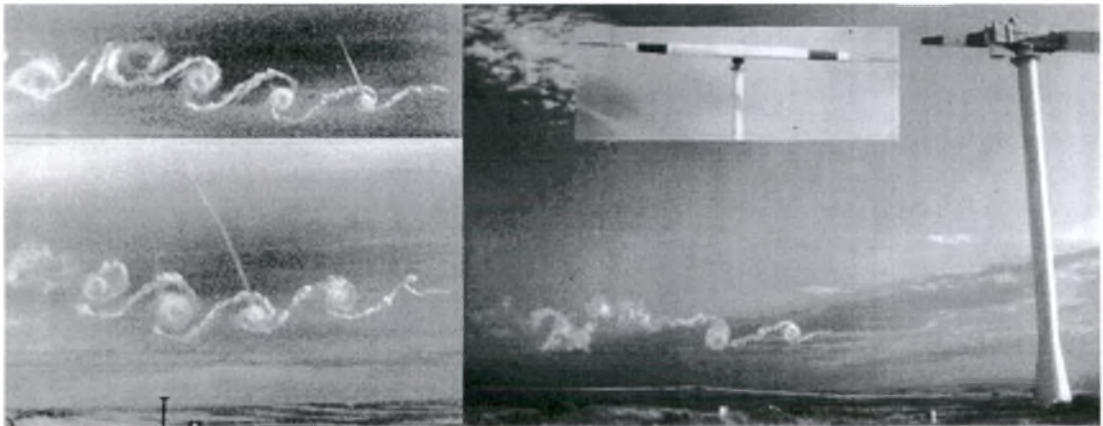


# ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΒΙΟΜΗΧΑΝΙΑΣ  
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ ΒΟΛΟΥ  
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

Διπλωματική εργασία με θέμα:

“Δυναμική φόρτιση αεροτομής σε ταλάντωση παράλληλα  
με την ελεύθερη ροή”



Φοιτητής: Γουρνιεζάκης Χ. Νικόλαος  
(Α.Μ. 0597006)

Επιβλέπων: Βαλουγεώργης Δημήτριος

Επιτροπή: Σταπουντζής Ερρίκος, Θεοδωρίδης Γεώργιος

Βόλος, Σεπτέμβριος 2002



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ**  
**ΥΠΗΡΕΣΙΑ ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗΣ & ΠΛΗΡΟΦΟΡΗΣΗΣ**  
**ΕΙΔΙΚΗ ΣΥΛΛΟΓΗ «ΓΚΡΙΖΑ ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ»**

Αριθ. Εισ.: 962/1  
Ημερ. Εισ.: 01-03-2004  
Δωρεά: \_\_\_\_\_  
Ταξιθετικός Κωδικός: ΠΤ ΜΜΒ  
2002  
ΓΟΥ

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ



004000072645

Εξώφυλλο: Πειράματα οπτικοποίησης απόρρου πτερυγίων ανεμογεννήτριας ισχύος 2.5 MW.

Liu, H.-T., Hiester, T. R., Waite, J. W., Tacheron, P. H., and Srnsky, R. A. (1983) "Flow Visualization Study of a MOD-2 Turbine Wake," Pacific Northwest Laboratory Technical Report PNL-4535, UC-60, June.

Hiester, T. R., Liu, H.-T., and Waite, J. W. (1983) "Results of MOD-2 Wake Flow Visualization," presented at 1983 American Solar Energy Society Meeting, June 1 - 3.

Στους γονείς μου,  
για τους κόπους τους

Για την περάτωση της παρούσας διπλωματικής εργασίας αισθάνομαι την ανάγκη να ευχαριστήσω τον κ. Δημήτρη Βαλουγέωργη, επιβλέπων της διπλωματικής μου, για τις συμβουλές του και την άριστη συνεργασία μας, τα τέσσερα τελευταία χρόνια που υπήρξα μέλος του εργαστηρίου ηλεκτρονικών υπολογιστών. Επίσης θέλω να ευχαριστήσω τον κ. Γεώργιο Θεοδωρίδη, καθώς επίσης τον κ. Martin Kuntz, για τον πολύτιμο χρόνο που διέθεσαν στην επίλυση προβλημάτων που παρουσιάστηκαν στην πορεία της εργασίας. Ακόμα θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κ. Δημήτριο Σοφιαλίδη για τις εποικοδομητικές συζητήσεις που κάναμε στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής.

Τέλος θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου και όλους όσους συνέβαλλαν με τους κόπους τους στο να βρίσκομαι αυτή την στιγμή στην θέση αυτή.

Γουρνιαζάκης Νίκος  
Βόλος, Σεπτέμβριος 2002.

## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

Περιεχόμενα.....	1
1ο Κεφάλαιο: Εισαγωγή.....	8
2ο Κεφάλαιο: Βιβλιογραφική ανασκόπηση .....	11
3ο Κεφάλαιο: Περιγραφή του φαινομένου.....	17
3.1 Όροι άνωση και αντίσταση.....	17
3.2 Διαφορικές εξισώσεις που διέπουν τη ροή.....	18
3.3 Δεδομένα του προβλήματος.....	19
4ο Κεφάλαιο: Η μέθοδος των διακριτών δινών.....	21
4.1 Εισαγωγή.....	21
4.2 Περιγραφή της μεθόδου σε μόνιμη ροή.....	21
4.3 Περιγραφή της μεθόδου σε ασταθή ροή.....	22
4.3.1 Αδιάστατα μεγέθη .....	27
4.3.2 Αριθμητική μέθοδος.....	27
4.4 Αποτελέσματα .....	28
4.4.1 Επίδραση πάχους .....	34
4.4.2 Επίδραση γωνίας προσβολής .....	37
4.4.3 Επίδραση κυρτότητας .....	40

4.4.4	Επίδραση συχνότητας ταλάντωσης.....	43
5ο	Κεφάλαιο: Επίλυση με το πρόγραμμα FLUENT .	49
5.1	Γενικά .....	49
5.2	Διαδικασία επίλυσης .....	49
5.3	Αποτελέσματα.....	56
5.3.1	Επίδραση πάχους .....	58
5.3.2	Επίδραση γωνίας προσβολής .....	62
5.3.3	Επίδραση κυρτότητας .....	68
5.3.4	Επίδραση συχνότητας ταλάντωσης.....	71
5.3.5	Επίδραση πλάτους ταλάντωσης.....	92
5.3.6	Μέθοδος μεγάλων δινών (LES).....	96
6ο	Κεφάλαιο: Επίλυση με το πρόγραμμα AEA CFX.	100
6.1	Γενικά .....	100
6.2	Περιγραφή διαδικασίας επίλυσης.....	100
6.3	Αποτελέσματα.....	108
6.3.1	NACA 0015 2°, k=0.25, H=0.1c.....	109
6.3.2	NACA 0015 8°, k=0.25, H=0.1c.....	111
6.3.3	NACA 4412 0°, k=0.25, H=0.1c.....	113
7ο	Κεφάλαιο: Σχολιασμός και σύγκριση των αποτελεσμάτων .....	115
7.1	Σύγκριση αεροδυναμικών συντελεστών .....	115
7.2	Υστέρηση μέγιστης τιμής του συντελεστή άνωσης .....	120

7.3	Χρονική μεταβολή αεροδυναμικών συντελεστών .....	122
7.4	Διάχυση απόρρου .....	124
8ο	Κεφάλαιο: Συμπεράσματα.....	128
	Βιβλιογραφία .....	130
	Παράρτημα Ι.....	132



## 1ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η χρήση των ήπιων ή ανανεώσιμων πηγών ενέργειας επεκτείνεται συνεχώς και γίνεται ολοένα και πιο αποδοτική με την εξέλιξη της τεχνολογίας. Μια από τις πλέον σημαντικές ανανεώσιμες μορφές ενέργειας είναι η αιολική. Η χρησιμοποίησή της μέσω ορισμένων αιολικών μηχανών συναντάται από πολύ παλιά.

Οι σύγχρονες αιολικές μηχανές δεν έχουν, βέβαια, καμία σχέση με τις παραδοσιακές, αλλά δεν παύουν να λειτουργούν με την ίδια αρχή. Η λειτουργία τους βασίζεται στη χρήση αεροδυναμικών σωμάτων-πτερυγίων για τη μετατροπή της ενέργειας του ανέμου σε μηχανική και στη συνέχεια (στις σύγχρονες ανεμογεννήτριες) σε ηλεκτρική. Τα αεροδυναμικά σώματα έχουν την ιδιότητα να έχουν υψηλό λόγο άνωσης προς αντίσταση (περίπου 10 φορές μεγαλύτερη άνωση) και ονομάζονται πτέρυγες, αεροτομές κ.ά. ανάλογα με την εφαρμογή.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζεται η ασταθής ροή γύρω από αεροδυναμικά σώματα και συγκεκριμένα πτέρυγες ανεμογεννητριών. Συγκεκριμένα, μελετάται η κατά μήκος ή παράλληλα με τον άξονα, ταλάντωση αεροτομής και υπολογίζονται η κατανομή πιέσεων ( $C_p$ ) και οι αεροδυναμικοί συντελεστές άνωσης ( $C_L$ ), αντίστασης ( $C_D$ ) και ροπής ( $C_M$ ). Χρησιμοποιείται η μέθοδος των διακριτών δινών και δύο κλειστοί κώδικες υπολογιστικής ρευστομηχανικής για την επίλυση της ροής.

Το φαινόμενο των ρευστομηχανικά επαγόμενων ταλαντώσεων σε κατασκευές επίγειες ή θαλάσσιες έχει παρατηρηθεί εδώ και αρκετά χρόνια. Τέτοιου είδους ταλαντώσεις εμφανίζονται, για παράδειγμα, σε κα-

μινάδες μεγάλου ύψους και πλωτές εξέδρες άντλησης. Επιπλέον, σε περυγία τόσο αεροσκαφών όσο και ανεμογεννητριών έχει παρατηρηθεί η εμφάνιση τέτοιου είδους επαγόμενων ρευστομηχανικών ταλαντώσεων και κατά τους τρεις βαθμούς ελευθερίας των περυγίων. Οι ταλαντώσεις αυτές δεν μπορούν να εξαλειφθούν για κατασκευαστικούς λόγους των περυγίων. Τα περυγία πρέπει να είναι ελαφριά και όχι ιδιαίτερα στιβαρά, γιατί αυξάνεται ο κίνδυνος θραύσης λόγω της μεταβαλλόμενης φύσης των φορτίων που δέχονται. Κατά συνέπεια, το φαινόμενο είναι αναπόφευκτο και είναι αναγκαίο να μελετηθεί η επίδρασή του στους αεροδυναμικούς συντελεστές των περυγίων και η επίδρασή του στην αντοχή τους (με το δεύτερο δεν ασχολείται η παρούσα εργασία).

Οι δύο περιπτώσεις ταλάντωσης, περιστροφικής και κατακόρυφης, έχουν μελετηθεί εκτενώς και υπάρχουν αρκετές αναφορές στη βιβλιογραφία. Η τρίτη και τελευταία περίπτωση είναι αυτή που μελετάται στην παρούσα διπλωματική εργασία. Εφαρμόζοντας τη μέθοδο των διακριτών δινών [2], επεκτείνεται και διευρύνεται η διπλωματική εργασία του Δ. Γιαλούρη [1], ώστε να μπορέσει να λύσει την περίπτωση της ταλάντωσης στην διεύθυνση της ελεύθερης ροής (ή οριζόντιας ταλάντωσης), με τη χρήση του προγράμματος των διακριτών δινών σε Fortran. Η μέθοδος επίλυσης θεωρεί το ρευστό ιδανικό και περιγράφεται στο κεφάλαιο 4.

Στη συνέχεια, εφαρμόζονται δύο κλειστοί κώδικες υπολογιστικής ρευστομηχανικής για την επίλυση του ίδιου προβλήματος, με τις εξισώσεις Navier-Stokes. Με τα προγράμματα αυτά, αναπτύσσονται δυο διαφορετικές μεθοδολογίες επίλυσης του ίδιου προβλήματος για πραγματικό ρευστό με ιξώδες, οι οποίες εξετάζονται αναλυτικά στα κεφάλαια 3 & 4. Στο 4<sup>ο</sup> κεφάλαιο, περιγράφεται η επίλυση του προβλήματος με το πρόγραμμα FLUENT και στο 6<sup>ο</sup> κεφάλαιο, παρατίθεται η μέθοδος του παραμορφούμενου πλέγματος που χρησιμοποιείται στο πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής CFX.

Στο 7<sup>ο</sup> κεφάλαιο, γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων των τριών προσεγγίσεων που ακολουθήθηκαν και παρατίθενται τα πλεονεκτήματα

και μειονεκτήματα της κάθε μεθόδου. Στην συνέχεια δίνονται τα πλέον σημαντικά συμπεράσματα για τα φαινόμενα που παρατηρήθηκαν κατά τη ροή γύρω από την ταλαντούμενη πτέρυγα.

Τέλος στο κεφάλαιο 8 συνοψίζονται τα αποτελέσματα της παρούσας εργασίας, γίνεται μια επανάληψη των κυρίων φαινομένων που παρατηρήθηκαν και γίνονται κάποιες προτάσεις για μελλοντική έρευνα.

## 2ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΚΗ ΑΝΑΣΚΟΠΗΣΗ

Το φαινόμενο της ασταθούς κίνησης αεροτομών, έχει μελετηθεί εκτενώς, όσον αφορά την κατακόρυφη (Transverse or flapwise oscillation) και την περιστροφική ταλάντωση (Pitching oscillation) μιας αεροτομής [1]. Αυτά τα δύο φαινόμενα έχουν μελετηθεί με διάφορες μεθόδους. Οι πλέον συνήθεις τεχνικές είναι η μέθοδος των διακριτών δινών και η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων, οι οποίες και εφαρμόστηκαν στην παρούσα εργασία.

Η μέθοδος των διακριτών δινών εφαρμόστηκε για μόνιμη κατάσταση από τους Hess και Smith [4] το 1966 με τη μορφή κατανομής πηγών και δινών. Μια εκτενής θεωρητική ανάλυση για τη μέθοδο των διακριτών δινών υπάρχει στο βιβλίο του Moran [3], για τη μόνιμη ροή. Τη μέθοδο των Hess και Smith [4] ανέπτυξαν για αστάθη ροή το 1978 οι Basu και Hancock [2]. Στη δημοσίευσή τους, γίνεται αναφορά των δυνατών συνθηκών Kutta (Kutta condition), ώστε το πρόβλημα να είναι μονοσήμαντα ορισμένο. Οι δύο συνθήκες στις οποίες καταλήγουν είναι η συνθήκη ίσων ταχυτήτων και η συνθήκη ίσων πιέσεων. Επίσης, η μεθοδολογία τους περιλαμβάνει την προσκόλληση ενός στοιχείου απόρρου στην ακμή φυγής της αεροτομής, εξασφαλίζοντας ίσες πιέσεις και πεπερασμένες ταχύτητες στα δύο τελευταία στοιχεία της αεροτομής επάνω και κάτω.

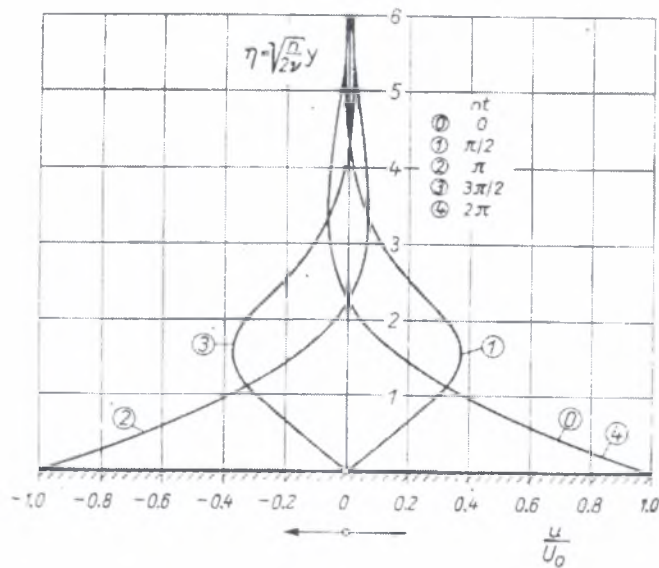
Στην παρούσα διπλωματική εργασία εφαρμόστηκε και επεκτάθηκε η έρευνα των εργασιών [1],[2] και [5]. Στις προηγούμενες εργασίες επι-

λύθηκε το πρόβλημα της περιστροφικής ταλάντωσης, καθώς και της κατακόρυφης ταλάντωσης της αεροτομής με τη μέθοδο των διακριτών δυνάμεων. Επίσης, επιλύθηκε και το πρόβλημα απότομης αλλαγής της γωνίας πρόσπτωσης της αεροτομής. Η μέθοδος εφαρμόστηκε με επιτυχία για ταλαντώσεις μεγάλης συχνότητας και μικρού εύρους ταλάντωσης. Επίσης, η μέθοδος αυτή έχει εφαρμοστεί από τους Γιαλούρη, Βαλουγεώργη και Γούλα [5] για τη μελέτη της αλληλεπίδρασης δύο πτερυγίων που ταλαντώνονται σε φάση ή με διαφορά φάσης.

Τα τελευταία χρόνια, ο συνδυασμός της κλασικής μεθόδου των πεπερασμένων όγκων με την εξέλιξη των ηλεκτρονικών υπολογιστών δημιούργησε νέες δυνατότητες στην επίλυση δύσκολων προβλημάτων, τόσο στις τρεις διαστάσεις όσο και σε χρονικά μεταβαλλόμενα προβλήματα. Παρόλα αυτά η πλήρης τρισδιάστατη μη μόνιμη επίλυση είναι ακόμα ακριβή από άποψη υπολογιστικού χρόνου και δεν είναι, προς το παρόν, εφικτή παρά μόνο σε υπερυπολογιστές. Για το λόγο αυτό, ο συνδυασμός της μεθόδου των διακριτών δυνάμεων και των πεπερασμένων όγκων δίνει απαντήσεις σε δύσκολα προβλήματα.

Όσον αφορά τα γενικότερα επιστημονικά αποτελέσματα (είτε πειραματικά είτε υπολογιστικά) που έχουν προκύψει από έρευνες για τα ροϊκά πεδία που επάγουν ταλαντούμενα σώματα, αυτά αφορούν κυρίως την περίπτωση ταλαντούμενης επίπεδης πλάκας και κυλίνδρου.

Είναι γνωστή η λύση του δεύτερου προβλήματος του Stokes (Stokes's Second Problem) που αφορά την αρμονική ταλάντωση άπειρης επίπεδης πλάκας παράλληλα στον εαυτό της [9]. Η παράλληλα με την ελεύθερη ροή ταλαντούμενη αεροτομή, είναι ουσιαστικά μια προέκταση αυτής της λύσης για μια πλάκα με πάχος και κυρτότητα. Η κατανομή της ταχύτητας για την ταλαντούμενη επίπεδη πλάκα είναι αυτή που φαίνεται στο παρακάτω σχήμα. Η παρούσα εργασία δεν ασχολείται με τα φαινόμενα κοντά στο οριακό στρώμα, αλλά επικεντρώνεται κυρίως σε μακροσκοπική ανάλυση των αεροδυναμικών συντελεστών της πτέρυγας.

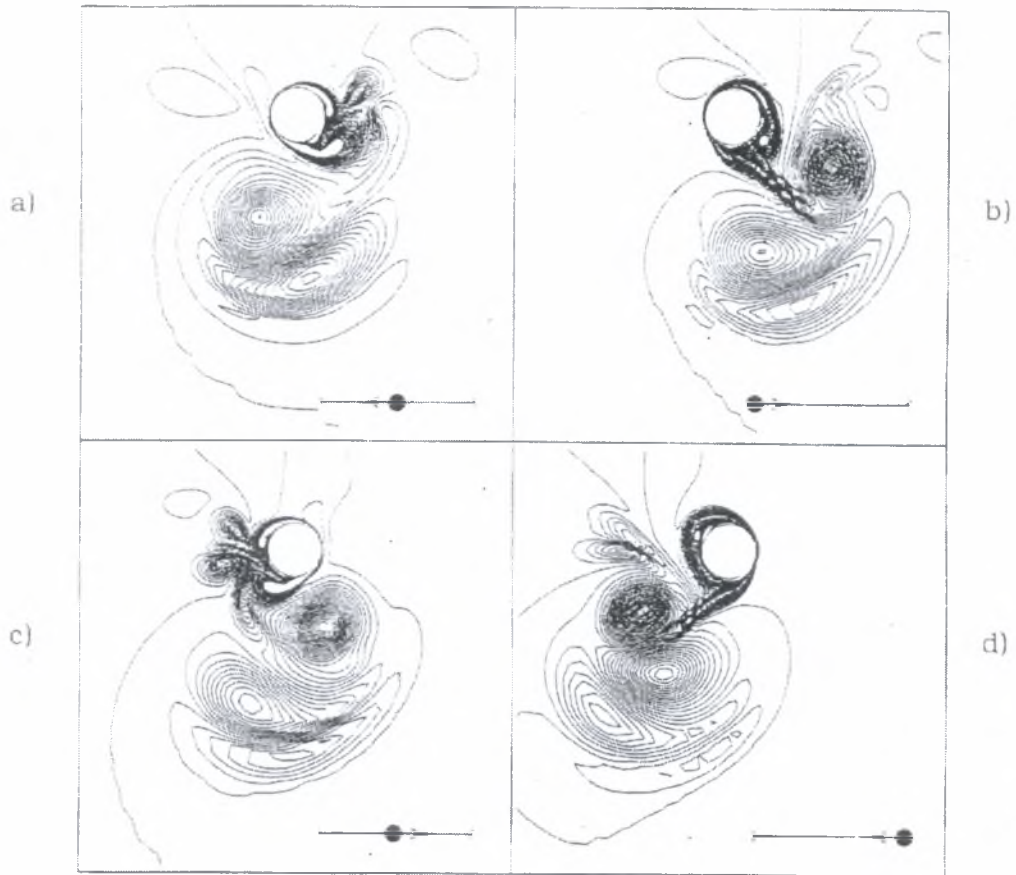


Σχήμα 2-1 Προφίλ ταχύτητας στην περιοχή κοντά σε ταλαντούμενο επίπεδο τοίχωμα

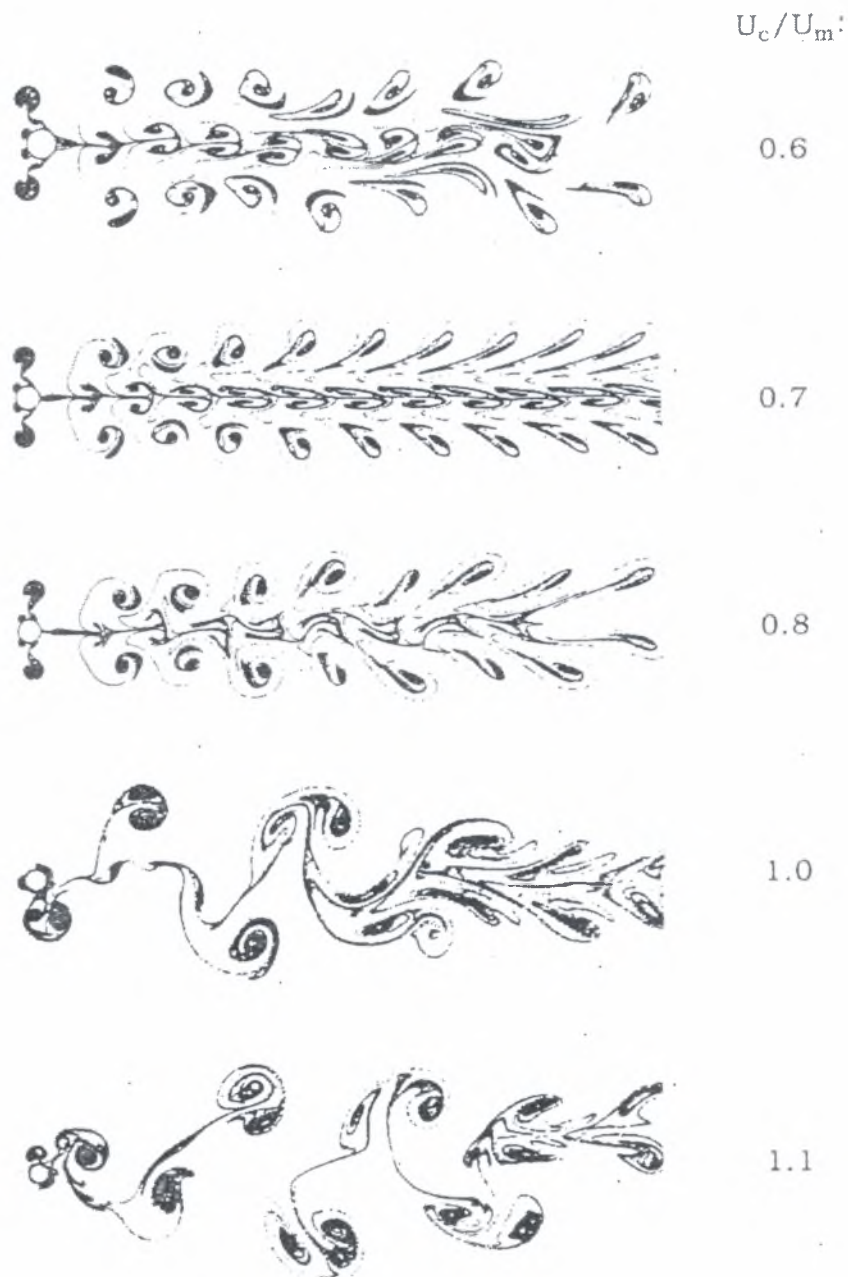
Χαρακτηριστική περίπτωση ταλάντωσης σώματος είναι αυτή του ταλαντούμενου κυλίνδρου, η οποία έχει εξεταστεί εκτενώς τόσο πειραματικά όσο και υπολογιστικά [10]. Στην περίπτωση αυτή εξετάζεται η επίδραση του αδιάστατου αριθμού Keulegan - Carpenter, ο οποίος ορίζεται ως:

$$KC = \frac{U_m T_w}{D} \quad [2.1]$$

όπου  $U_m$  η μέγιστη σχετική ταχύτητα του κυλίνδρου ως προς τη ροή,  $T_w$  η περίοδος της ταλάντωσης και  $D$  η διάμετρος του κυλίνδρου. Η περιοδική απόσπαση δινών που εμφανίζεται στον κύλινδρο εμφανίζεται τόσο σε ακίνητο κύλινδρο όσο και σε ταλαντούμενο. Η μορφή του απόρρου του κυλίνδρου, όταν αυτός ταλαντώνεται σε κατεύθυνση παράλληλη με της ελεύθερης ροής, είναι αυτή που φαίνεται στα παρακάτω σχήματα, τα οποία έχουν προκύψει τόσο με υπολογιστικές μεθόδους όσο και πειραματικά.



Σχήμα 2-2 Ισοψείς καμπύλες στροβιλότητας όπως προέκυψαν από την αριθμητική επίλυση των εξισώσεων N.S. για  $KC=8$  και  $\beta=196$ . Φαίνονται οι γραφικές παραστάσεις για τις χρονικές στιγμές  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ ,  $2\pi$  αντίστοιχα. (Justensen 1991)



Σχήμα 2-3 Ακολουθία δινών πίσω από κύλινδρο σε συνδυασμένο ροϊκό πεδίο με ταλάντωση και ελεύθερη ροή για  $KC=4$ ,  $\beta=200$ . (Sarpkaya et al. 1992)

Στην περίπτωση του ταλαντούμενου κυλίνδρου, εμφανίζεται για ένα εύρος τιμών του αριθμού  $KC$  η ταυτόχρονη απόσπαση δινών σε αντίθεση με τη γνωστή περιοδική απόσπαση της οδού δινών Von-Karman. Στην περίπτωση της ταλαντούμενης πτέρυγας γίνεται περιοδική απόσπαση δινών με φορά περιστροφής αντίθετη από αυτών που εμφανίζο-



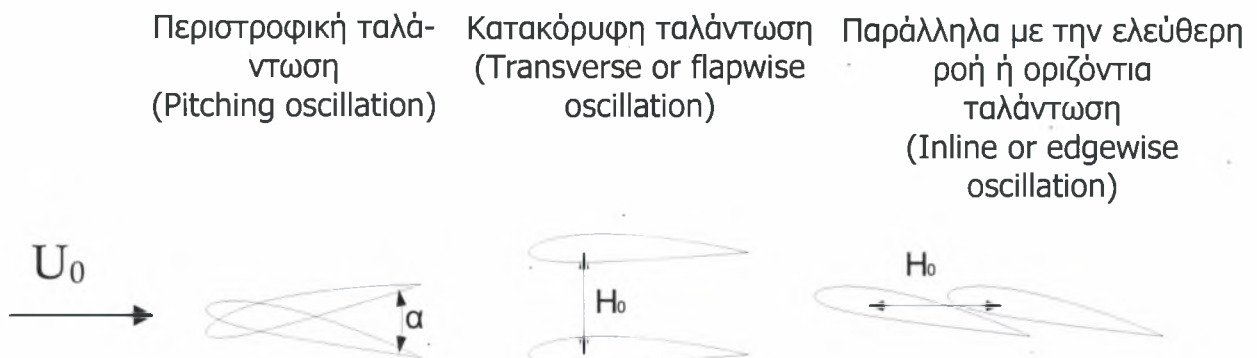
νται στον κύλινδρο (αλλά στις περισσότερες περιπτώσεις πολύ μικρότερης έντασης), ενώ το φαινόμενο της ταυτόχρονης απόσπασης των δινών σχολιάζεται στο κεφάλαιο 7.

