



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο ΔΠΜΣ «Υπολογιστική Μηχανική»

Σχολή Χημικών Μηχανικών

Τομέας II: Ανάλυσης και Σχεδιασμού Διεργασιών και Συστημάτων-Μονάδα

Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής

Δυναμική συμπεριφορά αεροτομής σε εξαναγκασμένη και ελεύθερη ταλάντωση. Επίλυση του αεροελαστικού προβλήματος σε περιβάλλον Ansys Fluent.

Εκπόνηση Διπλωματικής εργασίας

Κετσέας Δημήτριος

Επιβλέποντες:

Βουτσινάς Σπυρίδων, Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, 2022

National Technical University of Athens

School of Chemical Engineering

Section II: Analysis and Design of Processes and Systems – Computational Fluid Dynamics Unit

Dynamic response of an airfoil in Fluid Structure Interaction context under forced and free excitation using Ansys Fluent.

Thesis

Ketseas Dimitrios

Academic Supervisor:

Voutsinas Spyridon, Professor NTUA

Athens, 2022

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All Rights Reserved.

Ενθαρρύνεται η ανατύπωση και διανομή της παρούσας εργασίας για κάθε εργασία ερευνητικής και ακαδημαϊκής φύσης, με την προϋπόθεση ότι θα αναφέρεται η πηγή προέλευσης και θα μεταβιβάζεται ακριβώς η παρούσα δήλωση. Αντίθετα, απαγορεύεται η αποθήκευση και εκμετάλλευση της έρευνας αυτής για στόχο οικονομικό ή εμπορικό. Για ενέργειες προς αυτή την κατεύθυνση να ενημερώνεται ο συγγραφέας.

Πίνακας Περιεχομένων

Περίληψη

Abstract

Πίνακας Σχημάτων

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1

1.1 Εισαγωγή στη Μη μόνιμη Αεροδυναμική

1.2 Δυναμική απώλεια στήριξης και Πτερυγισμός απώλειας στήριξης

1.3 Αεροτομή Naca 64-418

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2

2.1 Εισαγωγή στο πακέτο Ansys

2.2 Υπολογιστικό Χωρίο Ρευστού

2.3 Πλέγμα Ρευστού

2.4 Επιλύτης Ansys Fluent

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3

3.1 Σύγκριση Ansys με πειραματικά δεδομένα για μετρήσεις Μόνιμης ροής

3.2 Αποτελέσματα για την Naca 0012

3.3 Αποτελέσματα για την Naca 64-418

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4

4.1 Εξαναγκασμένη ταλάντωση

4.2 Αποτελέσματα

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5

5.1 Ελεύθερη Ταλάντωση - Αεροελαστικό πρόβλημα

5.2 Αποτελέσματα

5.3 Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα

5.4 Επίδραση της αρχικής γωνίας προσβολής στην ελεύθερη ταλάντωση

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6

6.1 Συμπεράσματα

6.2 Προτάσεις για μελλοντική μελέτη

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Περίληψη

Η παρούσα εργασία στόχο έχει την μελέτη αεροδυναμικών και αεροελαστικών προβλημάτων στο εμπορικό πακέτο Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής Ansys. Θα γίνει μελέτη της μόνιμης και μη μόνιμης αεροδυναμικής και αεροελαστικής συμπεριφοράς της αεροτομής Naca 64-418 κατά την εκτέλεση στατικών αεροδυναμικών μετρήσεων καθώς και κατά την εκτέλεση εξαναγκασμένης και ελεύθερης ταλάντωσης. Οι στατικές μετρήσεις θα γίνουν τόσο για την αεροτομή που αναφέρθηκε όσο και για την Naca 0012, αεροτομή για την οποία υπάρχει πληθώρα πειραματικών δεδομένων. Στην συνέχεια θα μελετηθεί η αεροδυναμική συμπεριφορά της αεροτομής καθώς εκτελεί εξαναγκασμένη ταλάντωση πρόνευσης για διαφορά πλάτη ταλάντωσης, μέση γωνία πρόσπτωσης και ανηγμένη συχνότητα ταλάντωσης. Τέλος θα γίνει μελέτη για την ελεύθερη ταλάντωση πρόνευσης και βύθισης που προκύπτει όταν στην αεροτομή εφαρμοστούν ελατήρια και ασκηθεί μικρή διαταραχή στην γωνία προσβολής. Όλες οι περιπτώσεις που θα αναλυθούν στην συνέχεια θα τεθούν σε σύγκριση με πειραματικά δεδομένα για να διαπιστωθεί η ορθότητα των προσομοιώσεων. Οι αναφερθείσες μετρήσεις θα γίνουν για αριθμούς Reynolds όχι μεγαλύτερο από 10^6 . Η παρούσα εργασία επίσης, θα συνεισφέρει στην κατανόηση του φαινομένου της Δυναμικής Απώλειας Στήριξης (Dynamic Stall) και την αποτύπωση αυτού στα αεροδυναμικά φορτία μιας ταλαντευόμενης αεροτομής. Οι γωνίες που θα λάβει η αεροτομή στην κίνησή της θα ξεπερνούν κατά πολύ την γωνία στατικής απώλειας στήριξης οπότε ένα μεγάλο κομμάτι των μελετών θα είναι η σωστή πρόβλεψη του πακέτου στην κατάσταση της περιοδικής εναλλαγής ανάμεσα σε πλήρους και μερικώς αποκολλημένης ροής.

Ταυτόχρονα, στόχος της εργασίας αυτής επίσης αποτελεί η δυνατότητα μοντελοποίησης των προβλημάτων που αναφέρθηκαν, στο Ansys. Για να επιτευχθεί αυτό, απαραίτητο είναι να επέλθει η τριβή και εξοικείωση ενός νέου χρήστη, σαν εμένα, με το Ansys Workbench. Αυτό είναι ένα πολύ μεγάλο και σημαντικό κομμάτι της εργασίας γιατί πέρα από τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων που θα παρουσιάσω στα επόμενα κεφάλαια σκοπός της εργασίας αυτής είναι η παροχή κατευθυντήριων οδηγιών και η επεξήγηση της λειτουργίας του πακέτου για την επίλυση των προβλημάτων που μελετούνται σε έναν μελλοντικό νέο χρήστη. Συνεπώς πέρα από την παρουσίαση αποτελεσμάτων και αξιολόγησης αυτών ένα μεγάλο κομμάτι θα αφιερωθεί στην παρουσίαση του τρόπου χρήσης αυτού του κώδικα. Για τη χρήση του εν λόγω πακέτου έγινε χρήση φοιτητικής άδειας η οποία παρέχεται στους σπουδαστές του ΕΜΠ από την παραγωγό εταιρία.

Abstract

This work aims to study aerodynamic and aeroelastic problems using the commercial package of Computational Fluid Mechanics, ANSYS. There will be conducted a study of steady and non-steady aerodynamic and aeroelastic behavior of airfoil Naca 64-418 during static aerodynamic measurements and also during the motion of forced and free oscillation. The static measurements will be conducted for the airfoil mentioned and for the Naca 64-418, for which there are numerous experimental data. Continuing, the behavior of the airfoil during forced pitching oscillation for various amplitudes, mean angles of attack and reduced frequencies will be studied. Finally, there will be a study for a free pitching and plunging oscillation which occurs when springs are attached to the airfoil and a small disturbance is applied. For validation purposes, all the mentioned studies will be compared to experimental data. The Reynolds number for the studies will be no bigger than 10^6 . The present paper will also contribute to the understanding of the Dynamic Stall Phenomena and how it shows itself at the aerodynamic loads that an oscillating airfoil receives. The angles of attack that the airfoil will be during its oscillation will be far greater than the static stall angle, so a large portion of the present paper will be to correctly predict the periodic change between fully and partially separated flow.

At the same time, the second aim of this study is to be able to model the mentioned problems at the Ansys application. For that to happen, a new user should gain experience at using the application. This is a big part of the present paper, because apart from the results of the simulations that I will later demonstrate, another goal is to present advices and instructions to a new user trying to solve such problems using Ansys. So a big part of the paper will be the presentation of how to use this code, aside from presenting computational results. The use of this application is through a student's license provided by the Ansys Manufacturing Company to the NTUA students.

ΠΙΝΑΚΑΣ ΣΧΗΜΑΤΩΝ

Σχήμα 1. Κύκλος υστέρησης συντελεστή άνωσης.

Σχήμα 2. Συντεταγμένες Αεροτομής Naca 64-418.

Σχήμα 3. Οπτική Απεικόνιση της Naca 64-418.

Σχήμα 4. Πλέγμα ρευστού.

Σχήμα 5. Ποιοτική Πύκνωση πλέγματος για Spalart-Allmaras, $\gamma+=1$.

Σχήμα 6. Διαφορετικές περιοχές του οριακού στρώματος.

Σχήμα 7. Πύκνωση πλέγματος εργασίας κοντά στην αεροτομή.

Σχήμα 8. Συντελεστής άνωσης.

Σχήμα 9. Συντελεστής πίεσης στις 0 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 10. Συντελεστής πίεσης στις 10 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 11. Συντελεστής πίεσης στις 15 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 12. Συντελεστής τριβής στις 0 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 13. Συντελεστής τριβής στις 10 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 14. Συντελεστής τριβής στις 15 μοίρες (Naca 0012).

Σχήμα 15. Συντελεστής άνωσης (Naca 64-418).

Σχήμα 16. Συντελεστής αντίστασης μορφής (Naca 64-418).

Σχήμα 17. Συντελεστής αεροδυναμικής ροπής στο 25% της χορδής (Naca 64-418).

Σχήμα 18. Συντελεστής αεροδυναμικής ροπής στο 35% της χορδής (Naca 64-418).

Σχήμα 19. Συντελεστής πίεσης στις 12 μοίρες (Naca 64-418).

Σχήμα 20. Συντελεστής πίεσης στις 10 μοίρες (Naca 64-418).

Σχήμα 21. Συντελεστής πίεσης στις 8 μοίρες (Naca 64-418).

Σχήμα 22. Συντελεστής πίεσης στις 5 μοίρες (Naca 64-418).

Σχήμα 23. Διαχωρισμός πλεγμάτων για Sliding Mesh μεθοδολογία.

Σχήμα 24. UDF Define_Zone_Motion για εξαναγκασμένη ταλάντωση.

Σχήμα 25. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8\text{deg}$

Σχήμα 26. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8\text{deg}$

Σχήμα 27. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$

Σχήμα 28. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$

Σχήμα 29. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 30. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 31. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 32. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 33. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 34. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=0$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 35. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 36. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=5$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 37. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 38. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 39. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 40. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=8\text{deg}$

Σχήμα 41. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 42. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 43. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 44. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 45. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 46. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 47. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 48. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $\text{Var}=4\text{deg}$

Σχήμα 49. UDF SDOF_PROPERTIES για ελεύθερη ταλάντωση.

Σχήμα 50. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής.

Σχήμα 51. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής.

Σχήμα 52. Χρονική εξέλιξη της μεταβολής του πλάτους της ταλάντωσης πρόνευσης.

Σχήμα 53. Χρονική εξέλιξη της μεταβολής του πλάτους της ταλάντωσης βύθισης.

Σχήμα 54. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής.

Σχήμα 55. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή αεροδυναμικής ροπής της αεροτομής.

Σχήμα 56. Ανάλυση FFT για την ελεύθερη ταλάντωση.

Σχήμα 57. Σύγκριση της εξέλιξης του συντελεστή άνωσης.

Σχήμα 58. Σύγκριση της εξέλιξης του συντελεστή αεροδυναμικής ροπής.

Σχήμα 59. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής, $AoA(initial)=16$ deg.

Σχήμα 60. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής, $AoA(initial)=16$ deg.

Σχήμα 61. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, $AoA(initial)=16$ deg.

Σχήμα 62. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής, $AoA(initial)=16.3$ deg.

Σχήμα 63. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής, $AoA(initial)=16.3$ deg.

Σχήμα 64. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, $AoA(initial)=16.3$ deg.

Σχήμα 65. Περιβάλλον.

Σχήμα 66. Επιλογή Μόνιμης ή Μεταβατικής Κατάστασης.

Σχήμα 67. Επιλογή μοντέλου τύρβης.

Σχήμα 68. Sliding Mesh (κεφ 4).

Σχήμα 69. Dynamic Mesh (κεφ 5).

Σχήμα 69. Ποιοτικά κριτήρια δυναμικού πλέγματος (κεφ 5).

Σχήμα 70. Εργαλεία Επίλυσης (κεφ 4, 5).

Σχήμα 71. Εισαγωγή των UDF για την εξαναγκασμένη και ελεύθερη ταλάντωση (κεφ 4, 5).

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1

1.1 Εισαγωγή στη Μη μόνιμη Αεροδυναμική

Η μελέτη της ροής γύρω από ένα σώμα, στην πραγματικότητα χαρακτηρίζεται από τη μη μονιμότητα. Αυτό σημαίνει ότι τα πεδία ταχυτήτων αλλάζουν στον χρόνο. Αυτή η μη μονιμότητα, είτε προέρχεται από κίνηση του σώματος είτε από αλλαγή της ροής, επιβάλλει σημαντικές μεταβολές στη λειτουργία ενός αεροδυναμικού σώματος, αφού επιφέρει μεταβαλλόμενα αεροδυναμικά φορτία. Αυτή η μεταβολή θα πρέπει να ληφθεί υπόψη κατά τη σχεδίαση της λειτουργίας ενός αεροδυναμικού σώματος. Ένα τέτοιο σώμα είναι μία αεροτομή, η λειτουργία της οποίας βασίζεται στα αεροδυναμικά φορτία που παραλαμβάνει από τη ροή. Πολλά αρνητικά φαινόμενα ως προς τη λειτουργία και τη δομική ακεραιότητα μίας πτέρυγας ενός αεροσκάφους μπορούν να αποφευχθούν μελετώντας την μη μονιμότητα της ροής. Μερικά από αυτά είναι κραδασμοί που παράγονται από την ταλάντωση της πτέρυγας, είτε δομική καταπόνηση στο σημείο στήριξής της, είτε ταλαντώσεις μη αποσοβούμενες και το γνωστό φαινόμενο του Πτερυγισμού (Flutter).

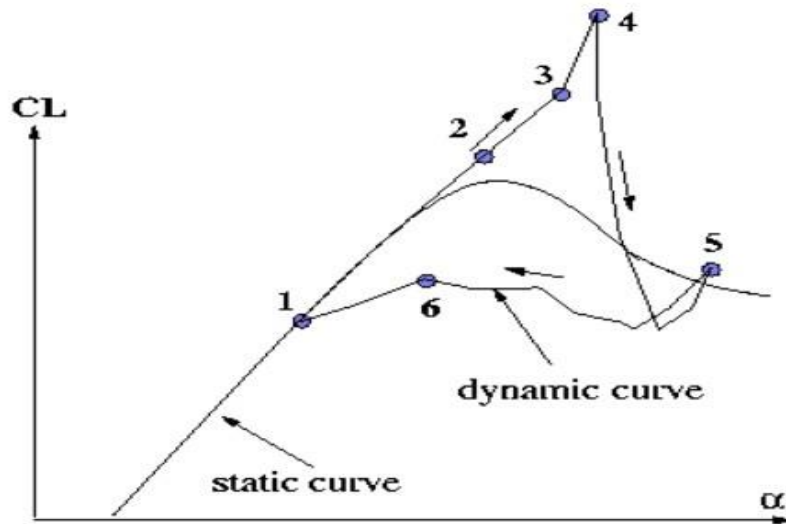
Η λειτουργία μιας αεροτομής, όπως αναφέρθηκε, διέπεται από μη μόνιμα φαινόμενα. Τα αεροδυναμικά φορτία επηρεάζονται σε σχετικά μικρό βαθμό όταν αυτή λειτουργεί σε εύρος μικρών γωνιών προσβολής και σε περιοχές όπου δεν συμβαίνει αποκόλληση της ροής από την επιφάνειά της. Τότε τα αποτελέσματα της μη μονιμότητας μετριάζονται σε σύγκριση με γωνίες προσβολής που περιλαμβάνουν αποκόλληση της ροής από την αεροτομή. Όταν η αεροτομή λειτουργεί σε μεγάλο εύρος γωνιών, τότε στις γωνίες που ξεπερνούν την στατική γωνία απώλειας στήριξης η ροή αποκολλάται και επανακολλάται στην αεροτομή με την κίνηση αυτής. Αυτό το φαινόμενο ονομάζεται δυναμική απώλεια στήριξης, παρουσιάζει μεγάλο ενδιαφέρον και για αυτό το λόγο μελετάται στην παρούσα εργασία. Η κίνηση που θα προσομοιωθεί ώστε να μελετηθεί η δυναμική απώλεια στήριξης είναι η πρόνευση και η βύθιση μιας πτέρυγας (αεροτομής στην προκυμμένη 2D περίπτωση), κινήσεις που συμβαίνουν πολύ συχνά στο φάκελο πτήσης ενός αεροσκάφους.

Ιδιαίτερο φαινόμενο όμως αποτελεί ο Πτερυγισμός Απώλειας Στήριξης (Stall Flutter). Εμπεριέχει την δυναμική απώλεια στήριξης και η αεροδυναμική αντίδραση της ροής στην κίνηση της αεροτομής είναι μη γραμμική. Ο πτερυγισμός απώλειας στήριξης είναι πολύ επικίνδυνος γιατί επιφέρει σε μια πτέρυγα αεροσκάφους ταλαντώσεις αυξανόμενου πλάτους. Αυτές οι ταλαντώσεις όπως θα φανεί στην εργασία αυτή, μπορεί να είναι συντηρούνται, δηλαδή να έχουν σταθερό πλάτος, είτε να είναι αποσοβούμενες ή ενισχυόμενες. Φαίνεται συνεπώς η σημασία της κατανόησης της Αλληλεπίδρασης Ρευστού-Στερεού ώστε να μπορεί να προβλεφθεί και να αποφευχθεί το Stall Flutter.

1.2 Δυναμική απώλεια στήριξης και Πτερυγισμός απώλειας στήριξης

Αναφέρθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο ότι θα μελετηθεί το φαινόμενο της δυναμικής απώλειας στήριξης. Αυτό το φαινόμενο αφορά την περιοδική αποκόλληση και επαναπροσκόλληση της ροής στην αεροτομή. Παρουσιάζεται κατά την κίνηση πρόνευσης της αεροτομής όταν αυτή περιλαμβάνει γωνίες που βρίσκονται σε περιοχή μεγαλύτερη της γωνίας στατικής απώλειας στήριξης. Κατά τη διάρκεια της πρόνευσης η αεροτομή φτάνει σε υψηλή γωνία πρόσπτωσης αρκετή ώστε να υπερβεί τη στατική γωνία απώλειας στήριξης. Η δίνη που δημιουργείται προωθείται κατάντι. Κατά την κίνησή της αυτή η δίνη αυξάνει την άνωση της αεροτομής και παράλληλα μετατοπίζει το κέντρο πίεσης προς τα πίσω, επιφέροντας αλλαγή στη φορά της αεροδυναμικής

ροπής. Όταν η δίνη φθάσει στο χείλος εκφυγής η άνωση μειώνεται ραγδαία λόγω της πλήρως αποκολλημένης ροής και η ροπή επανέρχεται. Στην συνέχεια η ροή προσκολλάται ξανά καθώς μειώνεται η γωνία πρόσπτωσης. Όσα αναφέρω φαίνονται και στο επόμενο σχήμα που αποτελεί ένα ενδεικτικό παράδειγμα ενός κύκλου υστέρησης του συντελεστή άνωσης μίας αεροτομής σε δυναμική απώλεια στήριξης.



Σχήμα 1. Κύκλος υστέρησης συντελεστή άνωσης.

Να τονιστεί αρχικά ότι το συγκεκριμένο διάγραμμα δεν έχει στόχο την ποσοτική περιγραφή του φαινομένου καθώς η καμπύλη υστέρησης μεταβάλλεται σημαντικά με την χρήση διαφορετικής αεροτομής ή συνθηκών ροής. Το από πάνω διάγραμμα όμως παρουσιάζει ποιοτικά το φαινόμενο. Συνεπώς από το σημείο 1 με 2 φαίνεται πως η άνωση ακολουθεί την συμπεριφορά που θα είχε στην στατική κατάσταση. Η καμπύλη της μόνιμης κατάστασης στη συνέχεια αναστρέφεται και μειώνει την τιμή του συντελεστή λόγω της αυξανόμενης αποκόλλησης της ροής στο χείλος εκφυγής. Αντίθετα η μη μόνιμη καμπύλη αυξάνει, καθώς η δίνη που εκλύεται από το χείλος προσβολής ταξιδεύει κατάντι, και σαν συνέπεια ο συντελεστής ξεπερνά το μέγιστο συντελεστή άνωσης μέχρι το σημείο 4. Στην συνέχεια, στο σημείο 5, η τιμή του συντελεστή κατακρημνίζεται καθώς η δίνη φτάνει στο χείλος εκφυγής και απομακρύνεται από την αεροτομή, οπότε η ροή είναι πλήρως αποκολλημένη όπως έχει αναφερθεί. Από εκεί και πέρα μέχρι το σημείο 6 αρχίζει η επαναπροσκόλληση της ροής και η άνωση σιγά σιγά επανέρχεται, έχοντας τιμή μικρότερη από αυτή που θα είχε στην μόνιμη κατάσταση. Στη συνέχεια πηγαίνοντας στο σημείο 1 ο κύκλος ξεκινάει ξανά.

Αναφέρθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο ότι το φαινόμενο της δυναμικής απώλειας στήριξης σε μία αεροτομή, μπορεί υπό περιπτώσεις να επιφέρει την ταλάντωση αυτής. Όταν η συχνότητα με την οποία εκλύονται οι στρόβιλοι πλησιάζει την φυσική συχνότητα μίας αεροτομής ή μίας πτέρυγας τότε οι παραγόμενες ταλαντώσεις δεν μπορούν να αμεληθούν καθώς το πλάτος της ταλάντωσης δύναται να προκαλέσει ανεπιθύμητα αποτελέσματα. Όταν αυτή η ταλάντωση δεν αποσβένεται αλλά αυξάνει σε πλάτος, το φαινόμενο αυτό ονομάζεται Πτερυγισμός Απώλειας Στήριξης (Stall Flutter). Κατά τη διάρκεια αυτού του φαινομένου οι συντελεστές άνωσης και αεροδυναμικής ροπής μεταβάλλονται με τρόπο μη γραμμικό σε κάθε κύκλο ταλάντωσης. Στην παρούσα εργασία το φαινόμενο του πτερυγισμού απώλειας στήριξης θα μελετηθεί αεροελαστικά, δηλαδή θα συνδυαστεί με αεροτομή η οποία εδράζεται σε ελατήρια. Τα ελατήρια εισάγονται στο πρόβλημα για να προσομοιωθεί η πραγματική δομική αντίσταση από ένα φτερό καθώς αυτό φορτίζεται από κάποια εξωτερική δύναμη. Πολλοί είναι οι παράγοντες που καθορίζονται από την εμφάνιση και τα

χαρακτηριστικά του πτερυγισμού απώλειας στήριξης και ορισμένοι από αυτούς θα μελετηθούν στην εν λόγω εργασία. Η περίπτωση στην οποία η συχνότητα ταλάντωσης 'κλειδώνει', αυτή συντηρείται και το πλάτος ταλάντωσης παραμένει σταθερό ονομάζεται φαινόμενο Lock – In.

Η δυναμική αυτή κίνηση της αεροτομής υπό την επίδραση της ροής καθώς και τον εφαρμοσμένων ελατηρίων δίνει στο συγκεκριμένο αεροελαστικό πρόβλημα μεγάλο ενδιαφέρον. Σε αυτά τα προβλήματα μελετούνται οι αλληλεπιδράσεις μεταξύ των αδρανειακών, αεροδυναμικών και ελαστικών δυνάμεων. Για αυτό το σκοπό είναι πολύ σημαντική η παρακολούθηση της ενέργειας που συναλλάσσεται δυναμικά μεταξύ ρευστού και στερεού και αυτό γίνεται μέσω του Συντελεστή Αεροδυναμικής Απόσβεσης. Όταν ο συντελεστής είναι αρνητικός τότε υποδηλώνεται ότι η ροή εισάγει ενέργεια στη ροή και το αντίθετο συμβαίνει για τις θετικές τιμές του συντελεστή. Η λειτουργία του θα φανεί στην εξέλιξη της εργασίας αυτής.

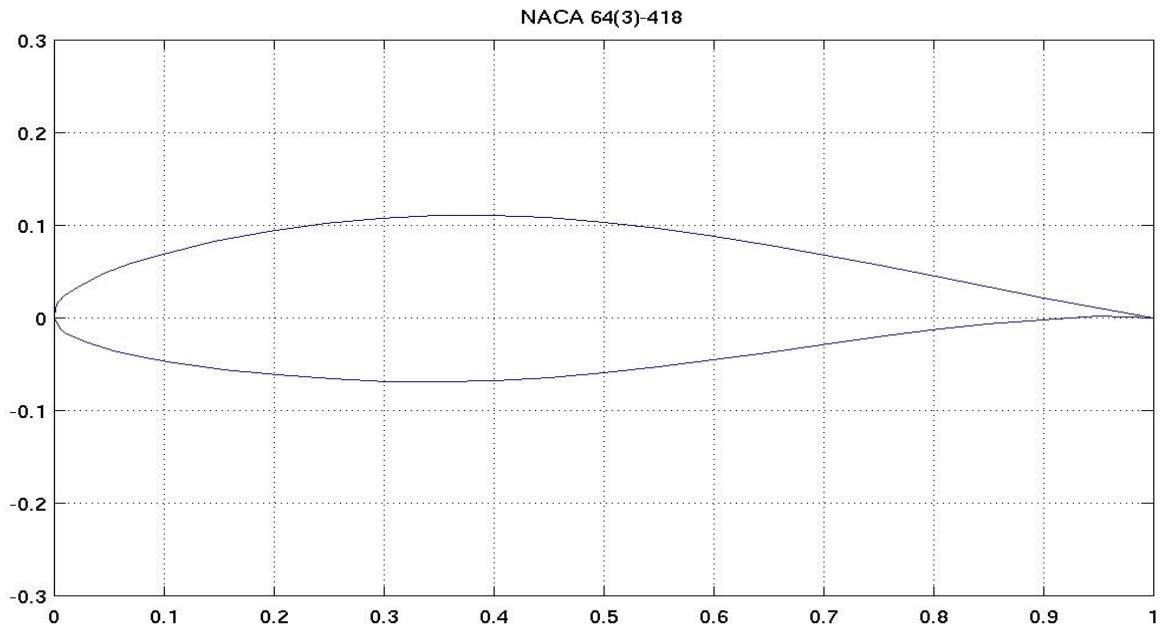
1.3 Αεροτομή Naca 64-418

Η επιλογή της αεροτομής είναι παράγοντας που επηρεάζει εξαιρετικά το αντικείμενο μελέτης της παρούσας εργασίας. Για να αντιμετωπίσω το θέμα αξιοπιστίας των προσομοιώσεων που θα εκτελέσω στο ANSYS, αποφασίστηκε να επιλεγεί μία αεροτομή για την οποία να υπάρχουν πειραματικά δεδομένα. Μία τέτοια αεροτομή είναι η Naca 64-418. Για τη συγκεκριμένη αεροτομή υπάρχει πληθώρα διαθέσιμων πειραματικών δεδομένων. Ανήκει στην κατηγορία των 6 digit series, όπως φαίνεται και από την ονομασία της. Σε αυτή την περίπτωση το πρώτο νούμερο αφορά τον αριθμό σειράς αεροτομών στην οποία ανήκει η εν λόγω αεροτομή. Το δεύτερο νούμερο αφορά το σημείο ελάχιστης πίεσης (στο σημείο μηδενικής άνωσης) ως ποσοστό της χορδής. Το τρίτο νούμερο εκφράζει τον συντελεστή άνωσης σχεδίασης της αεροτομής όταν αυτή έχει την μικρότερη οπισθέλκουσα (designed lift coefficient). Τα δύο τελευταία νούμερα αφορούν το μέγιστο πάχος της αεροτομής ως προς τη χορδή της.

Στη συνέχεια φαίνονται οι συντεταγμένες της αεροτομής καθώς και μία σχηματική της απεικόνιση.

NACA 64(3)-418		0.00737	-0.01308
1.00000	0.00000	0.01014	-0.01560
0.95037	0.01030	0.01550	-0.01942
0.90077	0.02132	0.02848	-0.02613
0.85108	0.03294	0.05391	-0.03536
0.80127	0.04477	0.07905	-0.04212
0.75135	0.05654	0.10405	-0.04755
0.70131	0.06784	0.15383	-0.05585
0.65114	0.07841	0.20343	-0.06182
0.60086	0.08799	0.25293	-0.06596
0.55047	0.09635	0.30237	-0.06842
0.50000	0.10320	0.35177	-0.06917
0.44945	0.10820	0.40115	-0.06809
0.39885	0.11093	0.45055	-0.06440
0.34823	0.11037	0.50000	-0.05908
0.29763	0.10730	0.54953	-0.05255
0.24707	0.10176	0.59914	-0.04515
0.19657	0.09366	0.64886	-0.03721
0.14617	0.08277	0.69869	-0.02896
0.09595	0.06823	0.74865	-0.02074
0.07095	0.05908	0.79873	-0.01293
0.04609	0.04800	0.84892	-0.00602
0.02152	0.03357	0.94963	0.00234
0.00950	0.02370	1.00000	0.00000
0.00486	0.01840		
0.00263	0.01508		
0.00000	0.00000		

Σχήμα 2. Συντεταγμένες Αεροτομής Naca 64-418.



Σχήμα 3. Οπτική Απεικόνιση της Naca 64-418.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2

2.1 Εισαγωγή στο πακέτο Ansys

Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο θα γίνει μία σύντομη παρουσίαση της λειτουργίας κάθε πακέτου κώδικα που προσφέρει το ANSYS για την πραγματοποίηση των προσομοιώσεών μου. Αυτό το κεφάλαιο είναι ουσιαστικά η βάση και για τα τρία κομμάτια της εργασίας μου αλλά και οποιαδήποτε άλλη μελέτη σχετικού θέματος επιλέξει ένας μελετητής να εκπονήσει.

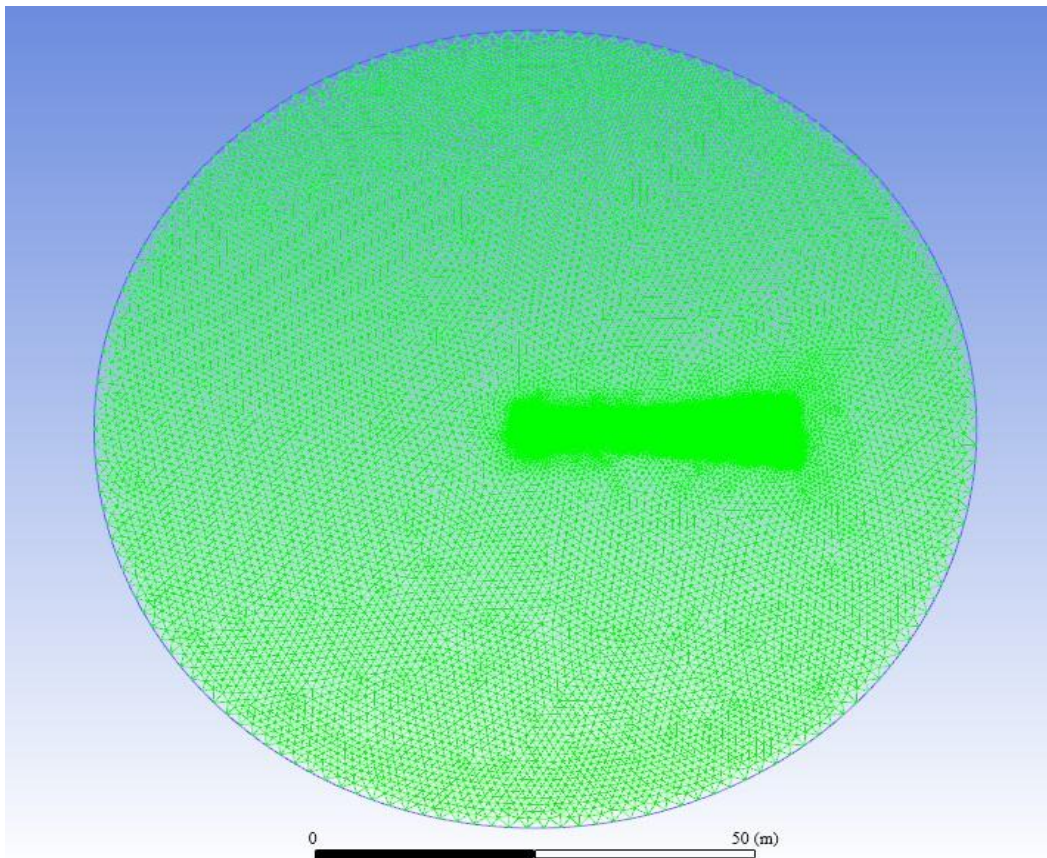
2.2 Υπολογιστικό Χωρίο Ρευστού

Για να εκπονηθεί ένα αεροδυναμικό πείραμα στο Ansys, απαιτείται να ορισθεί το υπολογιστικό χωρίο επίλυσης του Ρευστού (Computational Domain). Αυτό είναι το χωρίο εντός του οποίου θα θεωρηθεί ότι κινείται η ροή. Η δημιουργία του Domain θα γίνει στον κώδικα Geometry, Design Modeler. Το πρόβλημα που μελετώ είναι στις δύο διαστάσεις οπότε το χωρίο ουσιαστικά είναι μια επιφάνεια. Η επιλογή του κατάλληλου πεδίου επίλυσης είναι πολύ σημαντική. Ένα μικρό πεδίο μπορεί να προκαλέσει προβλήματα σύγκλισης ή να οδηγήσει σε μη ρεαλιστικά αποτελέσματα. Θα πρέπει να επιλεγεί χωρίο τέτοιων διαστάσεων ώστε να μην επηρεάζει τα αποτελέσματα. Αφότου ορισθούν οι διαστάσεις αυτού πρέπει να ορισθεί αν το χωρίο επίλυσης είναι Ρευστό ή Στερεό ανάλογα με το πρόβλημα. Στην συνέχεια απαιτείται η τοποθέτηση της αεροτομής που θα μελετηθεί εντός του χωρίου. Ο τρόπος με τον οποίο η αεροτομή τοποθετείται είναι με τον ορισμό της γεωμετρίας η οποία θα αφαιρεθεί. Ορίζοντας τα σημεία που την απαρτίζουν, ο κώδικας GEOMETRY αφαιρεί την επιφάνεια που σχηματίζει η καμπύλη που ενώνει όλα τα σημεία της αεροτομής. Στην συνέχεια δίνεται ένα όνομα στην καμπύλη (εφόσον βρισκόμαστε σε 2-D επίπεδο) που ορίζει το σύνορο της επιφάνειας που έχει αφαιρεθεί και αυτή ακριβώς η καμπύλη αποτελεί την αεροτομή του προβλήματος.

Πιο συγκεκριμένα στην δική μου περίπτωση το Domain είναι κυκλικό (O-TYPE), με κέντρο το σημείο (0,0), που συμπίπτει στο σημείο $x/c=0,35$ της αεροτομής, δηλαδή στο 35% της χορδής της ξεκινώντας την μέτρηση από τον χείλος προσβολής. Η διάμετρος του χωρίου είναι 100 μέτρα και έχει συνολικό όγκο $785,1884 \text{ m}^3$.

2.3 Πλέγμα Ρευστού

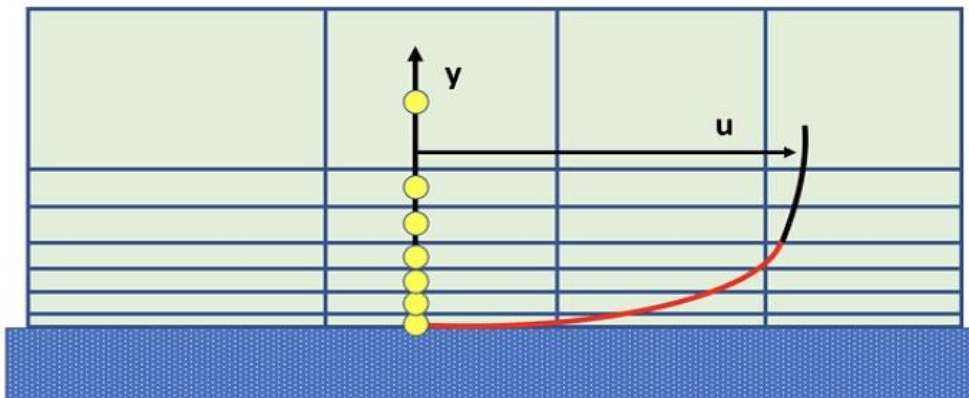
Εφόσον έχει ορισθεί και δημιουργηθεί το υπολογιστικό χωρίο επίλυσης (Computational Domain), απαιτείται η δημιουργία του Πλέγματος επίλυσης (Mesh). Αυτό αποτελεί ουσιαστικά μια σειρά από κόμβους επίλυσης διατεταγμένους στο χώρο, σχηματίζοντας τις ανάλογες γεωμετρίες σχημάτων που ονομάζονται στοιχεία επίλυσης, πάνω στους οποίους κόμβους λύνεται κάθε εξίσωση που αφορά την ροή του Ρευστού. Το πλέγμα που κάνω χρήση είναι αυτό που φαίνεται στο επόμενο σχήμα.



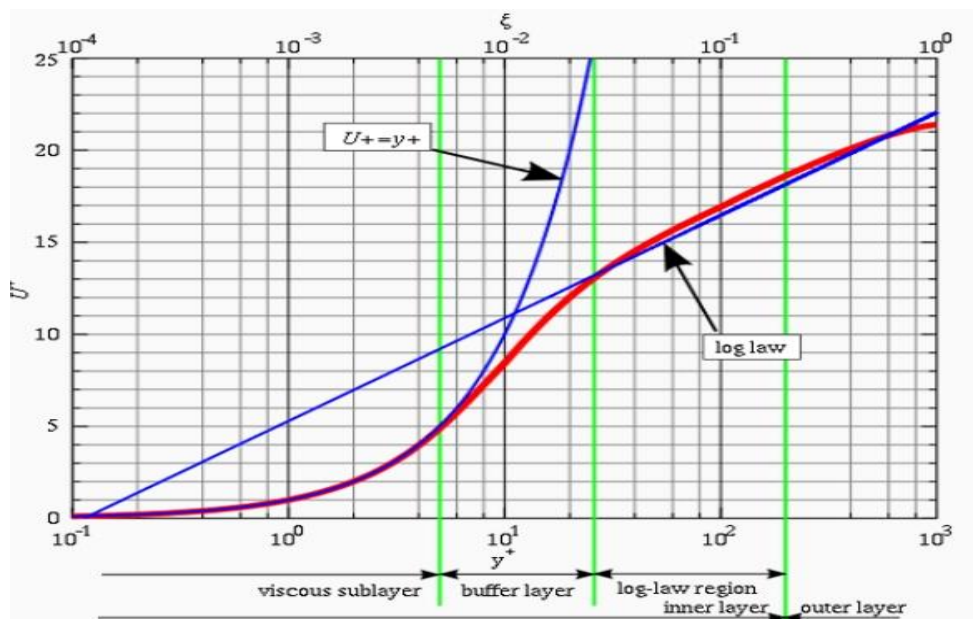
Σχήμα 4. Πλέγμα ρευστού.

Σε αυτό το σημείο αξίζει να σταθώ λίγο στα κριτήρια επιλογής του κατάλληλου πλέγματος και στα προβλήματα που συνάντησα. Η κατεύθυνση που προσπάθησα να ακολουθήσω για την δημιουργία του πλέγματος είναι να πετύχω ένα πλέγμα καλής ποιότητας αλλά και συγχρόνως με το ελάχιστο δυνατό μέγεθος. Το γεγονός ότι η εργασία αυτή εκπονήθηκε στον προσωπικό μου υπολογιστή, παρά την δυνατή υπολογιστική του ισχύ για καθημερινή χρήση, για χρήση σε Cfd αποδείχθηκε περιορισμένων δυνατοτήτων. Το πρόβλημα της εύρεσης του κατάλληλου αριθμού κόμβων στο πλέγμα εξαρτάται τόσο από την δυνατότητα των εργαλείων που έχει στη διάθεσή του ο μελετητής αλλά και από την γνώση του στην δημιουργία πλέγματος. Η δημιουργία πλεγμάτων με χρήση πλεγματοποιητών αποτελούν ξεχωριστό κλάδο, με την απαίτηση αρκετής εμπειρίας ώστε κάποιος να μπορέσει να παράξει ένα πλέγμα αξιόπιστο για προσομοιώσεις. Συνεπώς εγώ σαν νέος μελετητής ο οποίος πρώτη φορά έρχεται σε επαφή με τέτοια προβλήματα, συνάντησα μεγάλες δυσκολίες στην δημιουργία του κατάλληλου πλέγματος. Έγιναν δοκιμές τόσο στον κώδικα MESH όσο και στον Icem Cfd. Ο πρώτος αποτελεί έναν πλεγματοποιητή φιλικό προς το χρήστη, ο οποίος βοηθά έναν νέο χρήστη στη δημιουργία πλεγμάτων, τα οποία όμως δεν διαθέτουν την λεπτομέρεια που απαιτείται από μία μελέτη σαν την δική μου. Αντιθέτως ο κώδικας Icem είναι ένας πολύ πιο δύσκολος πλεγματοποιητής ο οποίος όμως έχει την δυνατότητα να παράξει πλέγματα υψηλής ποιότητας με τον ελάχιστο αριθμό κόμβων. Ωστόσο λόγω του χρονικού περιορισμού που διέθετα για την περάτωση της εργασίας, δεν κατάφερα στο διατιθέμενο χρονικό διάστημα να καταφέρω να παράξω το πλέγμα που επιθυμούσα. Σε αυτό το σημείο πρέπει να ευχαριστήσω τον Επίκουρο Καθηγητή Παπαδάκη Γεώργιο. Ο κύριος Παπαδάκης έχοντας μεγάλη εμπειρία στο αντικείμενο, έλαβε τις απαιτήσεις για το πλέγμα που είχα βάλει στόχο να πετύχω και δημιούργησε το πλέγμα αυτό με την κατάλληλη ποιότητα και για τον ελάχιστο δυνατό αριθμό κόμβων. Συνεπώς η προσφορά του στην περάτωση αυτής της εργασίας δεν πρέπει να ξεχαστεί! Ένα από τα σημαντικότερα στοιχεία που πρέπει να εξετασθούν ώστε να θεωρηθεί το πλέγμα θα

παράξει σωστά αποτελέσματα είναι η τοπική του πυκνωση κοντά στην αεροτομή. Αυτό συμβαίνει καθώς το τοίχωμα είναι η κύρια πηγή παραγωγής τύρβης στο πρόβλημα και συνεπώς καθορίζει στον μέγιστο βαθμό τη συμπεριφορά της ροής κατά την κίνησή γύρω από την αεροτομή. Η πυκνωση του πλέγματος κοντά στην αεροτομή δεν έγινε τυχαία αλλά λήφθηκε υπόψη ο συντελεστής y^+ . Είναι ένας αδιάστατος συντελεστής που καθορίζει την απόσταση από την αεροτομή στην οποία πρέπει να τεθεί ο πρώτος κόμβος του πλέγματος ώστε να μπορεί να μοντελοποιηθεί, με την μέθοδο που θα επιλεγεί από τον ερευνητή, το οριακό στρώμα. Η απόσταση αυτή εξαρτάται από την τιμή του y^+ . Ο τρόπος που διάλεξα εγώ για την επίλυση των RANS εξισώσεων είναι μέσω ενός μοντέλου τύρβης μίας εξίσωσης, το Spalart-Allmaras. Διαφορετικά μοντέλα τύρβης απαιτούν διαφορετικό y^+ . Αυτό που επέλεξα εγώ απαιτεί το y^+ να έχει τιμή κοντά στο 1, εμπειρικά όχι μεγαλύτερη από 15. Αυτό συμβαίνει επειδή σε αυτές τις τιμές εξασφαλίζεται ότι ο πρώτος κόμβος θα βρίσκεται εντός του ιξώδους υποστρώματος. Στην συνέχεια απεικονίζονται σχηματικά, για καλύτερη κατανόηση, όσα αναφέρω από πάνω σχετικά με την τοπική πυκνωση του πλέγματος στο τοίχωμα. Στο πρώτο σχήμα φαίνεται η ιδιαίτερη σημασία που δίνεται στο οριακό στρώμα ακριβώς πάνω στο τοίχωμα, ώστε να υπάρχουν επαρκείς κόμβοι εντός του υποστρώματος (viscous sublayer), όπως αυτό φαίνεται στο δεύτερο σχήμα. Υπάρχουν και άλλοι τρόποι μοντελοποίησης της τύρβης όπως με χρήση συναρτήσεων τοίχου (wall functions, μπλε γραμμή), αλλά δεν αποτελούν αντικείμενο ενδιαφέροντος για την συγκεκριμένη εργασία.

