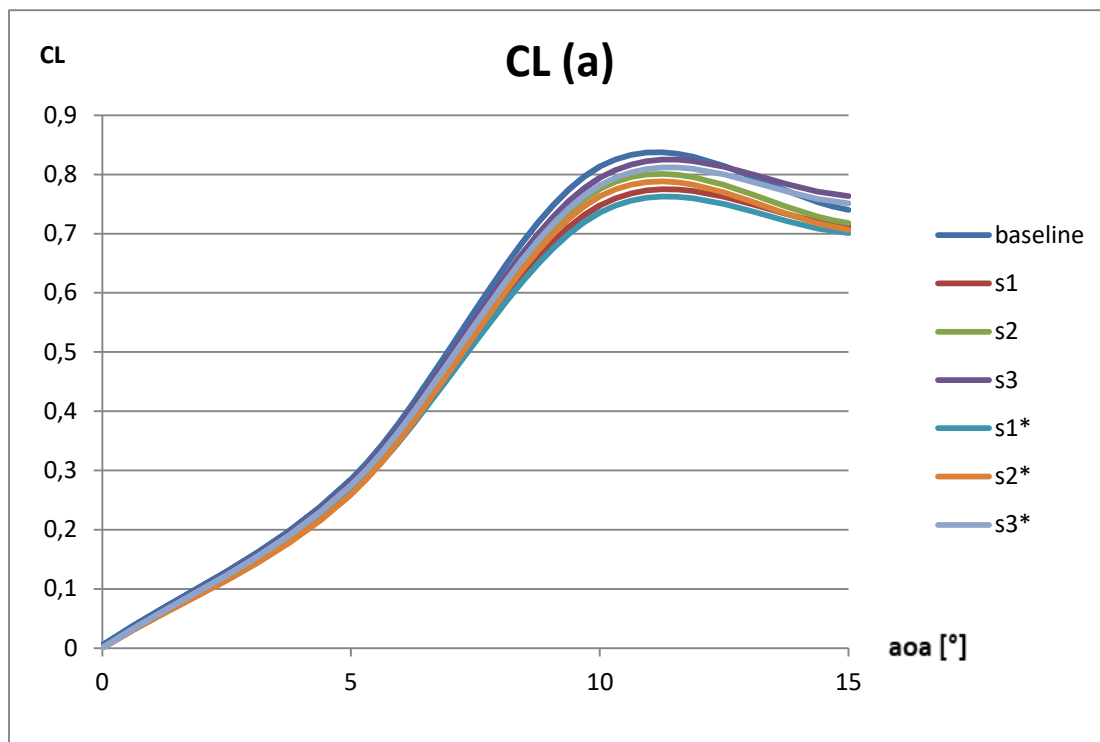
Πίνακας 5.1: Τα χαρακτηριστικά των εξεταζόμενων πτερυγίων.

-	2h [cm]	λ [cm]	ϕ [°]
Βασική	-	-	-
S1	2	0,49	7
S2	2	0,85	12
S3	2	1,87	25
S1*	1	0,49	14
S2*	1	0,85	24
S3*	1	1,87	50

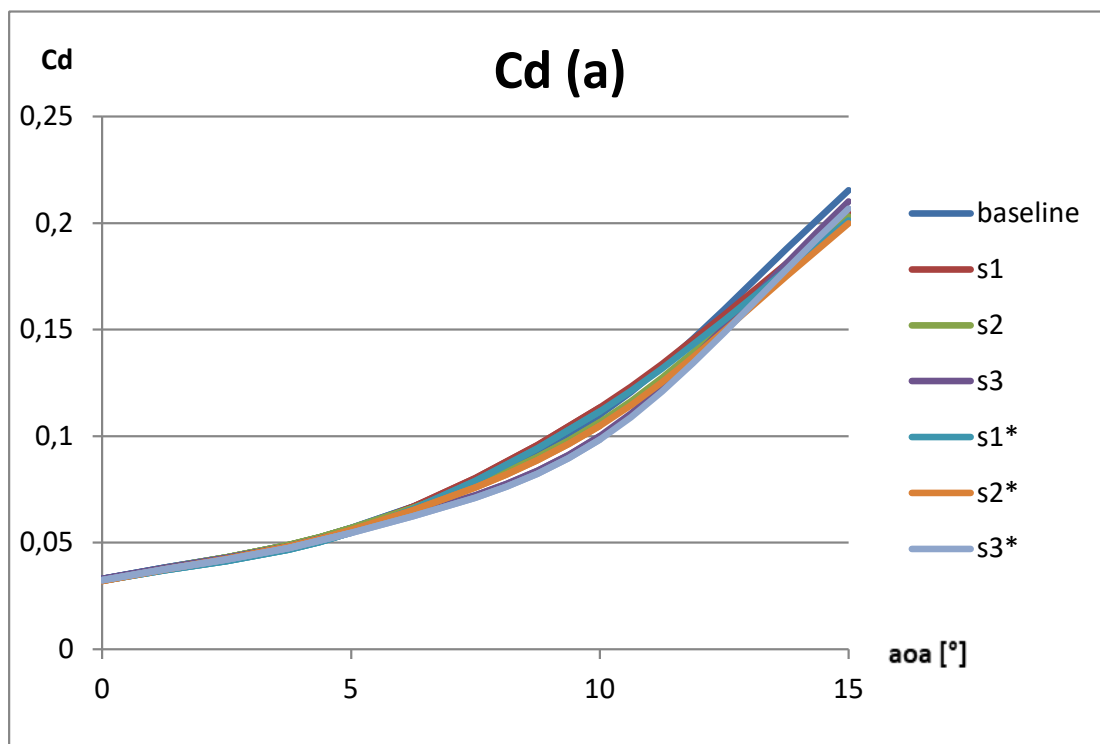
5.1) Συντελεστές C_l και C_d .

Στα σχήματα που ακολουθούν απεικονίζεται η μεταβολή των συντελεστών C_l και C_d των υπό μελέτη πτερυγίων συναρτήσει της γωνίας προσβολής α . Συγκεκριμένα, τα σχήματα 5.1.1 και 5.1.2 παρουσιάζουν την μεταβολή των σχετικών συντελεστών για το σύνολο των περιπτώσεων σύμφωνα με το Fluent ενώ τα σχήματα 5.1.3 και 5.1.4 σύμφωνα με το OpenFoam.

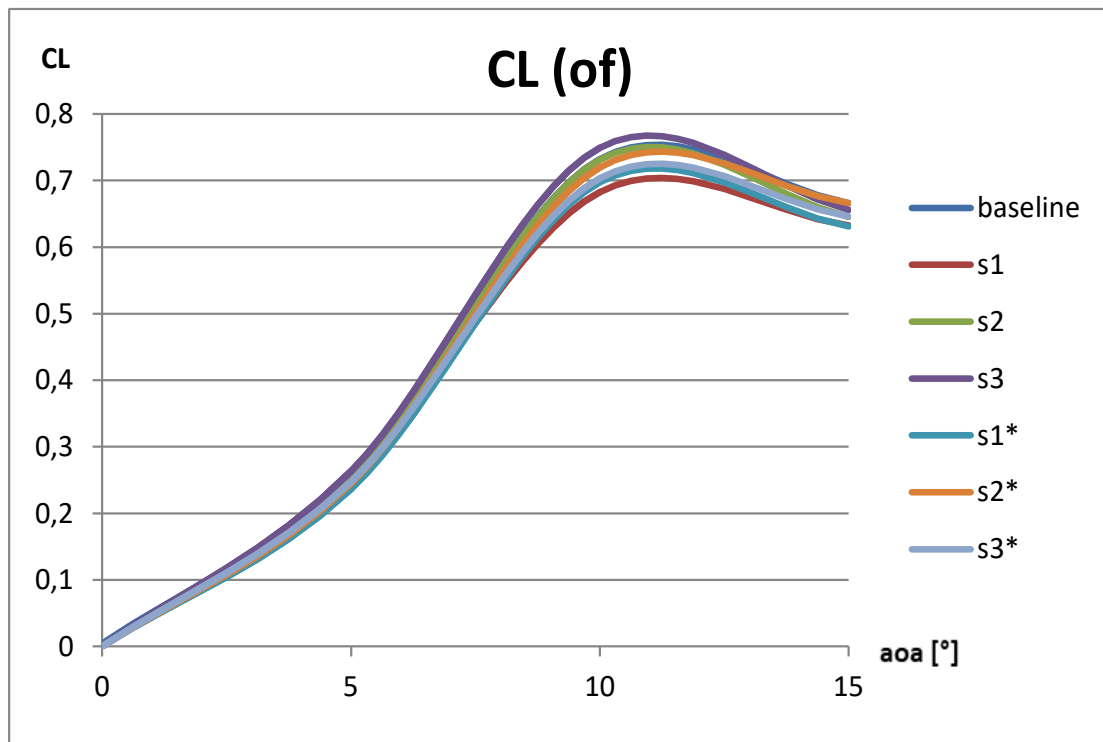
Στην συνέχεια, τα σχήματα 5.1.5 έως 5.1.11 απεικονίζουν την συμπεριφορά των συντελεστών C_l και C_d για το σύνολο των περιπτώσεων σύμφωνα με τα δύο λογισμικά



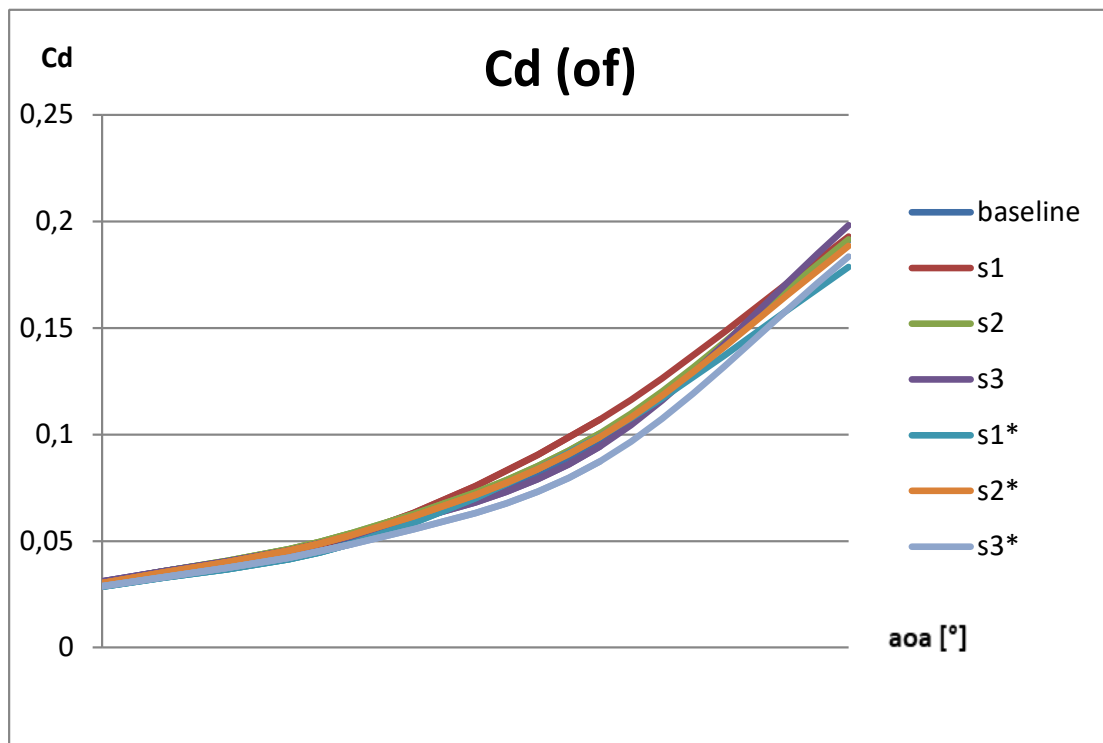
Σχήμα 5.1.1: Συντελεστές άνωσης CL σύμφωνα με το Fluent.



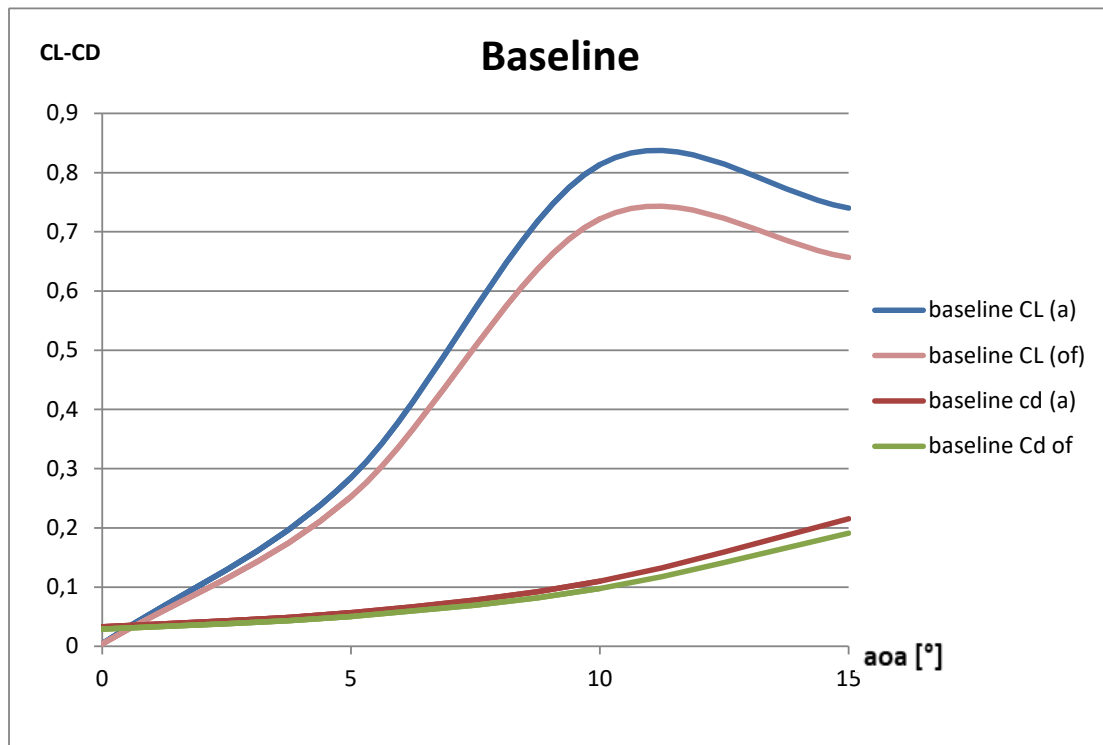
Σχήμα 5.1.2: Συντελεστές αντίστασης Cd σύμφωνα με το Fluent.



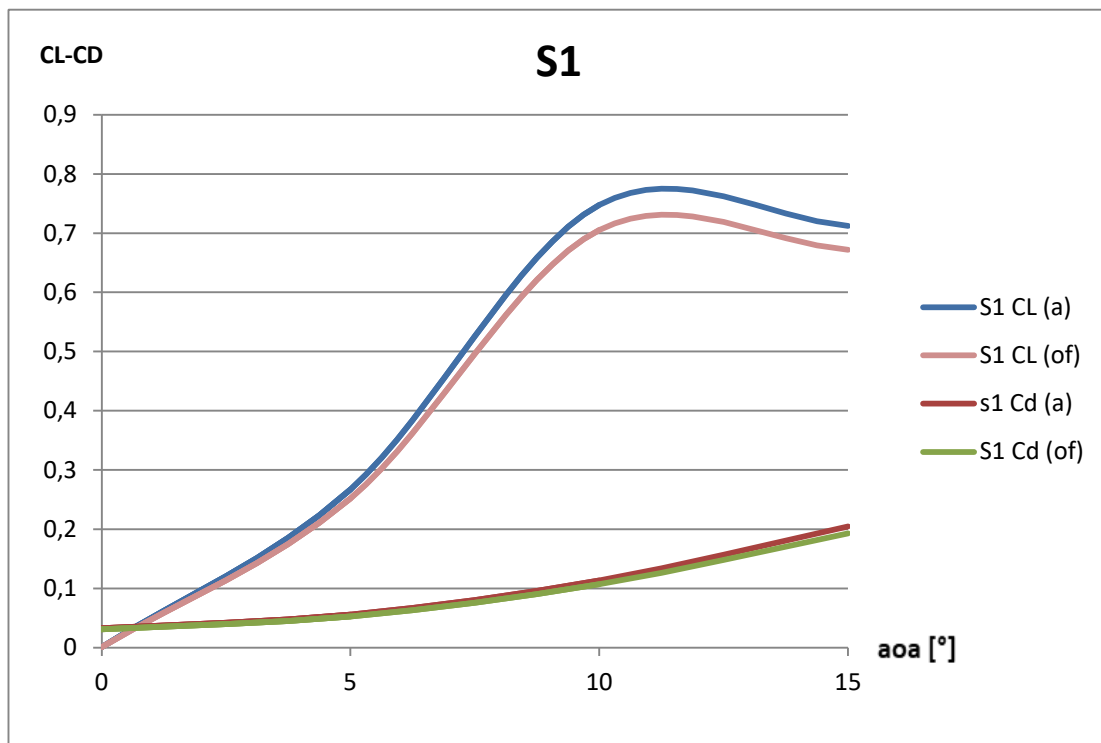
Σχήμα 5.1.3: Συντελεστές άνωσης CL σύμφωνα με το OpenFoam.



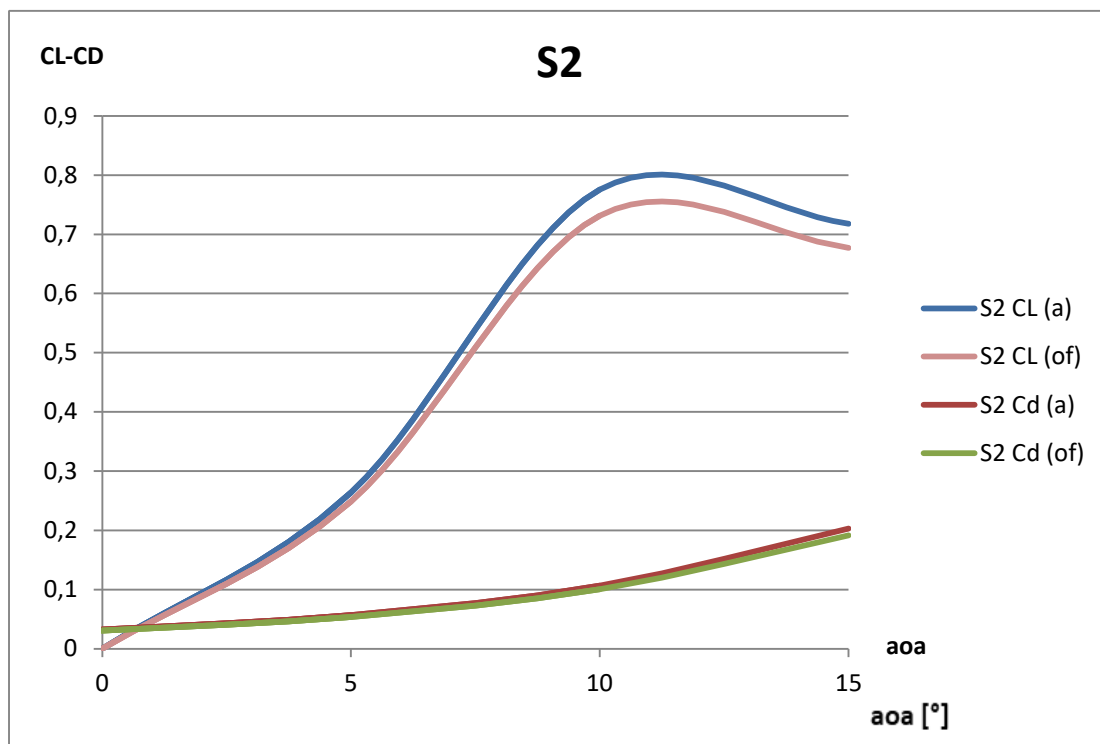
Σχήμα 5.1.4: Συντελεστές αντίστασης Cd σύμφωνα με το OpenFoam.



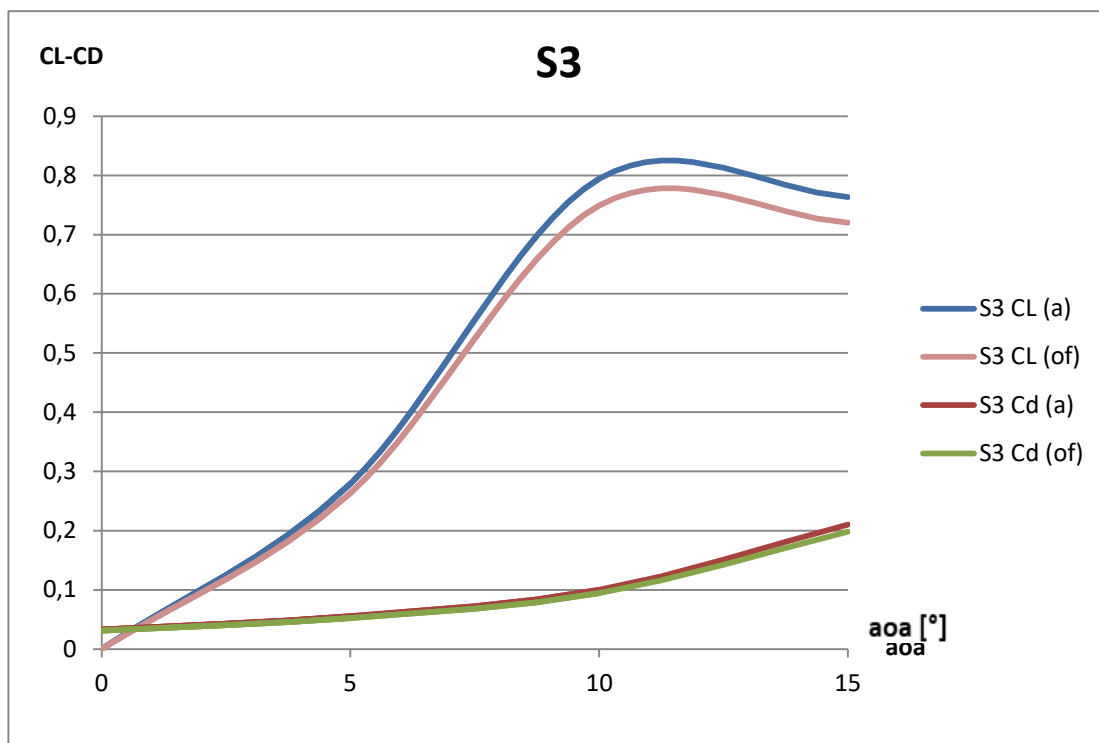
Σχήμα 5.1.5: Συντελεστές Cl και Cd της βασικής περίπτωσης σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



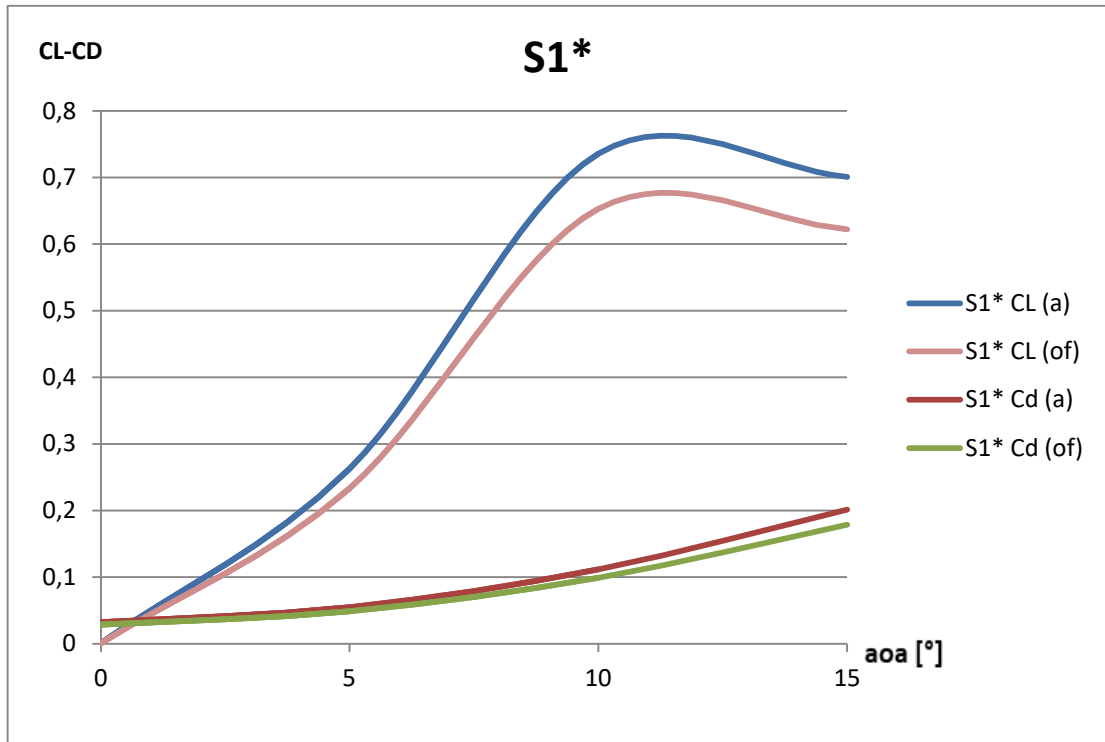
Σχήμα 5.1.6: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S1 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



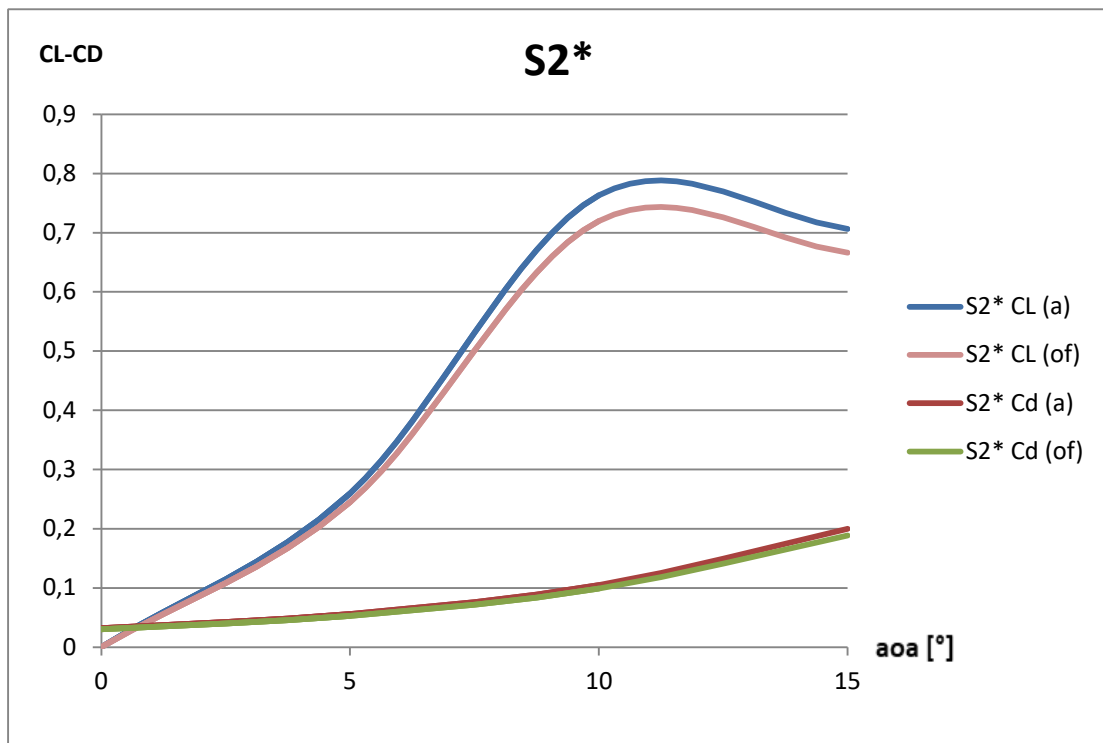
Σχήμα 5.1.7: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S2 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



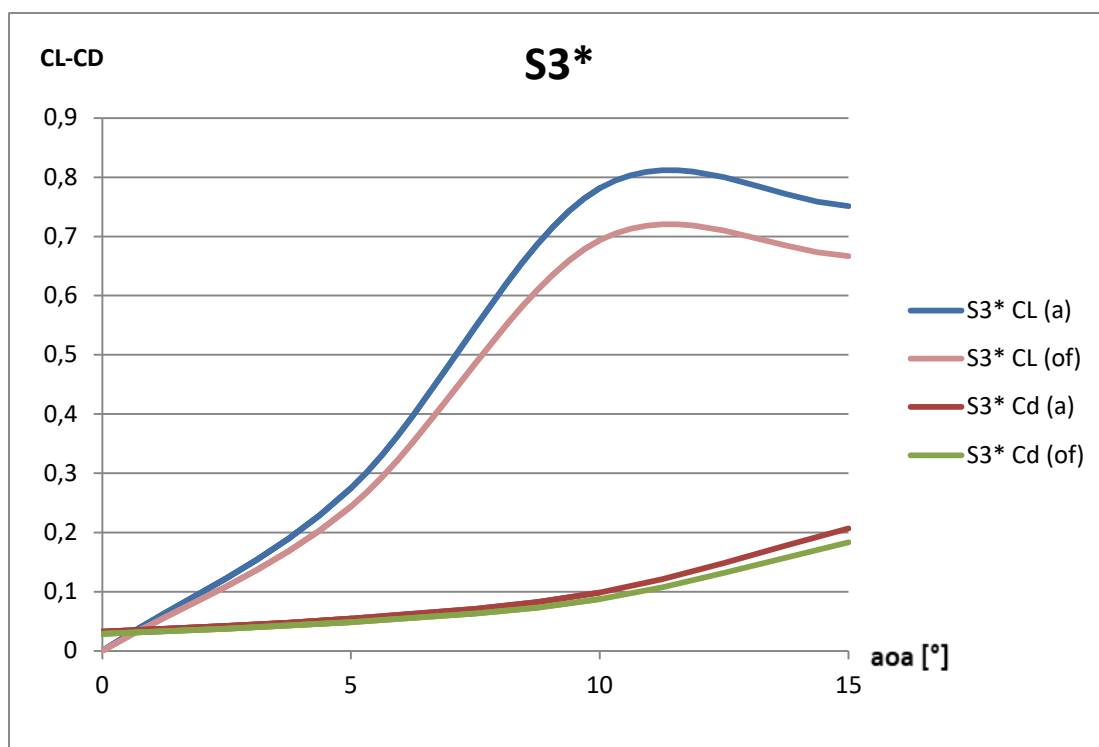
Σχήμα 5.1.8: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S3 σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



Σχήμα 5.1.9: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S1* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



Σχήμα 5.1.10: Συντελεστές Cl και Cd της περίπτωσης S2* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.



Σχήμα 5.1.11: Συντελεστές CL και Cd της περίπτωσης S3* σύμφωνα με τα δύο λογισμικά.

Τα παραπάνω αποτελέσματα των αναλύσεων συμφωνούν με αυτά της υπάρχουσας βιβλιογραφίας. Συγκεκριμένα με βάση την διεξαγωγή πειραματικών μετρήσεων^{51, 52} παρατηρήθηκε πως για την περίπτωση πτερυγίου βασιζόμενο σε συμμετρική αεροτομή NACA0012 ο σχεδιασμός και η χρήση οδοντωτής ακμής φυγής οδηγεί στην μείωση του συντελεστή άνωσης για μεγάλες γωνίες προσβολής, ενώ αντιθέτως στις μικρές γωνίες προσβολής δεν οδηγεί σε κάποια αισθητή μεταβολή του. Τέτοιο συμπέρασμα μπορεί να εξαχθεί τόσο από τα αποτελέσματα των αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν στο Fluent όσο και σε αυτές που διεξήχθησαν στο OpenFoam. Με βάση τα διαγράμματα 5.1.1 και 5.1.3 παρατηρείται πως για γωνία προσβολής έως και 9° ο συντελεστής άνωσης δεν μεταβάλλεται σημαντικά κατά την χρήση οδοντώσεων (συμπέρασμα στο οποίο κατέληξε και η βιβλιογραφία). Για γωνίες από 9° και πάνω παρατηρείται πως η ύπαρξη οδοντώσεων οδηγεί σε μια αισθητή πτώση του συντελεστή άνωσης σε σχέση με την γεωμετρία αναφοράς, η οποία αυξάνεται για αύξηση του ύψους οδόντων και μείωση της γωνίας φ. Κατά το Fluent, μεγαλύτερη μείωση παρατηρείται για την περίπτωση των οδόντων όπου 2h=2cm και φ=7° (~9.5%), ενώ η μικρότερη παρατηρείται για την περίπτωση όπου 2h=1cm και φ=14° (~0.5%). Κατά το OpenFoam, μεγαλύτερη μείωση παρατηρείται και πάλι για την περίπτωση των οδόντων όπου 2h=2cm και φ=7° (~6%), ενώ η μικρότερη παρατηρείται για την περίπτωση όπου 2h=1cm και φ=24° (~0.5%), ενώ η απόκλιση των συντελεστών σε σχέση με την βασική περίπτωση παρουσιάζεται λιγάκι νωρίτερα από τις 9°.

Στην περίπτωση του συντελεστή Cd, όπως και στην βιβλιογραφία, παρατηρείται από τα διαγράμματα 5.1.2 και 5.1.4 μια σχετικά μικρή αύξηση του, η οποία κυμαίνεται σε σχετικά ίδιες τιμές για το σύνολο των εξεταζόμενων πτερυγίων, με μια διαφοροποίηση <5%.

Ένα τελευταίο συμπέρασμα, το οποίο βασίζεται στα διαγράμματα 5.1.5 έως 5.1.11, σχετίζεται με την σύγκριση των αποτελεσμάτων μεταξύ των δύο λογισμικών. Πιο συγκεκριμένα, παρατηρείται πως και στις δύο περιπτώσεις η γενικότερη συμπεριφορά των συντελεστών είναι πανομοιότυπη, γεγονός το οποίο υποστηρίζει την επιτυχή και ακριβή διατύπωση του γενικότερου προβλήματος και στα δύο λογισμικά. Ωστόσο, παρατηρείται μια συνεχής απόκλιση στις αριθμητικές τιμές των αποτελεσμάτων, ιδιαίτερα σε μεγαλύτερες γωνίες προσβολής, η οποία ενισχύεται στην περίπτωση των συντελεστών άνωσης. Γενικότερα, το OpenFoam έχει οδηγήσει σε συστηματικά μειωμένες τιμές, κατά 7%-12% για την περίπτωση του Cl και 1%-3% του Cd σε σχέση με τις αντίστοιχες του Fluent. Επομένως, προκύπτει πως το OpenFoam παρουσιάζει μια τάση για υποεκτίμηση των αριθμητικών τιμών των εκάστοτε μεγεθών (ή το Fluent μια τάση για υπερεκτίμηση). Αυτήν η συστηματική απόκλιση παρατηρείται και στην συνέχεια.

5.2) Αεροδυναμικά αποτελέσματα των υπό μελέτη περιπτώσεων.

Σε αυτήν την υποενότητα έχουν συγκεντρωθεί γραφήματα και διαγράμματα τα οποία προέκυψαν από την αεροδυναμική ανάλυση των επτά εξεταζόμενων πτερυγίων για γωνία προσβολής $\alpha=10^\circ$. Τα μεγέθη τα οποία περιγράφονται είναι ή κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p , η κατανομή της ταχύτητας καθώς και της έντασης της τύρβης. Σημειώνεται πως ως πίεση αναφοράς για τον υπολογισμό του συντελεστή πίεσης χρησιμοποιήθηκε η ατμοσφαιρική ($P_{atm}=101$ kPa).

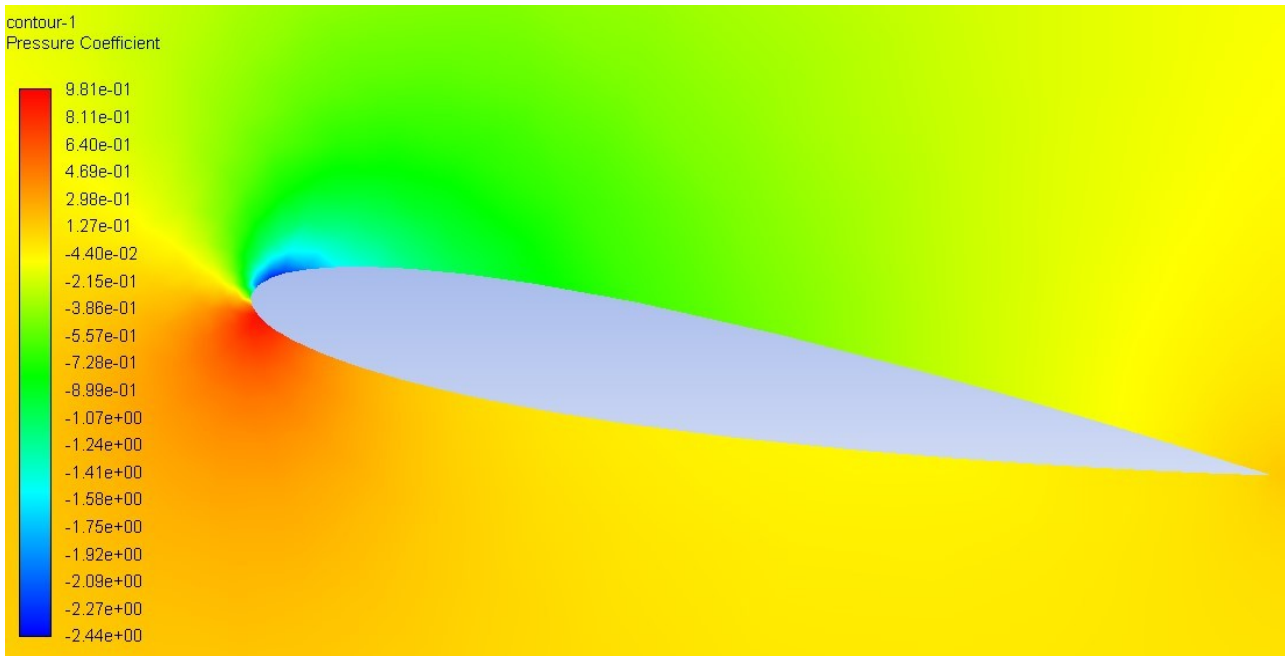
Δεδομένου πως κατά την βιβλιογραφική ανασκόπηση δεν εντοπίστηκαν διαγράμματα/γραφήματα τα οποία να αντιστοιχούν πλήρως στα μελετούμενα σενάρια της παρούσας διπλωματικής εργασίας διπλωματικής, ο σκοπός του συγκεκριμένου υποκεφαλαίου είναι αφενός η σύγκριση των δύο λογισμικών, και αφετέρου η προσπάθεια εξαγωγής ορισμένων βασικών συμπερασμάτων που να συνάδουν με την βασική θεωρία της αεροδυναμικής πτερυγίων.

Στη συνέχεια ακολουθούν επτά συνοπτικές παράγραφοι, μια για κάθε σενάριο, όπου απεικονίζονται τα σχετικά γραφήματα, ενώ στο τέλος παρουσιάζονται συγκεντρωτικά ορισμένες βασικές παρατηρήσεις.

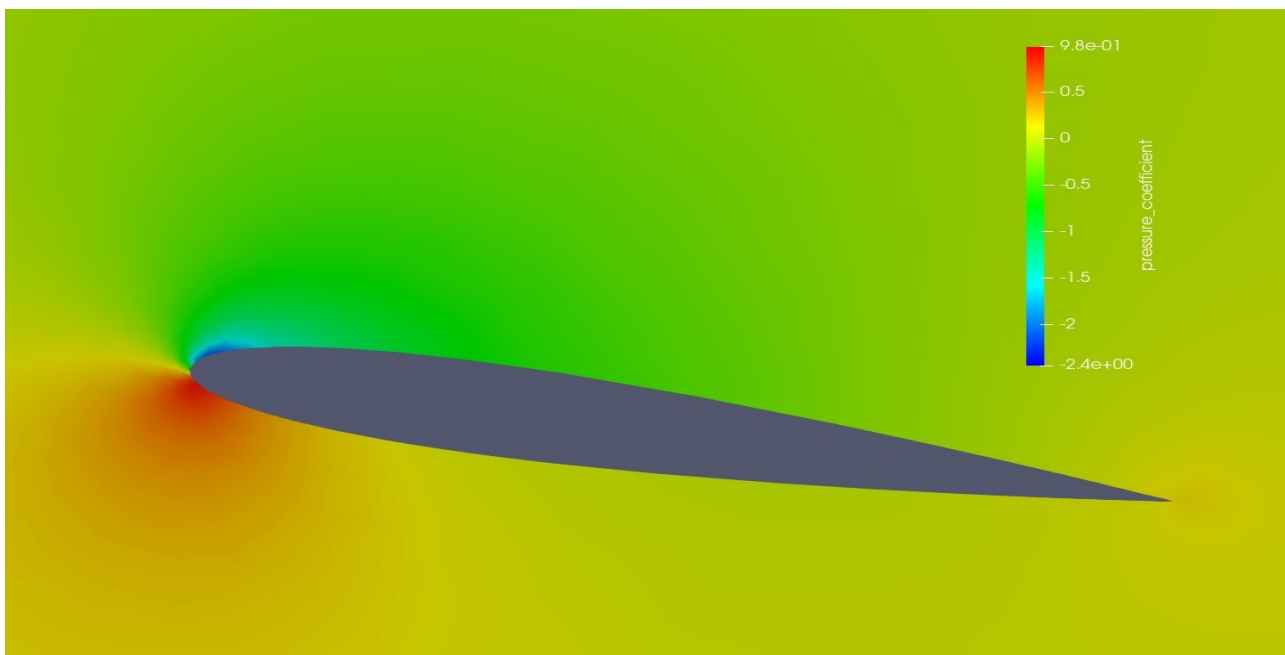
Σχετικά με την δημιουργία ισοϋψών καμπύλων (contours) σημειώνεται πως ως σημείο απεικόνισης λήφθηκε το μέσο του πτερυγίου. Επιπρόσθετα, στα διαγράμματα του συντελεστή

πίεσης συναρτήσει του λόγου αδιάστατου μήκους x/c τα αποτελέσματα του Fluent (Ansys) συμβολίζονται με την καμπύλη (a), ενώ τα αποτελέσματα του OpenFoam με την καμπύλη (of).