Όσον αφορά τα πειραματικά δεδομένα που είναι διαθέσιμα για την εξεταζόμενη ταλάντωση, αυτά δεν υπάρχουν και ορισμένα που σχετίζονται δεν αφορούν την καθαρή περίπτωση οριζόντιας ταλάντωσης, αλλά κάποια συνδυασμένη κίνηση.

Στην ηλεκτρονική σελίδα [1] γίνεται μια αναφορά σχετικά με τα τεστ κοπώσεως, που υποβάλλονται τα πτερύγια των ανεμογεννητριών τόσο σε κατακόρυφη όσο και περιστροφική ταλάντωση. Η περιστροφική ταλάντωση δε μελετάται, γιατί δεν εμφανίζεται στα πτερύγια των ανεμογεννητριών, λόγω της μεγάλης δυσκαμψίας τους κατά τον άξονά τους. Είναι προφανής η σημασία μελέτης τέτοιου είδους ταλαντώσεων στη βιομηχανία σχεδιασμού και κατασκευής ανεμογεννητριών. Η αεροδυναμική φόρτιση των πτερυγίων, κατά την εμφάνιση τέτοιου είδους ταλαντώσεων, μπορεί να οδηγήσει σε συμπεράσματα σχετικά με την αντοχή και διάρκεια ζωής τους.

## 3ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΟΥ ΦΑΙΝΟΜΕΝΟΥ

Σε μεγάλα μεγέθη ανεμογεννητριών, έχει παρατηρηθεί έντονα το φαινόμενο της ταλάντωσης των πτερυγίων υπό την επίδραση ασταθών δυνάμεων που επάγονται από το ρευστό (αέρα). Έτσι, έχουν μετρηθεί φαινόμενα ταλάντωσης και κατά τους τρεις βαθμούς ελευθερίας του πτερυγίου, σχήμα 3.1.

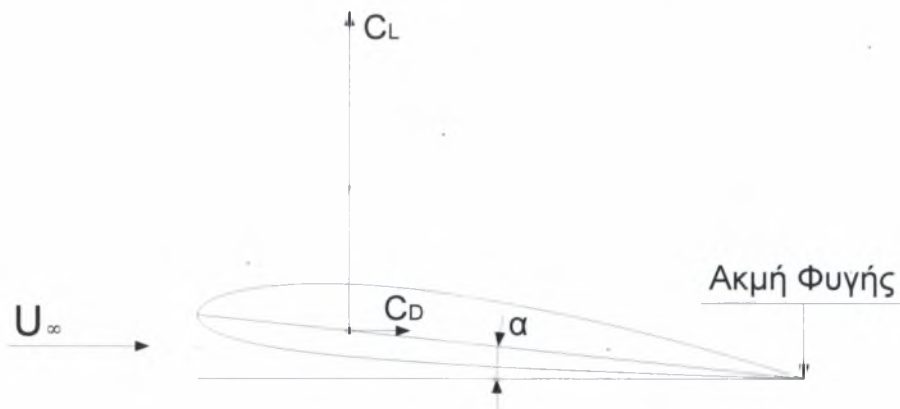


Σχήμα 3-1: Τύποι ταλάντωσης και βαθμοί ελευθερίας στις εμφανιζόμενες ταλαντώσεις πτερυγίων.

### 3.1 Όροι άνωση και αντίσταση

Με τον όρο άνωση και αντίσταση, όπως φαίνεται και από το σχήμα 3.2, εννοείται η δύναμη η οποία αναπτύσσεται στην πτέρυγα κατά τη σχετική κίνησή της ως προς ένα ρευστό και η οποία έχει διεύθυνση κάθετη προς το διάνυσμα της ταχύτητας. Κύρια αιτία αυτής της δύναμης είναι η διαφορά πιέσεων που δημιουργείται στο άνω και κάτω μέρος της πτέρυγας. Λέγοντας αντίσταση εννοείται η δύναμη που αναπτύσσεται

και έχει την ίδια διεύθυνση με τη ροή και φορά αντίθετη από τη αυτή της σχετικής κίνησης της πτέρυγας. Η κύρια αιτία της δύναμης αυτής, η οποία αντιστέκεται στην κίνηση της πτέρυγας ή του ρευστού αντίστοιχα, είναι η διατμητική τάση που δημιουργείται στην επιφάνεια της πτέρυγας λόγω της ανάπτυξης του οριακού στρώματος.



Σχήμα 3-2 Πτέρυγα σε γωνία προσβολής  $\alpha$ .

Κυριότερη διαφορά ενός αεροδυναμικού σώματος από ένα άλλο σώμα ("bulk body") είναι η ελαχιστοποίηση της διαταραχής που αυτό προκαλεί στη ροή. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να παρουσιάζει μειωμένη αντίσταση σε αντίθεση με τα υπόλοιπα σώματα.

### 3.2 Διαφορικές εξισώσεις που διέπουν τη ροή

Το πρόβλημα που τίθεται προς επίλυση, σύμφωνα με τα παραπάνω, είναι η προσομοίωση της ροής γύρω από ταλαντούμενη αεροτομή παράλληλα με την κύρια ροή (edgewise vibration) και ο υπολογισμός των διαφόρων ασταθών αεροδυναμικών συντελεστών. Το πρόβλημα θεωρήθηκε δισδιάστατο, με τα φαινόμενα στην κατεύθυνση του εκπετάσματος της πτέρυγας να θεωρούνται αμελητέα. Η πλήρης μορφή των ισοθερμοκρασιακών εξισώσεων Navier-Stokes σε δύο διαστάσεις για ασυμπιεστο ρευστό (σταθερής πυκνότητας) χωρίς την επίδραση της βαρύτητας, σε δύο διαστάσεις είναι η εξής:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \end{aligned} \quad [3.1]$$

και σε αδιαστατοποιημένη μορφή:

$$\begin{aligned} \text{Str} \frac{\partial u'}{\partial t'} + u' \frac{\partial u'}{\partial x'} + v' \frac{\partial u'}{\partial y'} &= -\text{Eu} \frac{\partial p'}{\partial x'} + \frac{1}{\text{Re}} \left( \frac{\partial^2 u'}{\partial x'^2} + \frac{\partial^2 u'}{\partial y'^2} \right) \\ \text{Str} \frac{\partial v'}{\partial t'} + u' \frac{\partial v'}{\partial x'} + v' \frac{\partial v'}{\partial y'} &= -\text{Eu} \frac{\partial p'}{\partial y'} + \frac{1}{\text{Re}} \left( \frac{\partial^2 v'}{\partial x'^2} + \frac{\partial^2 v'}{\partial y'^2} \right) \end{aligned} \quad [3.2]$$

όπου οι αριθμοί Struhal, Euler, Reynolds δίνονται από τις σχέσεις

$$\text{Str} = \frac{c}{U_\infty T} \quad [3.3]$$

$$\text{Eu} = \frac{P}{\rho U_\infty^2} \quad [3.4]$$

$$\text{Re} = \frac{U_\infty c}{\nu} \quad [3.5]$$

Είναι εμφανές ότι η εξάρτηση της ροής από το χρόνο έχει να κάνει με την τάξη μεγέθους του αδιάστατου αριθμού Str. Συνεπώς, μια ροή μπορεί να θεωρηθεί ψευδοστατική (quasi steady), αν  $\text{Str} \ll 1$ . Οι μη μόνιμοι όροι των εξισώσεων δεν μπορούν να παραλειφθούν για  $\text{Str} \gg 0.1$  και πρέπει να ληφθεί υπόψη στη διακριτοποίηση των Navier-Stokes σε μη μόνιμες συνθήκες.

### 3.3 Δεδομένα του προβλήματος

Τα χαρακτηριστικά μιας τυπικής ανεμογεννήτριας ισχύος 1MW, τα οποία χρησιμοποιήθηκαν για τον προσδιορισμό των διαφόρων παραμέτρων που διέπουν το πρόβλημα της παράλληλα με την ελεύθερη ροή, ταλάντωσης, φαίνονται στον πίνακα 3-1 και προέρχονται από τον κατασκευαστή ανεμογεννητριών Vestas [15].

Ονομαστική Ισχύς Ανεμογεννήτριας	1MW
Διάμετρος Φτερωτής	$\approx 55\text{m}$
Μήκος Πτερυγίου	$\approx 26\text{m}$
Στροφές	18/23 RPM
Χορδή $c$ στο 75% της απόστασης από την πλήμνη	$\approx 1\text{m}$
Γωνία προσβολής $\alpha$ στην προηγούμενη θέση	$4^\circ$ έως $7^\circ$

Πίνακας 3-1: Τυπικά χαρακτηριστικά σύγχρονης ανεμογεννήτριας ισχύος 1MW.

Η γωνιακή συχνότητα ταλάντωσης, κατά την διεύθυνση της ροής, της αεροτομής είναι περίπου πέντε φορές επί τη συχνότητα περιστροφής της ανεμογεννήτριας, σύμφωνα με παρατηρούμενα πρακτικά μεγέθη. Οπότε, η συχνότητα ταλάντωσης προκύπτει να είναι περίπου 10 rad/sec και η αδιάστατη γωνιακή συχνότητα 0.25 ή  $\omega=10$  rad/sec.

Το εύρος ταλάντωσης από παρατηρούμενα μεγέθη είναι περίπου  $H_{\max}=0.5c$ , και επομένως για την προσομοίωση θεωρήθηκε 0.5m, όσο δηλαδή και το μήκος της χορδής της πτέρυγας.

Η ταχύτητα ελεύθερης ροής είναι αυτή που βλέπει το πτερόγιο όταν περιστρέφεται και προκύπτει ως η συνισταμένη της ταχύτητας ροής του αέρα και της εφαπτομενικής ταχύτητας λόγω της περιστροφής του. Τυπική τιμή που προκύπτει για την παραπάνω ανεμογεννήτρια είναι  $U_\infty=40\text{m/sec}$ .

Αυτά είναι και τα μεγέθη τα οποία χρησιμοποιούνται ακολούθως κατά την προσομοίωση του φαινομένου με τη μέθοδο των διακριτών δι- νών και με τους κώδικες FLUENT και CFX.

## 4ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: Η ΜΕΘΟΔΟΣ ΤΩΝ ΔΙΑΚΡΙΤΩΝ ΔΙΝΩΝ

### 4.1 Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό, εξετάζεται η μέθοδος των διακριτών δινών (Discrete Vortex Method) και γίνεται περιγραφή του τρόπου επίλυσης της ροής γύρω από ταλαντούμενη πτέρυγα.

Αρχικά, παρουσιάζεται η μέθοδος για τη μόνιμη κατάσταση και κατόπιν γίνεται επέκταση στην ασταθή ροή. Στη συνέχεια, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για διάφορες περιπτώσεις και τέλος, γίνεται ο σχολιασμός τους. Για περισσότερες λεπτομέρειες σχετικά με τη μέθοδο, υπάρχει εκτενής βιβλιογραφία [1], [2], [3], [4].

### 4.2 Περιγραφή της μεθόδου σε μόνιμη ροή

Η μέθοδος για τη μόνιμη ροή αρχίζει με την προσέγγιση της αεροτομής από  $N$  ευθύγραμμα στοιχεία, ξεκινώντας από την ακμή φυγής και προχωρώντας δεξιόστροφα. Στη συνέχεια, κατανέμονται γραμμικές πηγές έντασης  $q_i$  ( $i=1,2,\dots,N$ ) και γραμμική δίνη ίδιας έντασης  $\gamma$  σε κάθε στοιχείο. Σε όλο το ροϊκό πεδίο κατανέμεται μια ευθύγραμμη ομοιόμορφη ροή  $U_\infty$ . Οι τιμές των  $q_i$  και  $\gamma$  είναι οι  $N+1$  άγνωστοι του προβλήματος. Οι  $N$  πρώτες εξισώσεις προέρχονται από την απαίτηση η ταχύτητα να είναι εφαπτομενική στο μέσο του κάθε στοιχείου (συνθήκη μη διείσδυσης). Ο υπολογισμός της ταχύτητας στο μέσο κάθε στοιχείου γίνεται ως η συνισταμένη των ταχυτήτων που επάγουν σε αυτό η ευθύγραμμη ροή και οι πηγές και δίνες όλων των στοιχείων.

Η τελευταία εξίσωση προέρχεται από μια συνθήκη Kutta για τη μόνιμη ροή. Συγκεκριμένα, ζητούμενο είναι οι ταχύτητες στα δύο τελευταία στοιχεία, επάνω και κάτω από την ακμή φυγής, να είναι πεπερασμένες και ίσες. Το σύστημα είναι γραμμικό και επιλύεται αριθμητικά, οπότε στη συνέχεια μπορούν να προκύψουν οι τιμές των συντελεστών άνωσης, αντίστασης και ροπής, αλλά και η τιμή της ροϊκής συνάρτησης σε κάθε σημείο του πεδίου για την απεικόνιση της ροής γύρω από την αεροτομή.

### 4.3 Περιγραφή της μεθόδου σε ασταθή ροή

Η ασταθής ροή περιγράφει το ροϊκό πεδίο σε κάθε ζητούμενη χρονική στιγμή, κατανέμοντας ξανά έναν αριθμό πηγών έντασης  $q^k$  και δινών έντασης  $\gamma^k$ , οι οποίες όμως μεταβάλλονται σε κάθε χρονική στιγμή  $t^k$  ( $k=1,2,\dots$ ), με γνωστή την αρχική τιμή τους για  $t=0$ . Η θέση, πλέον, των τμημάτων της αεροτομής δεν είναι σταθερή, αλλά μεταβάλλεται σύμφωνα με τη συνάρτηση της εξίσωσης:

$$H = H_0 + H_{\max} (\sin kt) \quad [4.1]$$

Η κίνηση αυτή έχει σαν αποτέλεσμα η αεροτομή να αποκτά μια περιοδικά μεταβαλλόμενη ταχύτητα, η οποία προστίθεται κατά τον υπολογισμό της συνιστώσας της ταχύτητας για την εφαρμογή της συνθήκης μη διείσδυσης του ρευστού.

Η συνολική κυκλοφορία γύρω από την αεροτομή υπολογίζεται από τη σχέση:

$$\Gamma^k = \gamma^k P \quad [4.2]$$

όπου  $P$  η περίμετρος της αεροτομής.

Στην ακμή φυγής εφαρμόζεται μια συνθήκη Kutta κατάλληλη για ασταθείς ροές, σύμφωνα με τους Basu και Hancock [2]. Η συνθήκη αυτή είναι ίσες πιέσεις στο μέσο των επάνω και κάτω στοιχείων από την ακμή φυγής και η οποία περιγράφεται με την ασταθή εξίσωση του Bernoulli:

$$\gamma^k = \gamma^{k-1} + \frac{1}{2P} \left[ (u_{1l}^k)^2 - (u_{1N}^k)^2 \right] (t^k - t^{k-1}) \quad [4.3]$$

όπου  $u_{1l}^k, u_{1N}^k$  είναι οι εφαπτομενικές ταχύτητες στο μέσο των στοιχείων  $l$  και  $N$  αντίστοιχα τη χρονική στιγμή  $t^k$ .

Αμέσως μετά την ακμή φυγής, υπάρχει μια δίνη κατανεμημένη πάνω σε ένα στοιχείο προσκολλημένο στην ακμή φυγής (στοιχείο απόρρου). Αυτό το στοιχείο αποκτά σε κάθε χρονική στιγμή κυκλοφορία ίση με τη διαφορά της κυκλοφορίας της αεροτομής ανάμεσα σε δύο διαδοχικά χρονικά βήματα, ώστε η κυκλοφορία του πεδίου να είναι σταθερή, σύμφωνα με το θεώρημα του Kelvin. Τα στοιχεία που χαρακτηρίζουν το στοιχείο απόρρου είναι το μήκος του  $l_w^k$ , η γωνία που σχηματίζει με τον άξονα  $x, \vartheta_w^k$  και η ένταση της δίνης  $\gamma_w^k$ .

Σύμφωνα με το θεώρημα του Kelvin, πρέπει να επαληθεύεται σε κάθε χρονική στιγμή η σχέση:

$$\Gamma_w^k = \Gamma^{k-1} - \Gamma^k \quad [4.4]$$

Οι βασικές σχέσεις υπολογισμού για τον απόρρου είναι:

$$l_w^k = \sqrt{(u_w^k)^2 + (v_w^k)^2} \cdot (t^k - t^{k-1}) \quad [4.5]$$

και:

$$\vartheta_w^k = \tan^{-1} \left( \frac{v_w^k}{u_w^k} \right) \quad [4.6]$$

όπου  $u_w^k, v_w^k$  είναι οι ταχύτητες που επάγονται στο μέσο του στοιχείου απόρρου από όλες τις στοιχειώδεις ροές, εκτός της γραμμικής δίνης του ίδιου του στοιχείου απόρρου.

Σε κάθε χρονική στιγμή, επίσης, μια δίνη αποκολλάται στο μέσο του στοιχείου απόρρου και μεταφέρεται με την ελεύθερη ροή με ταχύτητα η οποία θεωρείται σταθερή σε κάθε χρονικό βήμα. Η ένταση της δίνης είναι ίση με τη διαφορά της έντασης της δίνης του στοιχείου απόρρου σε δυο διαδοχικές χρονικές στιγμές. Αυτές οι δίνες είναι που διαμορφώνουν και την αλληλουχία των δινών του απόρρου (wake).



Αναλυτικότερα, περιγράφονται οι εξισώσεις οι οποίες χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό των ταχυτήτων, οι οποίες επάγονται στο μέσο του κάθε στοιχείου. Αυτές αποτελούνται από το άθροισμα διαφόρων στοιχειωδών ροών, τη χρονική στιγμή  $k$  στην κατεύθυνση  $x$  και  $y$ .

Λόγω της ευθύγραμμης ομοιόμορφης ροής, ισχύουν οι παρακάτω σχέσεις:

$$\begin{aligned} u_i^k &= U_\infty \cos \alpha \\ v_i^k &= U_\infty \sin \alpha \end{aligned} \quad [4.7]$$

όπου  $\alpha$  η γωνία πρόσπτωσης.

Λόγω των πηγών και δινών που είναι κατανεμημένες επάνω στην αεροτομή, έχουμε:

$$\begin{aligned} u_i^k &= \sum_{j=1}^N q_j^k u_{sij}^k + \gamma^k \sum_{j=1}^N u_{vij}^k \\ v_i^k &= \sum_{j=1}^N q_j^k v_{sij}^k + \gamma^k \sum_{j=1}^N v_{vij}^k \end{aligned} \quad [4.8]$$

όπου  $u_{sij}^k$  και  $u_{vij}^k$  οι ταχύτητες στην κατεύθυνση  $x$  που επάγονται από μοναδιαίες πηγές και δίνες αντίστοιχα, τη χρονική στιγμή  $k$ . Αντίστοιχα, και για τη διεύθυνση  $y$ .

Λόγω της δίνης του στοιχείου απόρρου:

$$\begin{aligned} u_i^k &= \gamma_w^k u_{iw}^k \\ v_i^k &= \gamma_w^k v_{iw}^k \end{aligned} \quad [4.9]$$

όπου  $u_{iw}^k$  και  $v_{iw}^k$  είναι οι ταχύτητες στην κατεύθυνση  $x$  και  $y$  αντίστοιχα, που επάγονται από μοναδιαία δίνη στο στοιχείο απόρρου.

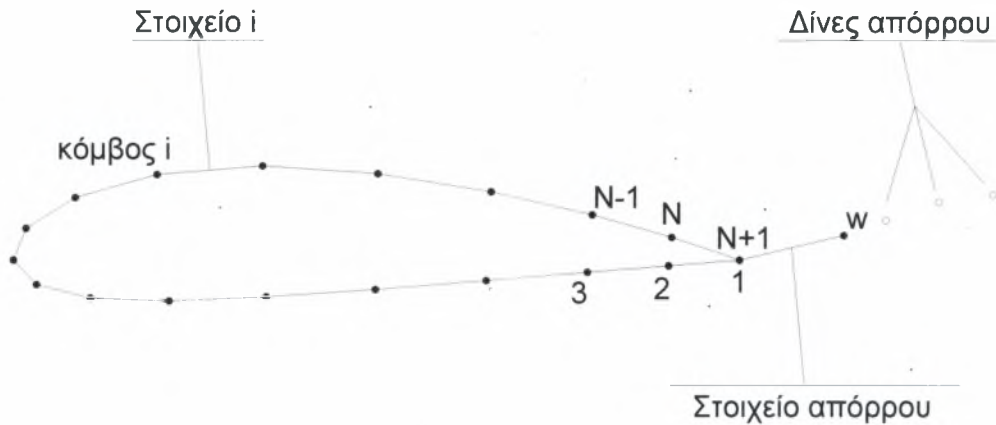
Τέλος, λόγω των σημειακών δινών πίσω από την αεροτομή:

$$\begin{aligned} u_i^k &= \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) u_{im}^k \\ v_i^k &= \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) v_{im}^k \end{aligned} \quad [4.10]$$

όπου  $u_{im}^k$  και  $v_{im}^k$  είναι οι ταχύτητες στην κατεύθυνση  $x$  και  $y$  που επάγονται από μοναδιαίες σημειακές δίνες.

Οι ταχύτητες στην κατεύθυνση  $x$  και  $y$  στο μέσο του στοιχείου  $i$ , τη χρονική στιγμή  $t^k$  είναι το άθροισμα όλων των παραπάνω παραγόντων και άρα δίνονται από τις σχέσεις:

$$\begin{aligned} u_i^k &= U_\infty \cos \alpha + \sum_{j=1}^N q_j^k u_{sij}^k + \gamma^k \sum_{j=1}^N u_{vij}^k + \gamma_w^k u_{iw}^k + \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) u_{im}^k \\ v_i^k &= U_\infty \sin \alpha + \sum_{j=1}^N q_j^k v_{sij}^k + \gamma^k \sum_{j=1}^N v_{vij}^k + \gamma_w^k v_{iw}^k + \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) v_{im}^k \end{aligned} \quad [4.11]$$



Σχήμα 4-1: Σχηματική αναπαράσταση αεροτομής και της προσομοίωσης του ροϊκού πεδίου με τη μέθοδο των διακριτών δινών.

Για τον ευκολότερο υπολογισμό των ταχυτήτων, εισάγεται ένα καινούργιο τοπικό σύστημα συντεταγμένων για κάθε στοιχείο στραμμένο κατά τη γωνία  $\vartheta_j$  ( $j=1,2,\dots,N$ ) του στοιχείου ως προς το αρχικό σύστημα συντεταγμένων και μετατοπισμένο στην αρχή του, όπως φαίνεται στο σχήμα .

Για το καινούργιο σύστημα συντεταγμένων ισχύουν οι σχέσεις:

$$\begin{aligned} u &= u^* \cos \vartheta_j - v^* \sin \vartheta_j \\ v &= u^* \sin \vartheta_j - v^* \cos \vartheta_j \end{aligned} \quad [4.12]$$

όπου με (\*) συμβολίζονται τα μεγέθη ως προς το νέο σύστημα συντεταγμένων.

Οι σχέσεις για τις ταχύτητες στο νέο σύστημα συντεταγμένων, από τις μοναδιαίες πηγές και δίνες επάνω στην αεροτομή είναι:

$$u_{sij}^* = -\frac{1}{2\pi} \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \quad [4.13]$$

$$u_{vij}^* = \frac{1}{2\pi} \beta_{ij} \quad [4.14]$$

$$v_{sij}^* = \frac{1}{2\pi} \beta_{ij} \quad [4.15]$$

$$v_{vij}^* = \frac{1}{2\pi} \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \quad [4.16]$$

Όταν  $i=j$ , ισχύουν  $r_{ij} = r_{ij+1} \Leftrightarrow \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} = 0$  και  $\beta_{ij} = \pi$  (και όχι  $-\pi$ ). Οι σχέσεις είναι αντίστοιχες και για το στοιχείο απόρρου.

Για τις σημειακές δίνες ισχύουν οι σχέσεις:

$$u_{im} = \frac{1}{2\pi} \frac{\sin \mathcal{G}_{im}}{r_{im}} \quad [4.17]$$

$$v_{im} = -\frac{1}{2\pi} \frac{\cos \mathcal{G}_{im}}{r_{im}}$$

όπου  $r_{im}$  είναι η απόσταση της δίνης  $m$  από το στοιχείο  $i$  και  $\mathcal{G}_{im}$  η γωνία που σχηματίζει η ευθεία που ενώνει τη δίνη  $m$  με το στοιχείο  $i$  με θετική φορά την αριστερόστροφη.

Σύμφωνα με τα παραπάνω, οι σχέσεις [4.11], υπολογισμού των ταχυτήτων στο μέσο του κάθε στοιχείου γίνονται:

$$u_i^k = U_\infty \cos \alpha + \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N q_j^k \left( -\ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \cos \mathcal{G}_j^k - \beta_{ij} \sin \mathcal{G}_j^k \right) +$$

$$\frac{1}{2\pi} \gamma^k \sum_{j=1}^N \left( \beta_{ij} \cos \mathcal{G}_j^k - \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \sin \mathcal{G}_j^k \right) +$$

$$\frac{1}{2\pi} \frac{\Gamma^{k-1} - \Gamma^k}{l_w} \left( \beta_{iw}^k \cos \mathcal{G}_w^k - \ln \frac{r_{iw+1}}{r_{iw}} \sin \mathcal{G}_w^k \right) +$$

$$\frac{1}{2\pi} \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) \frac{\sin \mathcal{G}_{im}^k}{r_{im}^k} \quad [4.18]$$

$$\begin{aligned}
 v_j^k = & U_\infty \cos \alpha + \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^N q_j^k \left( -\ln \frac{r_{j+1}}{r_j} \sin \vartheta_j^k - \beta_{ij} \cos \vartheta_j^k \right) + \\
 & \frac{1}{2\pi} \gamma^k \sum_{j=1}^N \left( \beta_{ij} \sin \vartheta_j^k - \ln \frac{r_{j+1}}{r_j} \cos \vartheta_j^k \right) + \\
 & \frac{1}{2\pi} \frac{\Gamma^{k-1} - \Gamma^k}{l_w} \left( \beta_{iw}^k \sin \vartheta_w^k - \ln \frac{r_{j+1}}{r_j} \cos \vartheta_w^k \right) + \\
 & \frac{1}{2\pi} \sum_{m=1}^{k-1} (\Gamma^{m-1} - \Gamma^m) \frac{\cos \vartheta_{im}^k}{r_{im}^k}
 \end{aligned} \tag{4.19}$$

Από τις σχέσεις [4.18] και [4.19], προκύπτει το σύστημα των  $N$  εξισώσεων με  $N$  αγνώστους, ενώ η  $N+1$  εξίσωση προέρχεται από τη συνθήκη Kutta, η οποία περιγράφεται από την εξίσωση [4.3]. Ο αλγόριθμος επίλυσης περιγράφεται παρακάτω.

### 4.3.1 Αδιάστατα μεγέθη

Τα αδιάστατα μεγέθη που χρησιμοποιήθηκαν είναι:

η αδιάστατη ταχύτητα:

$$\bar{u} = \frac{u}{U_\infty} \tag{4.20}$$

το αδιάστατο μήκος:

$$\bar{s} = \frac{s}{c} \tag{4.21}$$

ο αδιάστατος χρόνος:

$$\bar{t} = \frac{tU_\infty}{c} \tag{4.22}$$

και η αδιάστατη γωνιακή συχνότητα:

$$k = \frac{\omega c}{U_\infty} \tag{4.23}$$

η οποία είναι το βασικό αδιάστατο μέγεθος, τα αποτελέσματα του οποίου μελετούνται με τις παρακάτω μεθόδους.