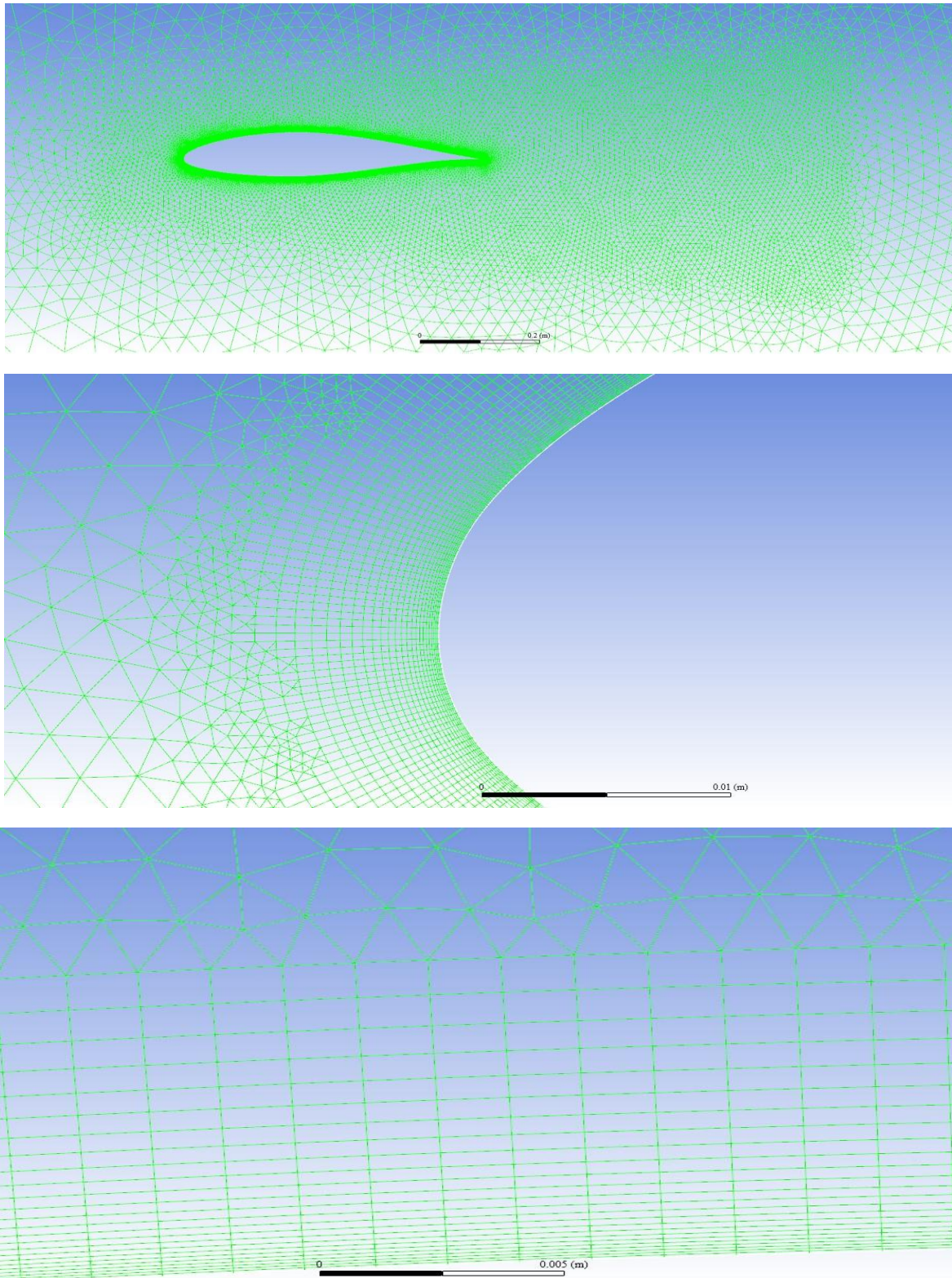


Σχήμα 5. Ποιοτική Πύκνωση πλέγματος για Spalart-Allmaras, $y^+=1$.



Σχήμα 6. Διαφορετικές περιοχές του οριακού στρώματος.

Στο επόμενο σχήμα φαίνεται το πλέγμα το οποίο δημιουργήθηκε από τον κύριο Παπαδάκη με βάση όσα αναλύθηκαν από πάνω για την πύκνωση αυτού. Στην συγκεκριμένη εργασία θα μελετηθούν περιπτώσεις ροών με αριθμό Reynolds 500.000 με 660.000. Συνεπώς το πλέγμα διαθέτει το πρώτο του κελί σε απόσταση για αυτή την περιοχή των ροών να έχει επαρκή ανάλυση. Πιο συγκεκριμένα το πρώτο κελί τέθηκε σε κάθετη απόσταση 0.0000173 μέτρα από το τοίχωμα.



Σχήμα 7. Πύκνωση πλέγματος εργασίας κοντά στην αεροτομή.

Σε αυτό το σημείο αξίζει να αναφερθεί πως η επιλογή του κατάλληλου ύψους για να τεθεί το πρώτο κελί του πλέγματος σε σχέση με το τοίχωμα είναι μία δυναμική διαδικασία. Υπάρχουν αρκετοί παράγοντες που κατά την διάρκεια προσπάθειας δημιουργίας πλέγματος με οδήγησαν σε μη ικανοποιητικά αποτελέσματα. Σε μία καμπύλη γεωμετρία για παράδειγμα όπως η αεροτομή, η απόσταση με βάση την οποία υπολογίζεται το ύψος το πρώτου κελιού αφορά κάθετη απόσταση από το τοίχωμα, ενώ κατά την διάρκεια της δημιουργίας του πλέγματος στο Ansys Mesh, ο χρήστης δεν έχει τη δυνατότητα να εφαρμόζει καθολικά το συγκεκριμένο ύψος, με αποτέλεσμα ανά σημεία ο εκτιμώμενος αριθμός y^+ να μην είναι ο πραγματικός. Επίσης η ροή γύρω από μία αεροτομή επιταχύνεται και επιβραδύνεται και συνεπώς είναι σημαντικό αυτή η διαφοροποίηση της ταχύτητας να ληφθεί υπόψη, εφόσον ο αριθμός Reynolds είναι παράμετρος υπολογισμού του y^+ . Στην πράξη, διαπίστωση δική μου αποτελεί το γεγονός ότι η εκτίμηση του y^+ με βάση την εμπειρική απαίτηση πρέπει να είναι η αρχή της διαδικασίας δημιουργίας του πλέγματος, και μετά η παράμετρος αυτή να παρακολουθείται κατά τη διάρκεια των προσομοιώσεων ώστε να διορθωθεί αν απαιτηθεί.

2.4 Επιλύτης Ansys Fluent

Η καρδιά της μελέτης εκτελείται από τον κώδικα Fluent. Υπάρχουν και άλλοι κώδικες όπως το CFX που είναι γνωστοί και χρήσιμοι για περιπτώσεις αεροδυναμικής αλλά επιλέχθηκε το Fluent λόγω μικρής πρότερης εμπειρίας. Αφότου ο χρήστης δημιουργήσει το Υπολογιστικό Χωρίο και το Υπολογιστικό πλέγμα, φορτώνει τα δεδομένα αυτά στον επιλύτη. Ο κώδικας αυτός λύνει τις εξισώσεις σε κάθε κόμβο του πλέγματος και υπολογίζει τις τιμές εξόδου για τις μεταβλητές ενδιαφέροντος. Στην συνέχεια θα αναφερθώ συνοπτικά στα σημαντικά σημεία που απαιτείται να επέμβει ο χρήστης για να στήσει σε γενική μορφή ένα αεροδυναμικό πρόβλημα.

Αρχικά απαιτείται η επιλογή του κατάλληλου επιλύτη. Επιλέγω τον αλγόριθμο Pressure-based. Αυτός είναι και η προεπιλογή του Fluent. Με βάση αυτή την επίλυση το πεδίο ταχύτητας προκύπτει από την επίλυση της εξίσωσης Ορμής με υπόθεση για την πίεση. Στην συνέχεια επιλύεται μία συνάρτηση διόρθωσης για την πίεση. Αυτός ο αλγόριθμος προτιμάται για εφαρμογές που λειτουργούν σε χαμηλή ταχύτητα και κυρίως για ασυμπίεστες εξωτερικές και υποηχητικές ροές. Στην συνέχεια υπάρχει η δυνατότητα επιλογής της κατάστασης επίλυσης, δηλαδή αν θα είναι μόνιμη (Static State) ή μη μόνιμη ροή (Transient State). Το πρώτο κομμάτι της εργασίας που αφορά την πιστοποίηση του κώδικα και της μοντελοποίησης που έκανα συγκρίνοντας τα αποτελέσματα με πειραματικές μετρήσεις αεροτομής σε αεροσύραγγα, γίνεται σε μόνιμη κατάσταση. Για τα επόμενα δύο κομμάτια που αφορούν ταλαντώσεις της αεροτομής κάνω χρήση της μεταβατικής κατάστασης καθώς η ροή εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από τον χρόνο και η μονιμότητα δεν εμφανίζεται. Στην συνέχεια γίνεται η επιλογή του μοντέλου τύρβης. Το Fluent προσφέρει μεγάλη γκάμα μοντέλων εγώ όμως όπως ανέφερα και στο προηγούμενο υποκεφάλαιο επέλεξα το Spalart-Allmaras. Ο λόγος που επέλεξα αυτό το Low-Reynolds μοντέλο είναι ότι δημιουργήθηκε για αεροπορικές εφαρμογές εξωτερικών ροών και έχει πιστοποιηθεί σε σύγκριση με πειραματικά δεδομένα ότι για μελέτες μόνιμης και μη κατάστασης φέρει πολύ καλά αποτελέσματα. Τέλος το εν λόγω μοντέλο είναι πιο ελαφρύ υπολογιστικά από άλλα συνήθη μοντέλα δύο εξισώσεων όπως το K-ε ή το K- ω και τις παραλλαγές τους. Ο χρήστης στη συνέχεια ορίζει τις ιδιότητες του ρευστού που αποτελεί το μέσο της ροής. Πιο συγκεκριμένα εγώ θεωρώ ότι το μέσο μου είναι αέρας που ορίζεται σαν ιδανικό αέριο. Το δυναμικό ιξώδες υπολογίζεται με τη μέθοδο τριών συντελεστών του Sutherland. Ένα ακόμα αντικείμενο που πρέπει να ορίσει ο χρήστης είναι οι οριακές συνθήκες του προβλήματος. Στην προκειμένη περίπτωση όλη η καμπύλη που ορίζει την περίμετρο του κυκλικού χωρίου ορίζεται σαν εισαγωγή ρευστού (Velocity Inlet) και η καμπύλη που σχηματίζει την αεροτομή του προβλήματος ορίζεται σαν τοίχος (Wall). Πριν αρχίσει η διαδικασία επίλυσης των

εξισώσεων που αφορούν την ροή απαραίτητο είναι η να γίνει η Αρχικοποίηση (Initialization) του προβλήματος. Από το Fluent προσφέρονται δύο διαφορετικοί τρόποι για να γίνει αυτό. Η αρχικοποίηση γίνεται είτε από μια συγκεκριμένη ζώνη (Standard Initialization) , δηλαδή στην περίπτωση αυτή από την καμπύλη εισόδου του ρευστού που έχει οριστεί σαν οριακή συνθήκη εισόδου, είτε με υβριδική διαδικασία (Hybrid Initialization) . Να αναφερθεί ότι η σωστή αρχικοποίηση του προβλήματος ενισχύει την ικανότητα ευστάθειας και σύγκλισης της επαναληπτικής διαδικασίας επίλυσης. Αυτό είναι ένα από τα σημαντικά προβλήματα που αντιμετωπίσα κατά την εκπόνηση του δεύτερου και τρίτου μέρους της εργασίας. Στην δική μου περίπτωση η αρχικοποίηση των αρχικών τιμών γίνεται με βάση την ζώνη εισόδου του ρευστού. Στην βιβλιογραφία αναφέρεται πως στην υβριδική αρχικοποίηση λύνεται επαναληπτικά, σε 20 επαναλήψεις, η εξίσωση Laplace για τις παραμέτρους, οπότε προκύπτει καλύτερη αρχική τιμή. Στην δική μου περίπτωση όμως παρατήρησα υπό περιπτώσεις αδυναμία σύγκλισης. Αντιθέτως με την κανονική αρχικοποίηση δεν αντιμετωπίσα ποτέ πρόβλημα, οπότε υιοθέτησα αυτήν για όλη την εργασία. Ένα τελευταίο σημείο που αξίζει να σχολιασθεί και να προσεχθεί από έναν χρήστη του Ansys για αεροδυναμικές εφαρμογές είναι η επιλογή του χρονικού βήματος για τις προσομοιώσεις μη μόνιμης ροής. Η επιλογή ενός μεγάλου χρονικού βήματος οδηγεί σε αδυναμία επίτευξης των κριτηρίων σύγκλισης του κώδικα ή και σε λανθασμένα αποτελέσματα. Η επιλογή του κατάλληλου χρονικού βήματος αποτελεί μία δυναμική διαδικασία η οποία καθορίζεται από το είδος του προβλήματος που μελετάται και από την υπολογιστική ισχύ που διαθέτει ο χρήστης. Στην δική μου περίπτωση όπου μελετάω αεροτομή η οποία ταλαντώνεται το κριτήριο επιλογής του χρονικού βήματος ήταν η επίτευξη των περισσότερων δυνατών χρονικών βημάτων εντός κάθε περιόδου ταλάντωσης. Το βέλτιστο θα ήταν κάθε ταλάντωση να χωριζόταν σε πολλά χρονικά βήματα, κάτι το οποίο θα βοηθούσε και στην σύγκλιση της διαδικασίας και στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων. Για να αποφασισθεί το κατάλληλο χρονικό βήμα εκτελέσθηκε για κάθε περίπτωση μελέτη ανεξαρτησίας χρονικού βήματος. Με αυτό τον τρόπο έκανα χρήση του μεγαλύτερου δυνατού χρονικού βήματος που να μην αλλοιώνει τα αποτελέσματα και συνεπώς επιτάχυνα την όλη προσομοίωση.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3

3.1 Σύγκριση Ansys με πειραματικά δεδομένα για μετρήσεις Μόνιμης ροής

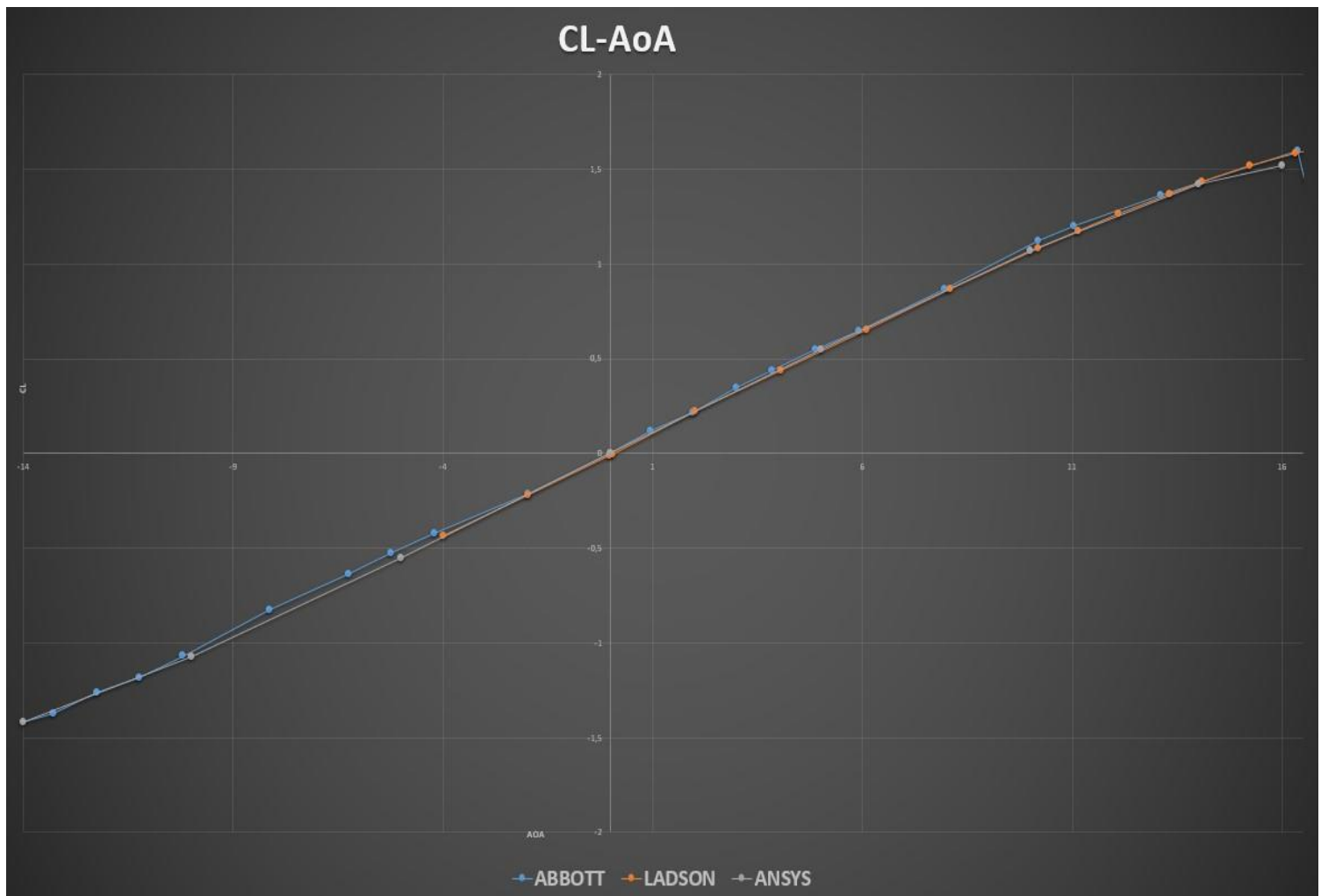
Για θεωρηθούν τα αποτελέσματα οποιασδήποτε μελέτης έγκυρα, θεμιτό είναι εφόσον υπάρχει η δυνατότητα να γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων κάθε κώδικα Cfd με αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα. Έτσι εξασφαλίζεται ότι η προσομοίωση που εκτελείται από τον συγκεκριμένο κώδικα μπορεί να δώσει ρεαλιστικές πληροφορίες και να θεωρηθούν τα αποτελέσματα που θα παράξει στη συνέχεια έγκυρα και άξια σχολιασμού. Στα πλαίσια αυτής της λογικής έγινε προσπάθεια να γίνει σύγκριση των μετρήσεων που ελήφθησαν κατά καιρούς σε πειραματικές διατάξεις με αυτές που προβλέπει το πακέτο Ansys. Η αεροτομή που θα μελετήσω στην συνέχεια της εργασίας, όπως έχω αναφέρει είναι η Naca 64-418. Η πιστοποίηση αρχικά αφορά την μόνιμη κατάσταση όπου υπάρχει πληθώρα πειραματικών, για διάφορες συνθήκες ροής. Τα πειράματα τα οποία αξιοποίησα θα φανούν στα σχήματα του επόμενου υποκεφαλαίου, όπου φαίνονται τα αποτελέσματα της σύγκρισης. Το κύριο κομμάτι ενδιαφέροντος στην παρούσα εργασία είναι τα κεφάλαια 4 και 5 που αφορούν ελεύθερη και εξαναγκασμένη ταλάντωση της αεροτομής. Ωστόσο κρίθηκε σκόπιμο να γίνει και πιστοποίηση του κώδικα στην στατική κατάσταση για δύο λόγους. Το Ansys είναι ευρέως γνωστός και υπό χρήση κώδικας Cfd, για την αξιοπιστία του οποίου δεν υπάρχουν αμφιβολίες, τουλάχιστον για προβλήματα που δεν είναι υπερβολικά σύνθετα. Ωστόσο η αξιοπιστία του κώδικα προϋποθέτει και το σωστό τρόπο μοντελοποίησης. Ένας αξιόπιστος κώδικας όπως το Ansys μπορεί να δώσει αναληθή αποτελέσματα αν δεν λάβει το πρόβλημα τη σωστή μοντελοποίηση, και αυτό θα είναι λάθος του χρήστη και όχι του κώδικα. Η σύγκριση λοιπόν των πειραματικών δεδομένων με τα αποτελέσματα που λαμβάνω εγώ από το Ansys γίνεται για την εξοικείωση αφενός με το πακέτο, αλλά κυρίως για την πιστοποίηση της ορθότητας του τρόπου με τον οποίο στήθηκε η μοντελοποίηση. Αυτός ο τρόπος θα αποτελέσει την βάση για τις επόμενες προσομοιώσεις, και συνεπώς πρέπει να εξασφαλισθεί ότι έχει γίνει με τον σωστό τρόπο.

Για την Naca 64-418 βρέθηκαν πειράματα που διεξήχθησαν σε μικρή όμως γκάμα αριθμού Reynolds. Ο πιο αποτρεπτικός παράγοντας όμως για σύγκριση αποτελεσμάτων αποτελεί ότι αυτά τα πειράματα έγιναν στις 3 διαστάσεις. Συνεπώς είναι εύκολα αντιληπτό πως δεν θα ήταν απόλυτα ακριβές να ξεκινήσω την πιστοποίηση της βάσης της μοντελοποίησής μου συγκρίνοντας 3D με 2D αποτελέσματα. Για να παρακαμφθεί αυτό το πρόβλημα ακολουθήθηκε η εξής πορεία. Εφόσον θα διεξάγω προσομοίωση στις δύο διαστάσεις, έγινε προσπάθεια να βρεθούν αποτελέσματα από άλλο πιστοποιημένο κώδικα που να μεταχειρίζεται προβλήματα στις δύο διαστάσεις. Εφόσον υπάρξει καλή συμφωνία των αποτελεσμάτων τότε το στήσιμο του προβλήματος θα θεωρηθεί έγκυρο, και με αυτό θα συνεχίσω για να διεξάγω την μελέτη στα κεφάλαια 4 και 5. Για αυτό το λόγο επέλεξα να κάνω πιστοποίηση της προσομοίωσής μου με αποτελέσματα προσομοιώσεων που έχουν κοινοποιηθεί από την Nasa. Η Nasa όπως ανέφερα προσφέρει μία μελέτη επικύρωσης (validation case) για την αεροτομή Naca 0012 με στόχο την επιβεβαίωση της ικανότητας ενός μοντέλου CFD να ανταποκρίνεται στην πραγματικότητα. Προσφέρονται αποτελέσματα που έχουν παρθεί από πειράματα σε δύο διαστάσεις και από κώδικες αεροδυναμικής της Nasa και συνεπώς θεωρούνται έγκυρα. Αξίζει να αναφερθεί πως και η Nasa τονίζει την δυσκολία διεξαγωγής 2D πειράματος και υπογραμμίζει την απουσία πειραματικών μετρήσεων για τον συντελεστή τριβής, για τον οποίο δίνονται υπολογιστικά δεδομένα. Επιπροσθέτως, αυτά τα αποτελέσματα αφορούν την αεροτομή Naca 0012, μία απλή γεωμετρικά και συμμετρική αεροτομή.

3.2 Αποτελέσματα για την Naca 0012

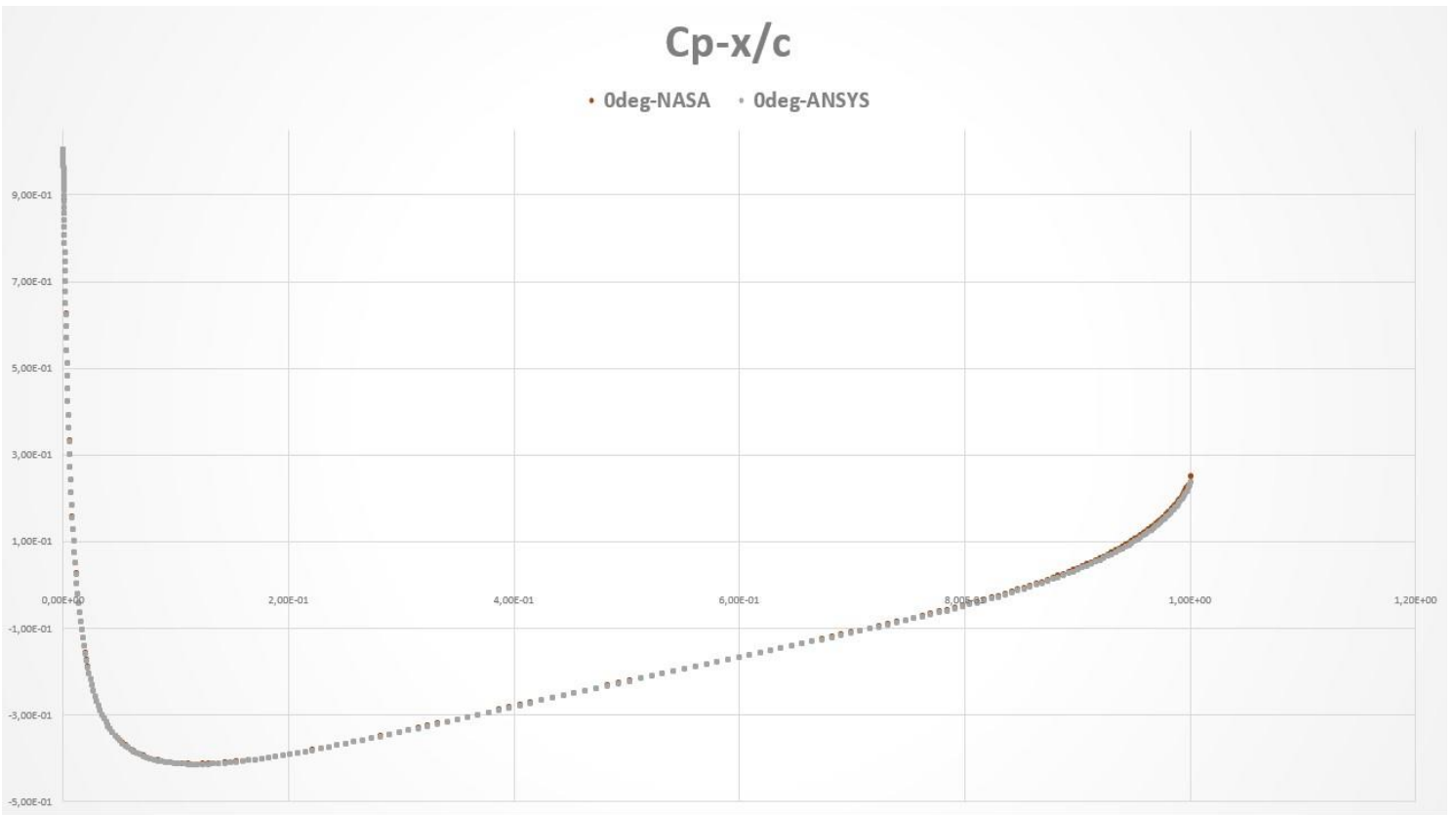
Για να επιτευχθεί η προσομοίωση στην Naca 0012, έγινε χρήση πλέγματος που δημιουργήθηκε με την βοήθεια του κύριου Παπαδάκη όπως έχω αναφέρει. Τα αποτελέσματα που λάμβανα με το πλέγμα που είχα παράξει στο ANSYS ήταν ποιοτικά σωστά αλλά ποσοτικά δεν είχαν επαρκή ακρίβεια για να διεξαχθεί η επικύρωση του τρόπου μοντελοποίησης. Η Nasa προσφέρει οικογένειες πλεγμάτων διαφόρων μεγεθών διαθέσιμα για κατέβασμα και αξιοποίηση. Δυστυχώς όμως το Ansys αδυνατούσε να τα 'διαβάσει' με τρόπο που να μπορούσε να γίνει η κατάλληλη επεξεργασία στην συνέχεια στο Fluent. Για αυτό τον λόγο δεν έγινε χρήση των έτοιμων πλεγμάτων της Nasa.

Τα αποτελέσματα αφορούν στατικές μετρήσεις για συνθήκες ροής σε αριθμό Reynolds=6.000.000 με ταχύτητα Mach=0,15.

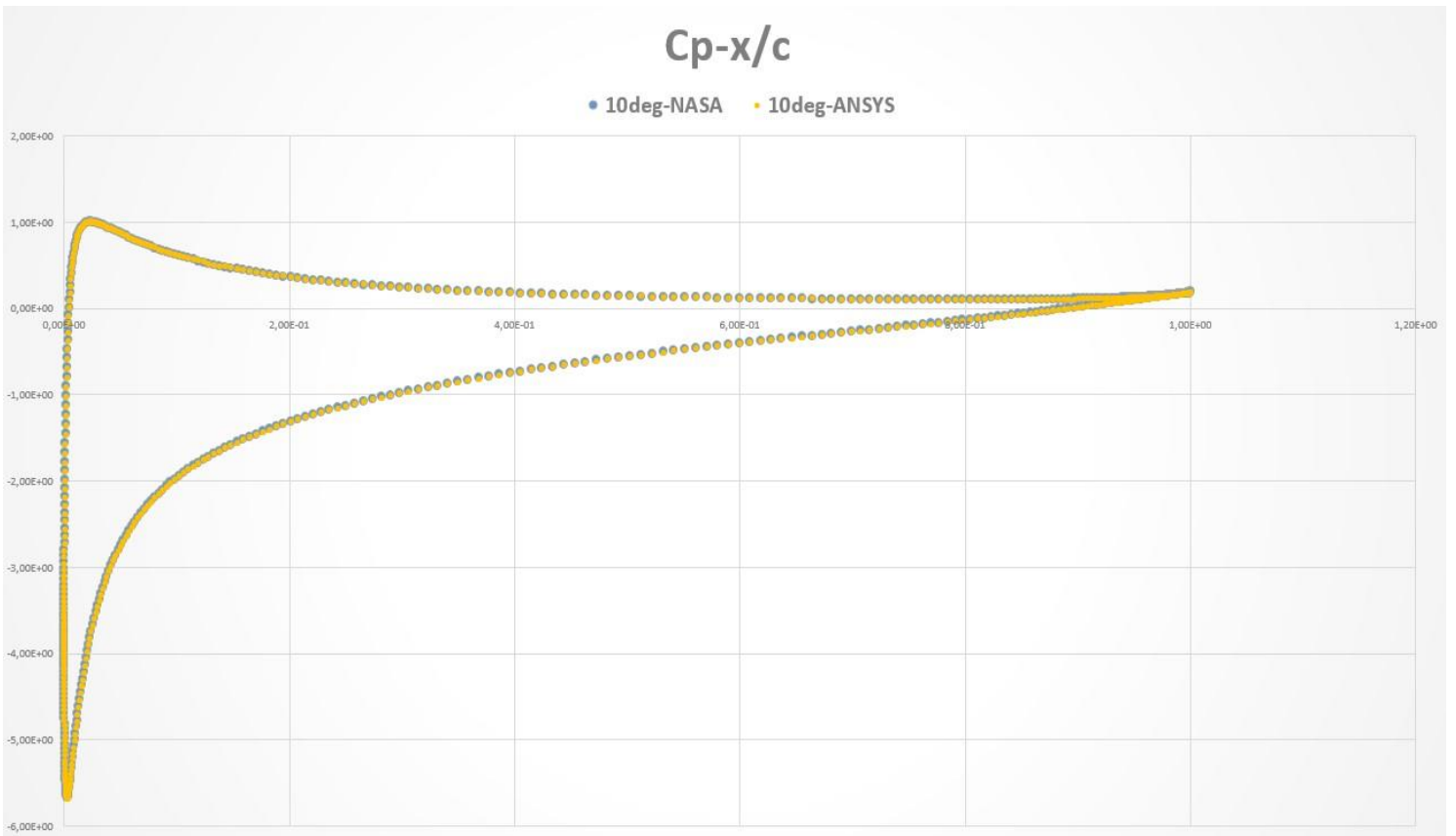


Σχήμα 8. Συντελεστής άνωσης (Naca 0012).

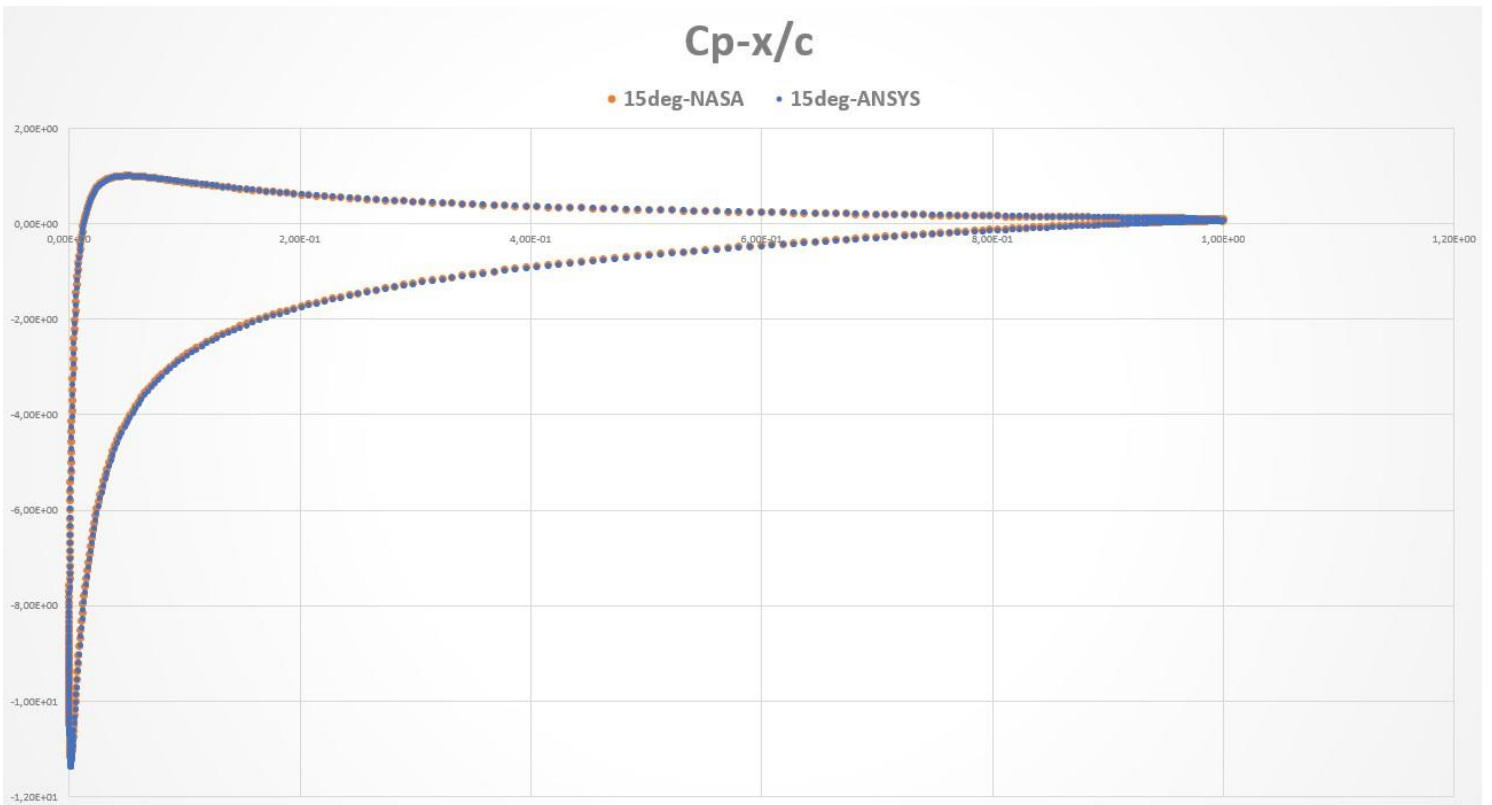
Όπως φαίνεται και στο από πάνω σχήμα, συγκρίνοντας τα αποτελέσματα της προσομοίωσής μου με αντιστοιχία πειραματικά προκύπτει πολύ καλή αντιστοιχία στις τιμές του συντελεστή άνωσης. Η κλίση των καμπυλών στη γραμμική περιοχή είναι ίδια και στις τρεις περιπτώσεις και στη μέγιστη γωνία προσβολής, πριν παρατηρηθεί απώλεια στήριξης, οι τιμές που προβλέπονται από το Ansys είναι πολύ κοντά στις πειραματικές.



Σχήμα 9. Συντελεστής πίεσης στις 0 μοίρες (Naca 0012).

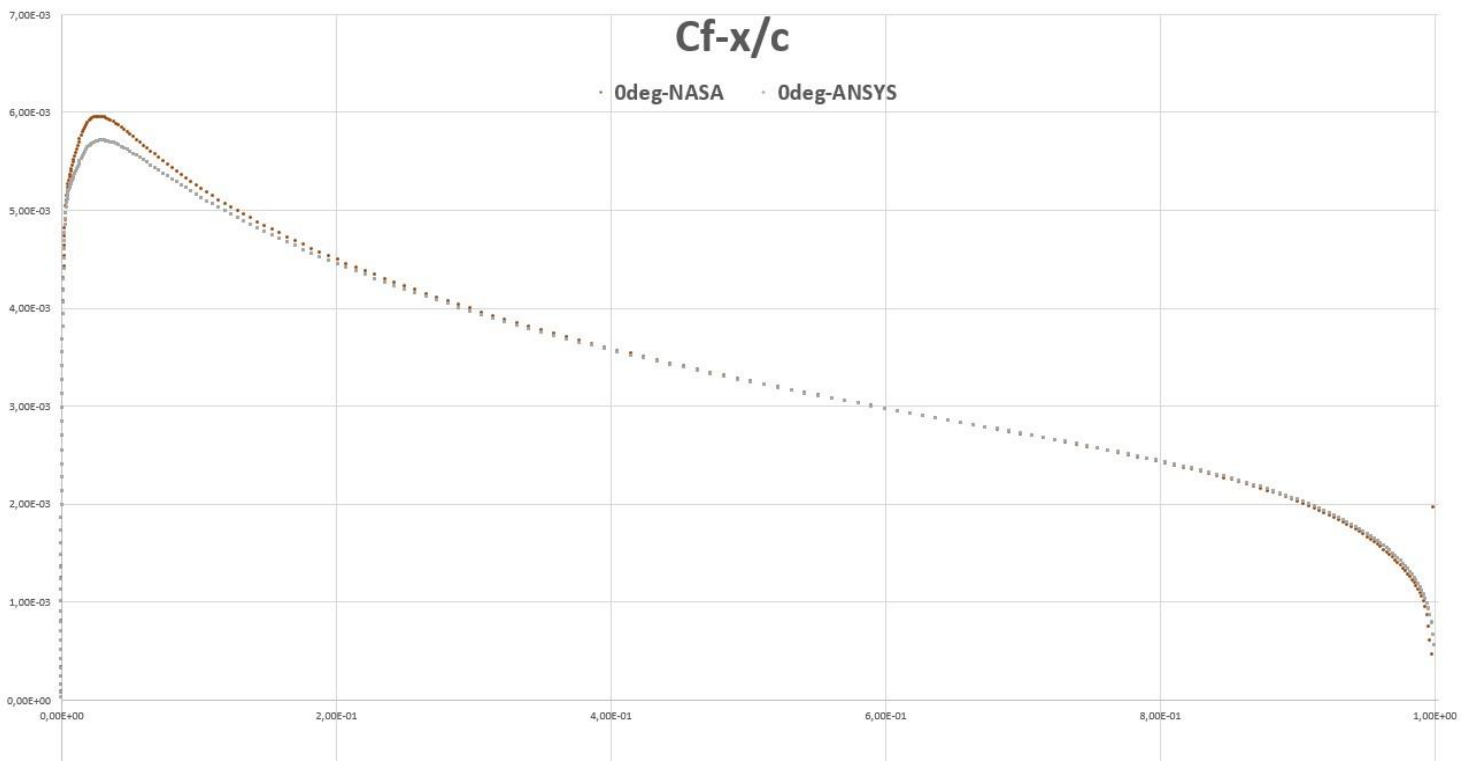


Σχήμα 10. Συντελεστής πίεσης στις 10 μοίρες (Naca 0012).

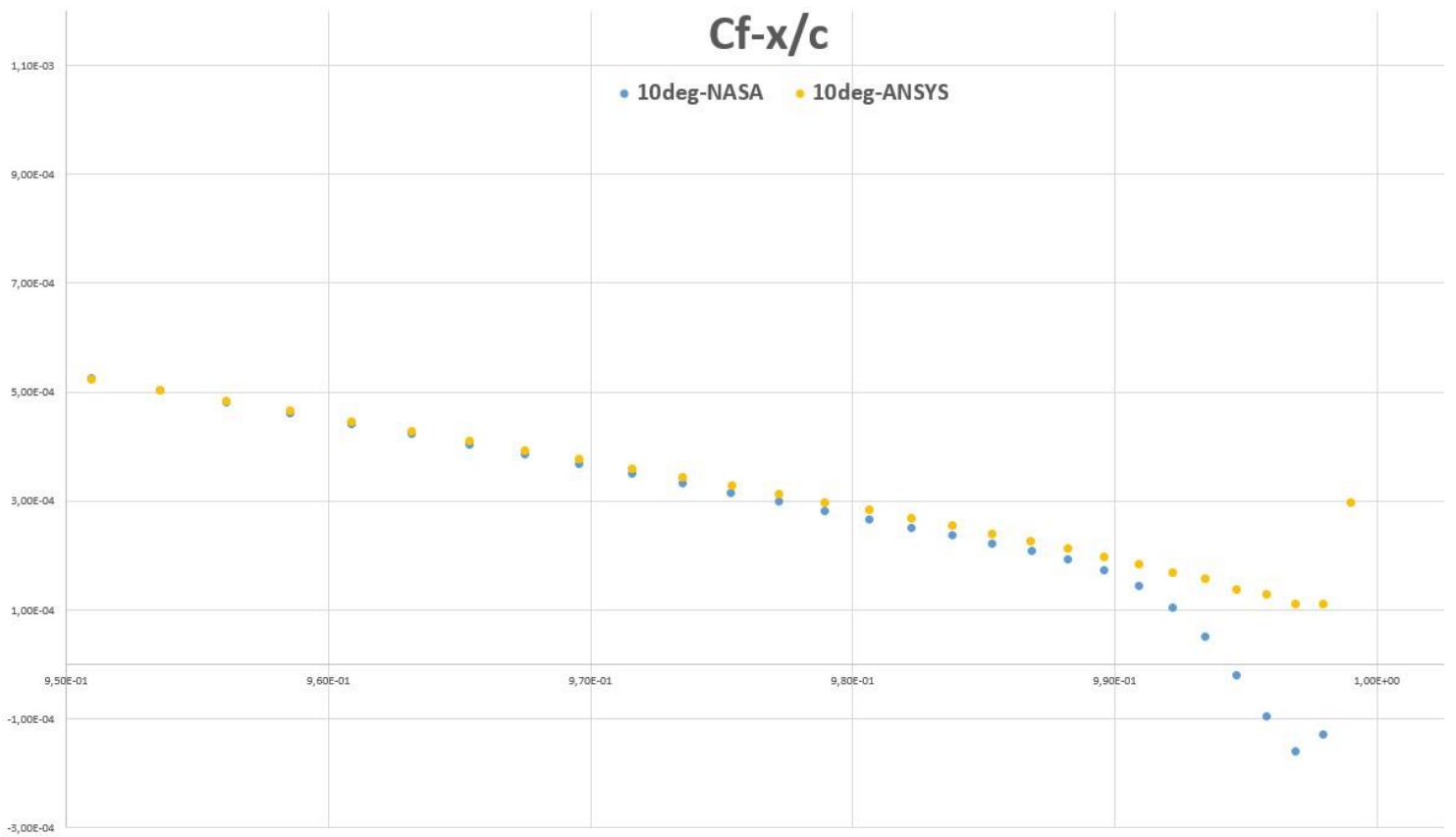
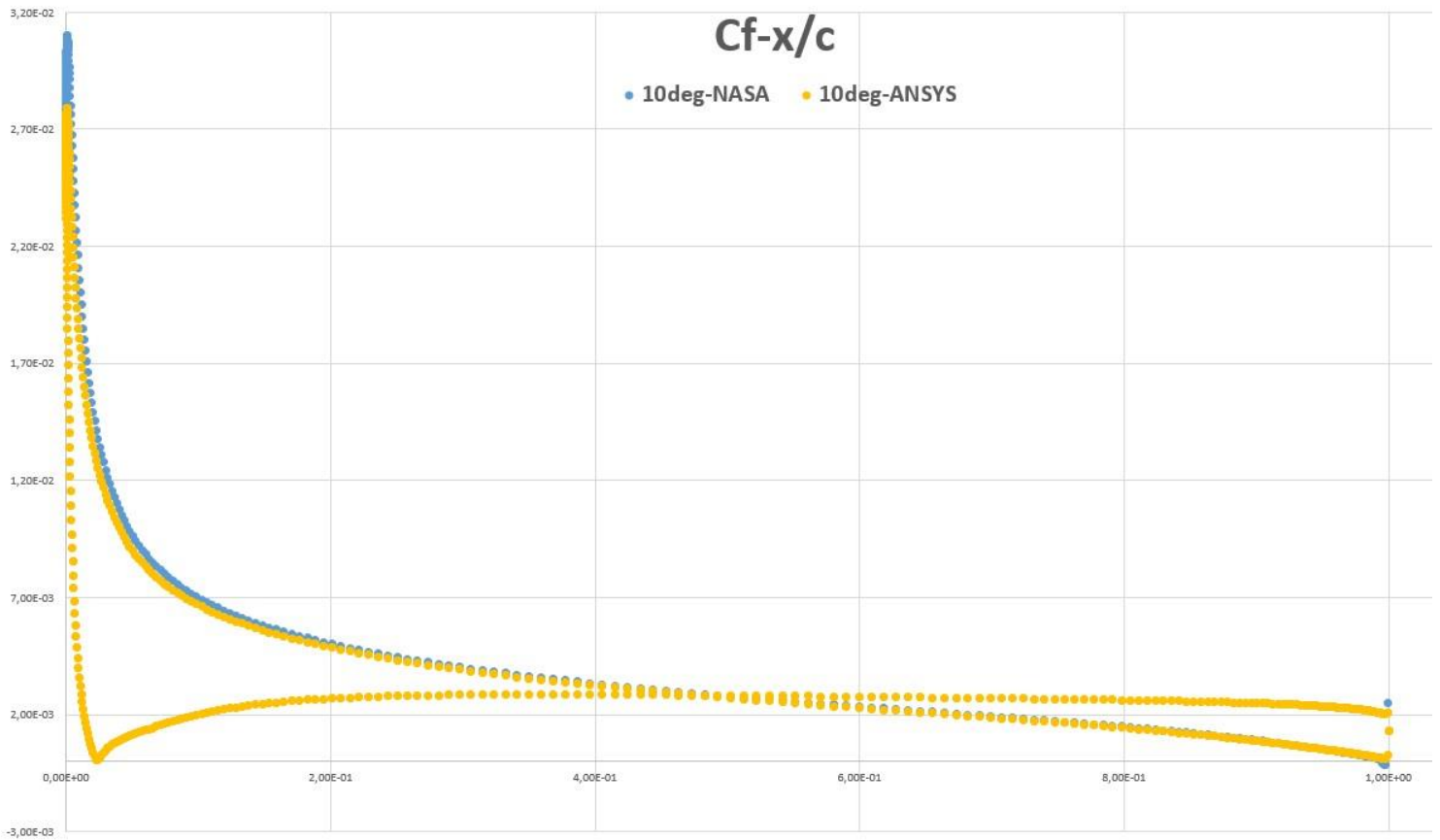


Σχήμα 11. Συντελεστής πίεσης στις 15 μοίρες (Naca 0012).