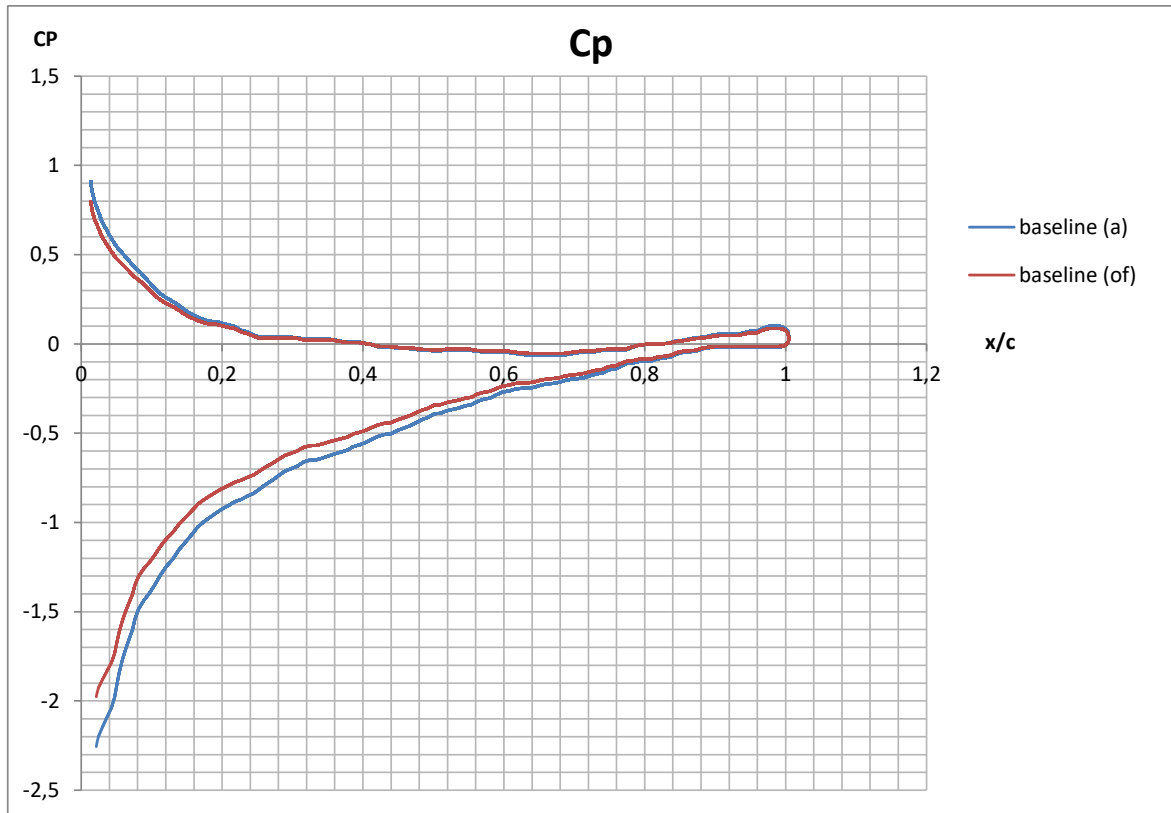
5.2.1) Περίπτωση αναφοράς



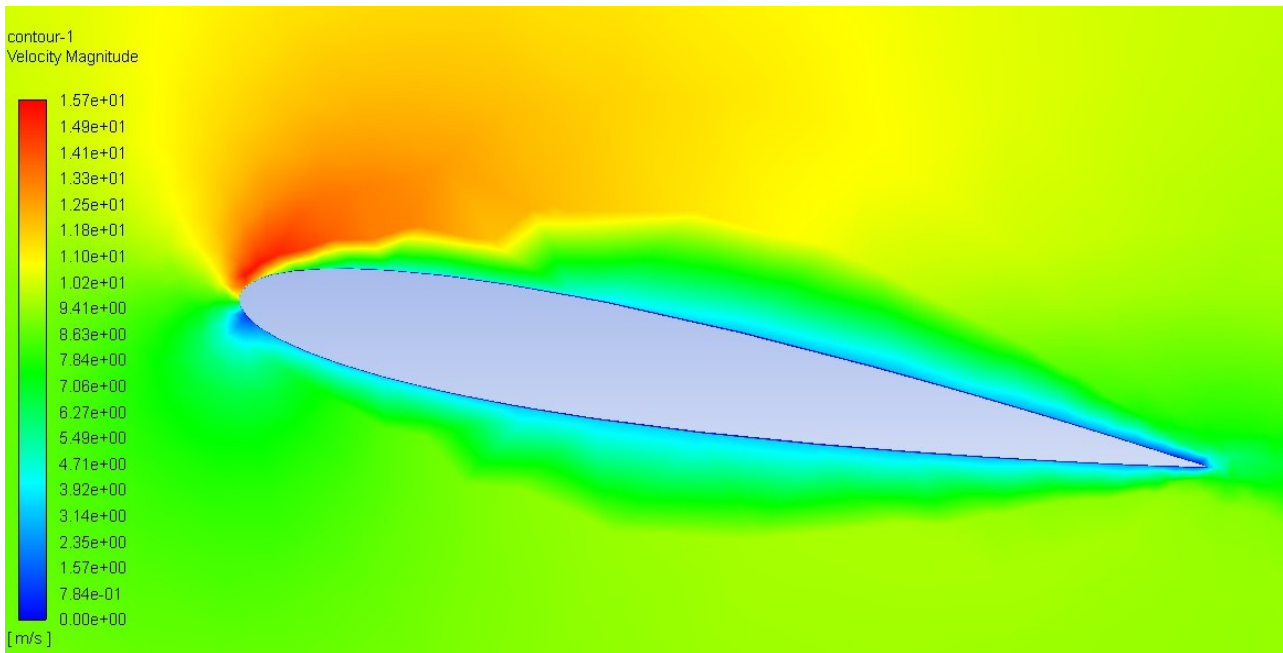
Σχήμα 5.2.1: Κατανομή συντελεστή πίεσης της βασικής περίπτωσης (Fluent).



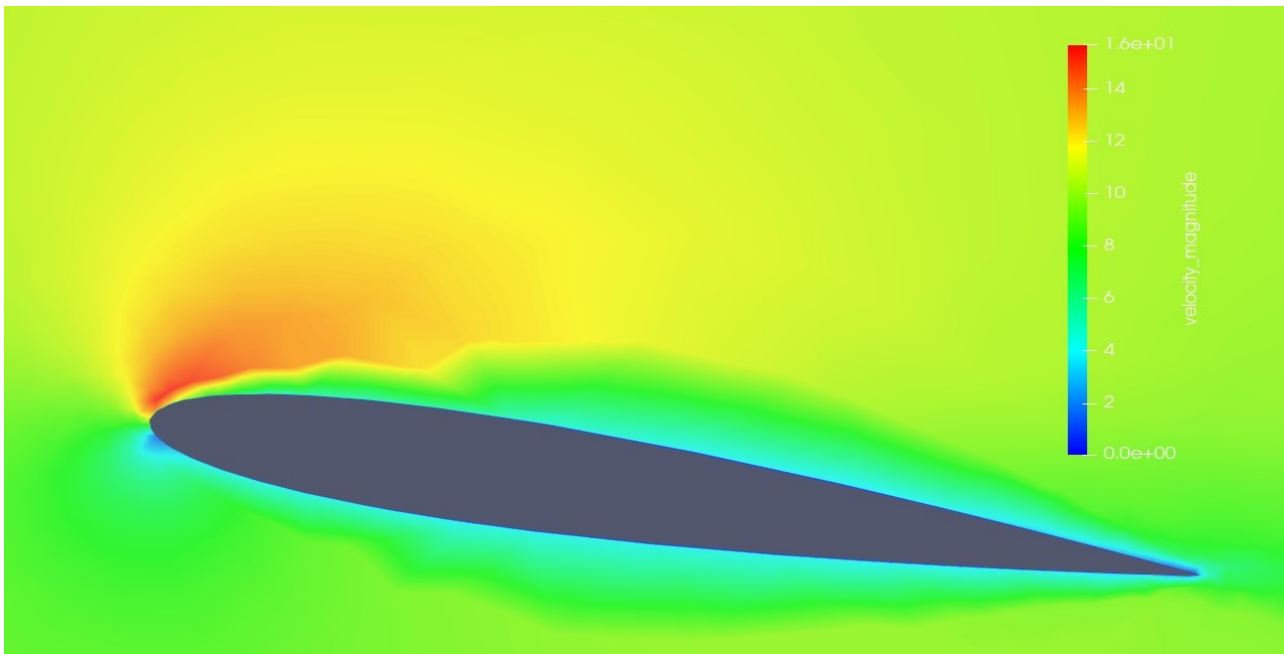
Σχήμα 5.2.2: Κατανομή συντελεστή πίεσης της βασικής περίπτωσης (OpenFoam).



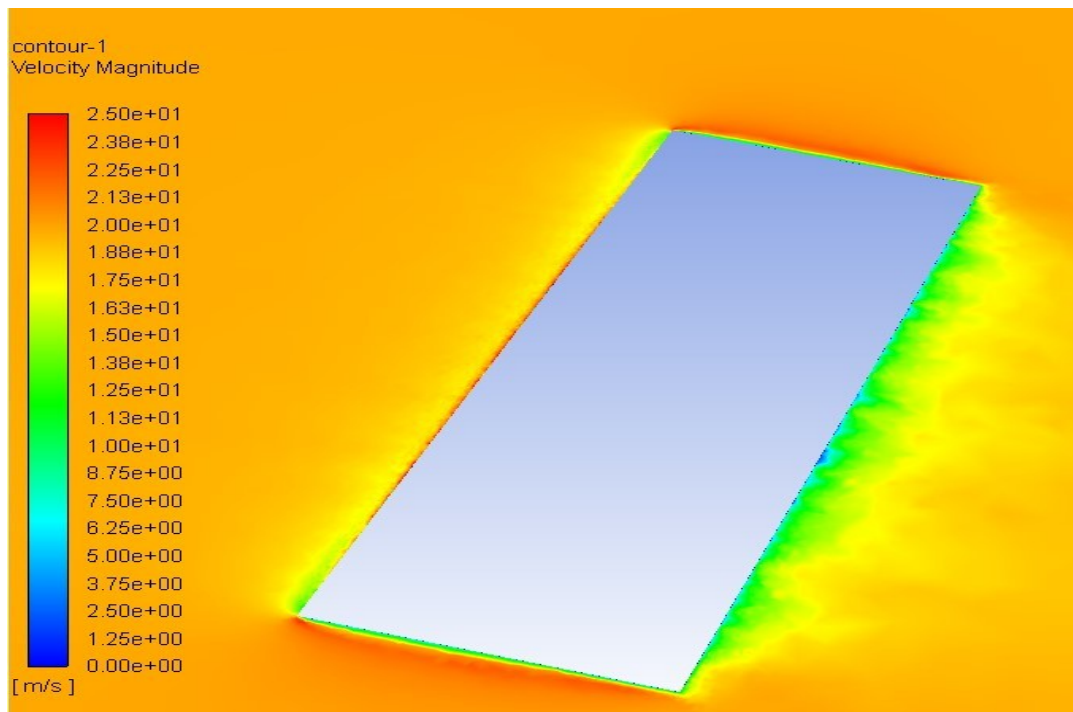
Σχήμα 5.2.3: Διάγραμμα συντελεστή C_p της βασικής περίπτωσης.



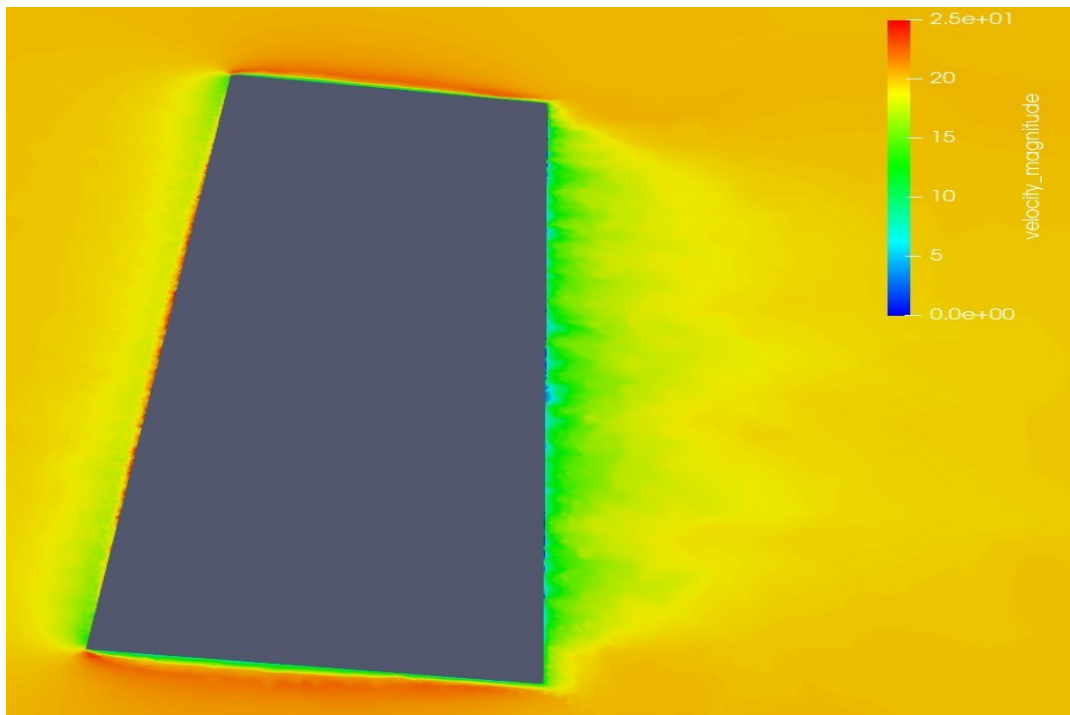
Σχήμα 5.2.4 Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης (Fluent).



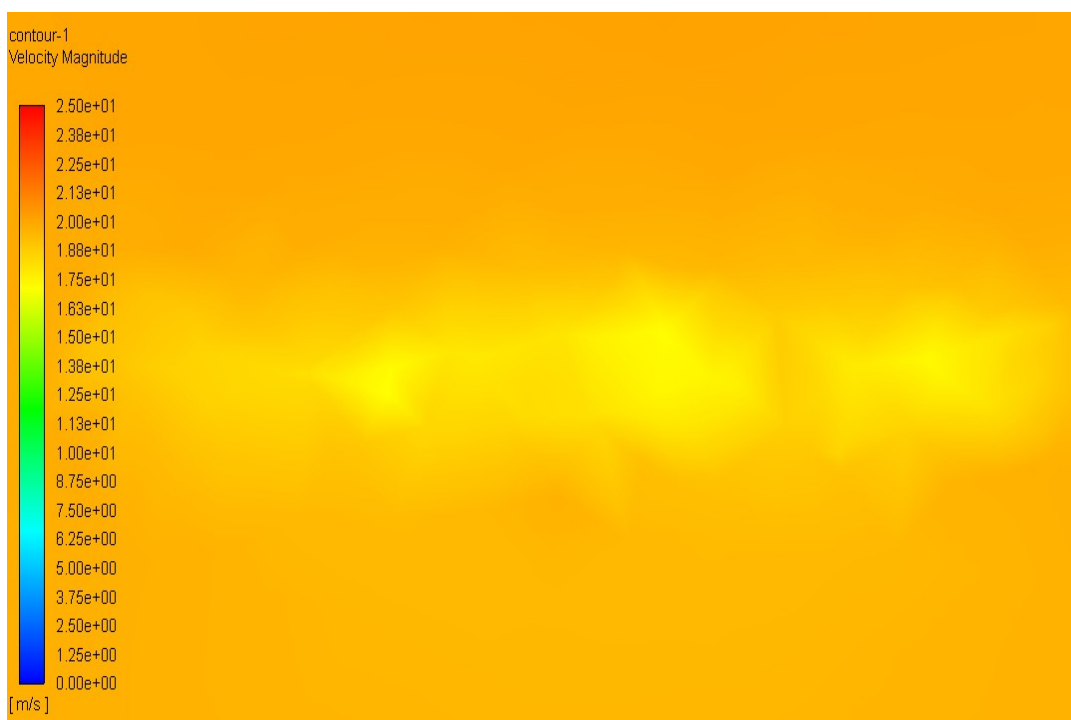
Σχήμα 5.2.5: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης (OpenFoam).



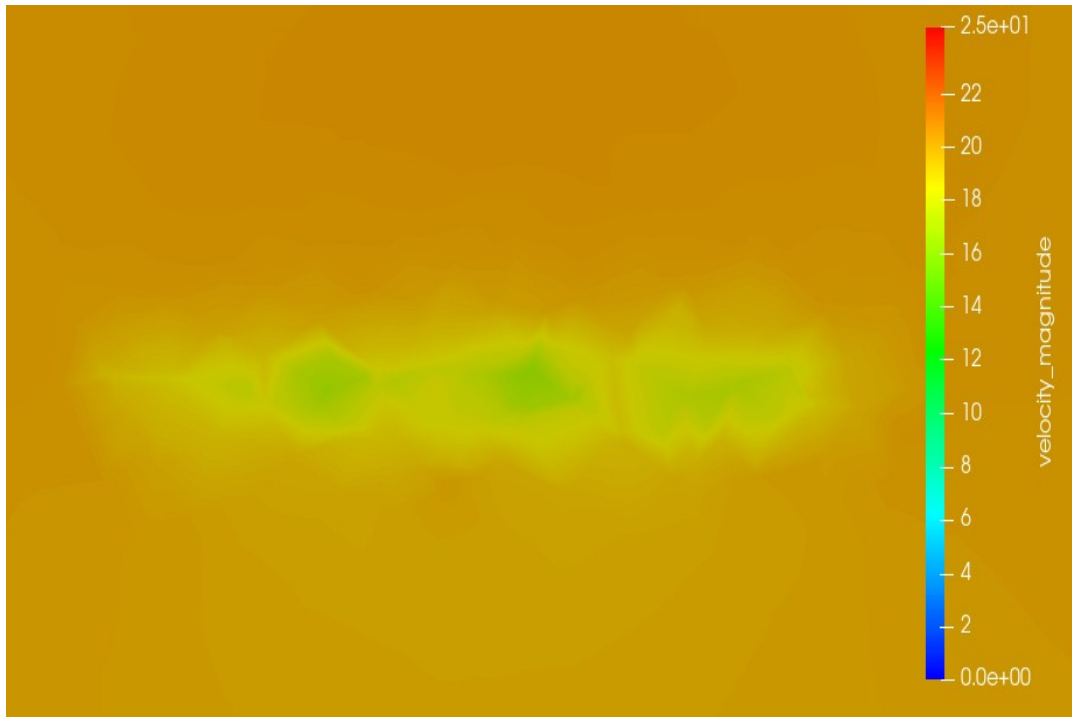
Σχήμα 5.2.6: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης σε τομή (Fluent)



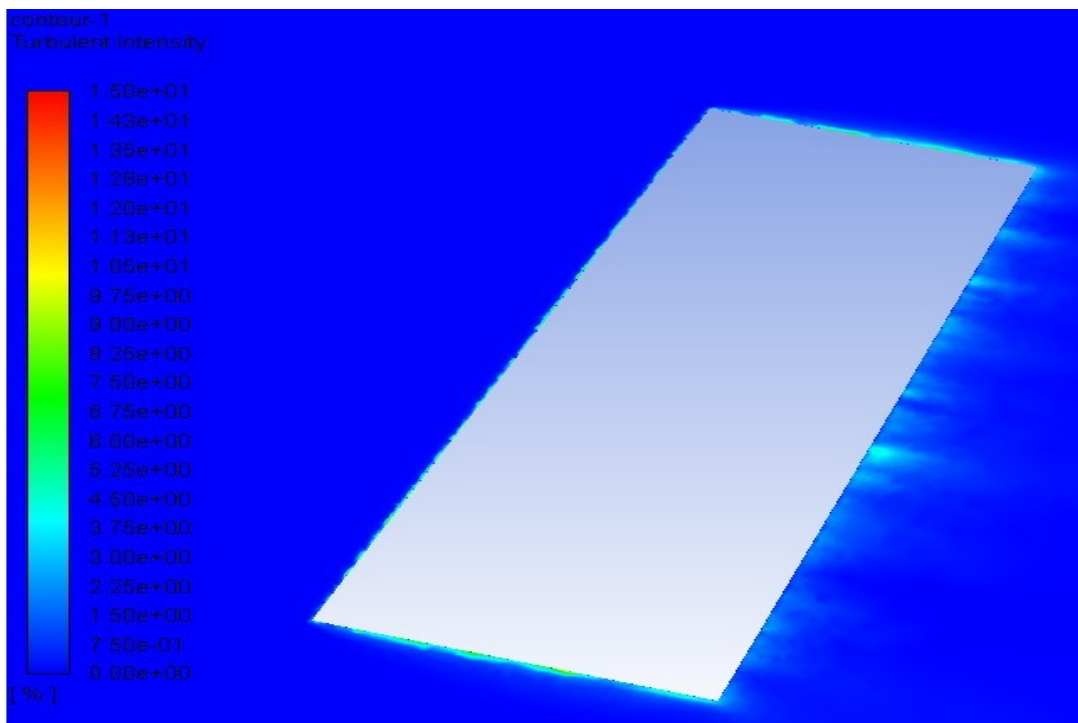
Σχήμα 5.2.7: Κατανομή ταχύτητας της βασικής περίπτωσης σε τομή (OpenFoam).



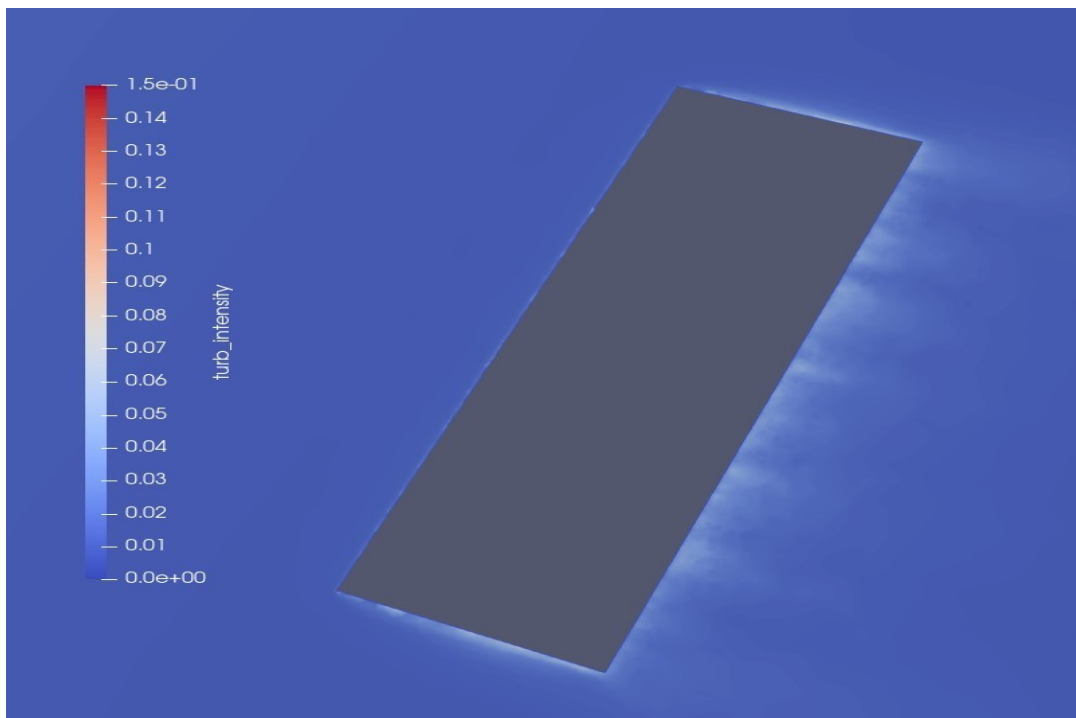
Σχήμα 5.2.8: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του περυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής. (Fluent).



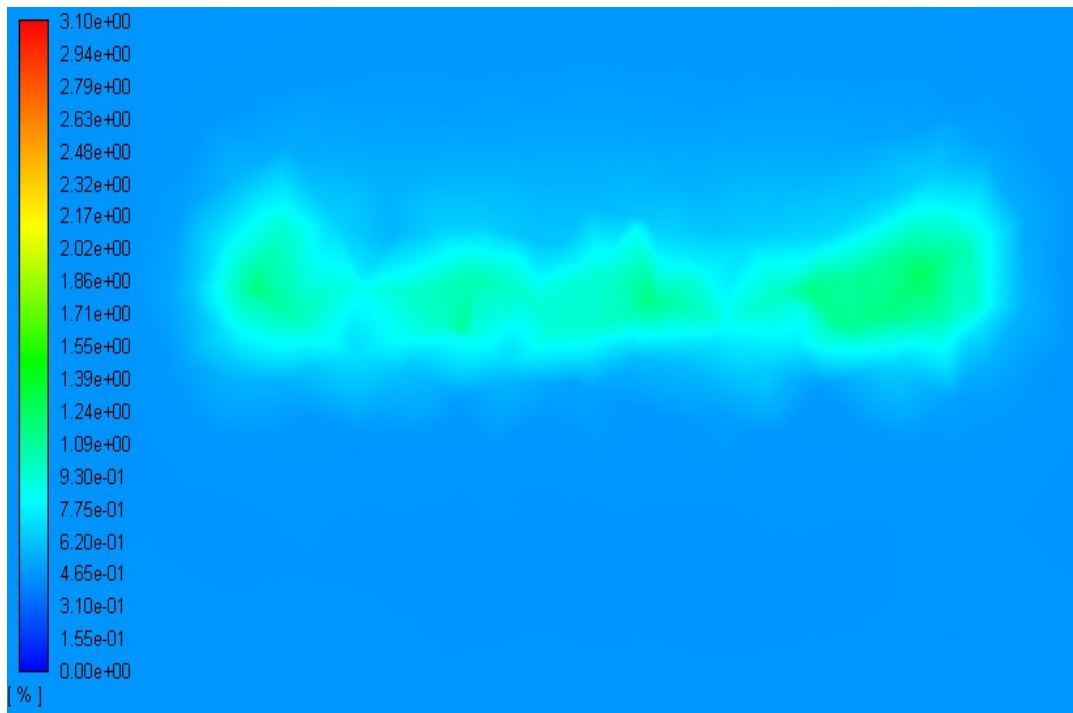
Σχήμα 5.2.9: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



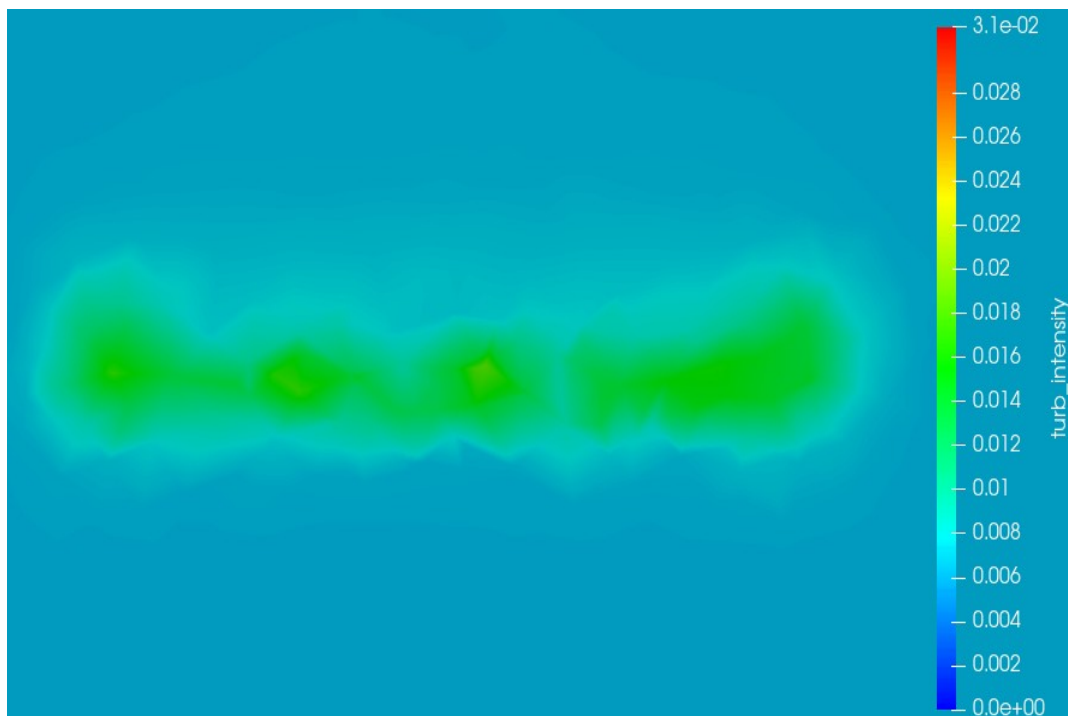
Σχήμα 5.2.10: Ένταση τύρβης της βασικής περίπτωσης σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.11: Ένταση τύρβης της βασικής περίπτωσης σε τομή (OpenFoam).

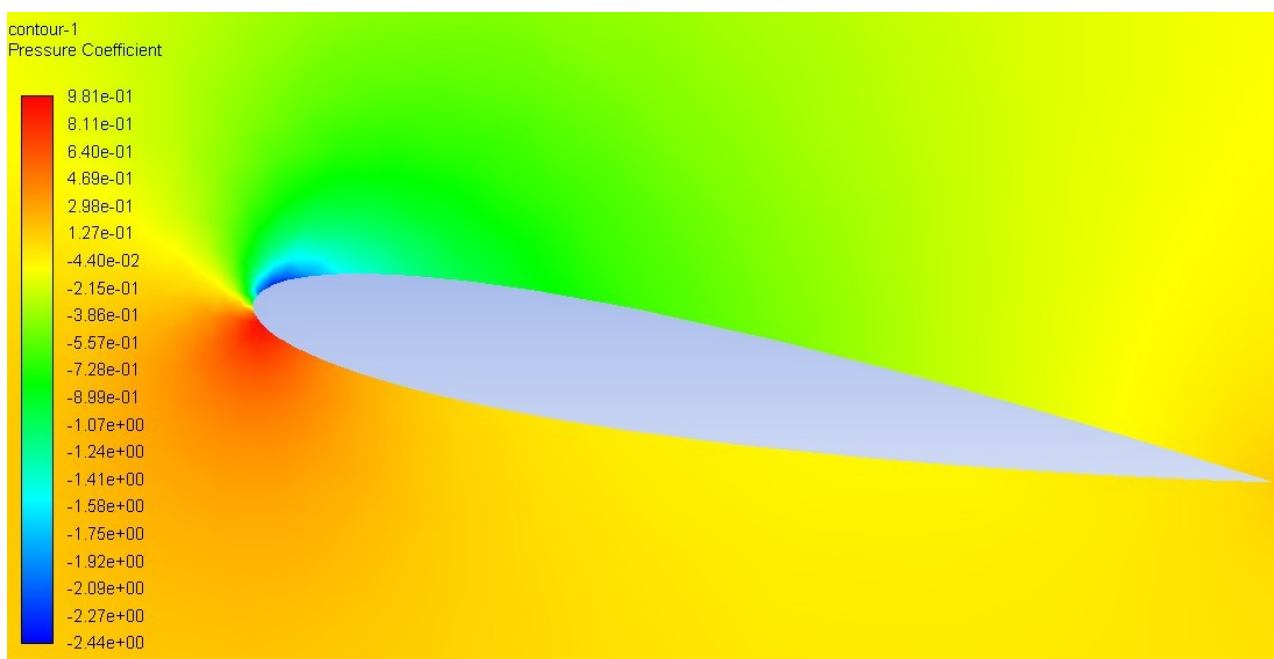


Σχήμα 5.2.12: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

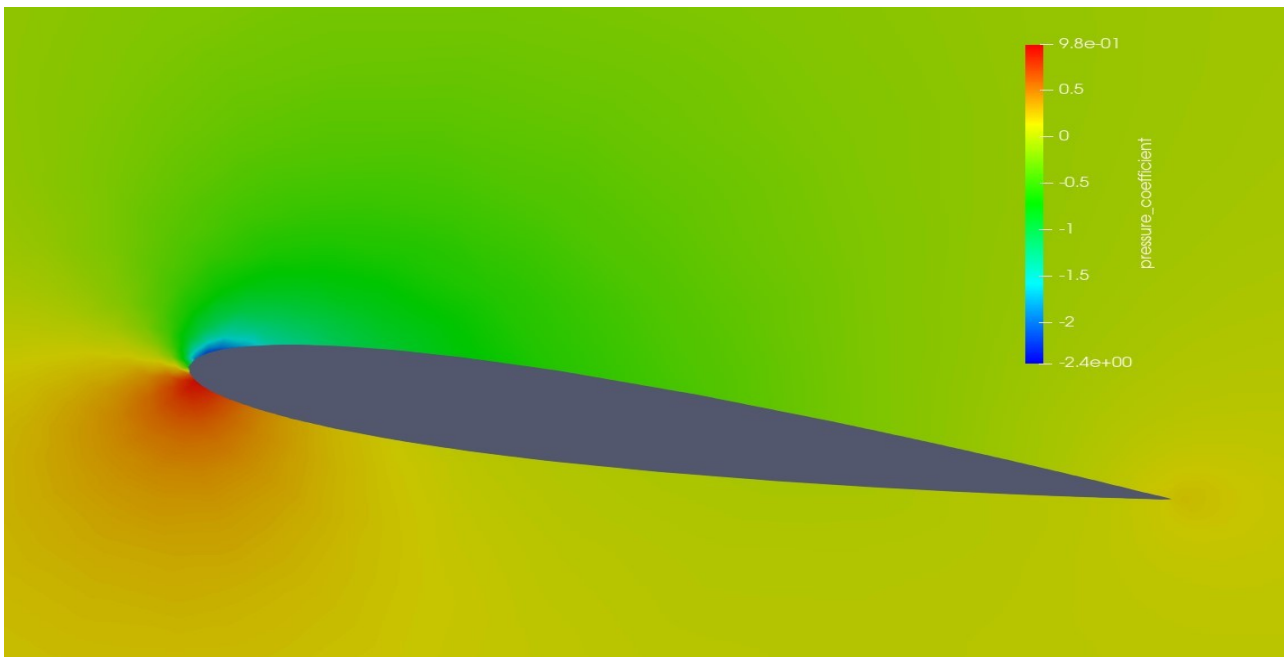


Σχήμα 5.2.13: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

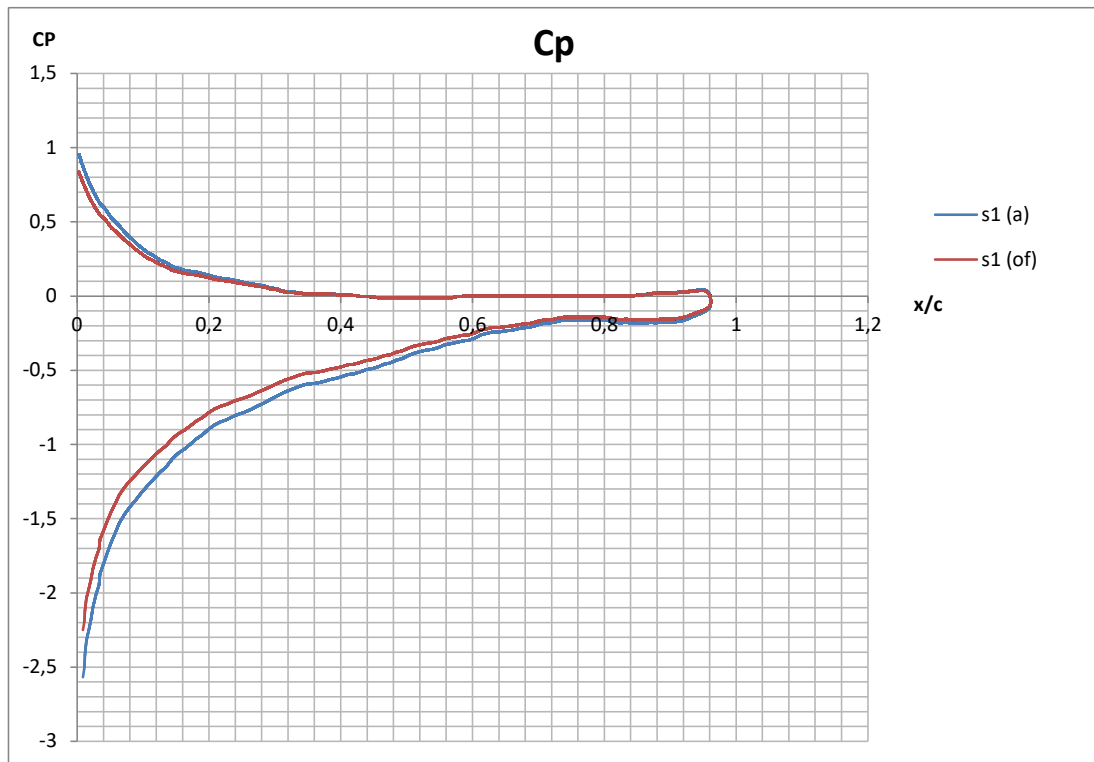
5.2.2) Περίπτωση S1.



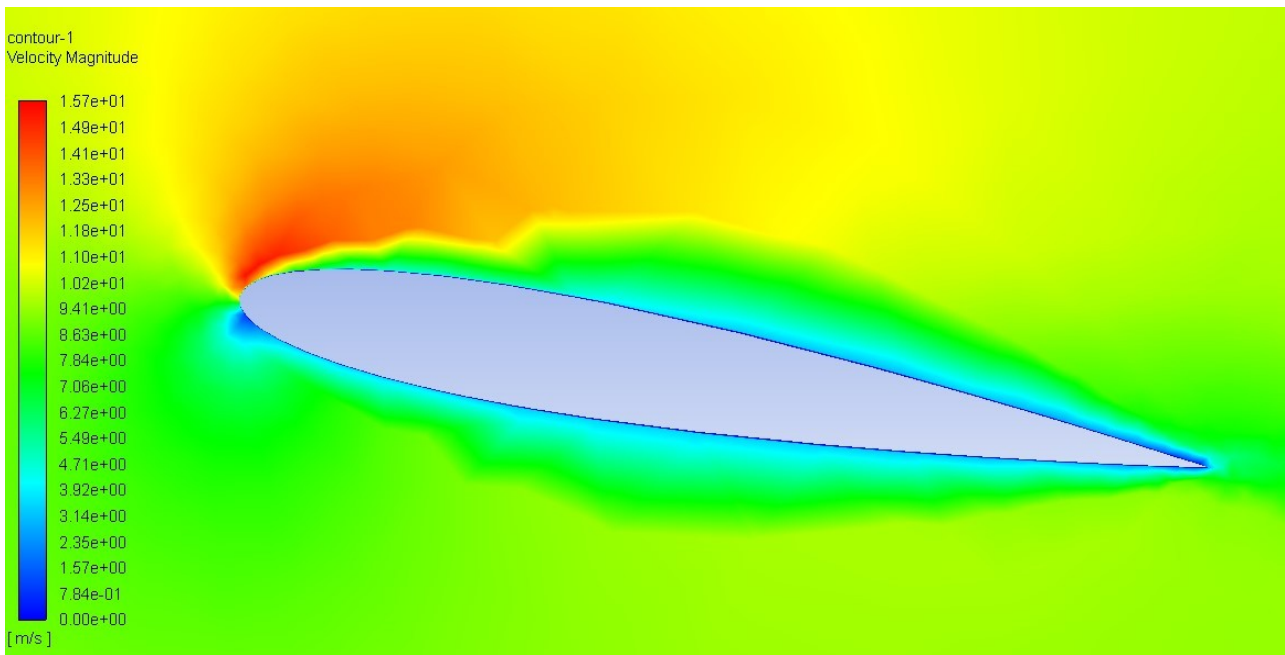
Σχήμα 5.2.14: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1 (Fluent).



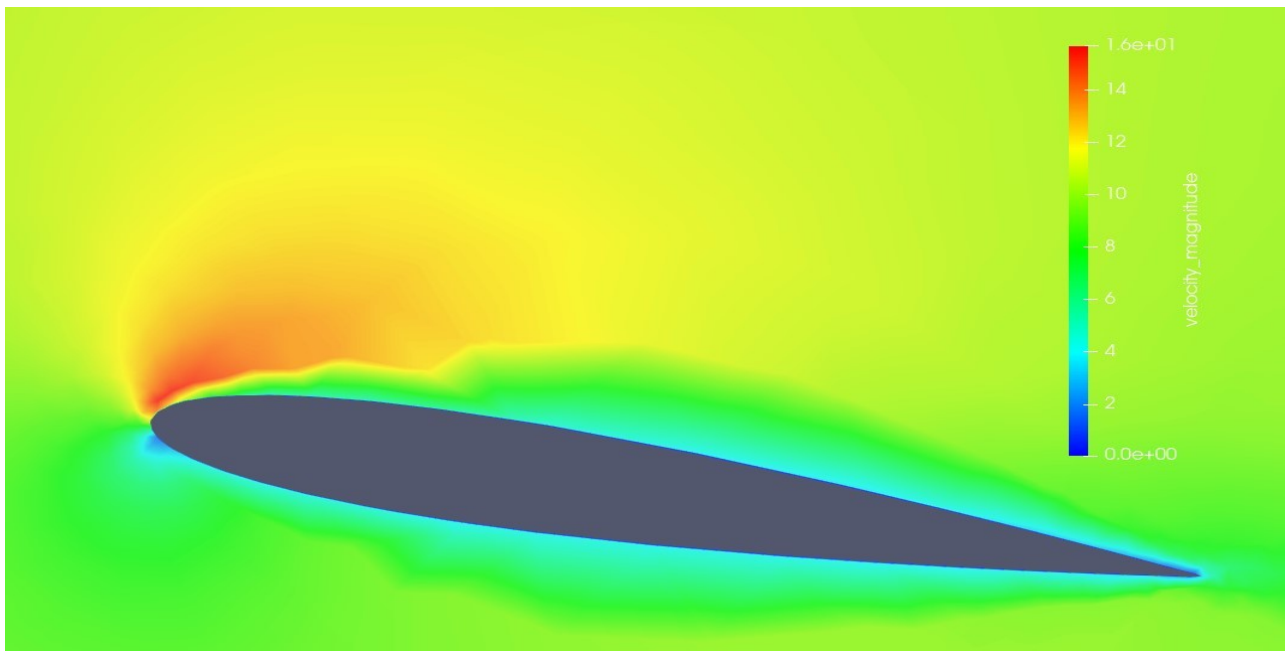
Σχήμα 5.2.15: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1 (OpenFoam).



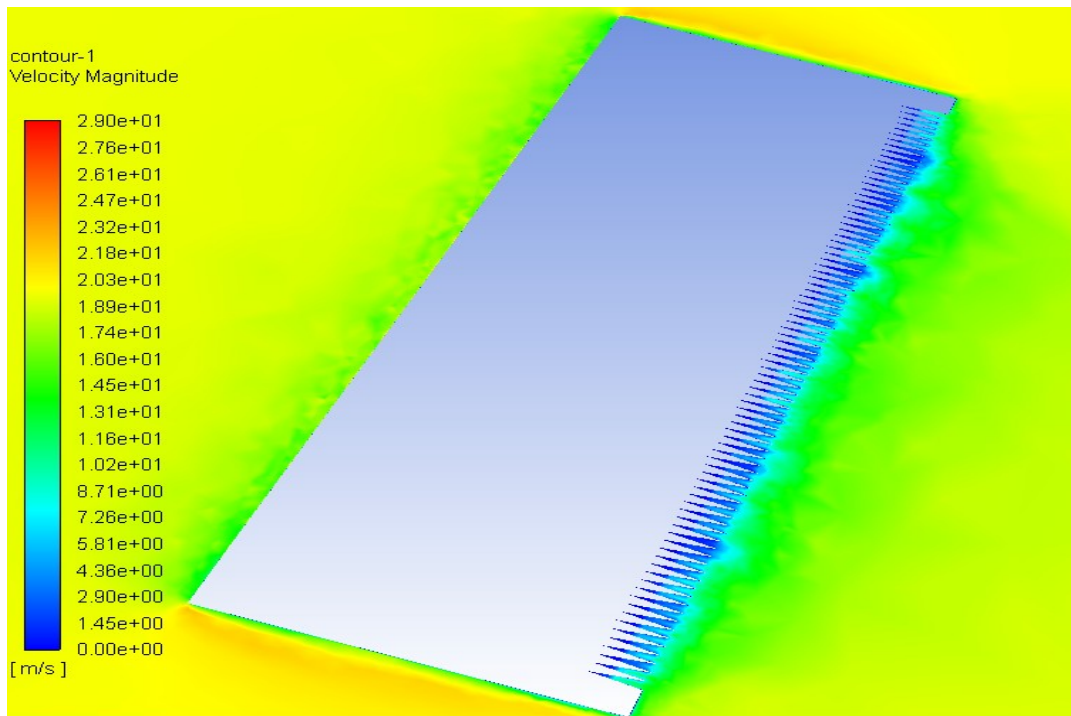
Σχήμα 5.2.16: Διάγραμμα συντελεστή Cp της περίπτωσης S1.