### 4.3.2 Αριθμητική μέθοδος

Το διάγραμμα ροής του αλγορίθμου επίλυσης έχει ως εξής:

1. Υπολογίζεται η θέση των κόμβων  $x(i)$ ,  $y(i)$  της αεροτομής.
2. Ορίζεται το χρονικό βήμα. Οι αρχικές συνθήκες προέρχονται από τη μόνιμη ροή.
3. Βρίσκεται η θέση που έχουν οι σημειακές δίνες του απόρρου, με βάση την ταχύτητα στην προηγούμενη χρονική στιγμή.
4. Γίνεται υπόθεση για τις αρχικές τιμές της γωνίας και του μήκους του στοιχείου απόρρου (μόνο την πρώτη φορά).
5. Υποθέτονται και οι αρχικές τιμές για τις σημειακές πηγές  $q_i$  και τις δίνες  $\gamma$ .
6. Το γραμμικό σύστημα επιλύεται για τις τιμές των  $q_i$  και  $\gamma$  με την επαναληπτική μέθοδο S.O.R.
7. Υπολογίζονται οι ταχύτητες στο μέσο του στοιχείου απορρεύματος.
8. Υπολογίζονται οι τιμές της γωνίας  $\mathcal{A}_w^k$  και του μήκους  $l_w^k$  του στοιχείου απόρρου και επιλύεται η μη γραμμική εξίσωση που προέρχεται από τη συνθήκη Kutta, έως ότου συγκλίνουν και αυτές στην επιθυμητή ακρίβεια (επιστροφή στο βήμα 4).
9. Στη συνέχεια, υπολογίζονται οι διάφορες παράμετροι, όπως ταχύτητες, πιέσεις και οι αεροδυναμικοί συντελεστές  $C_L$ ,  $C_D$  και  $C_M$ .

#### 4.4 Αποτελέσματα

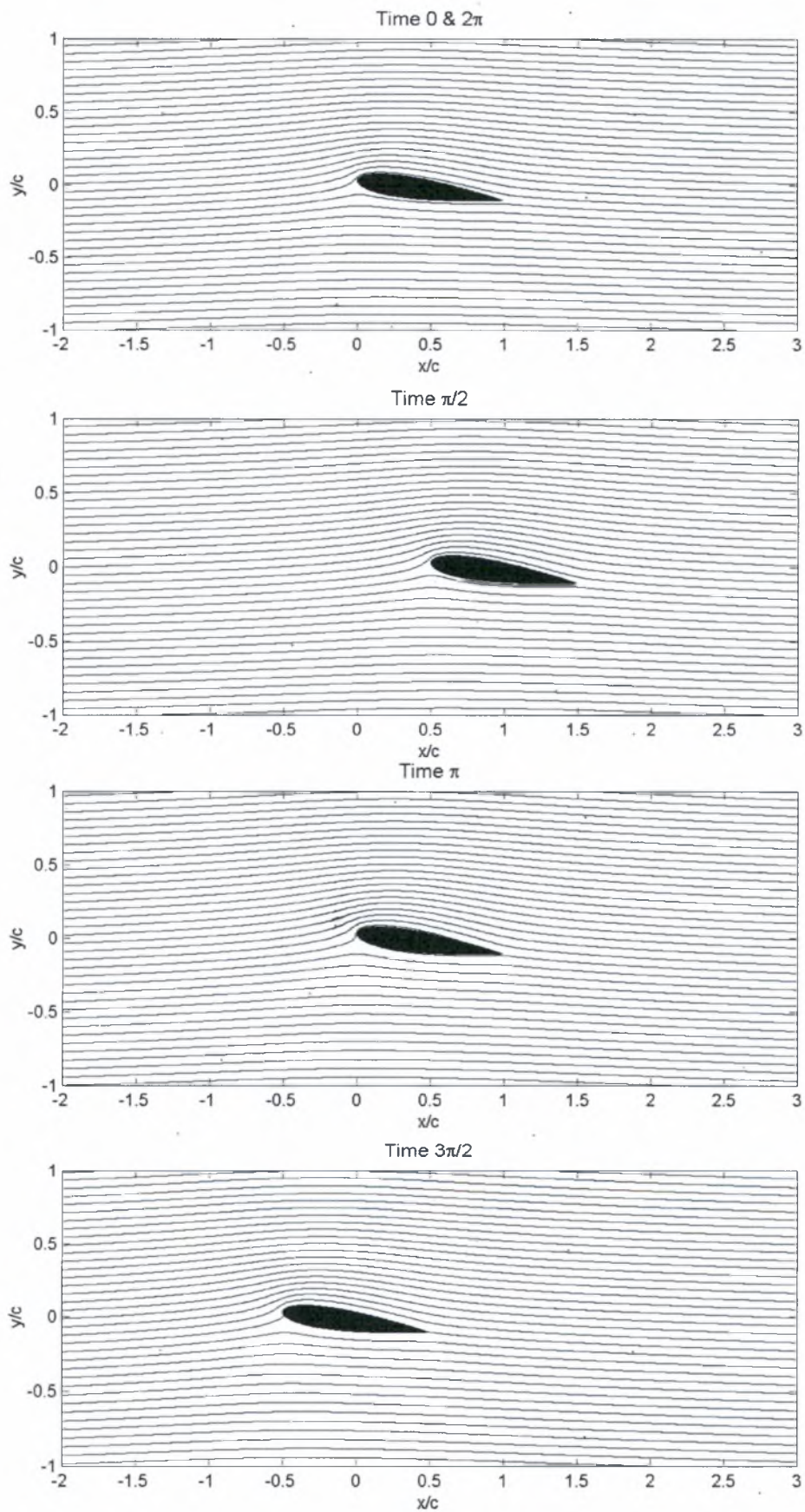
Η μελέτη των αποτελεσμάτων περιγράφει την επίδραση του πάχους, της γωνίας προσβολής, της ασυμμετρίας της αεροτομής και της αδιάστατης γωνιακής συχνότητας, στη δυναμική φόρτιση της αεροτομής. Τα αποτελέσματα έχουν ομαδοποιηθεί έτσι ώστε να περιλαμβάνουν συγκεντρωτικά γραφήματα για τους συντελεστές άνωσης, αντίστασης, ροπής και του αδιάστατου συντελεστή πίεσης, καθώς επίσης και του απόρρου για τις διάφορες συνθήκες ροής.

Λήφθηκαν αποτελέσματα για τις εξής περιπτώσεις:

- Επίδραση του πάχους NACA0008, NACA0012, NACA0015 σε  $2^\circ$  γωνία πρόσπτωσης.
- Επίδραση της κυρτότητας NACA2412, NACA4412 σε  $0^\circ$ .
- Επίδραση της γωνίας προσβολής NACA0015 σε  $4^\circ$ ,  $8^\circ$  και  $12^\circ$  γωνία πρόσπτωσης.
- Επίδραση της συχνότητας ταλάντωσης  $k=1$  για τις εξής αεροτομές NACA0015 σε  $2^\circ$ , NACA0015 σε  $8^\circ$  και NACA4412 σε  $0^\circ$ .

Τα προβλήματα έτρεξαν για μέγιστο πλάτος ταλάντωσης 0.5 (αδιάστατο μήκος  $x/c$ ) και για αδιάστατη γωνιακή συχνότητα ταλάντωσης  $k=0.25$ . Για ορισμένες περιπτώσεις, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για  $k=1$ .

Από τα αποτελέσματα της μεθόδου των διακριτών δινών προέκυψαν τα διαγράμματα των γραμμών ροής σε κάθε χρονική στιγμή. Η εισαγωγή τους σε κάθε περίπτωση δεν κρίθηκε απαραίτητη λόγω μικρού αριθμού πληροφοριών που προσέφεραν. Στην συνέχεια παρατίθενται κάποια ενδεικτικά διαγράμματα των ροϊκών γραμμών στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ , τα οποία δίνουν και μια εικόνα των θέσεων της ταλαντούμενης αεροτομής.



Σχήμα 4-2: Θέση της αεροτομής και μορφή των ροϊκών γραμμών της NACA 0015 σε  $8^\circ$ , τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .

Στα διαγράμματα που ακολουθούν στα επόμενα υποκεφάλαια δίνονται συγκεντρωτικά οι συντελεστές άνωσης, αντίσταση και ροπής ( $C_L, C_M, C_D$ ). Επίσης τα διαγράμματα του αδιάστατου συντελεστή πίεσης ( $C_P$ ) και η μορφή της αλληλουχίας δινών του απόρρου.

Ο συντελεστής άνωσης παρατηρείται ότι έχει περίπου ημιτονοειδή μορφή με μια μικρή υστέρηση, λόγω της αδράνειας που έχει η αεροτομή να αποκτήσει την κυκλοφορία σε κάθε χρονική στιγμή. Παρόμοιες παρατηρήσεις ισχύουν και για το συντελεστή αντίστασης. Ο συντελεστής ροπής δίνεται ως προς την ακμή προσβολής και δεν παρουσιάζει την υστέρηση που προαναφέρθηκε.

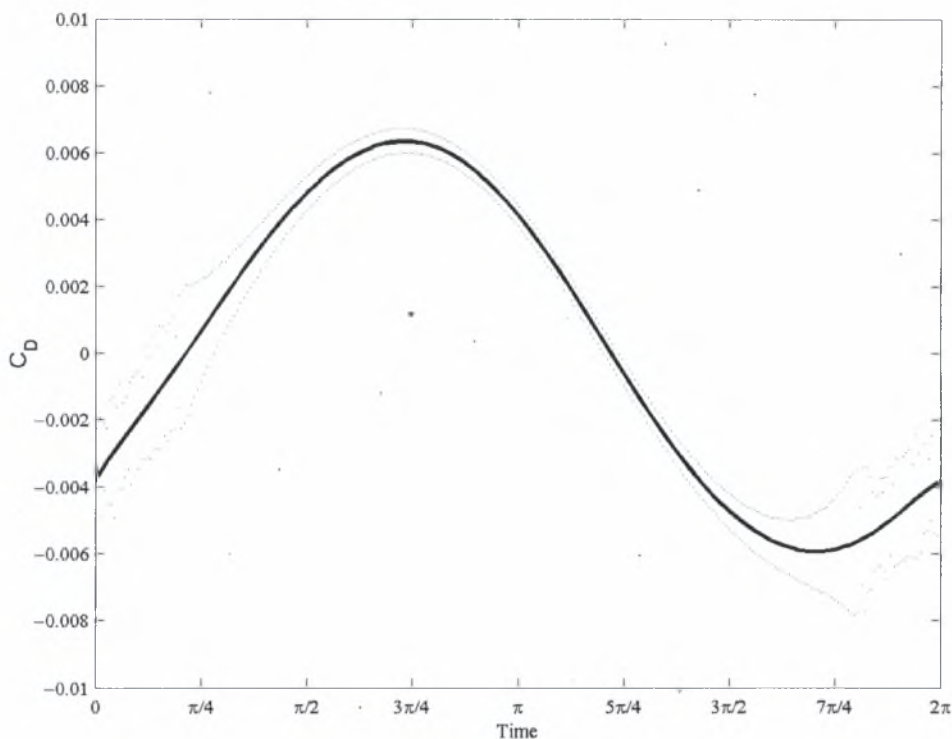
Η μέθοδος των διακριτών δινών παρουσιάζει το πλεονέκτημα του σχετικά μικρού χρόνου (παρόλο που στην περίπτωση αυτή ήταν μόλις ο μισός σε σχέση με τα πακέτα υπολογιστικής ρευστομηχανικής), αλλά κυρίως της λιγότερης προσπάθειας που απαιτείται για το στήσιμο και το τρέξιμο ενός προβλήματος, αφού δεν περιλαμβάνει κατασκευή πλέγματος, πολύπλοκα μοντέλα τύρβης και προχωρημένες τεχνικές επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes.

Κατά την επίλυση, προέκυψαν διάφορα προβλήματα. Λόγω της πολύ μικρής αδιάστατης γωνιακής συχνότητας, η αδιάστατη περίοδος ήταν περίπου 25 και έπρεπε να διαιρεθεί η κάθε περίοδος σε 512 χρονικά βήματα, έτσι ώστε να προκύψει ένα αρκετά μικρό χρονικό βήμα. Αυτό είχε ως συνέπεια την πολύ μικρή μεταβολή της κυκλοφορίας σε κάθε χρονικό βήμα και την αδυναμία του κώδικα να συγκλίνει για συμμετρικές αεροτομές και μηδέν μοίρες γωνία προσβολής. Αντίθετα, δεν υπήρχε πρόβλημα για ασύμμετρες αεροτομές σε οποιαδήποτε γωνία και για συμμετρικές αεροτομές με γωνίες προσβολής μεγαλύτερες των  $2^\circ$ .

Όπως φαίνεται από το σχ. 4.3, οι αεροδυναμικοί συντελεστές παρουσιάζουν διακύμανση (μαύρες κουκίδες) και τα γραφήματα προέκυψαν με παρεμβολή ελαχίστων τετραγώνων. Η μεγαλύτερη διακύμανση ήταν για τους συντελεστές με μικρές τιμές, όπως είναι ο συντελεστής α-



ντίστασης, ο οποίος παρουσίαζε την πιο έντονη διακύμανση. Αυτό είναι ένα φαινόμενο “θορύβου” που εμφανίζεται σε αριθμητικούς υπολογισμούς και οφείλεται σε σφάλματα στρογγυλοποίησης και ακρίβειας των υπολογιστών. Τα αποτελέσματα που παρατίθενται στα παρακάτω υποκεφάλαια η αεροδυναμικοί συντελεστές έχουν προκύψει με παρεμβολή ελαχίστων τετραγώνων.



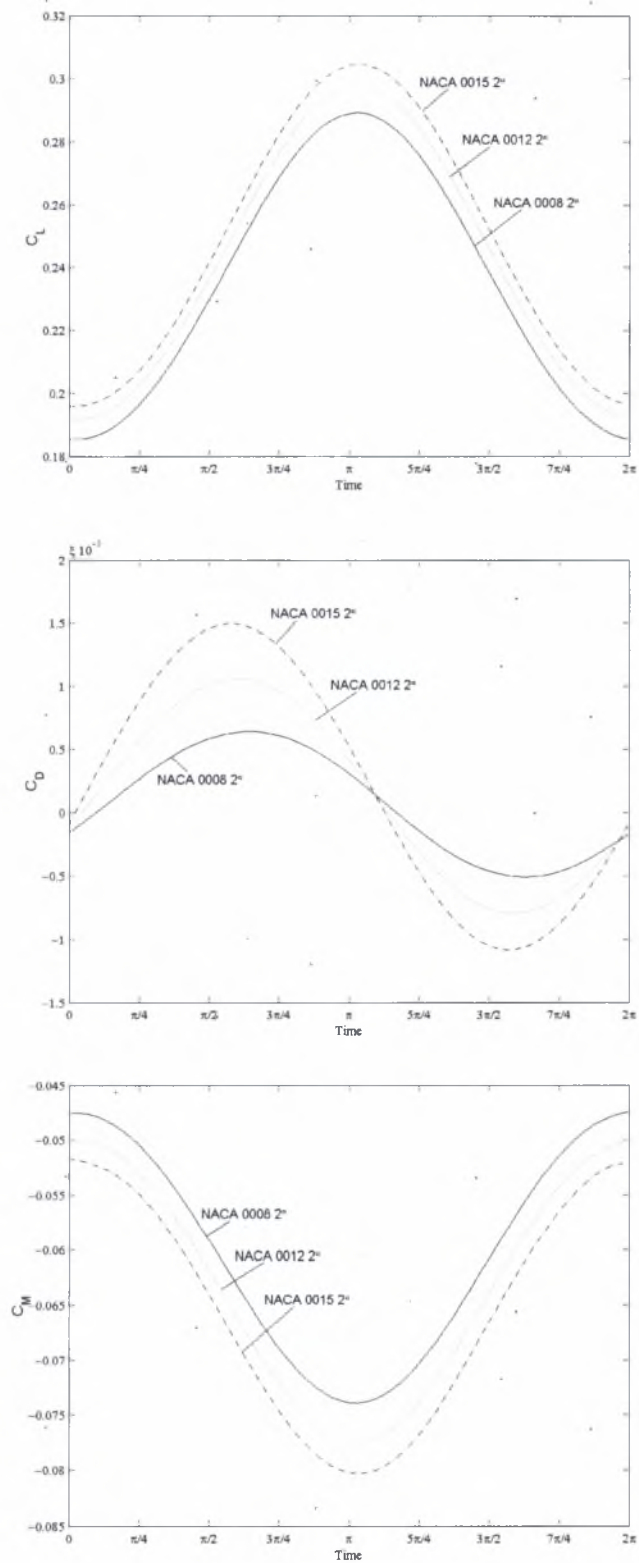
Σχήμα 4-3: Μεταβολή του συντελεστή αντίστασης σε μια περίοδο, για την αεροτομή NACA 0015 σε  $8^\circ$  γωνία προσβολής. Είναι εμφανής η διασπορά των αποτελεσμάτων (μαύρες κουκίδες) ιδιαίτερα στους συντελεστές με μικρές τιμές όπως ο  $C_D$ .

Οι παράμετροι υποχαλάρωσης της μεθόδου επίλυσης του γραμμικού συστήματος και της μη γραμμικής εξίσωσης (Kutta) ήταν ιδιαίτερα σημαντικές για τη σύγκλιση της μεθόδου. Παρουσιάστηκε υψηλή ευαισθησία στις μεταβολές τους, σε βαθμό που μικρές αλλαγές καθόριζαν τη σύγκλιση ή όχι της μεθόδου. Ο συντελεστής υποχαλάρωσης για το γραμμικό σύστημα έπρεπε να τεθεί εξαιρετικά χαμηλός (συνήθης τιμή 0.05) και για τη μη γραμμική εξίσωση μια τυπική τιμή ήταν 0.8. Επίσης, σημαντική παράμετρος ήταν ο αριθμός των χρονικών βημάτων ανά περίοδο

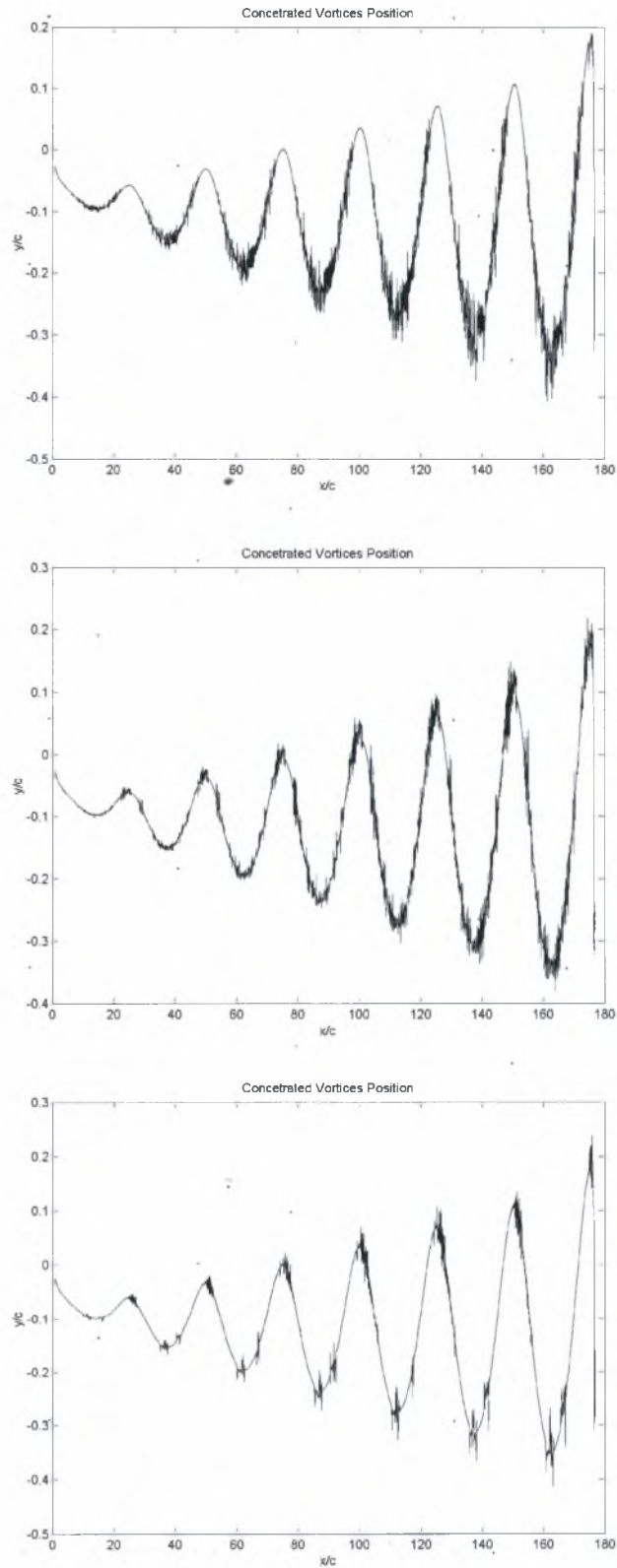
και ένας εμπειρικός κανόνας που προέκυψε από τα τρεξίματα ήταν ότι κάθε χρονικό βήμα δεν έπρεπε να είναι μεγαλύτερο από 0.04 (αδιάστατος χρόνος).

Τέλος, σημαντική παρατήρηση είναι ότι τα αποτελέσματα δεν διαφέρουν καθόλου σε σχέση με αυτά που προέκυψαν από τον κώδικα μόνιμης ροής. Αυτό σημαίνει ότι οι δίνες, οι οποίες σχηματίζουν την ακολουθία του απόρρου, είναι πολύ μικρής έντασης και ταυτόχρονα απομακρύνονται πολύ γρήγορα πίσω από την αεροτομή, οπότε δεν συνεισφέρουν καθόλου στη διαμόρφωση του ροϊκού πεδίου κοντά στην αεροτομή. Η ροή, δηλαδή, στην περίπτωση που θεωρηθεί άτριβη και αστρόβιλη, μπορεί να υπολογιστεί με μεγάλη ακρίβεια σαν ψευδομόνιμη.

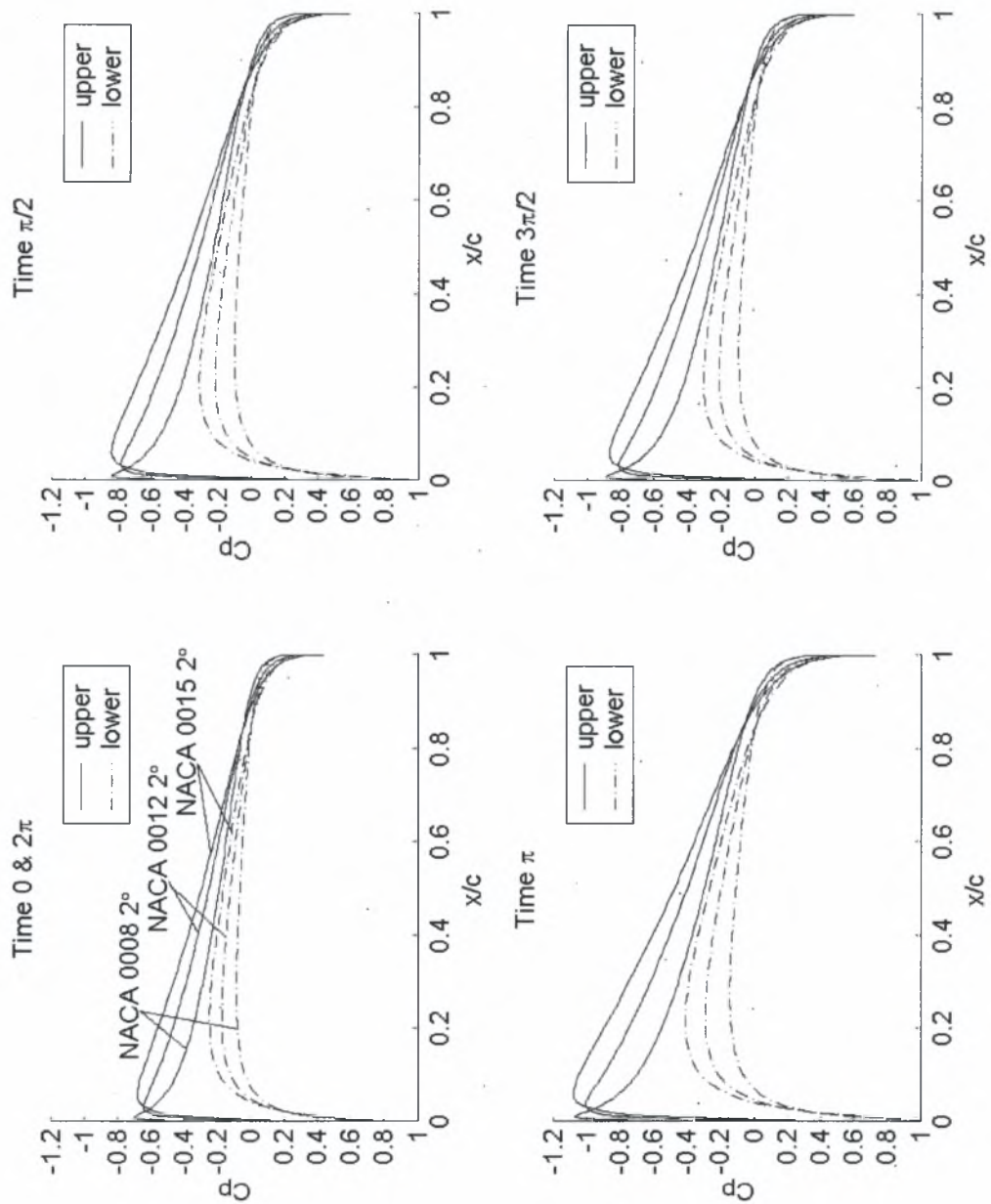
### 4.4.1 Επίδραση πάχους



Σχήμα 4-4: Επίδραση του πάχους στην μορφή του συντελεστή άνωσης αντίστασης και ροπής.

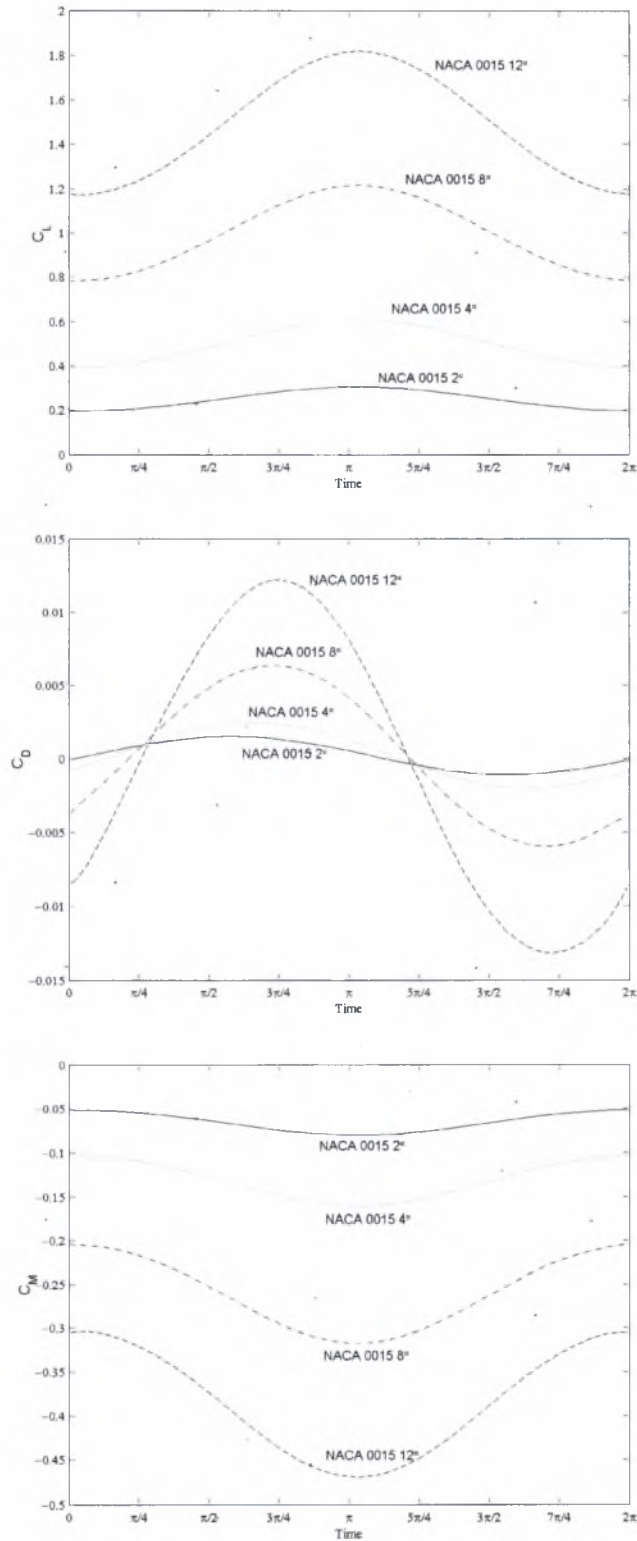


Σχήμα 4-5: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 0008  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0012  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ .