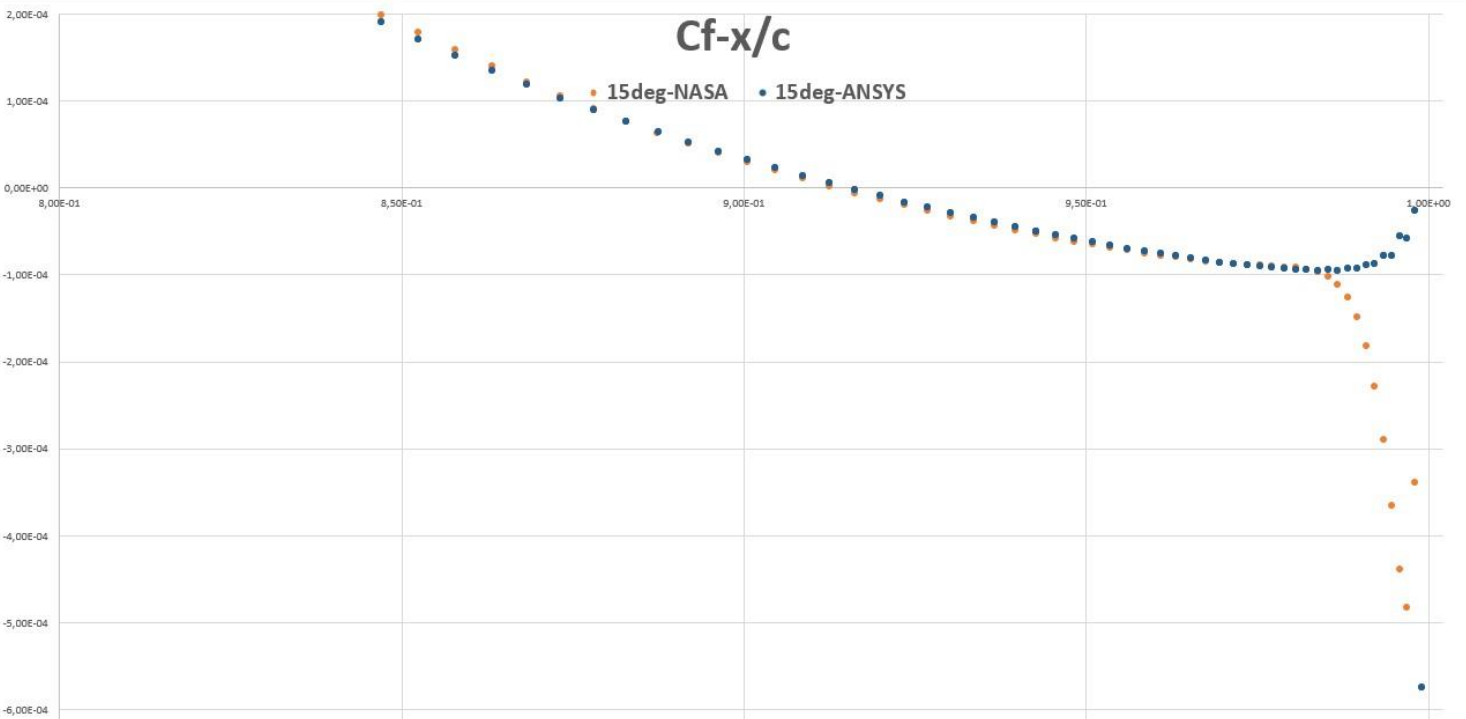
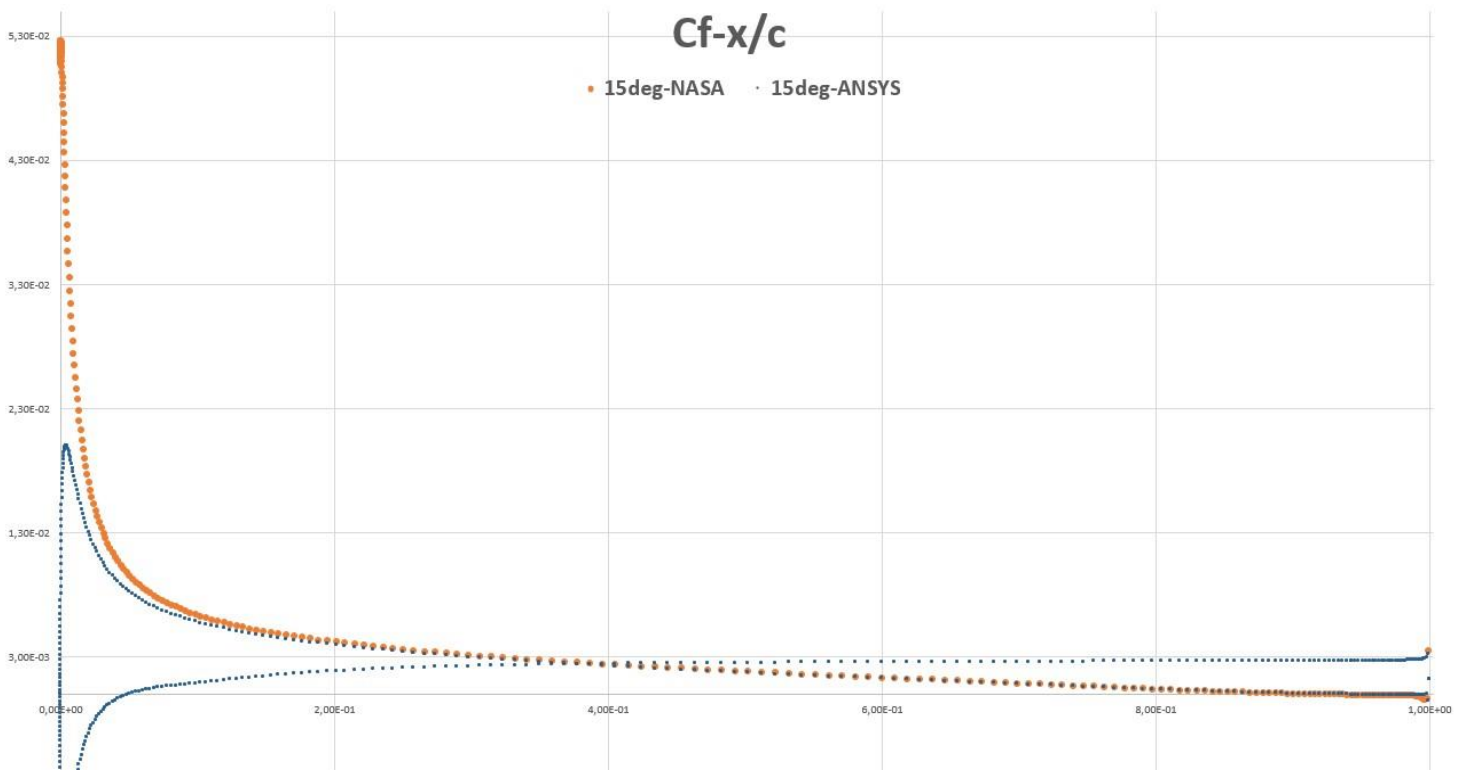
Ο συντελεστής πίεσης παρουσιάζει και αυτός συμπεριφορά ίδια με αυτή των πειραματικών δεδομένων. Ακόμη και στις 15 μοίρες προσβολής που η ροή είναι μερικώς αποκολλημένη, στο χείλος εκφυγής δηλαδή, αποτυπώνεται η αποκόλληση με την οριζοντιοποίηση της καμπύλης, την πτώση της ‘μύτης’ στο τέλος της καμπύλης.



Σχήμα 12. Συντελεστής τριβής στις 0 μοίρες (Naca 0012).



Σχήμα 13. Συντελεστής τριβής στις 10 μοίρες (Naca 0012).



Σχήμα 14. Συντελεστής τριβής στις 15 μοίρες (Naca 0012).

Για τον συντελεστή τριβής δεν υπήρχαν διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα από την Nasa. Οι καμπύλες που παρουσιάζονται από πάνω προέρχονται από κώδικες Cfd της Nasa. Επιπροσθέτως παρουσιάζονται τα δεδομένα μόνο για την πάνω επιφάνεια της αεροτομής, για αυτό και ενώ εγώ παρουσιάζω δύο καμπύλες, και για τις δύο πλευρές της αεροτομής, η σύγκριση γίνεται με μία καμπύλη. Για τις γωνίες προσβολής 10 και 15 μοίρες παρουσιάζονται δύο σχήματα, ένα που αποτυπώνει όλη την καμπύλη και ένα που εστιάζει στο χείλος εκφυγής,

εκεί που αποτελεί την περιοχή ενδιαφέροντος για αυτό τον συντελεστή. Πριν γίνει σχολιασμός των καμπυλών για κάθε γωνία προσβολής για το χείλος εκφυγής, θα σχολιαστεί η διαφοροποίηση που υπάρχει σε όλες τις περιπτώσεις στις καμπύλες στο χείλος προσβολής. Η διαφοροποίησή τους παρουσιάζεται στο χείλος προσβολής μεταξύ του Ansys και του κώδικα της Nasa οφείλεται στην μετάβαση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη. Με τον τρόπο της μοντελοποίησης στο Ansys θεωρώ τη ροή πλήρως τυρβώδης (Fully Turbulent). Δεν έγινε χρήση κάποιου μοντέλου μετάβασης, ώστε να προσομοιωθεί η μετάβαση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη καθώς αυτή προσπίπτει στο χείλος προσβολής και επιταχύνεται λόγω της καμπυλότητας της αεροτομής. Οι κώδικες της NASA έχουν ελεύθερη μετάβαση, δηλαδή η ροή ξεκινά από στρωτή, όπως είναι στην πραγματικότητα. Για αυτό στο χείλος προσβολής συγκρίνοντας σε κάθε γωνία προσβολής ανάμεσα στις δύο καμπύλες παρατηρείται μεγαλύτερη τιμή του συντελεστή τριβής σε αυτές της Nasa από ότι στο Ansys. Στις 0 μοίρες η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη και οι δύο καμπύλες στο χείλος ταυτίζονται. Στις 10 μοίρες, κοιτώντας την δεύτερη σχετική εικόνα, φαίνεται ότι ο συντελεστής τριβής που προβλέπει η Nasa γίνεται αρνητικός στο 99,5% της χορδής. Συνεπώς προβλέπεται αναστροφή της ροής και αποκόλληση αυτής ενώ το ANSYS δεν προβλέπει καθόλου αποκόλληση στις 10 μοίρες. Στις 15 μοίρες όμως προβλέπεται αναστροφή της ροής και στις δύο καμπύλες. Πιο συγκεκριμένα αυτό συμβαίνει περίπου στο 91% της χορδής. Το σημείο αυτό είναι το ίδιο και για τις δύο καμπύλες. Η NASA προβλέπει μεγαλύτερη διατμητική σε μέτρο τάση στην περιοχή 99% με 100%, αλλά αυτή η διαφορά στον συντελεστή είναι πολύ μικρή της τάξης του $e-4$. Εφόσον όμως γίνεται ορθή πρόβλεψη του σημείου αποκόλλησης τότε θεωρώ αξιολογικά τα αποτελέσματα του Ansys.

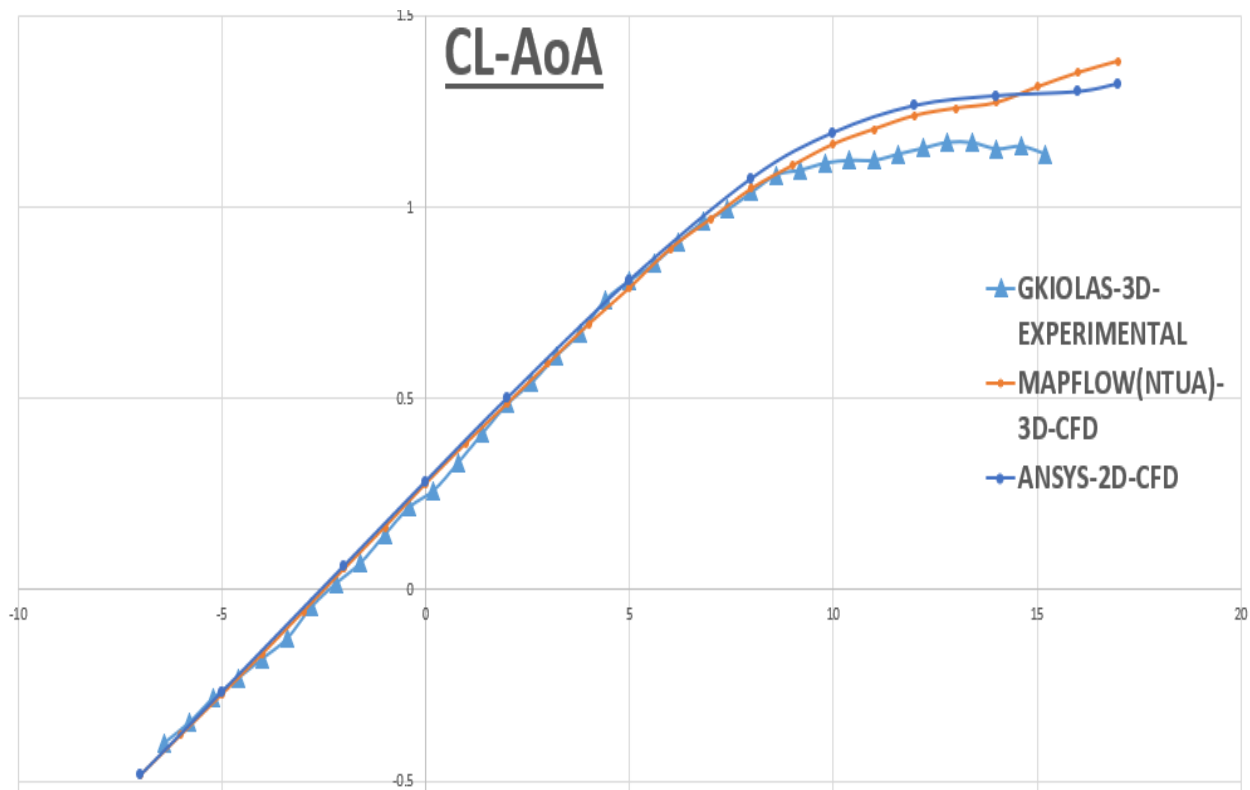
Τελικά, συγκρίνοντας τους συντελεστές άνωσης, πίεσης και τριβής προκύπτει ότι ο τρόπος με τον οποίο έγινε η μοντελοποίηση του προβλήματος είναι ποιοτικά και ποσοτικά επαρκής. Με αυτό τον τρόπο μοντελοποίησης σαν βάση γίνεται η διεξαγωγή της μελέτης στην αεροτομή 64-418 για τα κεφάλαια 4 και 5 όπως για το τέλος αυτού του κεφαλαίου.

3.3 Αποτελέσματα για την Naca 64-418

Εφόσον πιστοποιήθηκε ότι ο κώδικας του ANSYS και ο τρόπος που έλαβε χώρα η μοντελοποίηση ενός στατικού αεροδυναμικού προβλήματος είναι έγκυρα, ακολουθεί η αλλαγή της αεροτομής Naca 0012 με αυτήν που θα αποτελέσει το αντικείμενο μελέτης στην παρούσα εργασία, δηλαδή την Naca 64-418. Παρόλο που οι συνθήκες της ροής θα είναι διαφορετικές, η βάση θα είναι η ίδια με το προηγούμενο υποκεφάλαιο. Πιο συγκεκριμένα οι οριακές συνθήκες, οι ιδιότητες του ρευστού, το μοντέλο τύρβης, τα κριτήρια σύγκλισης, ο τρόπος αρχικοποίησης καθώς και η παρακολούθηση των μεταβλητών επίλυσης θα είναι τα ίδια για όλη την διάρκεια της εργασίας.

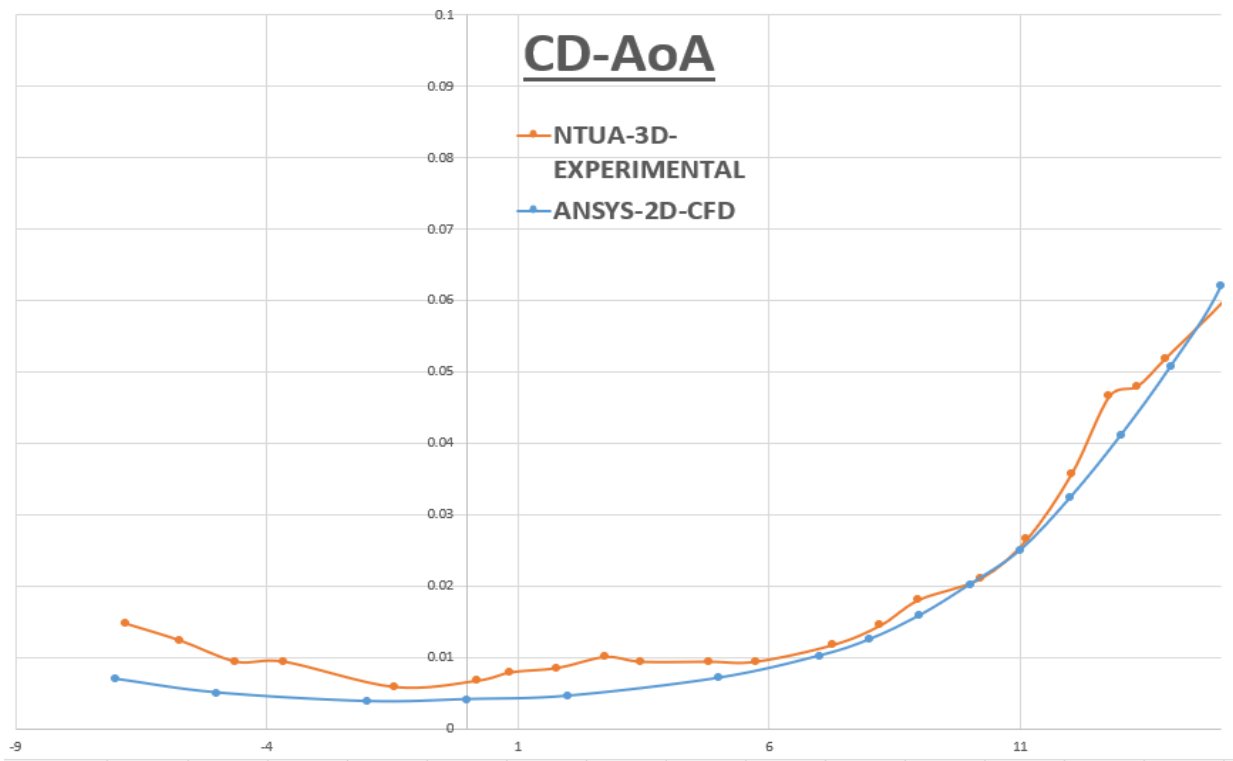
Αλλάζοντας αεροτομή και εισάγοντας την 64-418 με χορδή 0.5m, δημιουργήθηκε ξανά πλέγμα με την βοήθεια του κ. Παπαδάκη το οποίο αφορά συνθήκες ροής Reynolds=500.000 . Πάνω σε αυτό το πλέγμα, κρατώντας ίδια βάση στο FLUENT, όπως αναφέρθηκε, έγιναν ξανά μετρήσεις για την μόνιμη κατάσταση. Στόχος είναι να συγκριθούν τα στατικά αποτελέσματα που θα εξαχθούν με αποτελέσματα μόνιμης κατάστασης της ίδιας αεροτομής. Εξασφαλίζοντας καλή ποιότητα αποτελεσμάτων στην στατική κατάσταση επιτυγχάνεται η τελική πιστοποίηση μοντελοποίησης και πλέγματος για την συγκεκριμένη αεροτομή. Έχοντα εξασφαλίσει αυτό θα περάσω στα κεφάλαια 4 και 5 σε μετρήσεις μη μόνιμης κατάστασης με μεγαλύτερη σιγουριά για την εγκυρότητα των αποτελεσμάτων. Συνεπώς ακολουθούν σχήματα με καμπύλες τιμών που αφορούν τους συντελεστές άνωσης, αντίστασης μορφής, πίεσης και αεροδυναμικής ροπής οι οποίες αφορούν τα αποτελέσματα που πήρα

από το ANSYS και τα πειραματικά αποτελέσματα των μετρήσεων του *Gkiolas* [1]. Να αναφερθεί ξανά ότι το πείραμα του *Gkiolas* [1] αφορά τρισδιάστατο φτερό ενώ η προσομοίωσή μου αφορά δισδιάστατη αεροτομή. Για ορισμένους συντελεστές υπάρχει και η καμπύλη του MapFlow, δισδιάστατου κώδικα Cfd που χρησιμοποιήθηκε από τον κ. Γκιόλα για την πιστοποίηση των δικών του αποτελεσμάτων.



Σχήμα 15. Συντελεστής άνωσης (Naca 64-418).

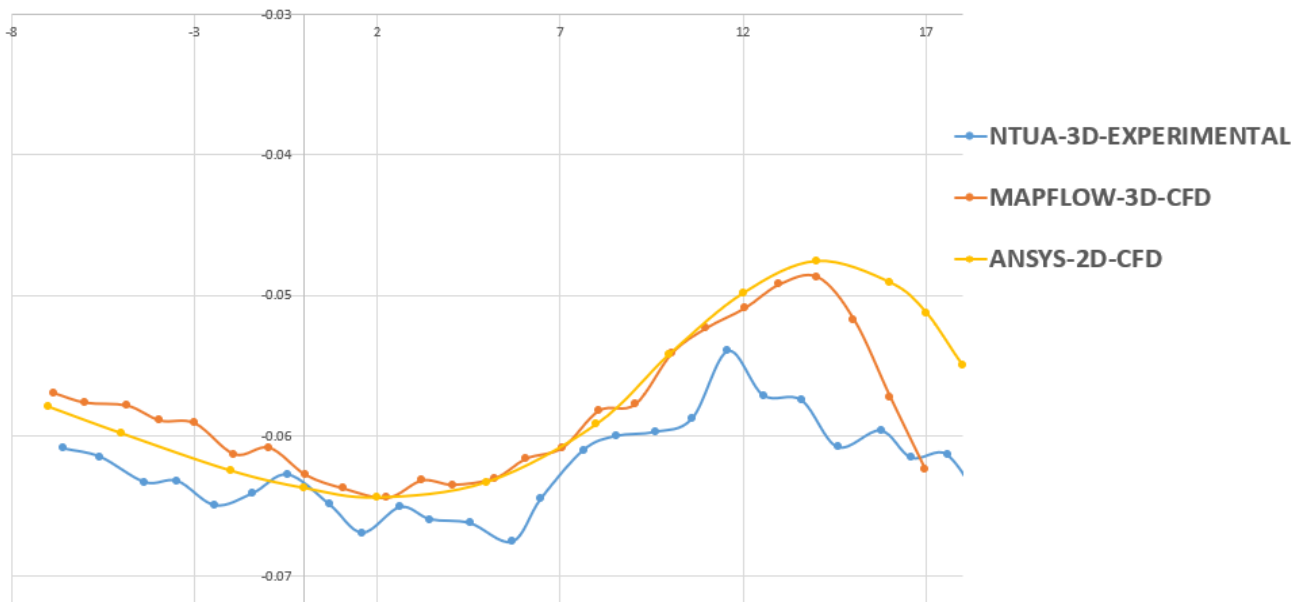
Για τον συντελεστή άνωσης προβλέπεται πολύ καλά η γραμμική αύξηση της τιμής του με την αύξηση της γωνίας προσβολής. Η κλίση της καμπύλης στην γραμμική περιοχή (-5 με 7 μοίρες) είναι ίδια τόσο ανάμεσα στους κώδικες CFD όσο και στα πειραματικά δεδομένα. Αυτό συμβαίνει καθώς οι κώδικες και το πείραμα δεν έγιναν με τρόπο που να επιτρέπουν την ελεύθερη μετάβαση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη στο χείλος προσβολής. Οι δύο κώδικες είναι Fully Turbulent ενώ αναφέρεται στον *Gkiolas* [1] ότι κατά την δημιουργία του τρισδιάστατου φτερού η μετάβαση δεν είναι ελεύθερη λόγω δομικών ατελειών. Συνεπώς παρουσιάζεται πολύ καλή σύμπτωση αποτελεσμάτων σε αυτό το κομμάτι της καμπύλης. Η γωνία μηδενικής άνωσης που προβλέπεται είναι η ίδια και στις τρεις καμπύλες (-2.5 μοίρες). Με το τέλος της γραμμικής περιοχής παρατηρείται μικρότερη μείωση στην αύξηση του συντελεστή άνωσης για τα πειραματικά δεδομένα σε αντίθεση με τα δεδομένα Cfd τα οποία μοιάζουν να μην επηρεάζονται τόσο έντονα από την επέκταση της αποκολλημένης ροής. Αυτό οφείλεται στην αδυναμία τη δισδιάστατης ανάλυσης να συμπεριλάβει τα τρισδιάστατα φαινόμενα (ροή στην κατεύθυνση του εκπετάσματος) που λαμβάνουν χώρα και επιφέρουν μείωση του συντελεστή άνωσης.



Σχήμα 16. Συντελεστής αντίστασης μορφής (Naca 64-418).

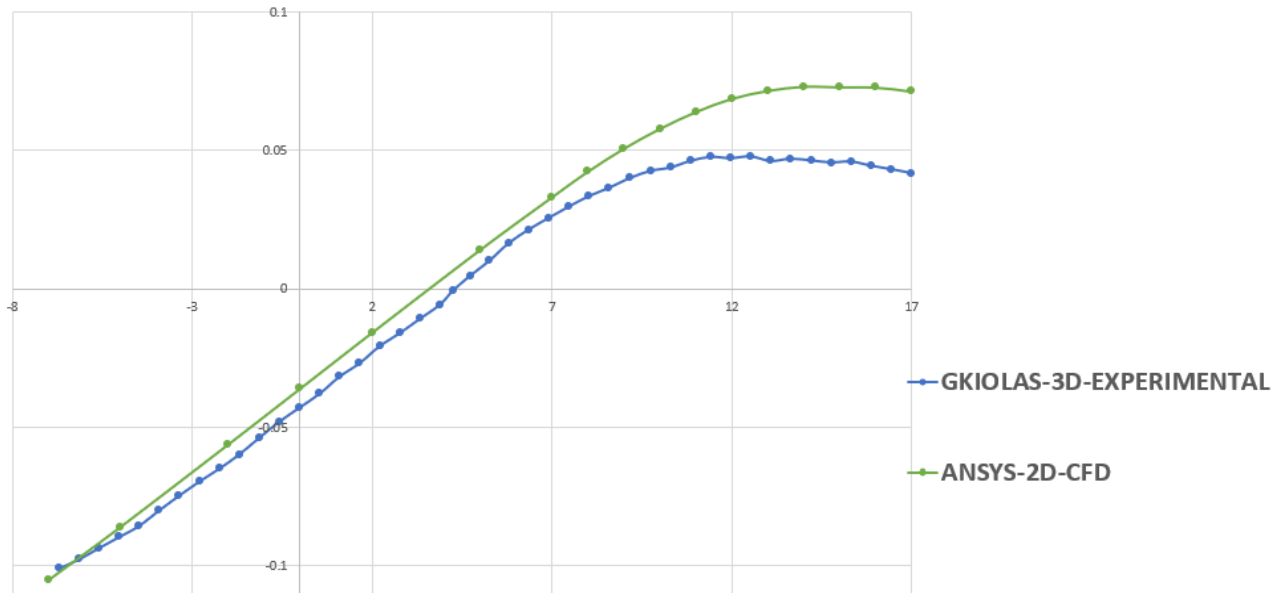
Ο συντελεστής αντίστασης μορφής (CDp) εμφανίζεται ελαφρώς μικρότερος σε τιμή από ότι στα πειράματα. Αυτή η υποεκτίμηση του συντελεστή συμβαίνει για τις γωνίες προσβολής -7 μέχρι 12 μοίρες. Αυτή η διαφοροποίηση δεν καθιστά τα αποτελέσματά μου λάθος, καθώς η μοντελοποίησή μου αφορά διδιάστατη αεροτομή ενώ τα πειραματικά δεδομένα είναι τρισδιάστατα. Μετά τις 12 μοίρες όπου η αποκόλληση της ροής έχει ήδη ξεκινήσει, ο συντελεστής προβλέπεται πολύ καλύτερα σε σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα. Γενικά τα αποτελέσματα θεωρούνται σε καλή σύμπτωση με τα πειραματικά δεδομένα ως προς την οπισθέλκουσα πίεσης.

CM(x/c=0.25)-AoA



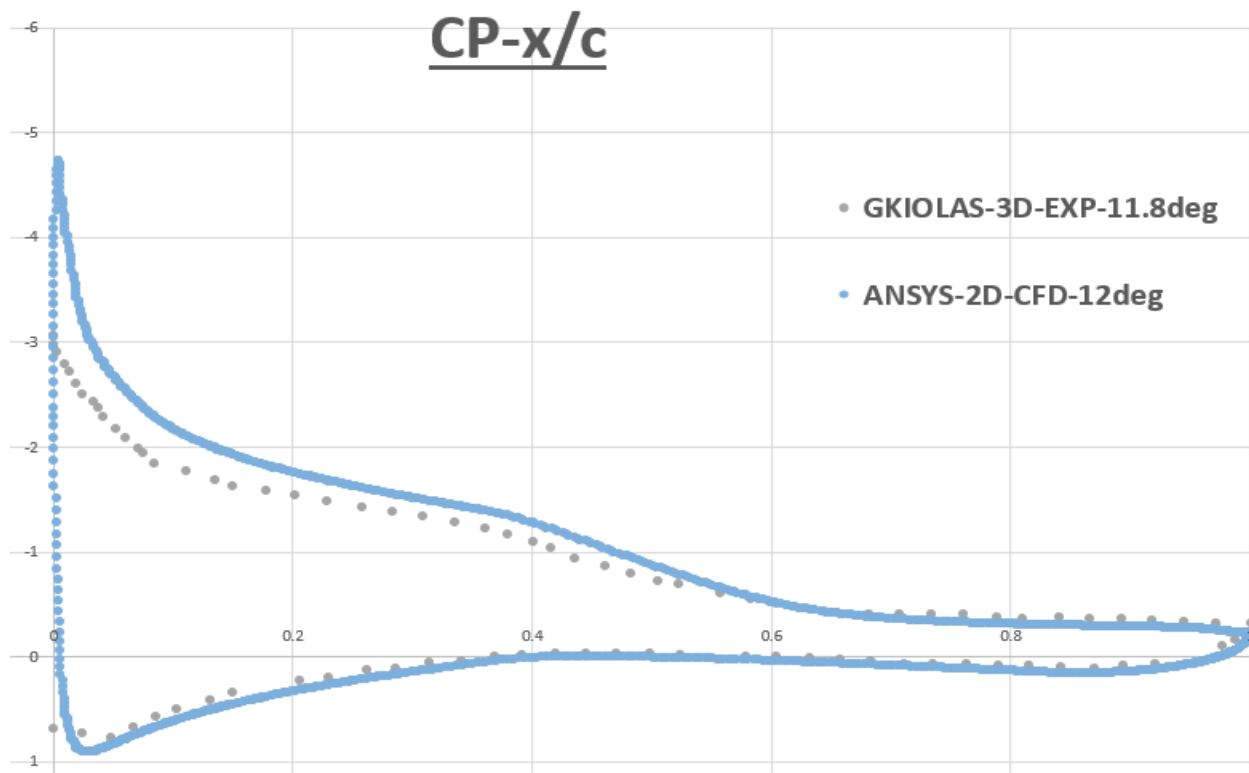
Σχήμα 17. Συντελεστής αεροδυναμικής ροπής στο 25% της χορδής (Naca 64-418).

CM($x/c=0.35$)-AoA

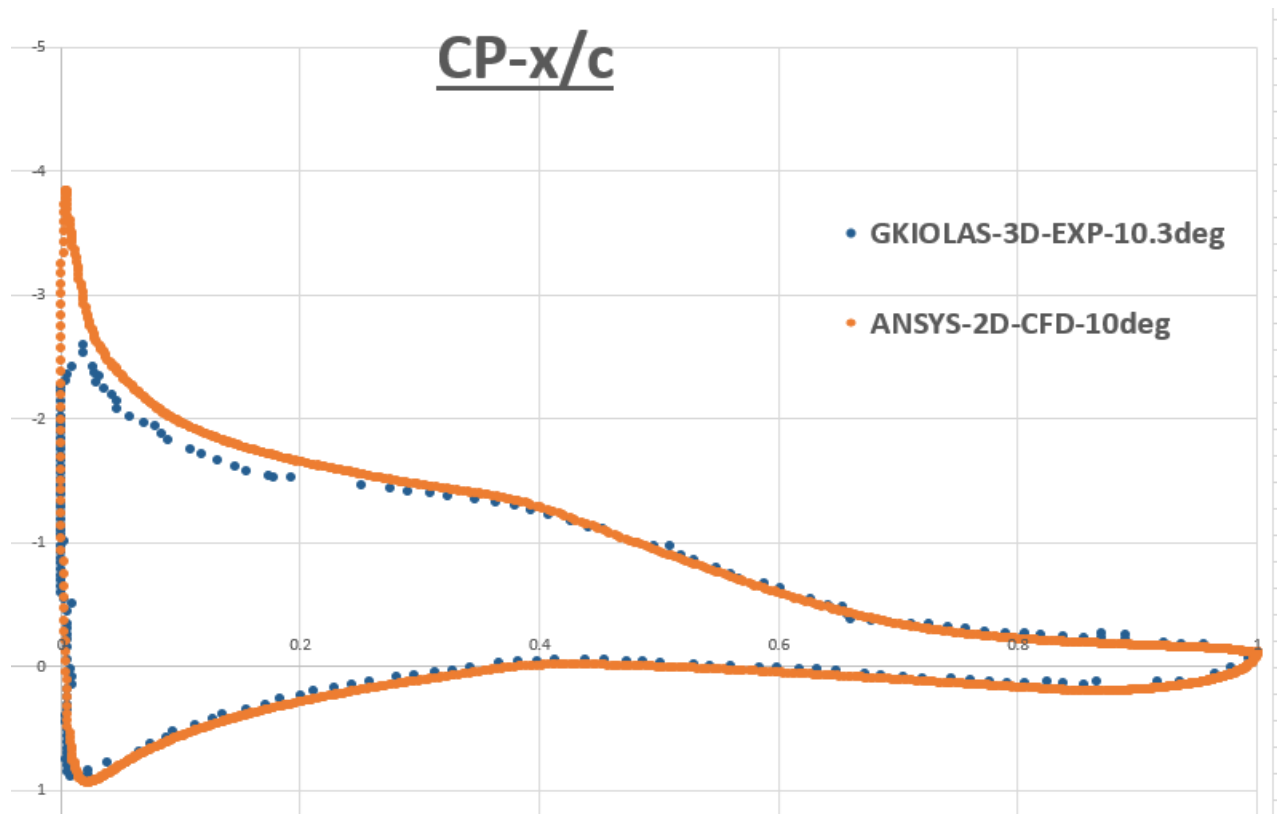


Σχήμα 18. Συντελεστής αεροδυναμικής ροπής στο 35% της χορδής (Naca 64-418).

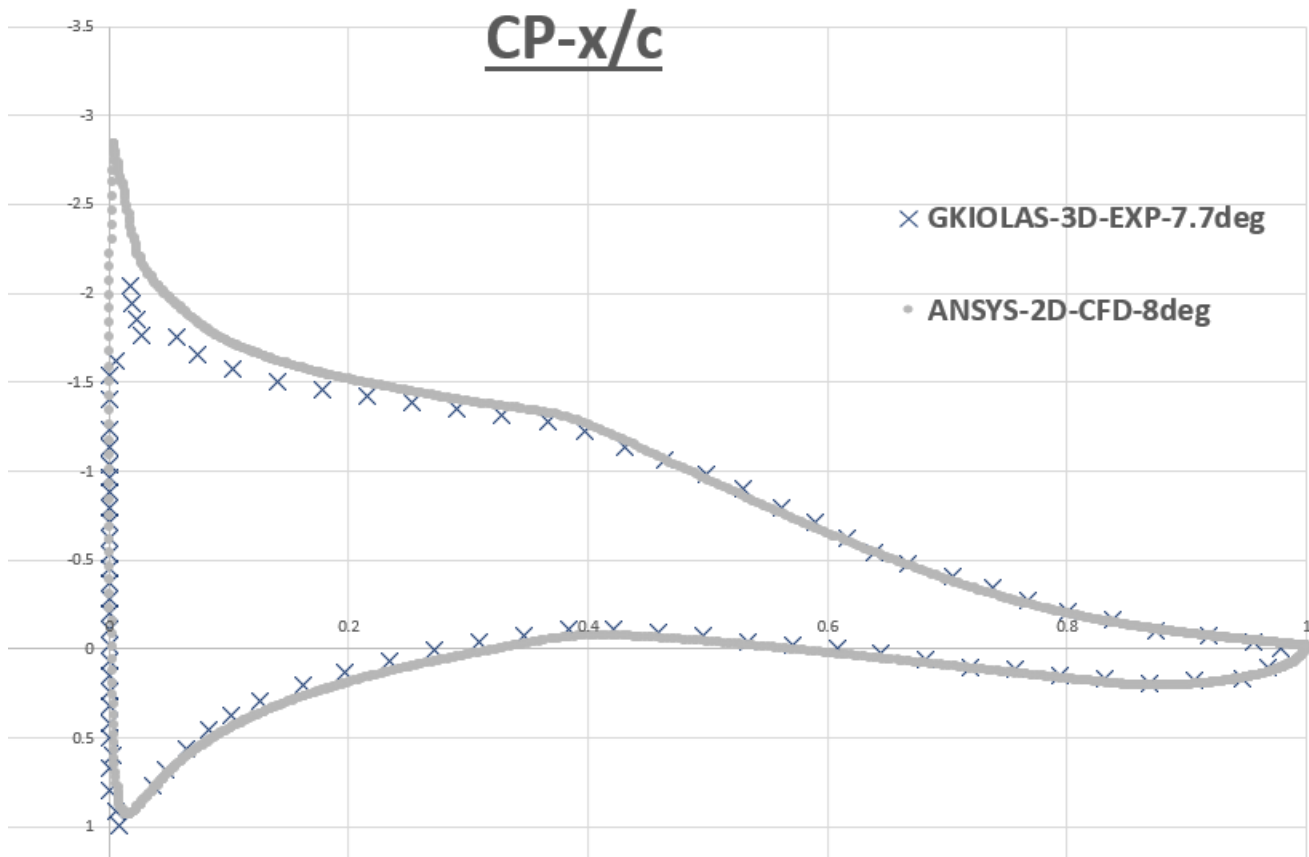
Παρατηρείται καλή πρόγνωση της αεροδυναμικής ροπής από το Ansys για τις γωνίες μέχρι τις 9 μοίρες συγκριτικά τόσο με τα πειραματικά όσο και τον Cfd κώδικα Marflow. Η πτώση στην τιμή του συντελεστή μετά τις 12 μοίρες αποκόλληση καθυστερείται κατά 4 μοίρες σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Από εκεί και πέρα οι καμπύλες αρχίζουν να αποκλίνουν σημαντικά.



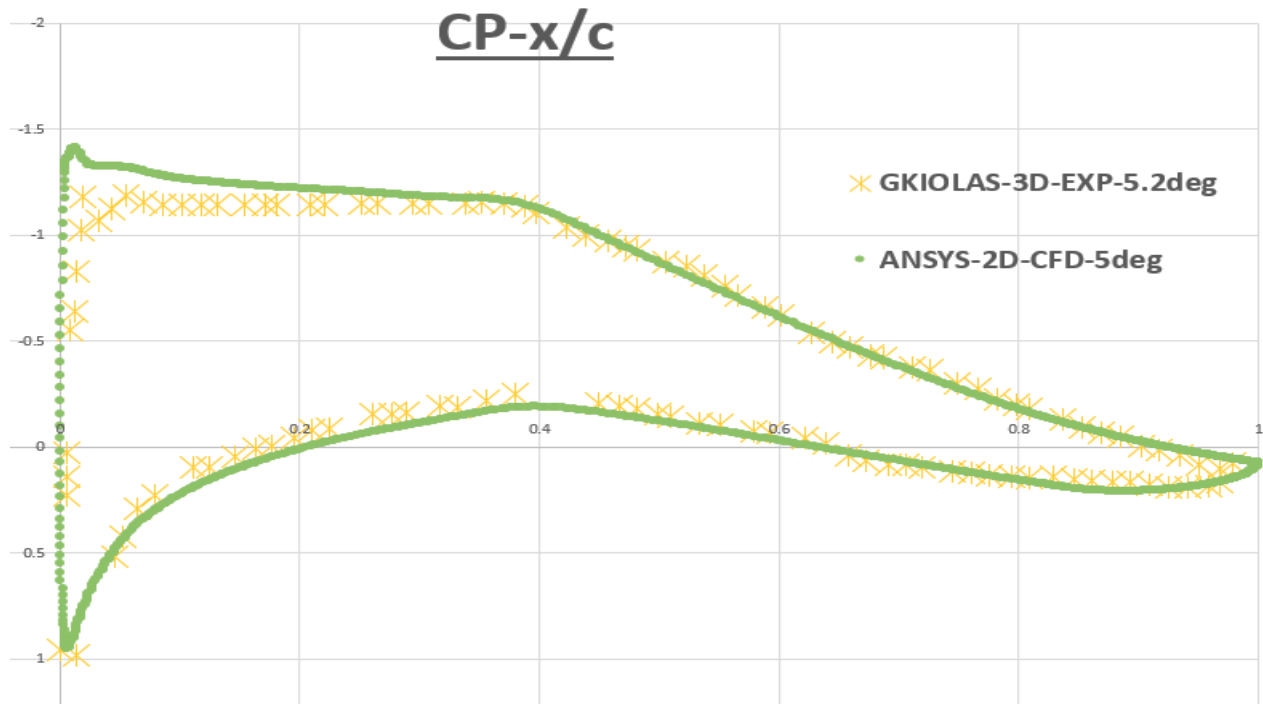
Σχήμα 19. Συντελεστής πίεσης στις 12 μοίρες (Naca 64-418).



Σχήμα 20 Συντελεστής πίεσης στις 10 μοίρες (Naca 64-418).



Σχήμα 21. Συντελεστής πίεσης στις 8 μοίρες (Naca 64-418).



Σχήμα 22. Συντελεστής πίεσης στις 5 μοίρες (Naca 64-418).