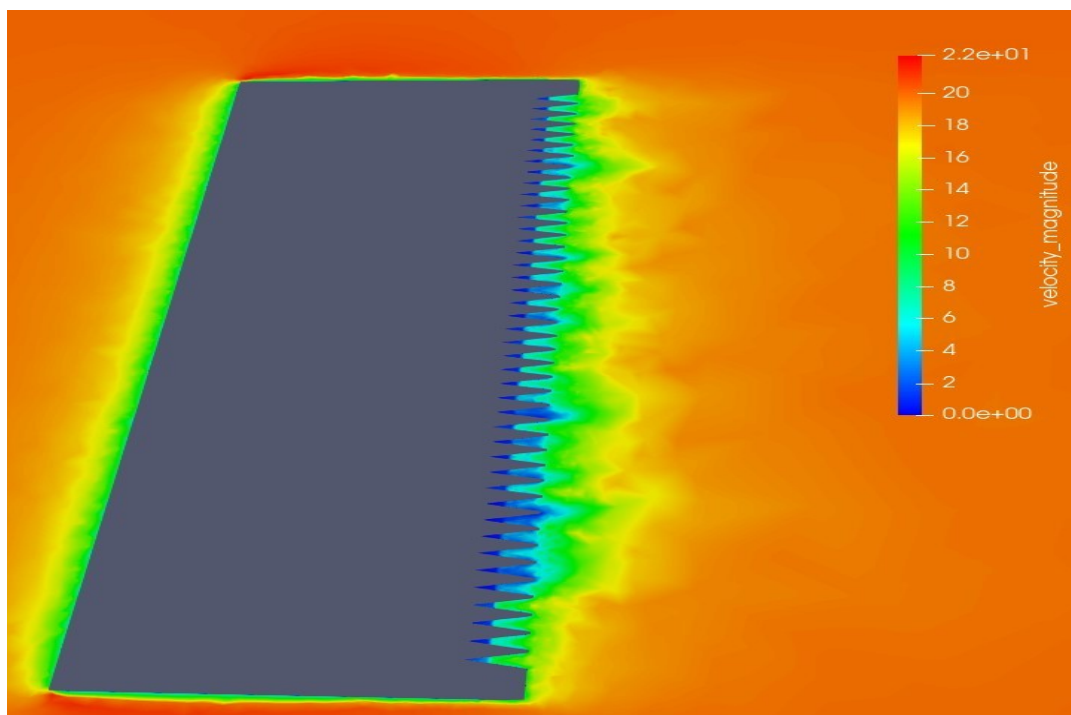
Σχήμα 5.2.17: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 (Fluent).



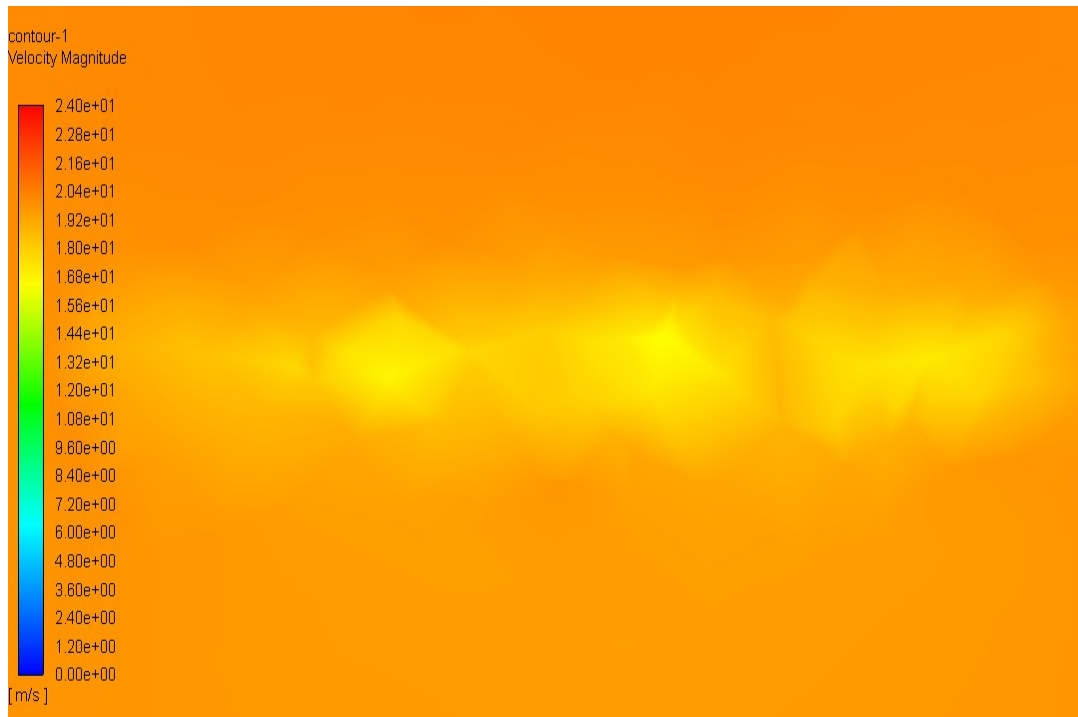
Σχήμα 5.2.18: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 (OpenFoam).



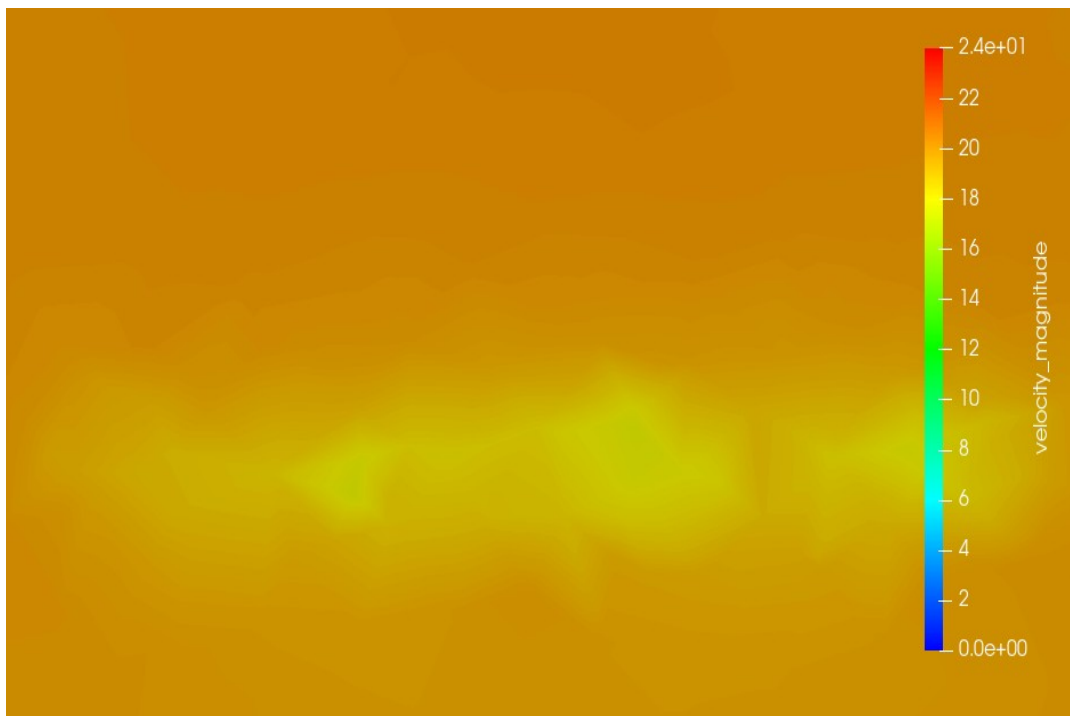
Σχήμα 5.2.19: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 σε τομή (Fluent).



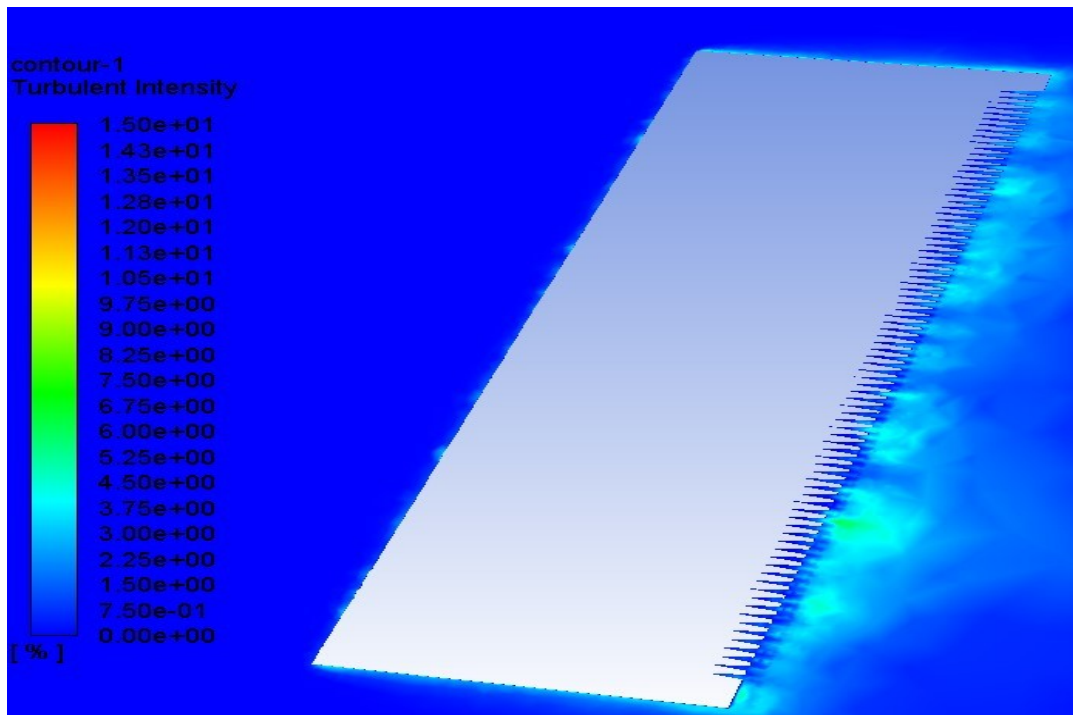
Σχήμα 5.2.20: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1 σε τομή (OpenFoam).



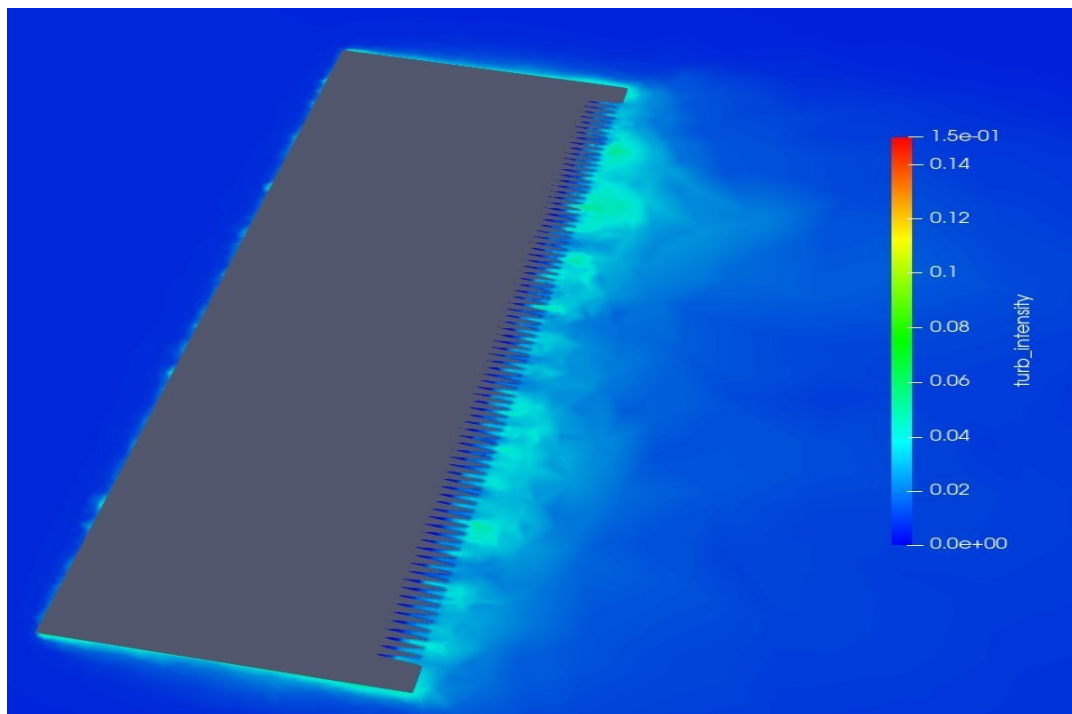
Σχήμα 5.2.21: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).



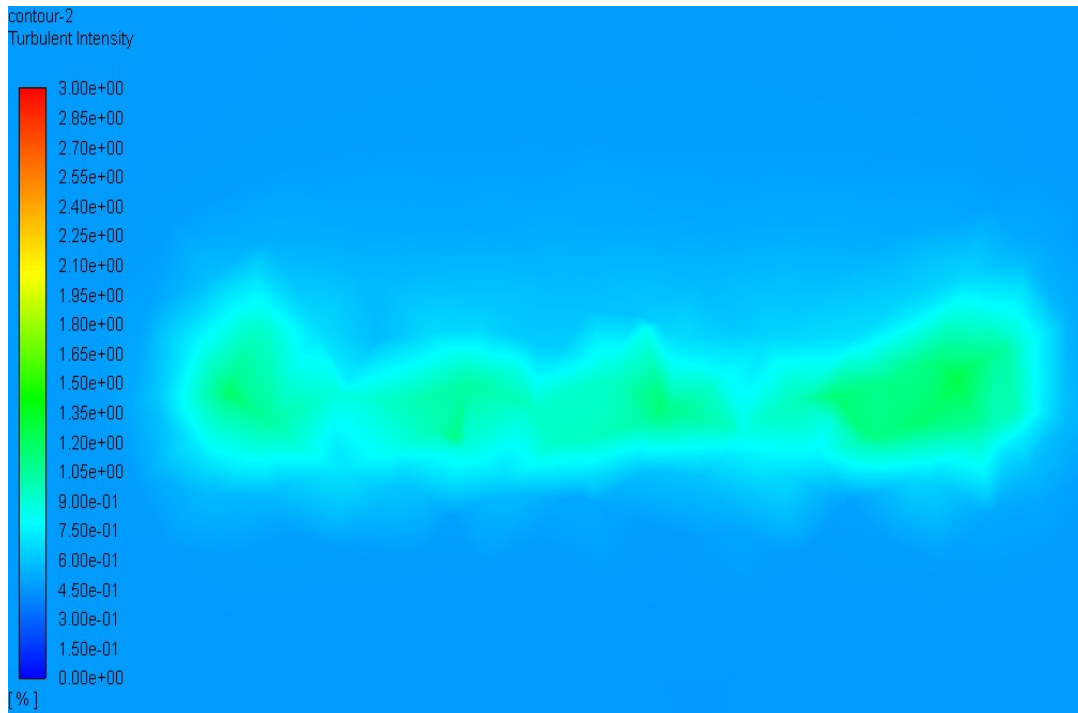
Σχήμα 5.2.22: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



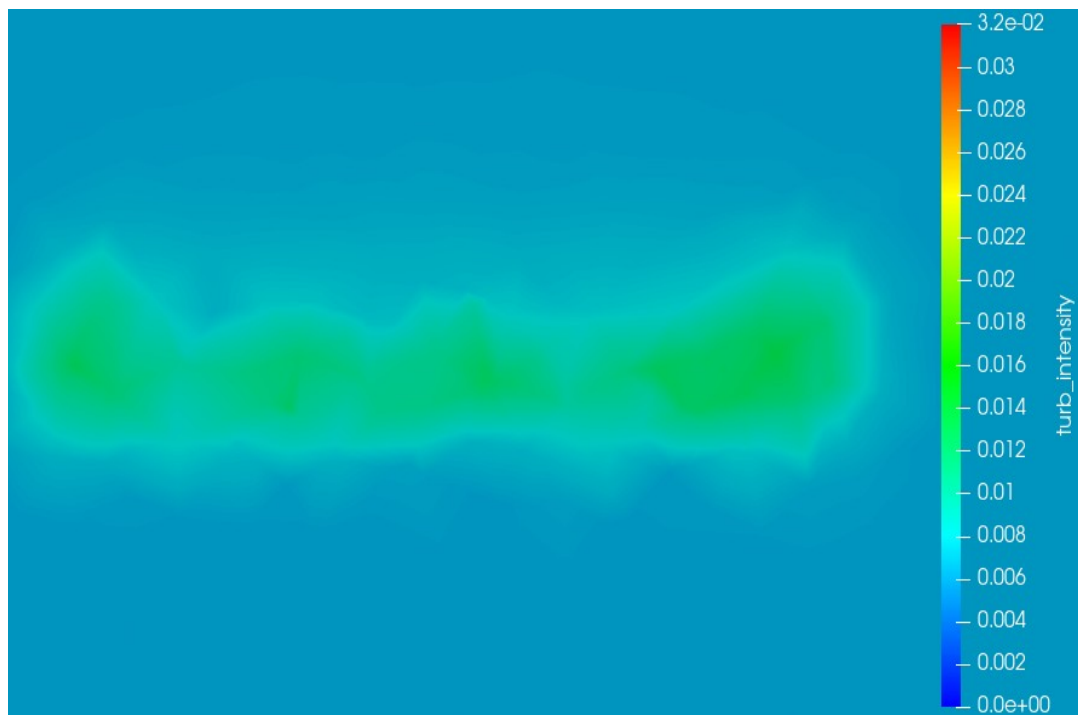
Σχήμα 5.2.23: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1 σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.24: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1 σε τομή (OpenFoam).

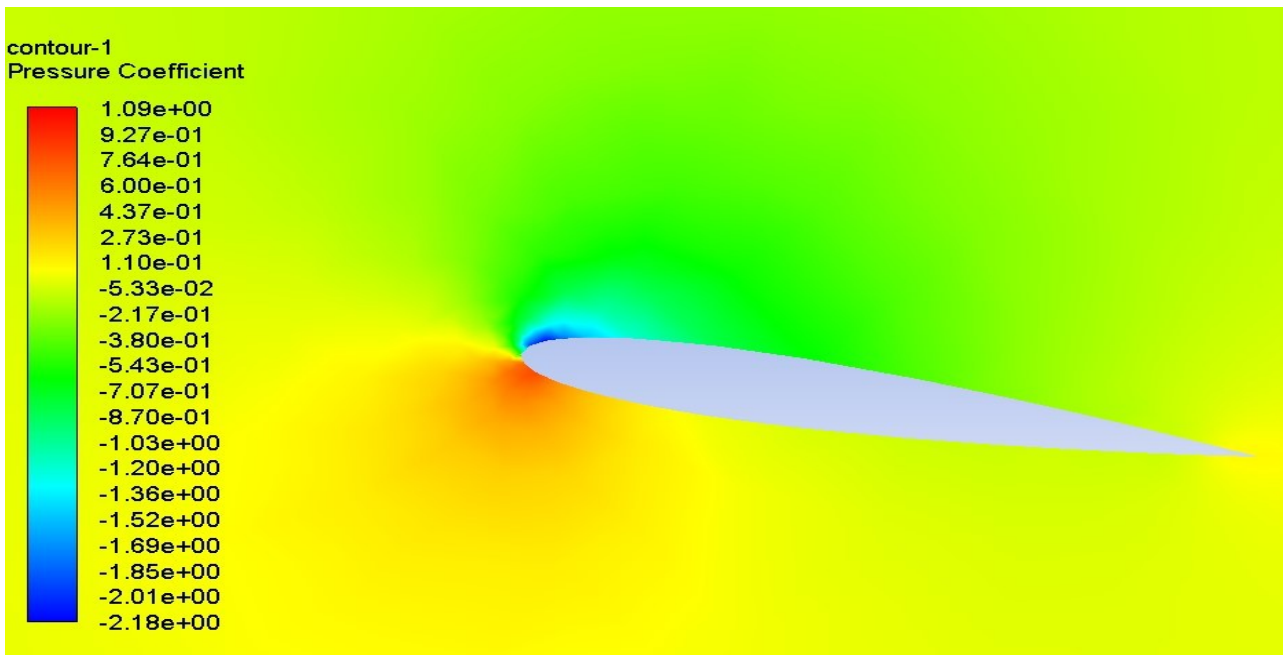


Σχήμα 5.2.25: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

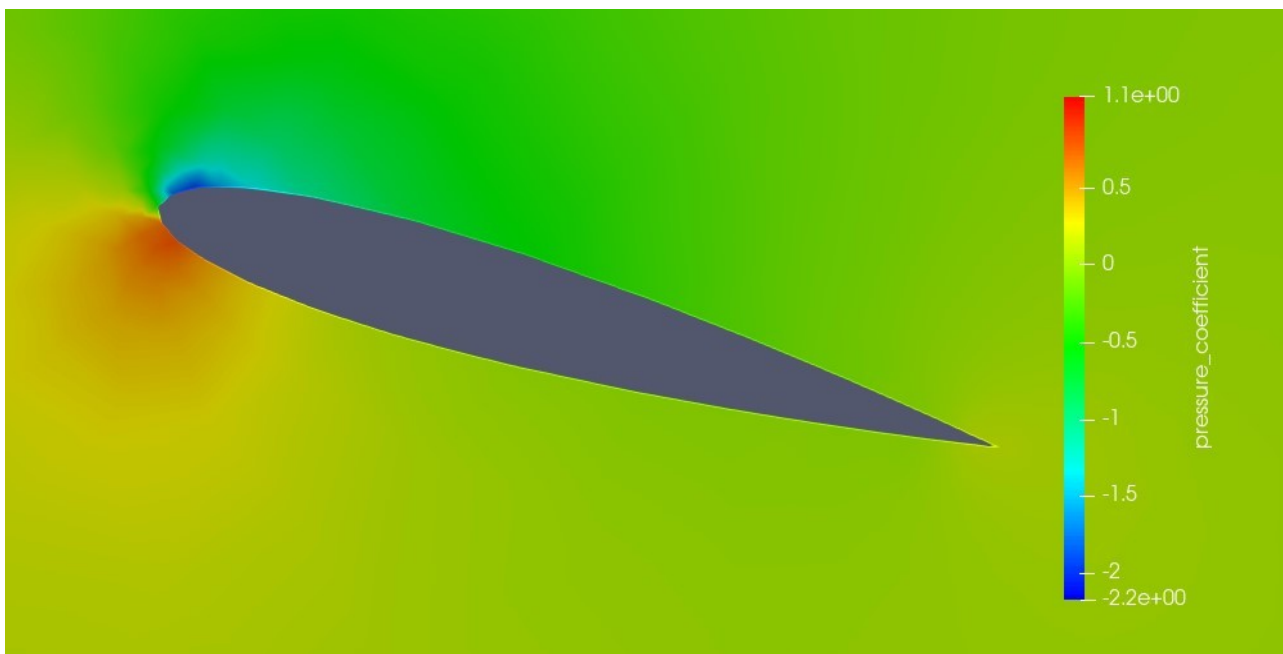


Σχήμα 5.2.26: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

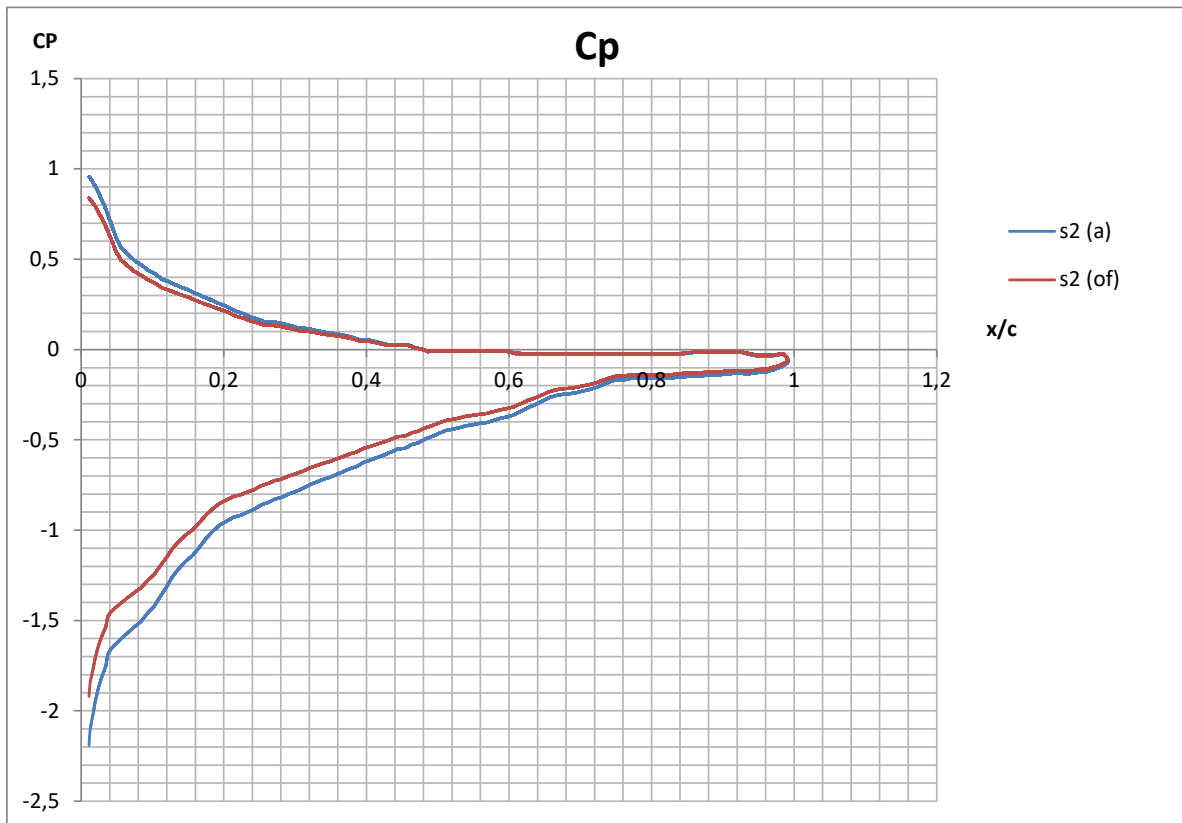
5.2.3) Περίπτωση S2.



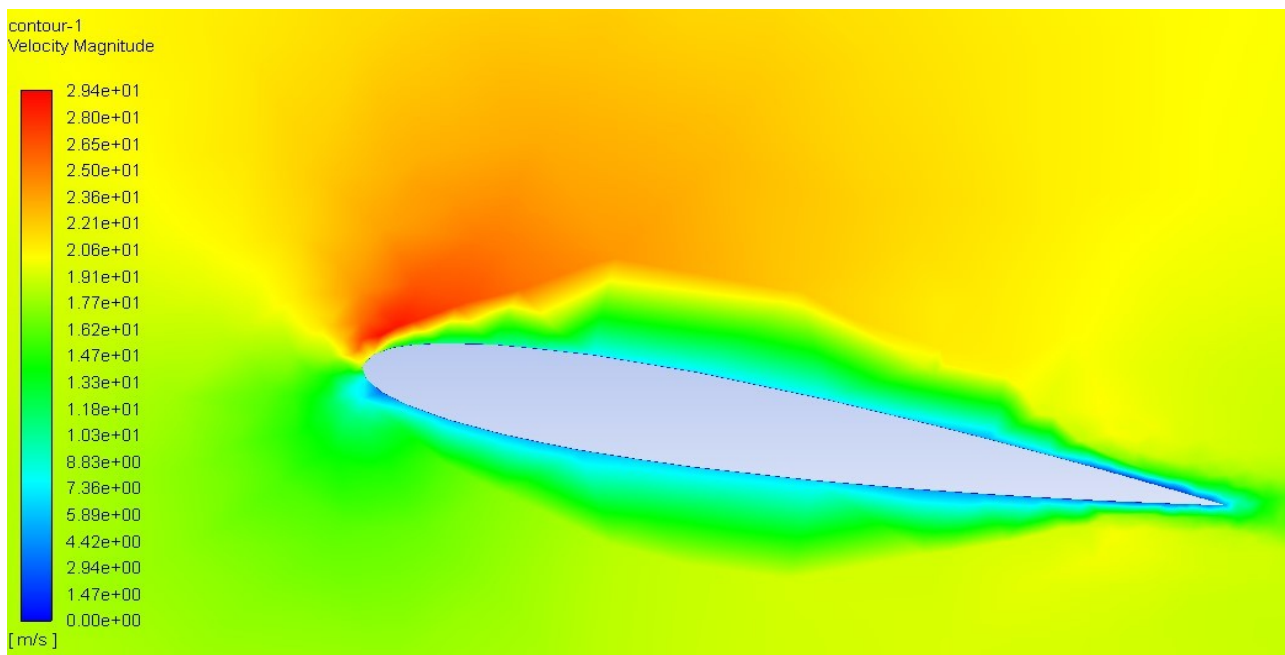
Σχήμα 5.2.27: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2 (Fluent).



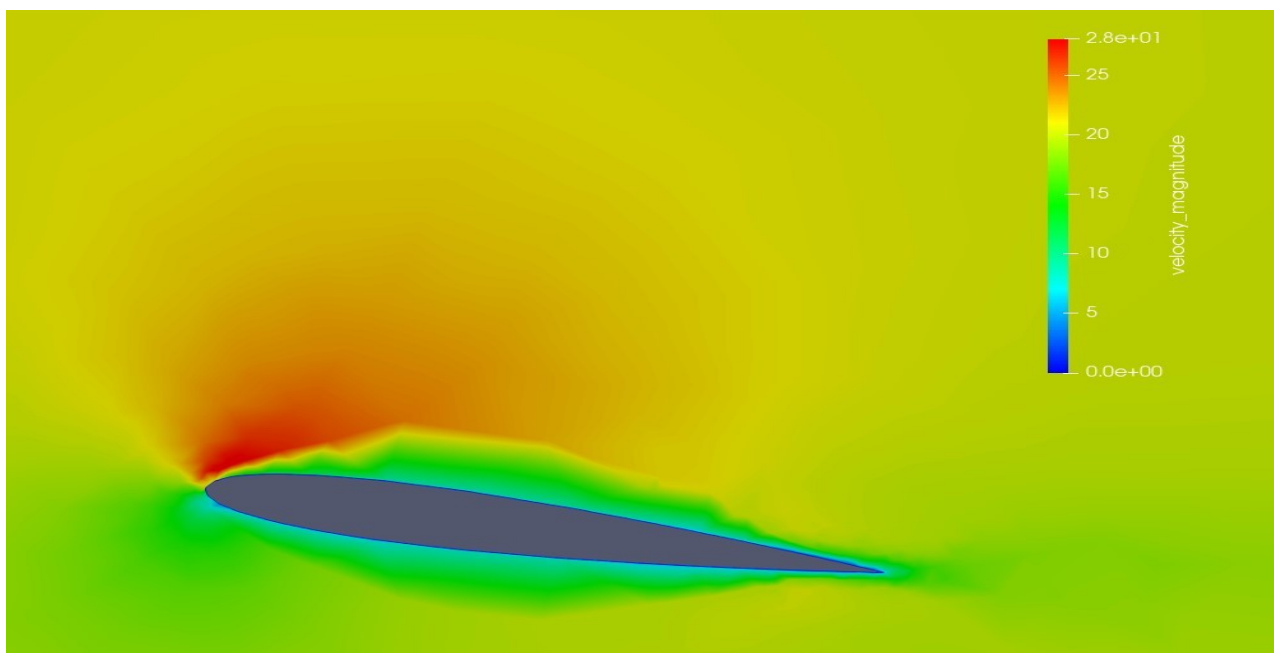
Σχήμα 5.2.28: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2 (OpenFoam).



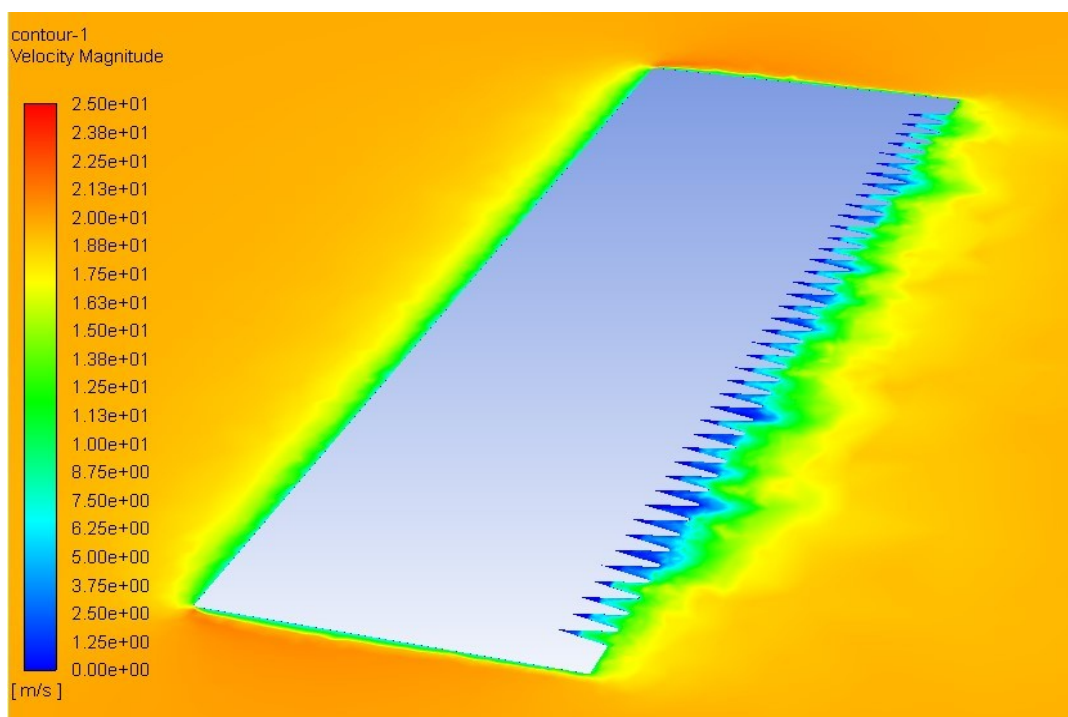
Σχήμα 5.2.29: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης S2.



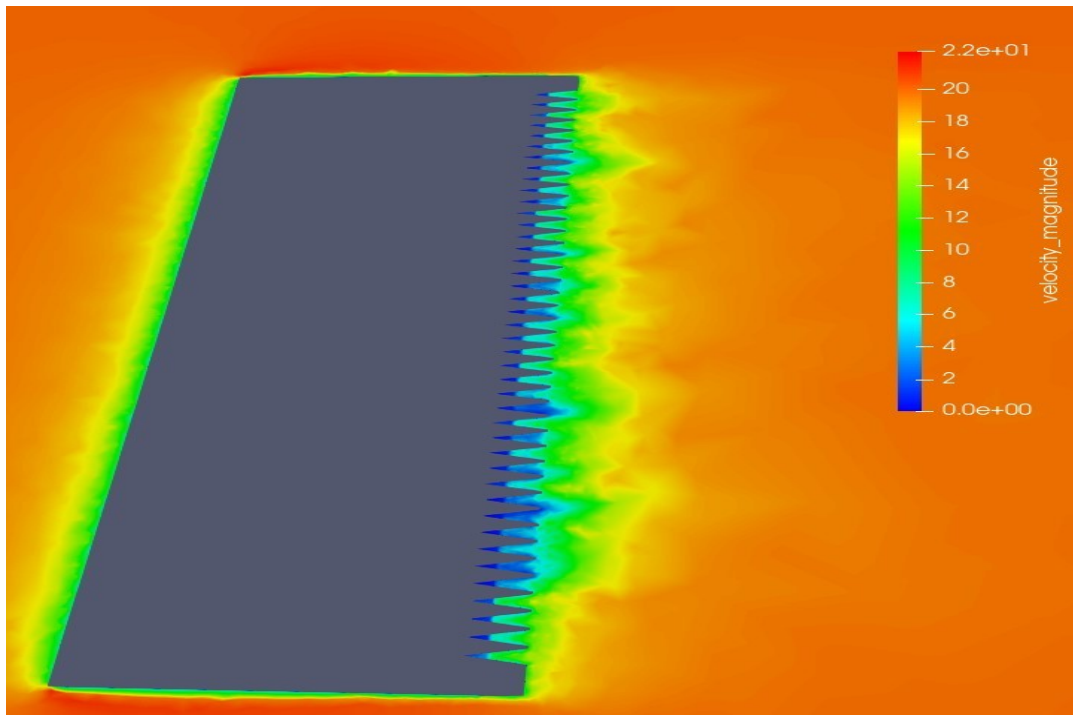
Σχήμα 5.2.30: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 (Fluent).



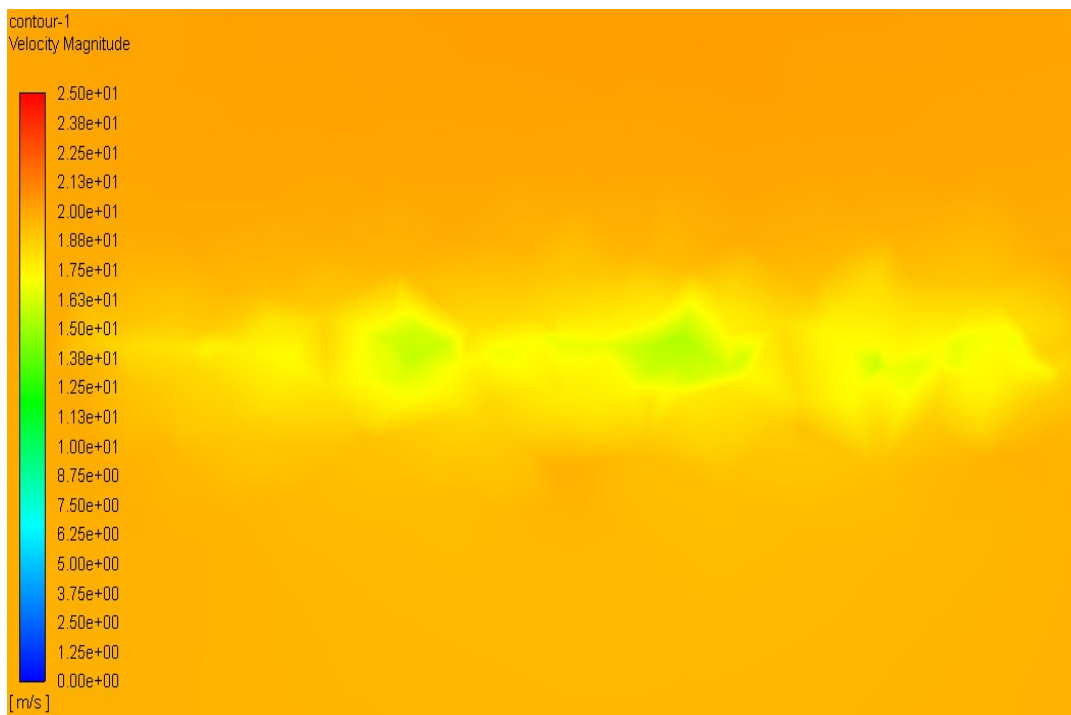
Σχήμα 5.2.31: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 (OpenFoam).



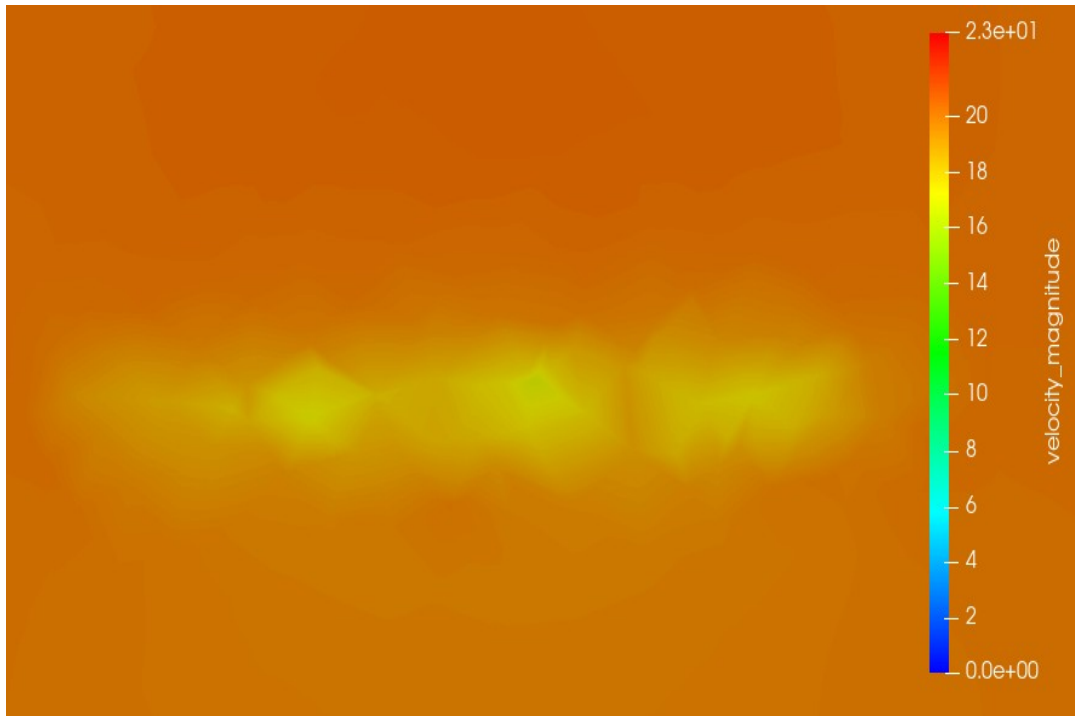
Σχήμα 5.2.32: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 σε τομή (Fluent).