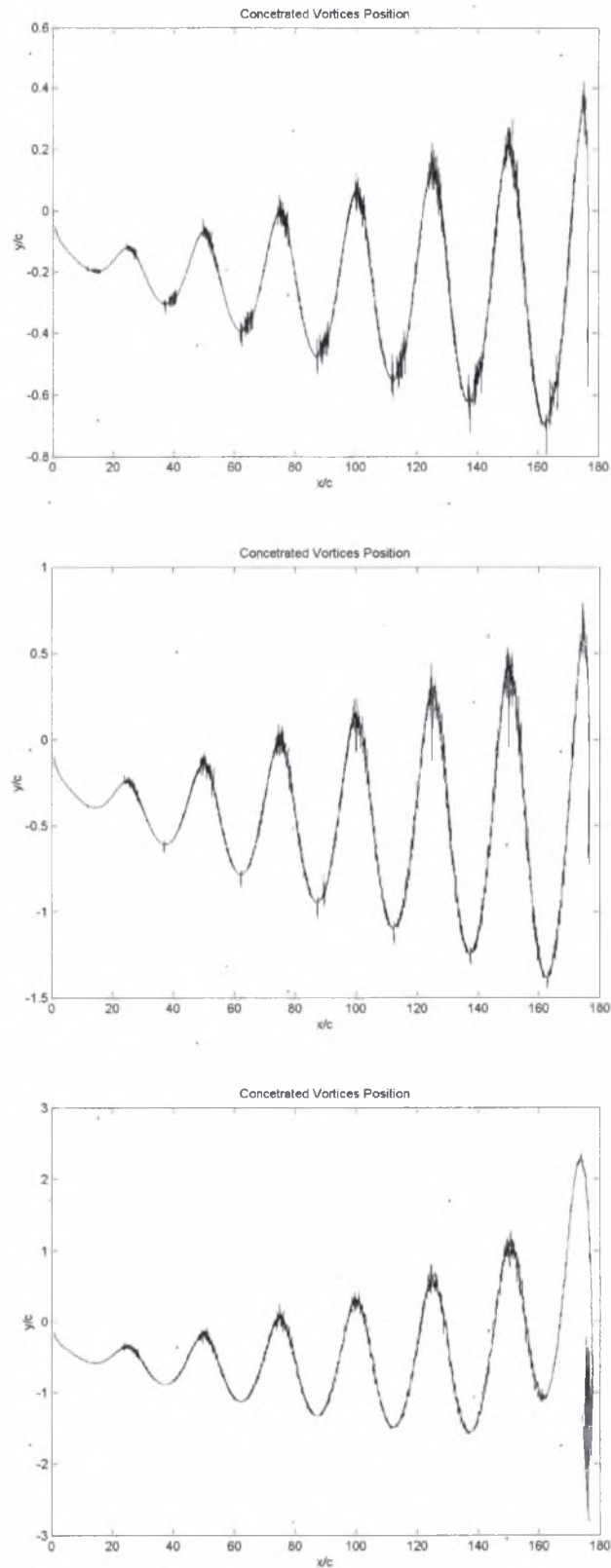


Σχήμα 4-6: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με το πάχος της αεροτομής. Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  και με συνεχή γραμμή παρουσιάζεται η κατανομή του συντελεστή πίεσης στο επάνω τμήμα της αεροτομής ενώ με διακεκομμένη για το κάτω τμήμα της αεροτομής.

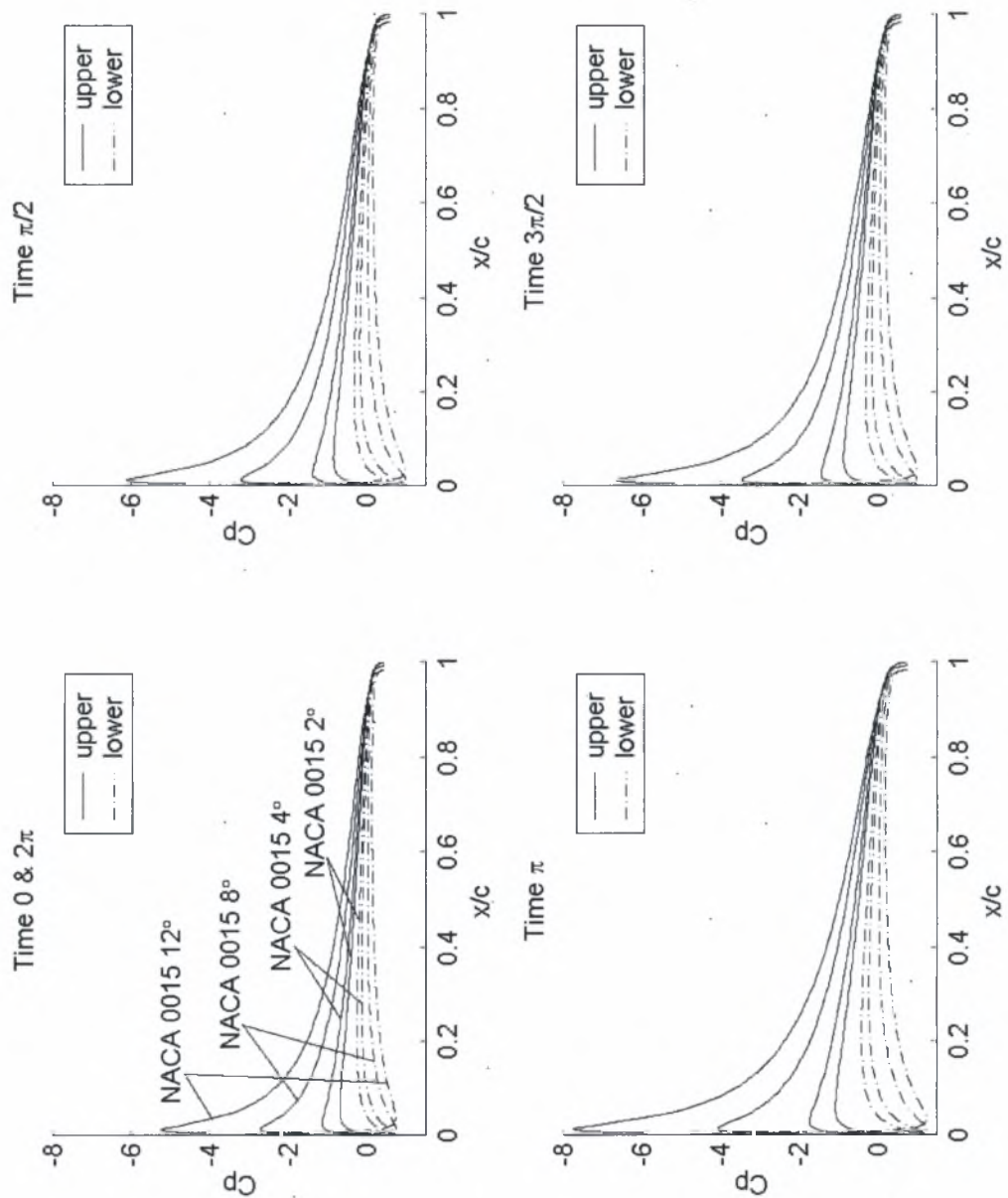
### 4.4.2 Επίδραση γωνίας προσβολής



Σχήμα 4-7: Επίδραση της γωνίας προσβολής στην μορφή του συντελεστή άνωσης, αντίστασης και ροπής.



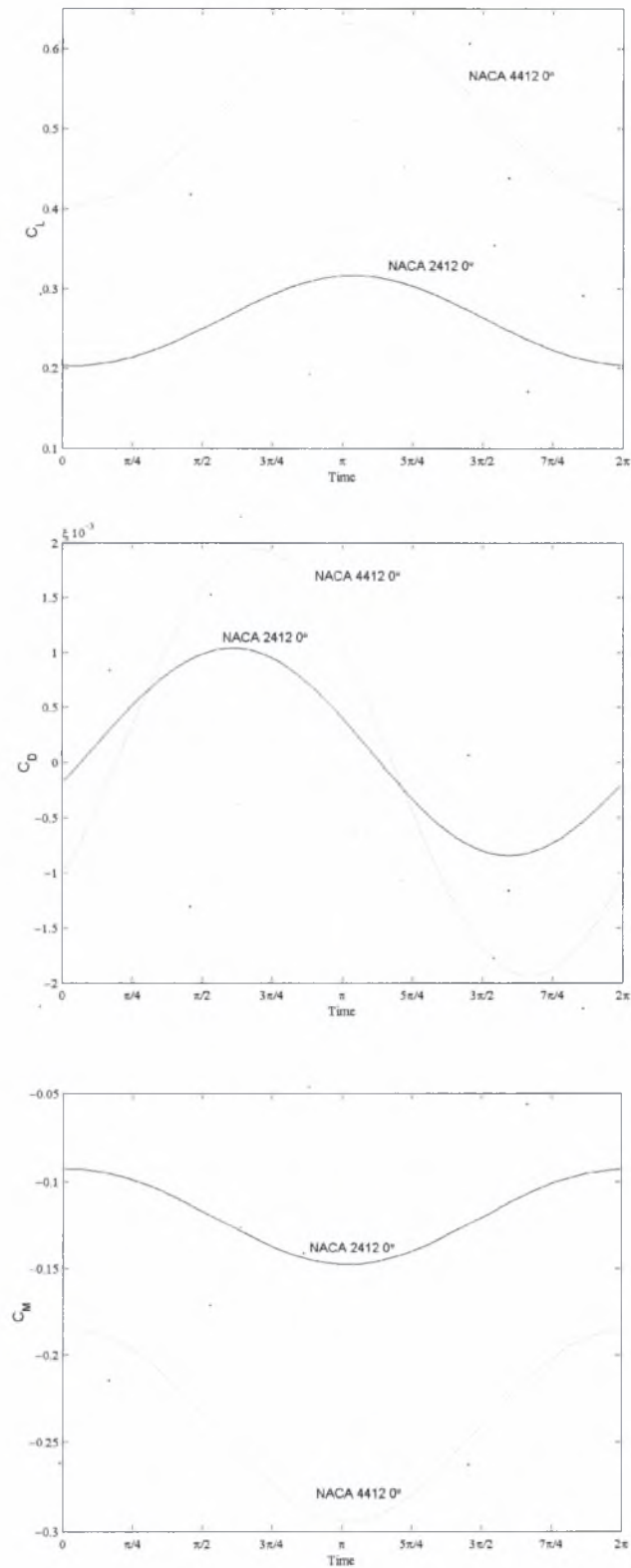
Σχήμα 4-8: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=4^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=12^\circ$ .



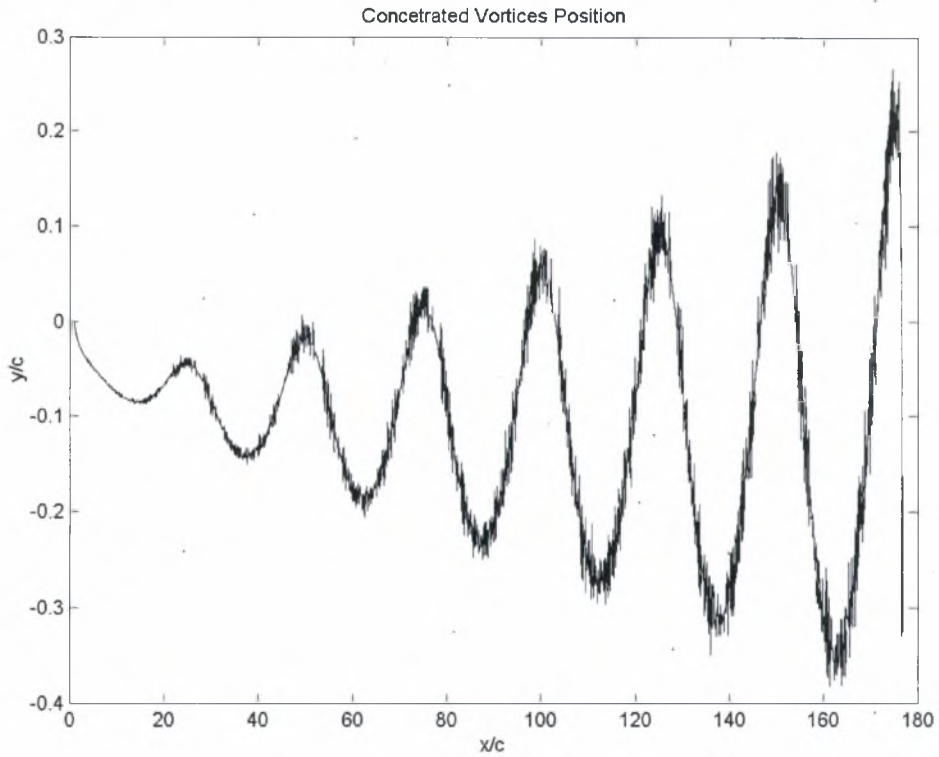
Σχήμα 4-9: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με την γωνία προσβολής της αεροτομής. Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές  $0 \text{ \& } 2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .



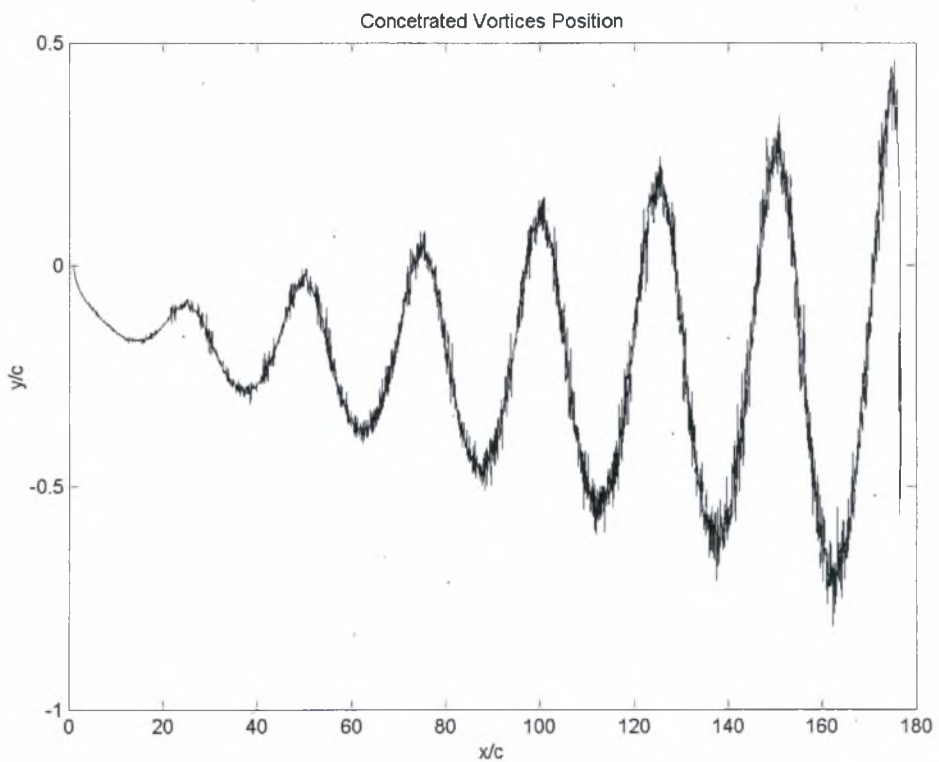
### 4.4.3 Επίδραση κυρτότητας



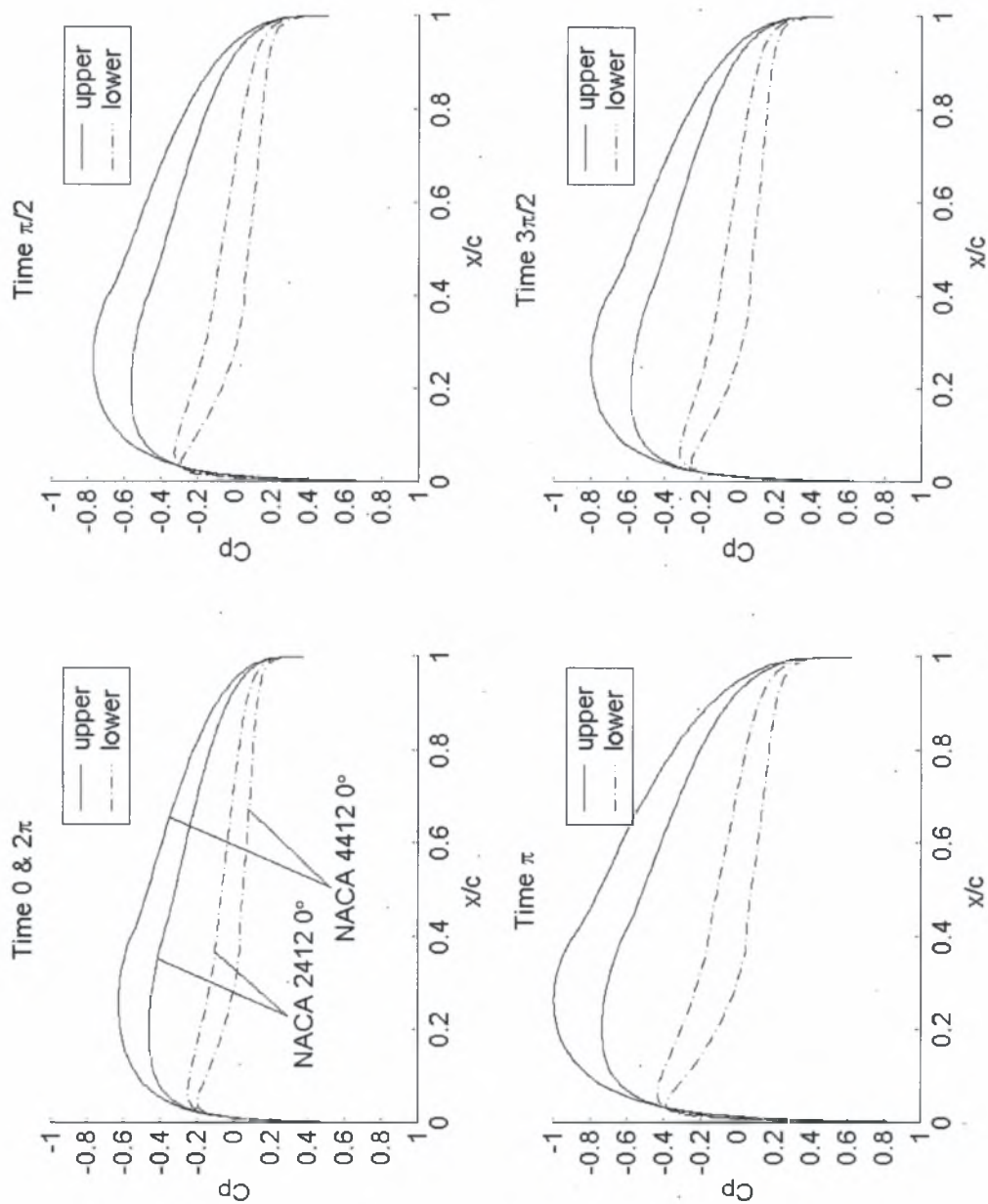
Σχήμα 4-10: Επίδραση της κυρτότητας στην μορφή του συντελεστή άνωσης, αντίστασης και ροπής.



Σχήμα 4-11: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 2412  $\alpha=0^\circ$ .

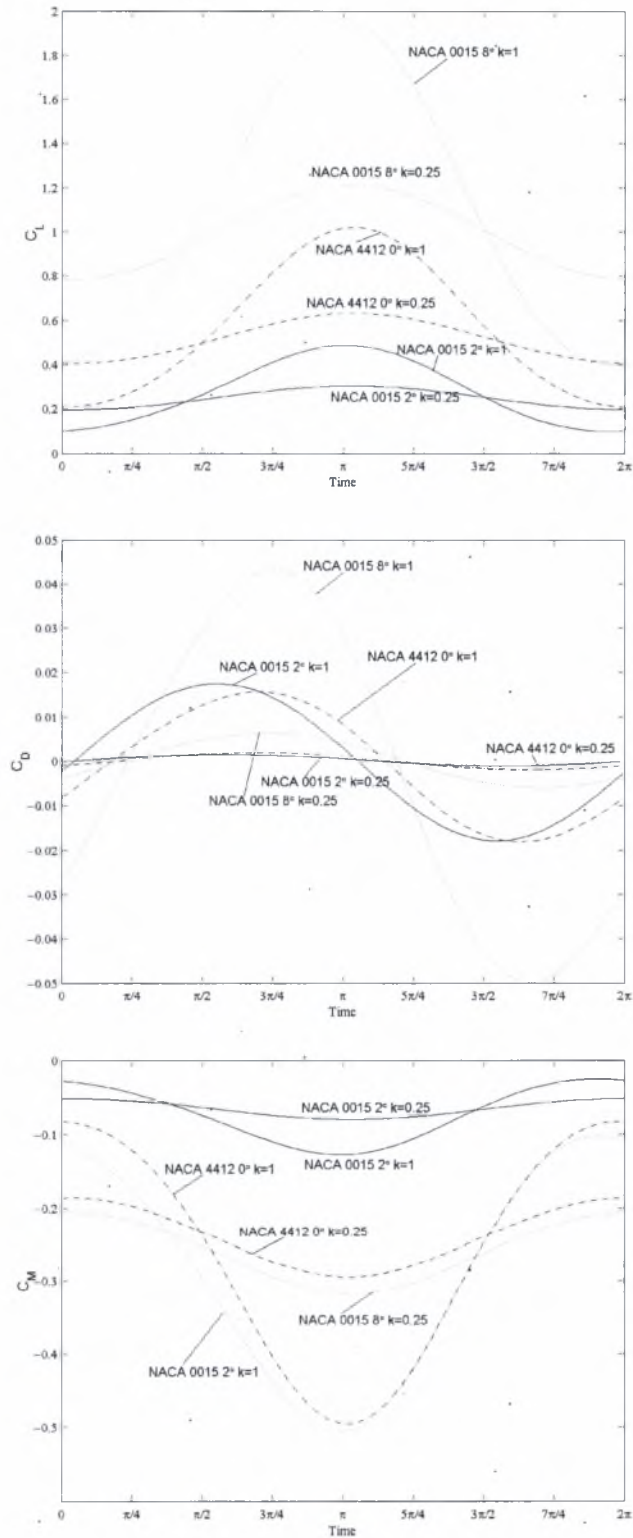


Σχήμα 4-12: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .

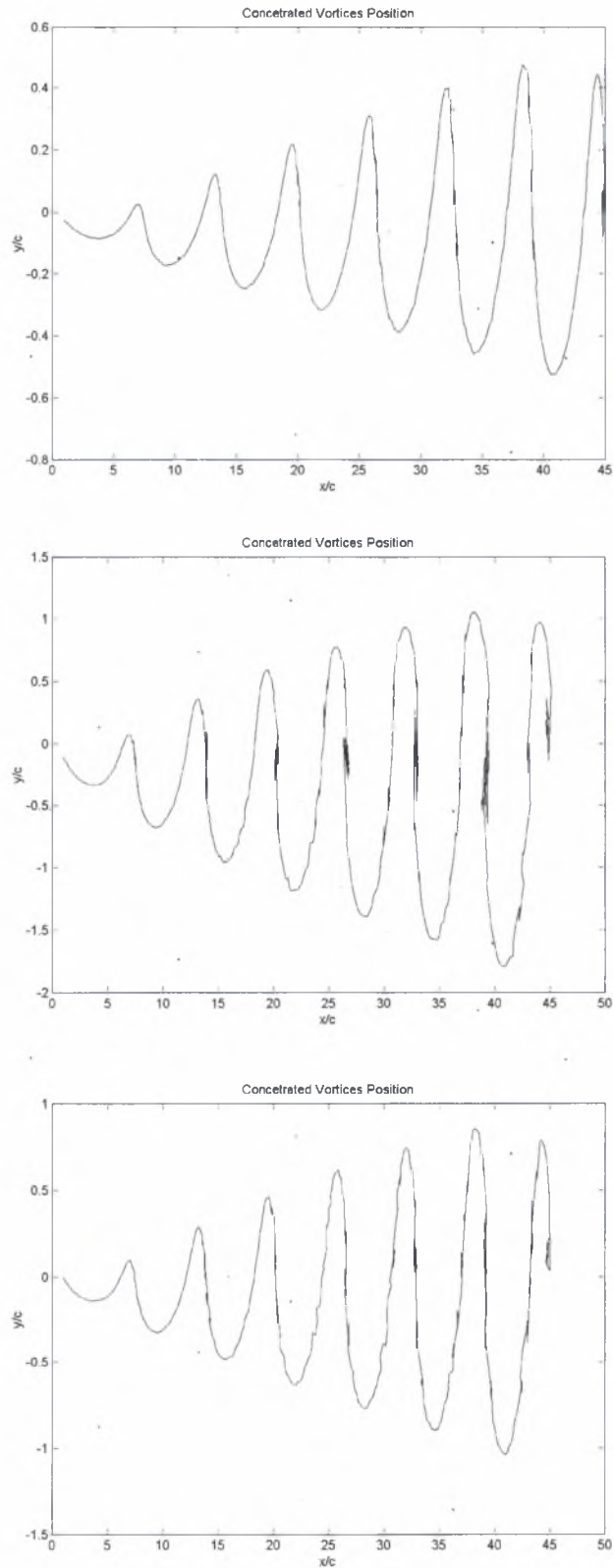


Σχήμα 4-13: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με την κυρτότητα της αεροτομής. Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .

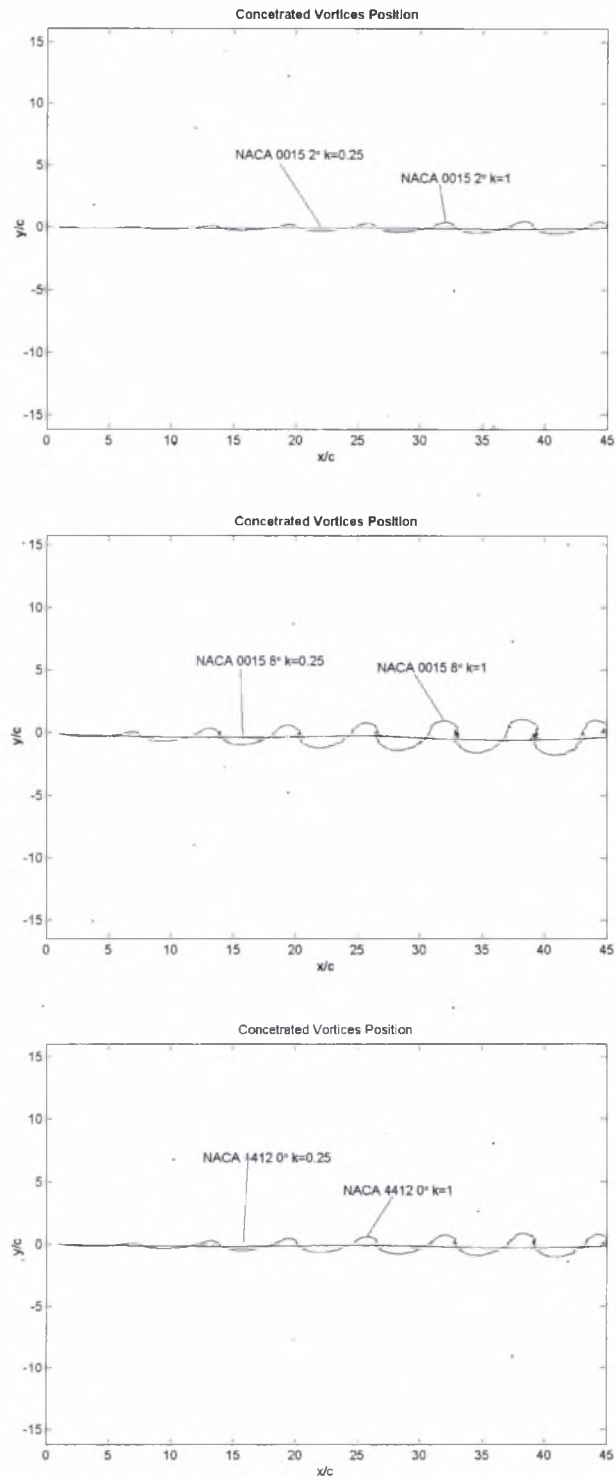
### 4.4.4 Επίδραση συχνότητας ταλάντωσης



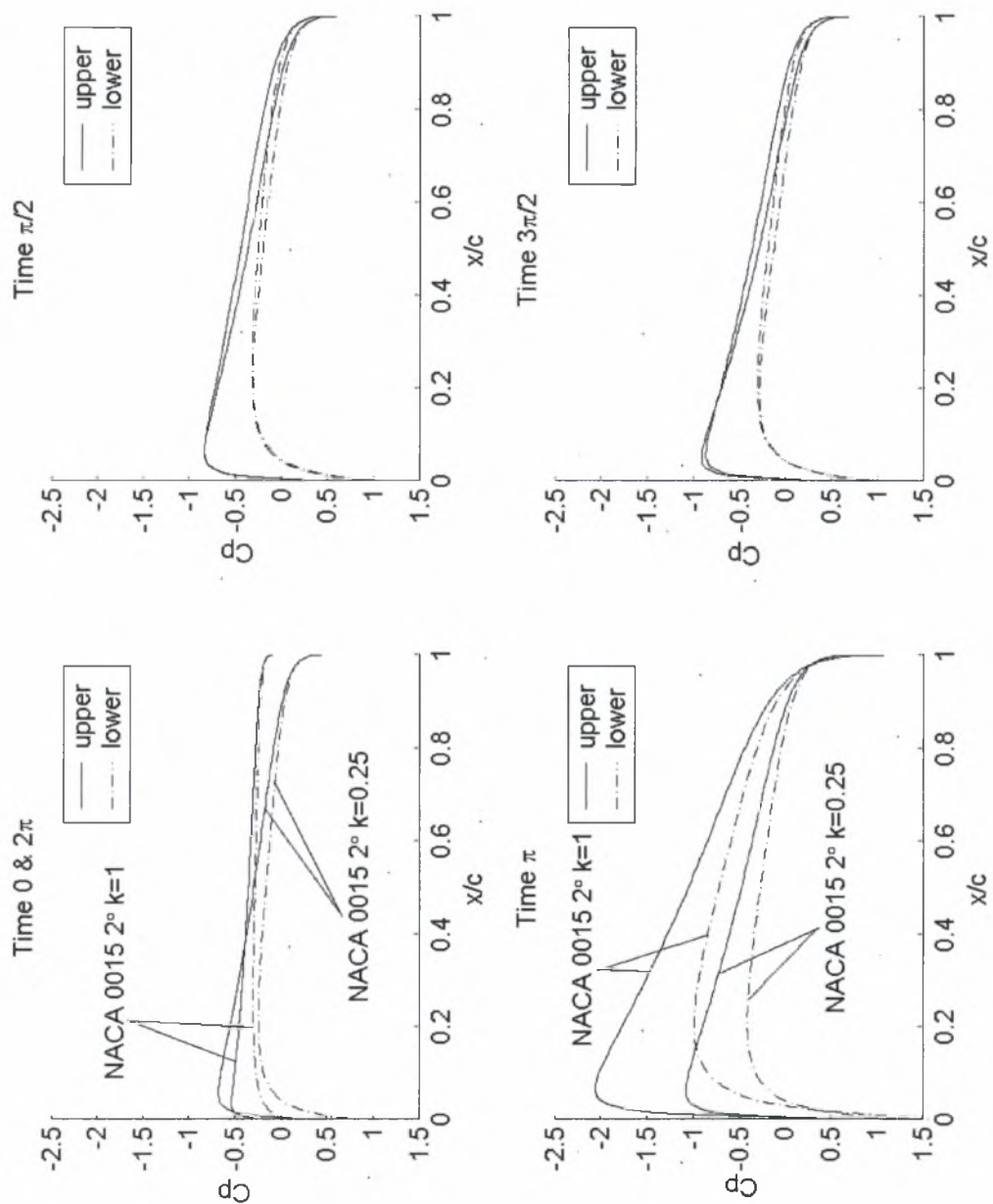
Σχήμα 4-14: Επίδραση της συχνότητας ταλάντωσης στην μορφή του συντελεστή άνωσης, αντίστασης και ροπής.