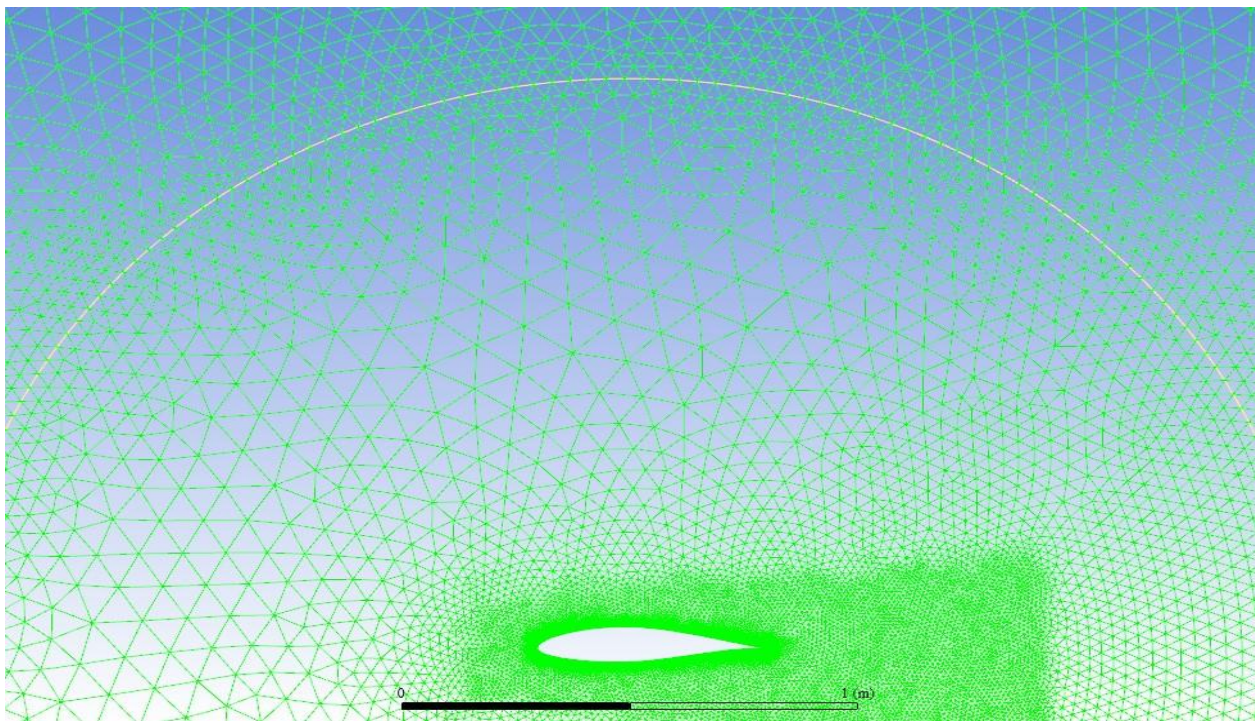
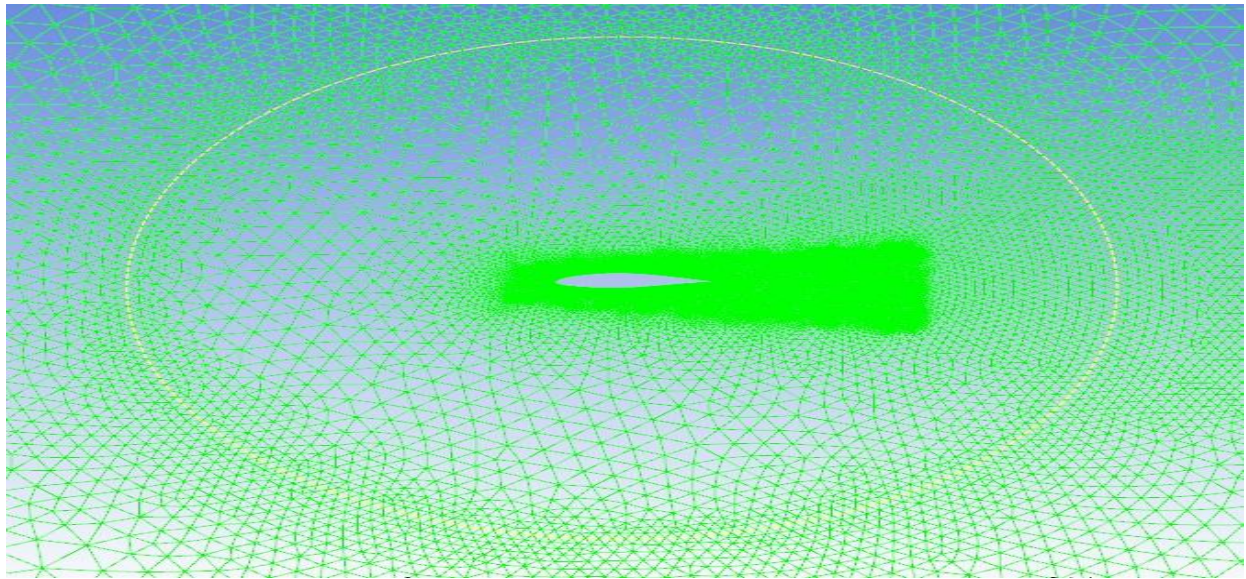
Η καλή σύμπτωση των αποτελεσμάτων για τα αεροδυναμικά φορτία πιστοποιείται αξιολογώντας και την κατανομή της πίεσης σε διάφορες γωνίες προσβολής. Ποιοτικά οι καμπύλες που προκύπτουν από το Ansys έχουν την αναμενόμενη συμπεριφορά. Η μέγιστη σε απόλυτη τιμή υποπίεση κάνει κορυφή στις 12 μοίρες όπως αναμενόταν, συγκριτικά με τις μικρότερες γωνίες με μέγιστη σε απόλυτο τιμή $C_p = -4,8$. Στις 12 μοίρες όπου η ροή είναι αποκολλημένη στο χείλος εκφυγής, περίπου στο 70% της χορδής και πίσω, παρουσιάζεται οριζοντιοποίηση της καμπύλης. Στην πλευρά υπερπίεσης της αεροτομής η κατανομή είναι σχετικά ανεπηρέαστη από την αύξηση της γωνίας προσβολής. Ποσοτικά η διαφορά που προκύπτει σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα παρατηρείται στο χείλος προσβολής όπου ο κώδικας υπερεκτιμά την κορυφή υποπίεσης. Αυτή η διαφορά έχει παρατηρηθεί ξανά σε διάφορες εργασίες για κώδικες Cfd σε σχέση με πειραματικά δεδομένα. Επίσης η απόκλιση μεταξύ των καμπυλών οφείλεται και στην μικρή διαφορά στη γωνία για την οποία υπολογίστηκαν οι κατανομές.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4

4.1 Εξαναγκασμένη ταλάντωση

Αφού έγινε η πιστοποίηση του κώδικα FLUENT και του τρόπου μοντελοποίησής μου, κάνοντας χρήση πειραματικά και υπολογιστικά δεδομένα μόνιμης κατάστασης για τις Naca 0012 και 64-418, ακολουθεί η μελέτη για την μη μόνιμη κατάσταση. Στη μεταβατική κατάσταση, όπως αλλιώς ονομάζεται, θα γίνουν δύο μελέτες. Σε αυτό το κεφάλαιο θα αναλυθεί η αεροτομή Naca 64-418 κατά την εκτέλεση εξαναγκασμένης ταλάντωσης. Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης θα συγκριθούν με αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα του *Gkiolas [1]*, στις αντίστοιχες συνθήκες με το πείραμα που εκτέλεσε σε για τρισδιάστατο φτερό της ίδιας αεροτομής. Θα μελετηθούν οι συντελεστές άνωσης και αεροδυναμικής ροπής κατά την κίνηση της αεροτομής και η δημιουργία των βρόγχων ταλάντωσης. Η ταλάντωση που γίνει γύρω από τον εγκάρσιο άξονα της αεροτομής και θα αποτελεί ουσιαστικά κίνηση πρόνευσης. Η πρόνευση της αεροτομής θα είναι ημιτονοειδής. Οι παράμετροι που θα μεταβάλλονται θα είναι η ανοιγμένη συχνότητα k , η μέση γωνία προσβολής και το πλάτος ταλάντωσης. Θα μελετηθούν οι περιπτώσεις συνδυαστικά για k ίσο με 0,1 και 0,2. Η μέση γωνία προσβολής θα είναι 0,5, 10 και 15 μοίρες και το πλάτος ταλάντωσης θα είναι 4 ή 8 μοίρες.

Για να γίνει στο Ansys Fluent η προσομοίωση της κίνησης πρόνευσης της αεροτομής χρησιμοποιήθηκε η ακόλουθη μέθοδος. Το υπολογιστικό χωρίο του ρευστού χωρίστηκε σε δύο τμήματα, το εξωτερικό και το εσωτερικό που περικλείει την αεροτομή. Ο διαχωρισμός τους γίνεται με την χρήση δύο εφαπτόμενων κύκλων, οι οποίοι λειτουργούν σαν επιφάνεια διεπαφής (Interface) των δύο χωρίων. Η εσωτερική επιφάνεια, ο κύκλος δηλαδή που ανήκει στο εσωτερικό χωρίο το οποίο περιλαμβάνει την αεροτομή, είναι αυτός που θα περιστρέφεται σε σχέση με τον εξωτερικό ακίνητο. Μαζί του θα στρέφεται όλο το χωρίο καθώς και η καμπύλη που απεικονίζει την αεροτομή ενδιαφέροντος. Το χωρίο και το πλέγμα καθώς στρέφονται δεν διαστρεβλώνονται, απλώς αλλάζουν διεύθυνση. Η μεθοδολογία αυτή είναι γνωστή ως Sliding Mesh. Στο Ansys Fluent για να εφαρμοσθεί απαραίτητο είναι να γίνει, κατά την διάρκεια της δημιουργίας του πλέγματος, ο διαχωρισμός των δύο χωρίων και πλεγμάτων, έτσι ώστε να εισαχθούν στο Fluent σαν είσοδος διαχωρισμένα. Στην συνέχεια στην καρτέλα Zones/Separate/Cells/Mark η εν λόγω επιφάνεια μοιράζεται σε δύο εφαπτόμενες και η κάθε μία από αυτές ορίζεται σε κάθε ένα από τα πλέγματα, το εξωτερικό και το εσωτερικό. Τέλος στην καρτέλα Mesh Interfaces επιλέγονται οι κατάλληλες επιφάνειες και ορίζονται ως διεσπαφή (Interface). Με αυτό τον τρόπο ο κώδικας επιτρέπει να εφαρμοσθεί ξεχωριστή κίνηση στα δύο πλέγματα, ώστε όταν στην συνέχεια εφαρμοσθεί η ημιτονοειδής ταλάντωση πρόνευσης στην αεροτομή και ταυτόχρονα σε όλο το εσωτερικό πλέγμα, να μην υπάρξουν σφάλματα.



Σχήμα 23. Διαχωρισμός πλεγμάτων για Sliding Mesh μεθοδολογία.

Έχοντας εξασφαλίσει το Sliding Mesh, θα αναλυθεί ο τρόπος που ορίζεται η κίνηση της αεροτομής ώστε να εκτελέσει την εξαναγκασμένη ταλάντωση που θα μελετηθεί. Εφόσον η κίνηση θα είναι ημιτονοειδής, πρέπει να εισαχθεί από τον χρήστη με χρήση μίας Συνάρτησης Χρήστη ή UDF (User Defined Function) όπως είναι γνωστή. Αυτή αποτελεί ουσιαστικά ένα κομμάτι κώδικα γραμμένο σε γλώσσα **C**, ο οποίος εισάγεται και διαβάζεται από το ANSYS για να ορισθεί πιο συγκεκριμένα μία κίνηση, ιδιότητα, συνθήκη και τα λοιπά. Για την περίπτωση της κίνησης πλέγματος απαιτείται η μετάφραση του προγράμματος C. Αυτό εκτελείται στην καρτέλα Parameters and Customization/UDF/Interpreted. Εκεί φορτώνεται το αρχείο που έχει δημιουργηθεί. Ο λόγος που επιλέγεται η καρτέλα Interpreted και όχι Compiled είναι επειδή για κίνηση πλέγματος έκανα χρήση της εντολής DEFINE_ZONE_MOTION. Για άλλες κινήσεις (όπως π.χ. δυναμική κίνηση και παραμόρφωση πλέγματος στο 5^ο κεφάλαιο) γίνεται χρήση άλλης εντολής η οποία πιθανώς εντάσσεται στην καρτέλα Compiled (όπως στο 5^ο κεφάλαιο). Όταν φορτωθεί στο Ansys ο κώδικας τότε στην καρτέλα Cell Zone Conditions/Mesh Motion

επιλέγεται το script και έτσι το Fluent εκτελεί τις εντολές από τον χρήστη. Στην συνέχεια παραθέτω ενδεικτικά ένα παράδειγμα UDF για κίνηση πλέγματος για εκτέλεση εξαναγκασμένης ταλάντωσης πρόνευσης από αεροτομή.

```
#include "udf.h"
DEFINE_ZONE_MOTION(pitchK01AoA8,omega,axis,origin,velocity,time,dttime)
{
*omega = -0.05585*cos(0.4*(time));
N3V_D (velocity,=,0.0,0.0,0.0);
N3V_S(origin,=,0.0); /* default values, line could be omitted */
N3V_D(axis,=,0.0,0.0,1.0); /* default values, line could be omitted */
return;
}
```

Σχήμα 24. UDF Define Zone Motion για εξαναγκασμένη ταλάντωση.

Ο πρώτος όρος στην παρένθεση είναι το όνομα της συνάρτησης, όπως αυτή θα φαίνεται εντός του Ansys. Ο όρος N3V_D(velocity) επιτρέπει στον χρήστη να ορίσει κάποια σταθερή ταχύτητα στο πεδίο. Ο όρος N3V_S ορίζει το κέντρο περιστροφής του πλέγματος και ο όρος N3V_D(axis) ορίζει τον άξονα γύρω από τον οποίο εκτελείται η κίνηση. Στην μελέτη μου θεώρησα σαν άξονα περιστροφής το σημείο (0,0) που βρισκόταν στο 35% της χορδής της αεροτομής, χωρίς να έχω κάποια σταθερή μεταφορική ταχύτητα κίνησης. Αυτό που στην περίπτωση μου όρισα είναι ο άξονας περιστροφής z, καθώς η μελέτη έγινε στο XY επίπεδο καθώς και η γωνιακή ταχύτητα ω .

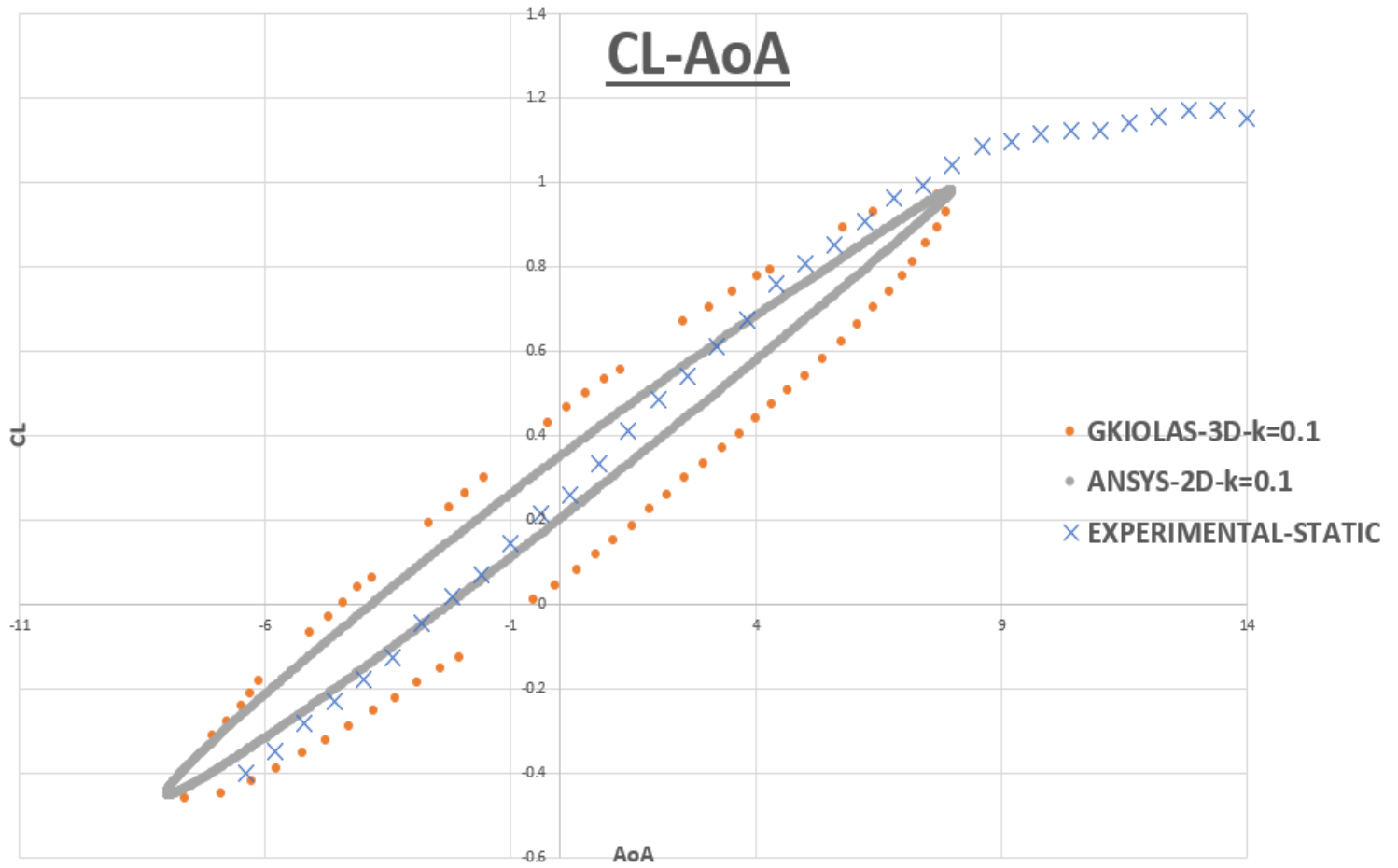
Εκτελώντας την προσομοίωση με τον τρόπο που περιγράψω από πάνω γίνεται πολύ εύκολη η παρακολούθηση και αποθήκευση των αεροδυναμικών συντελεστών και ο χρήστης γλιτώνει χρόνο για το στήσιμο τη προσομοίωσης. Ένα αρνητικό σημείο που διέκρινα κατά τη διάρκεια της εκπόνησης της εργασίας είναι η δυσκολία σύγκλισης. Χρειάστηκε να γίνουν διαφορετικές δοκιμές στο παράθυρο Solution/Methods, που περιλαμβάνει τους επιλύτες, ώστε να επιτευχθούν τα κατάλληλα επίπεδα σύγκλισης. Τελικά διαπιστώθηκε ότι για να υπάρχει σύγκλιση αποτελεσμάτων τουλάχιστον $1e-4$ σε κάθε χρονικό βήμα απαιτείται για τη σύζευξη πίεσης και ταχύτητας το σχήμα Rhie-Chow με σχήμα διακριτοποίησης 3^{ns} τάξης. Ο πιο σημαντικός όμως παράγοντας της μοντελοποίησης ο οποίος απαιτούσε μεγάλη προσοχή για την επίτευξη σύγκλισης και για την ακρίβεια των αποτελεσμάτων η επιλογή του χρονικού βήματος. Έγινε μελέτη ανεξαρτησίας χρονικού βήματος σε συγκεκριμένες χρονικές στιγμές σε διαφορετικές γωνίες της ταλαντευόμενης αεροτομής για τον συντελεστή άνωσης και ροπής και διαπιστώθηκε ότι ο μέγιστος αριθμός χρονικού βήματος του οποίου η μείωση δεν επιφέρει σημαντική διαφοροποίηση των αποτελεσμάτων είναι 786 χρονικά βήματα ανά περίοδο ταλάντωσης. Δηλαδή χρησιμοποιούνται περίπου 25 χρονικά βήματα ανά 1 μοίρα στροφής της αεροτομής για το πλάτος ταλάντωσης 8 μοιρών.

4.2 Αποτελέσματα

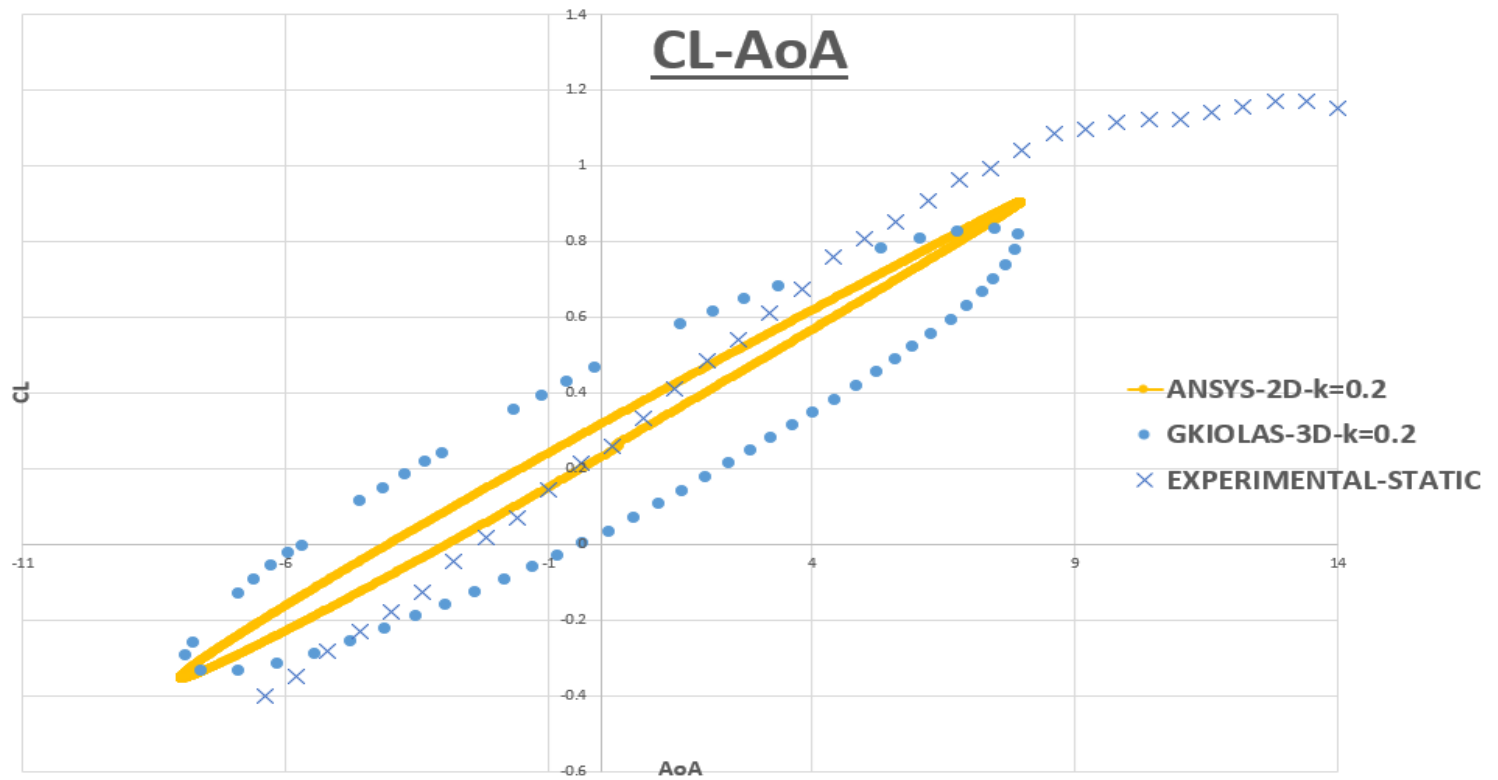
Στην συνέχεια παρουσιάζονται αποτελέσματα για τους συντελεστές άνωσης και αεροδυναμικής ροπής, όπως αυτά υπολογίστηκαν από το ANSYS, κατά την εκτέλεση εξαναγκασμένης ταλάντωσης πρόνευσης της αεροτομής.

Συγκρίνονται τα εν λόγω αποτελέσματα με τα πειραματικά αποτελέσματα των βρόγχων ταλάντωσης που δημιουργούνται στην τρισδιάστατη αεροτομή, στο φτερό που εκτέλεσε πειράματα ο *Gkiolas* [1]. Σε ορισμένα σχήματα υπάρχουν διαθέσιμα και αποτελέσματα από το Marflow, τον κώδικα CFD που έγινε χρήση στο ΕΜΠ καθώς και από το Foil2wake. Η στατική γωνία απώλειας στήριξης την εν λόγω αεροτομής ήταν στις 13,8 μοίρες. Μετά από αυτό το σημείο η αεροτομή εισέρχεται στην περιοχή του *Deep* και του *Light Stall*. Συνεπώς για τα σχήματα με μέση γωνία 10 και 15 μοίρες και πλάτος ταλάντωσης 8 μοίρες, η αεροτομή αναμένεται να φτάσει μέχρι και τις 18 και 23 μοίρες. Σε αυτή την περιοχή όπως έχει αναφερθεί υπάρχει αποκόλληση της ροής οπότε είναι μεγάλη πρόκληση να φανεί πως θα συμπεριφερθεί η μοντελοποίησή μου στο ANSYS σε αυτή την περιοχή και σε αυτές τις γωνίες συγκριτικά με άλλους κώδικες CFD και με πειραματικά δεδομένα. Στην μελέτη του *Gkiolas* [1] όπως έχω αναφέρει διεξάγεται τρισδιάστατο πείραμα για την επιβεβαίωση της θεωρίας της μη μόνιμης αεροδυναμικής. Συνεπώς υπάρχει σαφής εικόνα για την αναμενόμενη συμπεριφορά των αεροδυναμικών φορτίων με την αλλαγή ανηγμένης συχνότητας, μέσης γωνίας προσβολής, πλάτους ταλάντωσης και τα λοιπά.

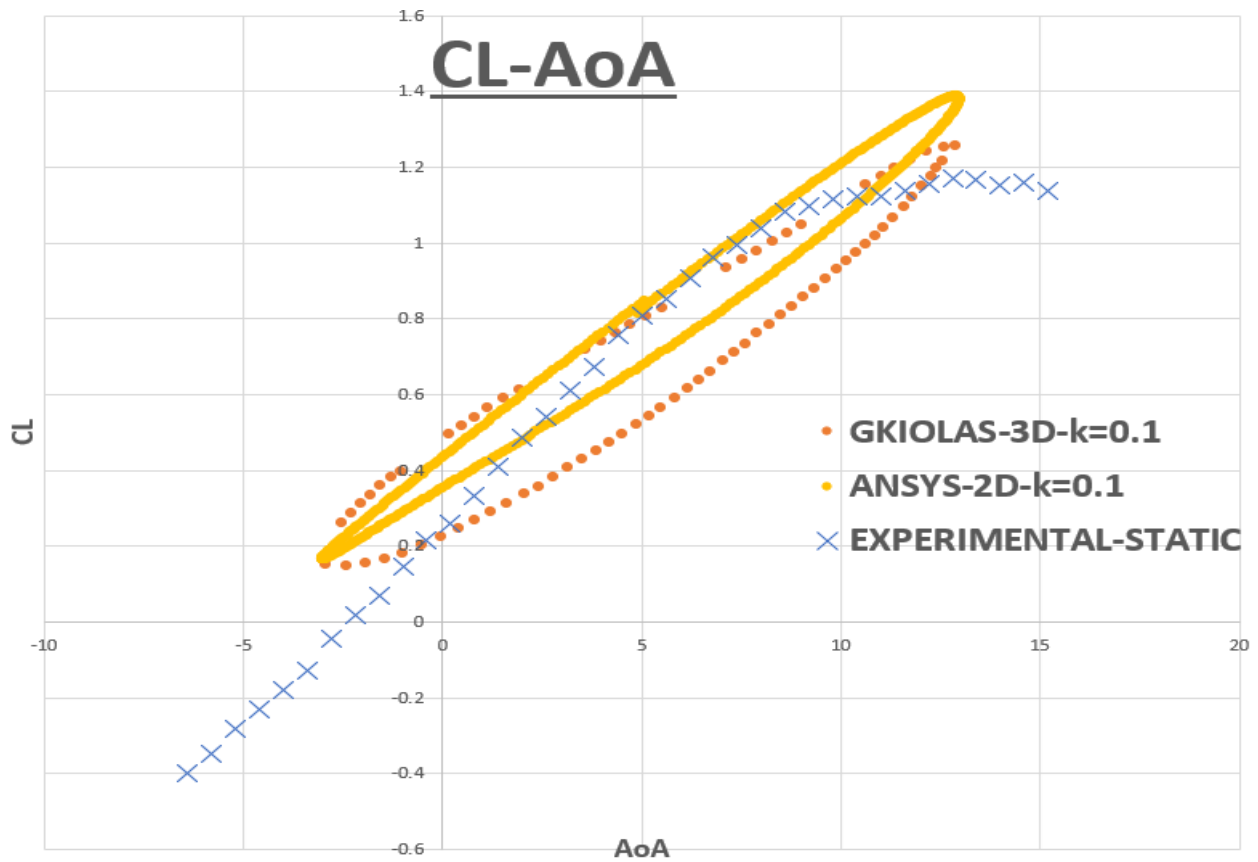
Όπως θα φανεί και από τα σχήματα που ακολουθούν, ποιοτικά τα αποτελέσματα του Ansys δείχνουν να ακολουθούν την αναμενόμενη συμπεριφορά. Στις ταλαντώσεις που εκτελούνται στην περιοχή προσκολλημένης ροής (μέση γωνία 0 και 5 μοίρες) εμφανίζουν τον αναμενόμενο ελλειπτικό ανθρωλογιακό βρόγχο, κατά τον οποίο οι συντελεστές ακολουθούν τις αντίστοιχες στατικές τιμές αλλά με χαμηλότερη τιμή κατά τη φάση ανόδου (*upstroke*) και με μεγαλύτερη κατά τη φάση της καθόδου (*downstroke*). Στις μεγαλύτερες μέσες γωνίες ταλάντωσης (10 και 15 μοίρες) η αποκόλληση της ροής επηρεάζει την συμπεριφορά των συντελεστών και μεταβάλλει τους βρόγχους. Η φάση της ανόδου και της καθόδου για τον συντελεστή άνωσης αναστρέφονται, δηλαδή η φορά της καμπύλης από ανθρωλογιακή γίνεται ωρολογιακή. Ο συντελεστής αεροδυναμικής ροπής επηρεάζεται έτσι ώστε δημιουργείται ωρολογιακός υπο-βρόγχος (15 μοίρες). Σε αυτή την περιοχή γωνιών (10 με 14 ή 18 και 15 με 19 ή 23 μοίρες) παρατηρείται υστέρηση κατά την φάση της ανόδου και οι τιμές της κάθε καμπύλης ξεπερνούν κατά πολύ τις αντίστοιχες τιμές της στατικής καμπύλης. Έπειτα λόγω της αποκόλλησης της ροής οι αντίστοιχες τιμές πέφτουν. Η επαναπροσκόλληση της ροής εμφανίζεται κατά τη διάρκεια της φάσης καθόδου μέχρι να αποκτήσουν ξανά οι συντελεστές την τιμή που είχαν στην αρχή της ταλάντωσης. Συνεπώς η συμπεριφορά της δυναμικής απώλειας στήριξης (*dynamic stall*) απεικονίζεται σωστά από τις καμπύλες. Πέρα από την δυναμική απώλεια στήριξης, τα σχήματα δίνουν τα αναμενόμενα ποιοτικά αποτελέσματα και με την αλλαγή της ανηγμένης συχνότητας k . Στην περιοχή που δεν υπάρχει αποκόλληση ροής (0 και 5 μοίρες μέσης γωνίας προσβολής) η κλίση της καμπύλης του συντελεστή άνωσης μικραίνει με την αύξηση της ανηγμένης συχνότητας. Για την μέση γωνία των 15 μοιρών η ταλάντωση με μεγαλύτερη ανηγμένη συχνότητα επιφέρει μεγαλύτερη μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης, καθώς όπως αποδείχθηκε στο πείραμα του *Gkiolas* [1], καθυστερείται η αποκόλληση της ροής. Στις υπόλοιπες γωνίες αυτή η μέγιστη τιμή δεν έχει μεγάλες διαφοροποιήσεις με την αλλαγή της ανηγμένης συχνότητας.



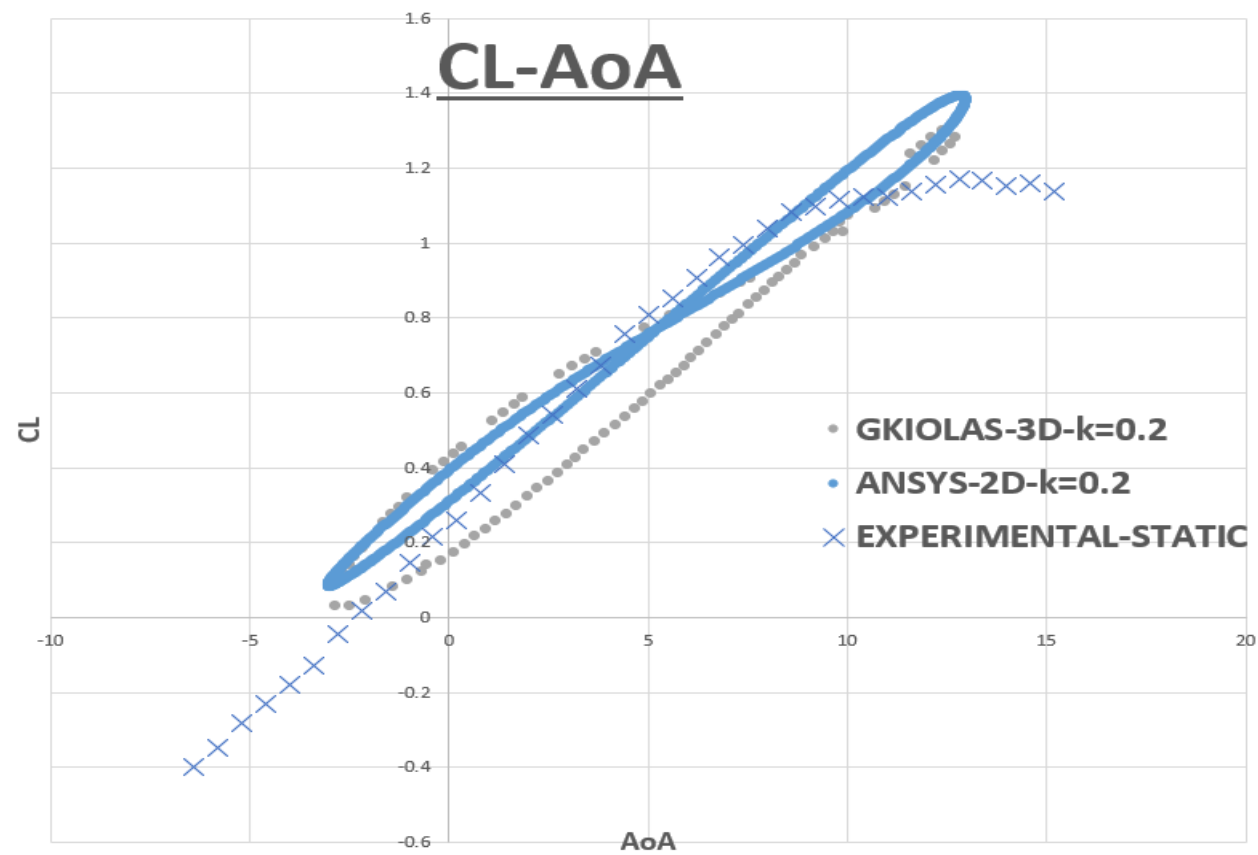
Σχήμα 25. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8\text{deg}$



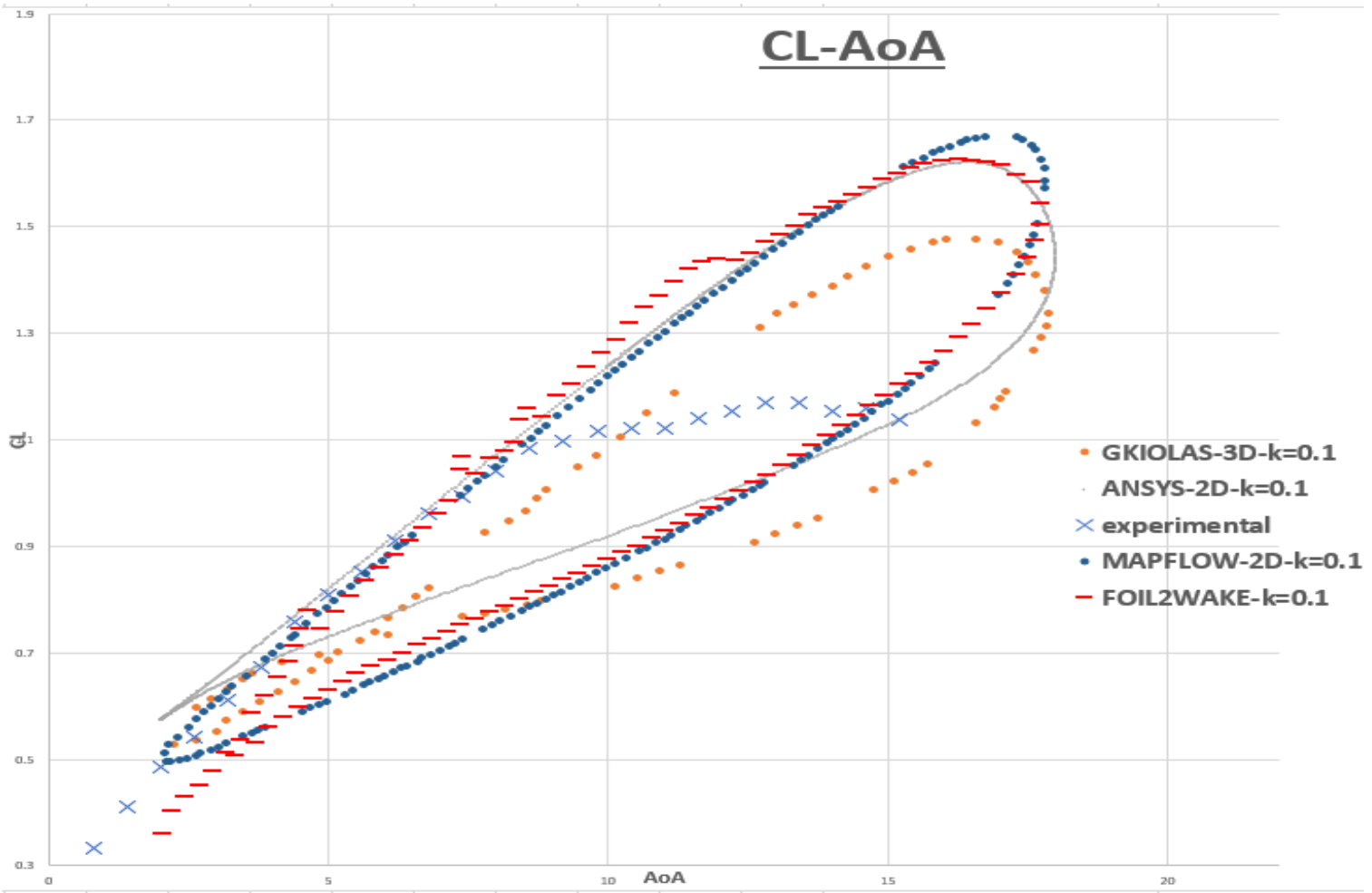
Σχήμα 26. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8\text{deg}$



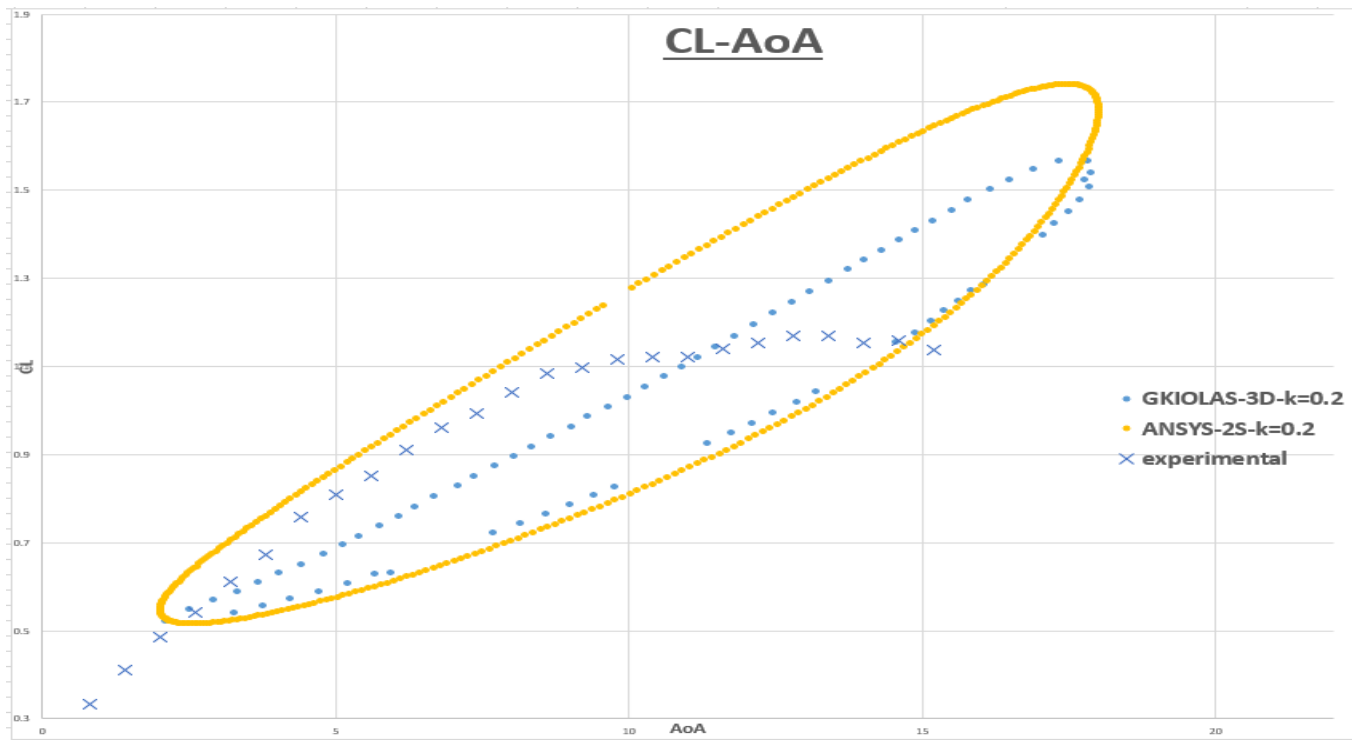
Σχήμα 27. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$