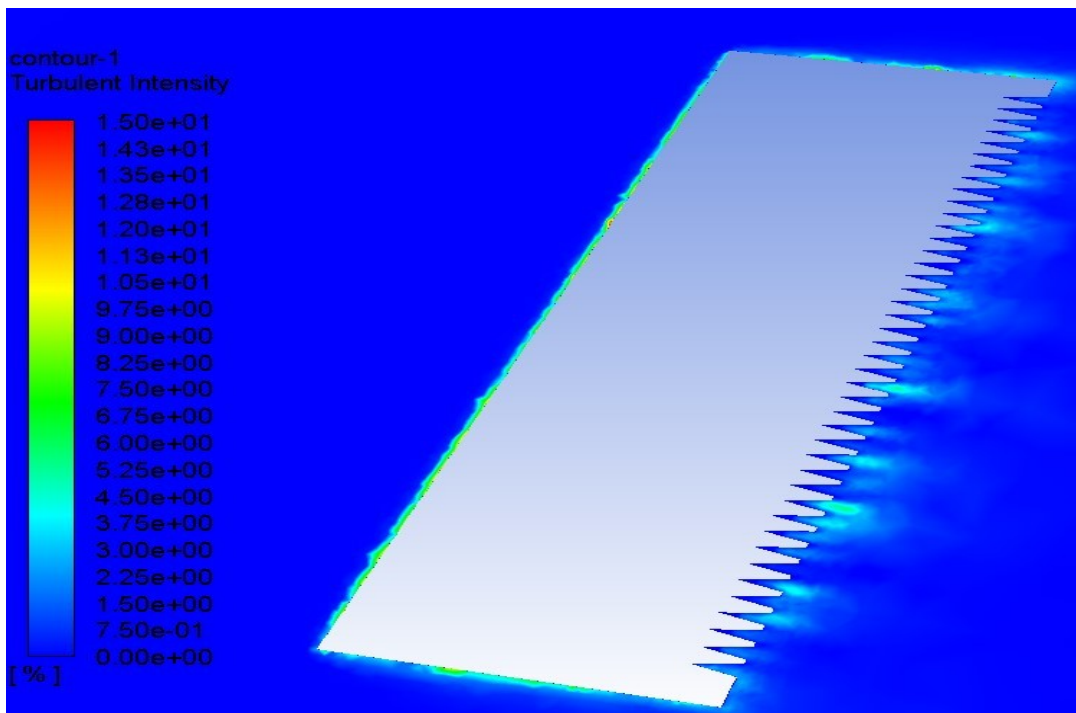
Σχήμα 5.2.33: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2 (OpenFoam)



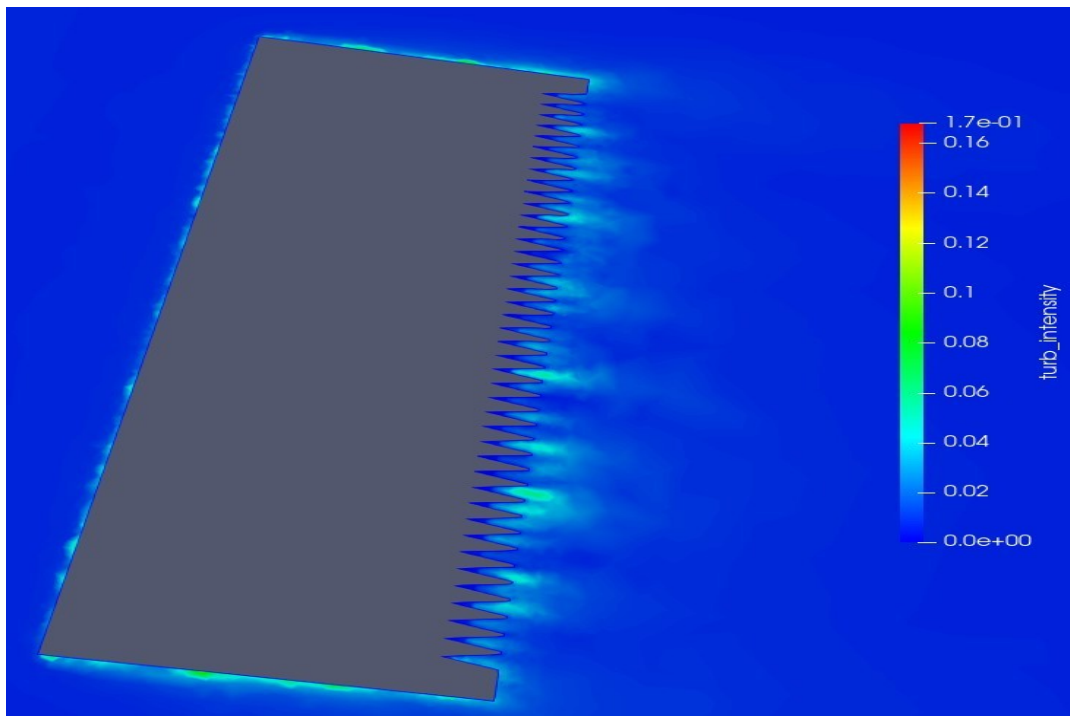
Σχήμα 5.2.34: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).



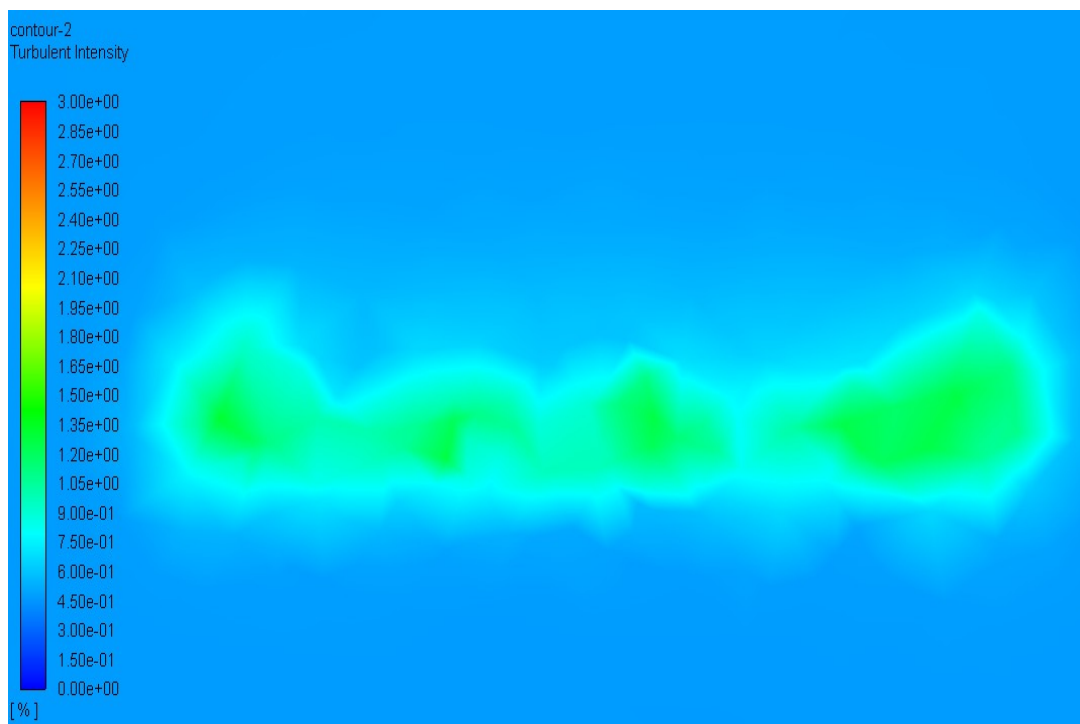
Σχήμα 5.2.35: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



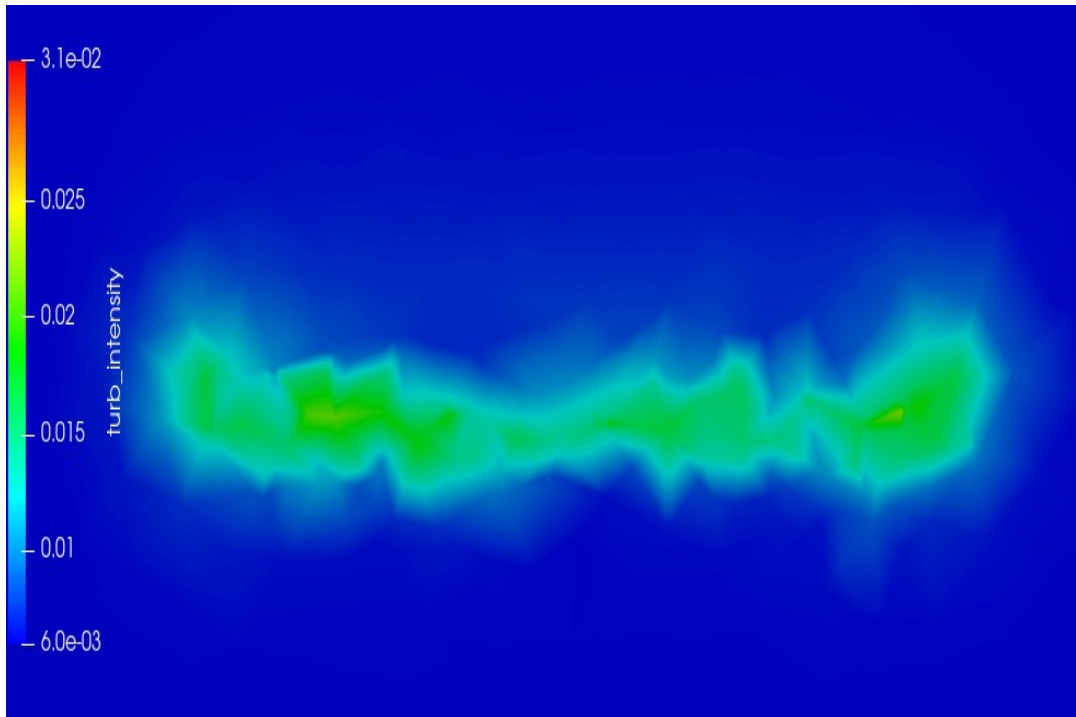
Σχήμα 5.2.36: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2 σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.37: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2 σε τομή (OpenFoam).

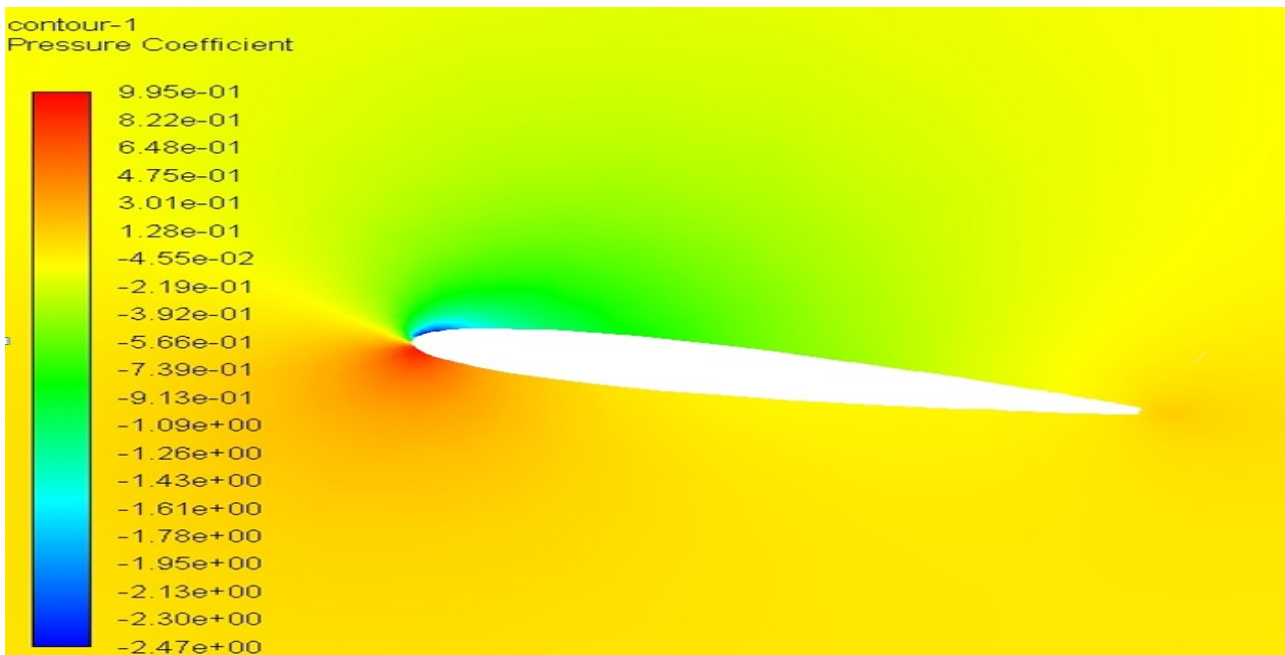


Σχήμα 5.2.38: Ένταση τύρβης στον ομόρου του περυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

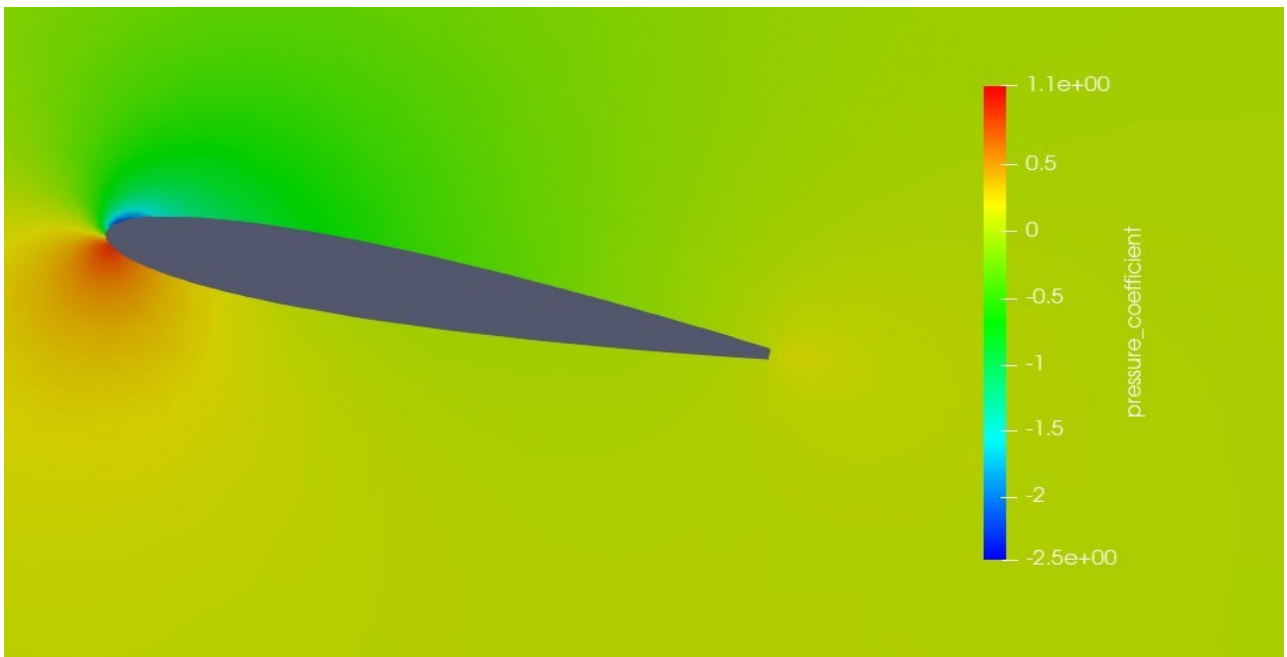


Σχήμα 5.2.39: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

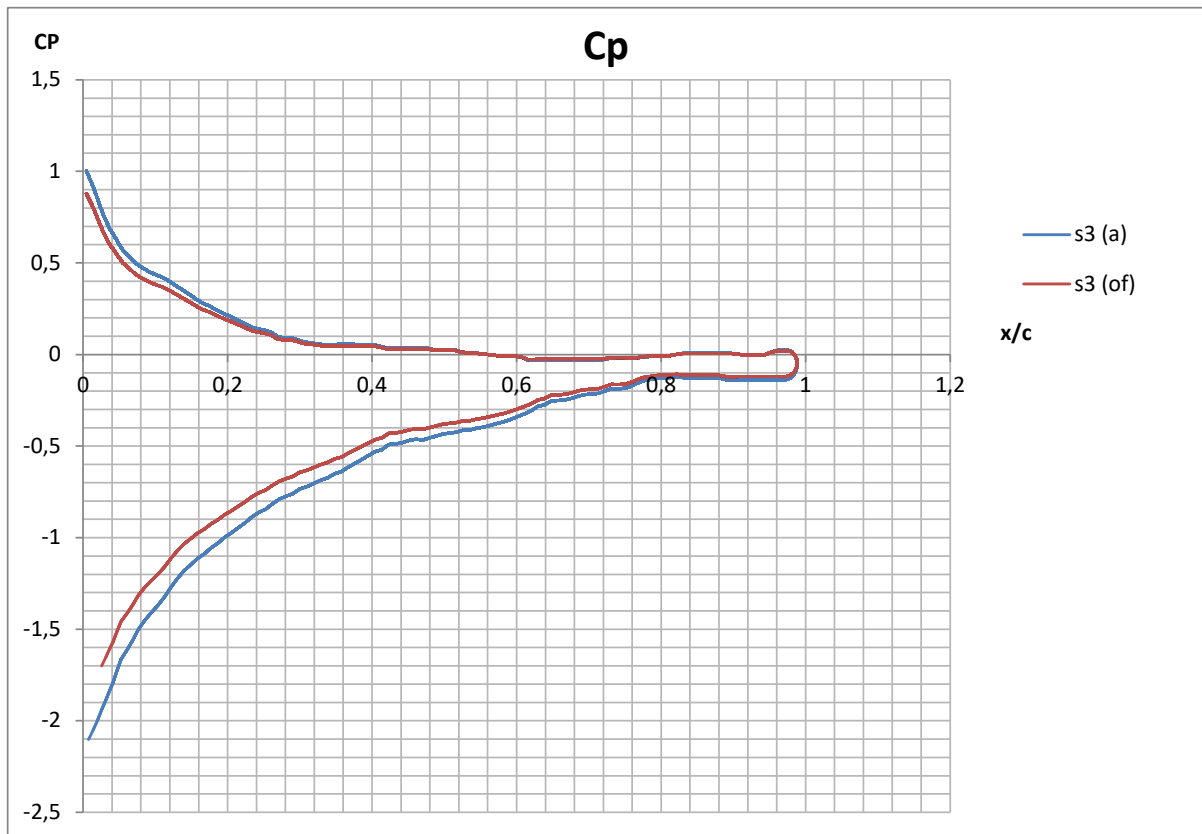
5.2.4) Περίπτωση S3.



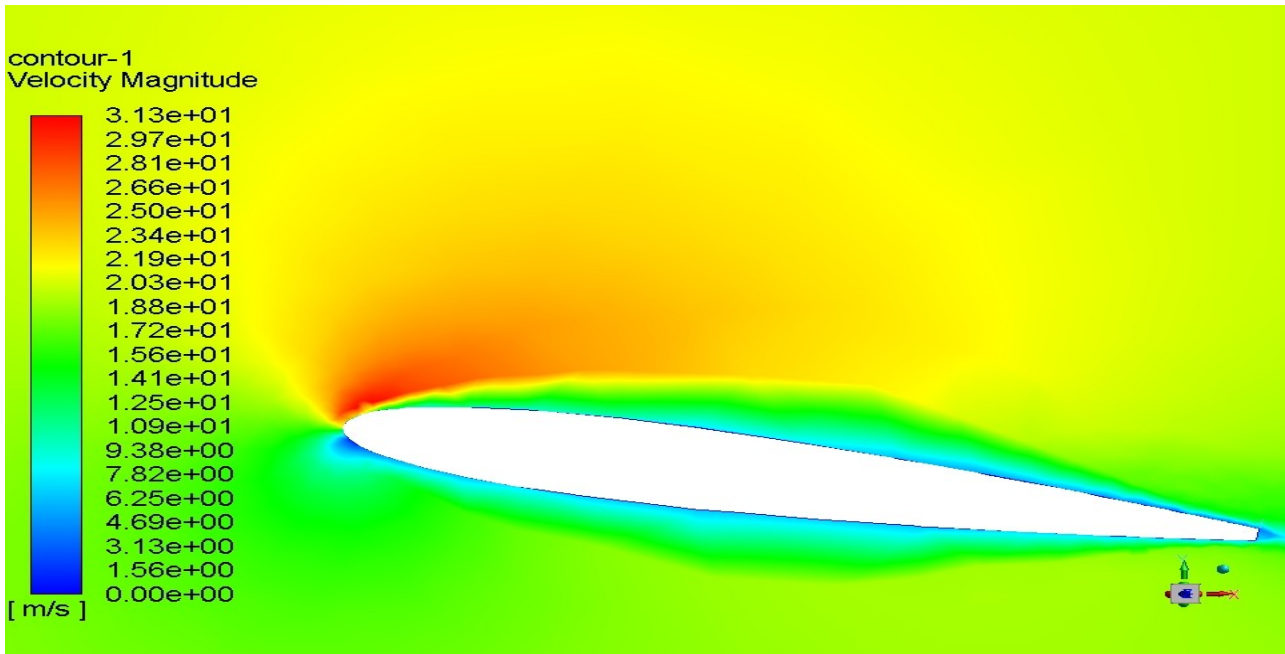
Σχήμα 5.2.40.: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3 (Fluent).



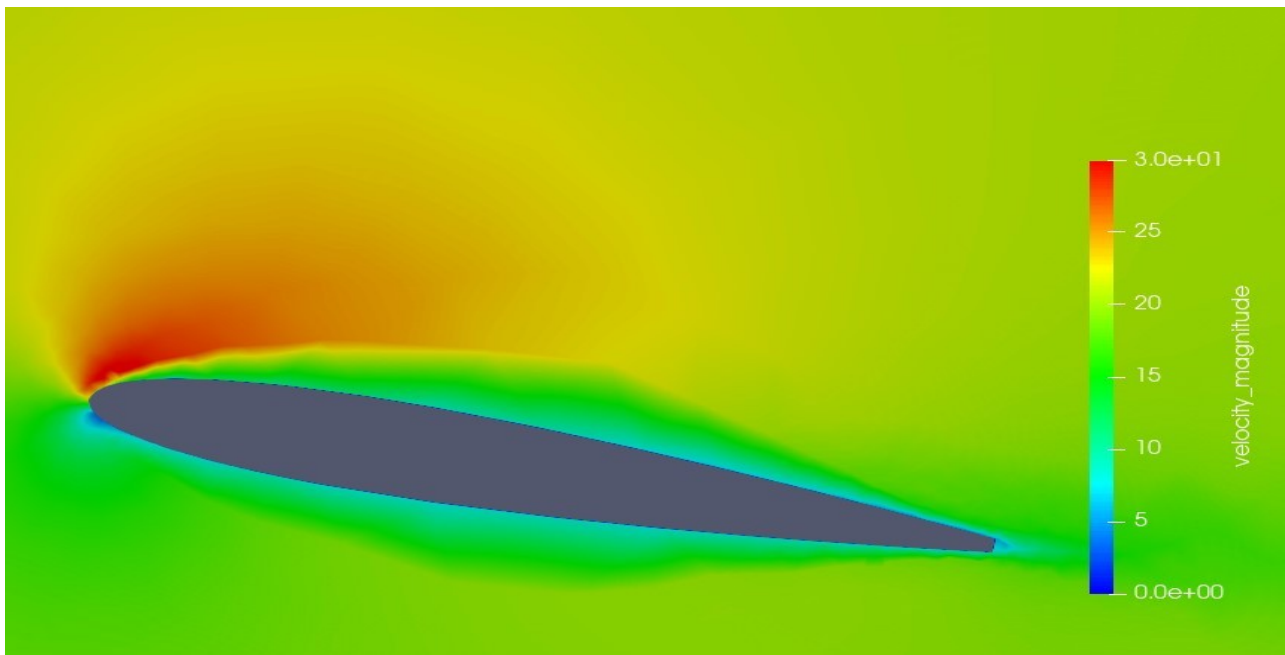
Σχήμα 5.2.41: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3 (OpenFoam).



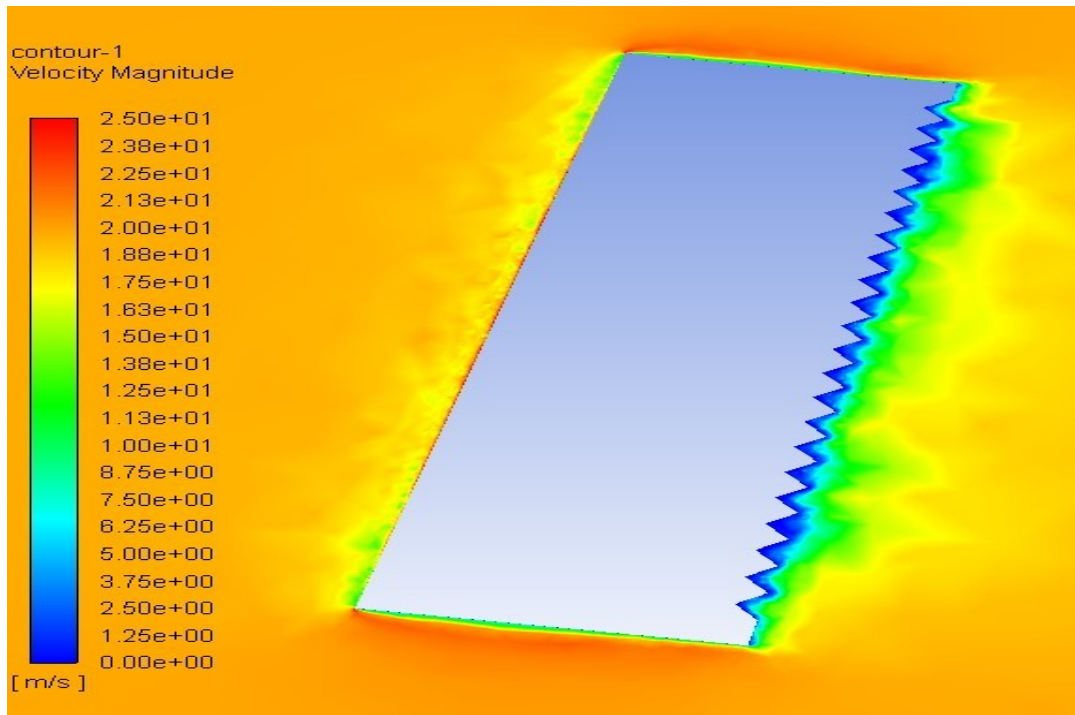
Σχήμα 5.2.42: Διάγραμμα συντελεστή Cp της περίπτωσης s3.



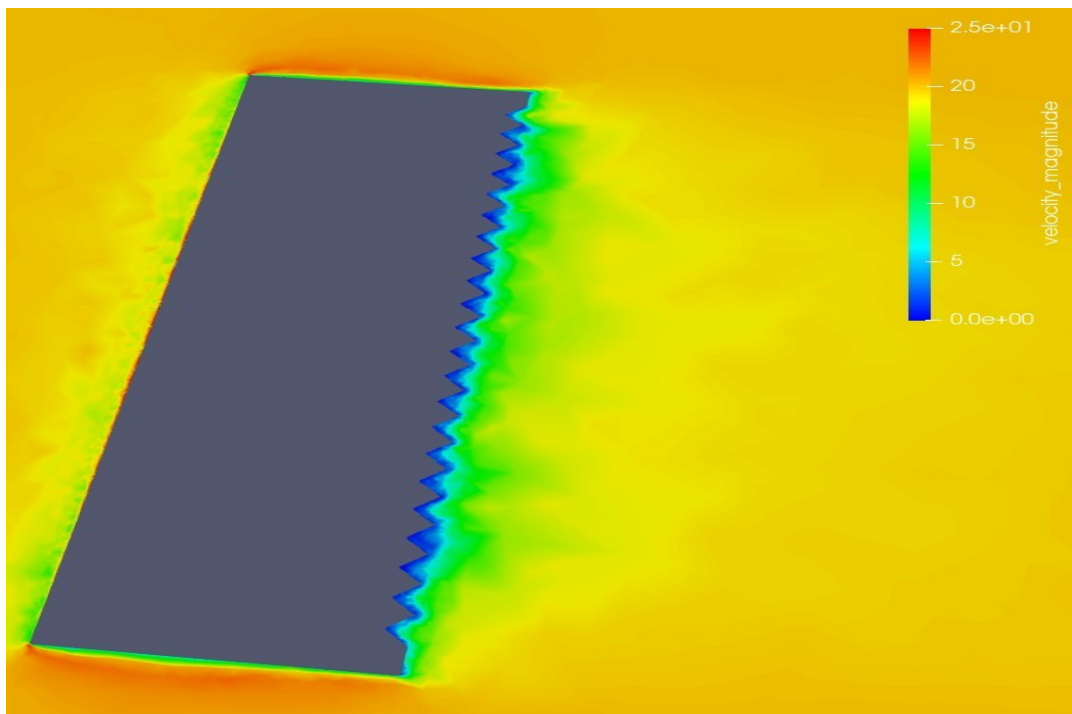
Σχήμα 5.2.43: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (Fluent).



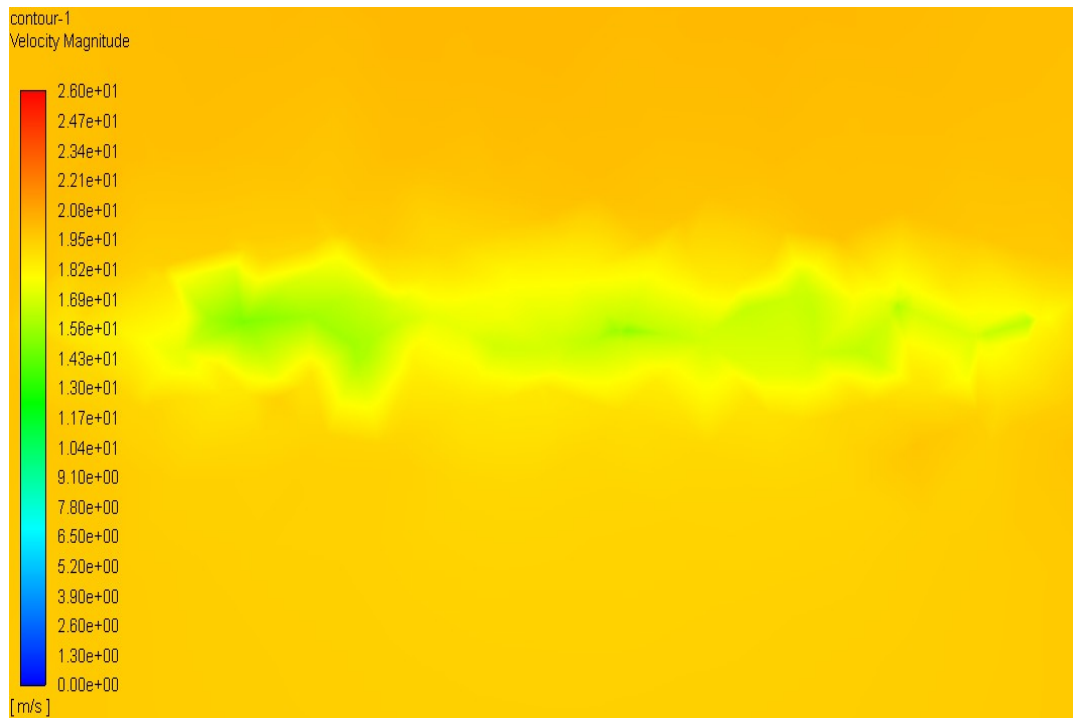
Σχήμα 5.2.44: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 (OpenFoam).



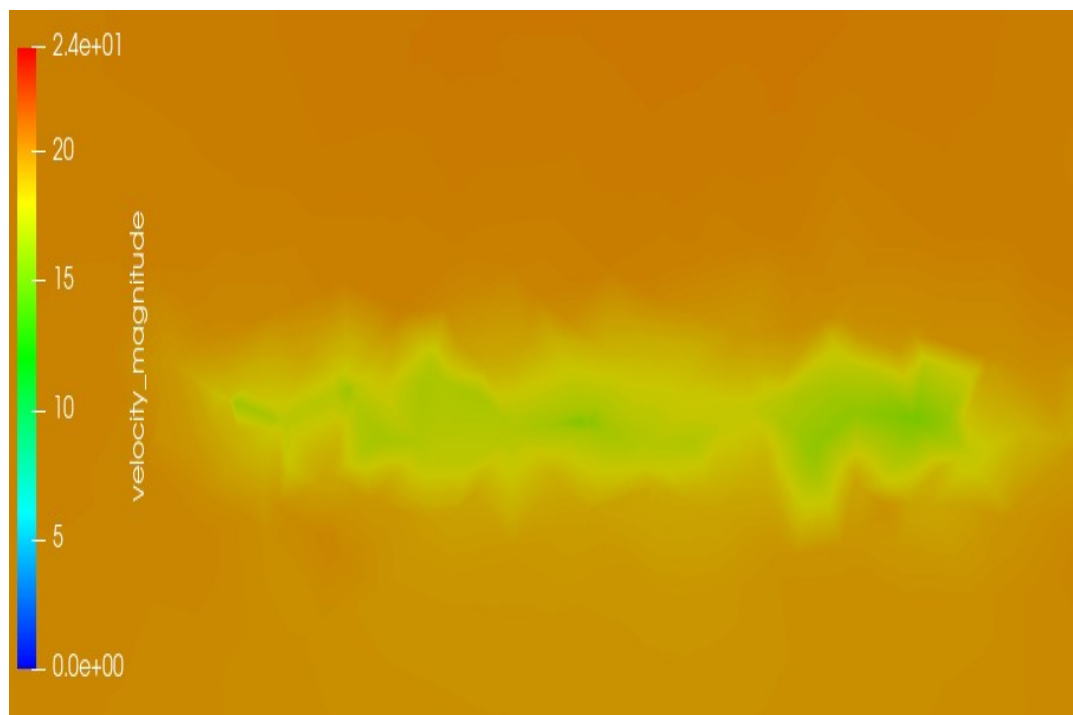
Σχήμα 5.2.45: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 σε τομή (Fluent).



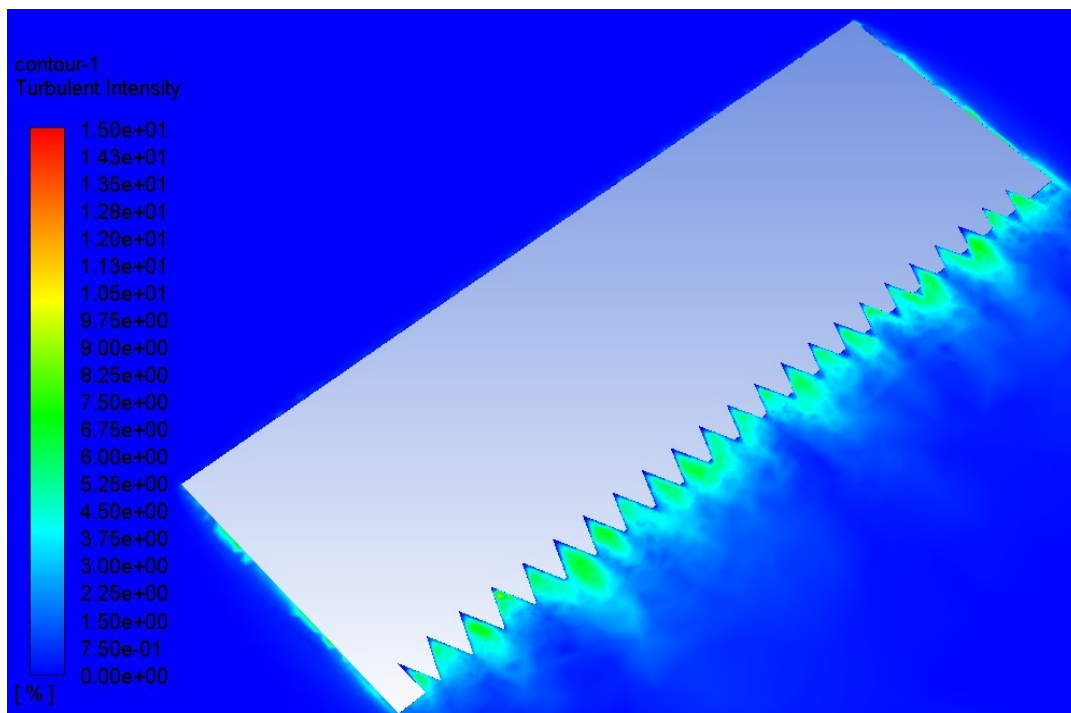
Σχήμα 5.2.46: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3 σε τομή (OpenFoam).



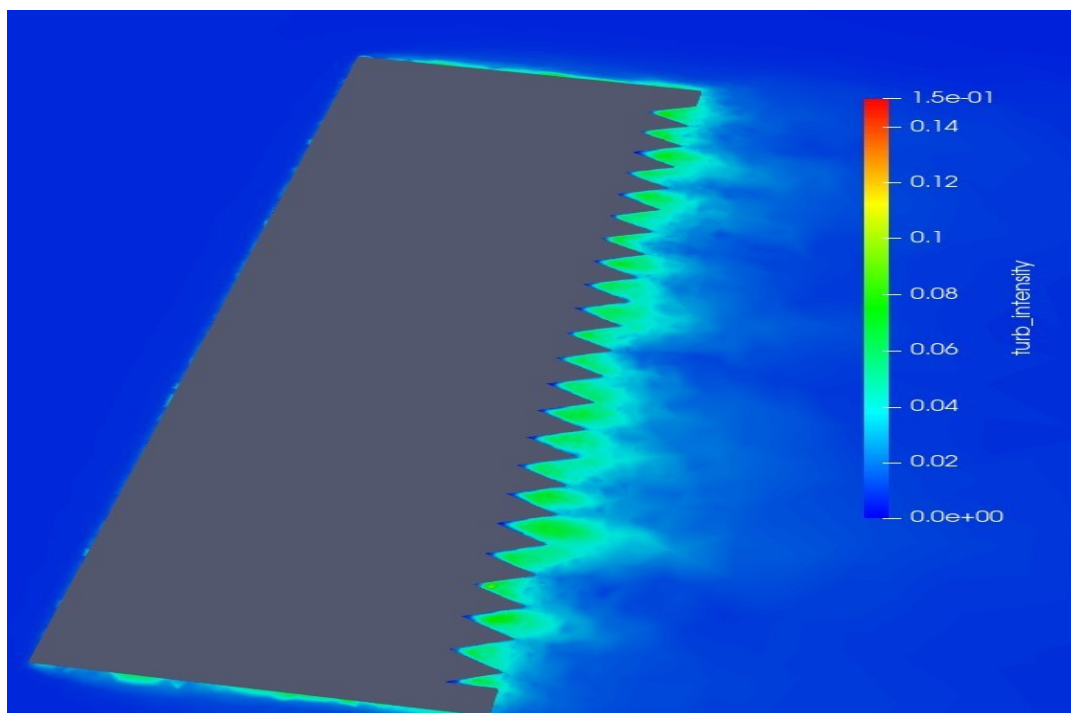
Σχήμα 5.2.47: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).



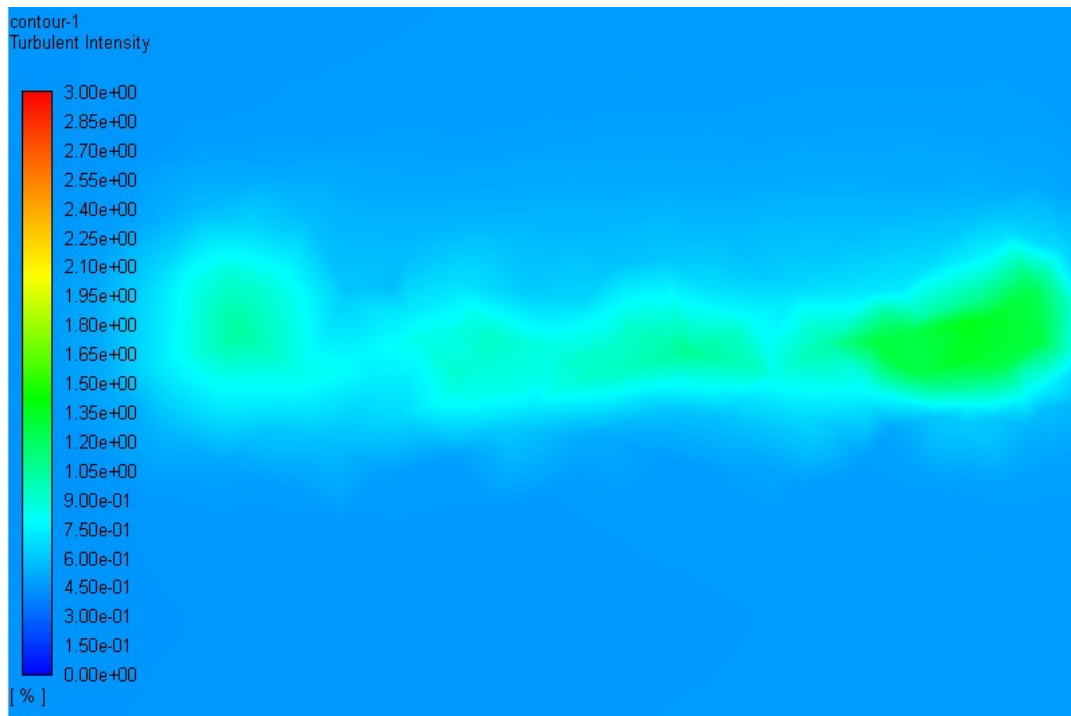
Σχήμα 5.2.48: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



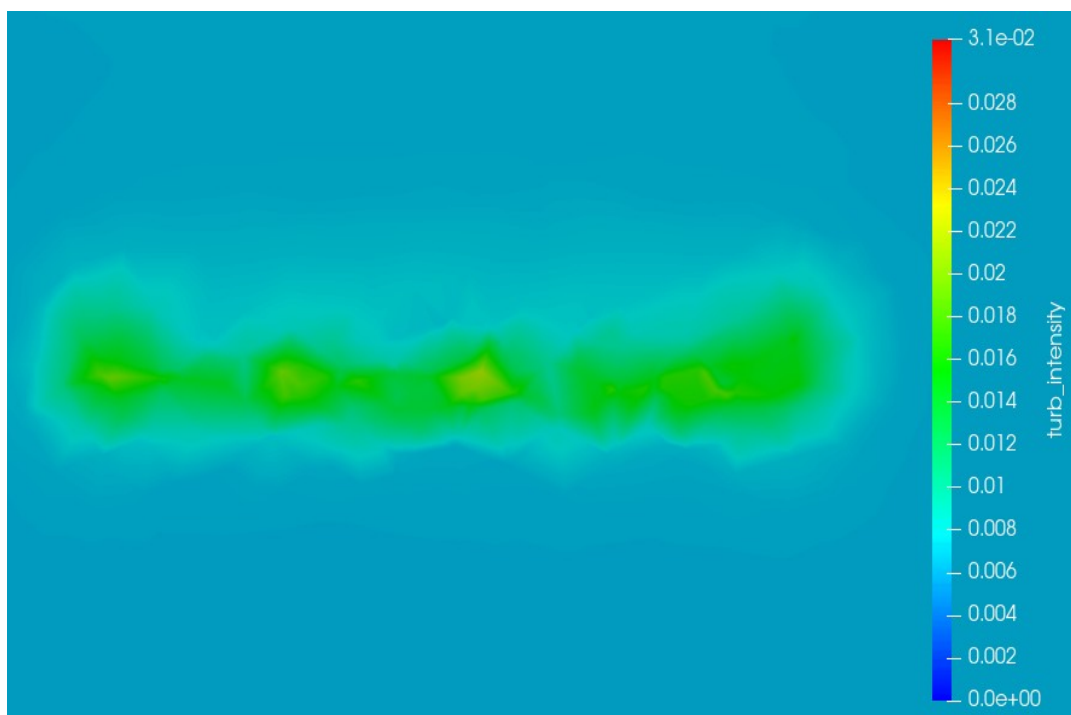
Σχήμα 5.2.49: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3 σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.50: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3 σε τομή (OpenFoam).