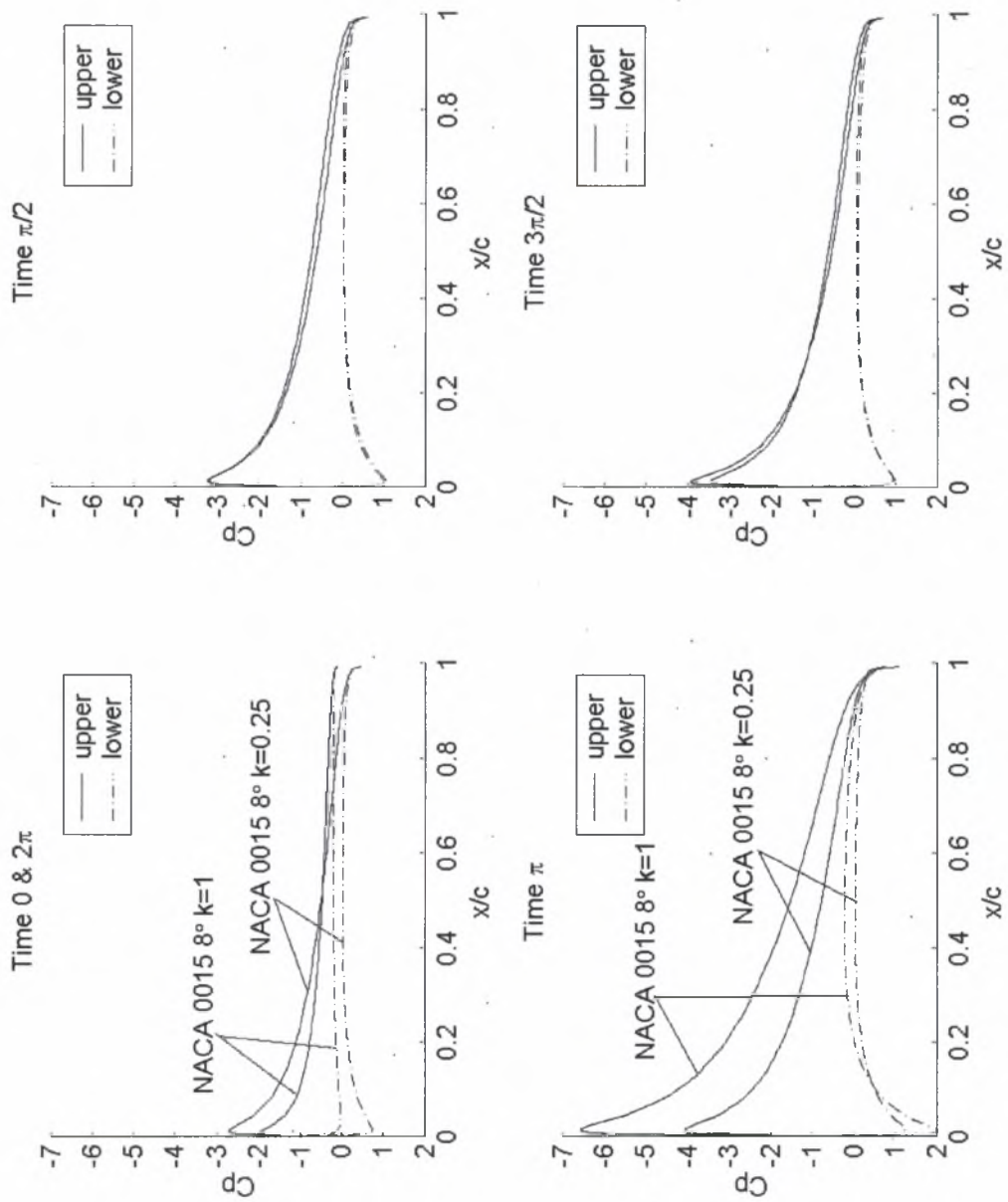
Σχήμα 4-15: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$  και  $k=1$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$  και  $k=1$ , NACA 4412  $0^\circ$  και  $k=1$ .



Σχήμα 4-16: Μορφή του απόρρου μετά από επτά περιόδους για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$  και NACA 4412  $\alpha=0^\circ$  σε  $k=0.25$  και  $k=1$ . Το διάγραμμα είναι σε ίσους άξονες x και y για την καλύτερη παρουσίαση των διαφορών στον απόρρο.

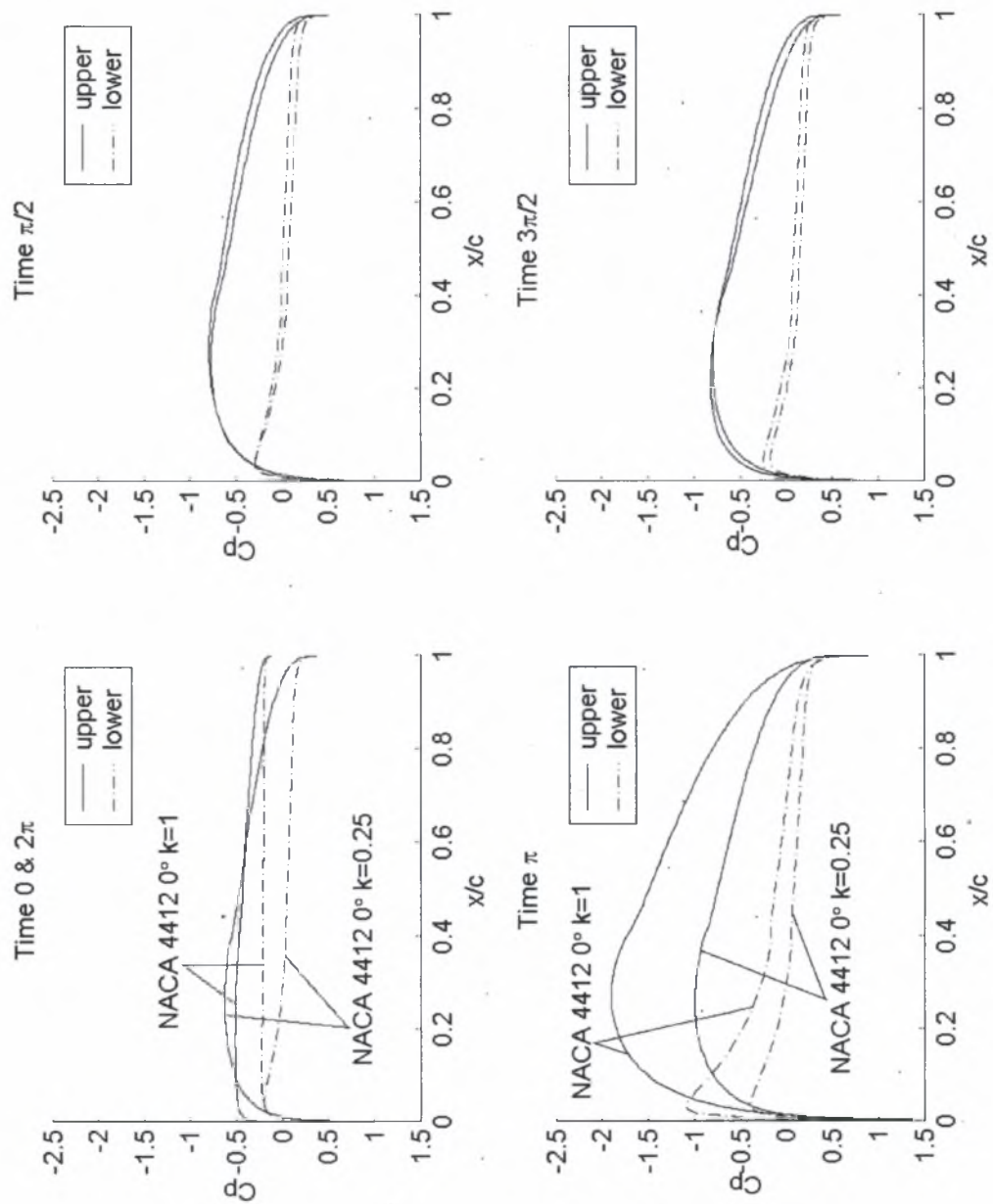


Σχήμα 4-17: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με την συχνότητα ταλάντωσης, της αεροτομής NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ . Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .



Σχήμα 4-18: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με την συχνότητα ταλάντωσης, της αεροτομής NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ . Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .





Σχήμα 4-19: Συγκεντρωτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πίεσης με την συχνότητα ταλάντωσης, της αεροτομής NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ . Τα γραφήματα αφορούν τις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ .

## 5ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΕΠΙΛΥΣΗ ΜΕ ΤΟ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ FLUENT

### 5.1 Γενικά

Το πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής FLUENT είναι ένας κλειστός κώδικας αριθμητικής επίλυσης των διαφορικών εξισώσεων Navier-Stokes, με τη μέθοδο διακριτοποίησης των πεπερασμένων όγκων [14]. Οι δυνατότητες του προγράμματος είναι πολύ διευρυμένες και μπορεί να καλύψει ένα μεγάλο εύρος προβλημάτων υπολογιστικής ρευστομηχανικής, καύσης, διφασικής ροής κ.ά..

### 5.2 Διαδικασία επίλυσης

Για την προσομοίωση του φαινομένου με το FLUENT, ακολουθήθηκε η διαδικασία που περιγράφεται παρακάτω.

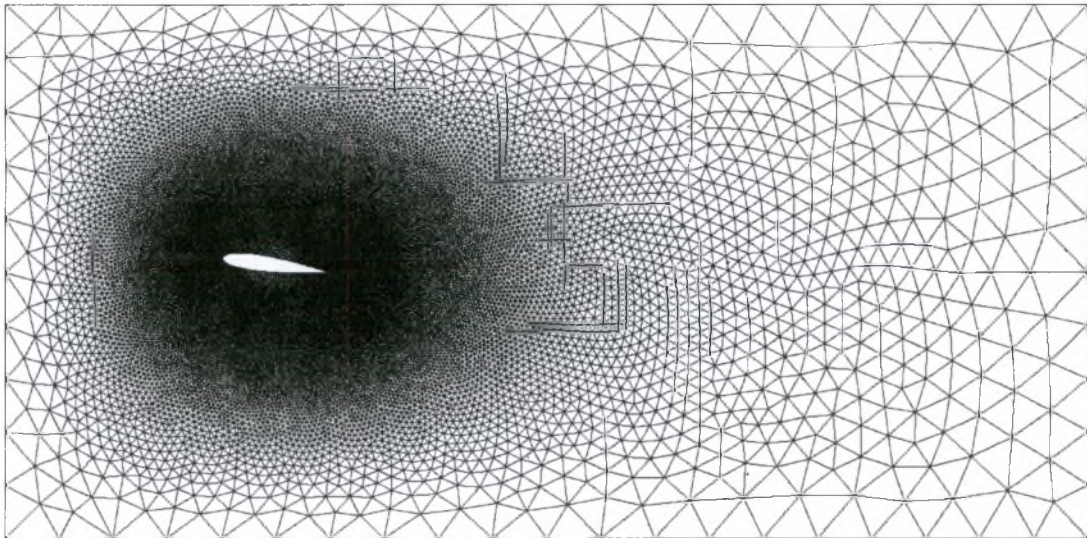
Αρχικά, δημιουργήθηκε στο πρόγραμμα Gambit ένα υπολογιστικό πλέγμα γύρω από την προς εξέταση αεροτομή. Ένα τυπικό πλέγμα γύρω από την αεροτομή είναι αυτό που φαίνεται στο σχήμα παρακάτω.

Το πλέγμα είναι μη δομημένο και αποτελείται από 70000 περίπου στοιχεία. Γύρω από την αεροτομή δημιουργείται τμήμα πλέγματος με τετραπλευρικά στοιχεία και 100 σημεία σε κάθε πλευρά της αεροτομής. Η κατανομή των σημείων ήταν τέτοια, ώστε στο χείλος προσβολής και στην ακμή φυγής να υπάρχει μεγαλύτερη πυκνότητα σημείων, μια και εκεί εμφανίζονται οι μεγαλύτερες κλίσεις ταχύτητας και πίεσης. Δημιουργήθηκαν πέντε “στρώσεις” από τετραπλευρικά στοιχεία με λόγο ύψους 1.2. Στη συνέχεια και σε απόσταση περίπου 7 mm από την επιφάνεια της

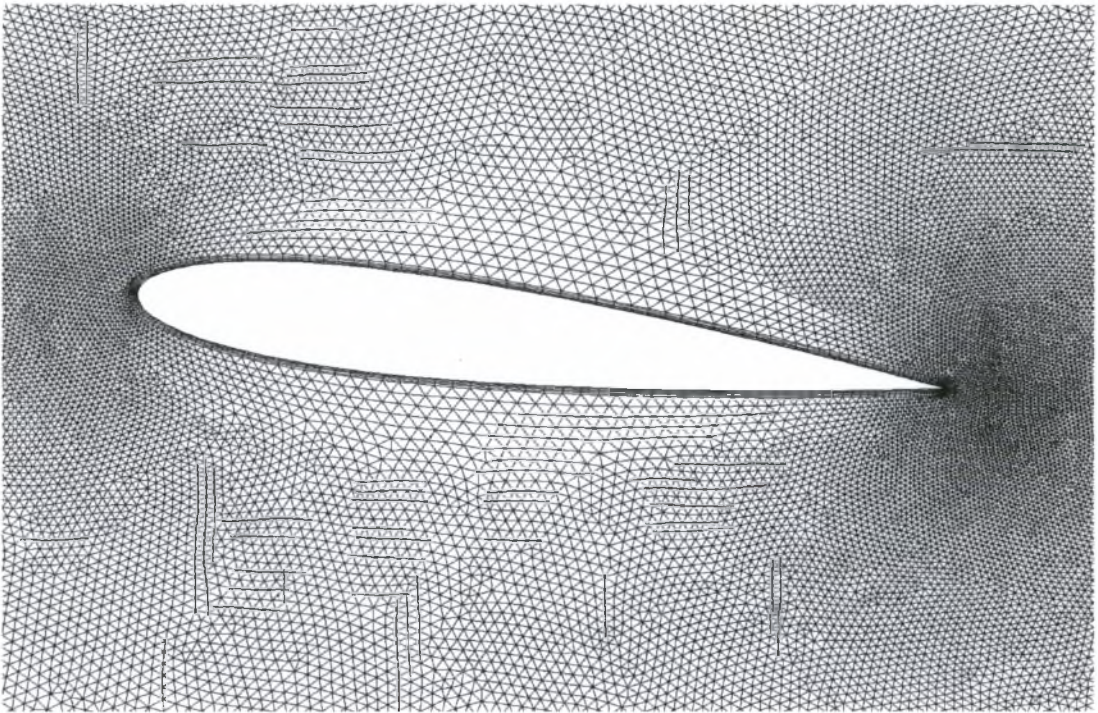
πτέρυγας, το πλέγμα αποτελείτο από τριγωνικά στοιχεία με σταδιακή αραιώση προς τα έξω. Σημαντικό ρόλο στην επίλυση των εξισώσεων ροής παίζει η ποιότητα του πλέγματος (φαινόμενα αριθμητικής διάχυσης κ.α.). Αυτός ο συνδυασμός τετραπλευρικών στοιχείων στην επιφάνεια της αεροτομής και τριγωνικών στο υπόλοιπο πεδίο δίνει ένα ικανοποιητικό πλέγμα, σε σχέση με τα κλασσικά δομημένα πλέγματα τύπου C ή τύπου O, που χρησιμοποιούνταν παλαιότερα για επίλυση ροϊκού πεδίου γύρω από αεροτομές.

Το συνολικό τμήμα της γεωμετρίας είχε μήκος  $10c$  και ύψος  $5c$ , με την αεροτομή να βρίσκεται σε απόσταση  $2c$  από το αριστερά όριο και στο κέντρο, σε σχέση με την κατακόρυφη απόσταση. Η περιστροφή της αεροτομής έγινε με κέντρο το χείλος εκφυγής στα  $3c$  από το αριστερό όριο.

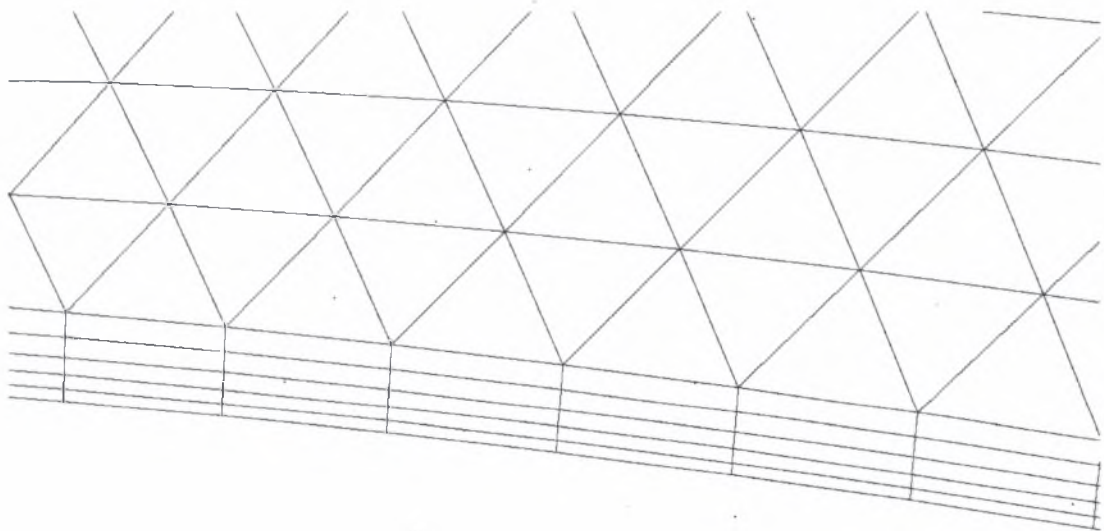
Στις εικόνες που παρατίθενται παρουσιάζονται διάφορες λεπτομέρειες της γεωμετρίας και του πλέγματος που δημιουργήθηκε.



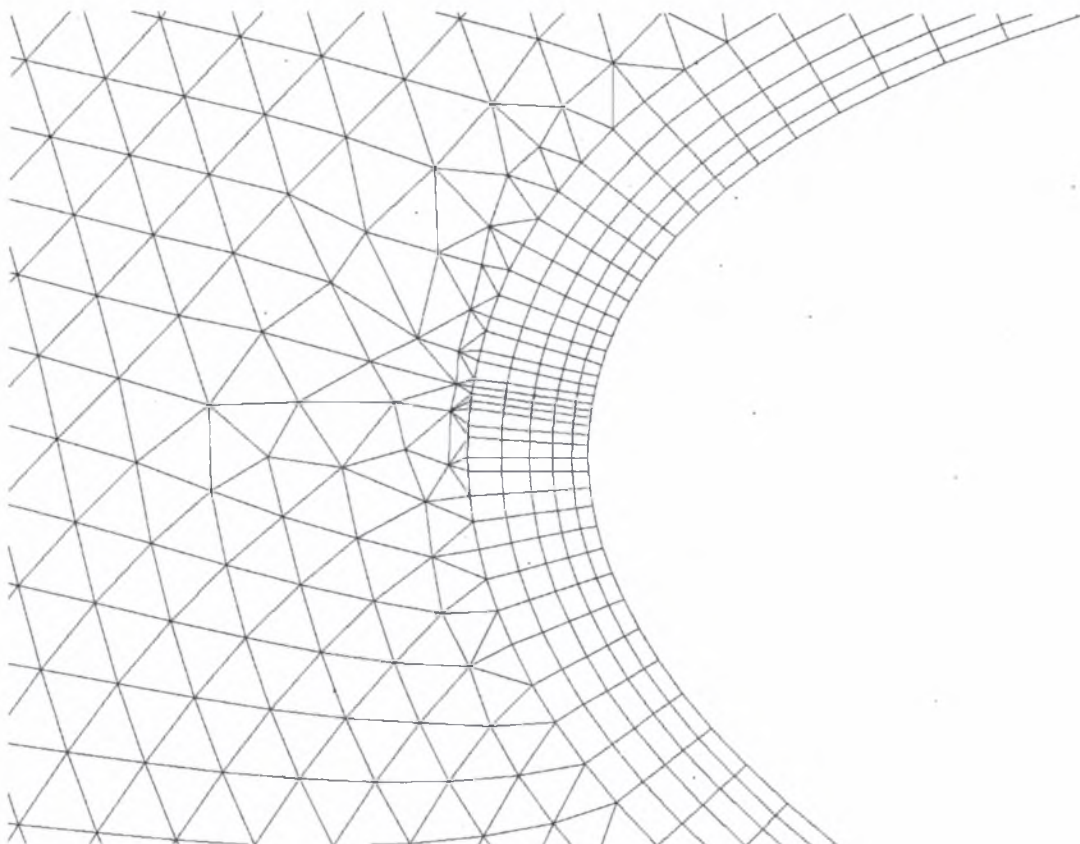
Σχήμα 5-1: Μορφή του πλέγματος σε όλο το πεδίο επίλυσης.



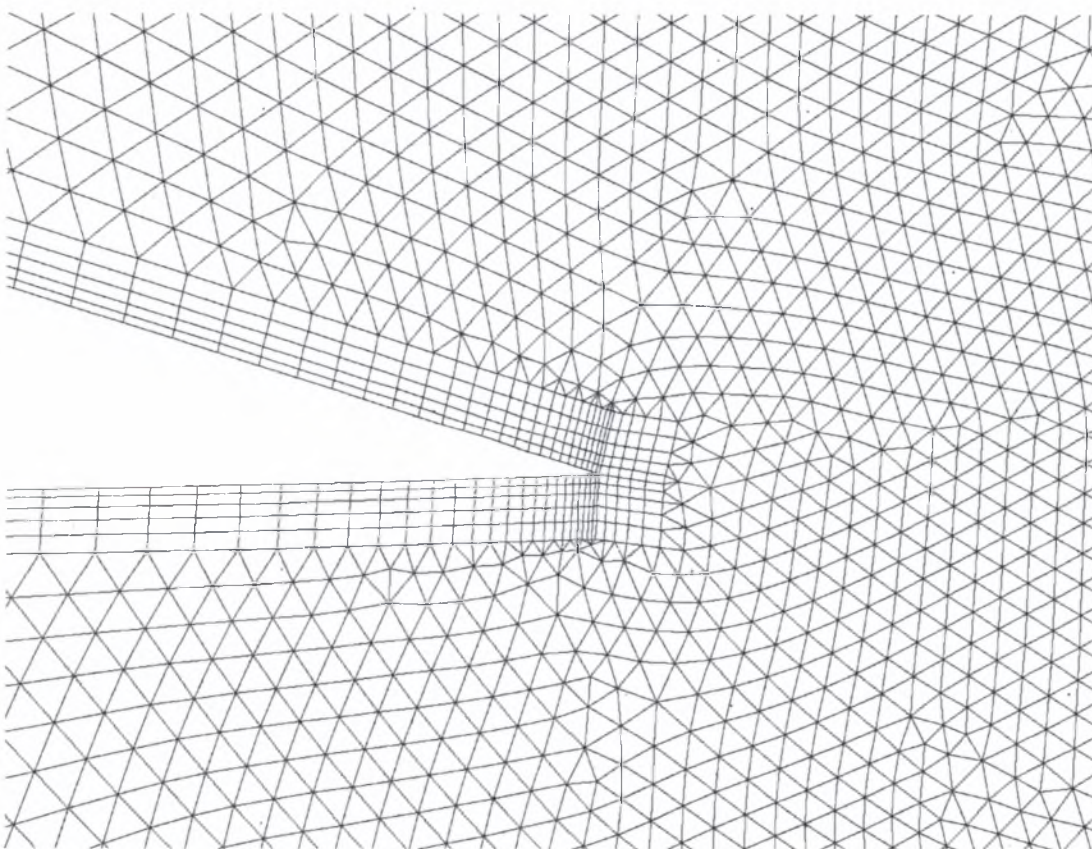
Σχήμα 5-2: Μορφή του πλέγματος κοντά στην αεροτομή.



Σχήμα 5-3: Στοιχεία οριακού στρώματος κοντά στην αεροτομή.



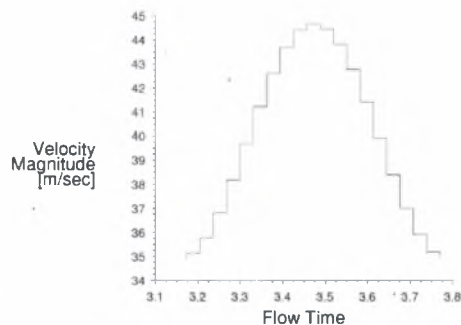
Σχήμα 5-4: Υπολογιστικό πλέγμα στην ακμή προσβολής.



Σχήμα 5-5: Υπολογιστικό πλέγμα στην ακμή εκφυγής.

Το πλέγμα εισήχθη στο πρόγραμμα FLUENT, όπου και έγινε η προσομοίωση. Η διαδικασία για την επίλυση του προβλήματος περιγράφεται ακριβώς παρακάτω.

Για την περιγραφή της ημιτονοειδούς κίνησης της αεροτομής, αυτό που έπρεπε να γίνει ήταν να προδιαγραφεί η ταχύτητα του ρευστού, τέτοια ώστε να είναι ίδιου μέτρου και αντίθετης φοράς από αυτή της αεροτομής. Αντί, δηλαδή, να κινείται η αεροτομή σε σχέση με το ρευστό, κινείται το ρευστό σε σχέση με την αεροτομή, η οποία παραμένει ακίνητη.