Σχήμα 28. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$

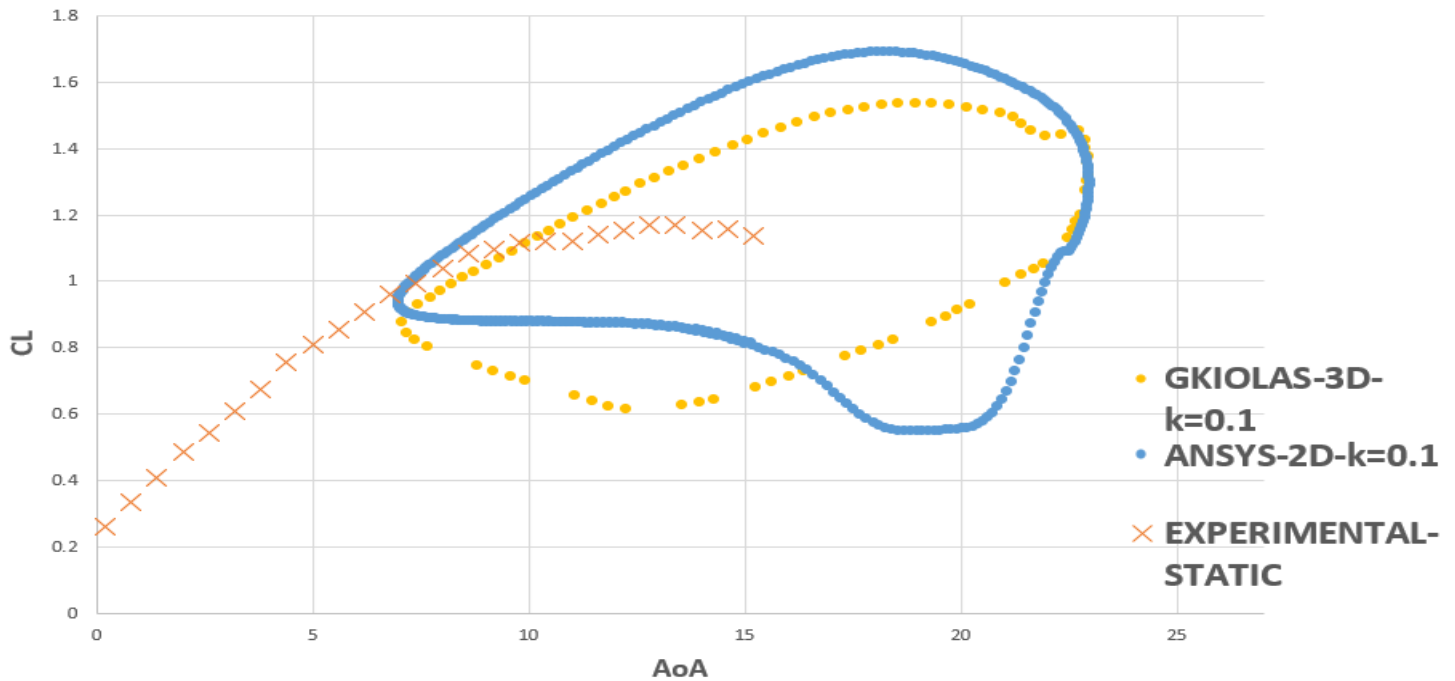


Σχήμα 29. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=8deg$



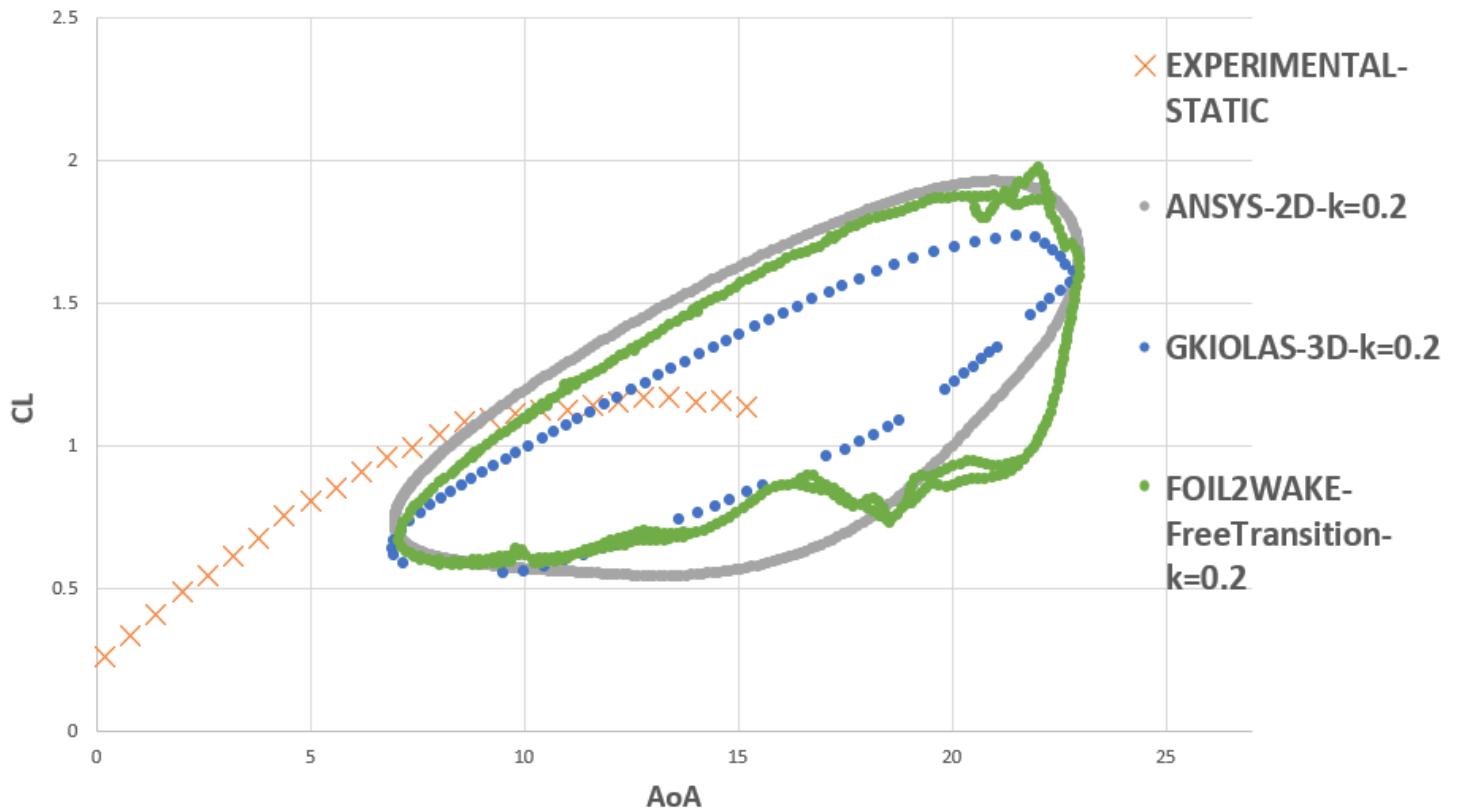
Σχήμα 30. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=8deg$

CL-AoA



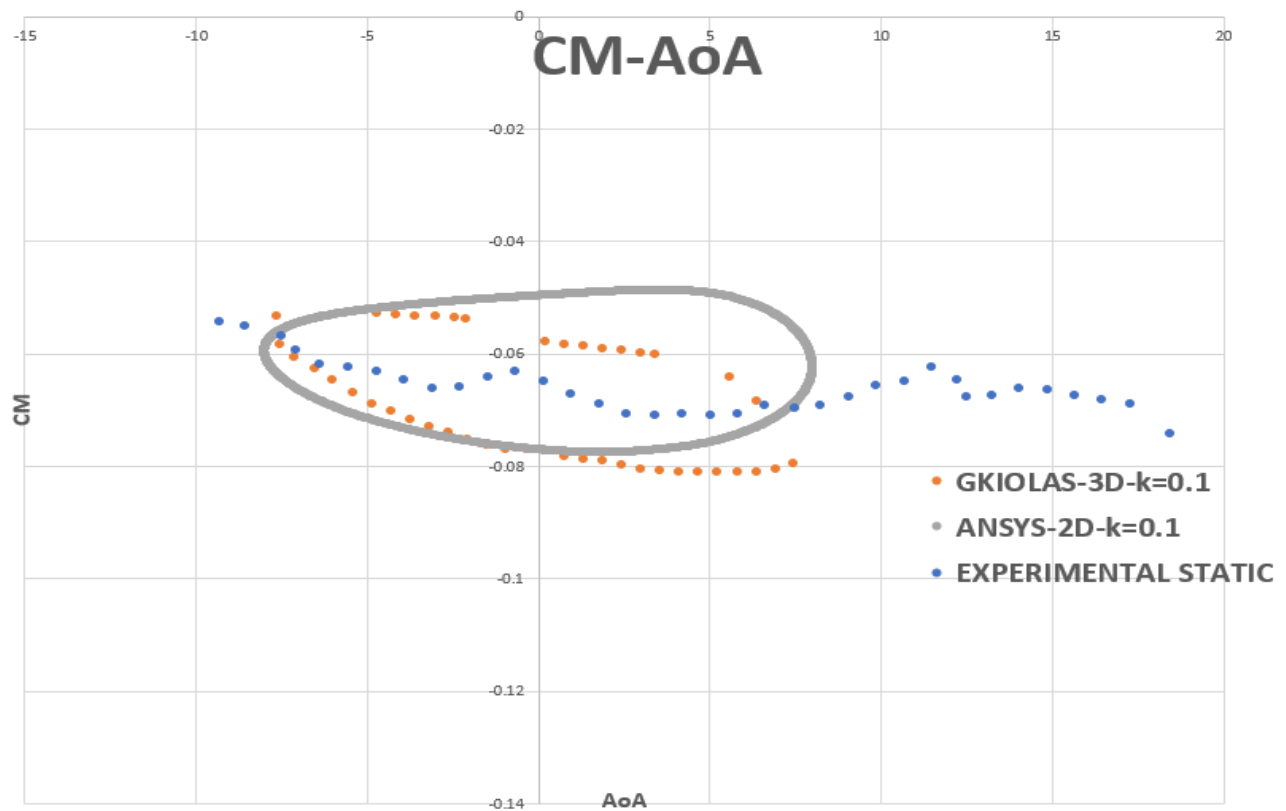
Σχήμα 31. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=8deg$

CL-AoA

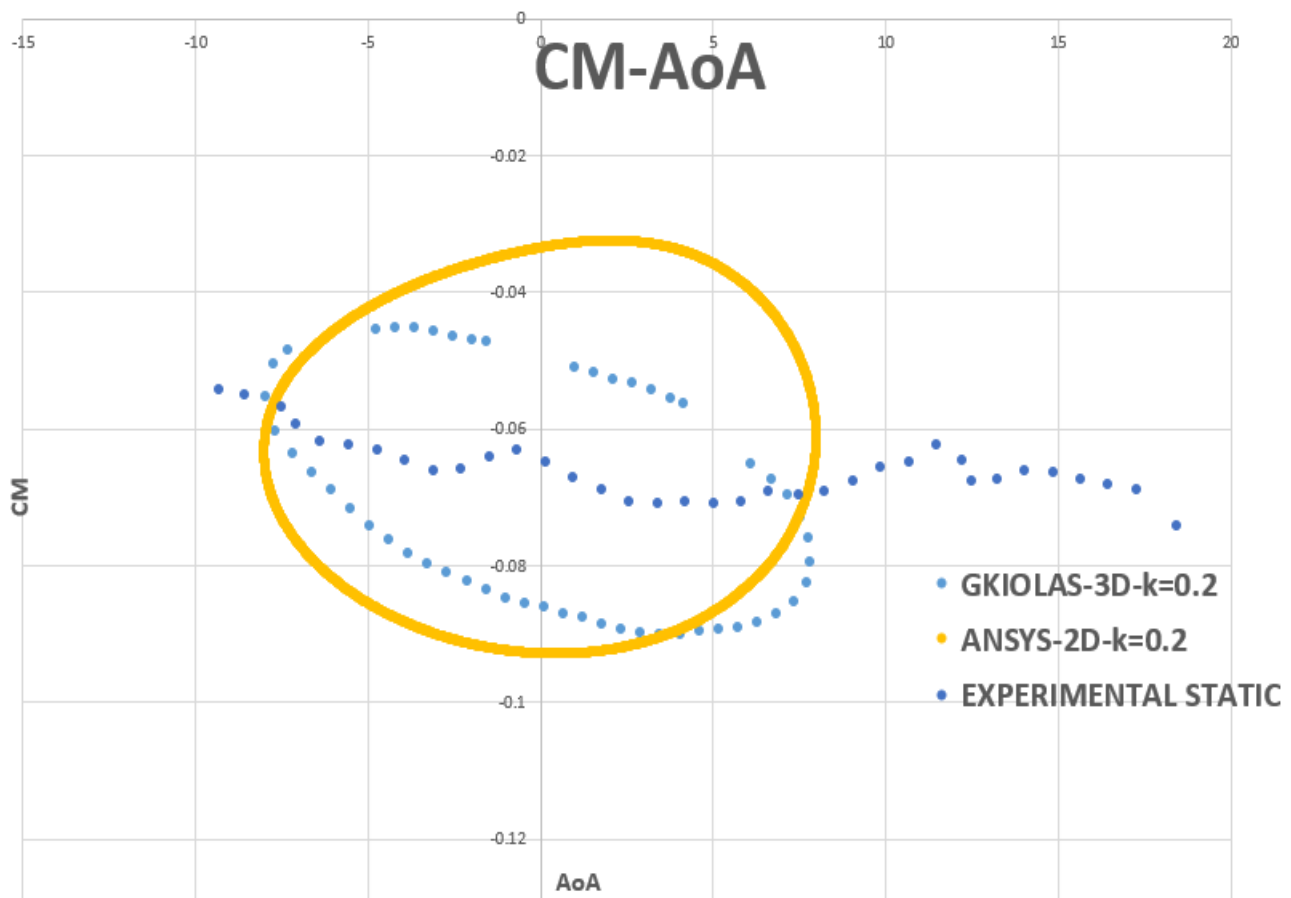


Σχήμα 32. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=8deg$

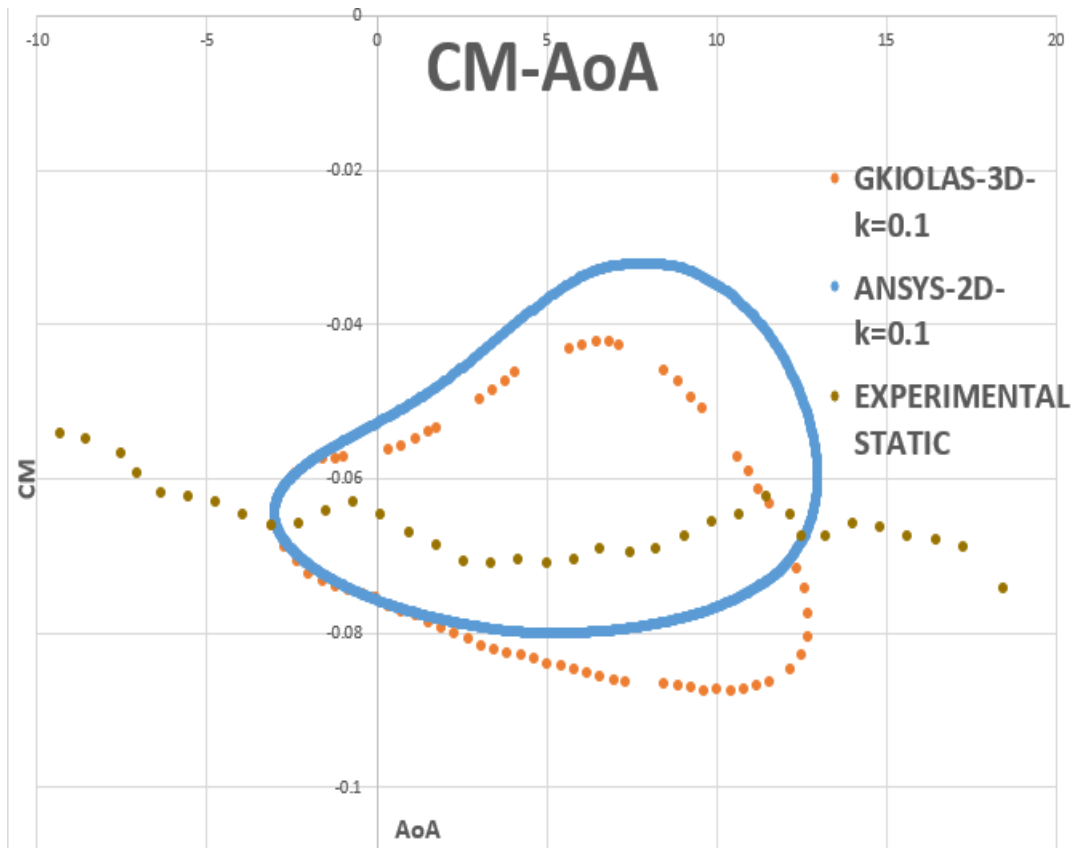
Ποσοτικά, παρατηρείται καλή σύμπτωση αποτελεσμάτων για όλες τις μέσες γωνίες προσβολής για τις ταλαντώσεις με πλάτος 8 μοίρες. Προβλέπεται σωστά για τις γωνίες 0, 5, 10 και 15 η μέγιστη και ελάχιστη τιμή του συντελεστή σε σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα, λαμβάνοντας υπόψη την διαφοροποίηση των καμπυλών ως προς τις διαστάσεις (2D και 3D). Η μικρή διαφορά που υπάρχει στις καμπύλες υπολογιστικών και πειραματικών δεδομένων για αυτές τις μέγιστες και ελάχιστες τιμές προσδίδεται σε τρισδιάστατα φαινόμενα και δεν καθιστούν τα αποτελέσματα του ANSYS λανθασμένα. Στην μεγαλύτερη ανηγμένη συχνότητα, για την μέση γωνία των 0 μοιρών, ο βρόγχος προβλέπεται αρκετά στενός σε σχέση με τον αντίστοιχο από τα πειραματικά δεδομένα, πράγμα που δείχνει ότι τα αεροδυναμικά φορτία προβλέφθηκε να ανταποκρίνονταν πολύ πιο γρήγορα στην αλλαγή της γωνίας της αεροτομής από ότι συνέβη στο πείραμα. Στην μέση γωνία 5 μοιρών στην μεγάλη ανηγμένη συχνότητα παρατηρείται στα πειραματικά δεδομένα αναδίπλωση του βρόγχου όταν η αεροτομή βρίσκεται στις 10 μοίρες κατά την επαναφορά της στην θέση ισορροπίας. Η καμπύλη του CFD καταφέρνει να απεικονίσει αυτή την συμπεριφορά του συντελεστή αλλά την εμφανίζει 4 μοίρες αργότερα, δηλαδή όταν η αεροτομή βρίσκεται στις 6 μοίρες. Στην καμπύλη για την μέση γωνία 10 μοιρών για τη μικρή συχνότητα, παρατηρείται το ίδιο, με την αναδίπλωση του βρόγχου των πειραματικών δεδομένων να συμβαίνει στις 6 μοίρες στο πείραμα ενώ το ANSYS να την προβλέπει στις 2 μοίρες περίπου, ξανά με 4 μοίρες διαφορά. Στην ίδια γωνία, για την ίδια ανηγμένη συχνότητα $k=0.1$, παρουσιάζονται και οι καμπύλες του Mapflow και Foil2wake. Το Ansys υπερεκτιμά τον συντελεστή κατά την διάρκεια και των δύο φάσεων καθώς επίσης και την μέγιστη και ελάχιστη τιμή του συντελεστή. Την ίδια υπερεκτίμηση στο $CL(max)$ κάνει και το Foil2wake ενώ το MAPFLOW προσβλέπει ακόμα μεγαλύτερη μέγιστη τιμή συντελεστή άνωσης. Η ελάχιστη τιμή του συντελεστή προβλέπεται σωστά μόνο από το Mapflow ενώ το Ansys την υπερεκτιμά ελαφρώς με το Foil2wake να την υποεκτιμά κατά πολύ. Στο μεγαλύτερο μέρος της φάσης ανόδου ωστόσο και τα τρία μοντέλα ταυτίζονται ως προς την κλίση και την τιμή του συντελεστή άνωσης. Συγκριτικά με τον πειραματικό και οι 3 βρόγχοι των κωδικών Cfd έχουν μεγαλύτερη κλίση, με την καμπύλη που παράχθηκε από το Ansys να έχει την πιο κοντινή από τις τρεις. Για την ίδια μέση γωνία των 10 μοιρών αλλά για την μεγαλύτερη ανηγμένη συχνότητα του $k=0.2$ το ANSYS προβλέπει σωστά την μέγιστη (λαμβάνοντας υπόψη τη διαφορά του αριθμού διαστάσεων των δύο καμπυλών) και ελάχιστη τιμή του συντελεστή ενώ καθόλη τη φάση ανόδου φαίνεται το ANSYS να υπολογίζει αρκετά μεγαλύτερη τιμή στο συντελεστή άνωσης. Για την μέση γωνία των 15 μοιρών παρατηρείται διαφοροποίηση στην μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης και για τις δύο ανηγμένες συχνότητες ενώ η ελάχιστη προβλέπεται σωστά, και για τις δύο συχνότητες. Για την μεγαλύτερη συχνότητα, δηλαδή για $k=0.2$, διαθέσιμα είναι και τα δεδομένα που προκύπτουν από το Foil2wake. Και οι δύο κώδικες προβλέπουν πιο απότομη πτώση του συντελεστή άνωσης κατά την έναρξη της φάσης καθόδου, και συνεπώς σχηματίζουν και πιο ανοικτούς βρόγχους, συμπεριφορά που έχει παρατηρηθεί και σε άλλες μελέτες ότι συμβαίνει από δισδιάστατους κώδικες Cfd. Διαφοροποίηση σε σχέση με τα πειραματικά παρουσιάζεται και στην φάση της ανόδου. Τελικά φαίνεται πως ο κώδικας Foil2wake προσεγγίζει καλύτερα τα πειραματικά αποτελέσματα. Ωστόσο τα αποτελέσματα που δίνει το Foil2wake είναι πολύ κοντά σε αυτά του ANSYS με εξαίρεση την περιοχή 11 με 22 μοίρες κατά την καθοδική φάση.



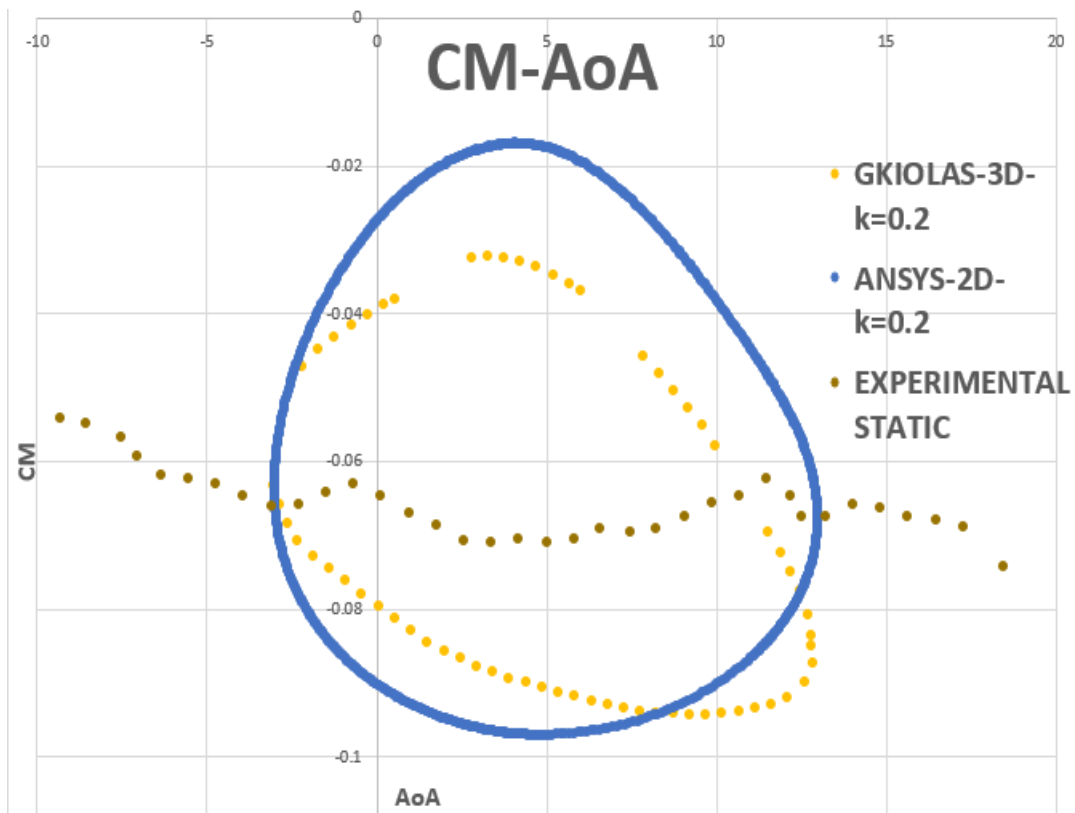
Σχήμα 33. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8deg$



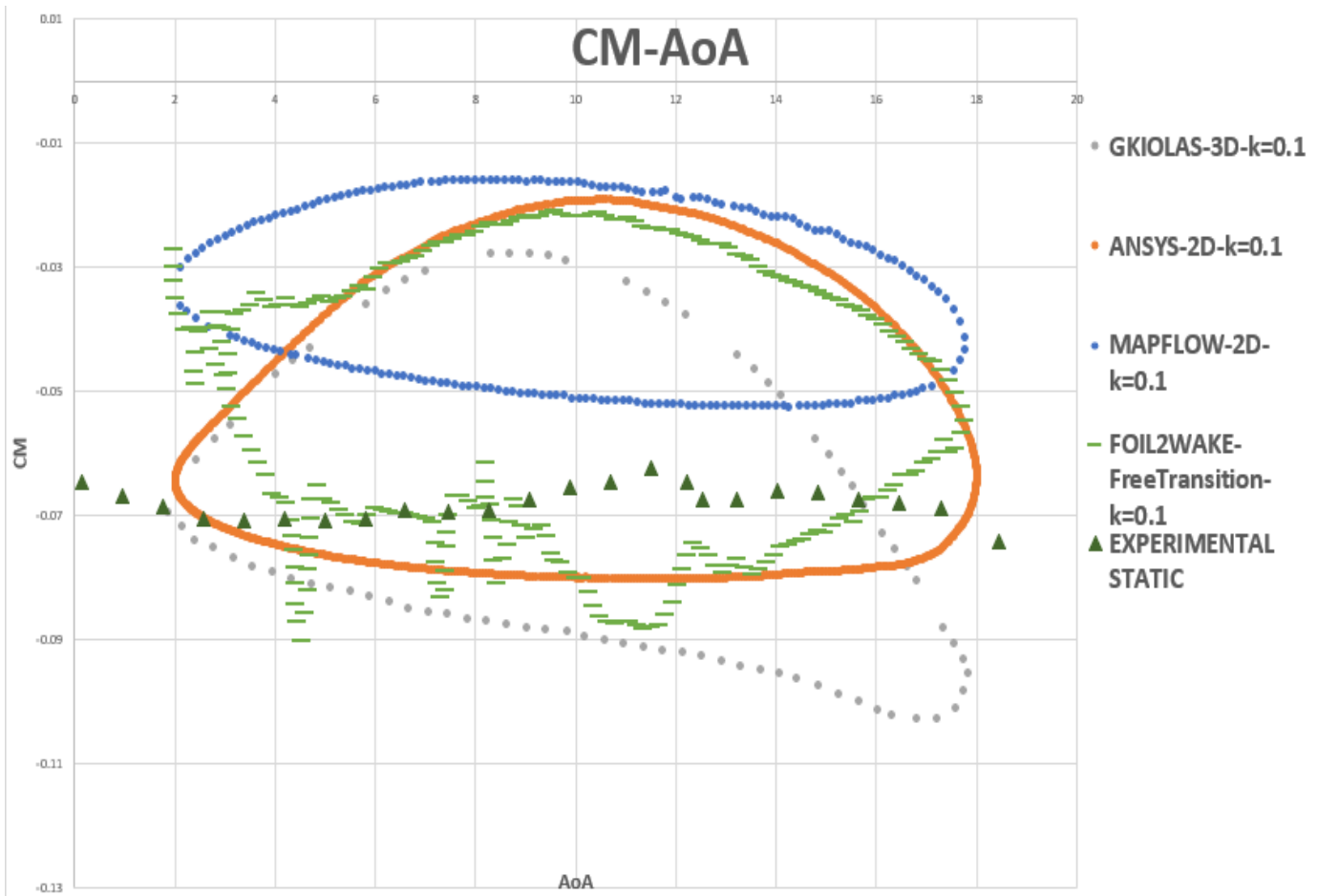
Σχήμα 34. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=8deg$



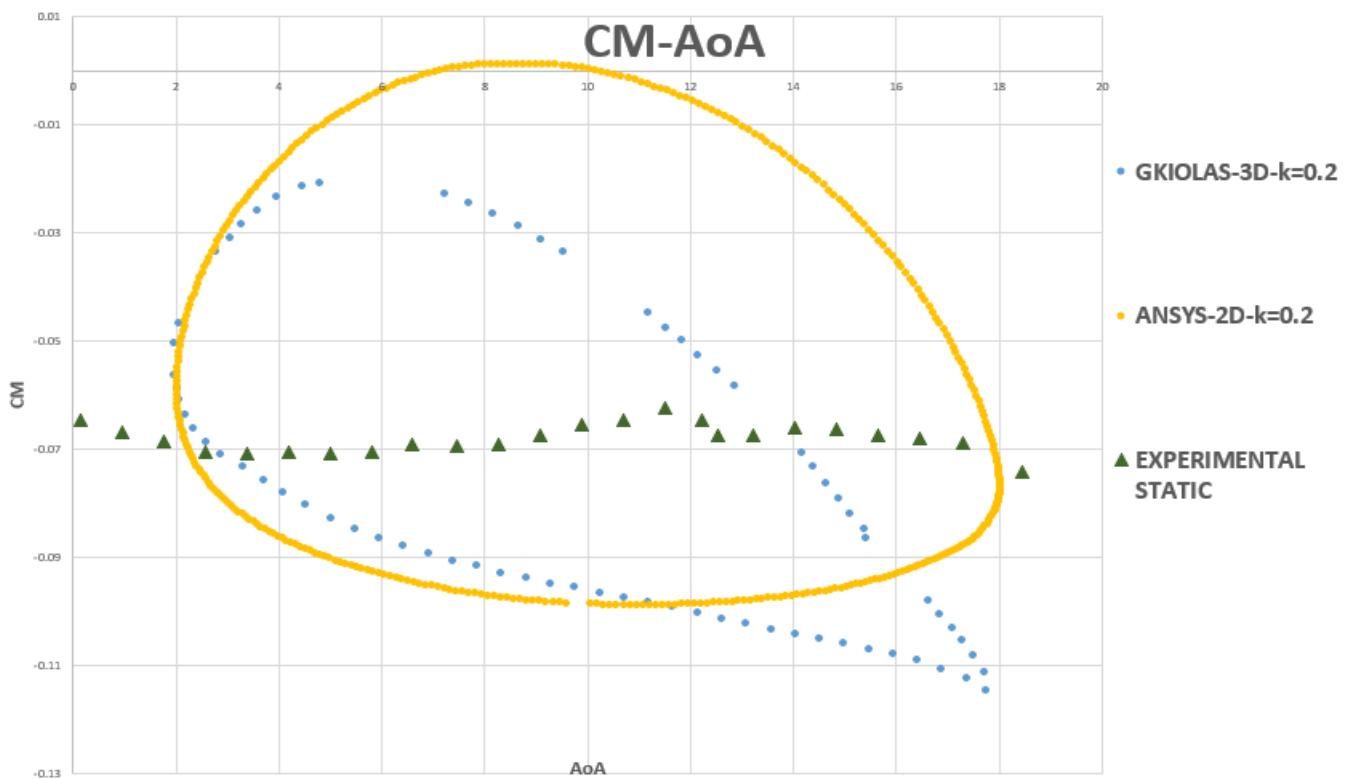
Σχήμα 35. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$



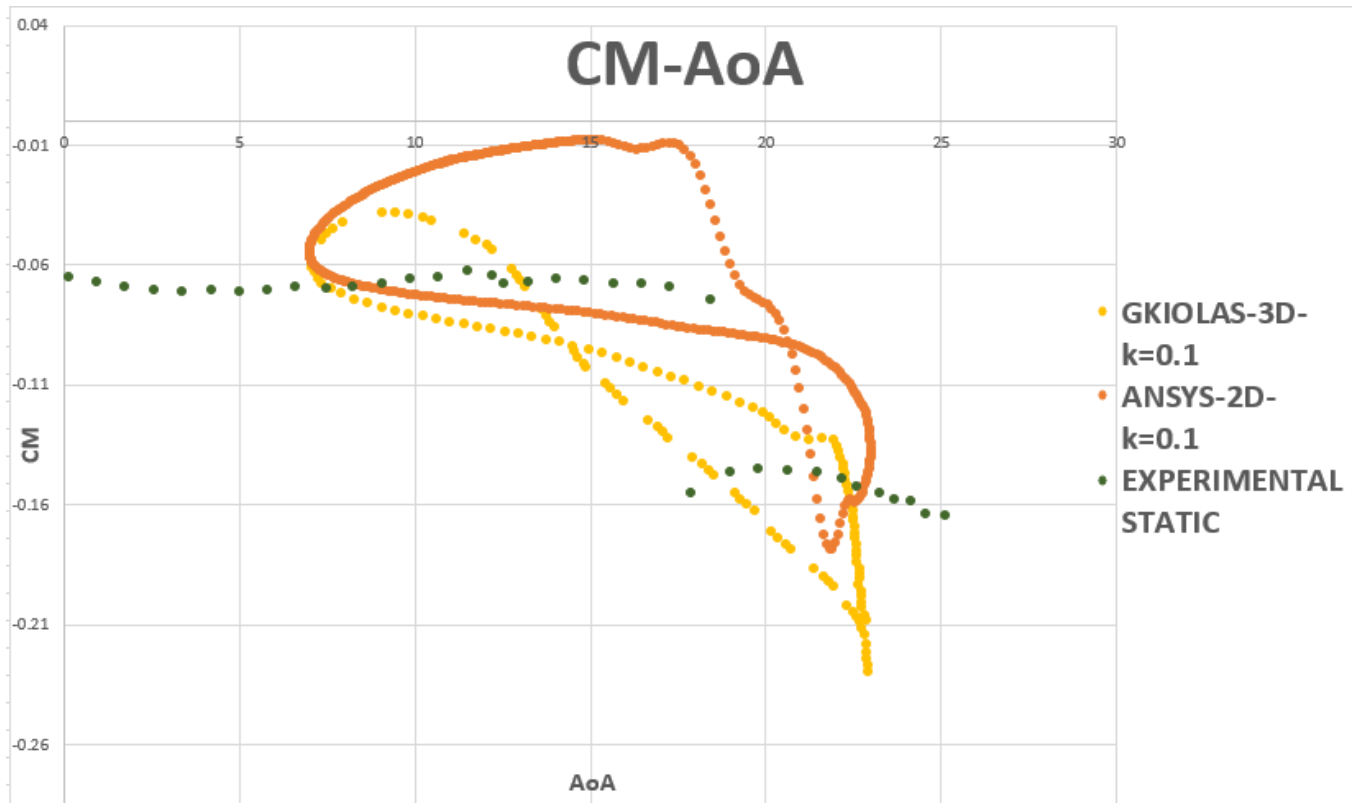
Σχήμα 36. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής -Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=8\text{deg}$



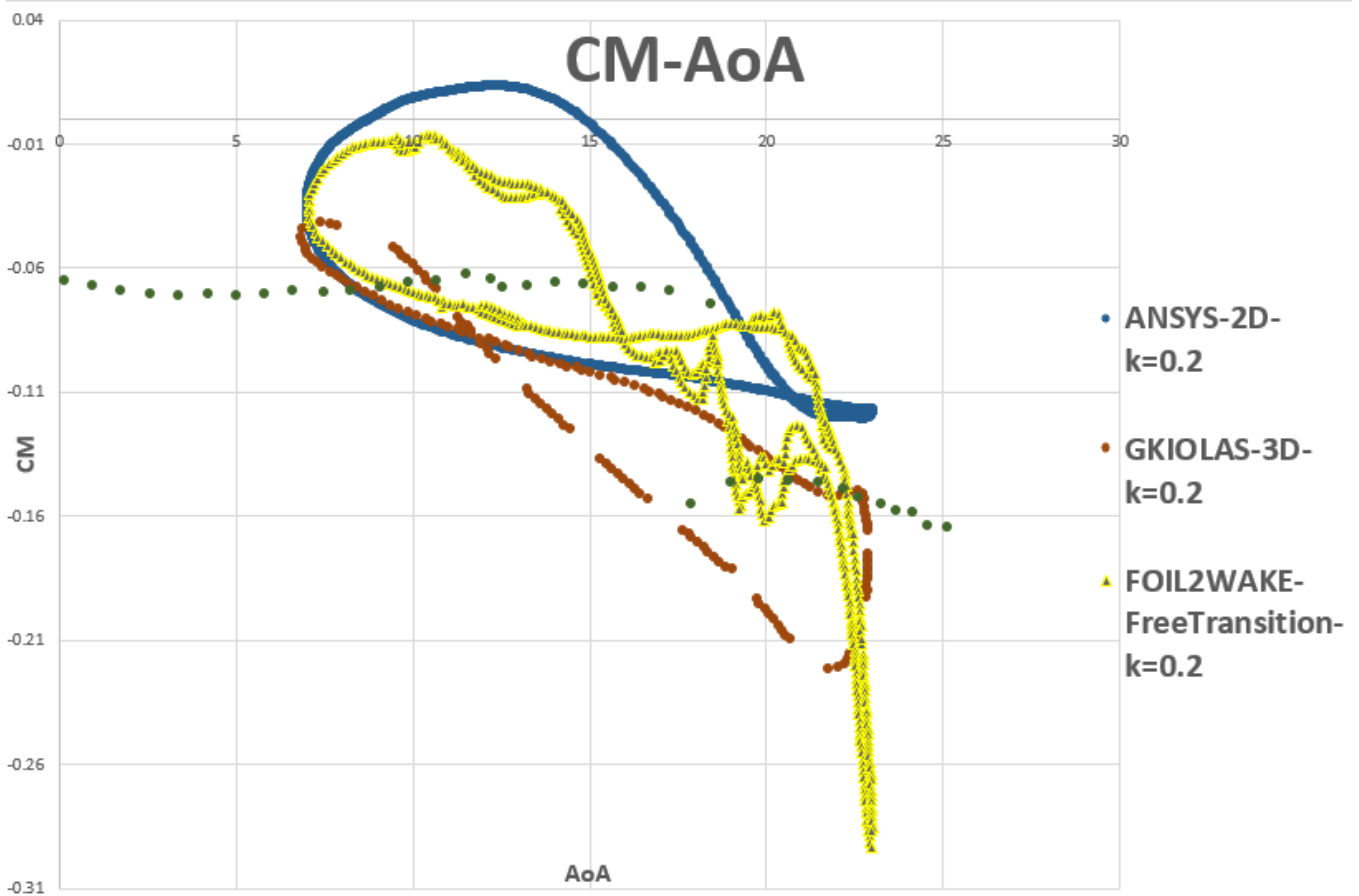
Σχήμα 37. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=8\text{deg}$



Σχήμα 38. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=8\text{deg}$

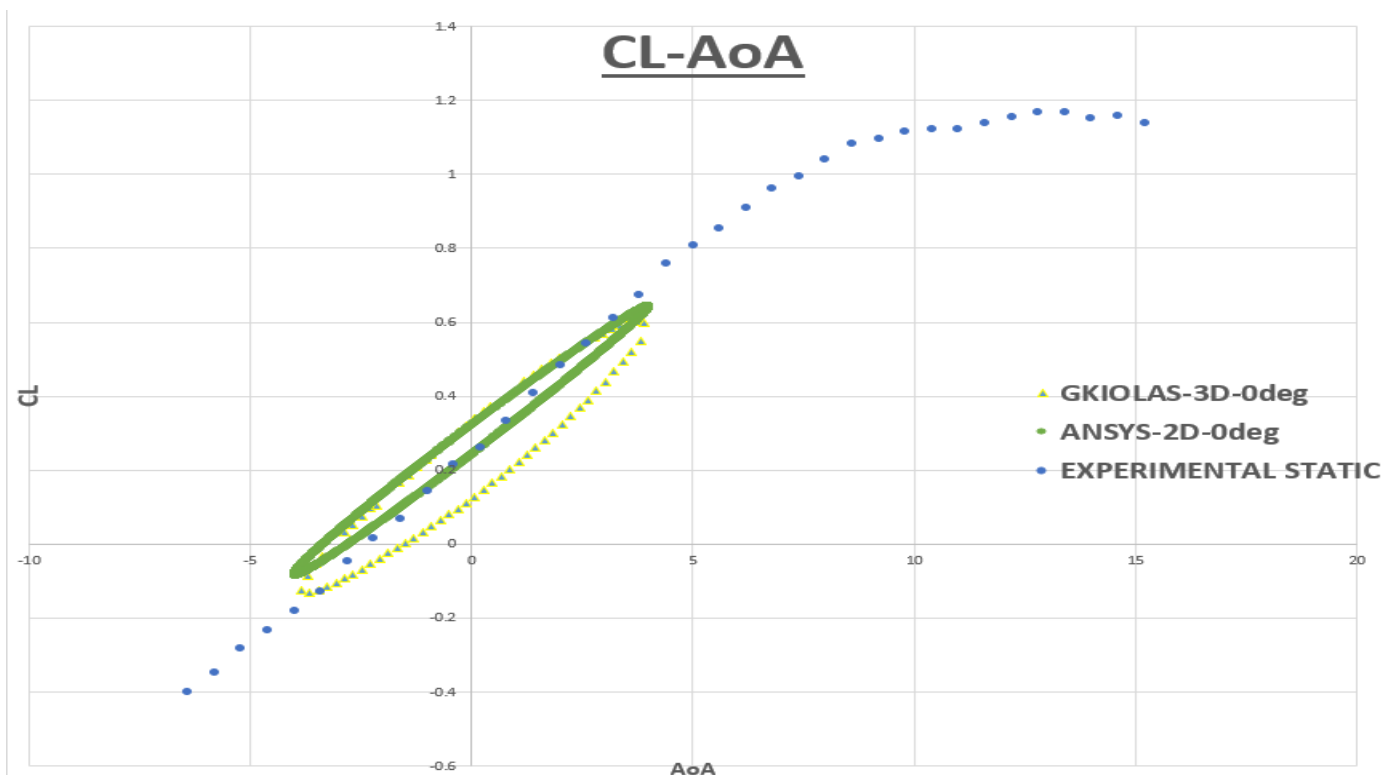


Σχήμα 39. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=8deg$

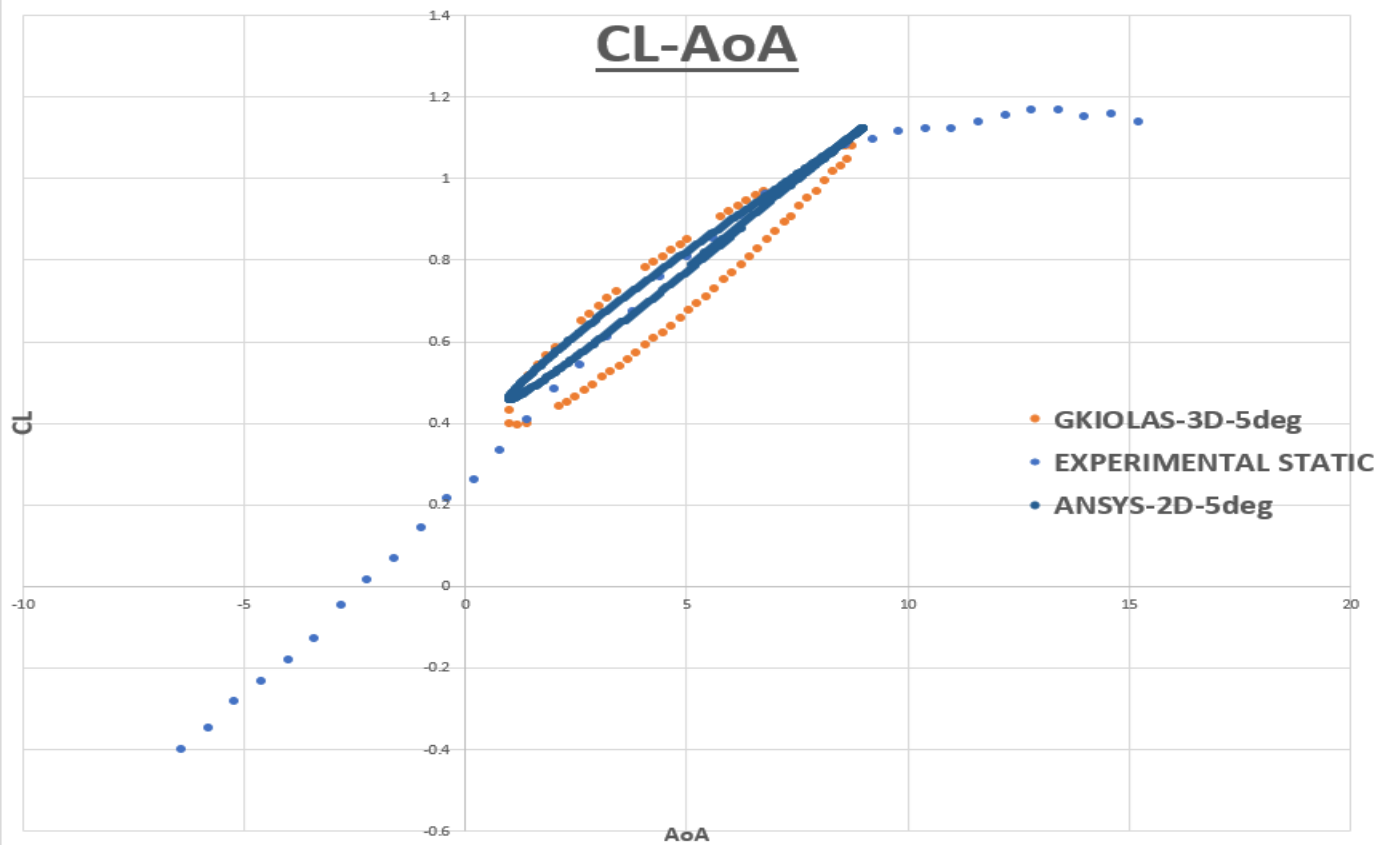


Σχήμα 40. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.2$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=8deg$

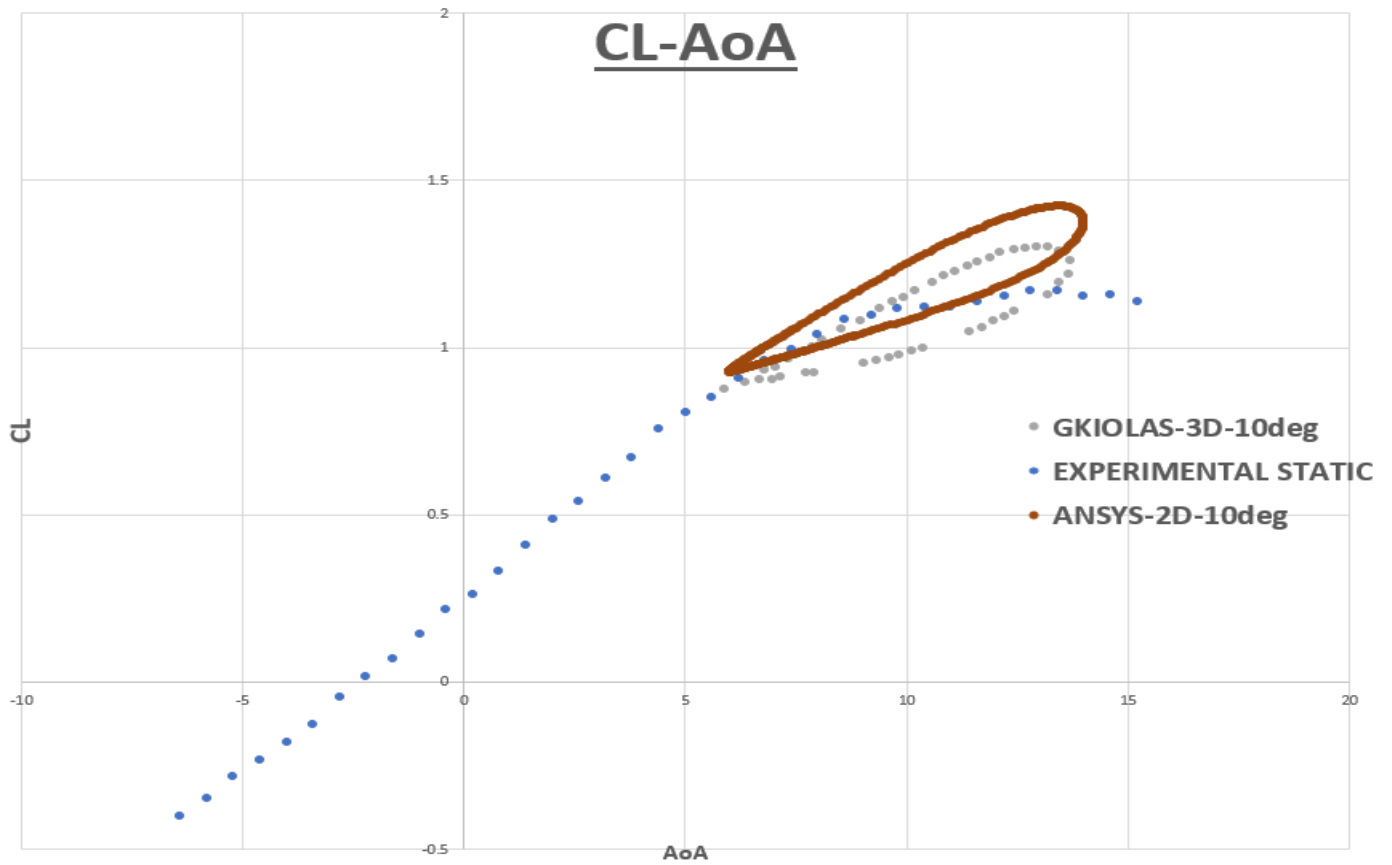
Η μέτρηση του συντελεστή αεροδυναμικής ροπής και στο ANSYS και στο τρισδιάστατο πείραμα έγινε γύρω από το 35% της χορδής, μετρώντας από το χείλος προσβολής. Τα αποτελέσματα για τον συντελεστή αεροδυναμικής ροπής εμφανίζουν και αυτά πολύ καλή συμπεριφορά σε σύγκριση με τα πειραματικά. Η γενική εικόνα είναι ότι ο συντελεστής ροπής που προκύπτει από το Ansys δεν παρουσιάζει την 'μύτη' προς τα αρνητικά, δηλαδή την τάση της καμπύλης να παίρνει αρνητικότερες τιμές κατά την φάση ανόδου και καθόδου κοντά στο μέγιστο θετικό πλάτος. Στη μέση γωνία 0 μοιρών για την ανοιγμένη συχνότητα $k=0.1$ υπάρχει ταύτιση αποτελεσμάτων με εξαίρεση την περιοχή 5 με 8 μοίρες όπου το Ansys υπερεκτιμά σε απόλυτη τιμή τον συντελεστή. Για $k=0.2$ παρατηρείται ένας πιο ανοιχτός βρόγχος σε σύγκριση με τον πιο στενών των πειραματικών δεδομένων. Η ίδια συμπεριφορά παρατηρείται και στις 5 μοίρες μέσης γωνίας προσβολής, δηλαδή για $k=0.1$ η καμπύλη του Ansys υπερεκτιμά τον συντελεστή σε απόλυτη τιμή ενώ για $k=0.2$ ο βρόγχος είναι πιο ανοικτός από τα δεδομένα για το φτερό. Στις 10 μοίρες η τάση είναι η ίδια και για τις δύο ανοιγμένες συχνότητες ξανά. Αυτή τη φορά όμως για την ανοιγμένη συχνότητα $k=0.1$ παρουσιάζονται και οι βρόγχοι που προκύπτουν από το Marflow και το Foil2wake. Φαίνεται ξεκάθαρα ότι το ANSYS σε σύγκριση με το Marflow, παρουσιάζει αποτελέσματα που προσεγγίζουν πολύ καλύτερα τα πειραματικά αποτελέσματα. Σε σύγκριση με το FOIL2WAKE μπορεί εύλογα να θεωρηθεί ότι η πρόγνωση του συντελεστή στο τέλος και στην αρχή κάθε φάσης συμβαίνει πολύ καλύτερα. Φαίνεται συνεπώς ότι οι πάγιες αποκλίσεις που προκύπτουν στις δύο ανηγμένες συχνότητες, τις οποίες ανέφερα για κάθε γωνία, όχι απλώς δεν εμφανίζονται μόνο στον CFD κώδικα του ANSYS αλλά εμφανίζονται σε όλες τις καμπύλες και η καμπύλη του Fluent εμφανίζει τις μικρότερες αποκλίσεις από το πείραμα. Στις 15 μοίρες μέσης γωνίας για την μικρότερη ανηγμενη συχνότητα ($k=0.1$) η αναδίπλωση του βρόγχου που συμβαίνει στις 15 μοίρες προβλέπεται από το μοντέλο στις 21 μοίρες. Για την ανοιγμένη συχνότητα $k=0.2$ είναι διαθέσιμα και τα αποτελέσματα που Foil2wake. Φαίνεται ότι το Ansys αδυνατεί να προσομοιώσει τα πειραματικά αποτελέσματα με εξαίρεση το πρώτο μισό τη φάσης ανόδου. Το Foil2wake αντιθέτως προσεγγίζει πολύ καλύτερα την πειραματική καμπύλη με σημαντικότερη απόκλιση την κατά πολύ αρνητικότερη αεροδυναμική ροπή στην αρχική φάση της καθόδου.