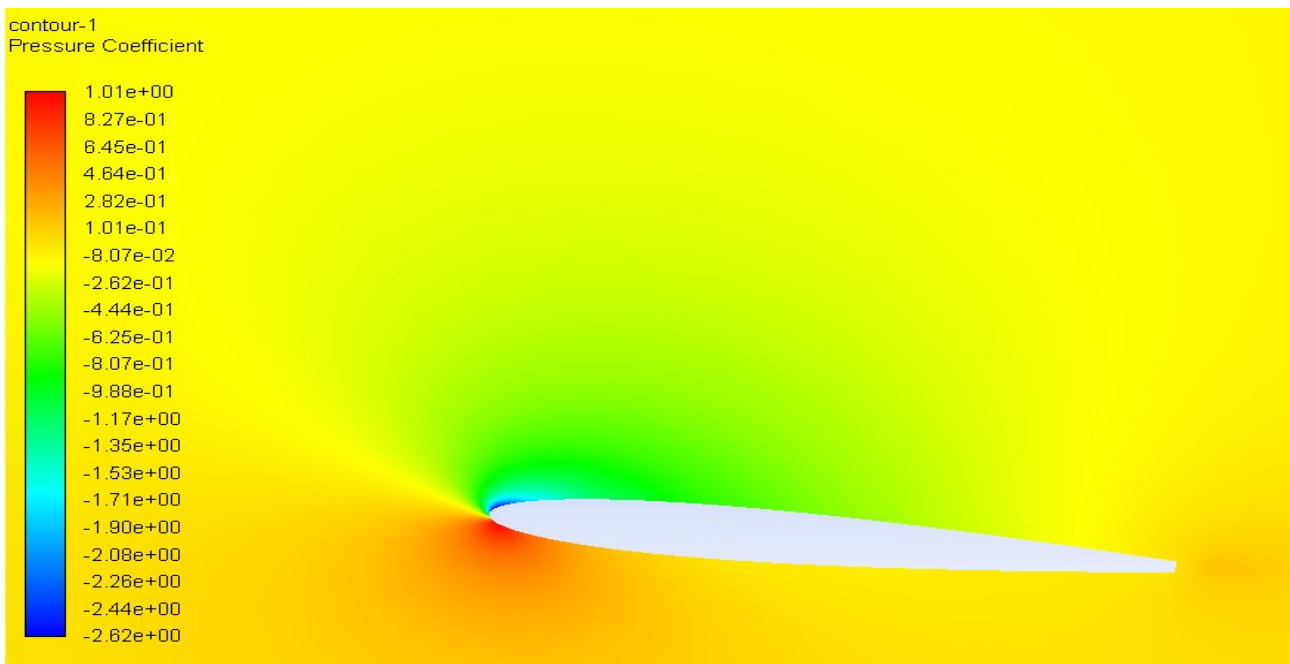


Σχήμα 5.2.51: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).

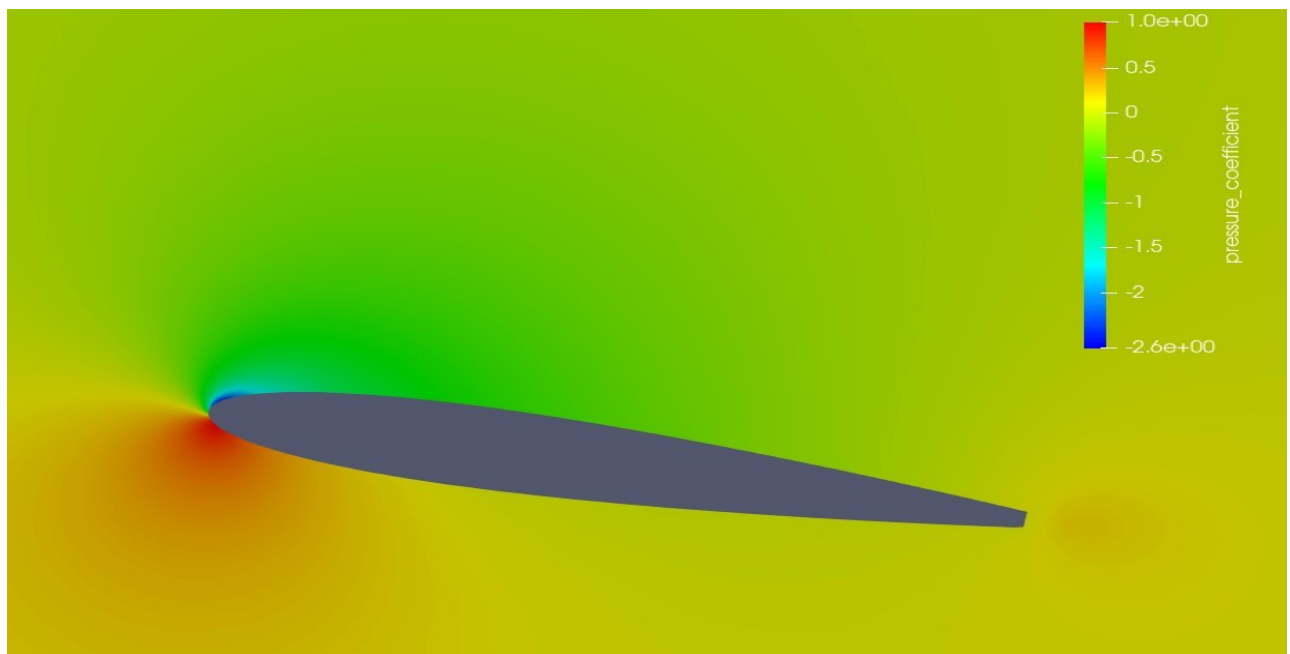


Σχήμα 5.2.52: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

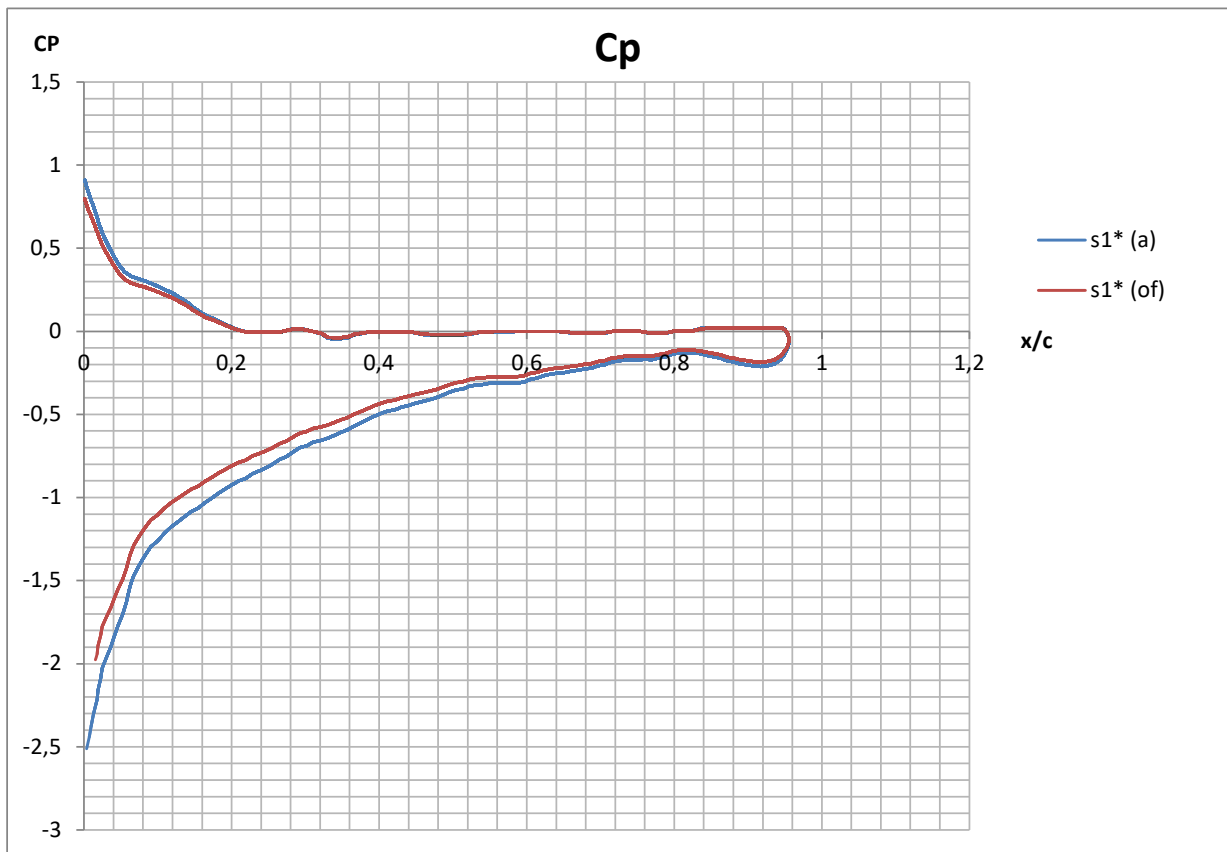
5.2.5) Περίπτωση S1*



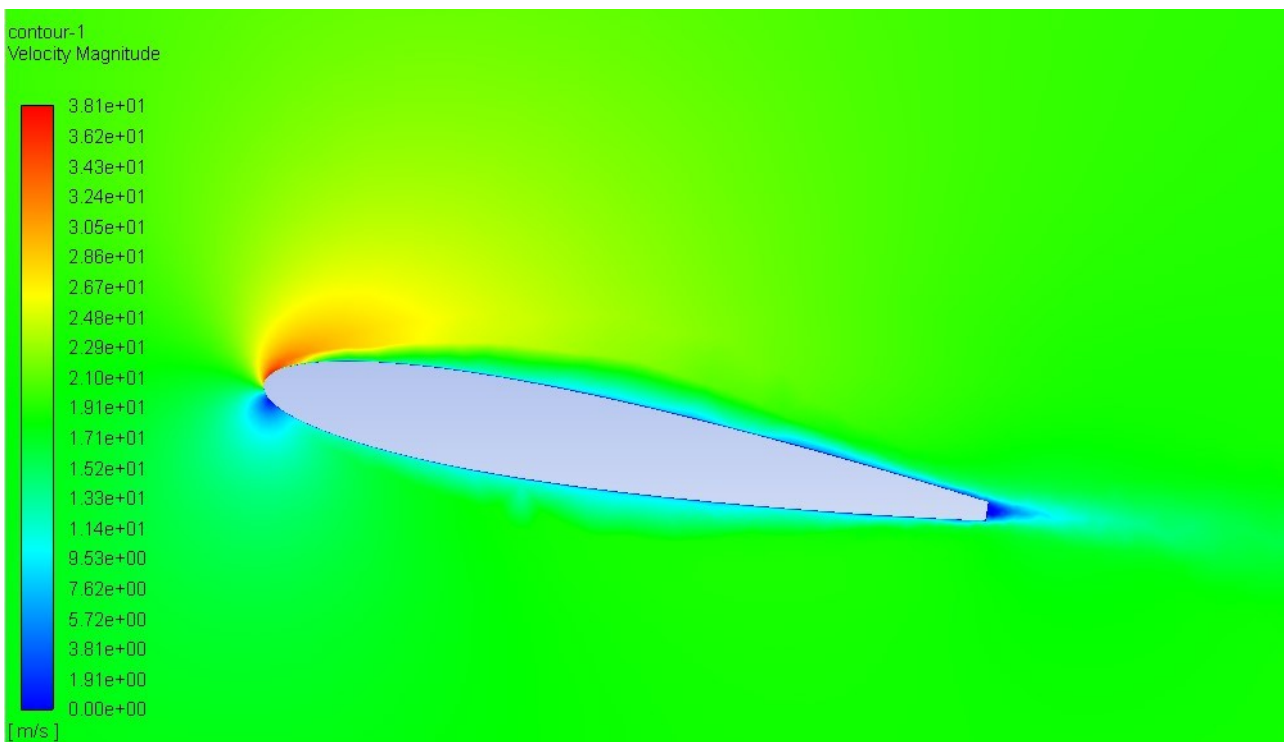
Σχήμα 5.2.53: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1* (Fluent).



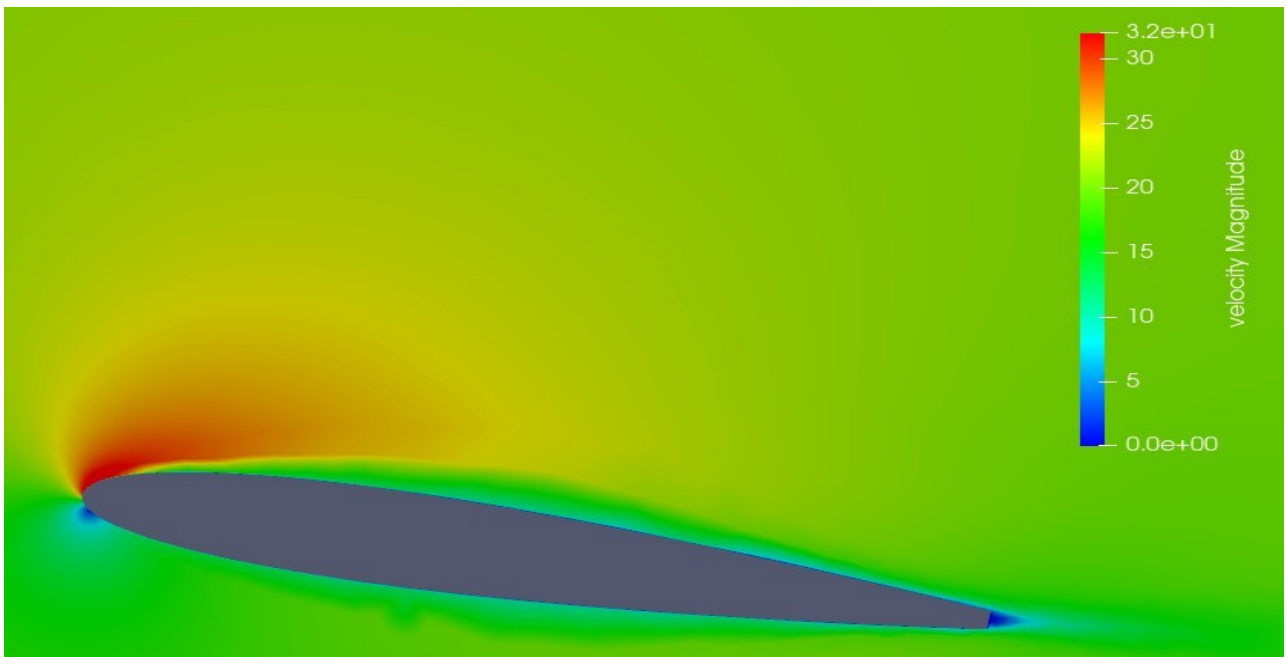
Σχήμα 5.2.54: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S1* (OpenFoam).



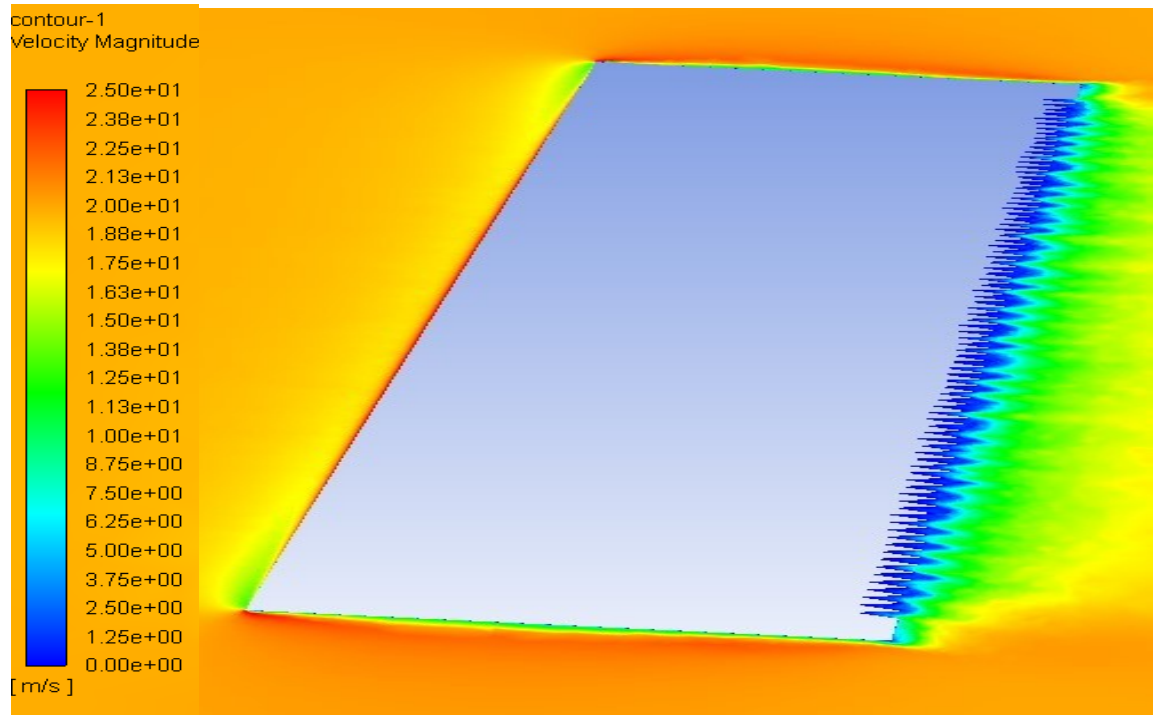
Σχήμα 5.2.55: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης $S1^*$.



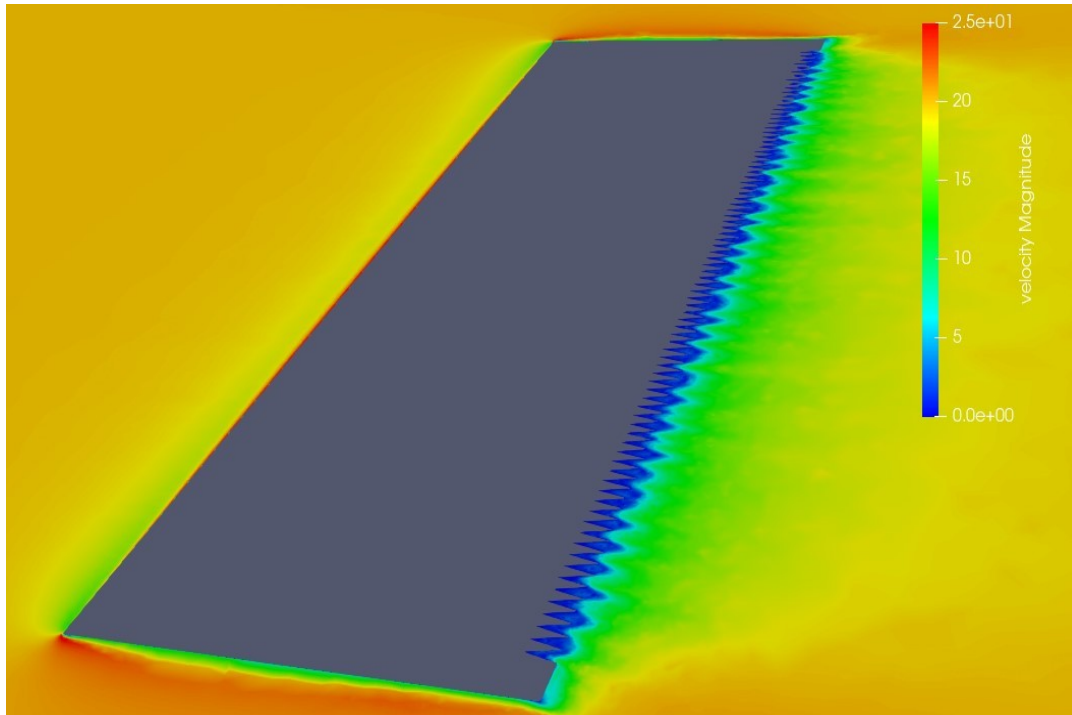
Σχήμα 5.2.56: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης $S1^*$ (Fluent).



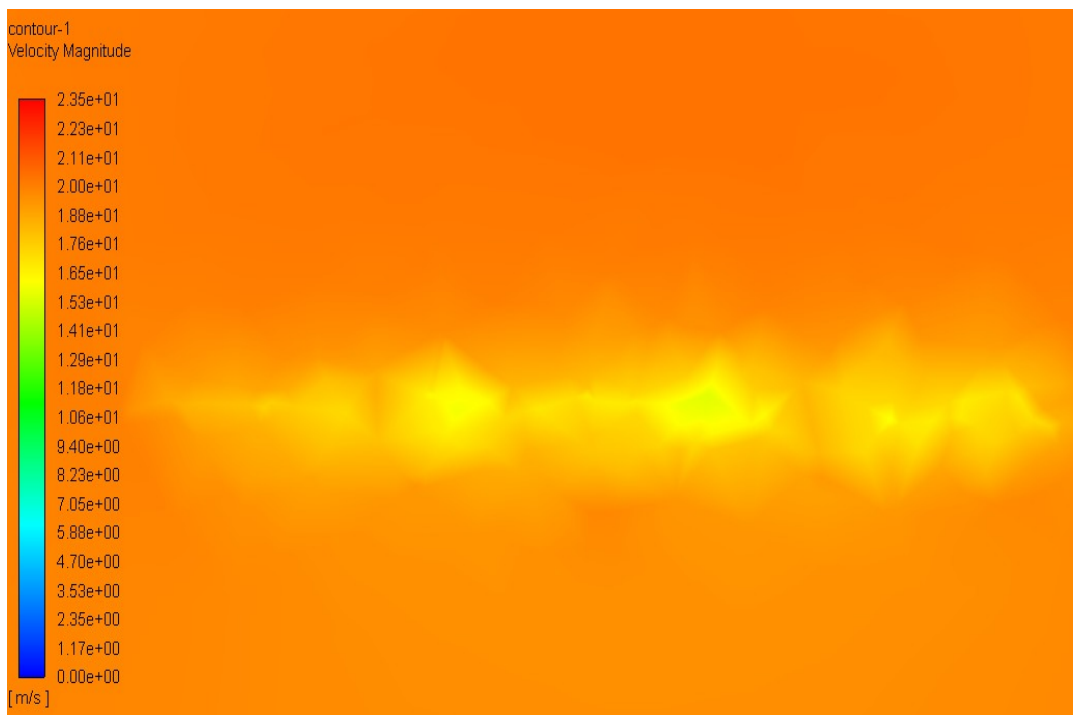
Σχήμα 5.2.57: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* (OpenFoam).



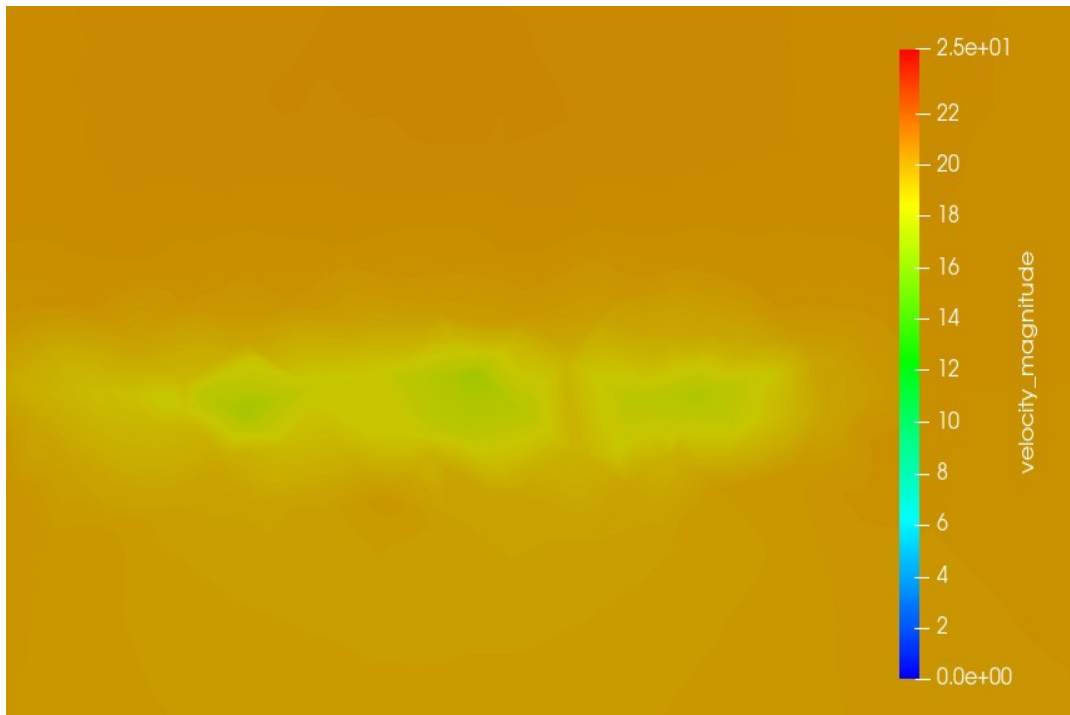
Σχήμα 5.2.58: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* σε τομή (Fluent).



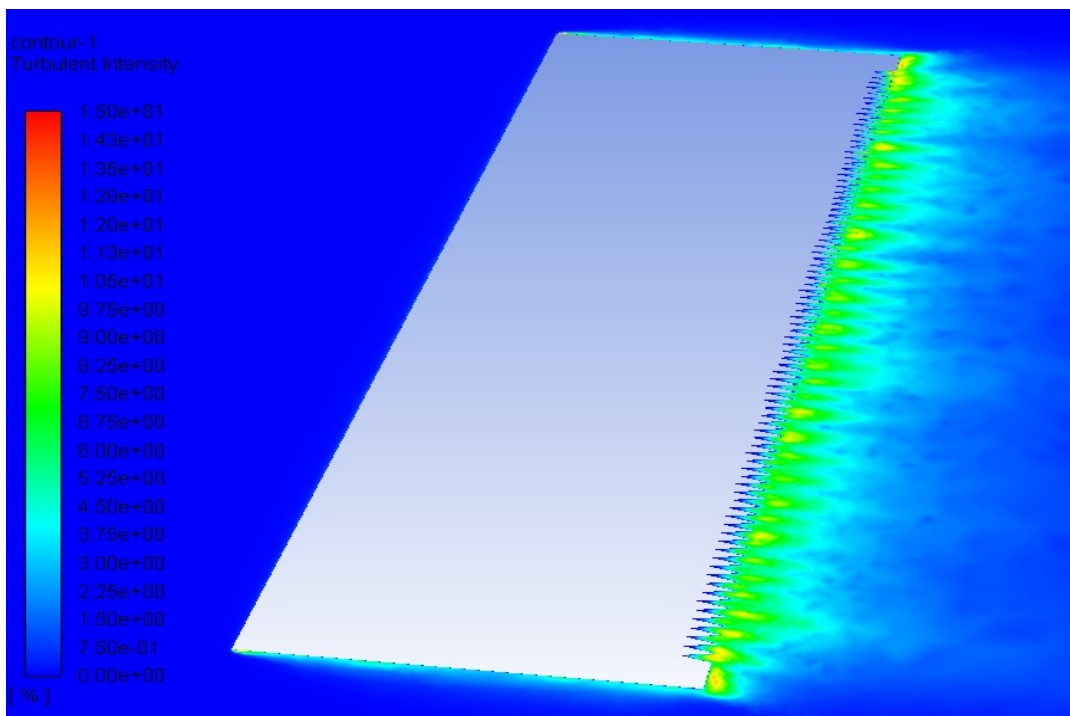
Σχήμα 5.2.59: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S1* σε τομή (OpenFoam).



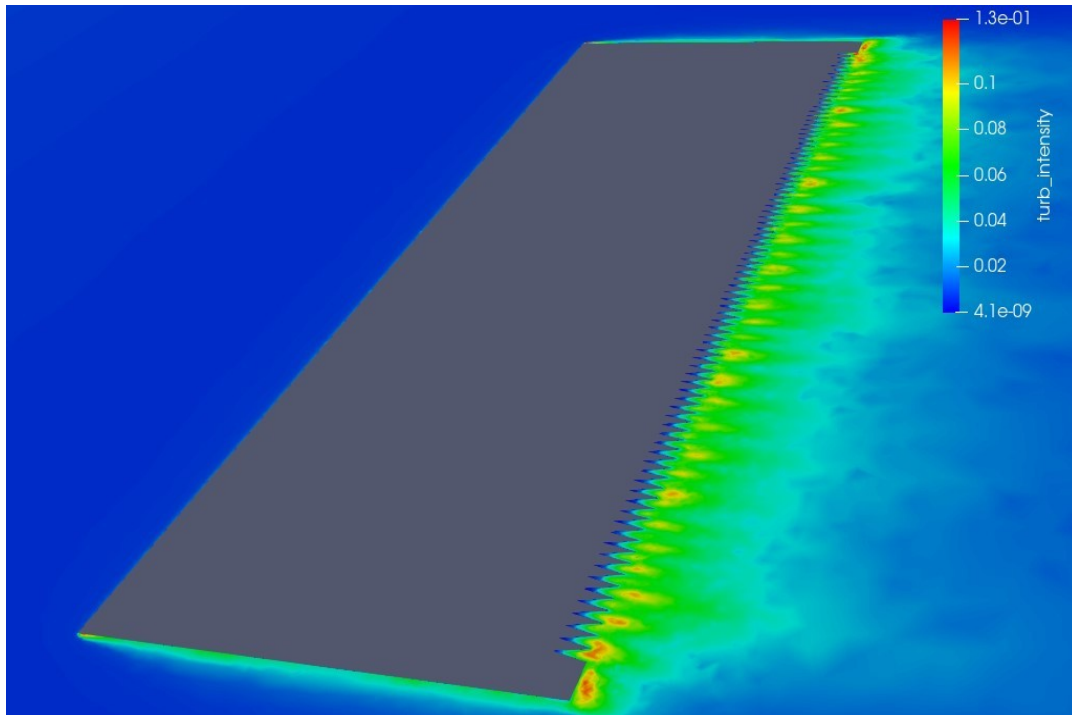
Σχήμα 5.2.60: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).



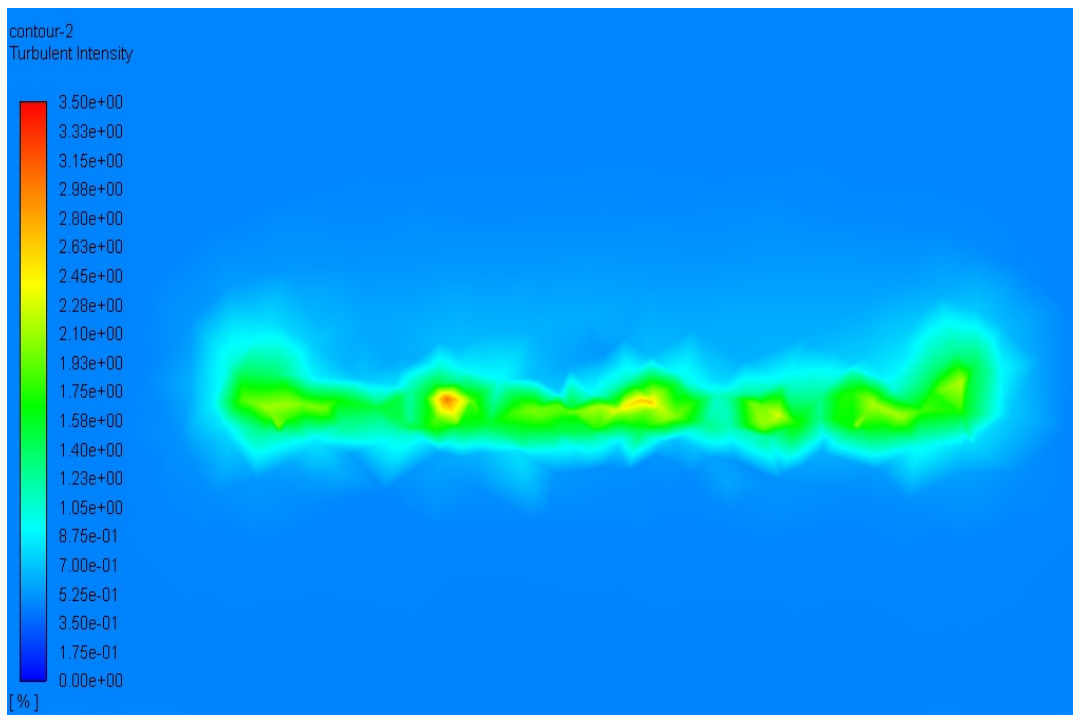
Σχήμα 5.2.61: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



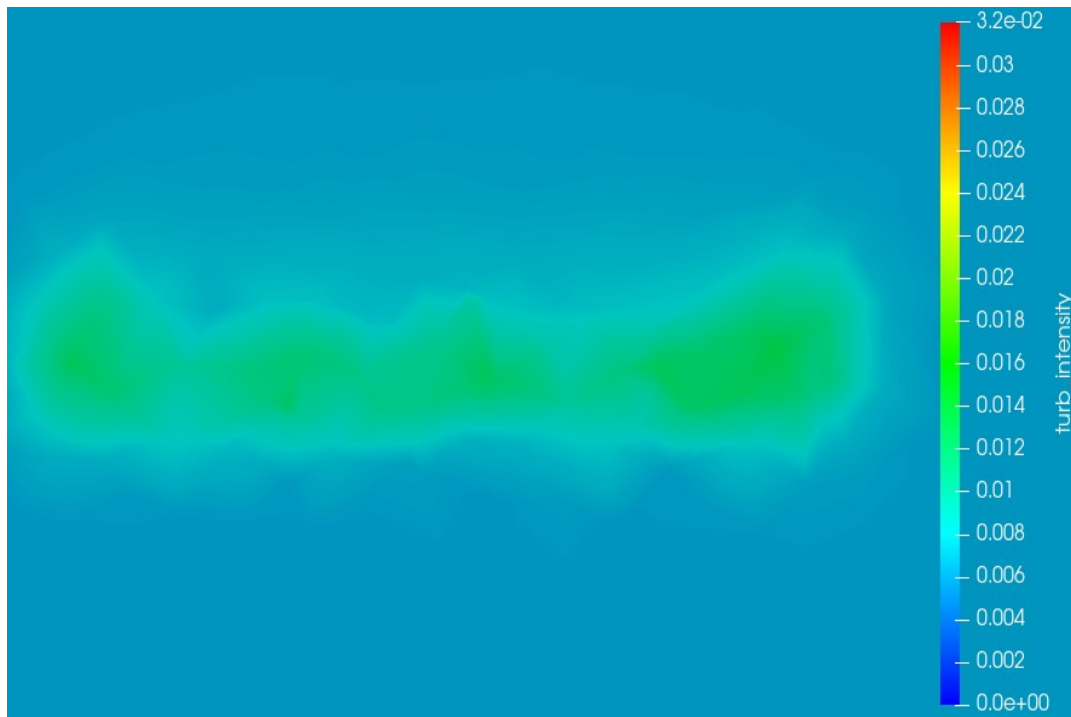
Σχήμα 5.2.62: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1* σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.63: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S1* (OpenFoam).

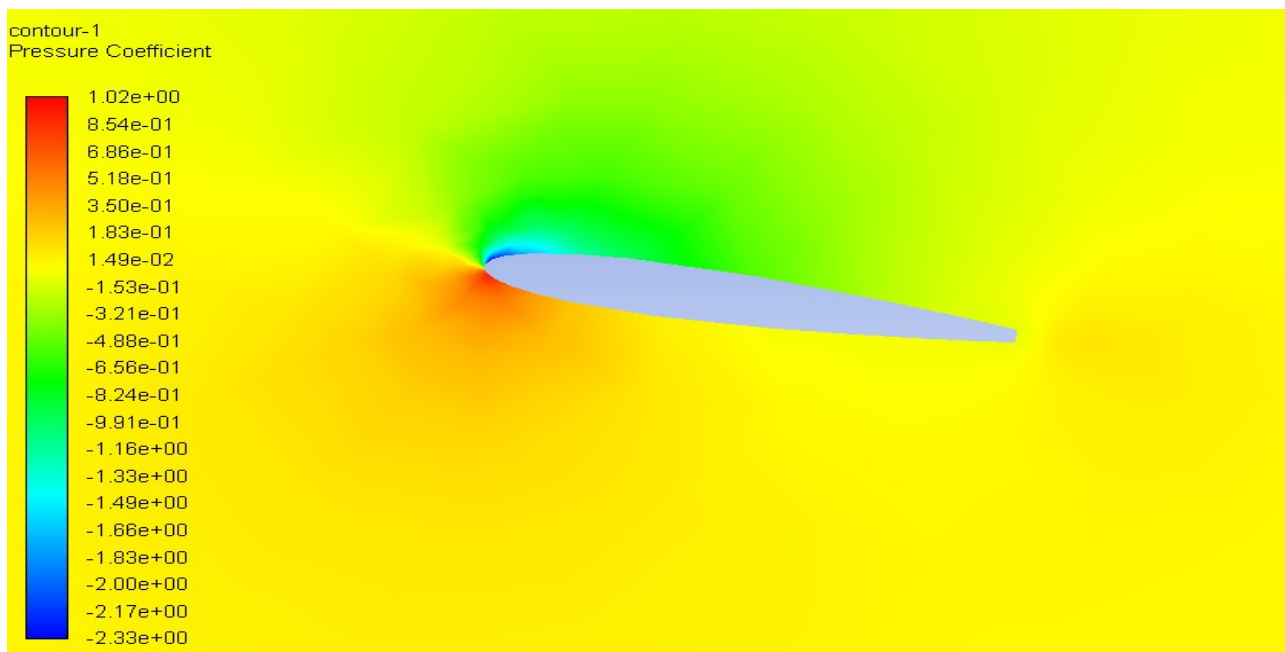


Σχήμα 5.2.64: Ένταση τύρβης στον ομόρου του περυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

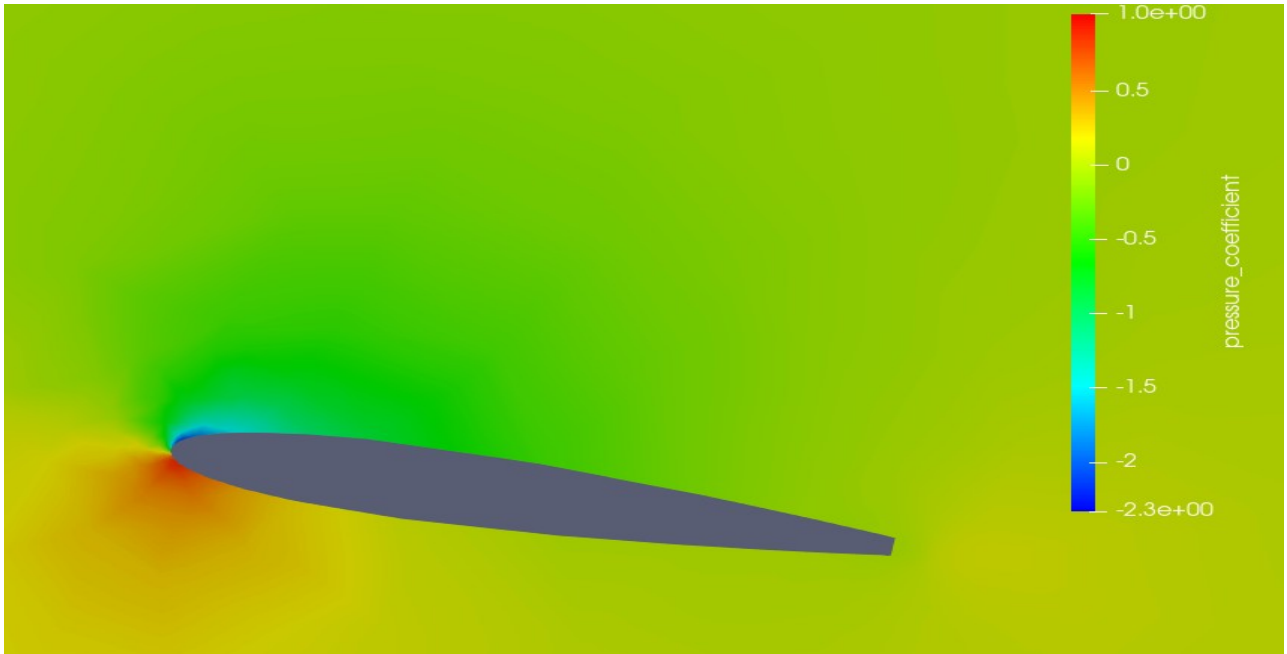


Σχήμα 5.2.65: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

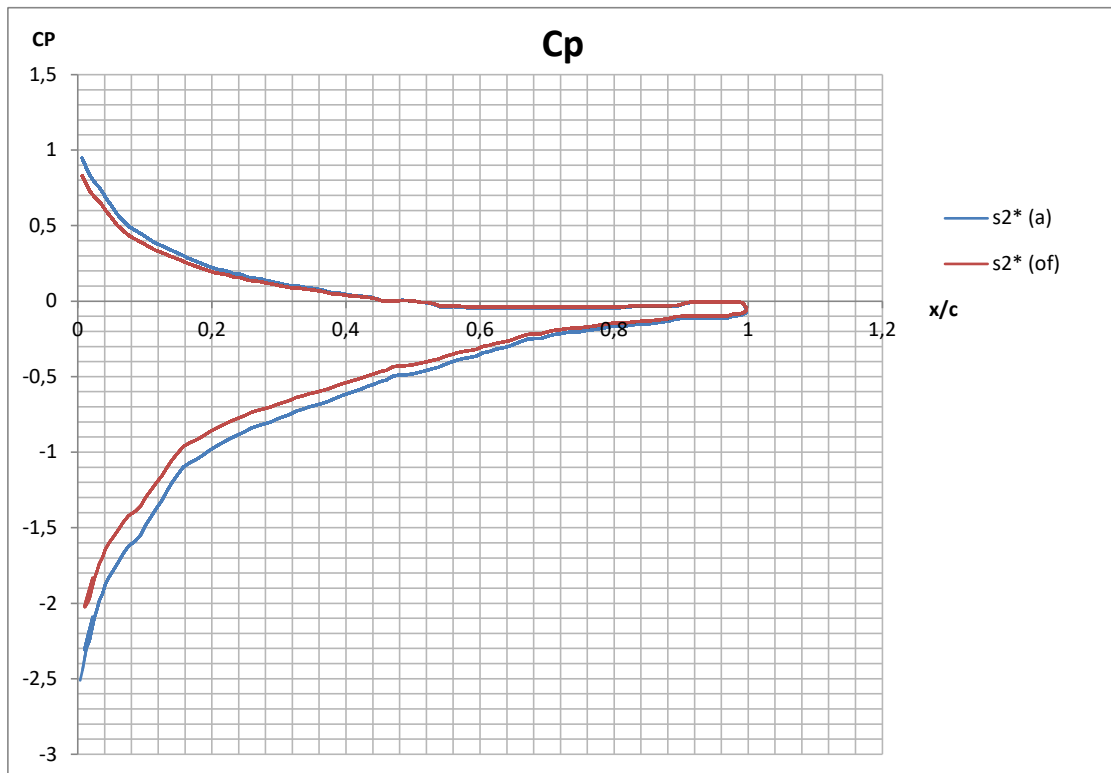
5.2.6) Περίπτωση S2*.