Σχήμα 5-6: Διάγραμμα της ταχύτητας του ρευστού σε σχέση με το χρόνο

Κατασκευάστηκε σε γλώσσα προγραμματισμού C μια ρουτίνα (User Defined Function), η οποία επέτρεπε την επιβολή αυτής της κίνησης του ρευστού. Τυπική μορφή της ρουτίνας, η οποία δημιουργήθηκε με τη βοήθεια του Δ. Σοφιαλίδη, είναι αυτή που φαίνεται παρακάτω.

```
#include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(inlet_motion, thread, position)
{
    real flow_time = RP_Get_Real("flow-time");
    real Hmax=0.5;
    real omega=10.0;
    real Velocity_Inlet=40;

    face_t f;
    begin_f_loop(f, thread)
    {
        F_PROFILE(f,thread,position) =Velocity_Inlet - Hmax * omega *
        cos (omega * flow_time);
    }
}
```

```

}
end_f_loop(f, thread)
}

DEFINE_SOURCE(fluid_x_motion, cell, thread, dS, eqn)
{
    real flow_time = RP_Get_Real("flow-time");
    real Hmax=0.5;
    real omega=10.0;
    real x[ND_ND] , source;

    C_CENTROID(x, cell, thread);
    source = C_R(cell,thread)* Hmax * omega * omega* sin (omega *
flow_time);

    return source;
}

```

Αναλυτικότερα, στο αριστερό όριο της γεωμετρίας, η ταχύτητα ήταν μεταβαλλόμενη, με το χρόνο σύμφωνα με την σχέση:

$$U = U_0 - H_0 \omega \cos(\omega t) \quad [5.1]$$

Στο ρευστό επιβλήθηκε ένας όρος πηγής ορμής, ο οποίος επέβαλε σε όλη τη μάζα του μια ομοιόμορφη κίνηση με ταχύτητα ίση με την ταχύτητα εισόδου. Αυτό, γιατί στις εξισώσεις Navier-Stokes υπάρχει ο μη μόνιμος όρος  $\frac{\partial u_i}{\partial t}$ , ο οποίος πολλαπλασιάζεται με την πυκνότητα. Ο όρος αυτός είναι ουσιαστικά ένας όρος επιτάχυνσης και, παραγωγίζοντας την ταχύτητα του ρευστού, προκύπτει ο όρος πηγής ορμής, ο οποίος πρέπει να προστεθεί στο ρευστό για να κινηθεί σε όλη του τη μάζα.

Η εξίσωση του όρου πηγής για την ορμή του ρευστού στην κατεύθυνση  $x$  είναι:

$$S = H_0 \omega^2 \sin(\omega t) \quad [5.2]$$

Χαρακτηριστικό της προσέγγισης που ακολουθήθηκε είναι ότι στην περίπτωση που η πτέρυγα κινείται με σχετική ταχύτητα μηδέν, το ροϊκό πεδίο παρουσιάζεται ακίνητο. Για να προκύψει, δηλαδή, μια εικόνα της μορφής της ροής πρέπει να προστεθεί σε αυτήν η απόλυτη ταχύτητα κίνησης της αεροτομής.

Για την επίλυση, χρησιμοποιήθηκε ο implicit - segregated solver, με δεύτερης τάξης διακριτοποίηση για τον μη μόνιμο όρο.

Η πίεση διακριτοποιήθηκε με το προεπιλεγμένο αριθμητικό σχήμα, η ορμή με δεύτερης τάξης ανάντη διακριτοποίηση και τόσο η κινητική ενέργεια τύρβης όσο και ο ρυθμός διάχυσης τύρβης με πρώτης τάξης ανάντη σχήμα διακριτοποίησης.

Για τη διακριτοποίηση της πίεσης στο χρόνο, χρησιμοποιήθηκε ο αλγόριθμος PISO, ο οποίος δίνει τα καλύτερα αποτελέσματα για ασταθείς ροές.

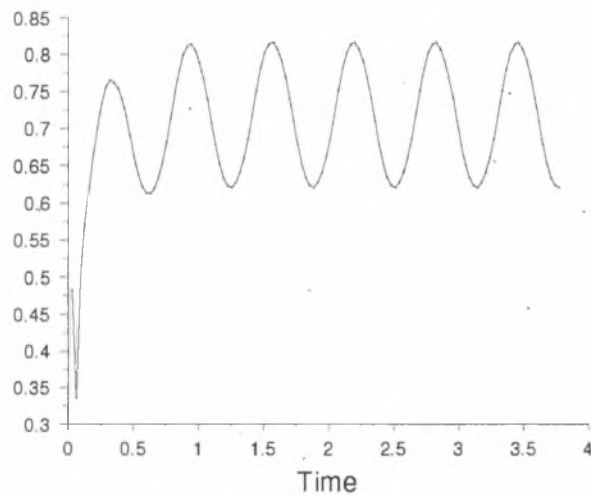
Επίσης, για την προσέγγιση της τύρβης χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο standard k-ε με two layer zonal model προσέγγιση, το οποίο δίνει καλά αποτελέσματα για ροή γύρω από αεροδυναμικά σώματα και κάνει σωστή πρόβλεψη των ιξωδών δυνάμεων σε αυτά.

Στα πάνω και κάτω όρια του πεδίου επίλυσης, επιβάλλεται οριακή συνθήκη τοιχώματος με συνθήκη ολίσθησης, ενώ στο δεξιό όριο επιβάλλεται οριακή συνθήκη πίεσης, με σχετική πίεση ίση με μηδέν.

Το ρευστό είναι αέρας σε κανονικές συνθήκες με πυκνότητα  $1.225 \text{ Kg/m}^3$  και ιξώδες  $1.7894 \times 10^{-5}$  σε πίεση  $101325 \text{ KPa}$ .

Για πυκνότητα τύρβης, χρησιμοποιήθηκε 5% και για το μέσο μήκος τύρβης το πάχος της αεροτομής, περίπου 0.15.





Σχήμα 5-7: Τυπική μορφή του συντελεστή άνωσης κατά την πορεία της επίλυσης. Είναι προφανής η γρήγορη αποκατάσταση της περιοδικότητας.

### 5.3 Αποτελέσματα

Οι περιπτώσεις που προσομοιώθηκαν με το μοντέλο  $k$ - $\epsilon$  και για πλάτος ταλάντωσης  $H=0.5c$  και  $k=0.25$  είναι οι εξής:

- NACA 0008  $0^\circ$ , NACA 0012  $0^\circ$ , NACA 0015  $0^\circ$ .
- NACA 0015  $2^\circ$ , NACA 0015  $4^\circ$ , NACA 0015  $8^\circ$ , NACA 0015  $12^\circ$ , NACA 0015  $15^\circ$ .
- NACA 2412  $0^\circ$ , NACA 4412  $0^\circ$ .
- Για γωνιακή συχνότητα ταλάντωσης  $k=1$  και  $k=2$  προσομοιώθηκαν οι αεροτομές NACA 0015  $2^\circ$ , NACA 0015  $8^\circ$ , NACA 4412  $0^\circ$ .
- Για πλάτος ταλάντωσης  $H=0.1c$  προσομοιώθηκαν NACA 0015  $2^\circ$ , NACA 0015  $8^\circ$ , NACA 4412  $0^\circ$ , για λόγους σύγκρισης των αποτελεσμάτων με το πρόγραμμα CFX, όπως θα δούμε παρακάτω στο κεφάλαιο 6.

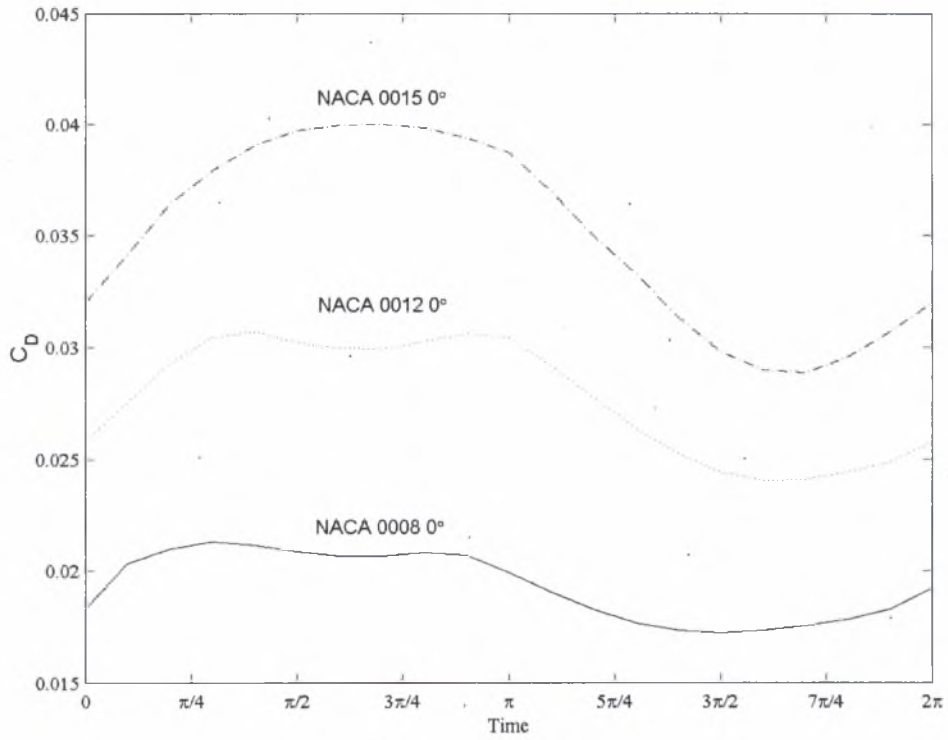
Τα αποτελέσματα που παρατίθενται δίνουν τη μεταβολή των συντελεστών άνωσης πίεσης και ροπής σε μία περίοδο (η ροπή υπολογίζεται ως προς το σημείο που απέχει  $c/4$  από το χείλος προσβολής). Στη συ-

νέχεια, παρουσιάζονται τα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης τις χρονικές στιγμές  $0-2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ . Ακολουθούν γραφήματα του προφίλ της ταχύτητας σε απόσταση μια χορδή από το χείλος εκφυγής για τις ίδιες με πριν χρονικές στιγμές. Τέλος, στα αποτελέσματα ορισμένων περιπτώσεων συμπεριλαμβάνονται τα διαγράμματα ισοϋψών καμπυλών της ταχύτητας σε τμήμα του πεδίου επίλυσης με την σειρά που αναφέρθηκε και πριν.

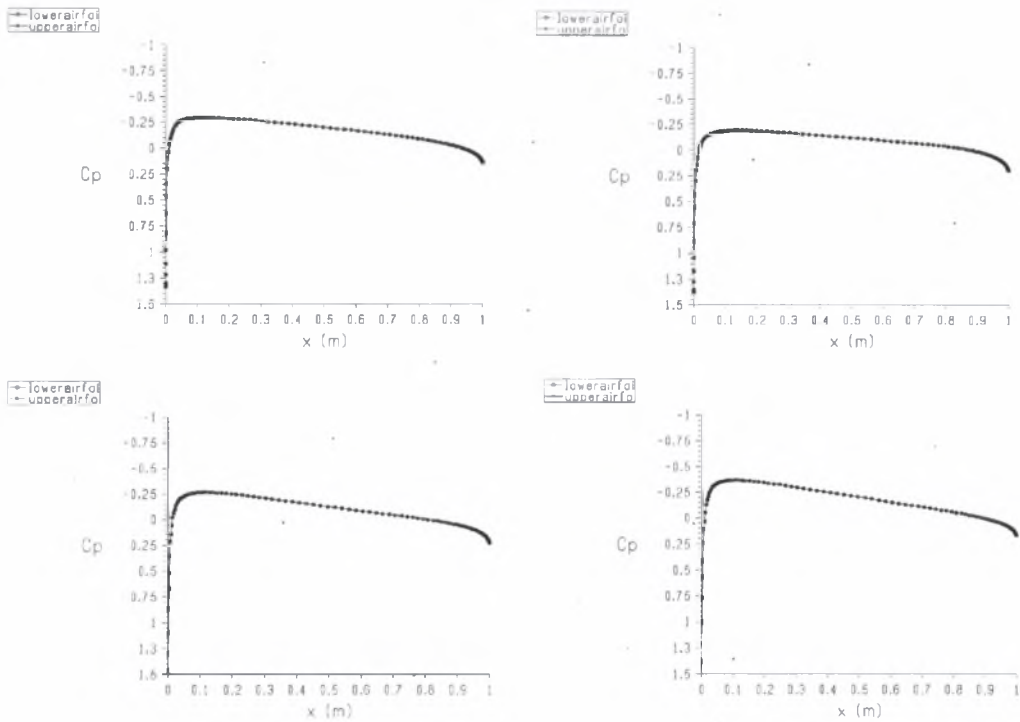
Με τη μέθοδο των μεγάλων δινών (Large Eddy Simulation), προσομοιώθηκε η NACA 4412, που είναι μια τυπική αεροτομή, η οποία χρησιμοποιείται σε ανεμογεννήτριες και σε γωνία προσβολής  $8^\circ$ . Η μέθοδος των μεγάλων δινών εφαρμόστηκε για να παρουσιαστεί η καλύτερη προσομοίωση του ροικού πεδίου, που αυτή επιτυγχάνει.

Για τα τρεξίματα, απαιτούνται κατά μέσο όρο 6 ώρες υπολογιστικού χρόνου σε ένα Pentium III με συχνότητα ρολογιού 550MHz, ενώ για τη μέθοδο LES απαιτούνται περίπου 28 ώρες στον ίδιο υπολογιστή. Για κάθε περίπτωση, χρησιμοποιείται αποθηκευτικός χώρος περίπου 150Mb και η χρησιμοποιούμενη μνήμη αγγίζει τα 80Mb.

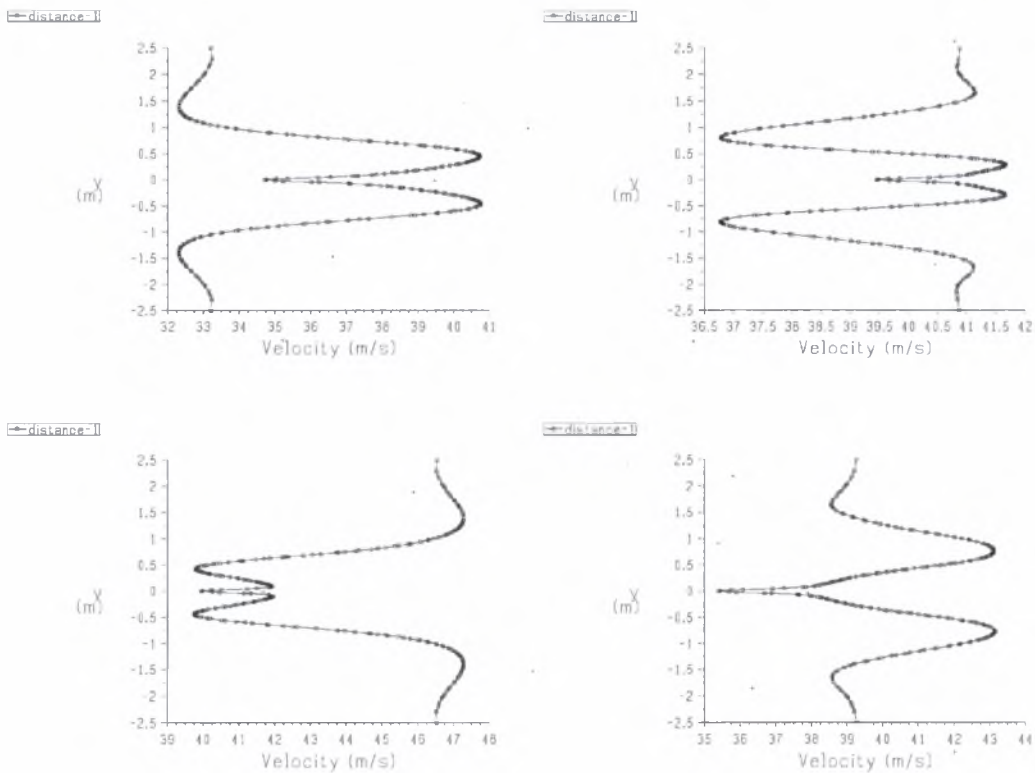
### 5.3.1 Επίδραση πάχους



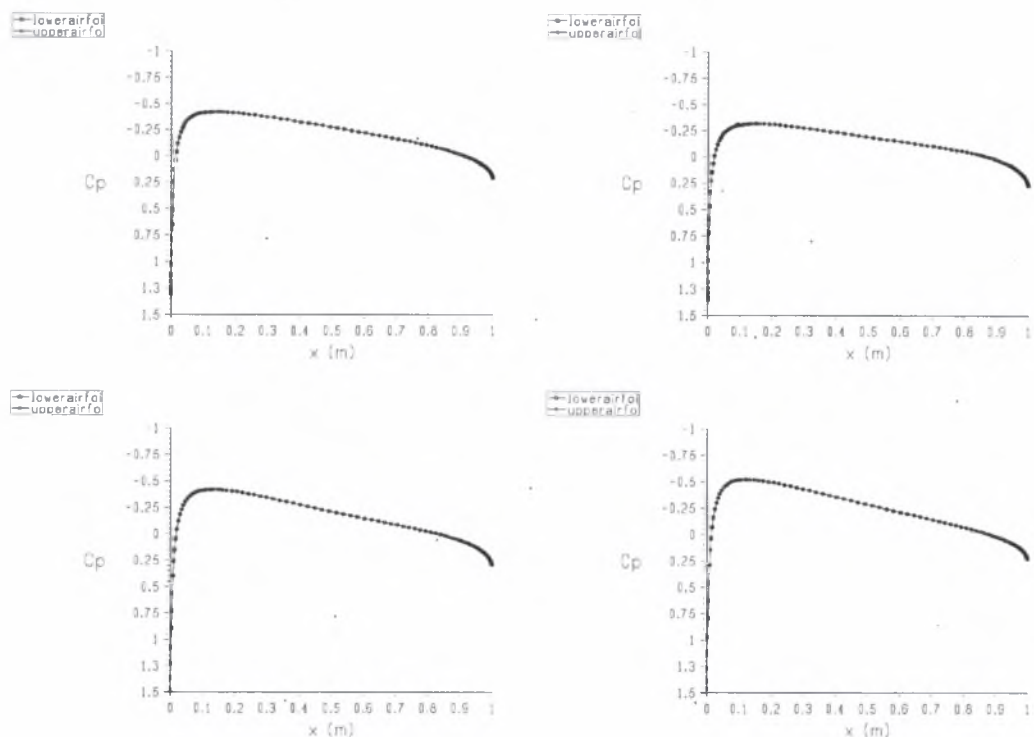
Σχήμα 5-8 Επίδραση του πάχους στην μορφή του συντελεστή αντίστασης.



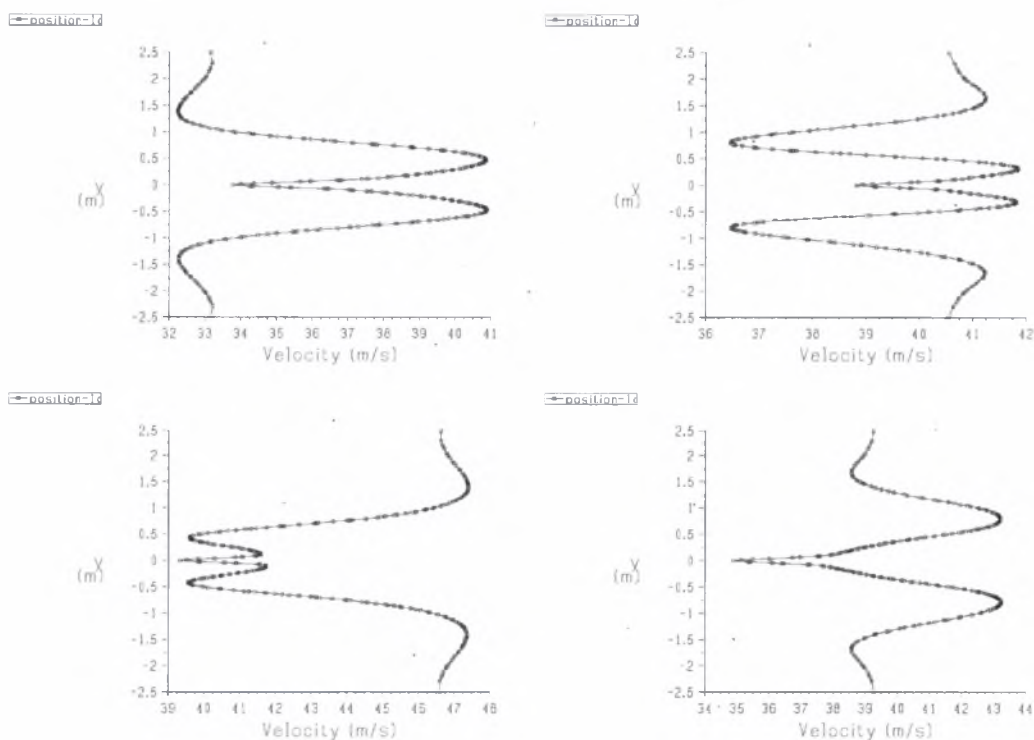
Σχήμα 5-9: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου (ξεκινώντας από πάνω αριστερά) για την αεροτομή NACA 0008  $\alpha=0^\circ$ .



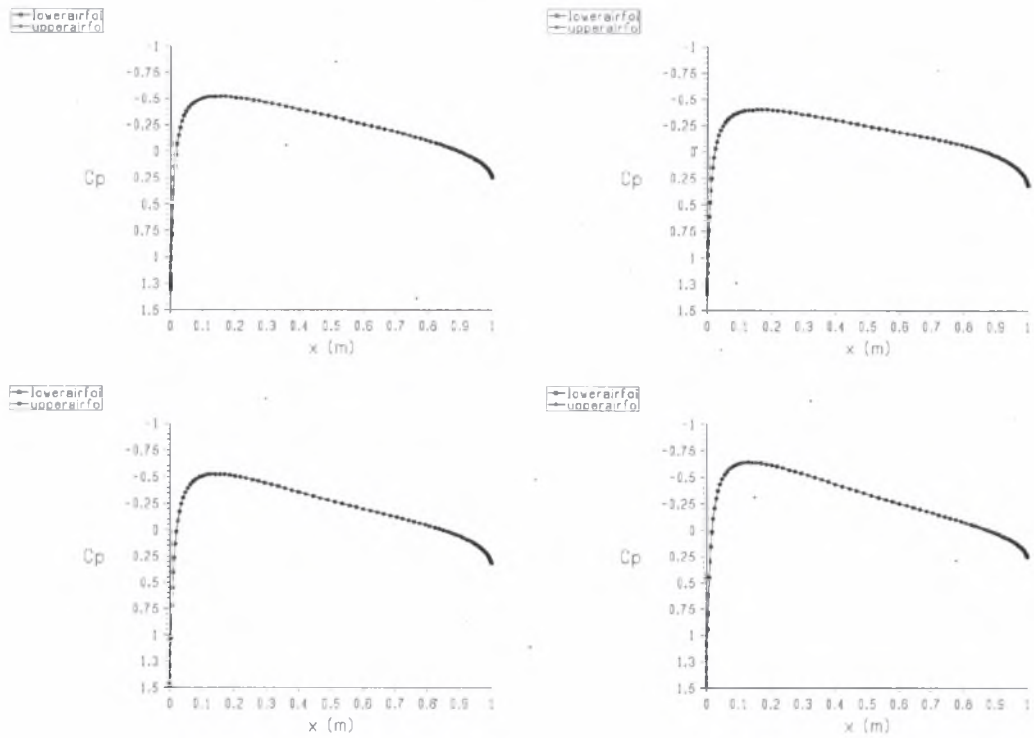
Σχήμα 5-10: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0008  $\alpha=0^\circ$ .



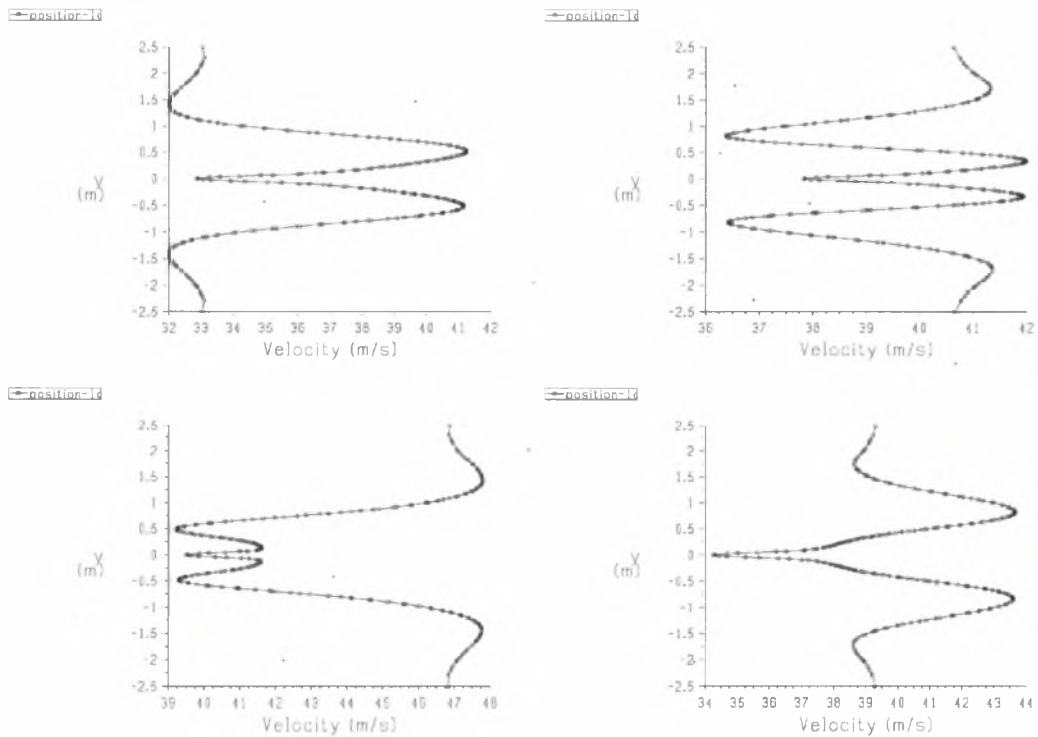
Σχήμα 5-11: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0012  $\alpha=0^\circ$ .



Σχήμα 5-12: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0012  $\alpha=0^\circ$ .

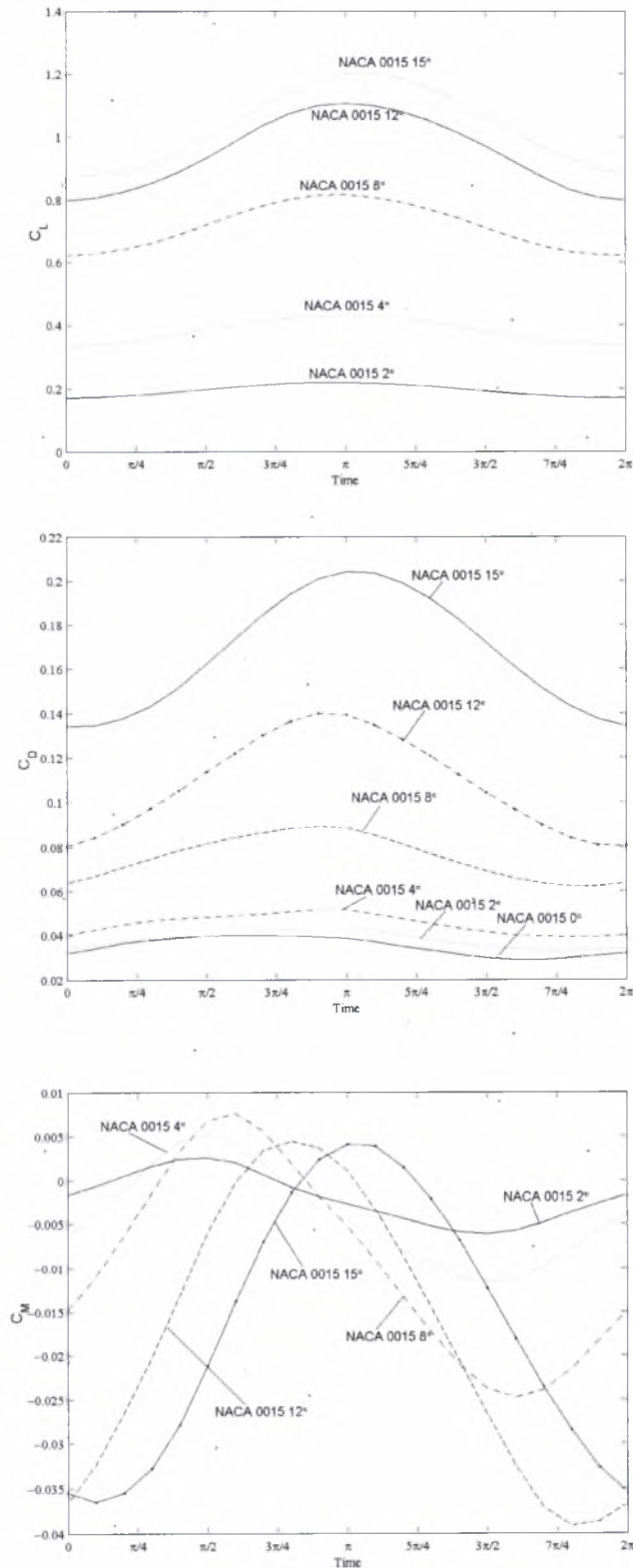


Σχήμα 5-13: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi, \pi/2, \pi, 3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=0^\circ$ .