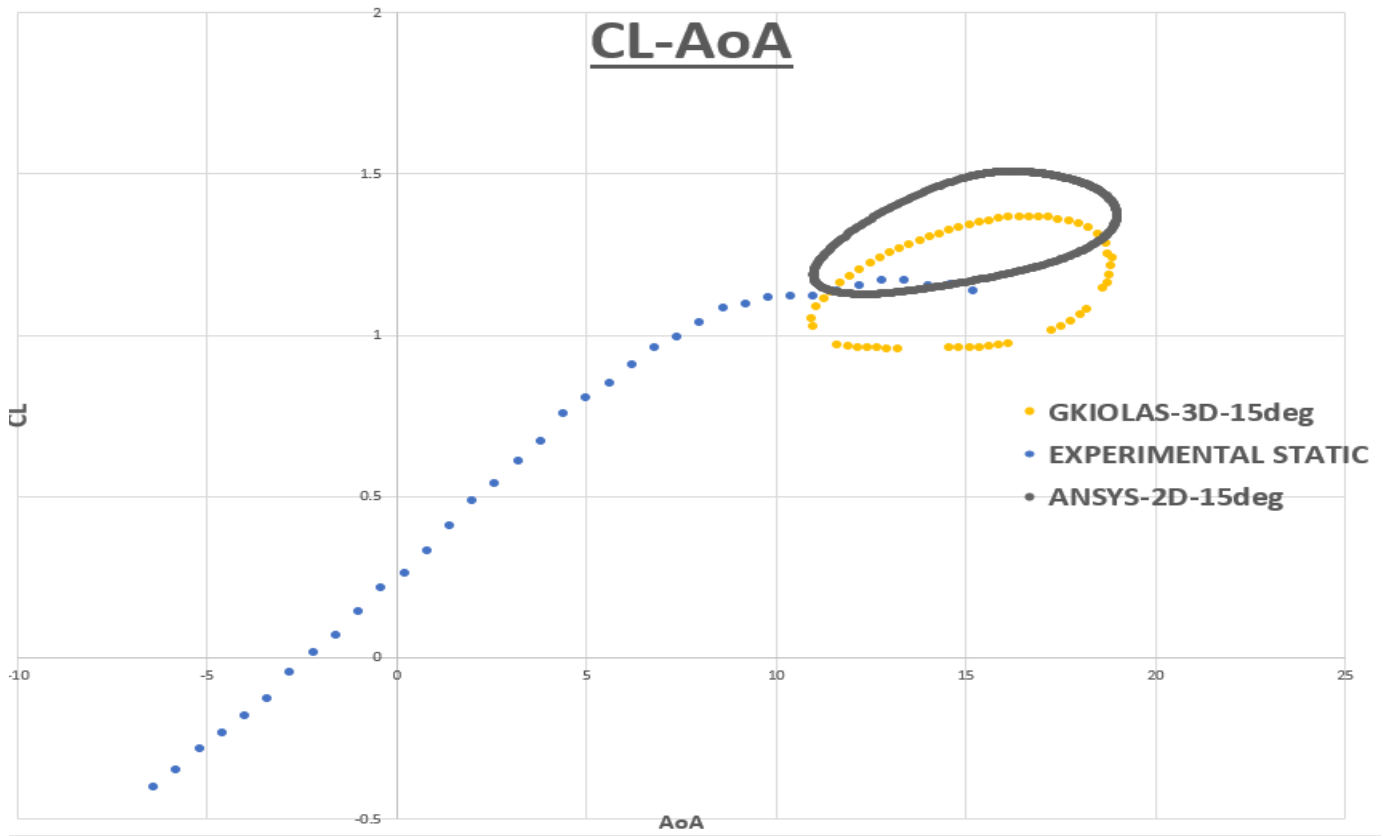
Σχήμα 41. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=4\text{deg}$



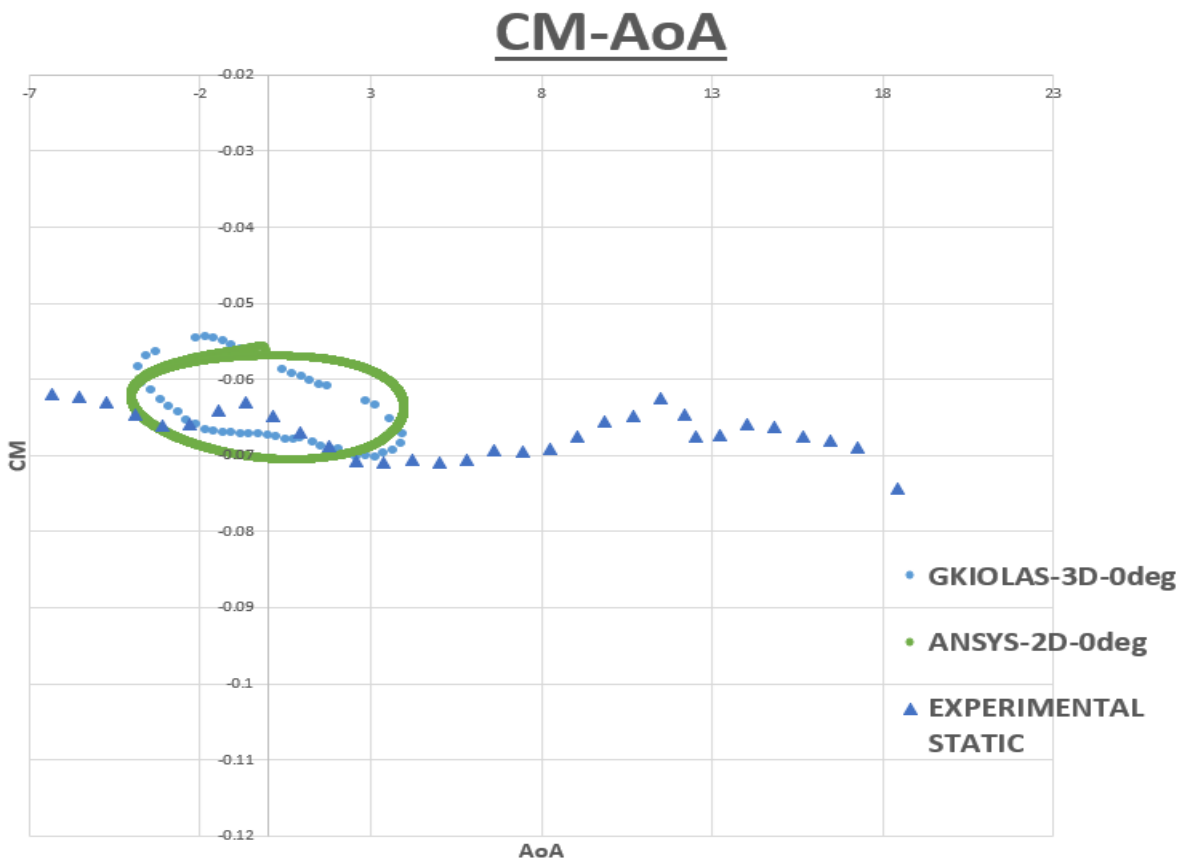
Σχήμα 42. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=4deg$



Σχήμα 43. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=4deg$

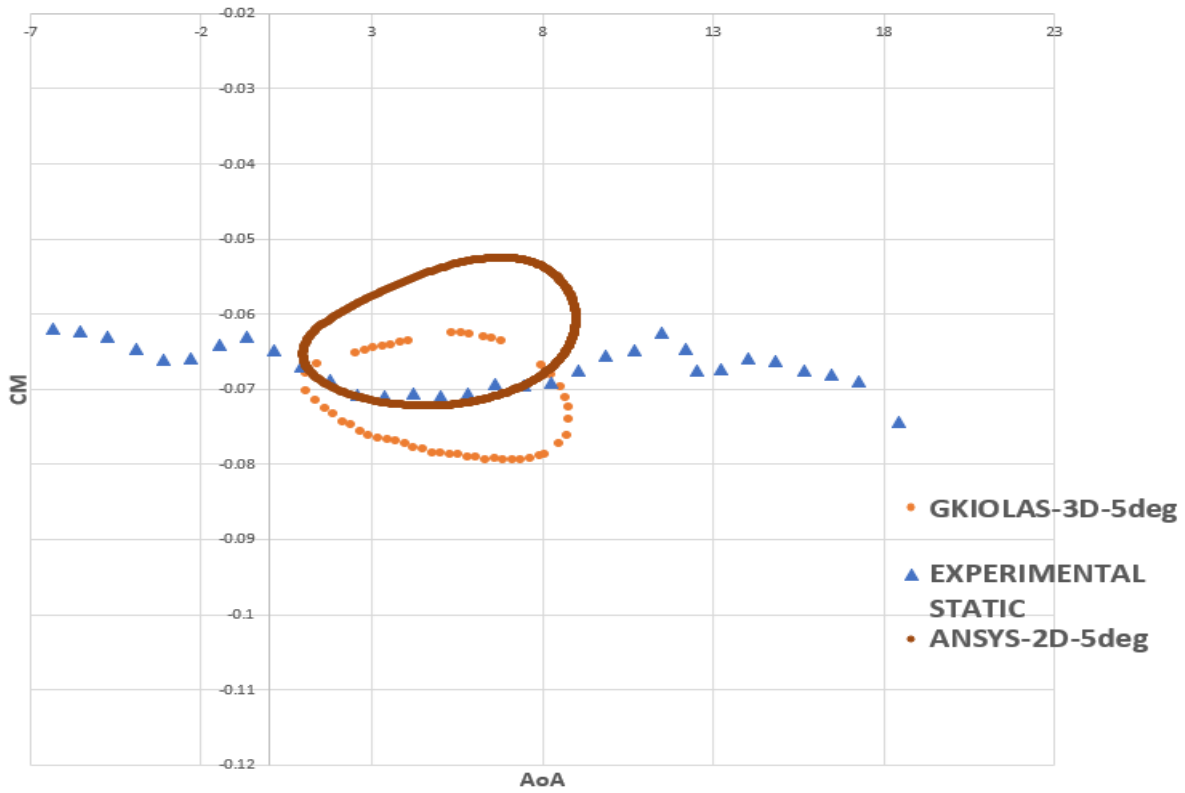


Σχήμα 44. Συντελεστής άνωσης-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=4deg$



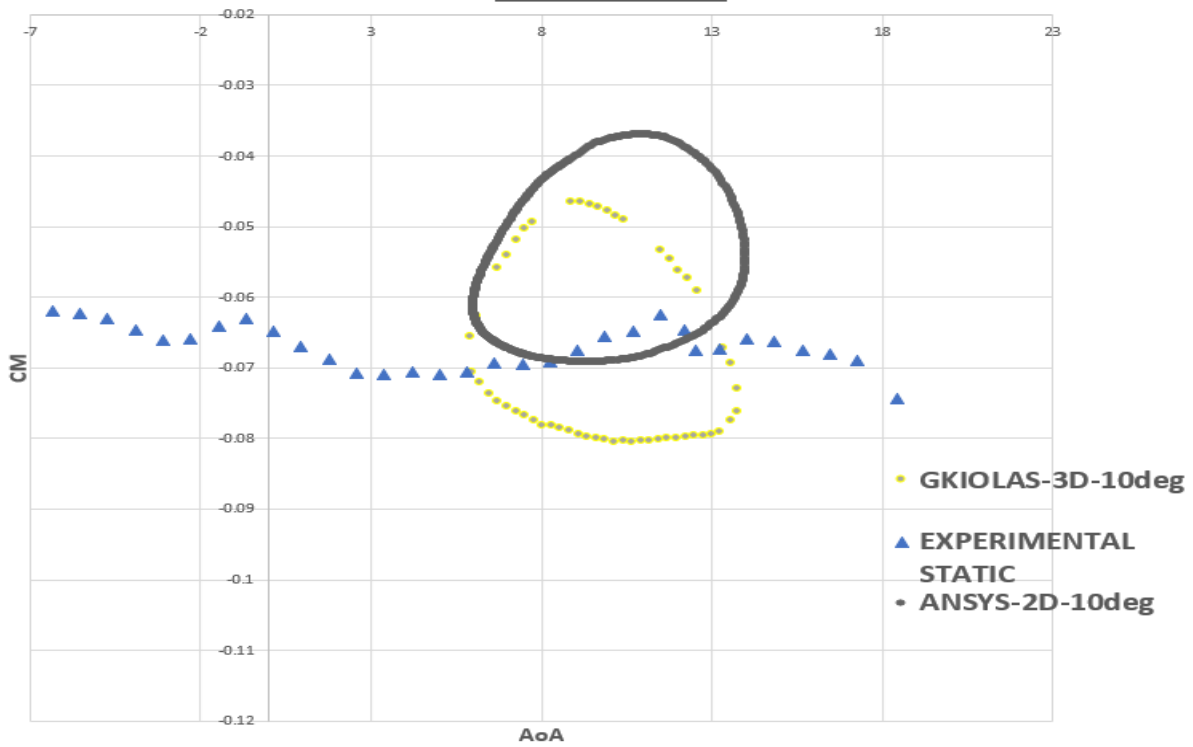
Σχήμα 45. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=0$ $Var=4deg$

CM-AoA



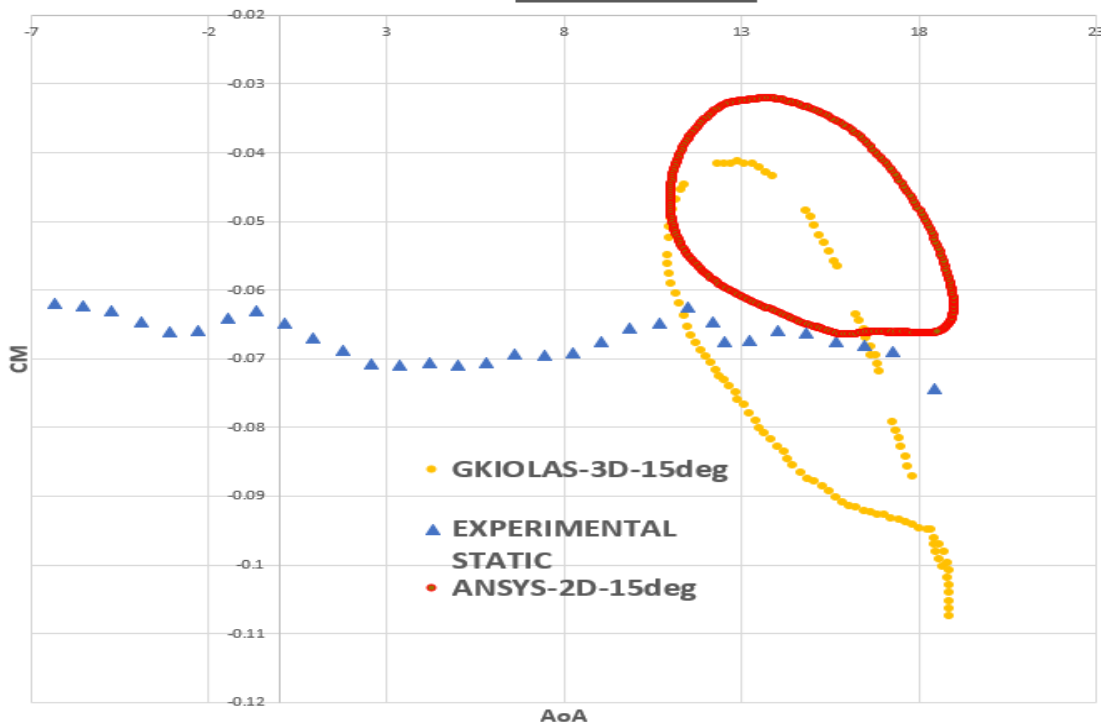
Σχήμα 46. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=5$ $Var=4\text{deg}$

CM-AoA



Σχήμα 47. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=10$ $Var=4\text{deg}$

CM-AoA



Σχήμα 48. Συντελεστής Αεροδ. Ροπής-Γωνία προσβολής, $k=0.1$, $AoA(\text{mean})=15$ $Var=4\text{deg}$

Στα από πάνω σχήματα απεικονίζονται οι βρόγχοι ταλάντωσης για τους ίδιους συντελεστές, για τις ίδιες μέσες γωνίες προσβολής, με ανηγμένη συχνότητα μόνο $k=0.1$ αλλά αυτή τη φορά με πλάτος ταλάντωσης ίσο με 4 μοίρες και όχι 8 μοίρες. Οι βρόγχοι των ταλαντώσεων με πλάτος 4 μοίρες συγκριτικά με αυτές με πλάτος 8 μοίρες παρουσιάζουν την αναμενόμενη συμπεριφορά. Αρχικά για την ίδια μέση γωνία ο συντελεστής άνωσης έχει μικρότερη μέγιστη τιμή και μεγαλύτερη ελάχιστη τιμή. Στην ταλάντωση με πλάτος 4 μοίρες για $k=0.1$ δεν παρατηρείται καμία αναδίπλωση του βρόγχου σε αντίθεση με την ταλάντωση με 8 μοίρες πλάτος όπου παρατηρείται όταν η μέση γωνία προσβολής είναι 10 μοίρες. Η μοντελοποίησή μου μοιάζει να συμπεριφέρεται με μεγαλύτερη απόκλιση σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα για την ταλάντωση με πλάτος 4 μοίρες αντί για τις 8 μοίρες. Για τον συντελεστή άνωσης στις 10 και 15 μοίρες αρχικής γωνίας υπάρχει μία υπερεκτίμηση της τιμής του για όλο τον βρόγχο, και όχι μόνο για την μέγιστη τιμή όπως στην ταλάντωση με πλάτος 8 μοιρών. Για τις 0 και 5 μοίρες στον συντελεστή άνωσης παρατηρείται πάλι η στενότερη καμπύλη σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Στον συντελεστή αεροδυναμικής ροπής εξακολουθεί να παρατηρείται η ίδια αδυναμία που υπήρχε και όταν το πλάτος ήταν 8 μοίρες, δηλαδή η υπερεκτίμηση της τιμής του συντελεστή στις γωνίες προσβολής που πλησιάζουν το θετικό πλάτος ταλάντωσης.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5

5.1 Ελεύθερη Ταλάντωση - Αεροελαστικό πρόβλημα

Σε αυτό το κεφάλαιο μελετάται μία διαφορετικού τύπου ταλάντωση της αεροτομής από ότι στο κεφάλαιο 4. η ταλάντωση σε αυτό το κεφάλαιο δεν είναι εξαναγκασμένη, αλλά είναι ελεύθερη. Για να συμβεί αυτό θα τεθεί η αεροτομή σε κατάσταση Dynamic Stall και θα τοποθετηθούν στην αεροτομή ελατήρια. Πιο συγκεκριμένα αυτά τα ελατήρια θα είναι ένα στρεπτικό, που επηρεάζει μόνο την κίνηση πρόνευσης της αεροτομής (Pitching) και ένα ελατήριο που επηρεάζει μόνο την κίνηση βύθισης της αεροτομής (Plunging). Τα ελατήρια αυτά διαθέτουν και αποσβεστήρες και εφαρμόζονται σε απόσταση 0,35 της χορδής μετρώντας από το χείλος προσβολής της αεροτομής. Εφόσον εφαρμόζονται ελατήρια το πρόβλημα γίνεται αεροελαστικό καθώς προστίθεται και η αλληλεπίδραση των ελαστικών φορτίων με τα αδρανειακά και τα αεροδυναμικά. Όπως αναφέρθηκε, θα μελετηθεί η ταλάντωση σε δύο μόνο διαστάσεις, την κίνηση ύψους-βάθους και την πρόνευση.

Η στόχευση στο εν λόγω κεφάλαιο είναι να μελετηθεί η διαδικασία της αυτοταλάντωσης της αεροτομής σε γωνίες που ανήκουν στην περιοχή της γωνίας απώλειας στήριξης. Σε αυτό το εύρος γωνιών έχει παρατηρηθεί ότι με ένασμα μια πολύ μικρή διαταραχή, η αεροτομή μπορεί να οδηγηθεί σε διαδικασία ταλάντωσης. Την φύση αυτής της ταλάντωσης την επηρεάζουν πολλοί παράγοντες όπως η αρχική γωνία προσβολής, το μέτρο ελαστικότητας των ελατηρίων, η ένταση της απόσβεσης, ο αριθμός Reynolds της ροής του ρευστού. Για αυτό είναι ένα φαινόμενο δύσκολο να μελετηθεί. Με βάση την αλληλεπίδραση αυτών των δυνάμεων που ασκούνται στο σύστημα, αυτό εμφανίζει θετική και αρνητική αεροδυναμική απόσβεση κατά φάσεις. Εν τέλη ανάλογα με την διάρκεια και ένταση της κάθε φάσης, δηλαδή εάν η ενέργεια που η ταλαντευόμενη αεροτομή παραλαμβάνει από την ροή αποσβένεται από τα ελατήρια, καθορίζεται η φύση της ταλάντωσης που προκύπτει. Μια μικρή διαταραχή λοιπόν σε αεροτομή υπό αρχική γωνία πέραν της γωνίας στατικής απώλειας στήριξης μπορεί να επιφέρει διαφορετικά αποτελέσματα. Στα πλαίσια της εν λόγω μελέτης παρατηρήθηκαν διαφορετικές συνθήκες όπως η απόσβεση της διαταραχής πριν οδηγήσει σε ταλάντωση, την εκκίνηση ταλάντωσης της αεροτομής η οποία αποσβένεται, την αυτοσυντηρούμενη ταλάντωση της αεροτομής για μεγάλο χρονικό διάστημα και την εκκίνηση ταλάντωσης η οποία ενισχύεται συνεχώς.

Η μελέτη που θα διεξαχθεί στο Ansys θα συγκριθεί ξανά με πειραματικά τρισδιάστατα δεδομένα του *Gkiolas [1]*. Οι συνθήκες της ροής καθώς και οι παράμετροι των ελατηρίων θα είναι οι ίδιοι. Η διαφορά ξανά είναι ότι το πείραμα διεξήχθη τρισδιάστατα διαστάσεις ενώ στο ANSYS έγινε δισδιάστατα.

Όπως και στο κεφάλαιο 4, έτσι και σε αυτό, θα παρουσιασθεί ο τρόπος και τα ειδικά στοιχεία που απαιτήθηκαν για την μοντελοποίηση του προβλήματος στο Ansys Fluent. Η μεθοδολογία του Sliding Mesh σε αυτό το κεφάλαιο εγκαταλείφθηκε. Η ταλάντωση βύθισης της αεροτομής θα απαιτούσε μεταφορική κίνηση όλου του εσωτερικού πλέγματος, πράγμα το οποίο θα επέφερε την αναδίπλωση και κατάρρευση του εσωτερικού και εξωτερικού χωρίου και πλέγματος. Για να αποφευχθεί αυτό προτιμήθηκε η μεθοδολογία του Δυναμικού Πλέγματος (Dynamic Mesh). Είναι η μέθοδος με την οποία μοντελοποιείται η πλειοψηφία των σύγχρονων εφαρμογών σε υπολογιστικές μελέτες που εμπεριέχουν κίνηση ενός σώματος. Αυτός είναι ένας τρόπος πολύ πιο δύσκολος να συντονιστεί σωστά και απαιτεί μεγάλη προσοχή για την αποφυγή σφαλμάτων. Στο προηγούμενο κεφάλαιο το πλέγμα στρεφόταν σαν 'ένα', χωρίς να παραμορφώνεται δηλαδή να αλλάζουν οι σχετικές θέσεις των κόμβων. Άλλαζαν απλώς οι απόλυτες συντεταγμένες του κάθε κόμβου. Με την μέθοδο Dynamic Mesh οι κόμβοι του πλέγματος προσαρμόζονται στην κίνηση του σώματος, στην προκειμένη περίπτωση της αεροτομής, αλλάζοντας την δομή του πλέγματος. Η συγκεκριμένη μεθοδολογία αναλύεται πιο αναλυτικά στον Οδηγό

Χρήσης, *Ansys Fluent User's Guide* [17]. Η δυσκολία στην χρήση του Dynamic Mesh εμφανίζεται όταν το σώμα που κινείται εκτελεί μεγάλες μετατοπίσεις και συνεπώς απαιτεί μεγάλες παραμορφώσεις του πλέγματος. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την έντονη αλλαγή της γεωμετρίας των στοιχείων του πλέγματος και συνεπώς την πτώση της ποιότητας αυτού. Υπάρχουν διάφορες μεθοδολογίες που αφορούν τον τρόπο με τον οποίο αντιδρά το πλέγμα στην κίνηση του σώματος οι οποίες δεν θα αναλυθούν σε βάθος. Για μεγάλες αναμενόμενες μετατοπίσεις, όπως στην περίπτωση μου, η πιο ασφαλής μέθοδος είναι το η επαναπλεγματοποίηση (Remeshing). Σύμφωνα με αυτή τη μέθοδο όταν η μετακίνηση του σώματος αναγκάζει το πλέγμα να παραμορφωθεί σε βαθμό τέτοιο που δεν ικανοποιούνται πλέον ορισμένα κριτήρια ποιότητας του πλέγματος, που ορίζονται από τον χρήστη, τότε τα κελιά αυτά καταστρέφονται και στην θέση τους δημιουργούνται νέα. Με αυτό τον τρόπο αποφεύγεται η δημιουργία σφάλματος αρνητικού όγκου κελιού (Negative Cell Volume), που είναι το συχνότερο πλεγματοσφάλμα όταν το πλέγμα παραμορφώνεται. Επιπροσθέτως η μέθοδος αυτή είναι υπολογιστικά αρκετά πιο ακριβή από τις υπόλοιπες μεθόδους Δυναμικού Πλέγματος, οπότε αυτή η επιπλέον απαίτηση υπολογιστικού χρόνου θα πρέπει να ληφθεί υπόψη σε περίπτωση μελλοντικής μελέτης. Με την μέθοδο του Remeshing αντιμετωπίζεται η κίνηση της αεροτομής σε όλο το εσωτερικό πλέγμα.

Το πιο σημαντικό όμως κομμάτι της μοντολοποίησης της ελεύθερης ταλάντωσης στο Fluent είναι η δυνατότητα αλληλεπίδρασης μεταξύ ροής και στερεού καθώς και η προσομοίωση των ελατηρίων που εφαρμόζονται στην αεροτομή και ο ορισμός των ιδιοτήτων τους. Για αυτό τον λόγο τα σημεία που θα αναλυθούν στην συνέχεια είναι η ο επιλύτης 6Dof και η νέα UDF που δημιούργησα και έκανα εισαγωγή στο Ansys. Σε μία μελέτη μεταβατικής κατάστασης (Transient Simulation) στο ANSYS, εφόσον δεν είναι ενεργός ο 6Dof, τότε υπολογίζονται απλώς τα φορτία που παραλαμβάνει η αεροτομή από την μη μόνιμη ροή. Όταν ενεργοποιείται αυτό ο επιλύτης αυτός, μεταφράζονται τα φορτία σαν μετακίνηση και περιστροφή του κέντρου βάρους του σώματος. Ουσιαστικά ο 6Dof Solver επιτρέπει την αλληλεπίδραση μεταξύ ροής και σώματος ώστε το σώμα να αντιδρά στα αεροδυναμικά και ελαστικά φορτία που του ασκούνται. Επιπλέον ορίζοντας στην συνέχεια και τα ελατήρια του αεροελαστικού προβλήματος ο 6Dof επιτρέπει και τον συνυπολογισμό της επιρροής αυτών στην κίνηση του σώματος. Ουσιαστικά αποτελεί την καρδιά της προσομοίωσης. Στην συνέχεια θα γίνει αναφορά στην νέα UDF που θα ορίσει την επίδραση των ελατηρίων.

```
*PitchPlung.c - Σημειωματάριο
Αρχείο Επεξεργασία Μορφή Προβολή Βοήθεια
#include "udf.h"
#include "math.h"
#define original_CG_y 0;
DEFINE_SDOF_PROPERTIES(pitchingplunging, prop, dt, time, dtime)
{
    real airfoil_movement_y;
    real net_force_plung_y;
    real net_force_pitch_z;

    prop[SDOF_MASS] = 69;
    prop[SDOF_IZZ] = 1.29;

    prop[SDOF_ZERO_TRANS_X] = TRUE;
    prop[SDOF_ZERO_TRANS_Y] = FALSE;
    prop[SDOF_ZERO_TRANS_Z] = TRUE;
    prop[SDOF_ZERO_ROT_X] = TRUE;
    prop[SDOF_ZERO_ROT_Y] = TRUE;
    prop[SDOF_ZERO_ROT_Z] = FALSE;

    net_force_plung_y = -19300*(DT_CG (dt)[1]) - 166.1750017*(DT_VEL_CG (dt)[1]); /*dumping plunging ζ=C/Ccrit */
    net_force_pitch_z = -247*(DT_THETA (dt)[2]) - 1.2348999*(DT_OMEGA_CG (dt)[2]); /*dumping pitching ζ=C/Ccrit */

    prop[SDOF_LOAD_F_Y] = net_force_plung_y;
    prop[SDOF_LOAD_M_Z] = net_force_pitch_z;

    FILE * fp; /* Declaring file variable */
    fp = fopen ("Motion.txt", "a");
    fprintf (fp, "% E % E % E % E \n ", CURRENT_TIME, DT_CG (dt)[1], DT_THETA (dt)[2], DT_VEL_CG (dt)[1], DT_OMEGA_CG (dt)[2]);
    fclose (fp);
}
```

Σχήμα 49. UDF SDOF_PROPERTIES για ελεύθερη ταλάντωση.

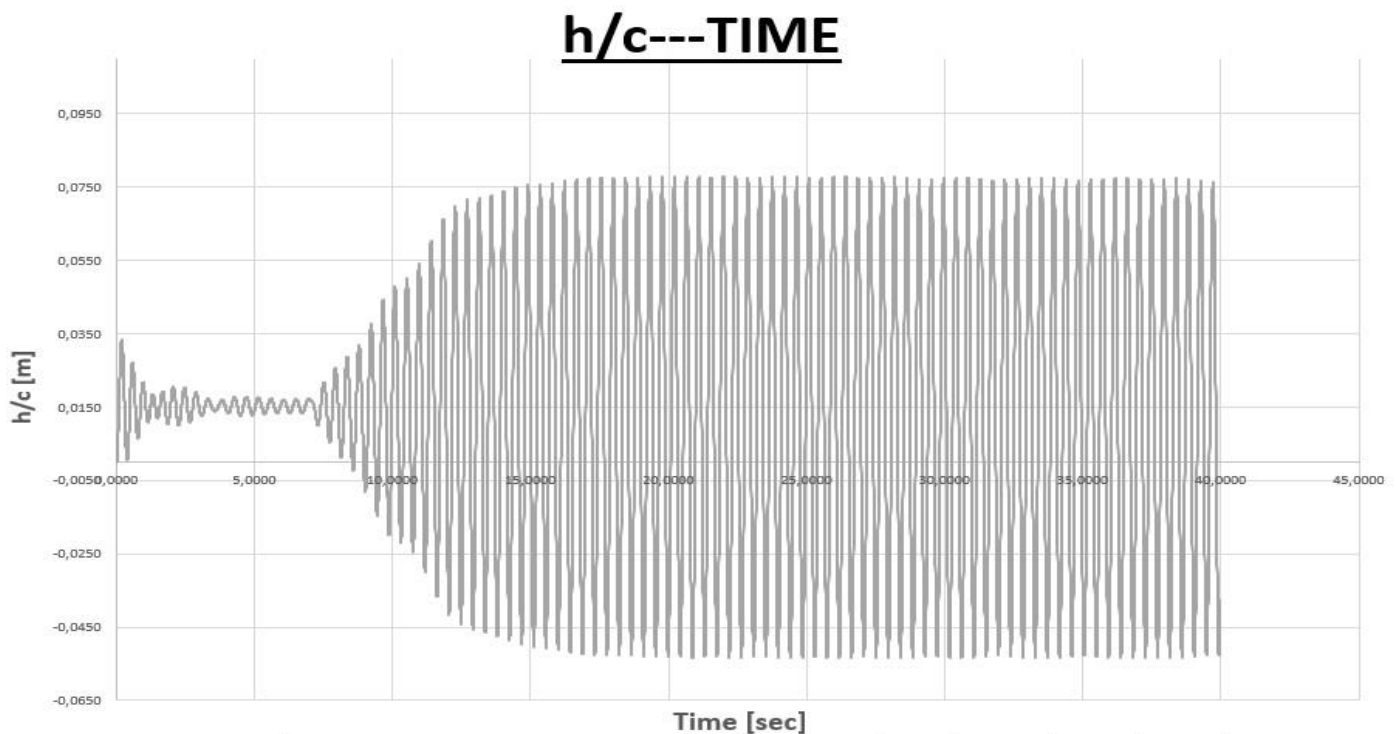
Οι δύο πρώτοι όροι αφορούν τις αδρανειακές δυνάμεις και ορίζουν το βάρος και τη ροπή αδράνειας της αεροτομής. Στην συνέχεια οι επόμενοι 6 όροι αφορούν και τους έξι βαθμούς ελευθερίας του συστήματος. Έχοντας αναφέρει ότι η μελέτη θα γίνει σε δύο διαστάσεις στο επίπεδο XY ορίζω FALSE στον περιορισμό των αντίστοιχων κινήσεων. Στην συνέχεια ορίζονται οι δυνάμεις που ασκούν τα ελατήρια στο σώμα εμπεριέχοντας τόσο την αντίσταση τους όσο και την απόσβεση. Οι ιδιότητες των ελατηρίων και της απόσβεσης έχουν τις ίδιες τιμές με αυτές του πειράματος με το οποίο θα συγκρίνω τα αποτελέσματα. Η από πάνω Udf, σε αντίθεση με αυτή του κεφαλαίου 4, δεν απαιτεί μετάφραση (Interpreted) για να εισαχθεί στο Ansys αλλά μεταγλωττισμό (Compiled) και μετά φόρτωση στο Fluent. Τέλος αναφέρεται μία ιδιομορφία του Fluent, η οποία καθυστέρησε πολύ την εκτέλεση των προσομοιώσεων. Φορτώνοντας στην βιβλιοθήκη μία Udf τέτοιου τύπου και ενεργοποιώντας τον 6Dof, παρατηρήθηκε η αδυναμία του προγράμματος να τρέξει κάνοντας παράλληλη χρήση όλων των επεξεργαστών, αλλά επιτρεπόταν μόνο σειριακά. Αυτό το γεγονός πέρα από τον χρόνο που σπαταλήθηκε ώστε να αναγνωριστεί ο λόγος του σφάλματος, καθυστέρησε στην συνέχεια όλες τις προσομοιώσεις καθώς δεν επέτρεπε τη μέγιστη εκμετάλλευση της υπολογιστικής ισχύος μου.

5.2 Αποτελέσματα

Στο προηγούμενο υποκεφάλαιο έγινε παρουσίαση του αντικειμένου που θα μελετηθεί καθώς και ο τρόπος που επετεύχθη η μοντελοποίηση αυτού στο Ansys Fluent. Σε αυτό το υποκεφάλαιο παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων. Αρχικά έγινε προσπάθεια να μελετηθεί η αυτοδιεργούμενη και αυτοσυντηρούμενη ταλάντωση της αεροτομής σε συνθήκες ροής και ελατηρίων ίδια με του τρισδιάστατου πειράματος, ώστε να μπορούν να συγκριθούν. Στη συνέχεια αναφέρονται οι ιδιότητες του ελατηρίου για την βύθιση και για την πρόνευση αντίστοιχα καθώς και της αεροτομής ώστε να προσομοιώνουν το πείραμα. Το στρεπτικό ελατήριο έχει μέτρο δυσκαμψίας $k=247[Nm/rad]$, λόγο απόσβεσης $\zeta=0.035$ και στην στρέψη η αεροτομή εμφανίζει αδράνεια $I=1.26 [kg m^2]$. Το ελατήριο για την μεταφορική κίνηση έχει $k=19.3$, $\zeta=0.072$ και μάζα $m=69[kg]$. Ο αριθμός Reynolds που έχει η ροή είναι $Re=660000$. Η αρχική γωνία προσβολής της αεροτομής ήταν στις $AoA(initial)=16.65 [deg]$. Ως αρχική γωνία προσβολής θεωρείται η γωνία την στιγμή της έναρξης της ταλάντωσης ($t=0$) και εκεί που $h/c=0$.



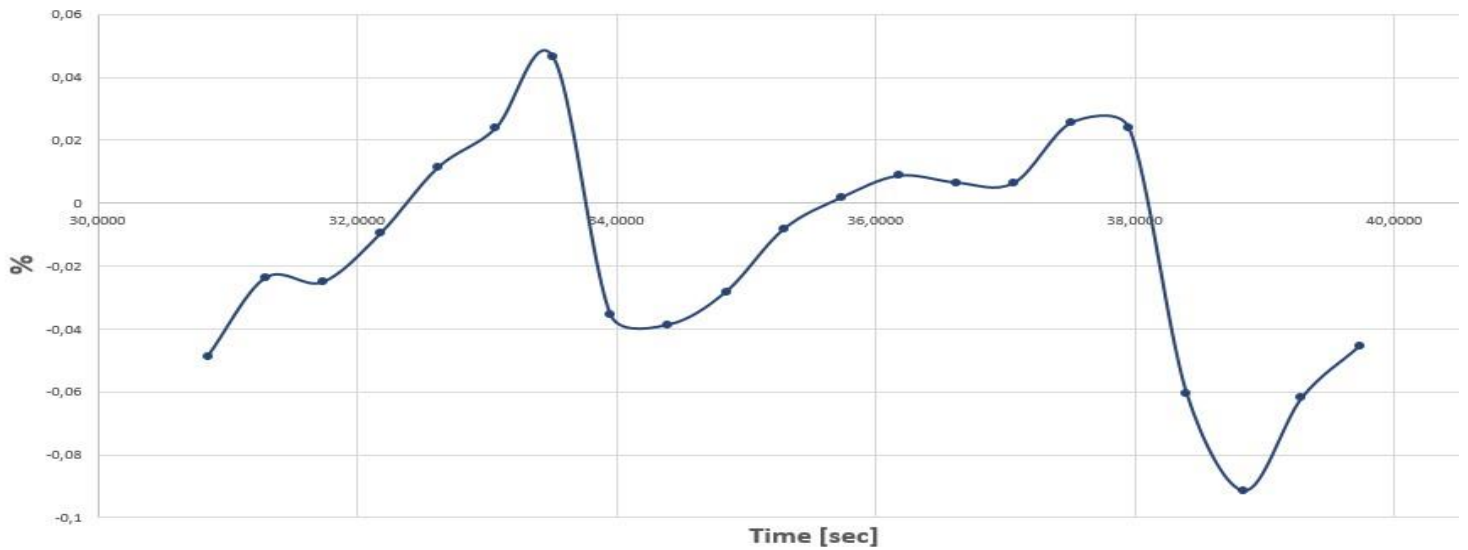
Σχήμα 50. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής.