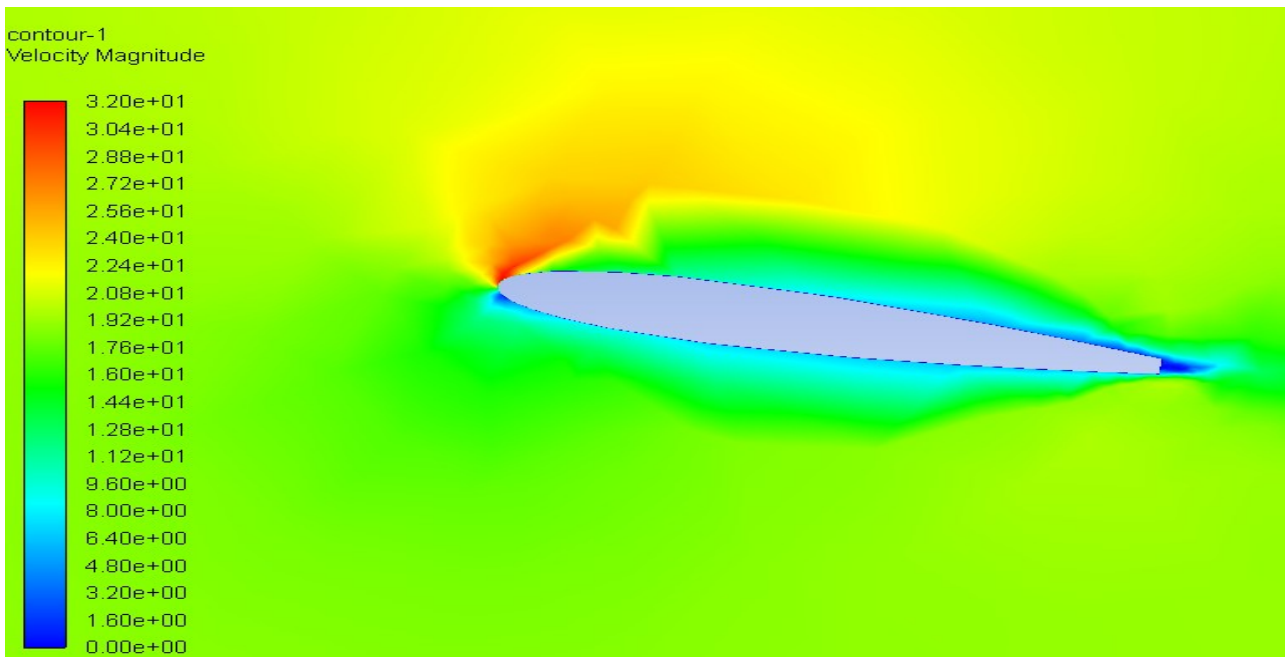
Σχήμα 5.2.66: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2* (Fluent).



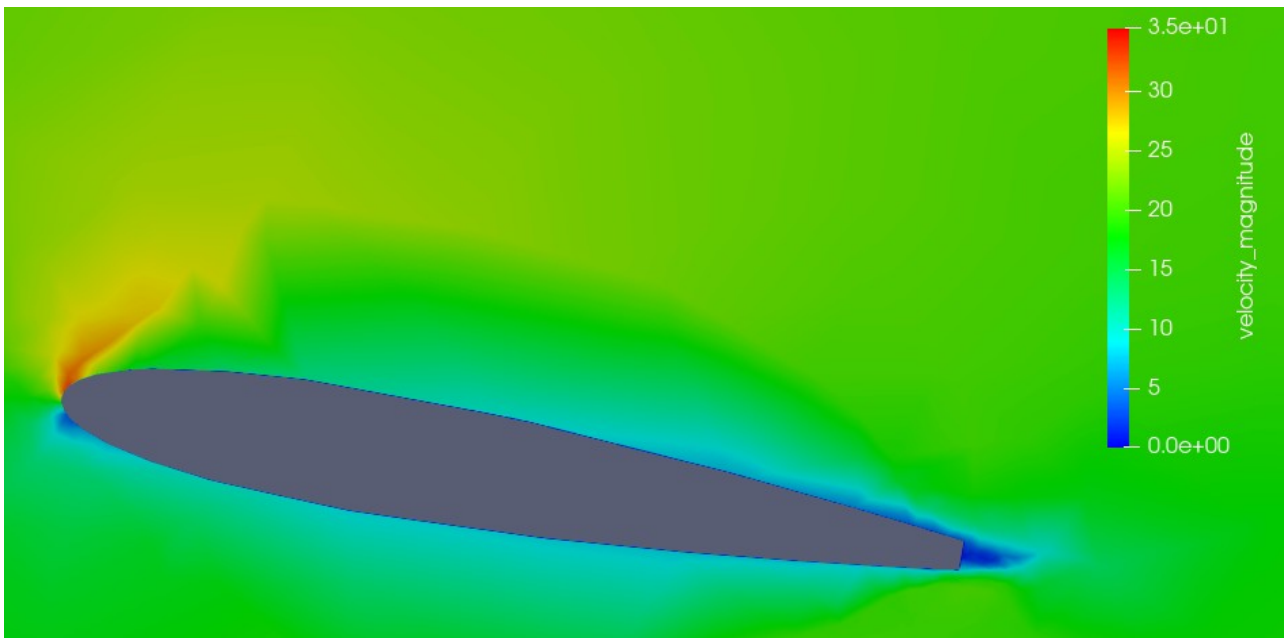
Σχήμα 5.2.67: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S2* (OpenFoam).



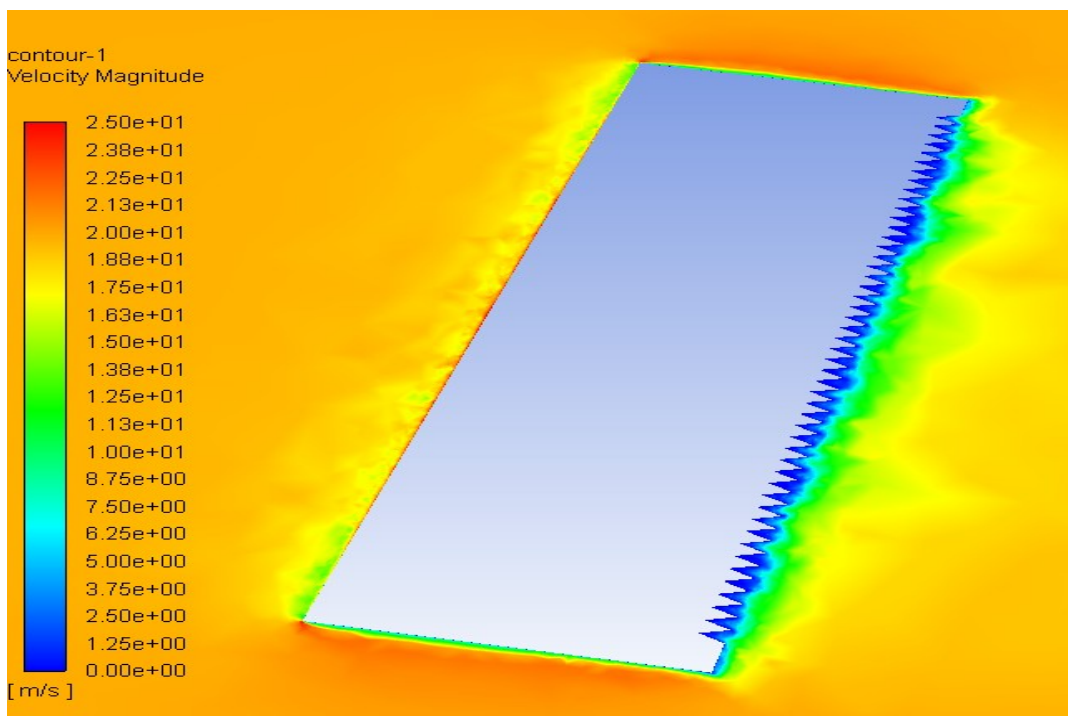
Σχήμα 5.2.68: Διάγραμμα συντελεστή Cp της περίπτωσης S2*.



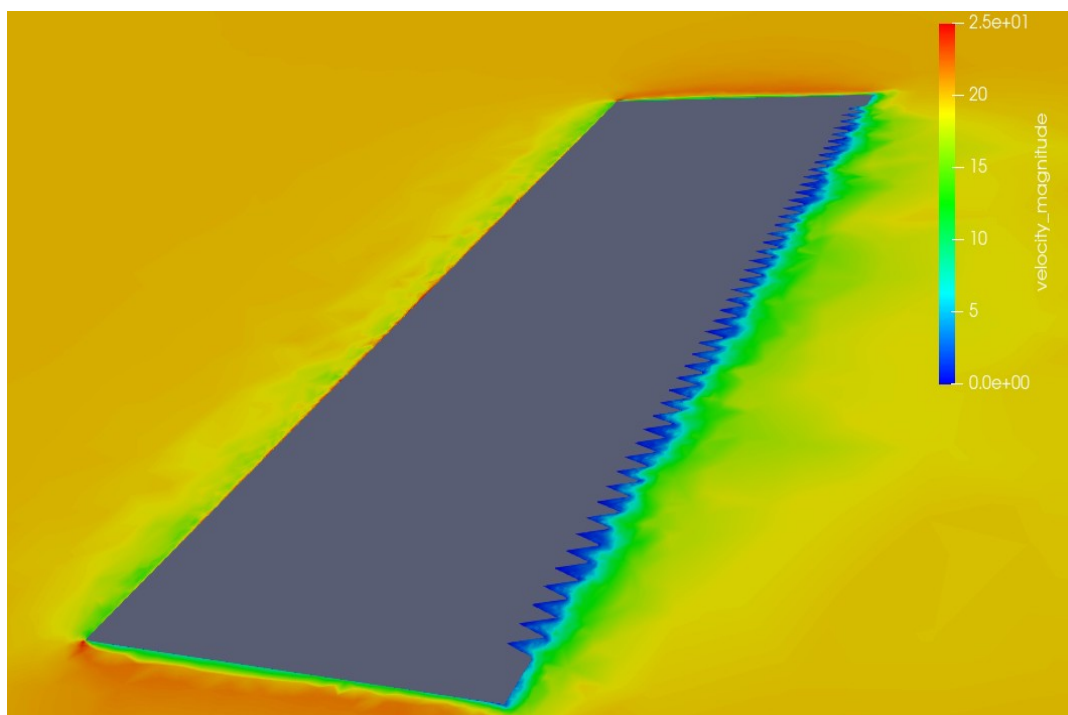
Σχήμα 5.2.69: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* (Fluent).



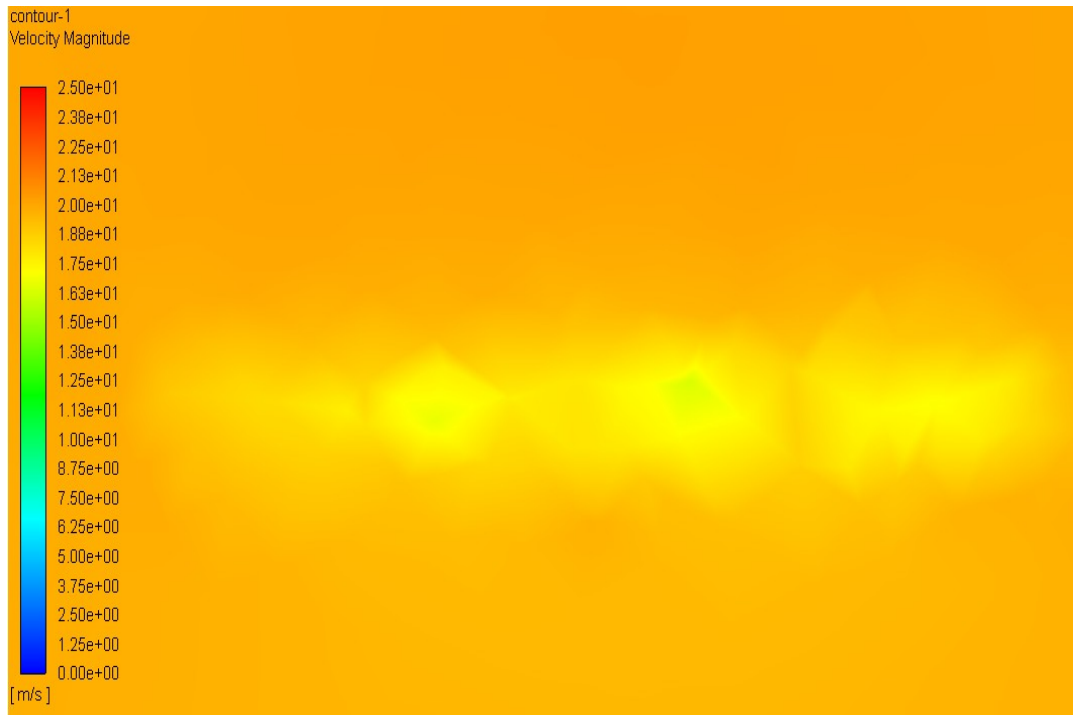
Σχήμα 5.2.70: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* (OpenFoam).



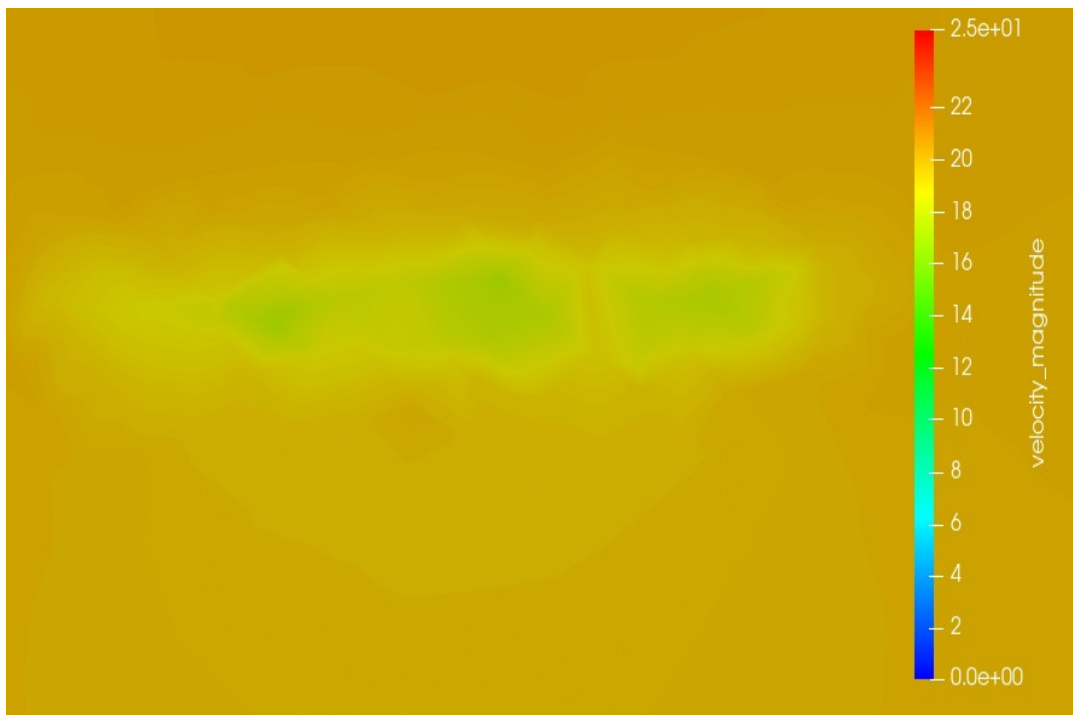
Σχήμα 5.2.71: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* σε τομή (Fluent).



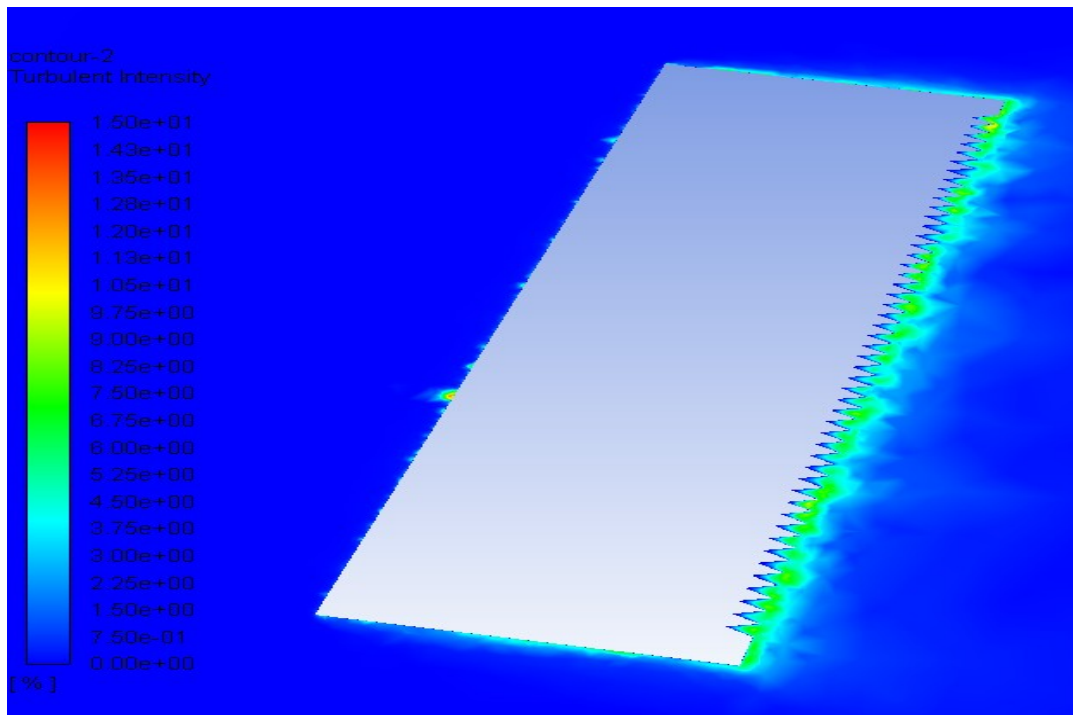
Σχήμα 5.2.72: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S2* σε τομή (OpenFoam).



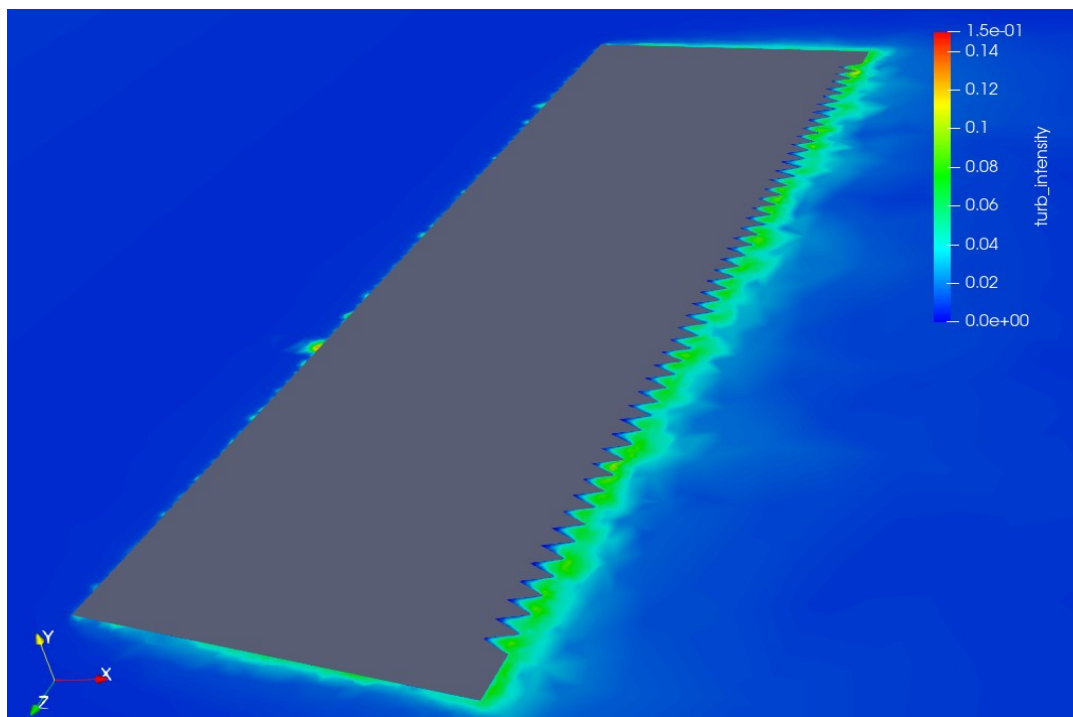
Σχήμα 5.2.73: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).



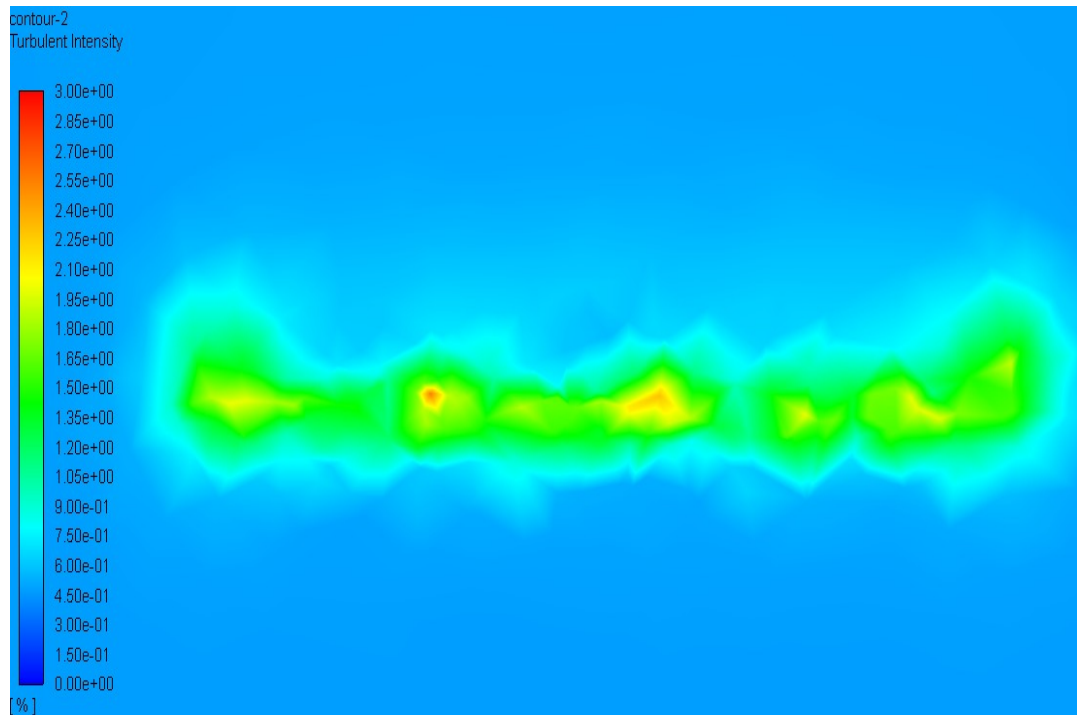
Σχήμα 5.2.74: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



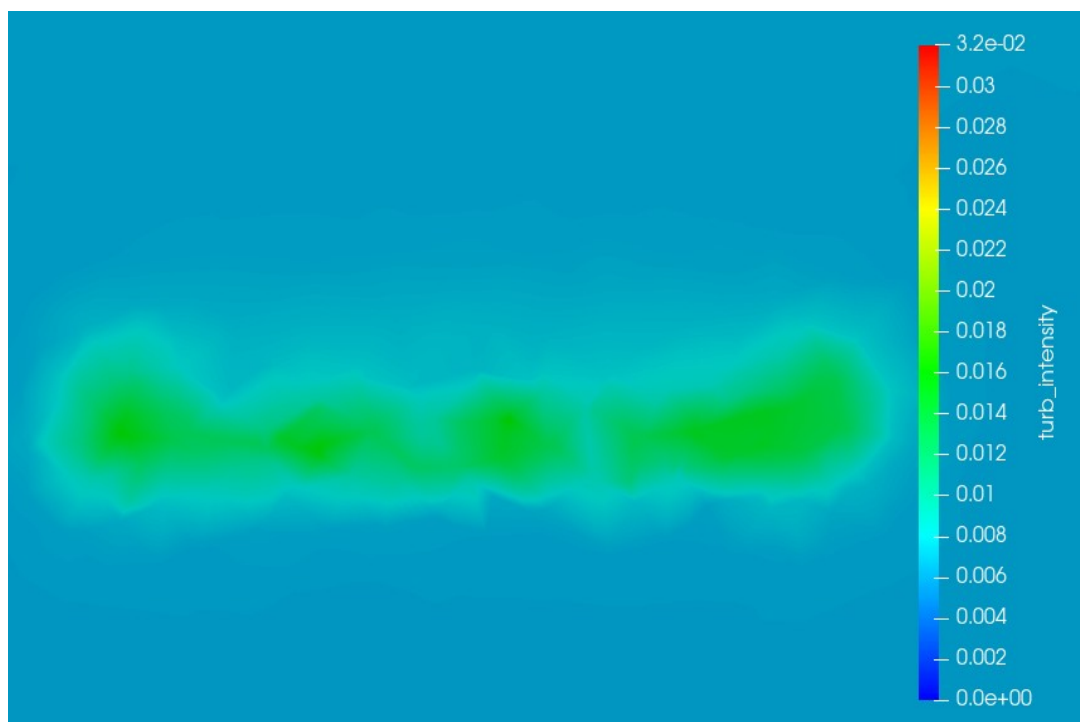
Σχήμα 5.2.75: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2* σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.76: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S2* σε τομή (OpenFoam).

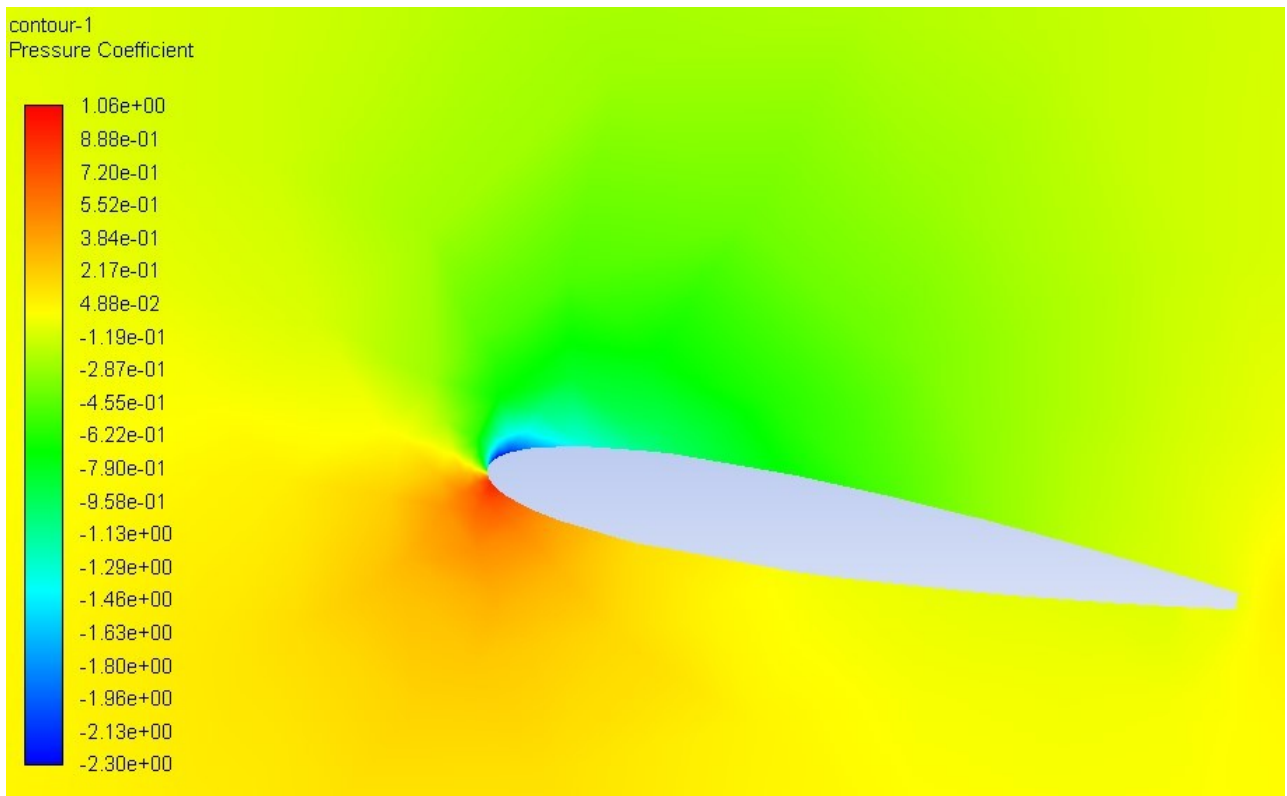


Σχήμα 5.2.77: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).

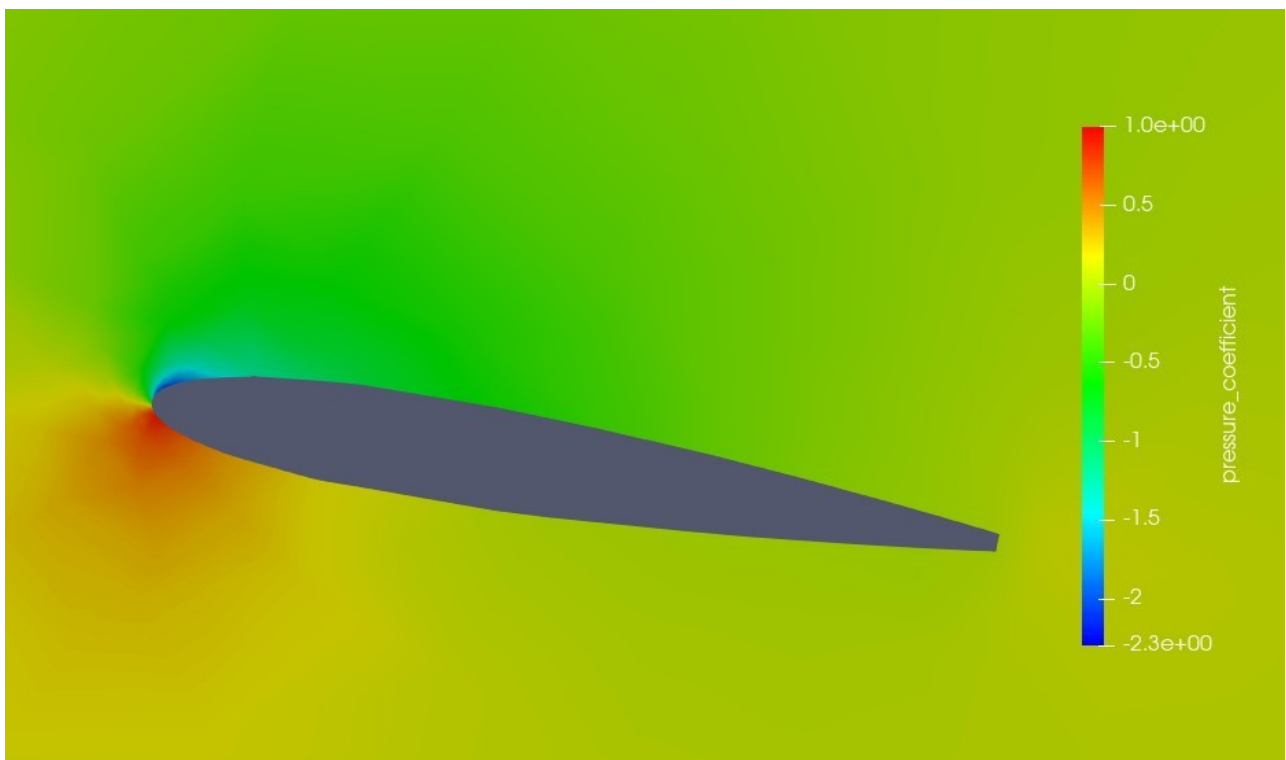


Σχήμα 5.2.78: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

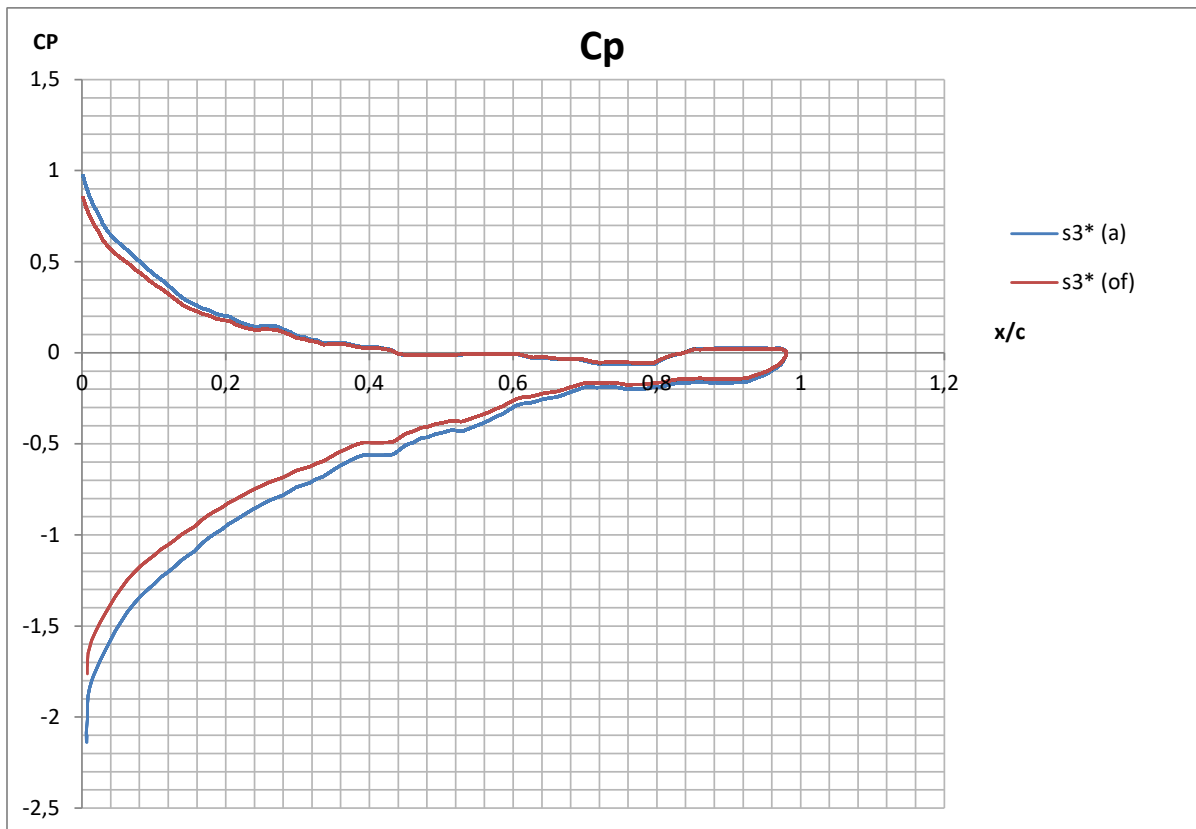
5.2.5) Περίπτωση S3*.



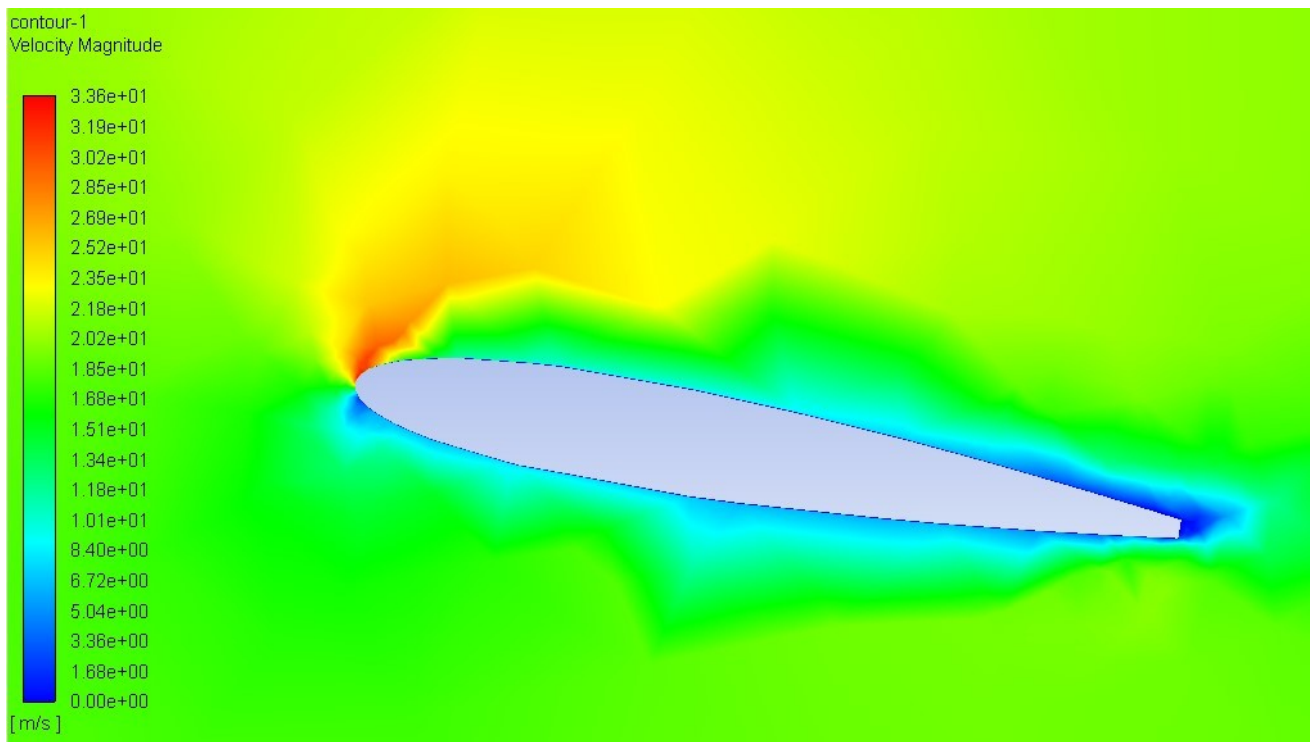
Σχήμα 5.2.79: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3* (Fluent).



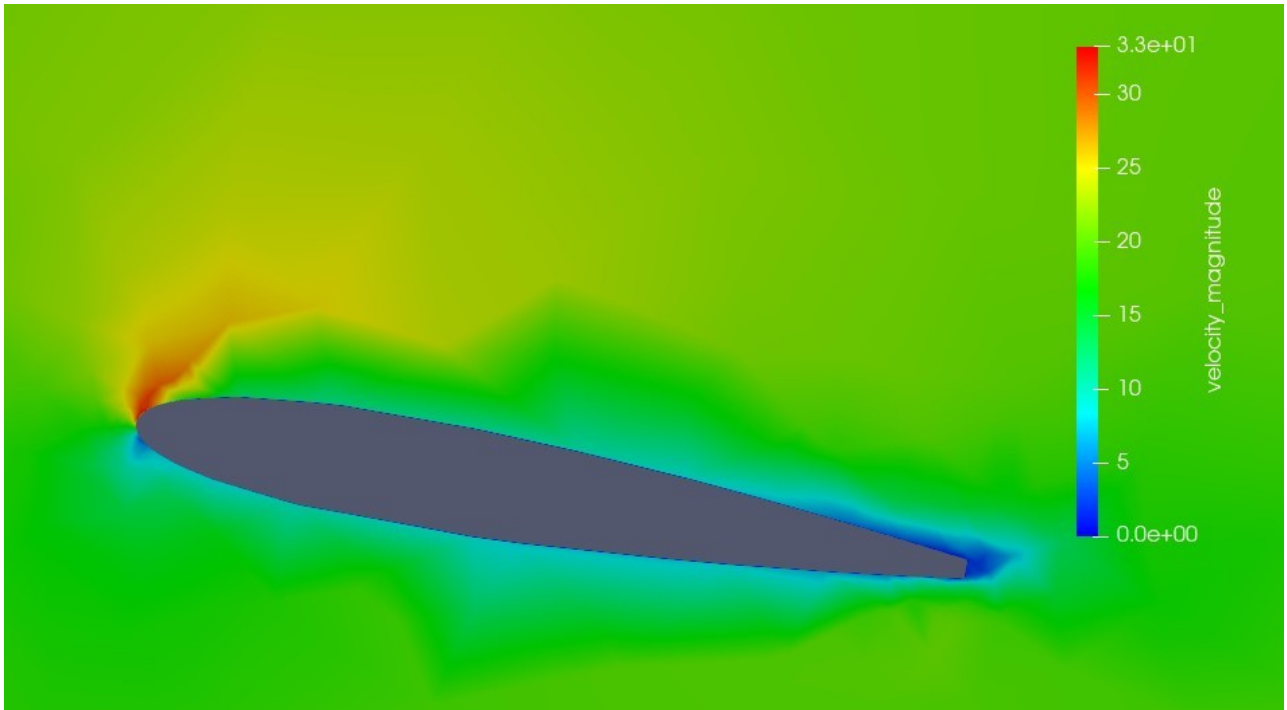
Σχήμα 5.2.80: Κατανομή συντελεστή πίεσης της περίπτωσης S3* (OpenFoam).



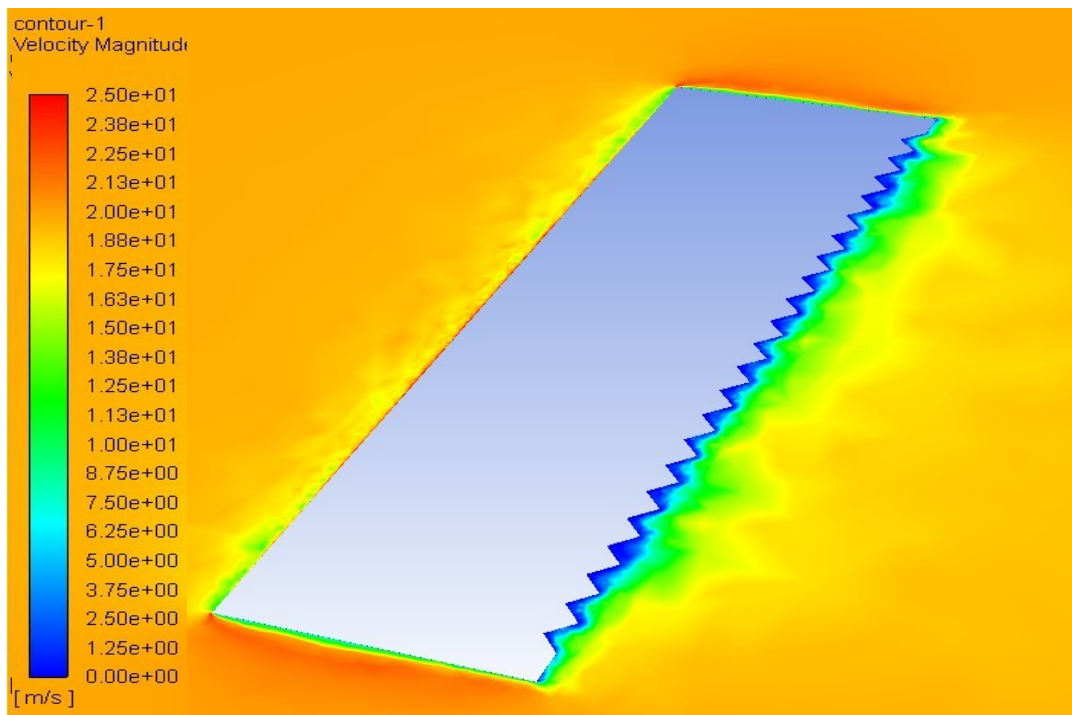
Σχήμα 5.2.81: Διάγραμμα συντελεστή C_p της περίπτωσης $S3^*$.