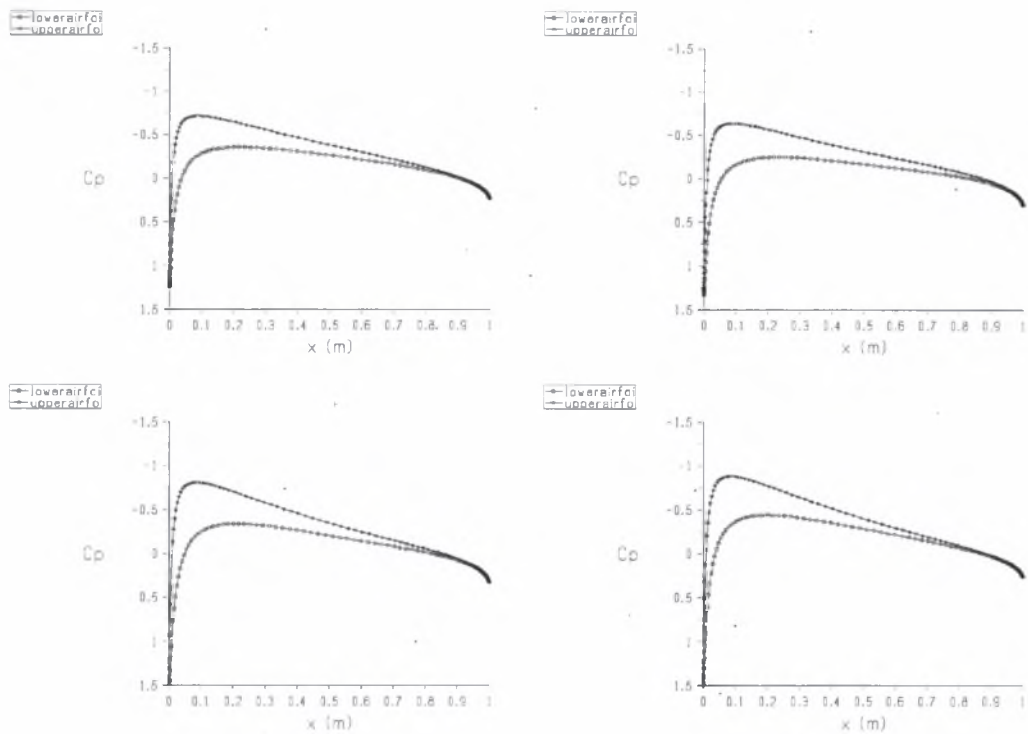


Σχήμα 5-14: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi, \pi/2, \pi, 3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=0^\circ$ .

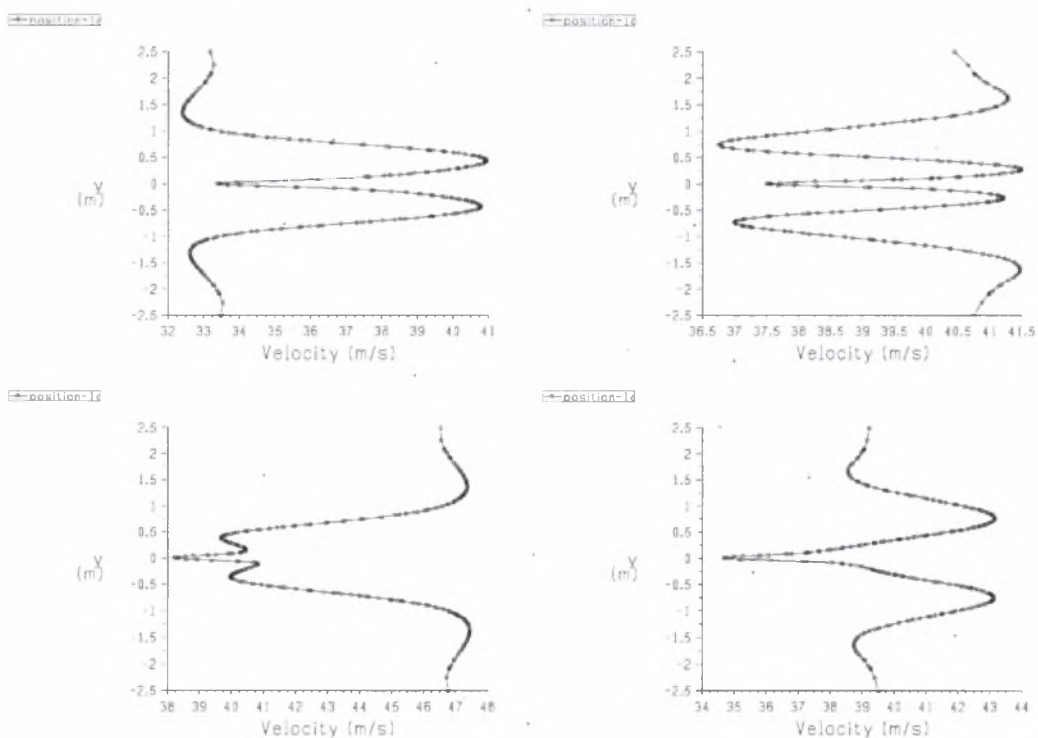
### 5.3.2 Επίδραση γωνίας προσβολής



Σχήμα 5-15: Επίδραση της γωνίας προσβολής στην μορφή του συντελεστή άνωσης, αντίστασης και ροπής (ο συντελεστής ροπής υπολογίζεται γύρω από το σημείο που απέχει  $c/4$  από την ακμή προσβολής).

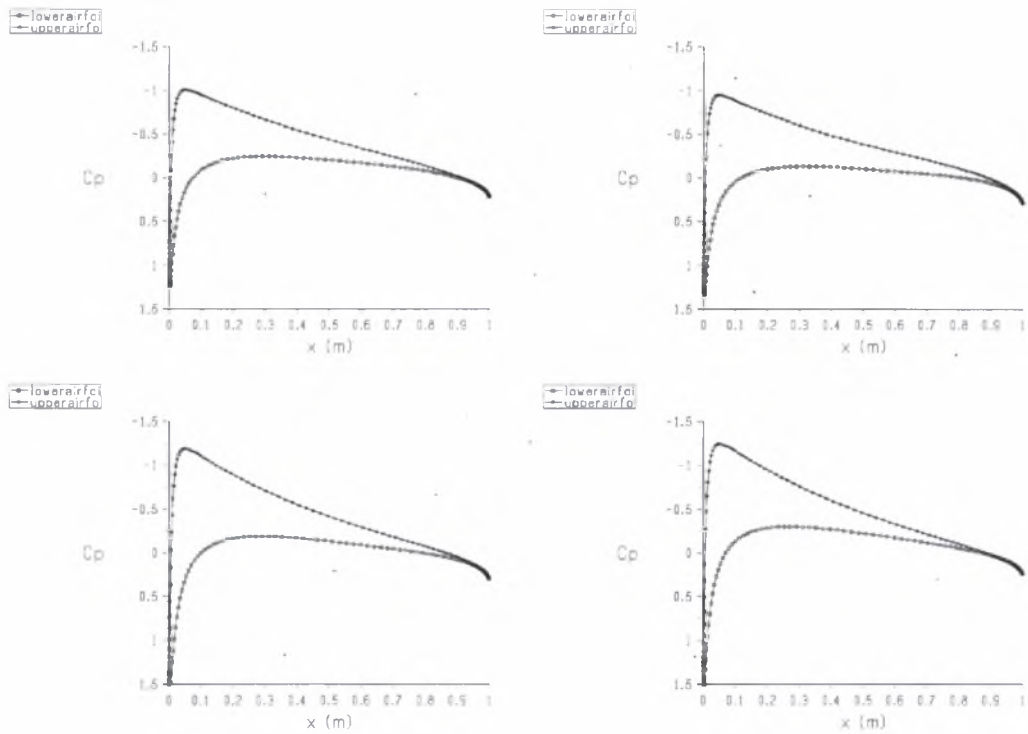


Σχήμα 5-16: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ .

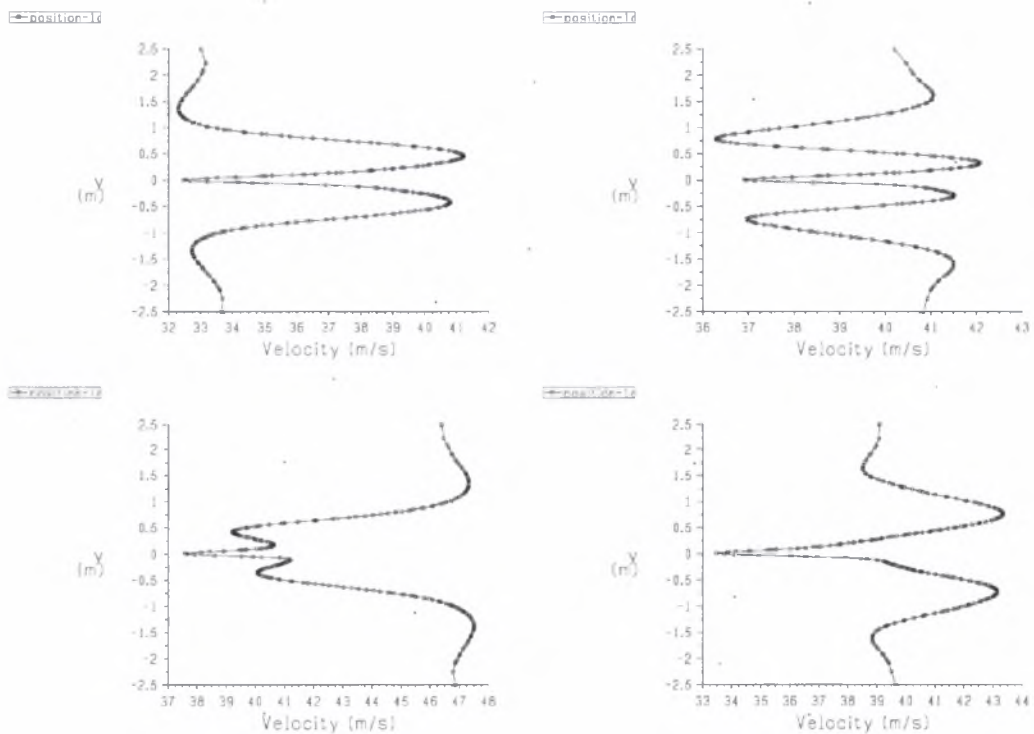


Σχήμα 5-17: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ .

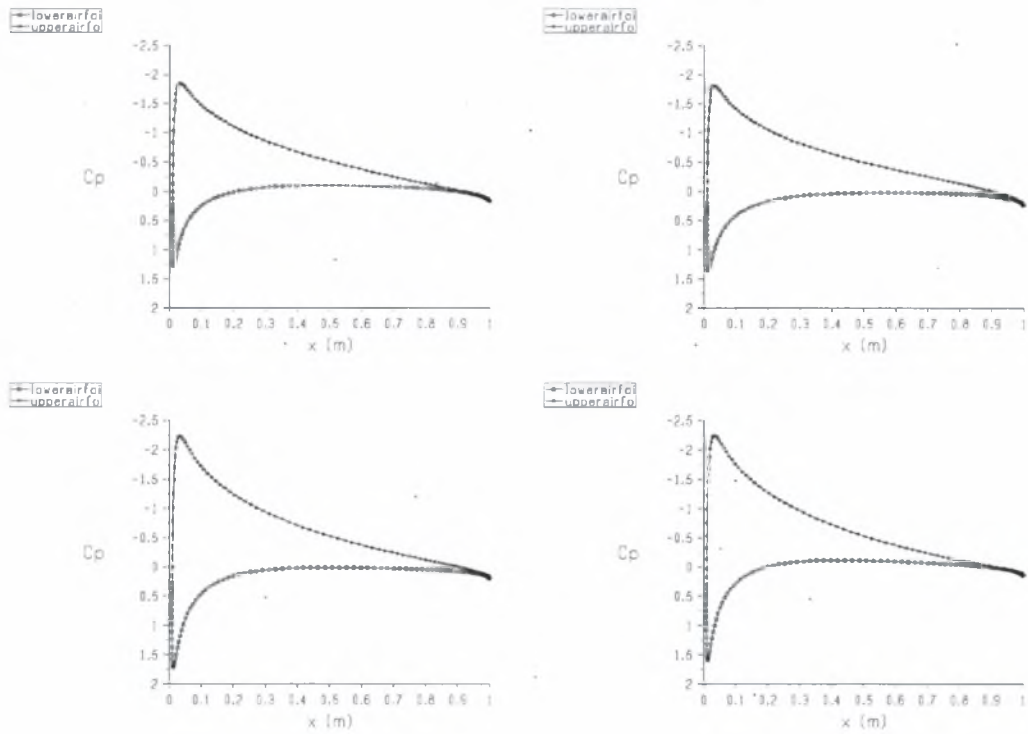




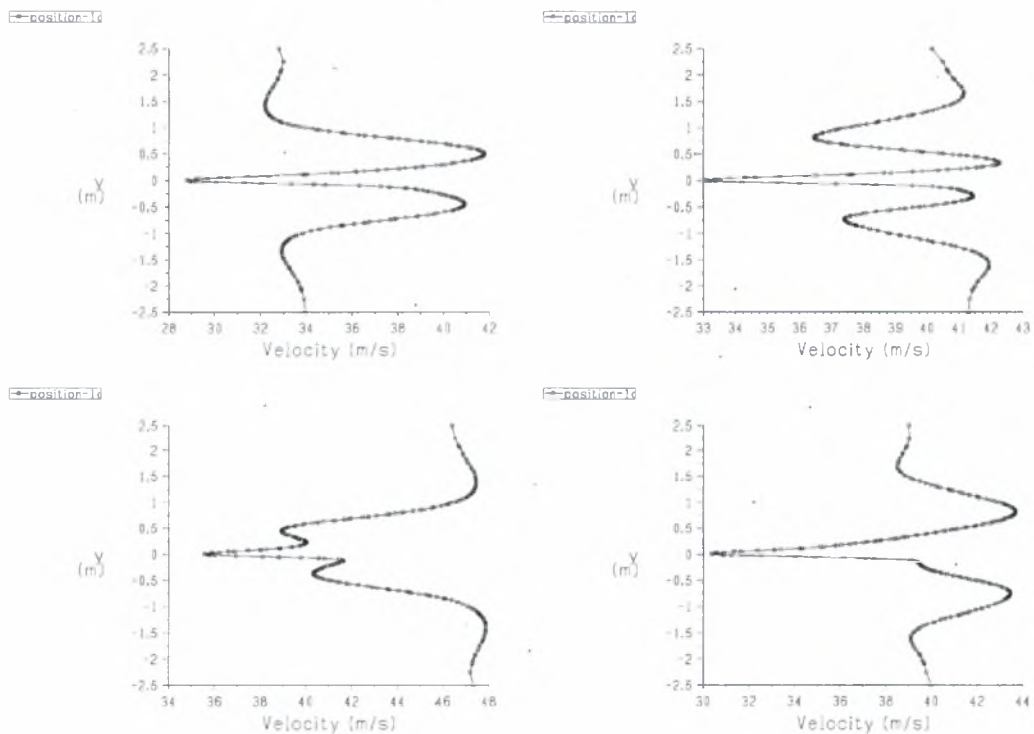
Σχήμα 5-18: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=4^\circ$ .



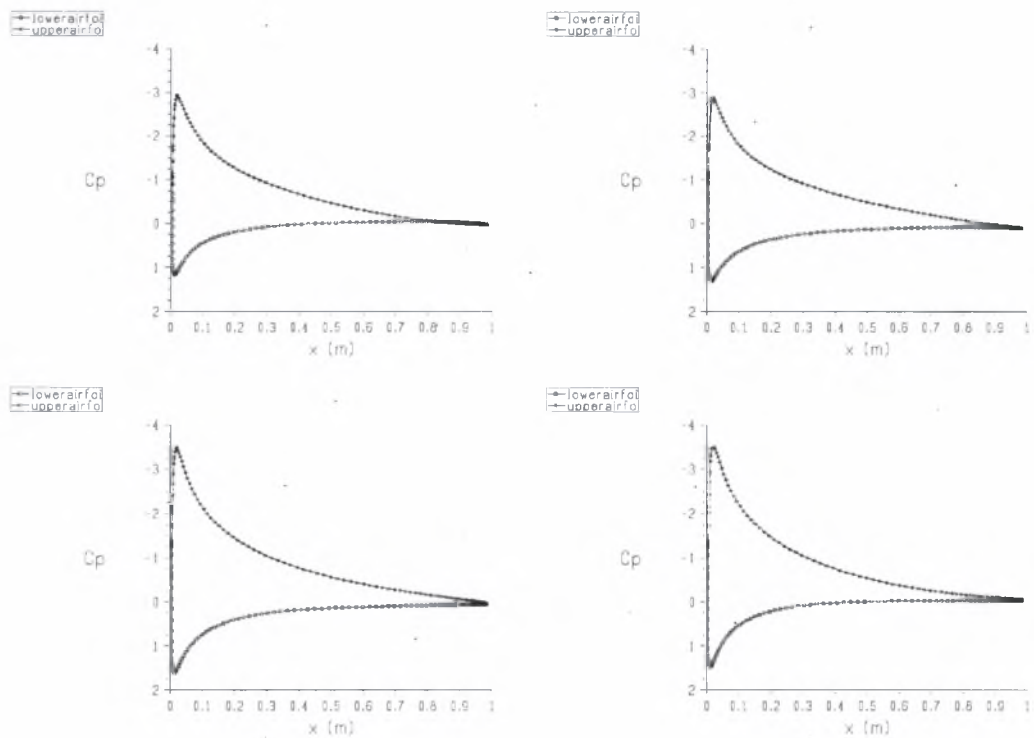
Σχήμα 5-19: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=4^\circ$ .



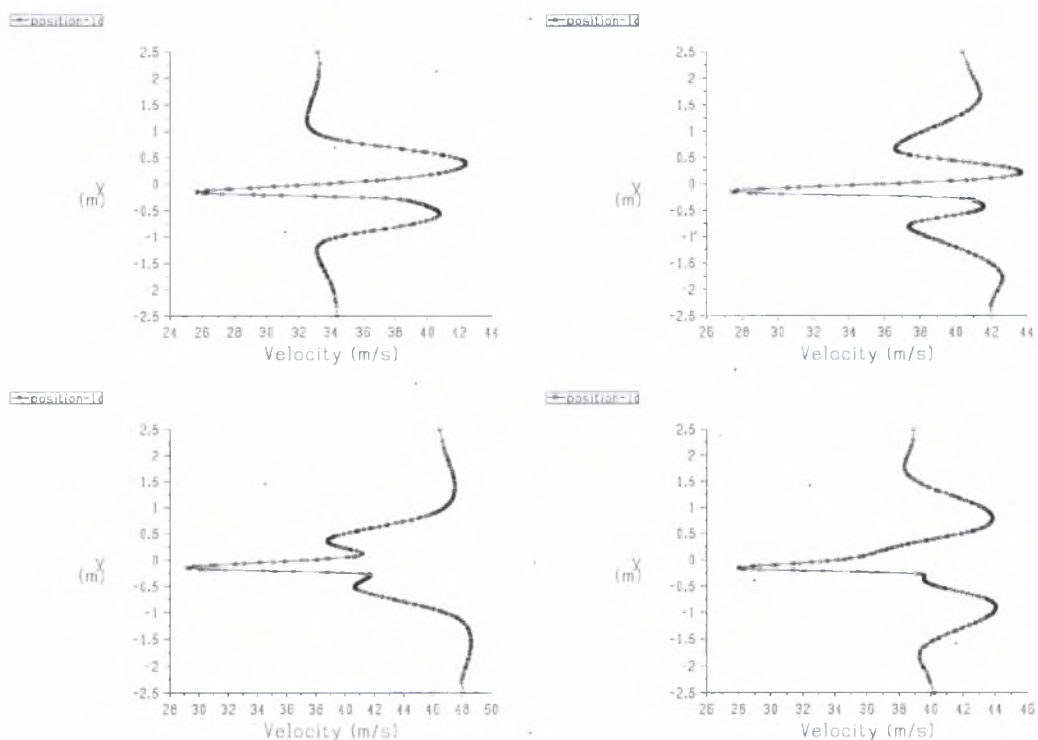
Σχήμα 5-20: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ .



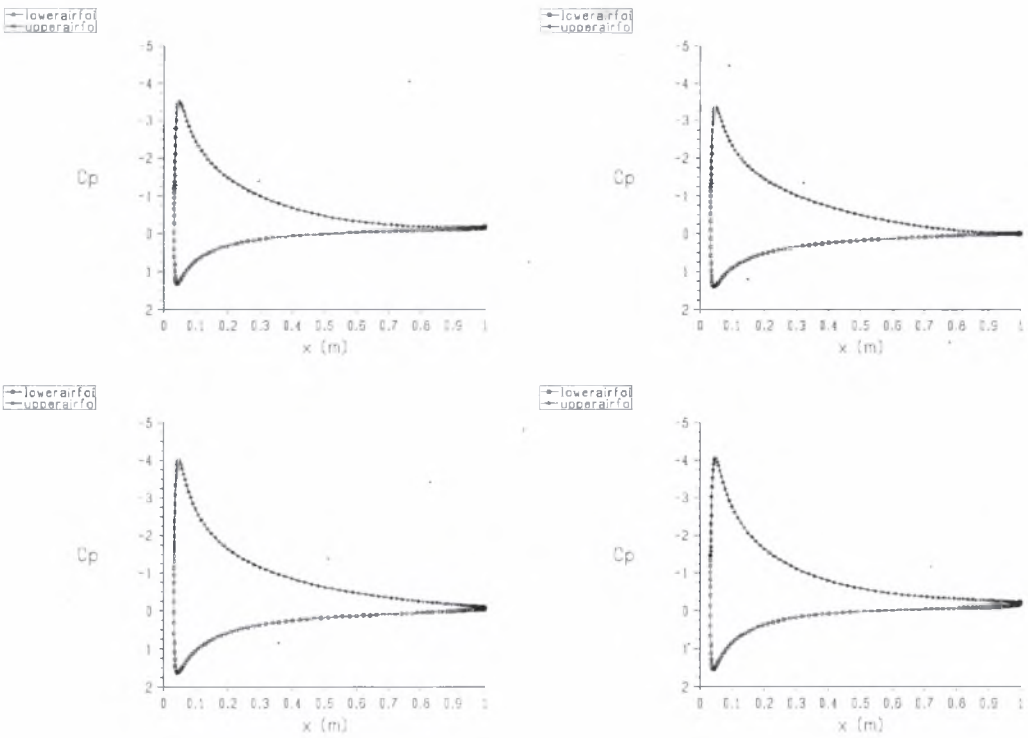
Σχήμα 5-21: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ .



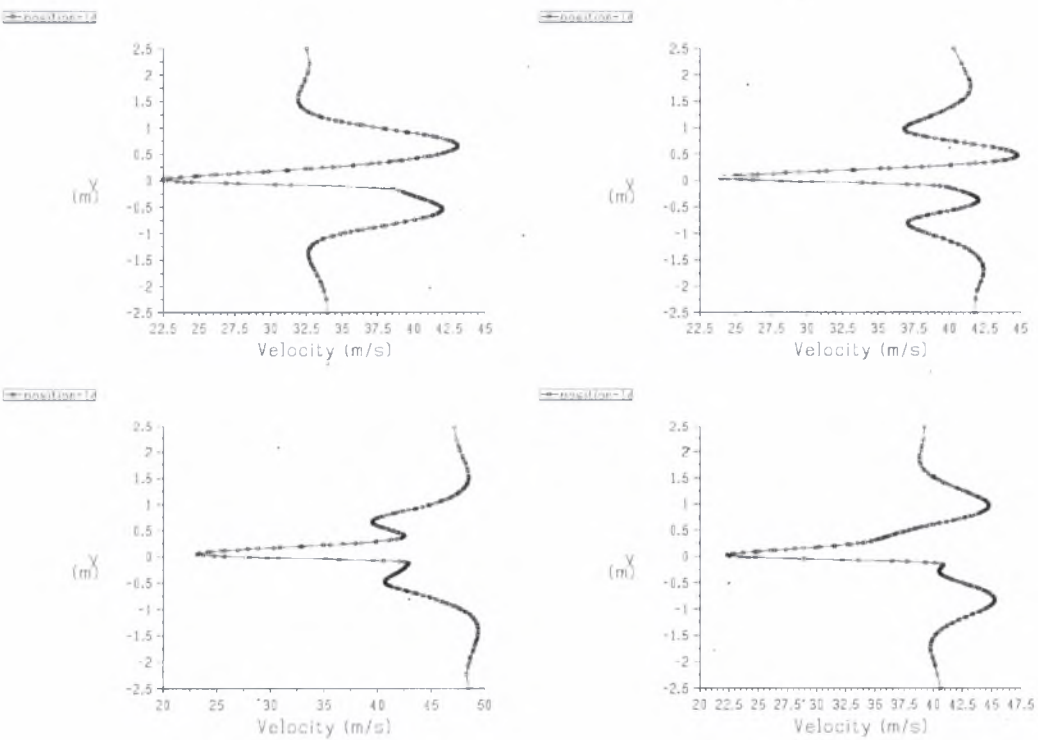
Σχήμα 5-22: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=12^\circ$ .



Σχήμα 5-23: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=12^\circ$ .

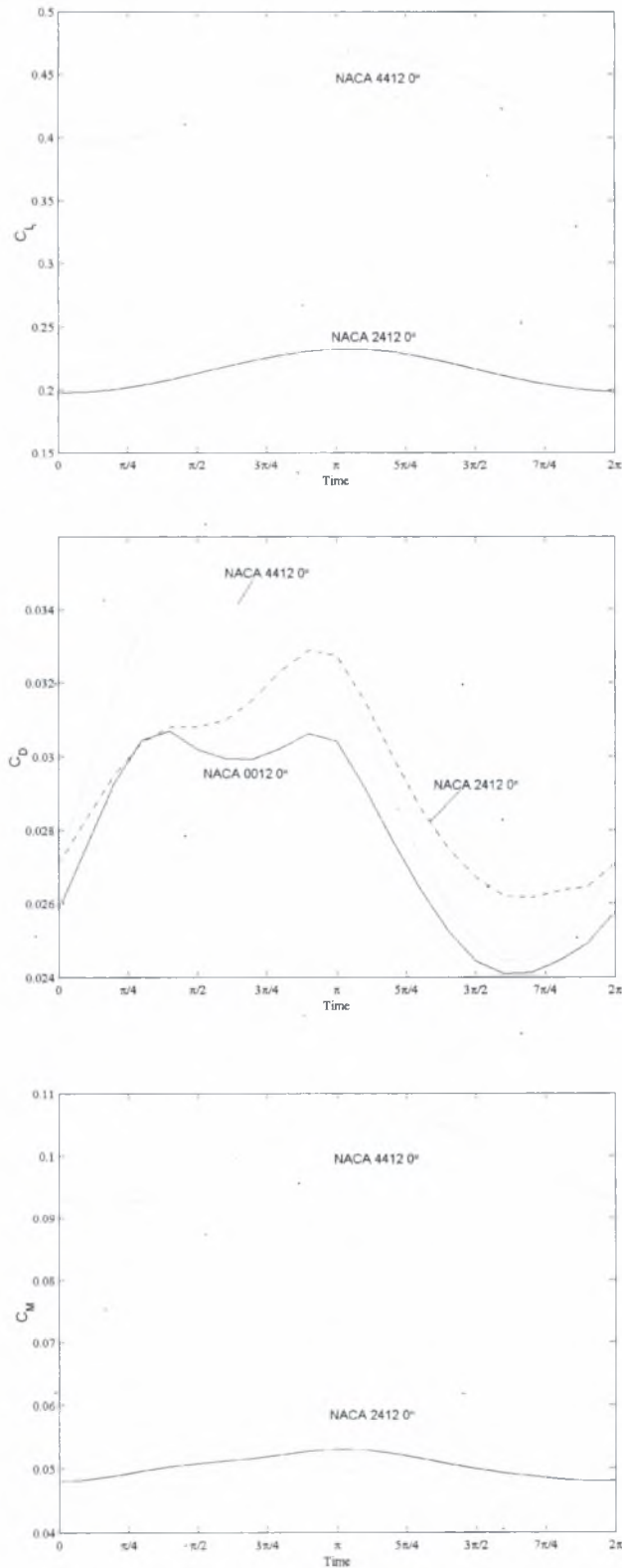


Σχήμα 5-24: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=15^\circ$ .