Σχήμα 51. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής.

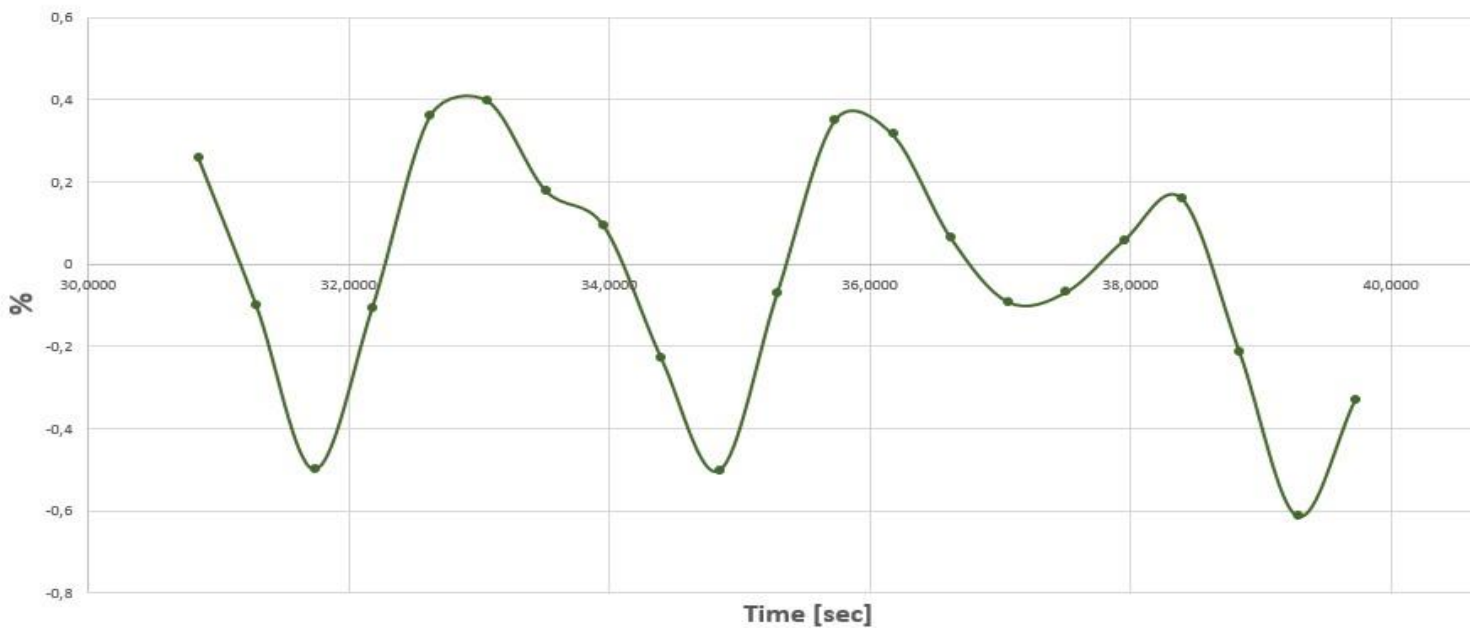
Στα από πάνω σχήματα φαίνεται η εξέλιξη της γωνίας προσβολής της αεροτομής καθώς και του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής. Όπως φαίνεται και από τα δύο σχήματα, με την έναρξη της προσομοίωσης η άνωση εφαρμόζεται στην αεροτομή, προκαλεί κάθετη θετική μετατόπιση και η αεροδυναμική ροπή προκαλεί μικρή θετική (ωρολογιακή) περιστροφή της αεροτομής. Οι μετατοπίσεις αυτές εκκινούν μία αρχική ταλάντωση πολύ μικρού πλάτους η οποία αποσβένεται άμεσα μέχρι να καταλήξει στο νέο σημείο ισορροπίας της αεροτομής. Αυτή η ταλάντωση προκύπτει από την αντίδραση των ελατηρίων. Μετά από 7 δευτερόλεπτα εισάγεται μια μικρή διαταραχή με την μορφή εκτροπής της αεροτομής, μεταβολής της γωνίας προσβολής κατά 2,5 μοίρες. Από εκείνο το σημείο και μετά γίνεται εκκίνηση μίας ταλάντωσης πρόνευσης και βύθισης με διαρκώς αυξανόμενο πλάτος και στις δύο κινήσεις αντίστοιχα. Μέσα σε 12 με 13 δευτερόλεπτα από την εφαρμογή της διαταραχής εμφανίζεται το Lock-In φαινόμενο. Τότε και οι δύο κινήσεις λαμβάνουν ένα σταθερό πλάτος ταλάντωσης και η συχνότητα ταλάντωσης της αεροτομής κλειδώνει. Από εκείνο το σημείο και μετά υπάρχει εξισορρόπηση της απόσβεσης του ελατηρίου με την αρνητική αεροδυναμική απόσβεση της ροής και το πλάτος παραμένει σταθερό. Στο επόμενο σχήμα φαίνεται η επί τις εκατό μεταβολή του πλάτους της ταλάντωσης και για την περιστροφική και για την μεταφορική κίνηση για τα τελευταία 9 δευτερόλεπτα της ταλάντωσης.

A(θ)%



Σχήμα 52. Χρονική εξέλιξη της μεταβολής του πλάτους της ταλάντωσης πρόνευσης.

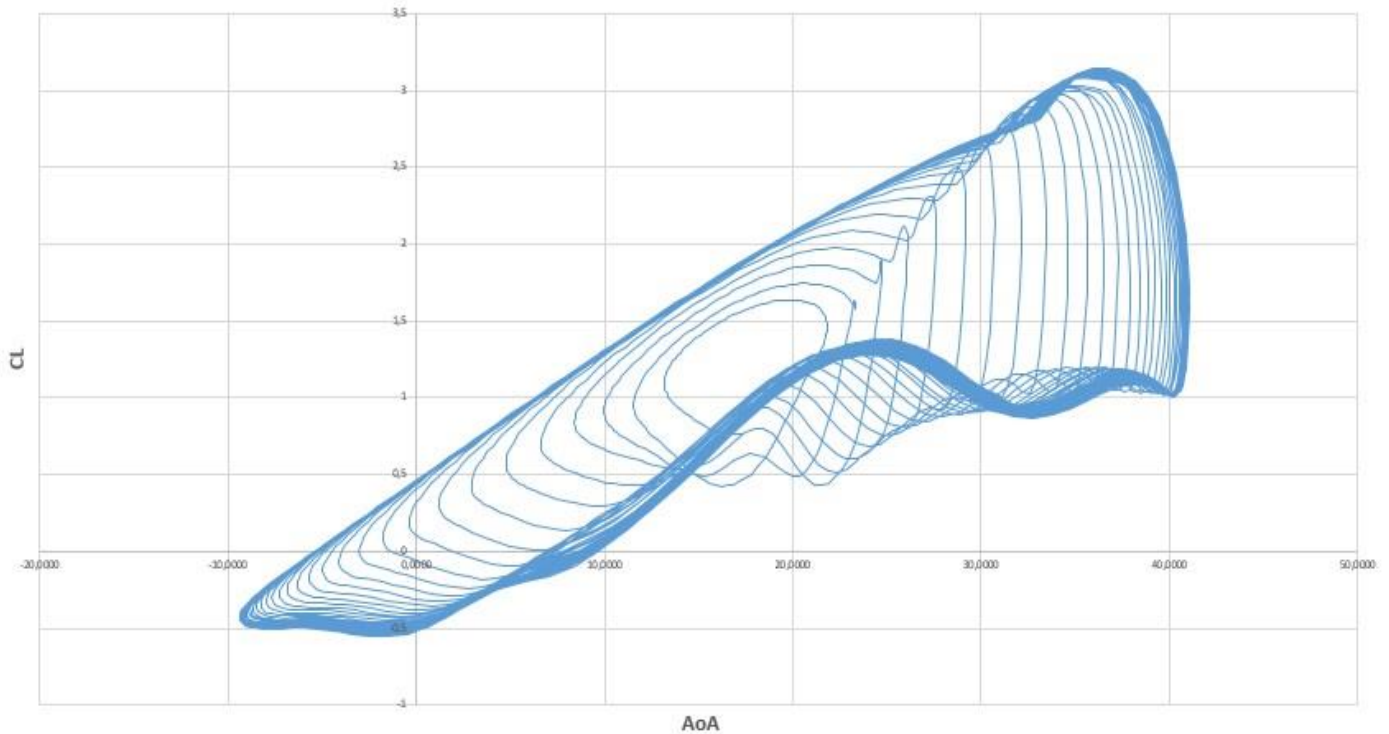
A(h/c)%



Σχήμα 53. Χρονική εξέλιξη της μεταβολής του πλάτους της ταλάντωσης βύθισης.

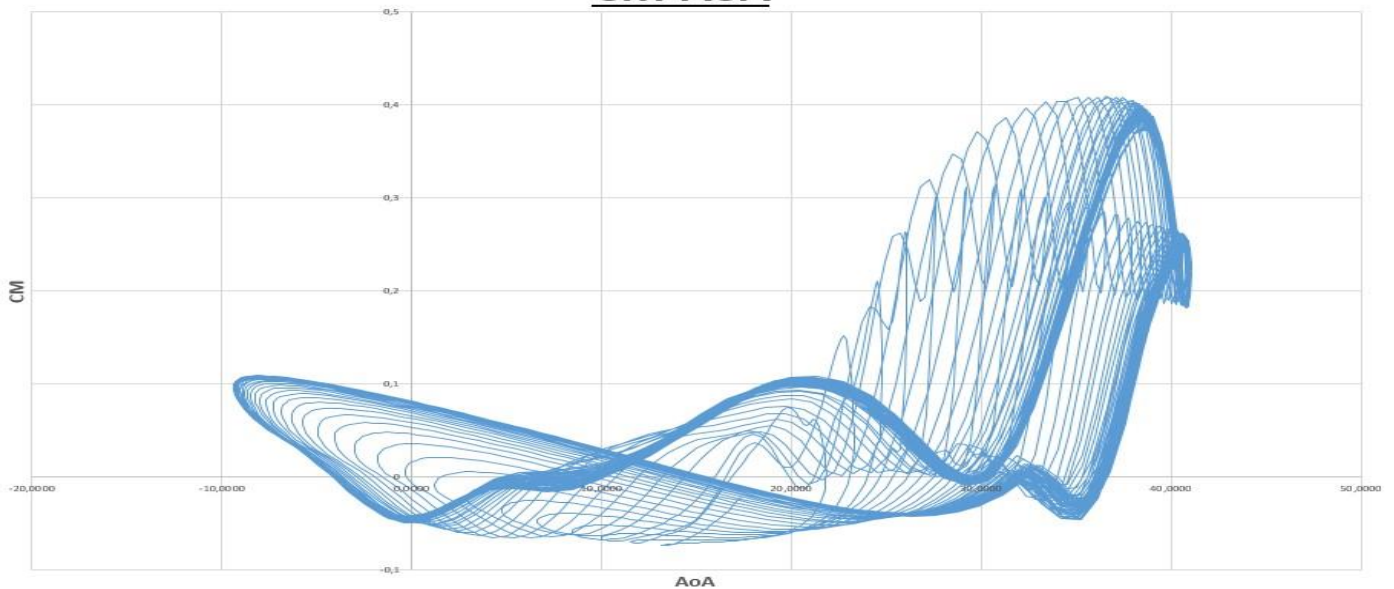
Όπως φαίνεται από τα σχήματα 51 και 52, και τα δύο πλάτη κατά την διάρκεια του Lock-In δεν παραμένουν σταθερά αλλά εμφανίζεται αστάθεια. Επίσης παρατηρείται ότι η μεταβλητότητα του πλάτους της ταλάντωσης βύθισης είναι μεγαλύτερη από αυτή της πρόνευσης.

CL--AoA



Σχήμα 54. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής.

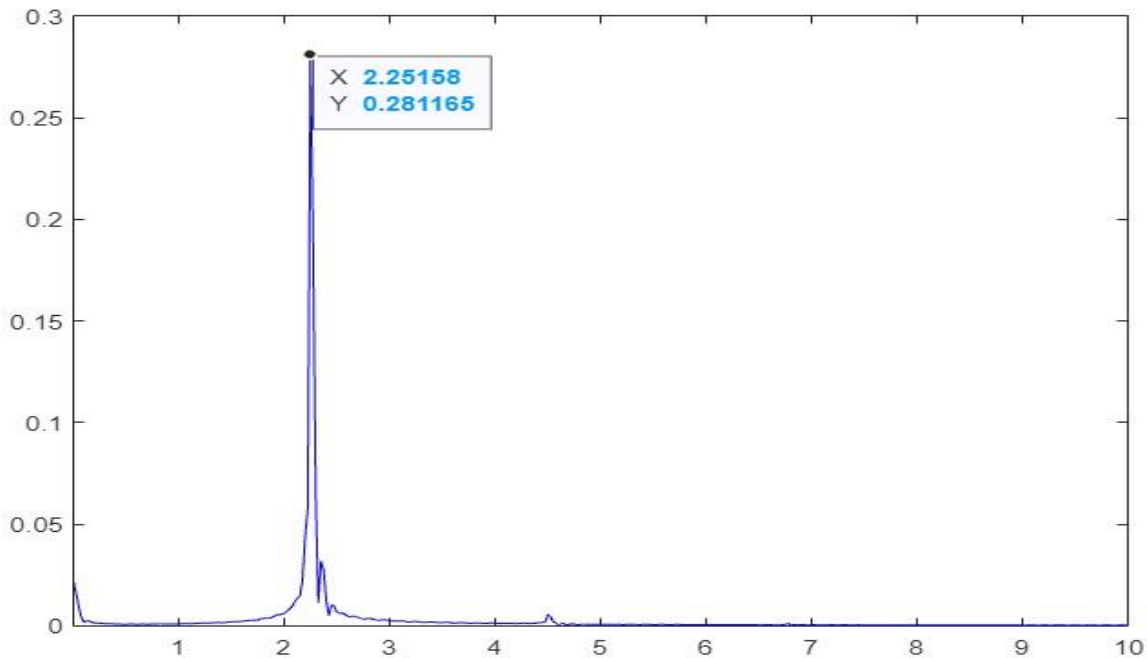
CM-AoA



Σχήμα 55. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή αεροδυναμικής ροπής της αεροτομής.

Στα από πάνω σχήματα φαίνεται η εξέλιξη των συντελεστών άνωσης και ροπής από την στιγμή της εφαρμογής της περιστροφικής διαταραχής μέχρι το τέλος της προσομοίωσης. Για τον συντελεστή άνωσης φαίνεται ότι καθώς το πλάτος της ταλάντωσης αυξάνεται και αυτή ενισχύεται, σχηματίζονται όλο και πιο πλατιοί ωρολογιακοί βρόγχοι καθώς η ροή αποκολλάται και προσκολλάται ξανά σε κάθε κύκλο ταλάντωσης. Όταν το Lock-In εμφανιστεί, οι καμπύλες των διαδοχικών ταλαντώσεων είναι πολύ κοντά η μία με την άλλη όπως φαίνεται στην εικόνα με το έντονο μπλε χρώμα το οποίο προκύπτει από τις διαδοχικές επικαλύψεις κάθε

βρόγχου ταλάντωσης. Τελικά σχηματίζεται ένας σχεδόν σταθερός βρόγχος άνωσης. Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται και στον συντελεστή ροής. Οι καμπύλες της σταθερής ταλάντωσης προσεγγίζουν η μία την άλλη σχηματίζοντας δύο υποβρόγχους.



Σχήμα 56. Ανάλυση FFT για την ελεύθερη ταλάντωση.

Η από πάνω εικόνα αποτελεί το αποτέλεσμα της ανάλυσης Φουριέ (Fast Fourier Transform, FFT Analysis) που διεξήχθη για να μελετηθεί η συχνότητα της ελεύθερης ταλάντωσης. Η ανάλυση αυτή έγινε με χρήση της προγραμματιστικής γλώσσας Matlab. Επιλεχθεί αυτή η γλώσσα επειδή αφενός υπάρχει πρότερη εμπειρία και αφ' εταίρου επειδή διαθέτει βιβλιοθήκες έτοιμες που διεξάγουν την ανάλυση. Προκύπτει λοιπόν ότι η ταλάντωση συμβαίνει σε συχνότητα 2.25Hz. Υπολογίζοντας τις φυσικές συχνότητες των δύο ελατηρίων προκύπτει ότι για την πρόνευση είναι 2.22Hz και για την βύθιση είναι 2.66Hz. Φαίνεται λοιπόν ότι το σύστημα ταλαντώνεται σε συχνότητα πιο κοντά σε αυτή του βαθμού ελευθερίας για την περιστροφική κίνηση της αεροτομής.

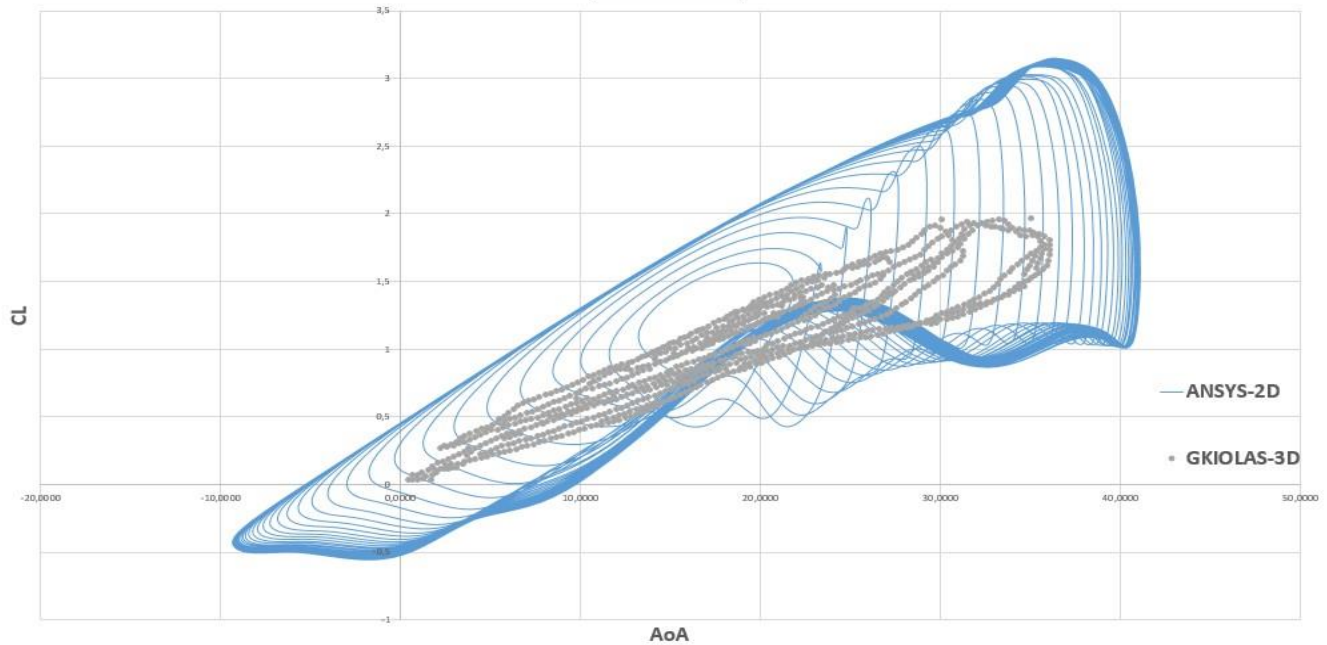
5.3 Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα

Όπως έχει αναφερθεί, η μοντελοποίηση του προβλήματος στο Ansys έγινε ώστε οι παράμετροι του συστήματος (ελατήρια, ροή) να είναι ίδια με αυτά του πειράματος του *Gkiolas* [1]. Στην συνέχεια θα συγκριθούν τα υπολογιστικά με τα πειραματικά αποτελέσματα.

Με βάση το σχήμα 49 φαίνεται ότι εφόσον η ταλάντωση στην προσομοίωση σταθεροποιηθεί, η μέγιστη γωνία που λαμβάνει η αεροτομή είναι 41 μοίρες ενώ η ελάχιστη -10. Στο τρισδιάστατο πείραμα η αντίστοιχη μέγιστη γωνία του φτερού είναι περίπου 36 μοίρες και η ελάχιστη 0 μοίρες. Φαίνεται συνεπώς ότι υπάρχει διαφορά περίπου 5 μοίρες για την μέγιστη και 10 μοίρες για την ελάχιστη γωνία προσβολής. Για την κατακόρυφη κίνηση, τα υπολογιστικά αποτελέσματα στο σχήμα 50 δείχνουν ότι η μέγιστη θετική μετατόπιση προς της χορδή της

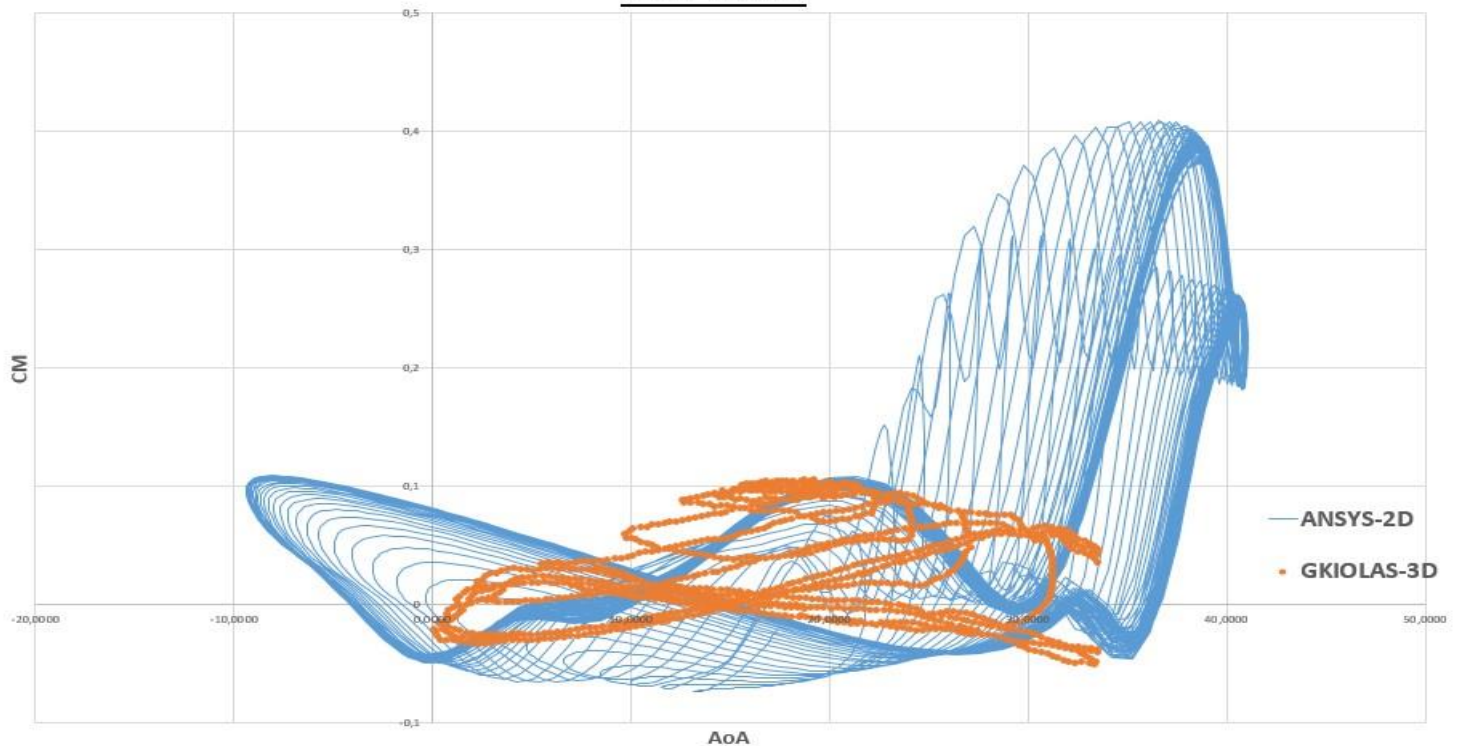
αεροτομής είναι ίση με 0.075 μέτρα ενώ η μέγιστη αρνητική είναι -0.048. Από το αντίστοιχο σχήμα του *Gkiolas [1]* φαίνεται ότι η μέγιστη θετική είναι 0.05 και η μέγιστη αρνητική είναι περίπου -0.03. Συνεπώς προβλέπεται ξανά μεγαλύτερο πλάτος ταλάντωσης και για την ταλάντωσης βύθισης με μεγαλύτερη θετική μετατόπιση προς τη χορδή κατά 0.025 και αρνητικότερη μετατόπιση κατά 0.018 προς το κατώτερο άκρο ταλάντωσης.

CL--AoA



Σχήμα 57. Σύγκριση της εξέλιξης του συντελεστή άνωσης.

CM-AoA



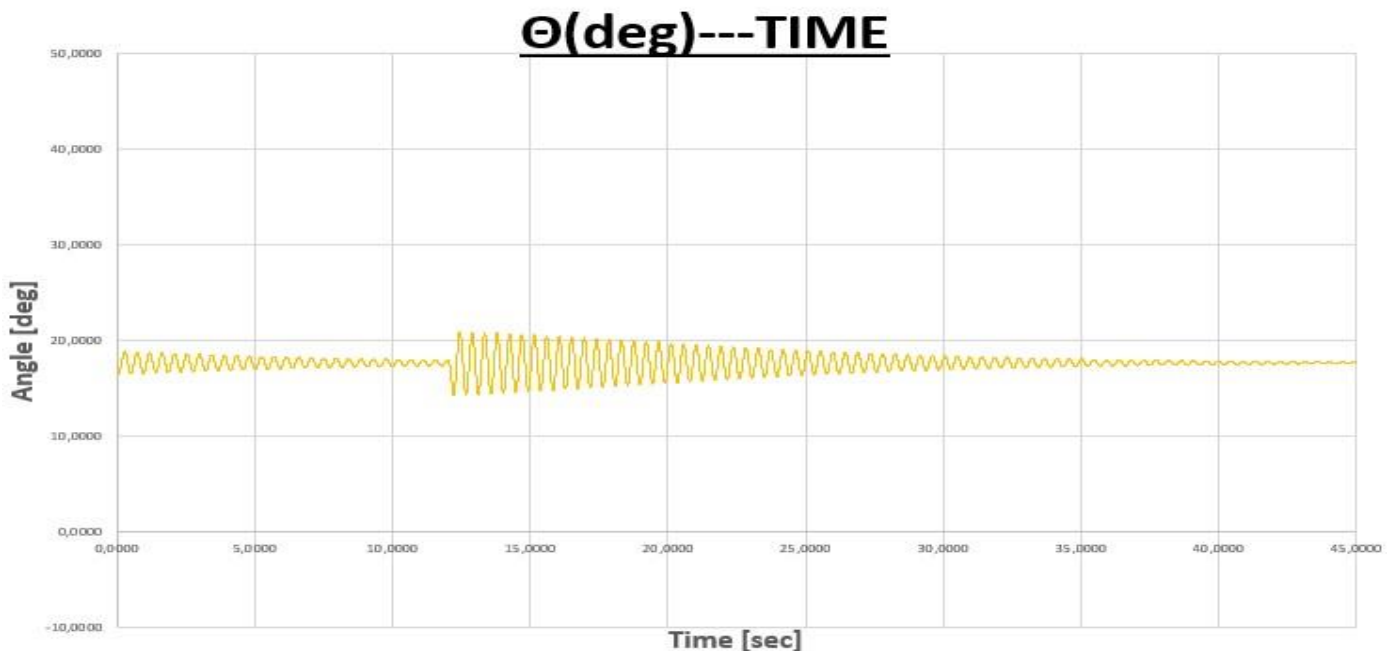
Σχήμα 58. Σύγκριση της εξέλιξης του συντελεστή αεροδυναμικής ροπής.

Τα από πάνω σχήματα είναι τα ίδια με τα σχήματα 53 και 54, με μόνη διαφορά την προσθήκη των πειραματικών δεδομένων για τους συντελεστές άνωσης και ροπής. Παρατηρούνται αρχικά μεγαλύτερες τιμές του συντελεστή άνωσης καθώς το πλάτος ταλάντωσης της δισδιάστατης προσομοίωσης είναι μεγαλύτερο από το πείραμα. Οι βρόγχοι που σχηματίζονται είναι και στις δύο περιπτώσεις ωρολογιακής φοράς αλλά ο πειραματικός βρόγχος είναι πιο κλειστός. Αυτή η διαφορά πιθανώς οφείλεται στο γεγονός ότι επειδή το πλάτος της δισδιάστατης ταλάντωσης πρόνευσης είναι μεγαλύτερο, αυτή εισέρχεται βαθύτερα στην περιοχή του Deep Stall. Οι καμπύλες για την ροπή και από τα υπολογιστικά και από τα πειραματικά δεδομένα σχηματίζουν δύο υποβρόγχους, με το χαρακτηριστικό σχήμα '8'.

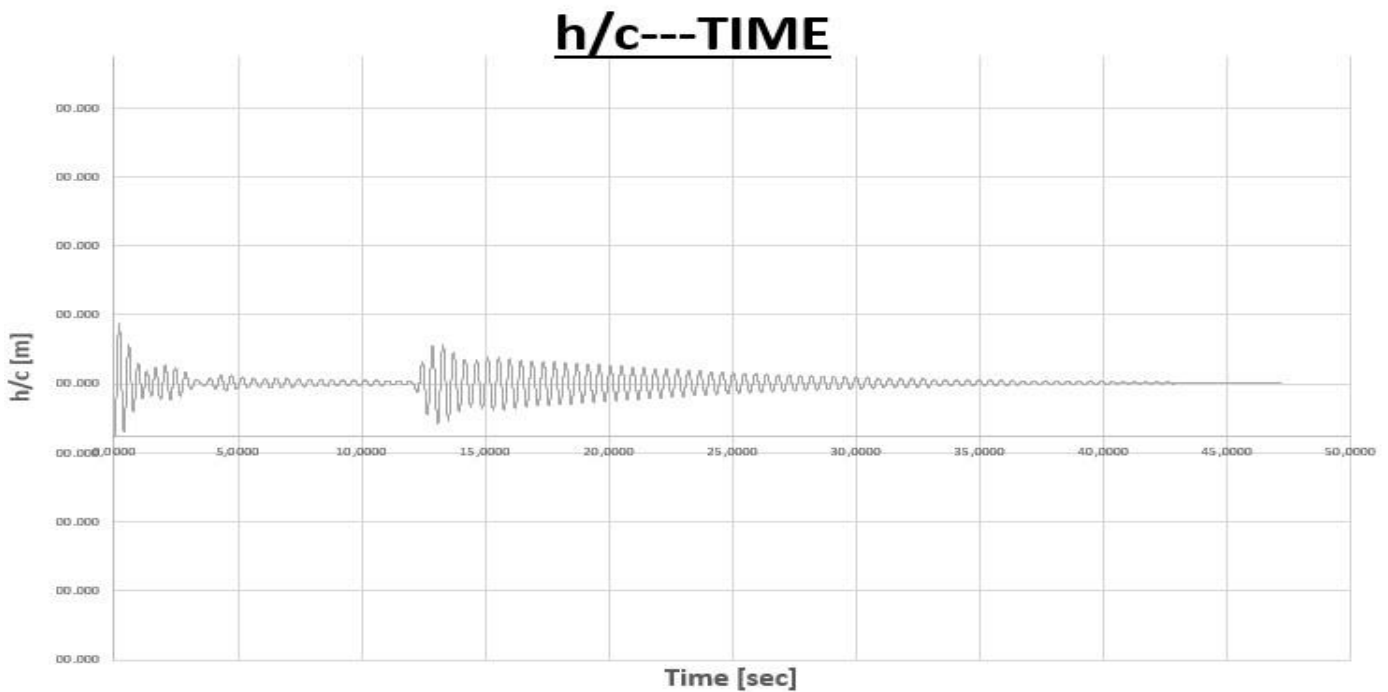
Μία διαφορά που προκύπτει ανάμεσα στο πείραμα και στην προσομοίωσή μου στο Fluent προκύπτει από τις αντίστοιχες FFT αναλύσεις. Από το σχήμα 55 φάνηκε ότι το σύστημά στην ανάλυση του Ansys ταλαντώνεται σε συχνότητα 2.25Hz ενώ στο πείραμα η ανάλυση έδειξε συχνότητα ταλάντωση ίση με 2.55Hz. Αυτή η μικρή διαφορά, παρόλο που μπορεί να προέρχεται από τα υπολογιστικά μέσα ή από την μη ακριβή μέτρηση του πειράματος, καθιστά διαφορετικές τις εκάστοτε ταλαντώσεις καθώς στο πείραμα μεν η συχνότητα αυτή είναι πιο κοντά στην ιδιοσυχνότητα του βαθμού ελευθερίας για την κάθετη μετατόπιση ενώ στην προσομοίωση η συχνότητα αυτή είναι πιο κοντά στον περιστροφικό βαθμό ελευθερίας. Η διαφορά αυτή στην συχνότητα ταλάντωσης πιθανώς να είναι ένας από τους λόγους που παρατηρείται διαφορά σε πλάτος ταλάντωσης και αεροδυναμικούς συντελεστές, σε συνδυασμό με την διαφορά της δισδιάστατης με την τρισδιάστατη μελέτη.

5.4 Επίδραση της αρχικής γωνίας προσβολής στην ελεύθερη ταλάντωση

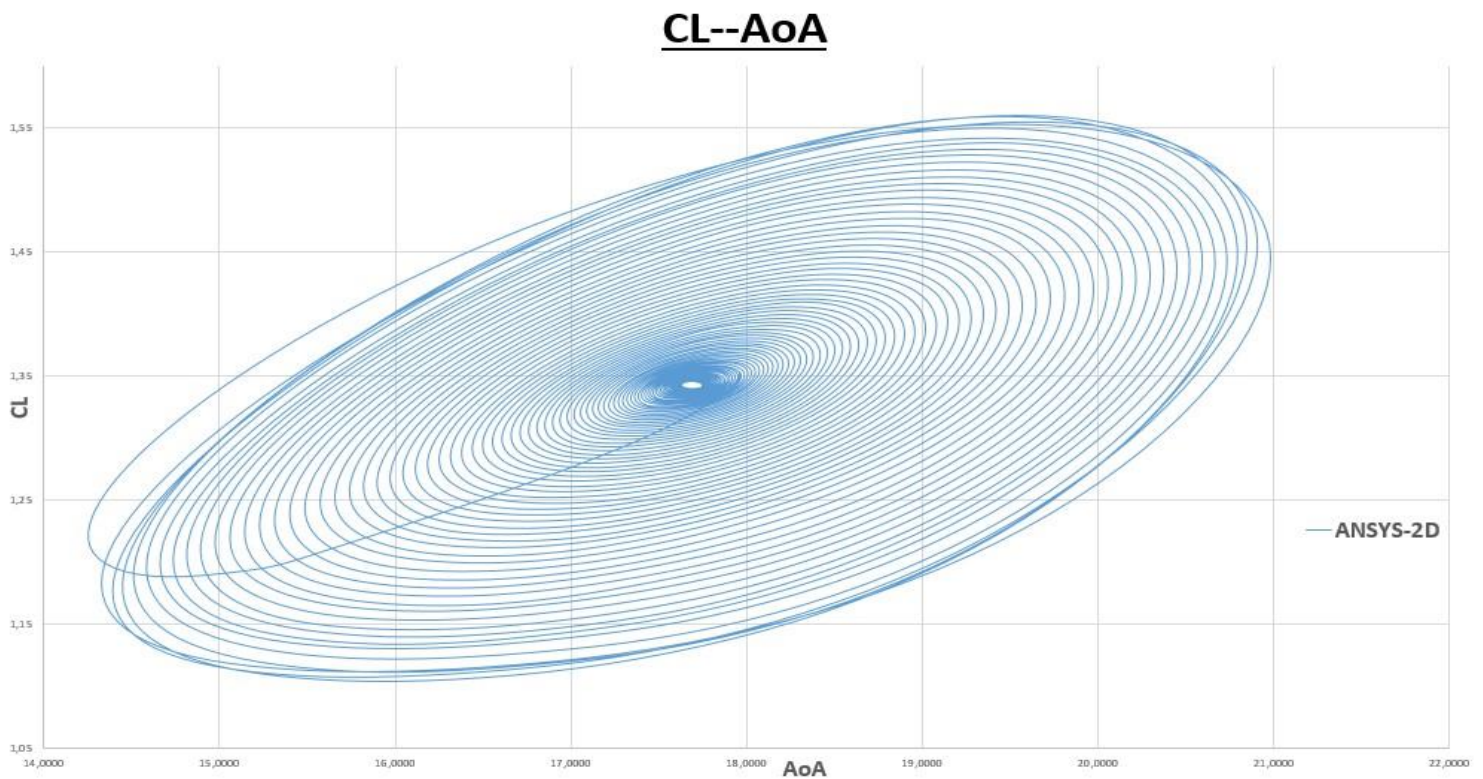
Σε αυτό το υποκεφάλαιο γίνεται μια προσπάθεια να φανεί η επίδραση που έχει η αρχική γωνία προσβολής στην ταλάντωση που προκύπτει. Με τις ίδιες συνθήκες ροής και για το ίδιο ταλαντευόμενο σύστημα, μελετήθηκε ξανά η απόκριση της αεροτομής σε διαταραχή της αρχικής γωνίας προσβολής, αλλάζοντας κάθε φορά την αρχική γωνία. Μελετήθηκαν οι περιπτώσεις των 16 και 16.3 μοιρών. Και στις δύο περιπτώσεις η ενέργεια που παραλαμβάνει η αεροτομή από την ροή δεν είναι αρκετή να αντισταθμίσει των ενέργεια ταλάντωσης που χάνει το σύστημα λόγω της απόσβεσης των ελατηρίων.



Σχήμα 59. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής, $AoA(initial)=16\text{ deg}$.



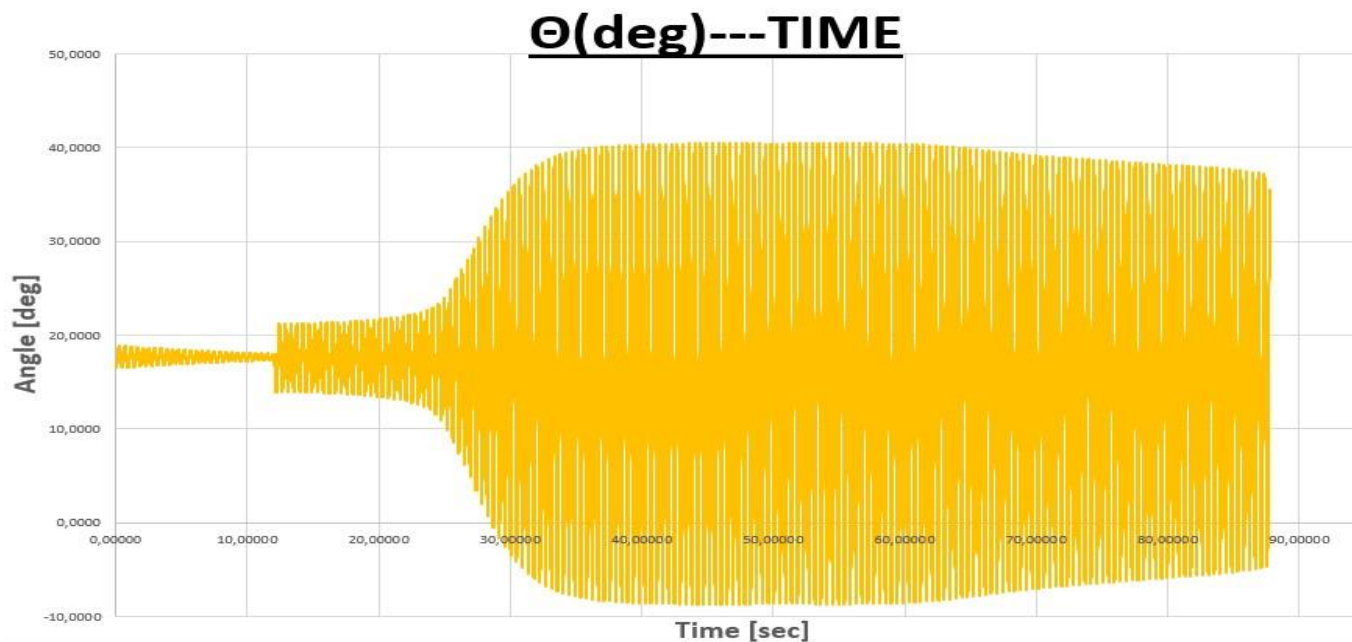
Σχήμα 60. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής, $AoA(initial)=16\text{ deg}$.



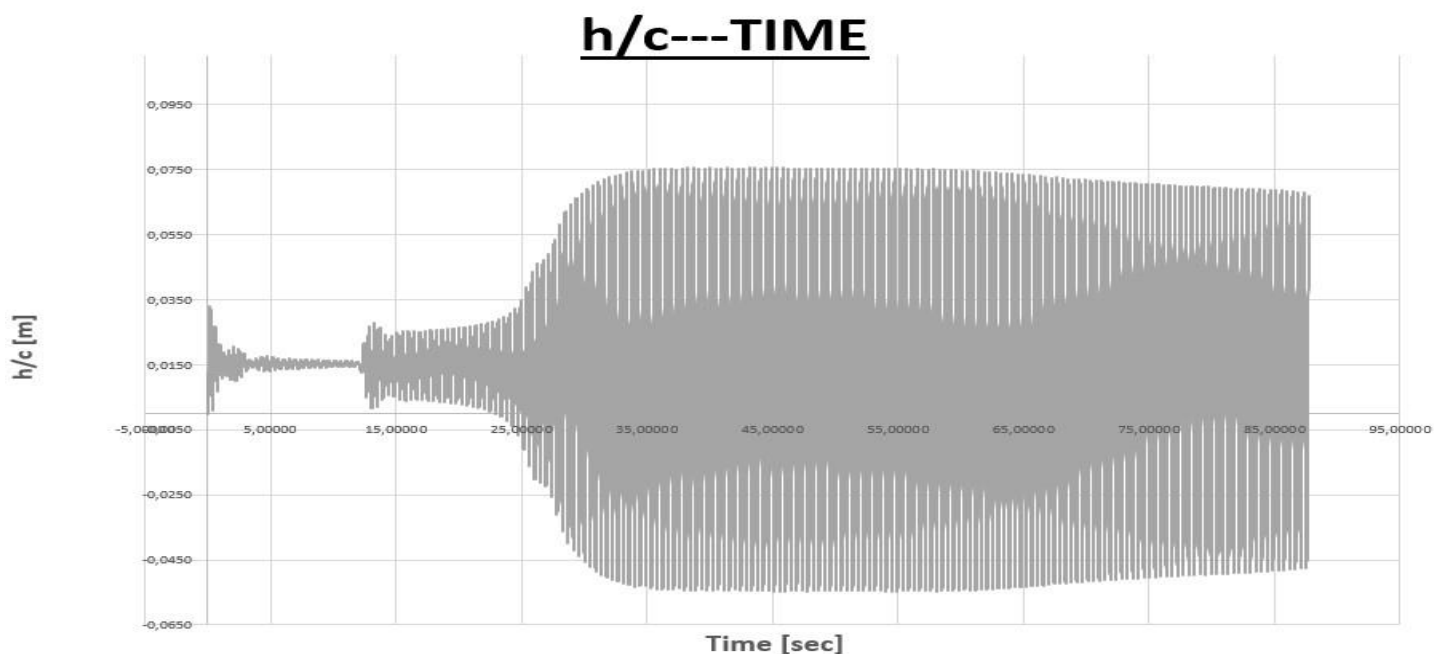
Σχήμα 61. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, $AoA(initial)=16\text{ deg}$.

Φαίνεται από τα σχήματα 58 και 59 ότι για αρχική γωνία ίση με 16 μοίρες, η διαταραχή στην αεροτομή έχει αποτέλεσμα την εκκίνηση ταλάντωσης, της οποίας το πλάτος δεν αυξάνει, αλλά μειώνεται άμεσα καθώς η ταλάντωση είναι αποσοβούμενη. Αυτό φαίνεται τόσο από το σχήμα για την κίνηση πρόνευσης όσο και για την

κίνηση βύθισης. Αυτό το αποτέλεσμα έρχεται σε συμφωνία με το πείραμα του *Gkiolas [1]*, καθώς αναφέρει ότι η μικρότερη αρχική γωνία στην οποία παρατηρήθηκε ταλάντωση αυτοσυντηρούμενη ήταν οι 16.65 μοίρες και σε περιπτώσεις μικρότερων γωνιών αυτές αποσβένονταν. Τέλος η καμπύλη της χρονικής εξέλιξης του συντελεστή άνωσης έχει την αναμενόμενη μορφή σε περίπτωση απόσβεσης. Κατά την εκκίνηση της ταλάντωσης το πλάτος της περιστροφικής κίνησης είναι μέγιστο και σχηματίζεται ο πιο ευρεία εξωτερική καμπύλη. Καθώς το εύρος των γωνιών προσβολής μειώνεται λόγω της απόσβεσης, η τιμή που λαμβάνει ο συντελεστής μικραίνει και οι καμπύλες στενεύουν. Στο τέλος καταλήγουν στον μικρότερο εσωτερικό κύκλο. Για λόγους οικονομίας χρόνου η προσομοίωση τελείωσε πριν ηρεμήσει τελείως η αεροτομή, ενώ εκτελούσε ταλάντωση πολύ μικρού πλάτους κατά την διάρκεια της απόσβεσης.