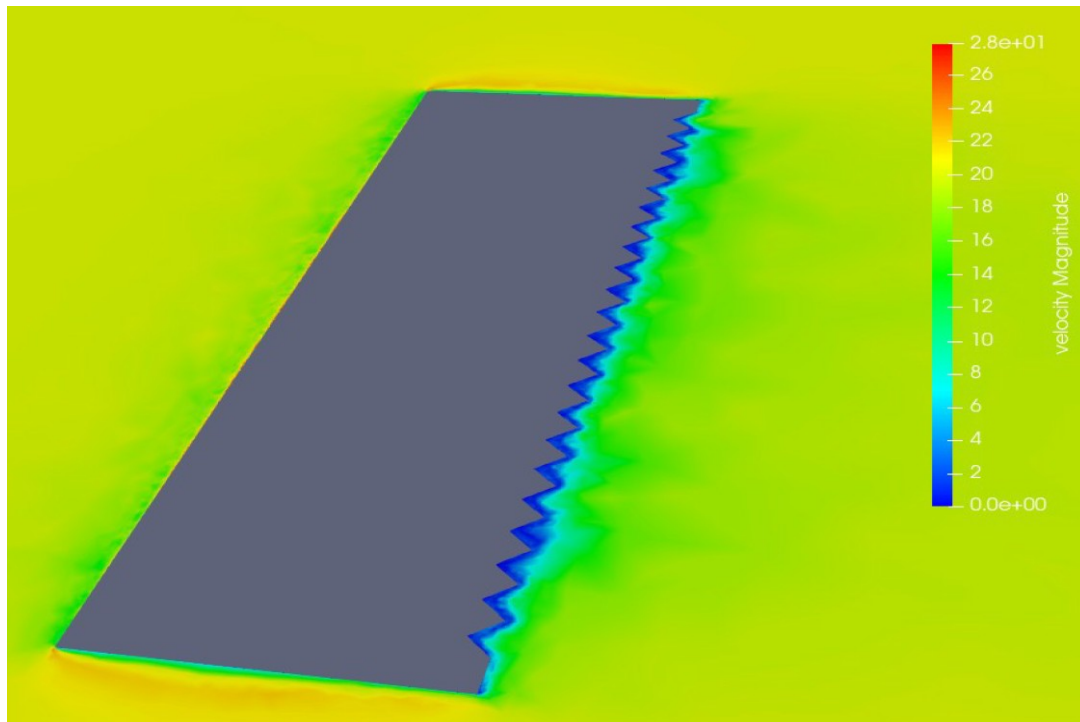
Σχήμα 5.2.82: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης $S3^*$ (Fluent).



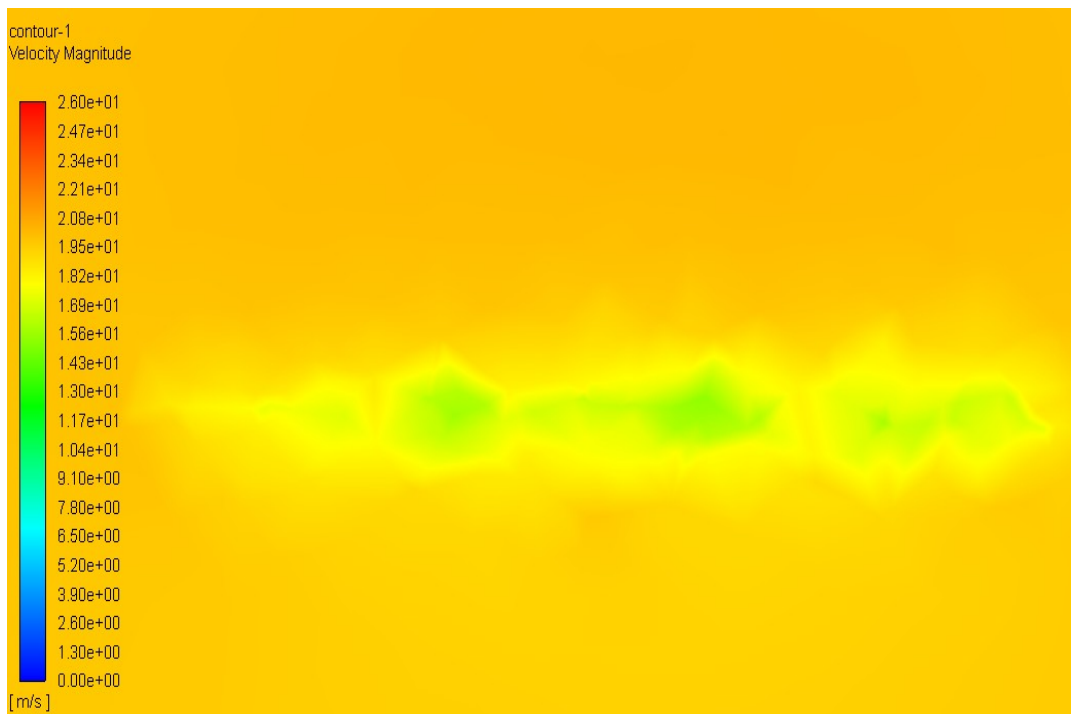
Σχήμα 5.2.83: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* (OpenFoam).



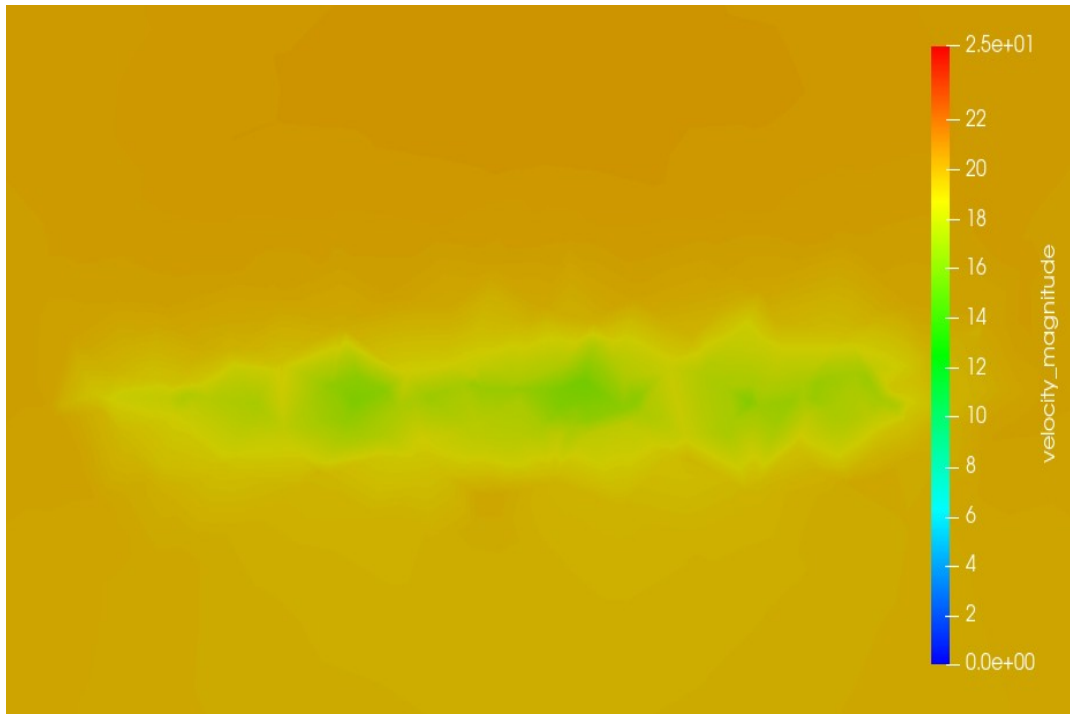
Σχήμα 5.2.84: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* σε τομή (Fluent).



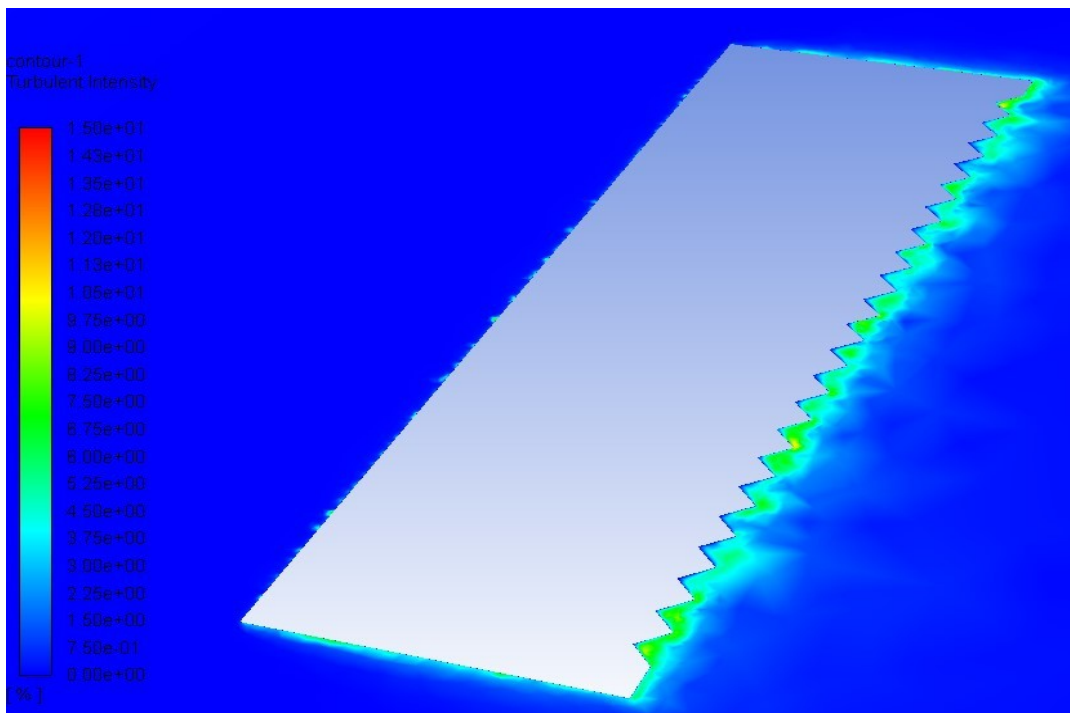
Σχήμα 5.2.85: Κατανομή ταχύτητας της περίπτωσης S3* (OpenFoam).



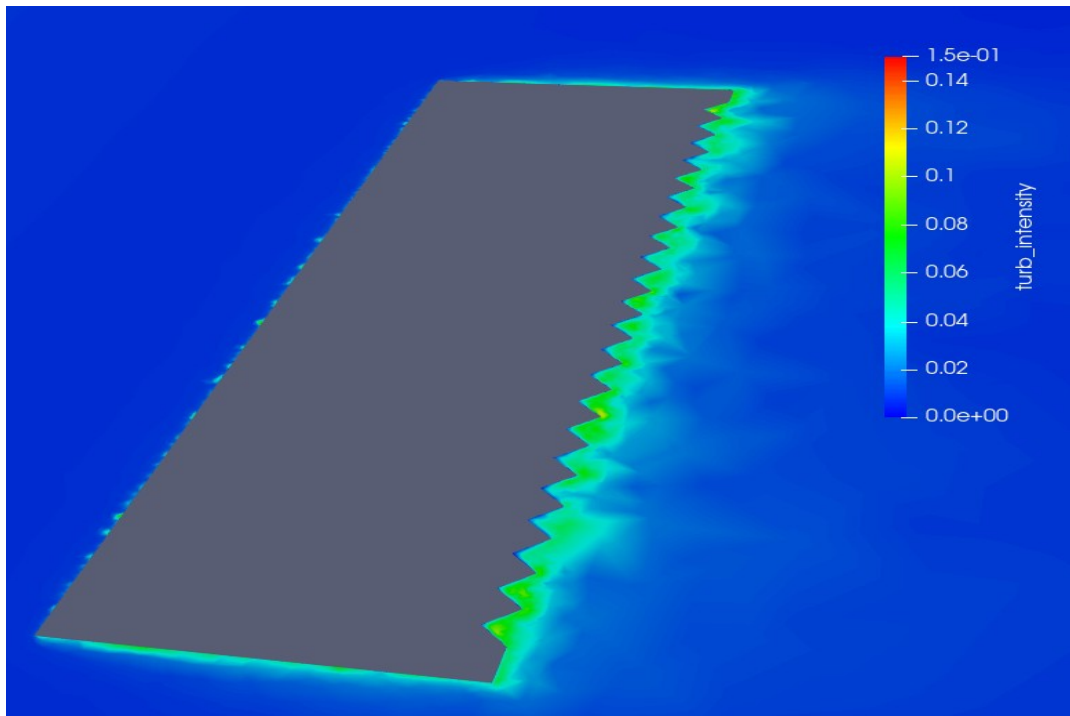
Σχήμα 5.2.86: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (Fluent).



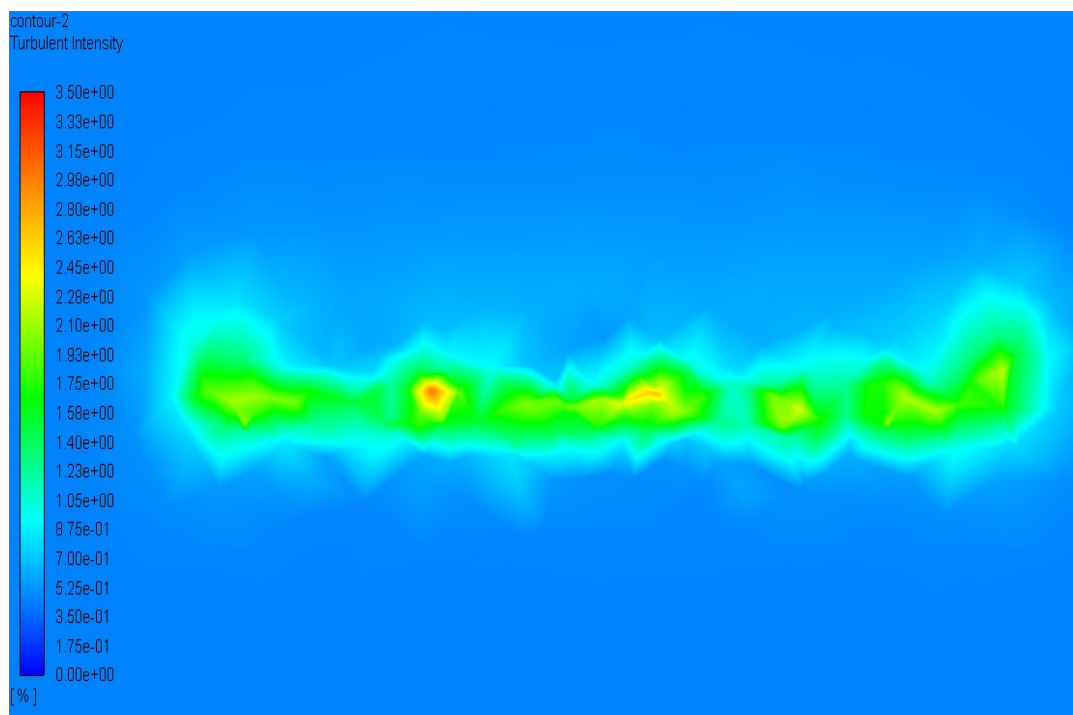
Σχήμα 5.2.87: Κατανομή ταχύτητας στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).



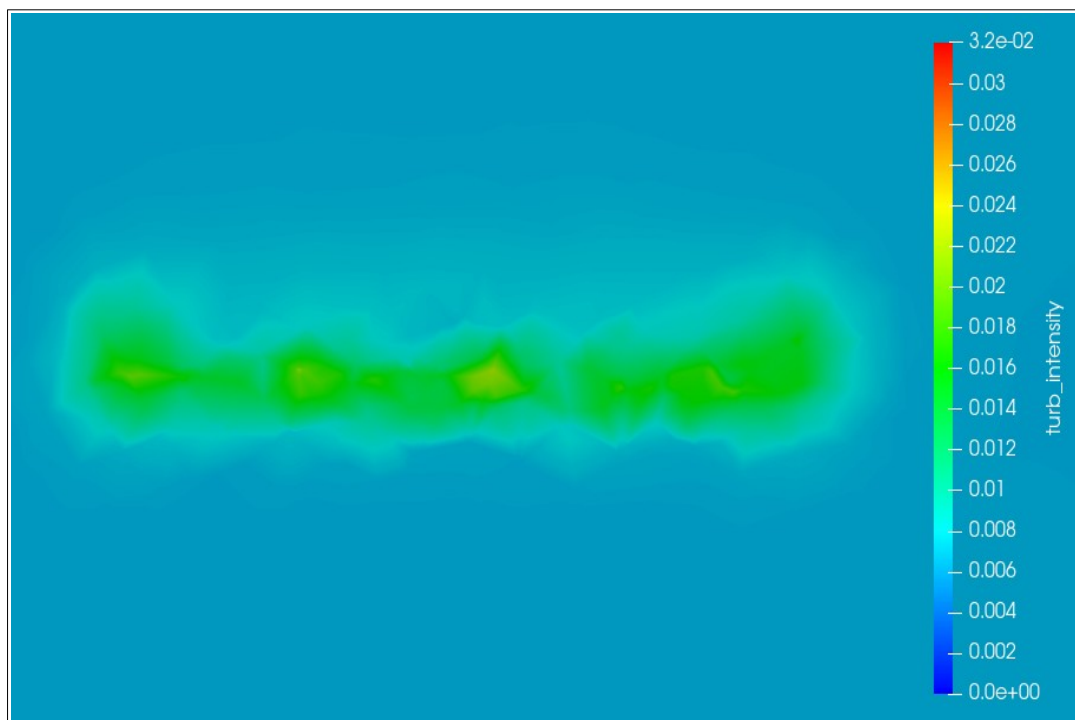
Σχήμα 5.2.88: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3* σε τομή (Fluent).



Σχήμα 5.2.89: Ένταση τύρβης της περίπτωσης S3* (OpenFoam).



Σχήμα 5.2.90: Ένταση τύρβης στον ομόρου του περυγίου για $x=0.3m$ από την ακμή φυγής (Fluent).



Σχήμα 5.2.91: Ένταση τύρβης στον ομόρου του πτερυγίου για $x=0.3\text{m}$ από την ακμή φυγής (OpenFoam).

5.2.8) Γενικά συμπεράσματα.

Με βάση τα παραπάνω γραφήματα προκύπτουν ορισμένα βασικά συμπεράσματα:

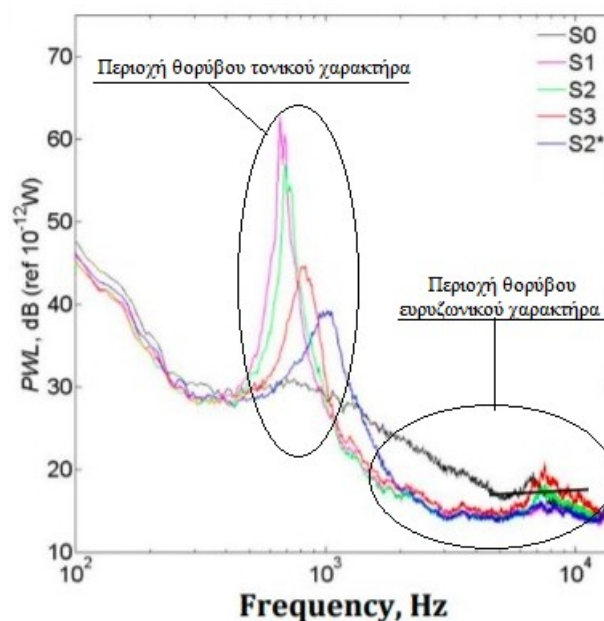
- Παρατηρείται πως στο σύνολο των περιπτώσεων τα αποτελέσματα των δύο λογισμικών πλησιάζουν αρκετά τόσο στην γενικότερη συμπεριφορά όσο και στις αριθμητικές τιμές.
- Παρατηρείται μια διαφοροποίηση στις τιμές του συντελεστή πίεσης στην εκάστοτε περίπτωση ανάμεσα στο γράφημα ισοϋψών καμπυλών και του διαγράμματος (συναρτήσεως του x/c). Η απόκλιση αυτήν πιθανώς να οφείλεται στο γεγονός πως στην πρώτη περίπτωση δεν λαμβάνονται υπόψη οι επιδράσεις του ρευστού στον τρισδιάστατο χώρο.
- Όπως είναι αναμενόμενο για γωνία προσβολής $\alpha=10^\circ$ το σημείο ανακοπής έχει μεταβληθεί εκατέρωθεν του πτερυγίου.
- Από τα διαγράμματα του συντελεστή C_p συναρτήσεως του x/c παρατηρείται πως το OpenFoam παρουσιάζει και πάλι μειωμένες αριθμητικές τιμές κατά περίπου 5%-7.5%.
- Παρατηρείται πως στην πλευρά πίεσης των πτερυγίων εμφανίζονται αυξημένες πιέσεις (επομένως και μειωμένες ταχύτητες), ενώ στην πλευρά αναρρόφησης συμβαίνει το αντίστροφο.

- Κατά την μείωση της γωνίας ϕ παρατηρείται η μείωση των επιπέδων τύρβης στο εσωτερικό των οδοντώσεων και αύξηση της ταχύτητας.
- Από τις κατανομές της ταχύτητας προκύπτει πως πραγματοποιείται μια απότομη μετάβαση του οριακού στρώματος.
- Στην περίπτωση του OpenFoam τα επίπεδα τύρβης στην ακμή φυγής παρουσιάζουν ένα μειωμένο εύρος αριθμητικών τιμών, έναντι του Fluent. Αυτήν η απόκλιση πιθανόν να οδηγεί σε περαιτέρω αποκλίσεις στα αεροακουστικά αποτελέσματα.
- Μείωση της γωνίας οδόντωσης ϕ οδηγεί στην μείωση της ταχύτητας στον ομόρου του περυγίου (γρηγορότερη ανάμιξη) καθώς και των επιπέδων της τύρβης.
- Αύξηση του ύψος οδόντων βοηθάει στην μείωση των επιπέδων της τύρβης.

5.3) Αεροακουστικά αποτελέσματα.

Στις αναλύσεις της παρούσας διπλωματικής η θέση του σημείου παρατηρητή ορίστηκε σε απόσταση $x=8C$ όπου C το μήκος της χορδής.

Στο σχήμα 5.3.1 παρουσιάζονται τα ακουστικά αποτελέσματα πειραμάτων⁵³ σε γεωμετρίες που αντιστοιχούν στα τέσσερα πρώτα σενάρια της παρούσας διπλωματικής (του σεναρίου αναφοράς και των περιπτώσεων S1,S2,S3), ενώ στο σχήμα 5.3.2 απεικονίζεται η γεωμετριών των οδοντώσεων που χρησιμοποιήθηκε στην εν λόγω μελέτη. Οι ονομασίες των διαφόρων σεναρίων αντιστοιχούν με τις ονομασίες των σεναρίων αυτής της διπλωματικής



Σχήμα 5.3.1: Ακουστικά αποτελέσματα πειραμάτων της βιβλιογραφίας [53].



Σχήμα 5.3.2: Γεωμετρία των ακμών φυγής που χρησιμοποιήθηκαν στα πειράματα του Alexandros Vathylakis [53].

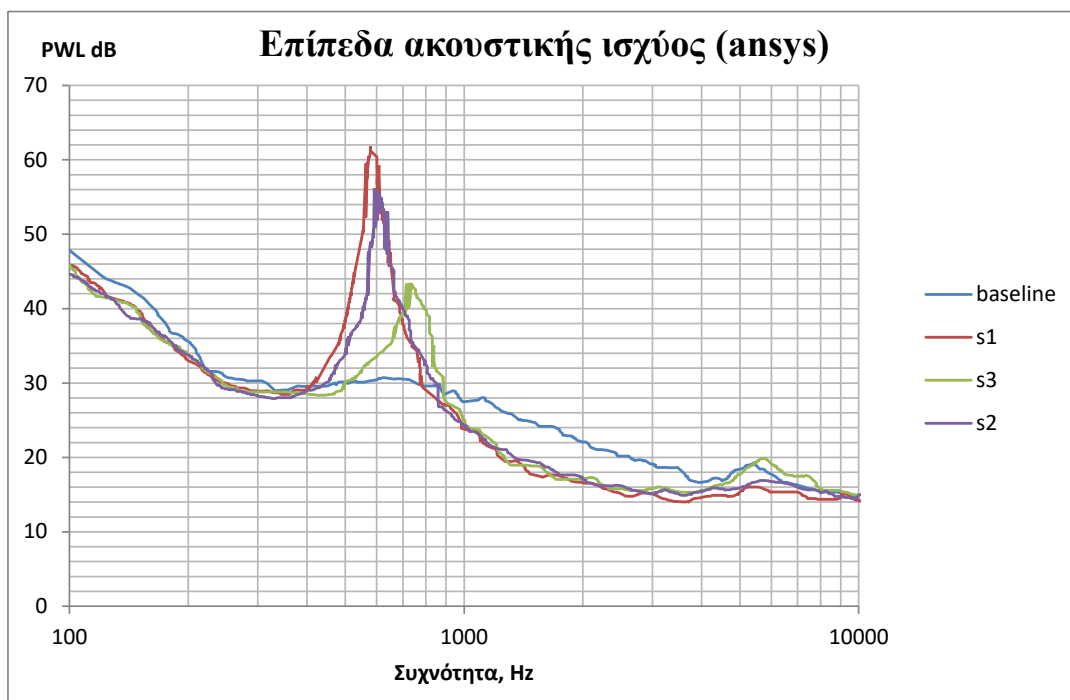
Στο σχήμα 5.3.3 παρουσιάζονται τα επίπεδα ακουστικής ισχύος για τα τέσσερα αρχικά σενάρια (βασική περίπτωση και πτερύγια με $2h=2\text{cm}$) σύμφωνα με το Fluent. Επιπρόσθετα, στα σχήματα 5.3.4 και 5.3.5 πραγματοποιείται σύγκριση των αποτελεσμάτων της προβλεπόμενης αεροακουστικής συμπεριφοράς των παραπάνω τεσσάρων πτερυγίων ανάμεσα στα δύο λογισμικά. Τέλος, στα σχήματα 5.3.6 έως 5.3.8 παρουσιάζεται η αντίστοιχη σύγκριση των αεροακουστικών αποτελεσμάτων των πτερυγίων S1*, S2*, S3* τόσο ανάμεσα στα δύο λογισμικά όσο και σε σχέση με τις περιπτώσεις S1, S2 και S3 αντίστοιχα.

Ορισμένα από τα βασικότερα συμπεράσματα είναι τα εξής:

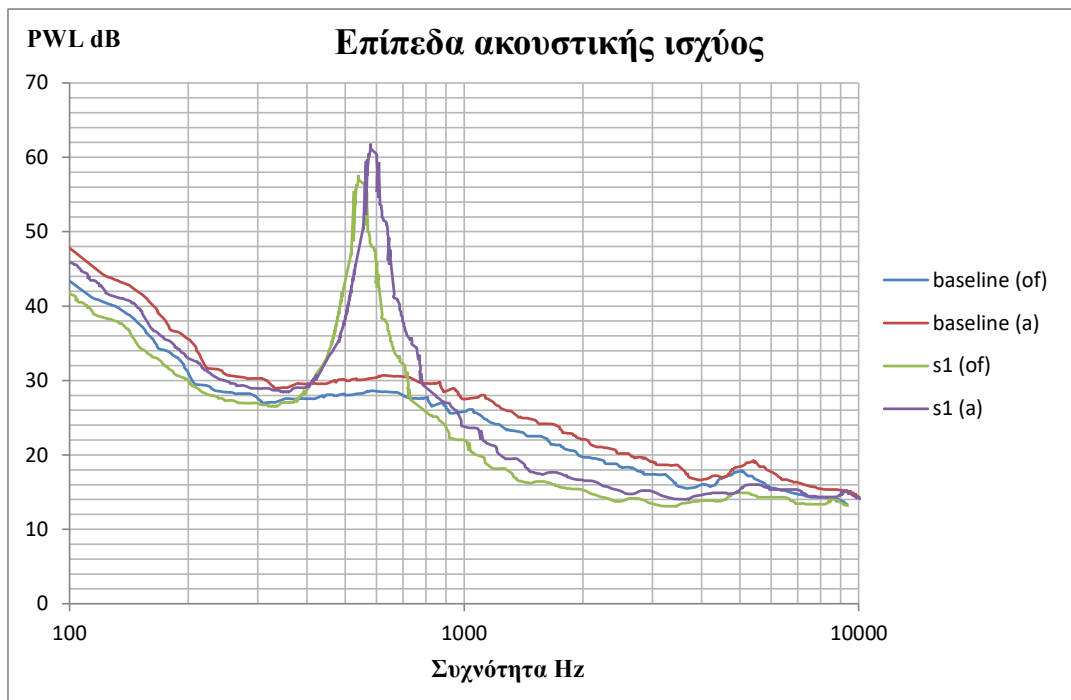
- Η γενικότερη τάση των αποτελεσμάτων συνάδει με την υπάρχουσα βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα, παρατηρείται πως η ύπαρξη οδοντώσεων οδηγεί στην μείωση των επιπέδων θορύβου ευρυζωνικού χαρακτήρα (broadband noise) σε υψηλές συχνότητες (~5-6 dB).
- Συγκεκριμένα, με αύξηση του λ σημειώνεται μείωση της έντασης ισχύος στο συγκεκριμένο εύρος συχνοτήτων.
- Ωστόσο, αυτή η μείωση έχει ως αποτέλεσμα την σημαντική αύξηση του θορύβου σε ένα μικρό εύρος συχνοτήτων (narrowband tone). Σύμφωνα με την βιβλιογραφία αυτό οφείλεται, ως επί το πλείστον, στην περιδίνηση του ρευστού στα ανοίγματα της οδοντωτής μορφολογίας της ακμής φυγής.
- Αναφορικά με την επίπτωση του ύψους των οδόντων παρατηρείται πως μεγαλύτερο ύψος οδηγεί σε αυξημένη μείωση των επιπέδων ακουστικής ισχύος. Αυτό οφείλεται στο γεγονός

πως εξαιτίας του μεγαλύτερου μήκους τους οι οδοντώσεις επηρεάζουν για μεγαλύτερο διάστημα το υπάρχον οριακό στρώμα.

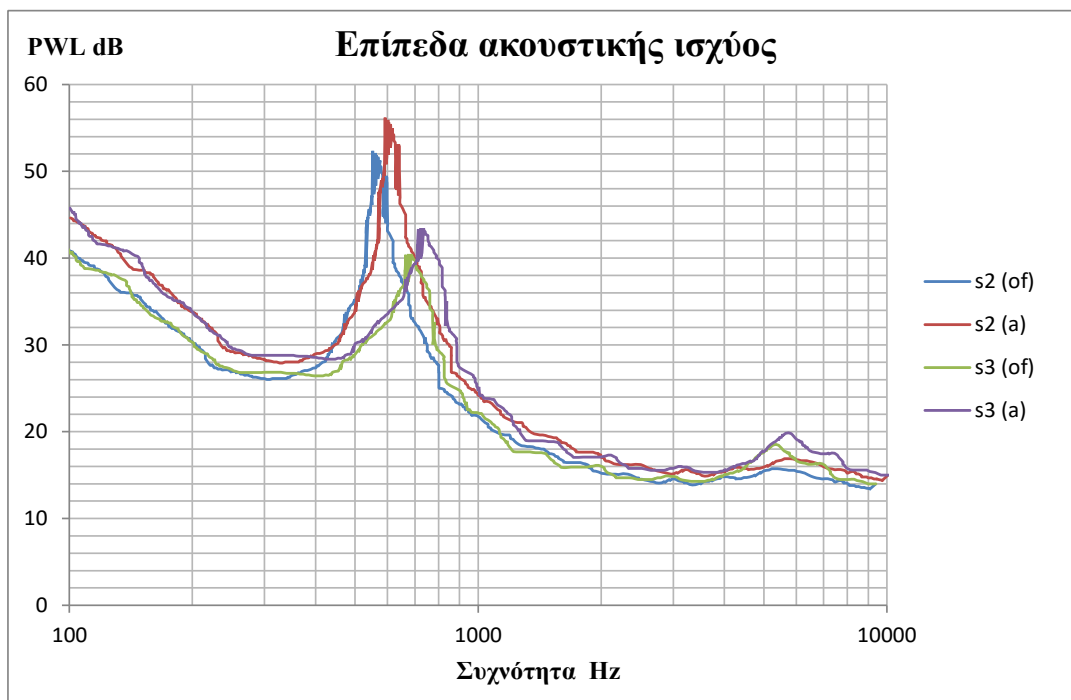
- Ωστόσο, μικρότερο ύψος οδόντων οδηγεί την μείωση των επιπέδων ακουστικής ισχύος στις μικρότερες συχνότητες. Όπως αναφέρθηκε, πηγή αυτού του θορύβου είναι κυρίως η περιδίνηση του ρευστού στα αμβλεία ανοίγματα των οδοντώσεων. Επομένως, με την μείωση του ύψους $2h$ μειώνεται και η συνολική διαθέσιμη επιφάνεια της ακμής φυγής στην οποία μπορούν να δημιουργηθούν ή να επιδεινωθούν αυτά τα φαινόμενα.
- Τέλος, τα αποτελέσματα των δύο λογισμικών παρουσιάζουν παρόμοια μορφή. Ωστόσο παρατηρείται μια απόκλιση στις αριθμητικές τιμές. Όπως και στην περίπτωση της αεροδυναμικής ανάλυσης, το OpenFoam τείνει να υποεκτιμά τα επίπεδα της έντασης της ακουστικής ισχύος και πιθανό αυτό να είναι απόρροια της υποεκτίμησης των επιπέδων τύρβης στο ροϊκό πεδίο.



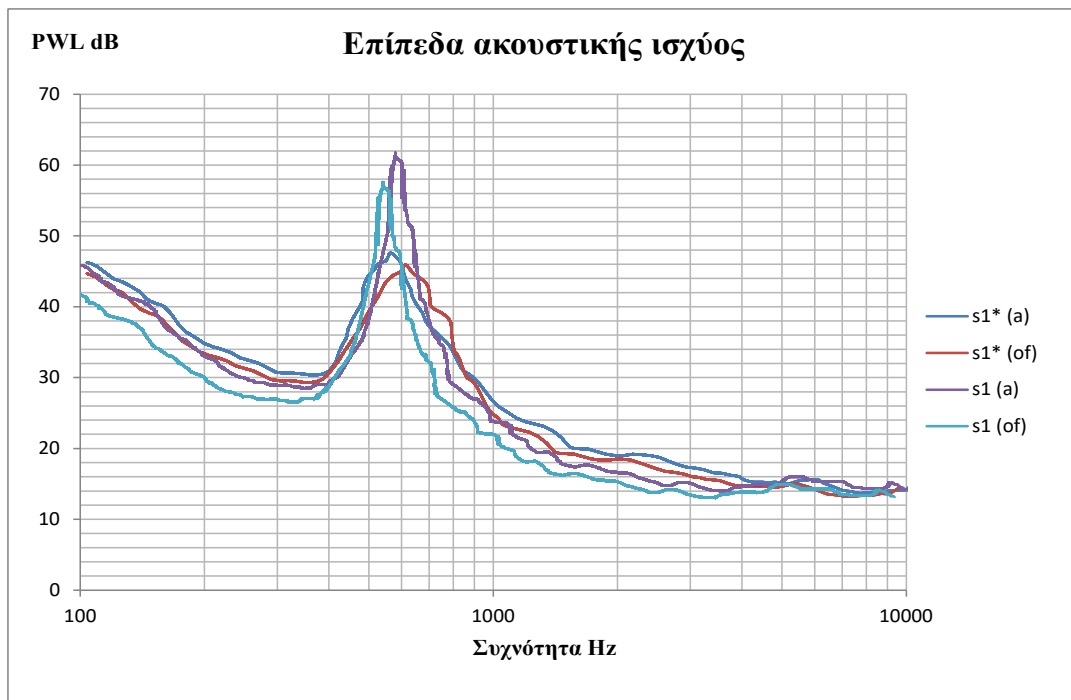
Σχήμα 5.3.3: Επίπεδα ακουστικής ισχύος για τα 4 αρχικά σενάρια (ANSYS-Fluent)



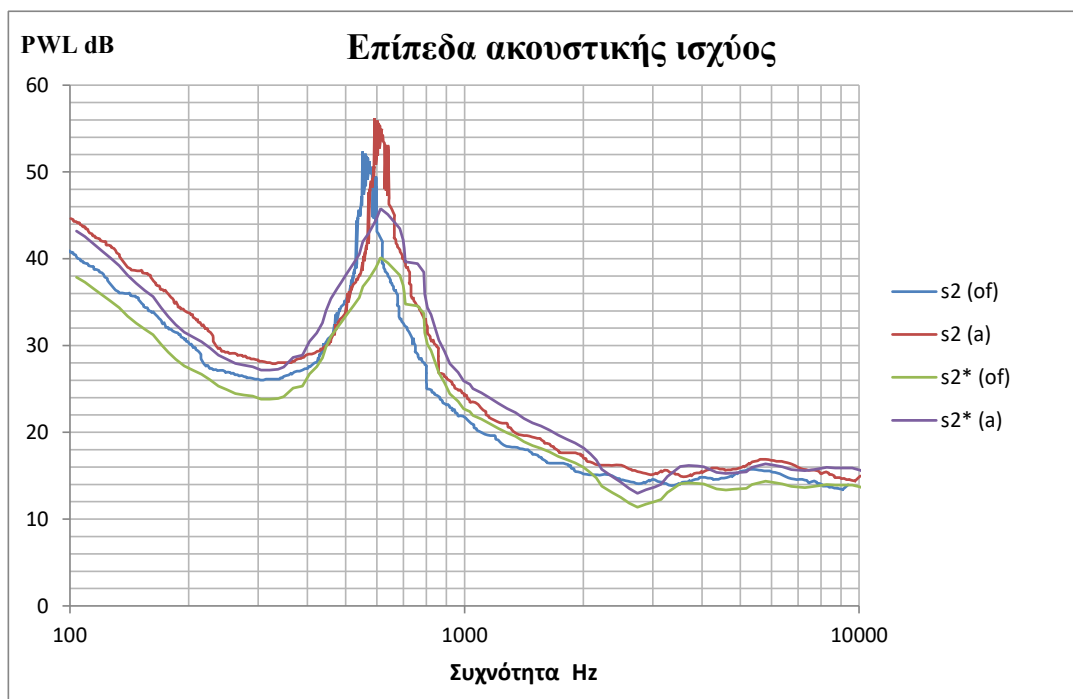
Σχήμα 5.3.4: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος, για το βασικό και το S1 σενάριο μεταξύ των λογισμικών.



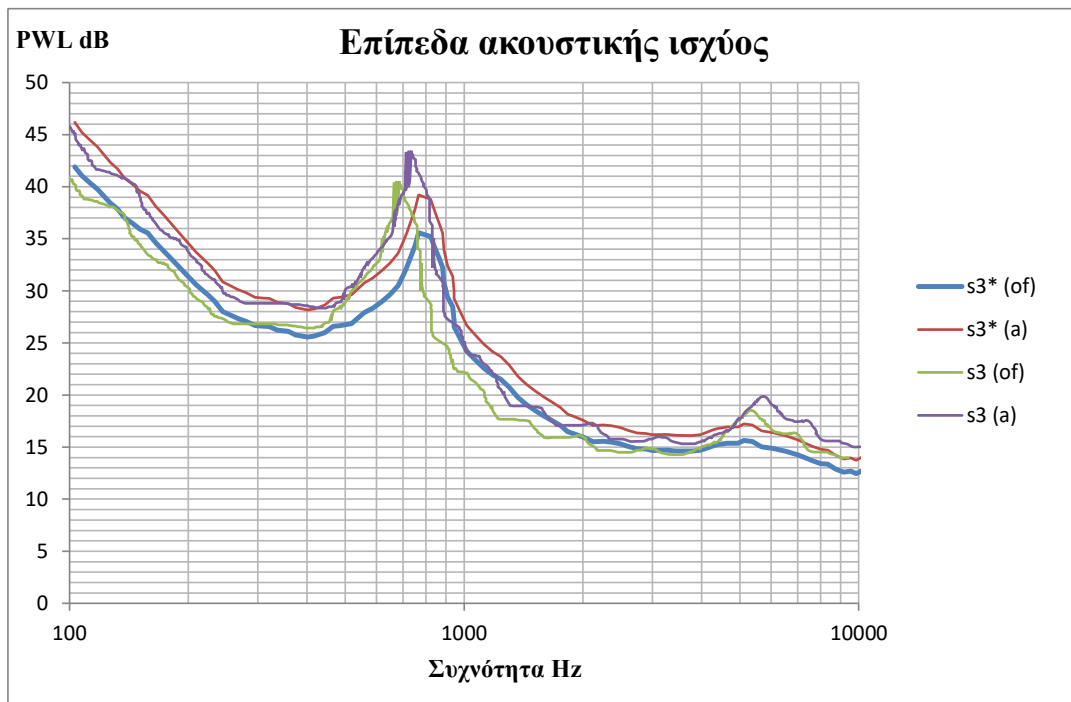
Σχήμα 5.3.5: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S2 και S3 μεταξύ των λογισμικών.



Σχήμα 5.3.6: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S1 και S1* μεταξύ των δύο λογισμικών.



Σχήμα 5.3.7: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S2 και S2* μεταξύ των δύο λογισμικών.



Σχήμα 5.3.8: Σύγκριση υπολογισμένων επιπέδων ακουστικής ισχύος για σενάρια S3 και S3* μεταξύ των δύο λογισμικών.

Κεφάλαιο 6) Συμπεράσματα και προτάσεις για μελλοντική εργασία

Συμπεράσματα

Τις τελευταίες δεκαετίες το φαινόμενο της ηχορρύπανσης έχει λάβει τρομακτικές διαστάσεις, δίνοντας ώθηση σε τεχνολογίες οι οποίες μπορούν να το περιορίσουν. Ένας τέτοιος τεχνολογικός κλάδος ο οποίος χρήζει έντονου ερευνητικού ενδιαφέροντος είναι ο σχεδιασμός πτερυγίων μειωμένου αεροακουστικού χαρακτήρα. Δεδομένου πως τα πτερύγια είναι απαραίτητα για την λειτουργία ενός μεγάλου εύρους μηχανημάτων τα οποία συναντώνται στην καθημερινότητα, οποιαδήποτε βελτίωση της αεροακουστικής τους συμπεριφοράς δύναται να επιφέρει σημαντικά οφέλη.

Αν και έχουν προταθεί διάφοροι καινοτόμοι σχεδιασμοί πτερυγίων με στόχο την μείωση του παραγόμενου αεροδυναμικού θορύβου, μέχρι στιγμής τα περιθώρια περαιτέρω βελτίωσης υπήρξαν ανεκπλήρωτα. Μια ελπιδοφόρα λύση σε αυτό το μείζον ζήτημα προσφέρει ο κλάδος της βιομιμητικής, με βάση τον οποίο επιστήμονες ξεκίνησαν να εφαρμόζουν τις απίστευτες ιδιότητες των φτερών της γλαύκας στον σχεδιασμό των σύγχρονων πτερυγίων. Τα τελευταία χρόνια, αυτού του είδους τα καινοτόμα σχέδια έχουν τοποθετηθεί στο ερευνητικό μικροσκόπιο επιδιώκοντας την βελτιστοποίηση τους, μέσω της ανάπτυξης πολυσύνθετων αριθμητικών μοντέλων, την διεξαγωγή πειραμάτων και την πραγματοποίηση υπολογιστικών αναλύσεων.

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας υπήρξε η πραγματοποίηση τέτοιων λεπτομερών υπολογιστικών αναλύσεων, αφενός για την κατανόηση των περίπλοκων φυσικών φαινομένων που διέπουν την αεροακουστική πτερυγίων, και αφετέρου για την εξακρίβωση της ικανότητας και δυνατότητας των σύγχρονων υπολογιστικών πακέτων λογισμικού για προσέγγιση των πειραματικών δεδομένων ή θεωρητικών μοντέλων. Δεδομένου πως ο συγκεκριμένος κλάδος χαρακτηρίζεται από μια πληθώρα πιθανών ερευνητικών αντικειμένων, η παρούσα εργασία επικεντρώθηκε στην επίδραση οδοντώσεων στην ακμή φυγής πτερυγίων (με βάση την μορφολογία των φτερών της κουκουβάγιας) στην αεροδυναμική και αεροακουστική συμπεριφορά τους. Για την ολοκλήρωση αναλύσεων επιλέχθηκαν δύο λογισμικά: το Fluent της ANSYS και το OpenFoam, ένα λογισμικό ανοικτού κώδικα. Ως βασικός στόχος τέθηκε η σύγκριση των αποτελεσμάτων των αναλύσεων αυτών των δύο λογισμικών τόσο και μεταξύ τους όσο και με την υπάρχουσα βιβλιογραφία. Δεδομένου πως το OpenFoam δεν έχει χρησιμοποιηθεί ευρέως για την διεξαγωγή αναλύσεων αεροακουστικής πτερυγίων, υπήρξε έντονο ενδιαφέρον για διαπίστωση και αξιολόγηση των δυνατοτήτων του έναντι ενός εμπορικού προγράμματος.

Η επίδραση των οδοντώσεων ακμής φυγής στην λειτουργία του πτερυγίου αποτελεί ένα κομμάτι του οποίου η μελέτη ξεκίνησε σχετικά πιο πρόσφατα, και επομένως διαθέτει μικρότερη μεν επαρκής δεν βιβλιογραφία. Μέχρι πρότινος, οι περισσότεροι ερευνητές επέλεξαν να προσδέσουν μια ξεχωριστή πλάκα με οδοντώσεις στην υπάρχουσα ακμή φυγής του εξεταζόμενου πτερυγίου. Ωστόσο, στην περίπτωση της διπλωματικής εργασίας επιλέχθηκε να εφαρμοστεί μια πιο καινοτόμα προσέγγιση κατά την οποία οι οδοντώσεις αποτελούν κατεργασμένο αναπόσπαστο κομμάτι της γεωμετρίας του πτερυγίου. Η συγκεκριμένη περίπτωση αν και έχει μελετηθεί πειραματικά, δεν έχει δοκιμαστεί ακόμα εκτενώς με την χρήση υπολογιστικών μεθόδων, κάτι το οποίο τοποθετήθηκε στο επίκεντρο αυτής της εργασίας.

Μετά από την πραγματοποίηση της απαραίτητης βιβλιογραφικής ανασκόπησης, και εφόσον είχαν μελετηθεί οι θεμελιώδεις έννοιες της αεροδυναμικής και αεροακουστικής, επιλέχθηκαν επτά συνολικά γεωμετρίες πτερυγίων: μια βασική περίπτωση χωρίς καμία μεταβολή, τρεις κατά τις οποίες οι οδοντώσεις είχαν ύψος 2 cm και τρεις στις οποίες το ύψος ήταν 1 cm. Τα επτά αυτά σενάρια εξετάστηκαν τόσο αεροδυναμικά όσο και αεροακουστικά. Για την διεξαγωγή των αναλύσεων, οι οποίες πραγματοποιήθηκαν για $Re=100000$, επιλέχθηκε ως μοντέλο τύρβης το κ- ω SST. Η αεροδυναμική μελέτη πραγματοποιήθηκε για ένα εύρος γωνιών προσβολής $\alpha=[0^\circ,15^\circ]$, όπου και μελετήθηκε η μεταβολή των συντελεστών C_l και C_d , ενώ στην συνέχεια για γωνία προσβολής $\alpha=10^\circ$ μελετήθηκαν οι συντελεστές C_p , η κατανομή ταχυτήτων καθώς και η αεροακουστική συμπεριφορά των πτερυγίων.

Αναφορικά με την αεροδυναμική των πτερυγίων προέκυψε πως τα αποτελέσματα των αναλύσεων και των δύο λογισμικών συμφωνούν με την βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα, η ύπαρξη οδόντων οδηγεί σε μείωση του συντελεστή άνωσης, η οποία γίνεται εντονότερη καθώς μικραίνει η γωνία οδόντωσης ϕ . Παρατηρήθηκαν μειώσεις έως και $\sim 10\%$. Επιπλέον, ο συντελεστής αντίστασης δεν παρουσιάζει σημαντικές μεταβολές συναρτήσει των χαρακτηριστικών των οδόντων. Στην περίπτωση της κατανομής πίεσης και ταχύτητας τα δυο λογισμικά παρουσιάζουν σχετικά παρόμοιες τάσεις, αν και σημειώνεται μια απόκλιση στις αριθμητικές τιμές των αποτελεσμάτων καθώς το OpenFoam τείνει να υποεκτιμά τις τιμές των μεγεθών. Τέλος, όσον αφορά τα αποτελέσματα των αεροακουστικών αναλύσεων, παρατηρείται πως και τα δύο λογισμικά έχουν προσεγγίσει αρκετά την βιβλιογραφία. Πιο συγκεκριμένα, οδοντώσεις με μεγαλύτερο μήκος και μικρότερη γωνία ϕ οδηγούν σε μεγαλύτερη μείωση των επιπέδων του παραγόμενου ήχου (έως και 7dB) ευρυζωνικού χαρακτήρα, προκαλώντας μια ταυτόχρονη αύξηση σε ήχους ενός μικρού εύρους συχνοτήτων. Οδοντώσεις με μικρότερο ύψος δεν προκαλούν σε τόσο μεγάλη αύξηση του εν λόγω ήχου, παρουσιάζοντας όμως περιορισμένη δυνατότητα περιορισμού του ήχου ευρυζωνικού χαρακτήρα. Σημειώνεται πως και σε αυτήν την περίπτωση αν και η γενικότερη τάση των

λογισμικών ήταν πανομοιότυπη, το OpenFoam παρουσίασε και πάλι μια τάση για υποεκτίμηση των αριθμητικών τιμών των μεγεθών.

Προτάσεις για μελλοντική εργασία

Κατά συνέπεια, κατέστη κατανοητό πως τα παραπάνω λογισμικά πακέτα παρουσιάζουν ισχυρές δυνατότητες για χρήση τους σε αεροακουστικές μελέτες. Δεδομένου του μεγέθους που παρουσιάζει αυτός ο τομέας, κατά την ολοκλήρωση της παρούσας διπλωματικής υπήρξαν μερικά κομμάτια τα οποία δεν μελετήθηκαν, είτε λόγω έλλειψης χρόνου είτε επειδή χαρακτηρίζονται ως εκτός του άμεσου σκοπού της. Ορισμένα από αυτά, τα οποία θα μπορούσαν να μελετηθούν σε ξεχωριστές εργασίες είναι:

- Η διεξαγωγή πειραματικών μετρήσεων για την άμεση σύγκριση με τα αποτελέσματα της παρούσας διπλωματικής.
- Η διεξαγωγή αναλύσεων σε παραπάνω περιπτώσεις οδοντώσεων με διαφορετικές χαρακτηριστικές παραμέτρους $2h$, ϕ και λ και σύγκριση τους με την βιβλιογραφία.
- Η διεξαγωγή αναλύσεων σε πτερύγια τα οποία βασίζονται σε διαφορετικές μη συμμετρικές αεροτομές (έναντι της NACA0012 στην οποία βασίστηκε το σύνολο των περιπτώσεων).

Βιβλιογραφία

- 1 Passchier-Vermeer W, Passchier WF (March 2000). "Noise exposure and public health". *Environmental Health Perspectives*. 108 Suppl 1 (Suppl 1): 123–31. doi:10.1289/ehp.00108s1123. JSTOR 3454637.
- 2 Münzel T, Schmidt FP, Steven S, Herzog J, Daiber A, Sørensen M (February 2018). "Environmental Noise and the Cardiovascular System". *Journal of the American College of Cardiology*. 71 (6): 688–697. doi:10.1016/j.jacc.2017.12.015
- 3 Burden of disease from environmental noise - Quantification of healthy life years lost in Europe Environmental burden of disease from noise in Europe - WHO EURO REPORT
- 4 Uragun, Balemir & Tansel, I. (2014). The noise reduction techniques for Unmanned Air Vehicles. 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2014-Conference Proceedings. 10.1109/ICUAS.2014.6842325.
- 5 Cattafesta, L.N.; Sheplak, M. Active Flow Control Actuators. *Ann. Rev. Fluid Mech.* 2011, 43, 247–272
- 6 ACARE-Advisory Council for Aeronautics Research in Europe. *European Aeronautics: A Vision for 2020: Meeting Society's Needs and Winning Global Leadership; Technical Report Report of the European Commission; European Commission: Brussels, Belgium, 2001.*
- 7 ACARE-Advisory Council for Aeronautics Research in Europe. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation; Technical Report Report of the High Level Group on Aviation Research, Report of the European Commission; European Commission: Brussels, Belgium, 2011.*
- 8 Graham, R.R. The Silent Flight of Owls. *J. R. Aeronaut. Soc.* 1934, 286, 837–843
- 9 Wang, Yong & Zhao, Kun & Lu, Xiang-Yu & Song, Yu-Bao & Bennett, Gareth. (2019). Bio-Inspired Aerodynamic Noise Control: A Bibliographic Review. *Applied Sciences*. 9. 2224. 10.3390/app9112224.
- 10 Wang, Yong & Zhao, Kun & Lu, Xiang-Yu & Song, Yu-Bao & Bennett, Gareth. (2019). Bio-Inspired Aerodynamic Noise Control: A Bibliographic Review. *Applied Sciences*. 9. 2224. 10.3390/app9112224.
- 11 Gülen, S. (2019). Turbine Aero*. In *Gas Turbines for Electric Power Generation* (pp. 217-264). Cambridge: Cambridge University Press. doi:10.1017/9781108241625.011
- 12 Hurt, H. H., Jr., *Aerodynamics for Naval Aviators*, Skyhorse Publishing, Inc., New York NY, 2012.
- 13 *Fluid Mechanics* by Douglas J F, Gasiorek J M, and Swaffield J A. Longman publishers. Pages 327-332
- 14 *Boundary Layer Separation over the Top Surface of a Wing*. 15 Oct. 2016.
- 15 T. F. Brooks, D. S. Pope, and M. Z. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction," NASA Reference Publication 1218, July 1989.
- 16 Russell Dan, August 23, 2001, *Sound Fields Radiated by Simple Sources*.
- 17 Lighthill, M. (1951). On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 211(1107), pp.564-587.
- 18 Lighthill, M. (1954). On Sound Generated Aerodynamically. II. Turbulence as a Source of Sound. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 222(1148), pp.1-32.
- 19 Curle, N. (1955). The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 231(1187), pp.505-514.
- 20 T.F. Brooks, D.S. Pope, and M.A. Marcolini. Airfoil self-noise and prediction. NASA reference publication, 1218:1, 1989.

Βιβλιογραφία

- 21 MS Howe. A review of the theory of trailing edge noise. *Journal of Sound and Vibration*, 61(3):437#465, 1978.
- 22 MS Howe. Trailing edge noise at low Mach numbers. *Journal of Sound and Vibration*, 225(2):211#238, 1999.
- 23 M. Roger and S. Moreau. Broadband self-noise from loaded fan blades. *AIAA journal*, 42(3):536#544, 2004.
- 24 M. Roger and S. Moreau. Extensions and limitations of analytical airfoil broadband noise models. *International Journal of Aeroacoustics*, 9(3):273#306, 2010.
- 25 Y. Rozenberg, M. Roger, and S. Moreau. Effect of blade design at equal loading on broadband noise. In *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2006.
- 26 A. Powell. On the aerodynamic noise of a rigid #at plate moving at zero incidence. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 31:1649, 1959.
- 27 J.E.F. Williams and LH Hall. Aerodynamic sound generation by turbulent #ow in the vicinity of a scattering half plane. *Journal of Fluid Mechanics*, 40(04):657#670, 1970.
- 28 RK Amiet. Noise due to turbulent #ow past a trailing edge. *Journal of Sound and Vibration*, 47(3):387#393, 1976.
- 29 RK Amiet. Effect of the incident surface pressure field on noise due to turbulent flow past a trailing edge. *Journal of Sound and Vibration*, 57:305, 1978.
- 30 M. Roger and S. Moreau. Back-scattering correction and further extensions of Amiet's trailing-edge noise model. Part 1: theory. *Journal of Sound and Vibration*, 286(3):477#506, 2005.
- 31 RR Graham. The silent flight of owls. *J Roy Aero Soc*, 38:837#843, 1934.
- 32 R.A. Kroeger. Low speed aerodynamics for ultra-quiet #ight. Technical report, DTIC Document, 1972.
- 33 T. Bachmann, S. Klän, W. Baumgartner, M. Klaas, W. Schröder, H. Wagner, et al. Morphometric characterisation of wing feathers of the barn owl tyto alba pratincola and the pigeon columba livia. *Frontiers in zoology*, 4(1):23, 2007.
- 34 S. Klan, T. Bachmann, M. Klaas, H. Wagner, and W. Schroder. Experimental analysis of the flow field over a novel owl based airfoil. *Animal Locomation*, -:413, 2010.
- 35 Ver, I. (1987). Noise of jet engine test cells. *Jet Engine Test Cell Meeting, Noise of jet engine test cells*.
- 36 Howe, M. (1991a). Aerodynamic noise of a serrated trailing edge. *Journal of Fluids and Structures*, 5(1), pp.33-45.
- 37 Howe, M.S. Noise Produced by a Sawtooth Trailing Edge. *J. Acoust. Soc. Am.* 1991, 90, 482–487.
- 38 Gruber, M. (2012). Airfoil noise reduction by edge treatments. PhD Thesis. University of Southampton.
- 39 AGM Dassen, R. Parchen, J. Bruggeman, and F. Hagg. Results of a wind tunnel study on the reduction of airfoil self-noise by the application of serrated blade trailing edges . In *Proc. of the European Union Wind Energy Conference and Exhibition, Göteborg*, pages 800#803, 1996
- 40 R. Parchen, W. Ho#mans, A. Gordner, and K. Braun. Reduction of airfoil self-noise at low Mach number with a serrated trailing edge. In *International Congress on Sound and Vibration, 6 th, Technical Univ. of Denmark, Lyngby, Denmark*, pages 3433#3440, 1999.
- 41 S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder, and K. Kögler. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations. *AIAA journal*, 47:1470#1481, 2009.
- 42 Herr, M. (2006). Experimental study on noise reduction through trailing edge brushes. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*.

Βιβλιογραφία

- 43 Finez A, Jondeau E., Roger M., and Jacob M.C., (2010). Broadband noise reduction with trailing edge brushes. 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.
- 44 Jones L. Sandberg R., (2010). Numerical investigation of airfoil self-noise reduction by addition of trailing-edge serrations. 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Stockholm, 2010.
- 45 Chong, T.P.; Joseph, P.F.; Gruber, M. Airfoil Self Noise Reduction by Non-Flat Plate Type Trailing Edge Serrations. *Appl. Acoust.* 2013, 74, 607–613.
- 46 Chong, T.P.; Vathylakis, A.; Joseph, P.F.; Gruber, M. On the Noise and Wake flow of an Airfoil with Broken and Serrated Trailing Edges. In *Proceedings of the 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, Portland, OG, USA, 5–8 June 2011; AIAA Paper 2011-2860.
- 47 Anderson J.D. (1992) *Governing Equations of Fluid Dynamics*. In: Wendt J.F. (eds) *Computational Fluid Dynamics*. Springer, Berlin, Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-662-11350-9_2
- 48 Wendt, J.F. & Jr, J.D. & Degroote, Joris & Degrez, Gérard & Dick, Erik & Grundmann, R. & Vierendeels, J.. (2009). *Computational Fluid Dynamics: An Introduction*. 10.1007/978-3-540-85056-4.
- 49 Ffowcs Williams J. E. and Hawkins D. L. 1969 Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences* 264:321–342
- 50 Epikhin, A., Evdokimov, I., Kraposhin, M., Kalugin, M., Strijhak, S. Development of a Dynamic Library for Computational Aeroacoustics Applications Using the OpenFOAM Open Source Package // *Procedia Computer Science* Volume 66, 2015, Pages 150-157 <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877050915033670> , DOI: 10.1016/j.procs.2015.11.018
- 51 Liu, Xiao & Kamliya Jawahar, Hasan & Azarpeyvand, M. & Theunissen, R.. (2015). Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Serrated Airfoils. 10.2514/6.2015-2201.
- 52 Liu , X . , Kamliya Jawahar, H., Azarpeyvand, M., & Theunissen, R. (2017). Aerodynamic performance and wake development of airfoils with serrated trailing-edges. *AIAA Journal*, 55(11), 3669-3680. <https://doi.org/10.2514/1.J055817>
- 53 Alexandros Vathylakis, *Reduction of broadband trailing edge noise by serrations*, (A dissertation submitted for the degree Doctor of Philosophy), MAY 2015

Παράρτημα: Διαδικασία αεροδυναμικής και αεροακουστικής ανάλυσης.

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας πραγματοποιήθηκαν δύο ειδών αναλύσεις:

- Μια αεροδυναμική ανάλυση σκοπός της οποίας είναι η προσομοίωση των αεροδυναμικών μεγεθών τόσο στο περύγιο (π.χ συντελεστές C_l , C_d) όσο και στο περιβάλλοντα ρευστό (π.χ κατανομή πίεσης και ταχύτητας). Το συγκεκριμένο βήμα είναι απαραίτητο και πρέπει να προηγηθεί της αεροακουστικής ανάλυσης, προκειμένου να εκτιμηθούν οι πηγές αεροδυναμικού ήχου.
- Μια αεροακουστική ανάλυση η οποία στοχεύει στην προσομοίωση και την εκτίμηση της διάδοσης του παραγόμενου ήχου, μέσα στο εργαζόμενο ρευστό, έως έναν παρατηρητή.

Αν και χρησιμοποιήθηκαν δύο διαφορετικά λογισμικά ρευστοδυναμικών αναλύσεων (Fluent της Ansys και το OpenFoam), η γενικότερη διαδικασία η οποία εφαρμόστηκε σε αυτά είναι σχεδόν πανομοιότυπη.

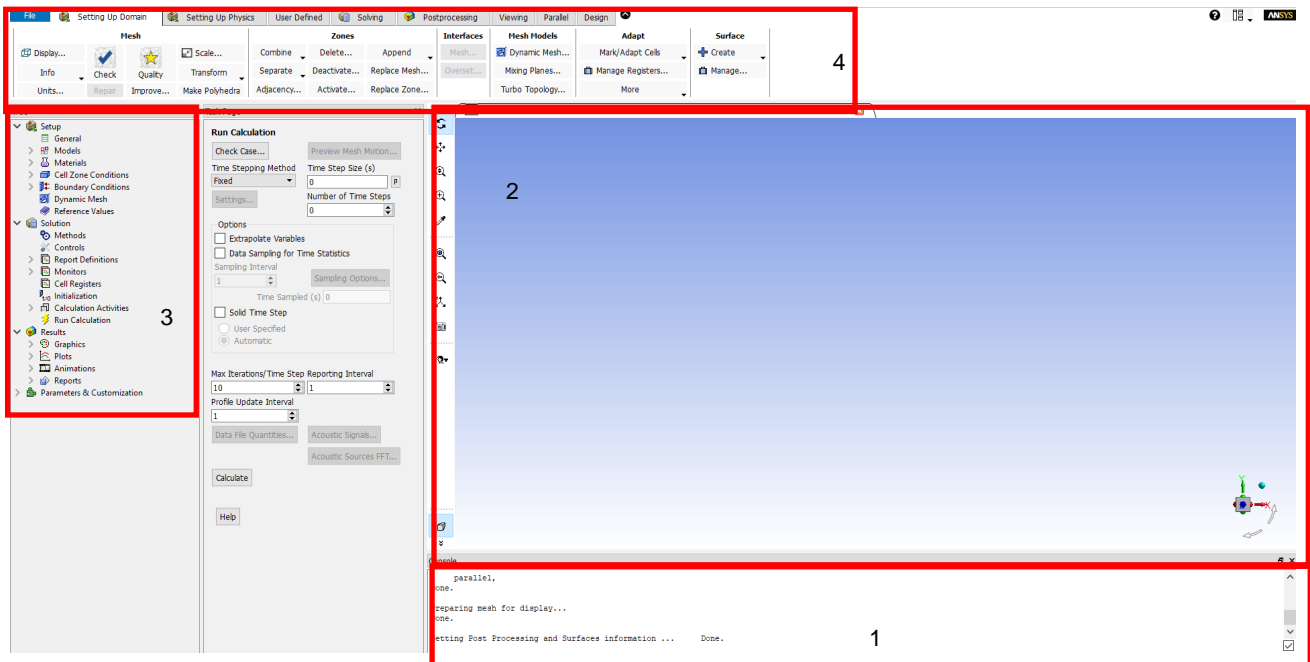
Σκοπός αυτού του παραρτήματος είναι η συνοπτική περιγραφή της χρήσης των εν λόγω λογισμικών για την πραγματοποίηση των σχετικών αναλύσεων, προκειμένου να διευκολυνθεί η χρήση τους σε μελλοντικές, παρόμοιες διπλωματικές εργασίες.

Fluent (ANSYS)

Όπως είναι αναμενόμενο από ένα εμπορικά διαθέσιμο πρόγραμμα, στην περίπτωση του ANSYS η διαδικασία της αεροδυναμικής και αεροακουστικής ανάλυσης χαρακτηρίζεται από μεγαλύτερη αμεσότητα και ευκολία. Σημαντικό ρολό σε αυτό συντελεί η ύπαρξη ενός γραφικού περιβάλλοντος χρήστη (κάτι το οποίο δεν υφίσταται στην περίπτωση του OpenFoam). Το γραφικό περιβάλλον παρουσιάζεται στο σχήμα Π1 και τα βασικά του στοιχεία είναι τα εξής:

- Κονσόλα (1) στην οποία ένας έμπειρος χρήστης μπορεί να τυπώσει εντολές για να διευκολύνει και να επιταχύνει το έργο του. Στην κονσόλα τυπώνονται πληροφορίες σχετικά με την πορεία της ανάλυσης και τα τυχόν προβλήματα τα οποία δύναται να προκύψουν.

- Παράθυρο γραφικών (2) στο οποίο ο χρήστης μπορεί να ελεγχξει την υπό μελέτη γεωμετρία ή/και το υπολογιστικό πλέγμα. Επιπρόσθετα, σε αυτό θα παρουσιαστούν γραφήματα σχετικά με την ανάλυση (π.χ συντελεστές Cl & Cd)
- Μενού πλοήγησης (3) και γραμμή πλοήγησης (4) τα οποία συντελούν παρόμοιο ρόλο και καθοδηγούν πλήρως τον αναλυτή στα διαφορα ενδιάμεσα βήματα από την προετοιμασία της ανάλυσης, την πραγματοποίηση της και την μετεπεξεργασία των αποτελεσμάτων.



Σχήμα Π1: Γραφικό περιβάλλον χρήστη (Fluent)

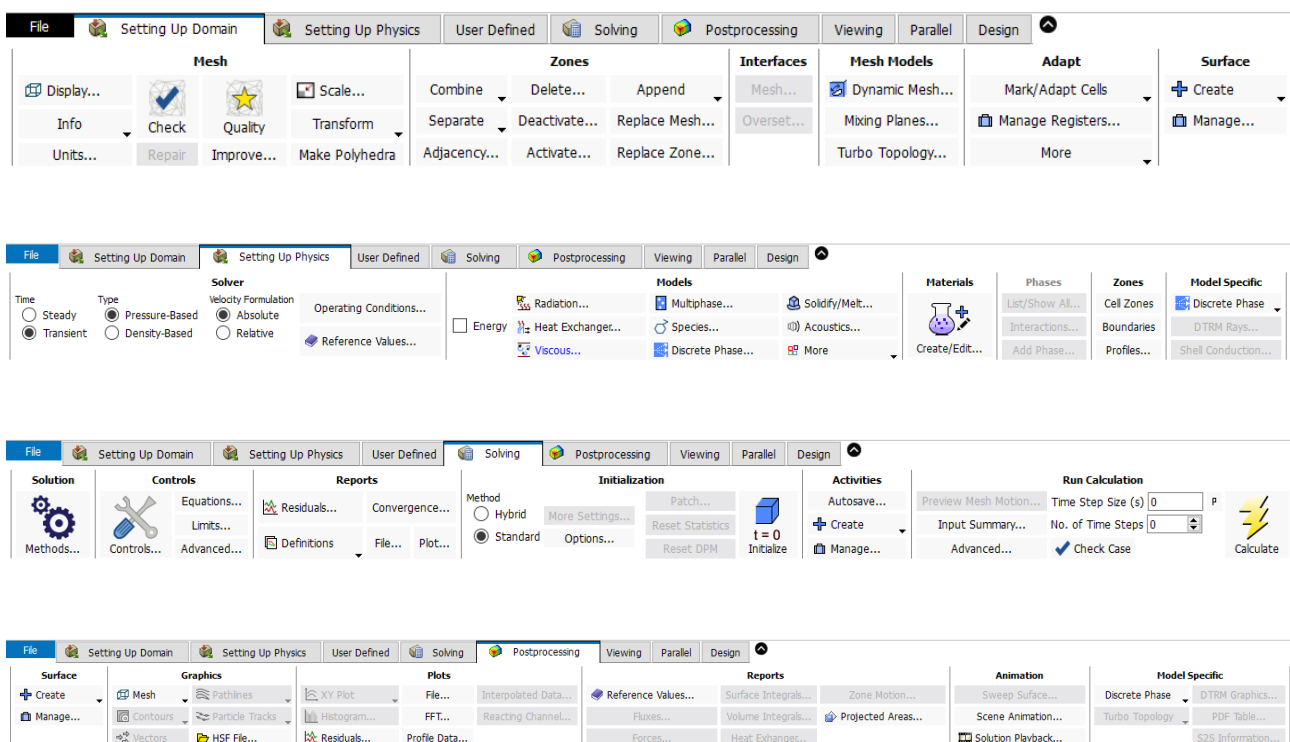
Σ' αυτό το σημείο θα παρουσιαστούν συνοπτικά οι βασικότερες καρτέλες της γραμμής πλοήγησης, κάθε μια από τις οποίες αντιστοιχεί σε κάποιο βασικό στάδιο της διαδικασίας της ανάλυσης:

- **Καρτέλα ρύθμισης χαρακτηριστικών υπολογιστικού πεδίου (setting up domain):** Αποτελεί την πρώτη καρτέλα που συναντά ο αναλυτής και αναφέρεται στα χαρακτηριστικά του υπολογιστικού πλέγματος το οποίο θα χρησιμοποιηθεί κατά την ανάλυση. Σ' αυτήν ο χρήστης μπορεί να ελέγξει την ποιότητα του εν λόγω πλέγματος, καθώς και να επιχειρήσει μια αυτοματοποιημένη βελτίωση του, με βάση συγκεκριμένα μεγέθη που του προτείνονται από το λογισμικό. Επιπρόσθετα, είναι εφικτή η δημιουργία επιπρόσθετων επαφών ή σημείων ελέγχου καθώς και διαφόρων ζωνών στο πλέγμα όπως διεπαφές μεταξύ διαφορετικών σωμάτων.
- **Καρτέλα ρύθμισης χαρακτηριστικών ανάλυσης (setting up physics):** Σ' αυτήν την καρτέλα ορίζονται τα βασικά χαρακτηριστικά της ανάλυσης όπως: οι συνοριακές και

οριακές συνθήκες της ανάλυσης, ο τύπος της ανάλυσης, οι ιδιότητες του ρευστού. Επιπρόσθετα, σε αυτήν την καρτέλα ορίζονται και οι τιμές αναφοράς, σύμφωνα με τις οποίες θα προκύψουν οι συντελεστές C_I και C_d .

- **Καρτέλα ρύθμισης χαρακτηριστικών επίλυσης (solving):** Σ' αυτήν την καρτέλα ορίζονται οι παράμετροι της επίλυσης όπως: οι χρησιμοποιούμενες εξισώσεις, ο αριθμός επαναλήψεων και το μέγεθος του χρονικού βήματος, συνθήκες σύγκλισης και γραφήματα που αναφέρονται στην πορεία της επίλυσης.
- **Καρτέλα μετεπεξεργασίας και οπτικοποίησης αποτελεσμάτων (postprocessing):** Τέλος, σ' αυτήν την καρτέλα παρέχεται στον χρήστη η δυνατότητα επεξεργασίας των αποτελεσμάτων και η οπτικοποίηση αυτών με διάφορους τρόπους.

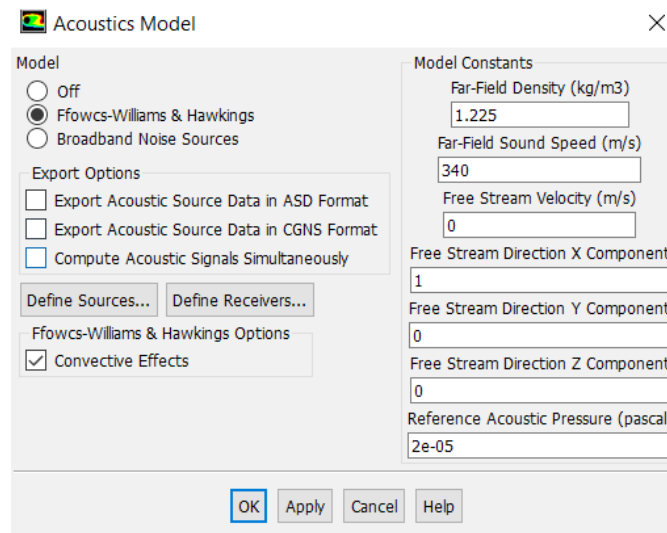
Στο σχήμα Π2 παρουσιάζονται οι τέσσερις βασικές καρτέλες οι οποίες περιγράφηκαν προηγουμένως.



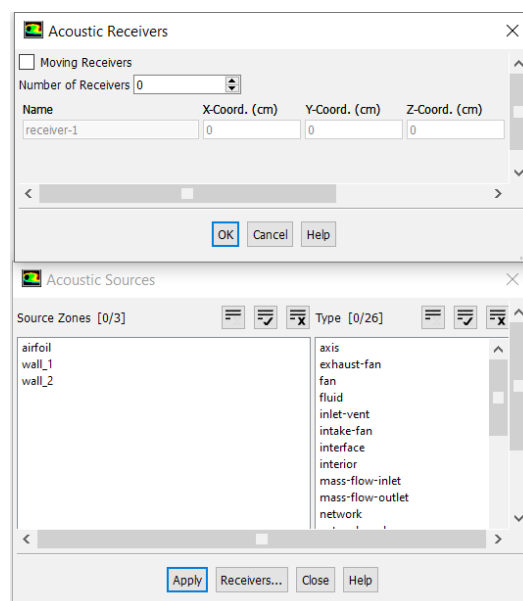
Σχήμα Π2: Βασικές Καρτέλες του Fluent

Μετα την ολοκλήρωση της αεροδυναμικής ανάλυσης είναι εφικτή η πραγματοποίηση της αεροακουστικής ανάλυσης. Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, σκοπός της πρώτης ανάλυσης είναι να προσδιοριστούν τα χαρακτηριστικά του ρευστού καθώς και οι πηγές αεροδυναμικού ήχου. Στην περίπτωση του fluent η πραγματοποίηση μιας αεροακουστικής αποτελεί μια σχετικά αυτοματοποιημένη διαδικασία. Συγκεκριμένα, αφού ολοκληρωθεί η αεροδυναμική ανάλυση ο χρήστης πρέπει να μεταβεί στην καρτέλα **setting up physics** και να επιλέξει την επιλογή **acoustics**.

Στην συνέχεια θα του εμφανιστεί η καρτέλα του σχήματος Π3 στην οποία μπορεί να επιλέξει το ακουστικό μοντέλο και να θέσει τις ανάλογες τιμές αναφοράς. Επιπρόσθετα, μπορεί να ορίσει την μορφή με την οποία θα εξαχθούν τα δεδομένα, προκειμένου να επεξεργαστούν περαιτέρω σε κάποιο τρίτο λογισμικό. Τέλος, χρησιμοποιώντας τις ανάλογες επιλογές ορίζονται οι πηγές του θορύβου και οι παρατηρητές, όπως φαίνεται στο σχήμα Π4.



Σχήμα Π3: Καρτέλα ακουστικής ανάλυσης Fluent.

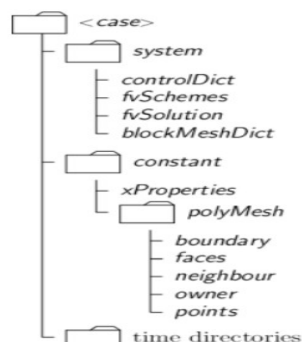


Σχήμα Π4: Ορισμός πηγών ήχου και σημείων παρατηρητή.

OpenFoam

Στην περίπτωση του Openfoam η διαδικασία των αναλύσεων χαρακτηρίζεται από έναν αυξημένο βαθμό δυσκολίας, όπως είναι αναμενόμενο από ένα λογισμικό ανοικτού κώδικα. Η βασική ειδοποιός διάφορα μεταξύ των δύο λογισμικών έγκειται στο γεγονός πως το Openfoam δεν διαθέτει κάποιο γραφικό περιβάλλον χρήστη. Αντιθέτως, ο έλεγχος της ανάλυσης πραγματοποιείται μέσω της κονσόλας της γραμμής εντολών. Επιπρόσθετα, ο ορισμός των διαφόρων παραμέτρων της ανάλυσης, είτε φυσικών είτε λειτουργικών, πραγματοποιείται με την μορφή αρχείων κειμένου .txt (παράδειγματα θα δώθουν στην συνέχεια). Στο σχήμα Π5 παρουσιάζεται η οργάνωση των εν λόγω αρχείων και η γενικότερη δομή μιας ανάλυσης στο Openfoam, η οποία είναι η εξής:

- ο φάκελος **constant** περιέχει την πλήρη περιγραφή του υπολογιστικού πλέγματος της ανάλυσης στον υποφακελο polyMesh, καθώς και πληροφορίες αναφορικά με τις φυσικές ιδιότητες του ρευστού και το χρησιμοποιούμενο μοντέλο τύρβης.
- ο φάκελος **system** χρησιμοποιείται για τον καθορισμό παραμέτρων που σχετίζονται με την διαδικασία λύσης. Περιέχει τουλάχιστον τα ακόλουθα 3 αρχεία: controlDict όπου ορίζονται οι παράμετροι ελέγχου εκτέλεσης, συμπεριλαμβανομένης της ώρας έναρξης / λήξης, του χρονικού βήματος και των παραμέτρων για την έξοδο δεδομένων. fvSchemes όπου μπορούν να επιλεγούν σχήματα διακριτοποίησης που χρησιμοποιούνται στη λύση κατά το χρόνο εκτέλεσης. και fvSolution όπου ρυθμίζονται οι εξισώσεις, οι ανοχές και άλλοι αλγόριθμοι έλεγχοι για την εκτέλεση. Σ' αυτόν τον φάκελο τοποθετούνται και τα έγγραφα που ρυθμίζουν την αεροακουστική ανάλυση.
- Τέλος, ο φάκελος **0** που περιέχει μεμονωμένα αρχεία δεδομένων για συγκεκριμένα πεδία. Τα δεδομένα μπορεί να είναι: είτε αρχικές τιμές και όρια που πρέπει να καθορίσει ο χρήστης ή αποτελέσματα γραμμένα σε αρχείο από το OpenFOAM



Σχήμα Π5: Οργάνωση αναλύσεων στο OpenFoam

Στην συνέχεια παρουσιάζονται ορισμένα από τα εν λόγω έγγραφα τα οποία χρησιμοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική, συνοδευόμενα με έναν σύντομο σχολιασμό.

```

/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
|  \ \  /  | F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \  /  | O p e r a t i o n | Version:  v1906
|  \ \  /  | A n d             | Web:        www.OpenFOAM.com
|  \ \  /  | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*- C++ -*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       p;
}
// *****

dimensions      [0 2 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 0;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          freestreamPressure;
        freestreamValue $internalField;
    }

    outlet
    {
        type          freestreamPressure;
        freestreamValue $internalField;
    }

    airfoil
    {
        type          zeroGradient;
    }

    symmetry
    {
        type          symmetry;
    }

    wall_1
    {
        type          cyclicAMI;
    }
}

```

Σχήμα Π6: Ορισμός συνοριακών συνθηκών πίεσης


```

| ===== |
| \ \ \ \ \ | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ \ | O p e r a t i o n | Version: v1906
| \ \ \ \ \ | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ \ | M a n i p u l a t i o n |
| *-----* |
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    location     "0";
    object       U;
}
// *****

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField   uniform (19.69 3.47 0);

boundaryField
{
    airfoil
    {
        type          noSlip;
    }
    inlet
    {
        type          freestreamVelocity;
        freestreamValue $internalField;
    }
    outlet
    {
        type          freestreamVelocity;
        freestreamValue $internalField;
    }
    symmetry
    {
        type          symmetry;
    }

    wall_1
    {
        type          cyclicAMI;
    }

    wall_2
    {

```

Σχήμα Π7: Ορισμός οριακών συνθηκών ταχύτητας.

```

/*----- C++ -----*/
|====|
| \ \ / / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / / | O p e r a t i o n | Version: v1906
| \ \ / / | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ / / | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  object       turbulenceProperties;
}
// ***** //

simulationType RAS; Είδος ανάλυσης

RAS
{
  RASModel      kOmegaSST; Μοντέλο

  turbulence    on;

  printCoeffs   on;
}
// ***** //

```

Σχήμα Π8: Ορισμός μοντέλου τύρβης.

```

/*----- C++ -----*/
|====|
| \ \ / / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / / | O p e r a t i o n | Version: v1906
| \ \ / / | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ / / | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  location     "constant";
  object       transportProperties;
}
// ***** //

transportModel Newtonian; Μοντέλο μεταφοράς

rho           1.225; Πυκνότητα ρευστού

nu            1e-05; Κινηματικό ιξώδες

// ***** //

```

Σχήμα Π9: Ορισμός ιδιοτήτων ρευστού.

```

/*-----*- C++ -*/
|=====|
| \ \ \ \ \ | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ \ | O p e r a t i o n | Version: v1906
| \ \ \ \ \ | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ \ | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*/

FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  location     "system";
  object       controlDict;
}
// *****

application      pisoFoam;           Επιλυτής
startFrom         latestTime;        Στιγμή έναρξης
startTime         0;                 Χρόνος έναρξης
stopAt            endTime;           Στιγμή λήξης
endTime           0.010;             Χρόνος λήξης
deltaT            0.000001;          Χρονικό βήμα
writeControl      timeStep;
writeInterval     50;
purgeWrite        0;
writeFormat       ascii;
writePrecision    6;
writeCompression off;
timeFormat        general;
timePrecision     6;
runTimeModifiable true;

functions
{
  #include "forceCoeffs"
  #include "fwhControl"
  // #include "sphereAverage"
}

```

Έλεγχος καταγραφής αποτελεσμάτων
ανάλυσης σε αρχεία .txt

Συναρτήσεις
Υπολογισμός συντελεστών και
αεροακουστικών μεγεθών

Σχήμα Π10: Ορισμός βασικών στοιχείων ανάλυσης.

```

/*-----*- C++ -*-----*/
|
| =====
|  \ \ / /   F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \ / /   O peration    | Version: v1912
|  \ \ / /   A nd          | Website: www.openfoam.com
|  \ \ / /   M anipulation  |
|
/*-----*- C++ -*-----*/

```

```

forceCoeffs1
{
    type                forceCoeffs; Τύπος συνάρτησης

    libs                (forces); Βιβλιοθήκη

    writeControl        timeStep;
    timeInterval        10;      Έλεγχος καταγραφής δεδομένων

    log                 yes;

    patches              (airfoil); Σώμα
    rho                  rhoInf;
    rhoInf               1.225; Πυκνότητα
    liftDir              (0 1 0);
    dragDir              (1 0 0);
    CofR                 (0.075 0 0.075); Ορισμός διανυσμάτων δυνάμεων
    pitchAxis            (0 0 1);
    magUInf              20;
    lRef                 0.15;
    Aref                 0.045; Ταχύτητα και μήκη αναφοράς
    /*
    binData
    {
        nBin              20;
        direction          (1 0 0);
        cumulative         yes;
    }
    */
}

```

// ***** //

Σχήμα Π11: Ορισμός βασικών παραμέτρων για τον υπολογισμό των συντελεστών C_l και C_d .

```

AcousticAnalysis
{
  #include "commonSettings";
  type FfowcsWilliamsHawkings;
  patches ("airfoil");
  interpolationScheme cell;
  formulationType Farassat1AFormulation;
  U0 (20 0.0 0.0);
  cleanFreq 100;

  surfaces
  (
    airfoil
    {
      type patch;
      patches ("airfoil");
      interpolate false;
    }
  );

  nonUniformSurfaceMotion false;
  Ufwh (0.0 0.0 0.0);
}

libs ("libAcoustics.so");
log true;
writeFft true;
probeFrequency 1;
timeStart 0.00555;
timeEnd 0.010;
c0 343;
dRef 1;
pName p;
pInf 101325;
rho rhoInf;
rhoInf 1.225;
CofR (0 0 0);
observers
{
  R-A
  {
    position (0.20 0 0.075);
    pRef 2.0e-5;
    fftFreq 1024;
  }
  R-B
  {
    position (0.50 0.05 0.075);
    pRef 2.0e-5;
    fftFreq 1024;
  }
}

```

Αεροακουστικό μοντέλο
Επιφάνεια
Ταχύτητα

Ορισμός επιφάνειας

Σχετική κίνηση επιφάνειας

Έλεγχος καταγραφής δεδομένων

Χρόνος έναρξης/λήξης

Ταχύτητα του ήχους
Μήκος αναφοράς

Πίεση και πυκνότητα αναφοράς

Παρατηρητές

Σχήμα Π12: Ορισμός απαραίτητων παραμέτρων αεροακουστικής ανάλυσης.