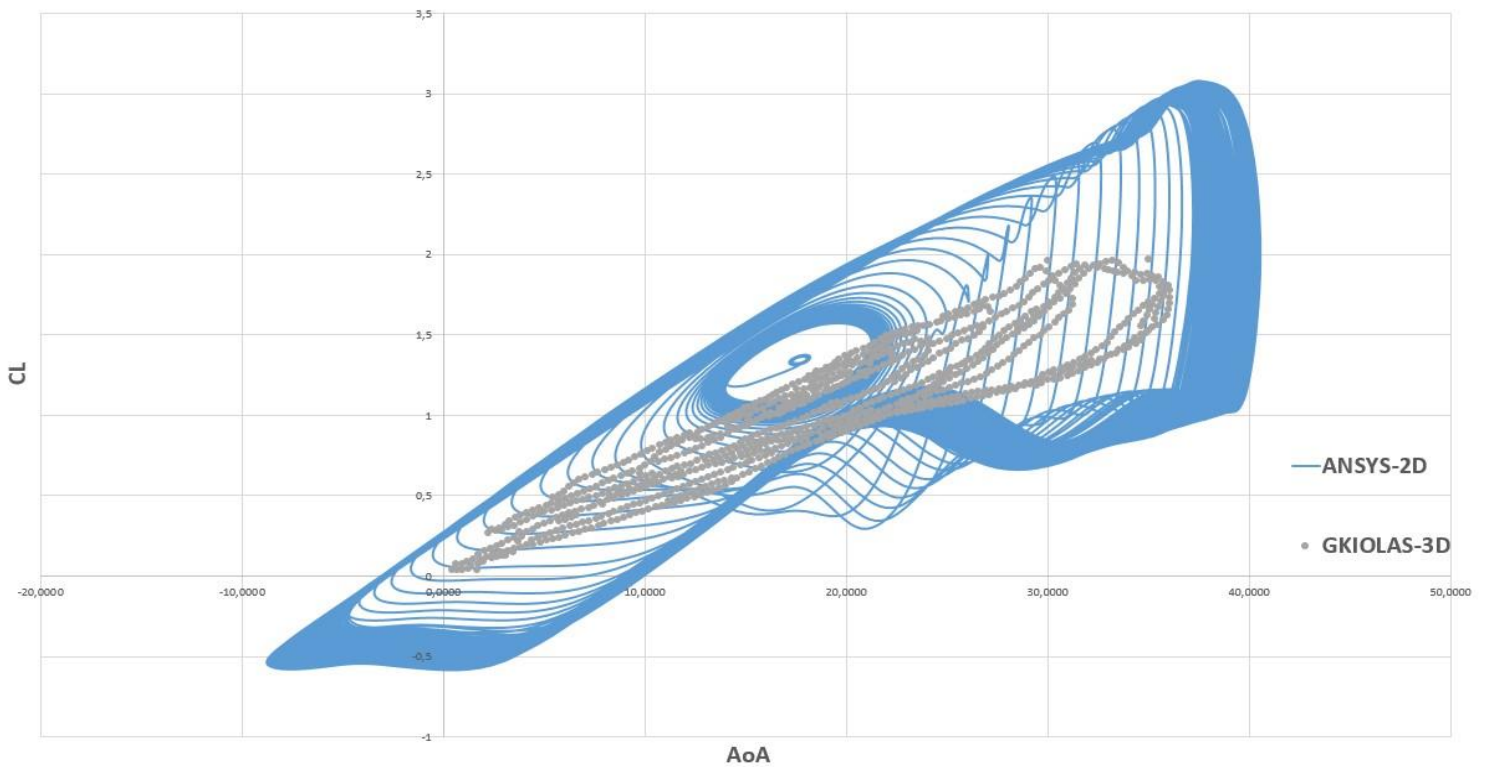


Σχήμα 62. Χρονική εξέλιξη της γωνίας προσβολής αεροτομής, $AoA(initial)=16.3 \text{ deg}$.



Σχήμα 63. Χρονική εξέλιξη του λόγου κάθετης μετατόπισης προς τη χορδή της αεροτομής, $AoA(initial)=16.3 \text{ deg}$.

CL--AoA



Σχήμα 64. Χρονική εξέλιξη του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, $AoA(initial)=16.3 \text{ deg}$.

Η αρχική γωνία προσβολής στη συνέχεια αυξήθηκε στις 16.3 μοίρες για τις ίδιες συνθήκες ροής και συστήματος ταλάντωσης. Από την στιγμή που εφαρμόζεται η διαταραχή της αρχικής γωνίας το πλάτος ταλάντωσης και των δύο κινήσεων αυξάνεται με μικρό ρυθμό για περίπου 10 δευτερόλεπτα. Από αυτό το σημείο και για τα επόμενα 10 περίπου δευτερόλεπτα το πλάτος της ταλάντωσης τόσο στην πρόνευση όσο και στη βύθιση αυξάνεται ραγδαία. Φτάνοντας το μέγιστο πλάτος ταλάντωσης περίπου 20 δευτερόλεπτα μετά την εφαρμογή της διαταραχής στην αεροτομή παρατηρείται για τα επόμενα 20 δευτερόλεπτα η διατήρηση του πλάτους σε σχεδόν σταθερή τιμή. Από εκείνο το σημείο και μετά ξεκινά η σταδιακή αλλά αργή απόσβεση της ταλάντωσης. Το αν η ταλάντωση καταλήγει να αποσβεσθεί πλήρως ή καταλήγει να αυτοσυντηρείται σε ένα εύρος κίνησης μικρότερο από αυτόν της περίπτωσης με αρχική γωνία προσβολής 16.65 μοίρες δεν είναι γνωστό γιατί σε αυτό το σημείο σταμάτησε η προσομοίωση. Συγκρίνοντας τα σχήματα 63 με 56, που αφορούν την εξέλιξη του συντελεστή άνωσης παρατηρείται η σταδιακή απόσβεση της ταλάντωσης. Τα δύο σχήματα είναι όμοια σε μορφή, εφόσον τα πλάτη ήταν τα ίδια, αλλά στο τελευταίο παρατηρείται το στένεμα της καμπύλης καθώς αργά η ταλάντωση χάνει ενέργεια. Αυτό ουσιαστικά φαίνεται με την εξάπλωση της μπλε περιοχής στο περίγραμμα κάθε βρόγχου, καθώς οι καμπύλες σχηματίζονται μία φορά κατά την αύξηση του πλάτους ταλάντωσης και στην συνέχεια επικαλύπτονται κατά την μείωση αυτού και το στένεμα των βρόγχων. Στο σχήμα 56 δεν επεκτείνεται η μπλε περιοχή προς το κέντρο της έλλειψης καθώς οι βρόγχοι έχουν σταθερή μορφή αφού η ταλάντωση συντηρείται.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6

6.1 Συμπεράσματα

Στόχος της εργασίας αυτής είναι η παρουσίαση της δυνατότητας μοντελοποίησης ενός προβλήματος Αλληλεπίδρασης ενός συστήματος Στερεού – Ρευστού (FSI) στο Ansys. Για να επιτευχθεί αυτό μελετήθηκε μία περίπτωση ενός Στατικού (Static) αεροδυναμικού προβλήματος στο κεφάλαιο 3, μία περίπτωση εκτέλεσης εξαναγκασμένης ταλάντωσης της αεροτομής στο κεφάλαιο 4 και τέλος μία περίπτωση Ελαστικού προβλήματος ελεύθερης ταλάντωσης μαζί με το πρόβλημα Αλληλεπίδρασης, στο κεφάλαιο 5. Στην συνέχεια θα αναφερθούν γενικές παρατηρήσεις και διαπιστώσεις που αφορούν τόσο την δυνατότητα μοντελοποίησης των από πάνω προβλημάτων στο Ansys, όσο και τα υπολογιστικά αποτελέσματα συγκρινόμενα με αντίστοιχα πειραματικά αποτελέσματα.

Όσον αφορά την μελέτη μόνιμης ροής για την Naca 0012 σε σύγκριση με τα υπολογιστικά και πειραματικά αποτελέσματα της Nasa αναδεικνύεται η δυσκολία δημιουργίας πλέγματος ποιότητας στο Ansys, κατάλληλου για την παραγωγή δεδομένων ακριβείας. Ο πλεγματοποιητής που προσφέρεται (Ansys Mesh) παρόλο που είναι εύχρηστος χρειάζεται πολύ κόπο και εμπειρία για την παραγωγή ανάλογων πλεγμάτων. Η χρήση εξωτερικού πλεγματοποιητή ή του Icem Cfd προτείνεται. Επιπλέον για την επίτευξη υπολογισμών ακριβείας φαίνεται η ανάγκη για εισαγωγή μοντέλου μετάβασης κατά την μοντελοποίηση της τύρβης στο Ansys. Προσφέρονται αρκετά μοντέλα τύρβης, ωστόσο λίγα από αυτά συνδυάζονται με την επιλογή μετάβασης. Συγκρίνοντας με τα πειραματικά δεδομένα και με τα υπολογιστικά που προσφέρονται για την εν λόγω αεροτομή, το Ansys προβλέπει τα αεροδυναμικά φορτία με μεγάλη ακρίβεια όπως φαίνεται από τις καμπύλες του συντελεστή πίεσης για διάφορες γωνίες και κάνει πολύ καλή πρόβλεψη του συντελεστή τριβής σε σύγκριση με κώδικες της NASA για γωνίες προσβολής που δεν προσεγγίζουν την γωνία απώλειας στήριξης. Συγκρίνοντας το Ansys με τα υπολογιστικά και πειραματικά δεδομένα μόνιμης ροής για την αεροτομή Naca 64-418 επαληθεύεται ξανά η πολύ ακριβής πρόγνωση των φορτίων, κυρίως για γωνίες που δεν εμπεριέχουν μεγάλη αποκόλληση ροής.

Από την μελέτη της εξαναγκασμένης ταλάντωσης στο Ansys εξάχθηκαν πολύ σημαντικά συμπεράσματα. Προκύπτει ότι το πακέτο αυτό σε συνδυασμό με την μοντελοποίηση του προβλήματος με τον τρόπο που επιλέχθηκε δύναται να εξάγει ποιοτικά αποτελέσματα. Μελετήθηκε η εξαναγκασμένη ταλάντωση αεροτομής Naca 64-418 σε ροή με Reynolds=500.000, υπό ανηγμένη συχνότητα $k=0.1$ και $k=0.2$, σε μέση γωνία από 0 μέχρι 15 μοίρες που αυξάνεται ανά 5 μοίρες και σε πλάτος ταλάντωσης 4 ή 8 μοίρες. Παρατηρήθηκε η επίδραση του Dynamic Stall στα αεροδυναμικά φορτία, η οποία αποτυπώνεται στις καμπύλες των αεροδυναμικών συντελεστών. Η καλή πρόγνωση αυτών επιβεβαιώνεται τόσο από την πολύ καλή ποιοτική μορφή των καμπυλών τόσο και από την καλή ποσοτική σύγκριση αυτών με αντίστοιχες που περιέχουν δεδομένα πειραματικά και υπολογιστικά από άλλους κώδικες Cfd όπως το Marflow και το Foil2wake.

Για το αεροελαστικό πρόβλημα της ελεύθερης ταλάντωσης υπάρχουν εξίσου χρήσιμες παρατηρήσεις. Μελετήθηκε η αντίδραση της αεροτομής, στην οποία εφαρμόστηκαν ένα ελατήριο για την περιστροφική και ένα για την μεταφορική κίνηση, σε τυχαία περιστροφική διαταραχή καθώς αυτή βρίσκεται σε αρχική γωνία προσβολής ίση με 16.65 μοίρες και σε συνθήκες ροής αριθμού Reynolds ίσο με 660.000. Παρατηρήθηκε η εμφάνιση αυτοσυντηρούμενης ταλάντωσης για μεγάλο χρονικό διάστημα, τουλάχιστον 25 δευτερολέπτων, όταν σταμάτησε η προσομοίωση. Η αυτοταλάντωση αυτή συγκρίνεται με ταλάντωση για αντίστοιχες συνθήκες ροής και παραμέτρους συστήματος ταλάντωσης (μέτρο δυσκαμψίας, λόγος απόσβεσης, αδράνεια) που προκύπτει από την εκτέλεση πειράματος από τον *Gkiolas* [1]. Το Lock-In φαινόμενο εμφανίστηκε με διαφορετικά

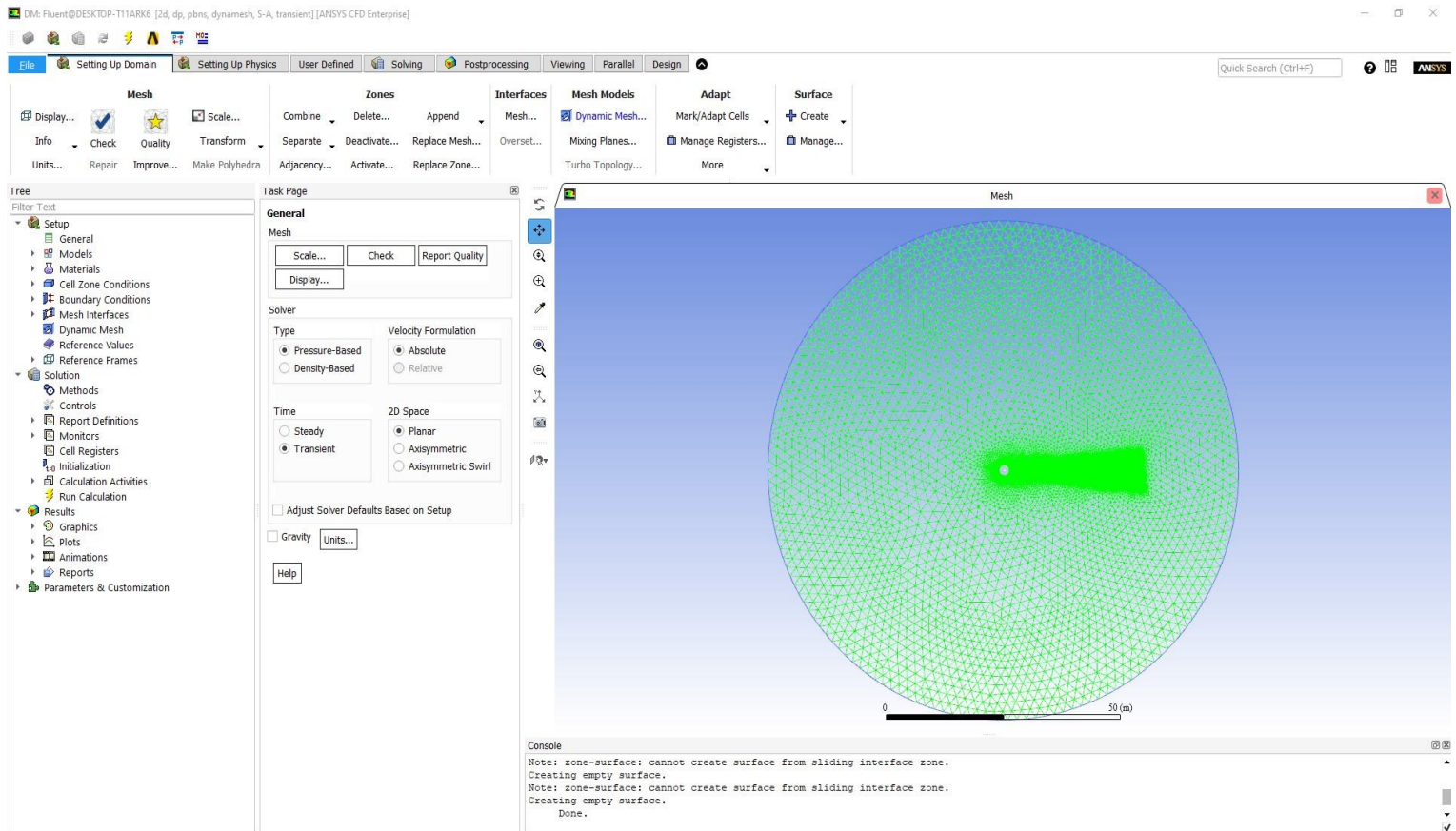
χαρακτηριστικά (πλάτος ταλάντωσης, συχνότητα ταλάντωσης) από αυτά του τρισδιάστατου πειράματος. Αυτή η διαφορά θεωρώ ότι οφείλεται στο ότι η μελέτη στο Ansys ήταν σε δύο διαστάσεις ενώ το πείραμα έγινε τρισδιάστατο. Επιπροσθέτως μελετήθηκαν και οι περιπτώσεις που προκύπτουν από την εφαρμογή διαταραχής στην αεροτομή με διαφορετική αρχική γωνία, δηλαδή στις 16 και στις 16.3 μοίρες. Στις 16 μοίρες η διαταραχή αποσβέστηκε άμεσα χωρίς την έναρξη ταλάντωσης αυξανόμενου πλάτους. Στις 16.3 μοίρες όμως η διαταραχή επέφερε μια τελείως διαφορετική συμπεριφορά της αεροτομής. Έγινε εκκίνηση ενισχυόμενης ταλάντωσης η οποία στη συνέχεια για αρκετά δευτερόλεπτα διατηρήθηκε και άρχισε τέλος να αποσβένεται χωρίς να είναι γνωστή η τελική κατάσταση της αεροτομής, αν δηλαδή έγινε πλήρης απόσβεση της ταλάντωσης, όπως για την περίπτωση των 16 μοιρών, είτε αν η ταλάντωση συντηρήθηκε σε κάποιο μικρότερο πλάτος. Φαίνεται ότι η διαφοροποίηση 0.3 μοιρών στην αρχική γωνία προσβολής επιφέρει τελείως διαφορετική μορφή στην κίνηση της αεροτομής και η επιπλέον αύξηση κατά 0.35 μοίρες καταλήγει στο Lock-In φαινόμενο. Η κρίσιμη περιοχή κατά την οποία καθορίζεται η τελική μορφή της ταλάντωσης που θα προκληθεί είναι πολύ αιχμηρή, καθώς για πολύ μικρές διαφοροποιήσεις στην αρχική γωνία υπάρχουν τελείως διαφορετικά αποτελέσματα.

6.2 Προτάσεις για μελλοντική μελέτη

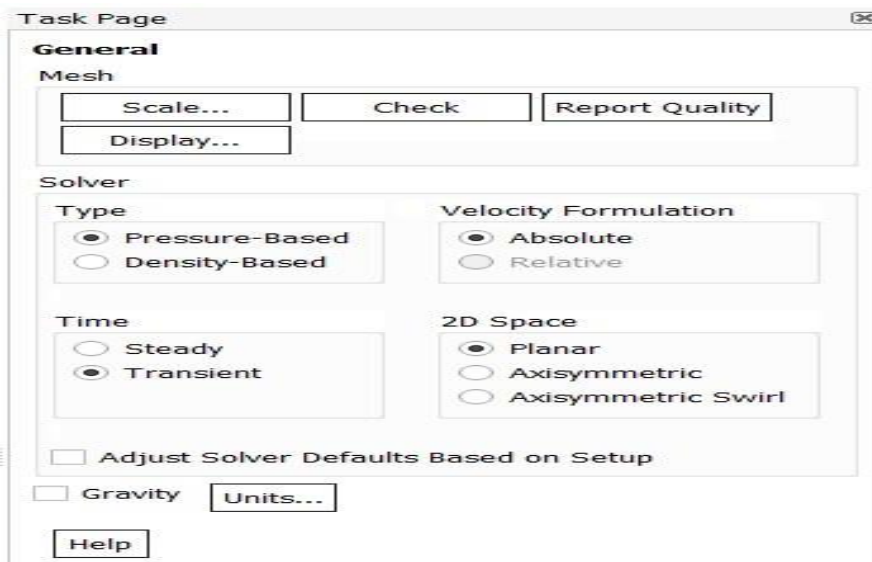
Στα πλαίσια της εν λόγω εργασίας έχει αναφερθεί ότι το κύριο μέσο αξιολόγησης των αποτελεσμάτων είναι η σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα του *Gkiolas* [1]. Ο παράγοντας όμως που καθιστά την σύγκριση αυτή δύσκολη είναι το γεγονός ότι η προσομοίωση ήταν 2D ενώ το πείραμα 3D. Μία σαφής βελτίωση στην διαδικασία σύγκρισης αποτελεσμάτων θα ήταν η επέκταση την από πάνω μοντελοποίησης για μία 3D μελέτη των προβλημάτων των κεφαλαίων 3, 4 και 5. Επιπροσθέτως σημαντικός παράγοντας που θα βελτίωνε τα αποτελέσματα στην παρούσα προσομοίωση αλλά και σε μελλοντικές είναι η ικανότητα του χρήστη να χειρίζεται και να εισάγει μοντέλο μετάβασης της ροής. Στην παρούσα εργασία δεν συνέβη αυτό αλλά έγινε πλήρως τυρβώδης προσέγγιση.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

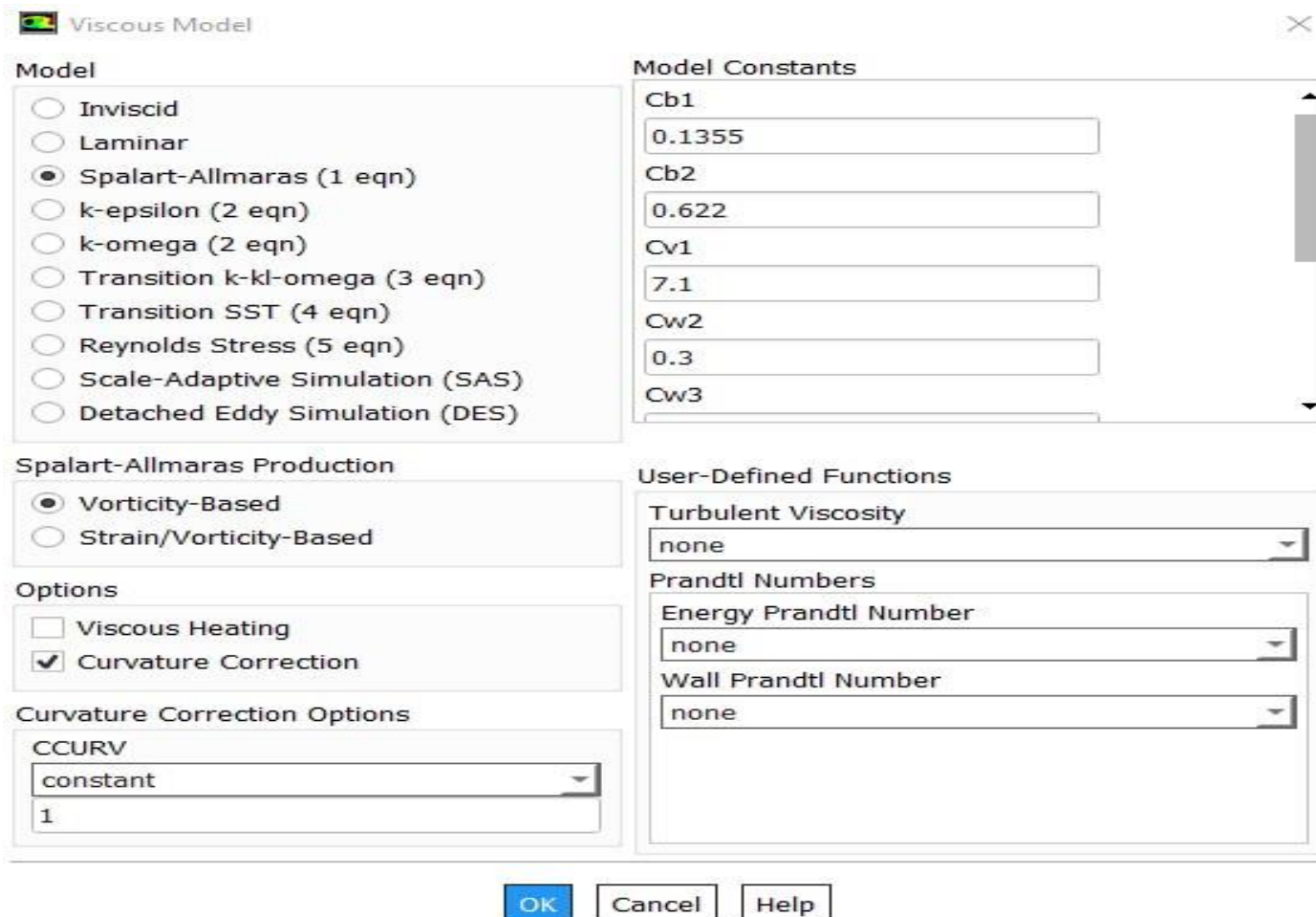
Παρουσίαση του περιβάλλοντος του Ansys Fluent καθώς και παραθύρων – καρτελών στις οποίες ρυθμίζονται οι παράμετροι της μοντελοποίησης που αναφέρω στα κεφάλαια 3, 4, 5.



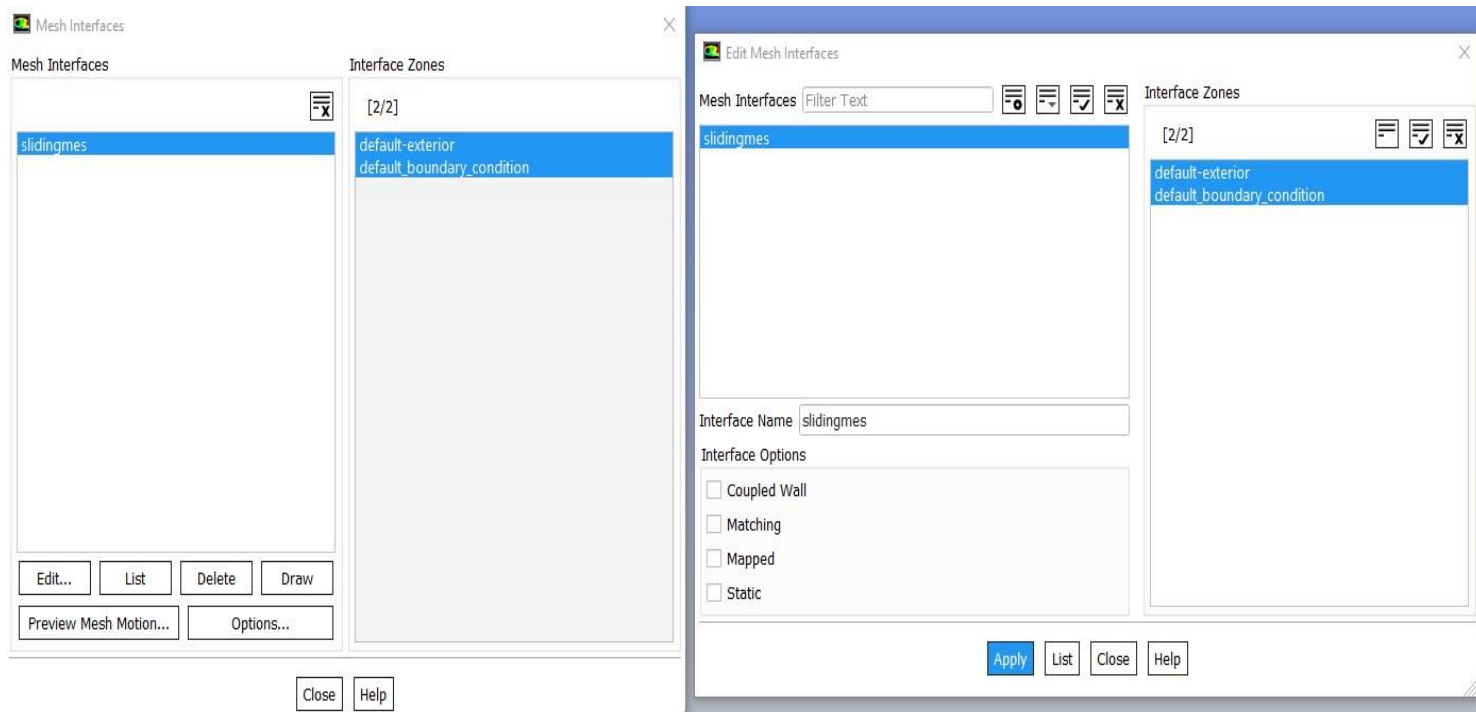
Σχήμα 65. Περιβάλλον.



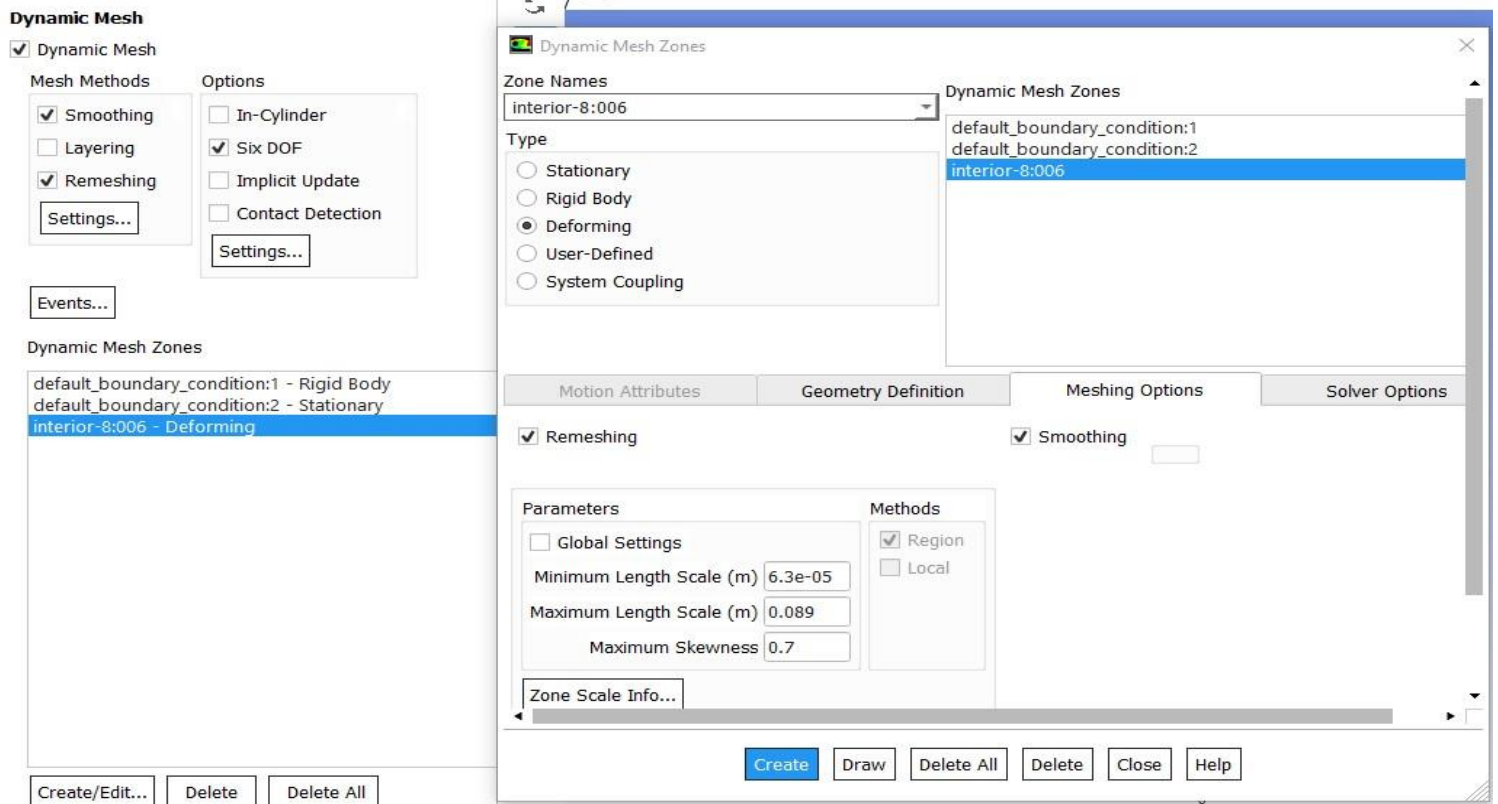
Σχήμα 66. Επιλογή Μόνιμης ή Μεταβατικής Κατάστασης.



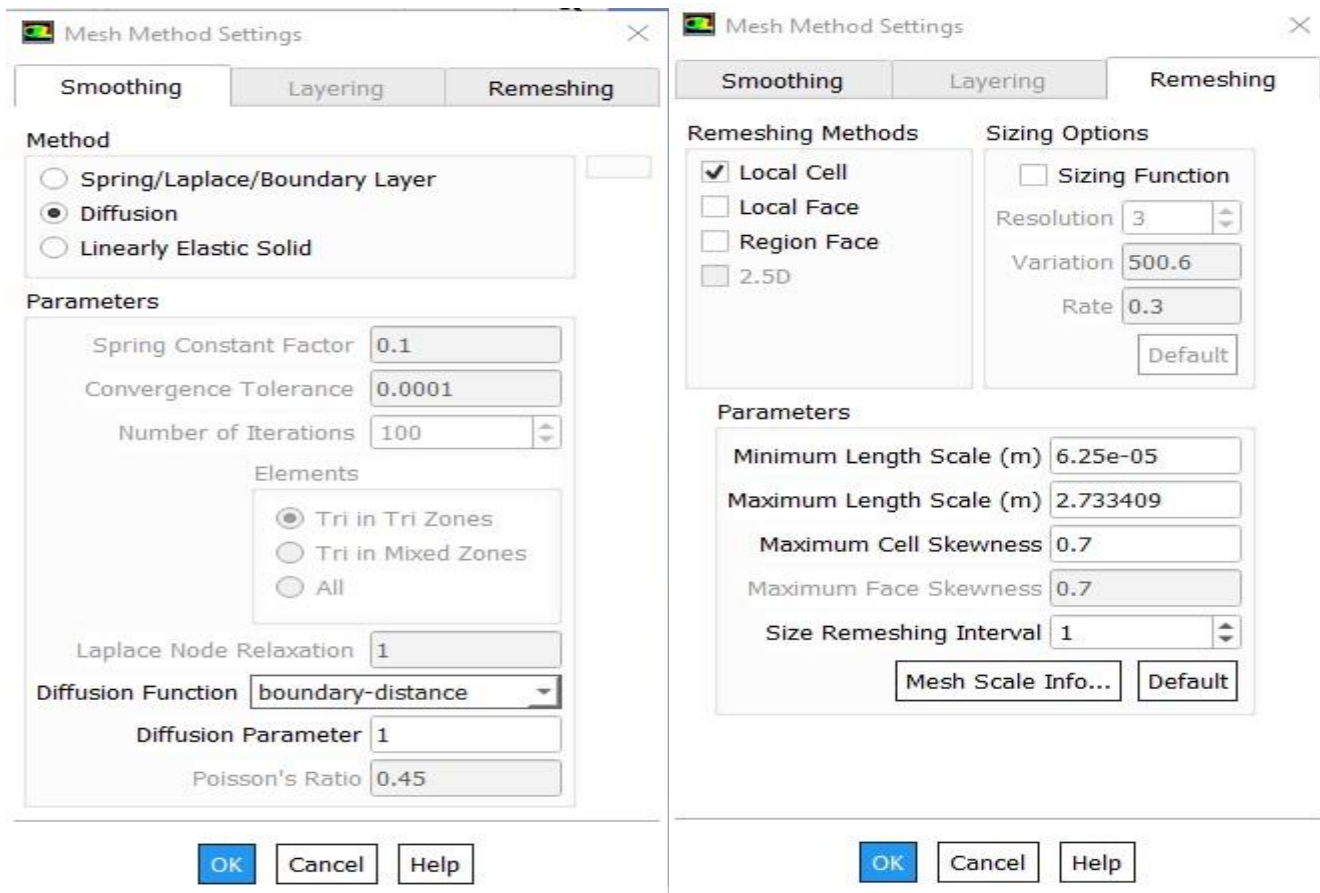
Σχήμα 67. Επιλογή μοντέλου τύρβης.



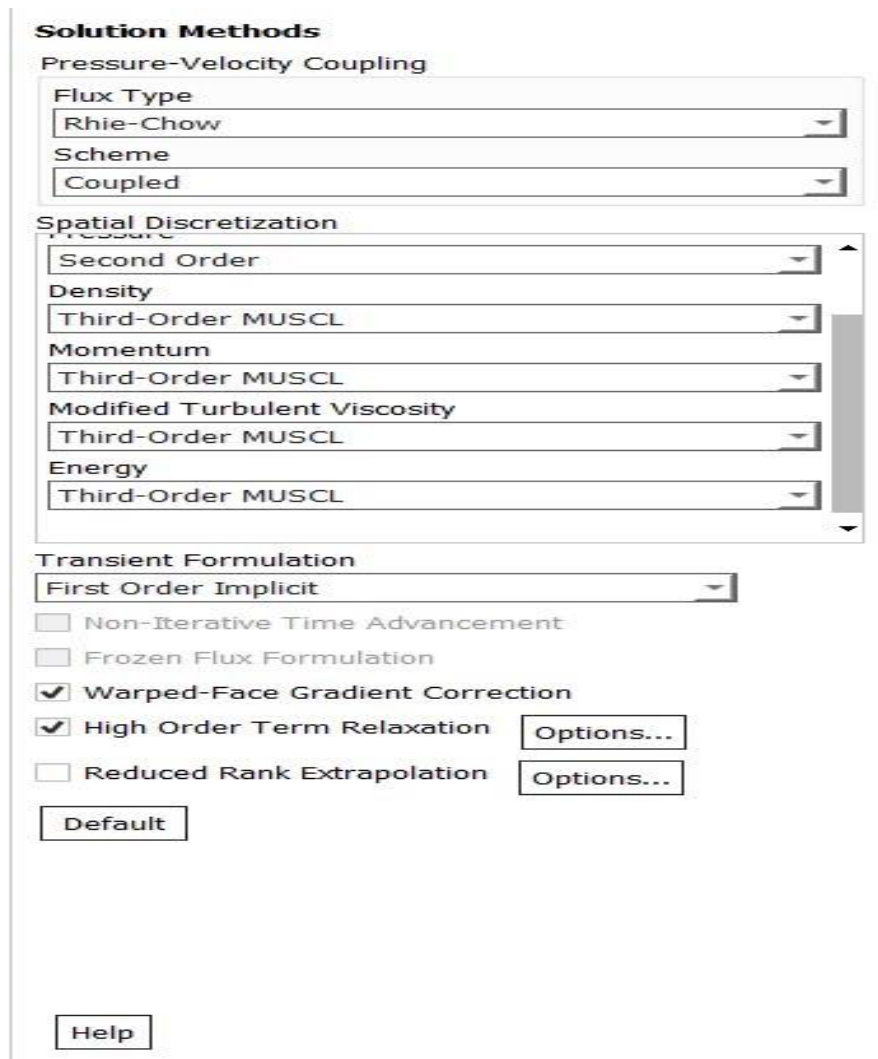
Σχήμα 68. Sliding Mesh (κεφ 4).



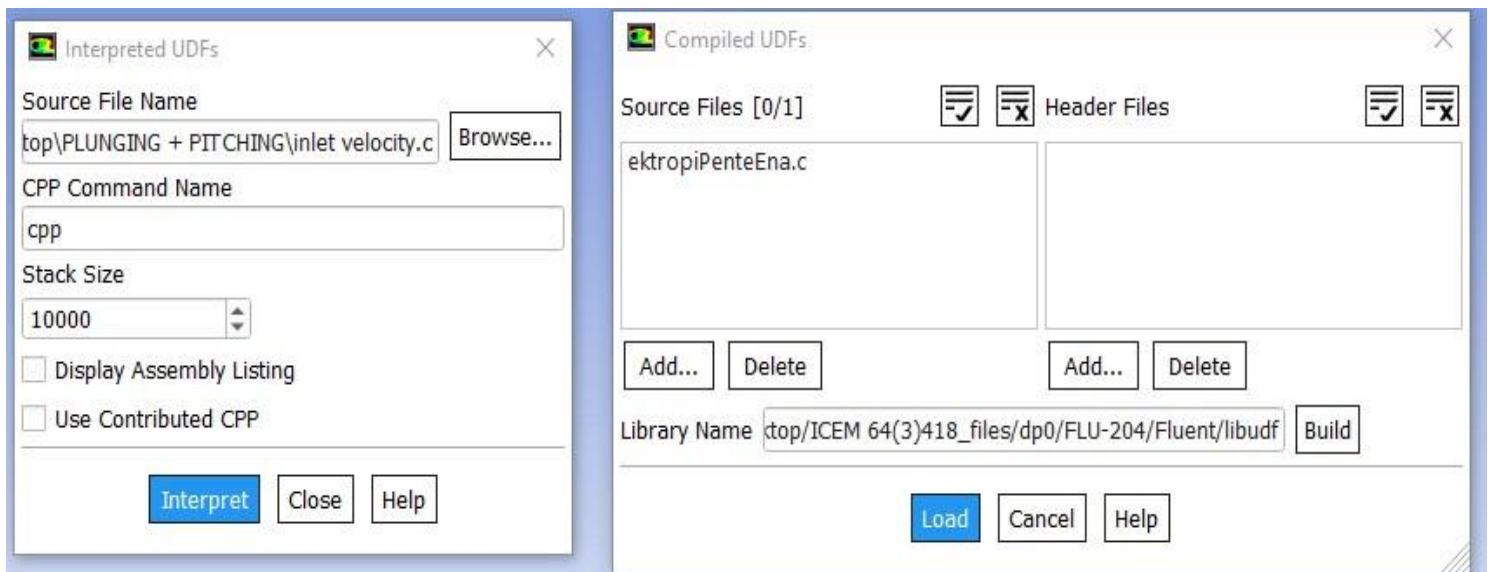
Σχήμα 69. Dynamic Mesh (κεφ 5).



Σχήμα 69. Ποιοτικά κριτήρια δυναμικού πλέγματος (κεφ 5).



Σχήμα 70. Εργαλεία Επίλυσης (κεφ 4, 5).



Σχήμα 71. Εισαγωγή των UDF για την εξαναγκασμένη και ελεύθερη ταλάντωση (κεφ 4, 5).

BIBΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] D. Gkiolas. *Experimental flow study of an oscillating airfoil*. National Technical University of Athens, Dec 2021.
- [2] Vasilis A. Riziotis, Spyros G. Voutsinas. *Dynamic stall modelling on airfoils based on strong viscous-inviscid interaction coupling*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, June 2007.
- [3] F. Zou, V. A. Riziotis, S. G. Voutsinas, J. Wang. *Analysis of vortex-induced and stall-induced vibrations at standstill conditions using a free wake aerodynamic code*. Wiley Online Library, Sept 2014.
- [4] L. Han, D. Wei, Y. Wang, M. Fang. *Lock-in phenomenon of tip clearance flow and its influence on aerodynamic damping under specified vibration on an axial transonic compressor rotor*. Chinese Journal of Aeronautics, Nov 2020.
- [5] H. Lokanna, A. Misra, M. Sucheendran. *Lock-in Phenomenon of a Pitching and Plunging Airfoil*. AIAA 2019 Forum, Jan 2019.
- [6] J. Young, J. C. S. Lai. *Vortex Lock-In Phenomenon in the Wake of a Plunging Airfoil*. AIAA Journal, Feb 2007.
- [7] I. H. Abbott, A. E. von Doenhoff, *THEORY OF WING SECTIONS*, Dover Publications, New York, June 1958.
- [8] G. Dimitriadis. *Introduction to nonlinear aeroelasticity*. 2017.
- [9] *Ansys Fluent 18 Tutorial Guide*. Release 18.0, Jan 2017.
- [10] I. H. Abbott, A. E. von DOENHOFF, L. S. Stivers, *SUMMARY OF AIRFOIL DATA*, National Advisory Committee for Aeronautics, Report No.824, 1945.
- [11] W. J. McCroskey *A CRITICAL ASSESSMENT OF WIND TUNNEL RESULTS FOR THE NACA 0012 AIRFOIL*, National Aeronautics and Space Administration, California, October 1987.
- [12] Γ. Ι. Ζησόπουλος. *Μόνιμες και μη μόνιμες μετρήσεις πιέσεων και φορτίων ορθογωνικής πτέρυγας*. Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, Μαρ 2018.
- [13] M. Raffel. *Dynamic Stall Development*. Experiments in Fluids, Feb 2013.
- [14] T. Theodorsen. *General Theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter*. Langley Aeronautical Laboratory, USA, 1935.
- [15] *Ansys Fluent UDF Manual*. Release 15.0, Jan 2013.
- [16] E. H. Dowell. *A Modern Course in Aeroleasticity*. Springer, 2014
- [17] *Ansys Fluent User's Guide*. Release 15.0, Jan 2013