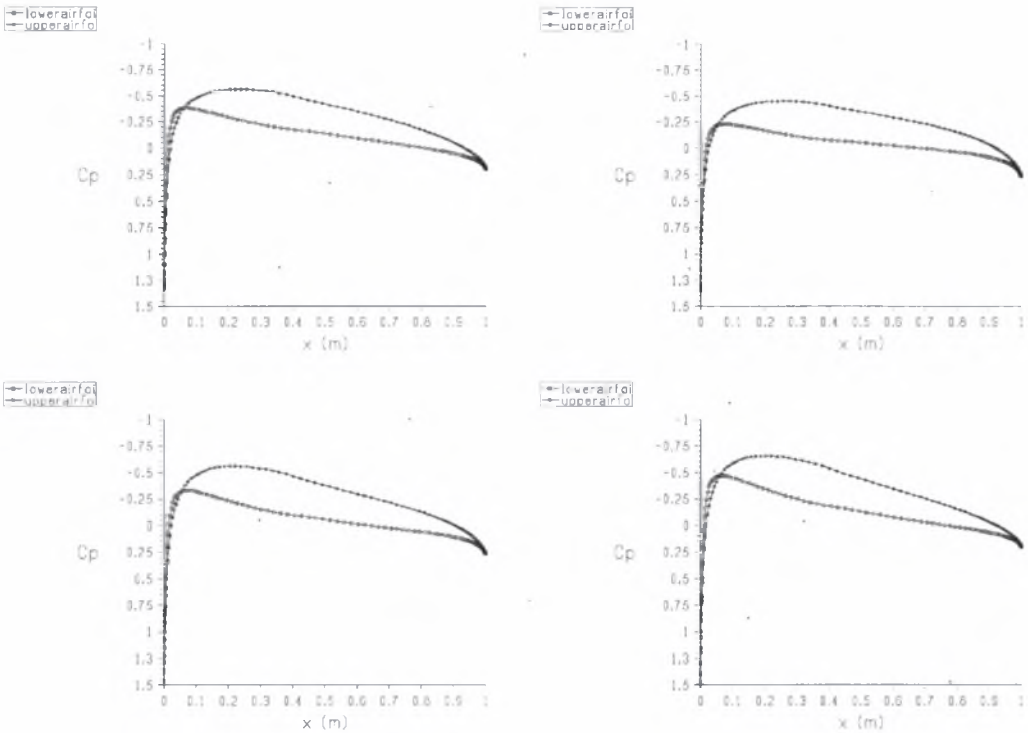


Σχήμα 5-25: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=15^\circ$ .

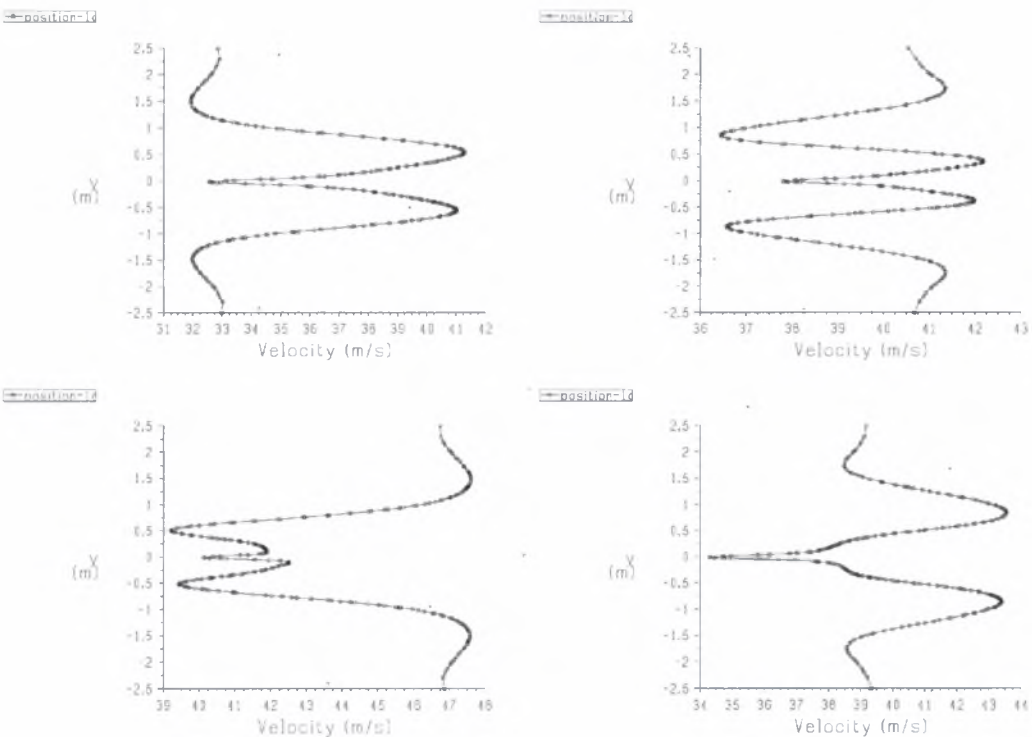
### 5.3.3 Επίδραση κυρτότητας



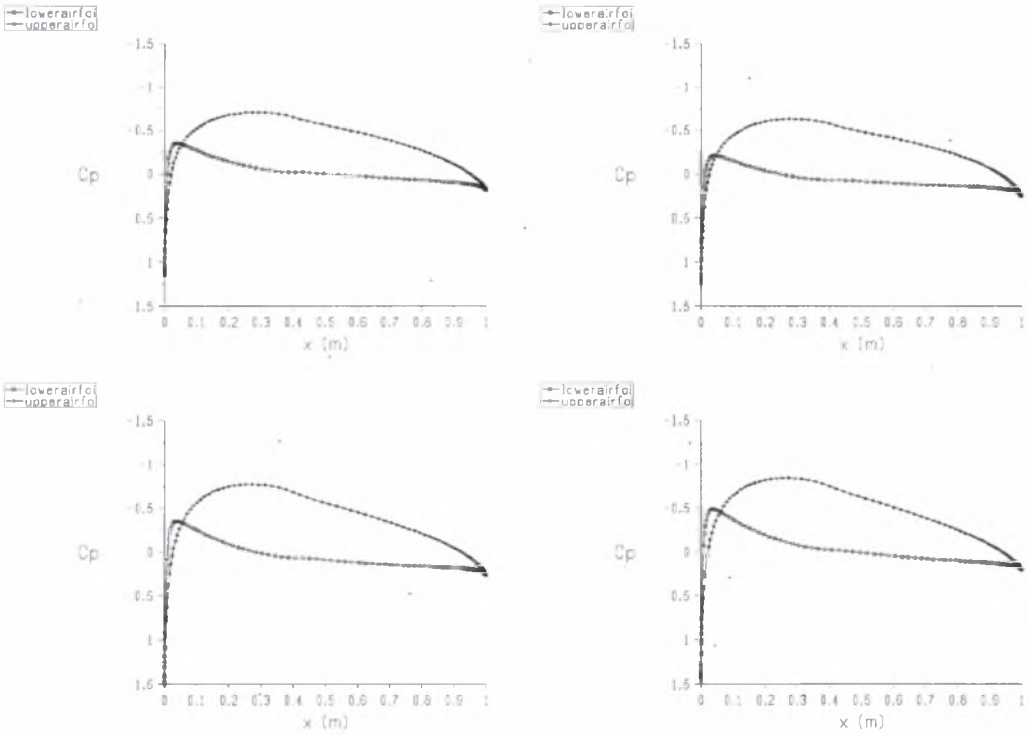
Σχήμα 5-26: Επίδραση της κυρτότητας στην μορφή του συντελεστή άωσης, αντίστασης και ροπής.



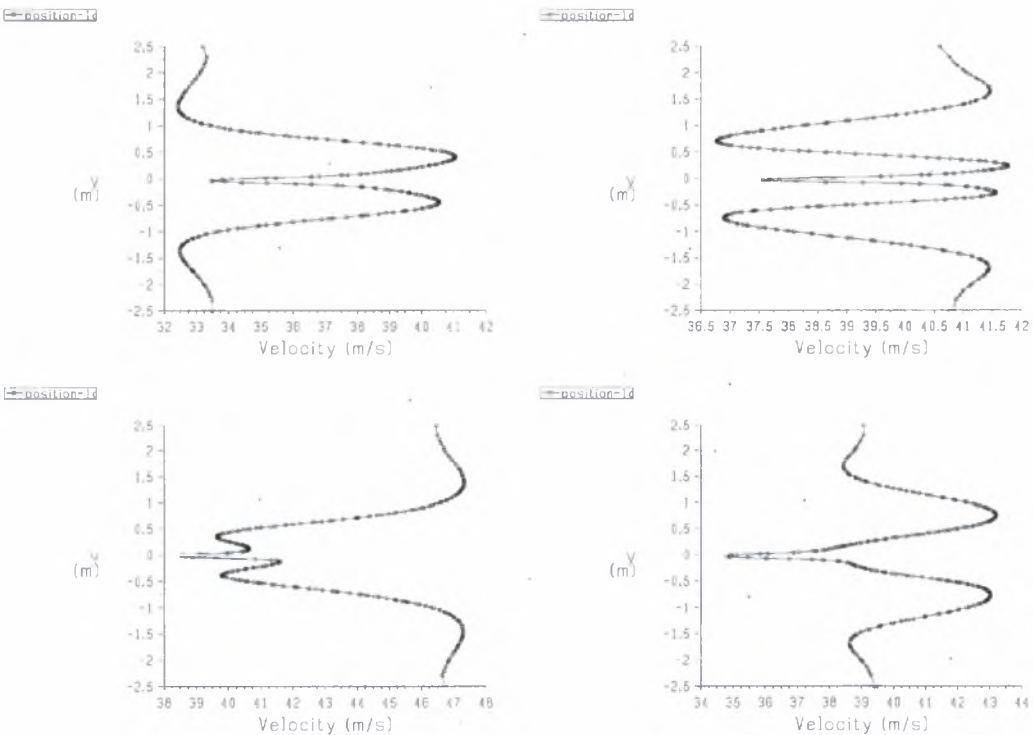
Σχήμα 5-27: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 2412  $\alpha=0^\circ$ .



Σχήμα 5-28: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 2412  $\alpha=0^\circ$ .

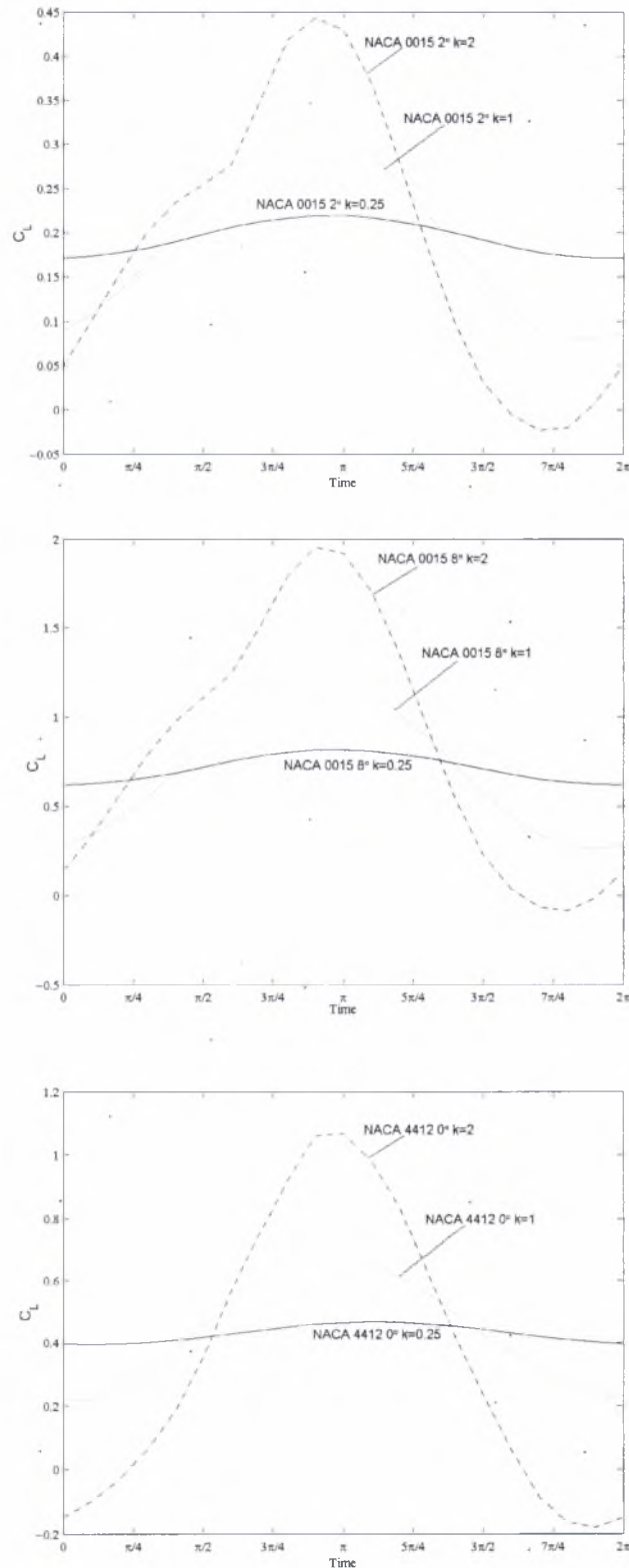


Σχήμα 5-29: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .



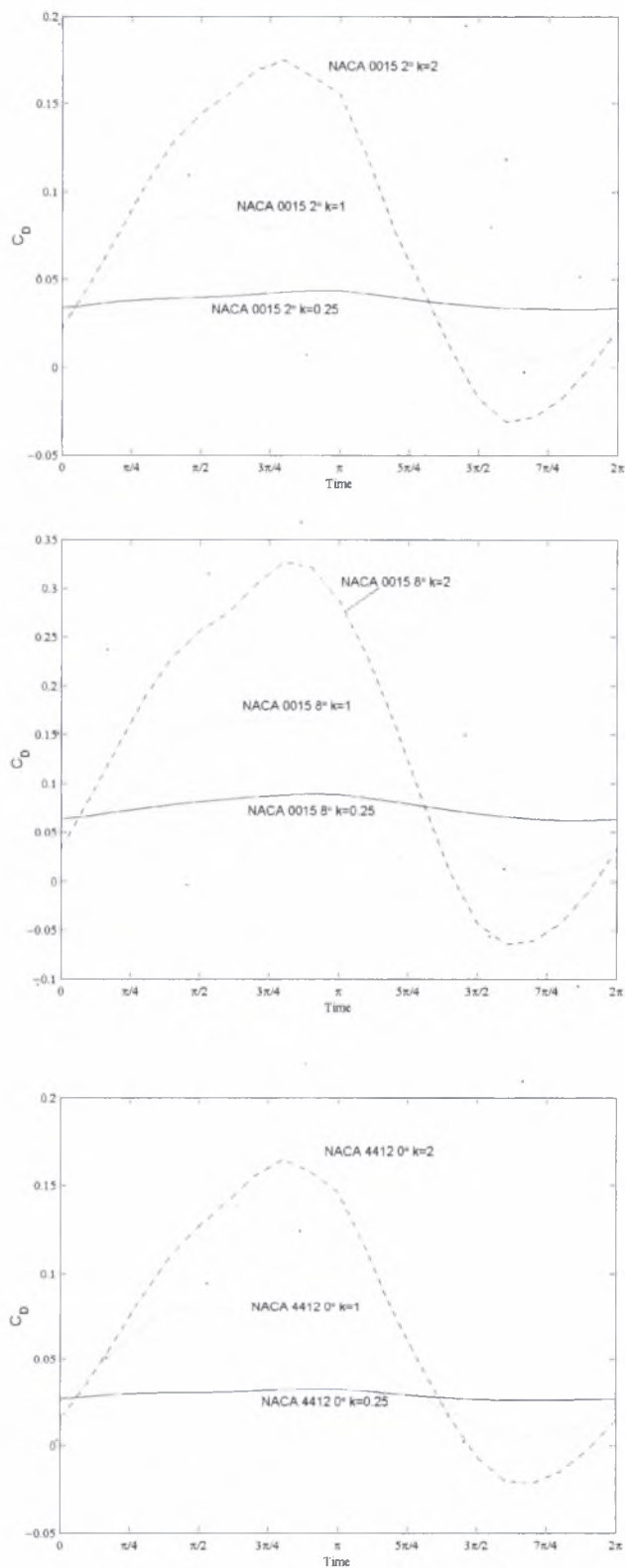
Σχήμα 5-30: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .

### 5.3.4 Επίδραση συχνότητας ταλάντωσης

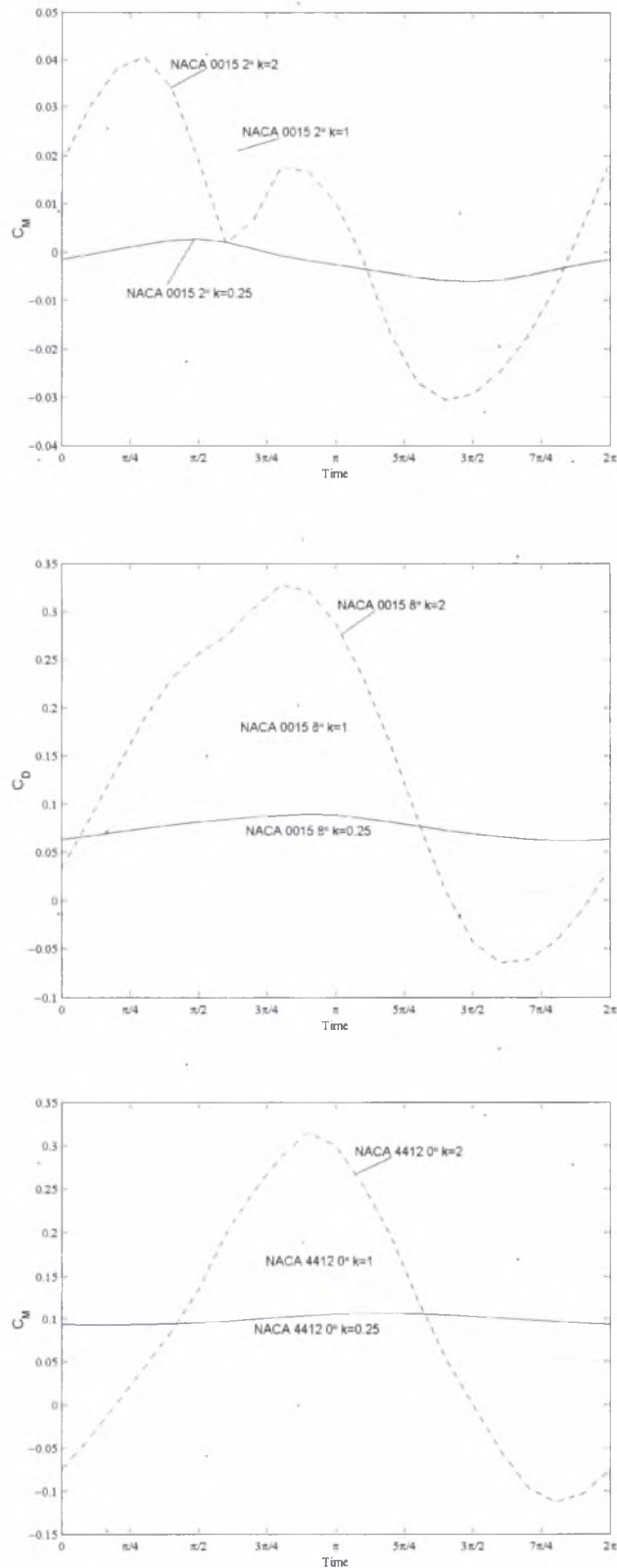


Σχήμα 5-31: Επίδραση της συχνότητας ταλάντωσης στην μορφή του συντελεστή άνωσης για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .

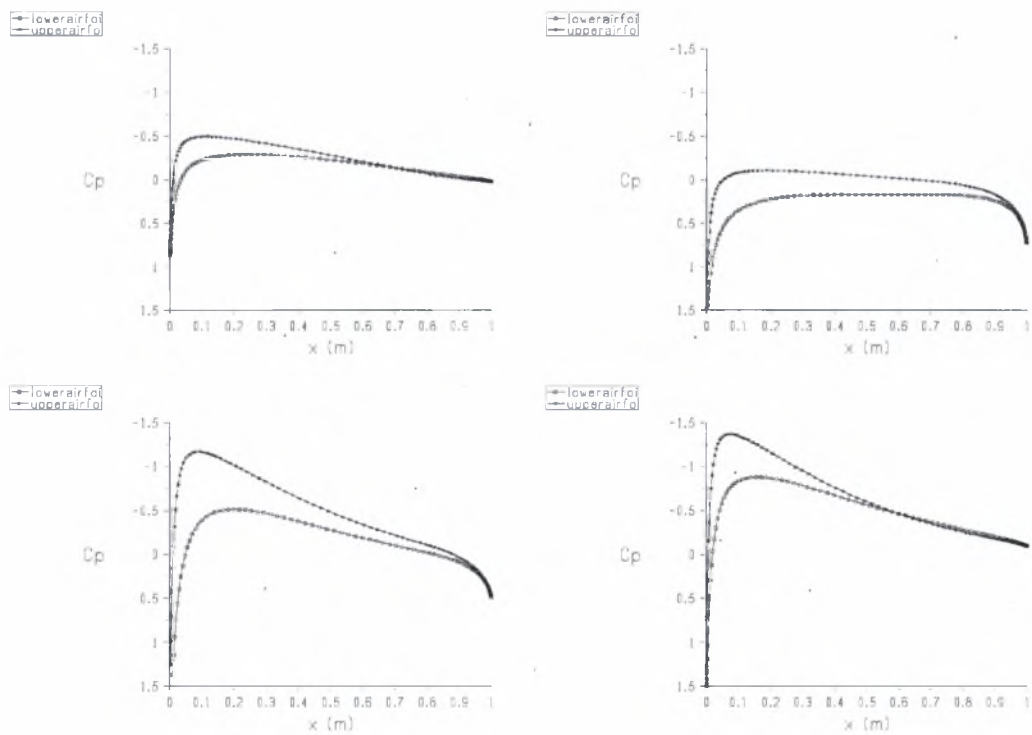




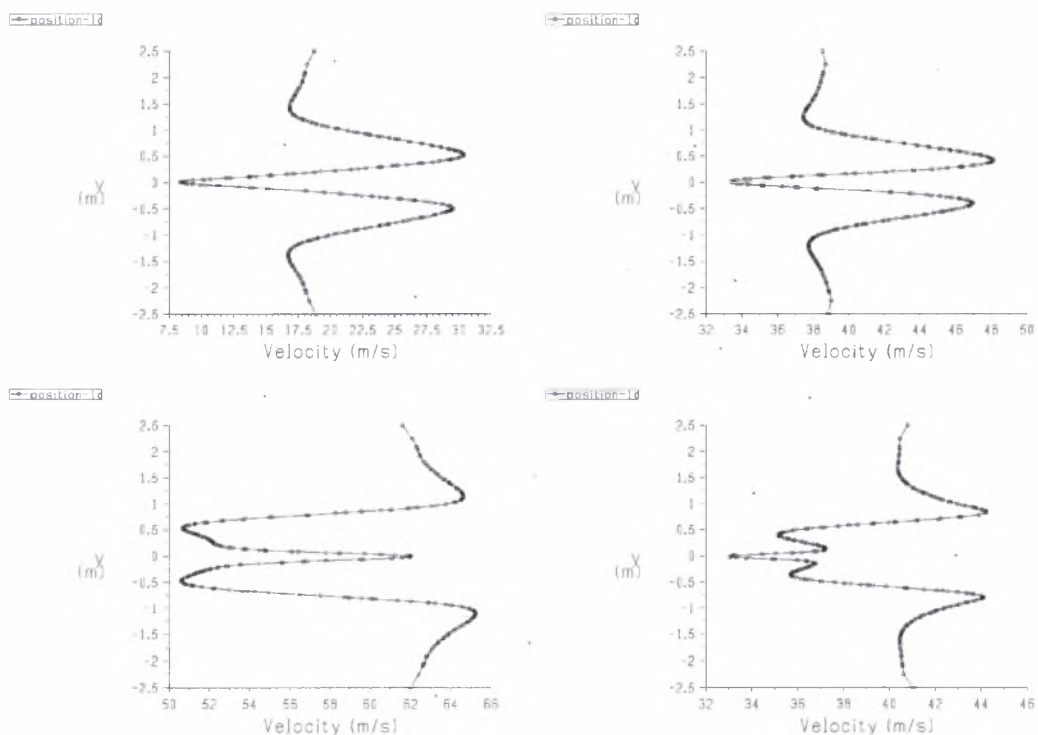
Σχήμα 5-32: Επίδραση της συχνότητας ταλάντωσης στην μορφή του συντελεστή αντίστασης για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .



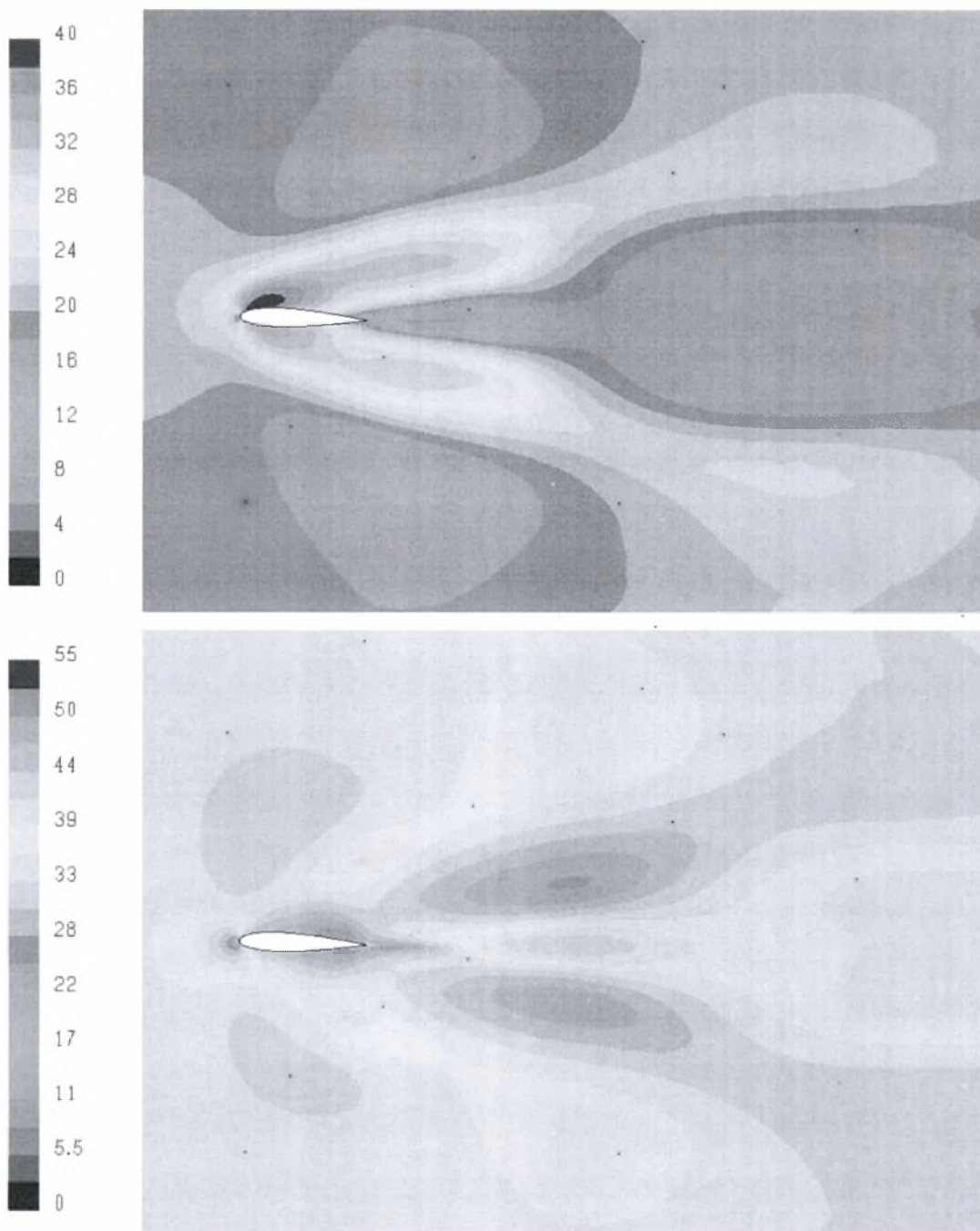
Σχήμα 5-33: Επίδραση της συχνότητας ταλάντωσης στην μορφή του συντελεστή ροπής για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ , NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .

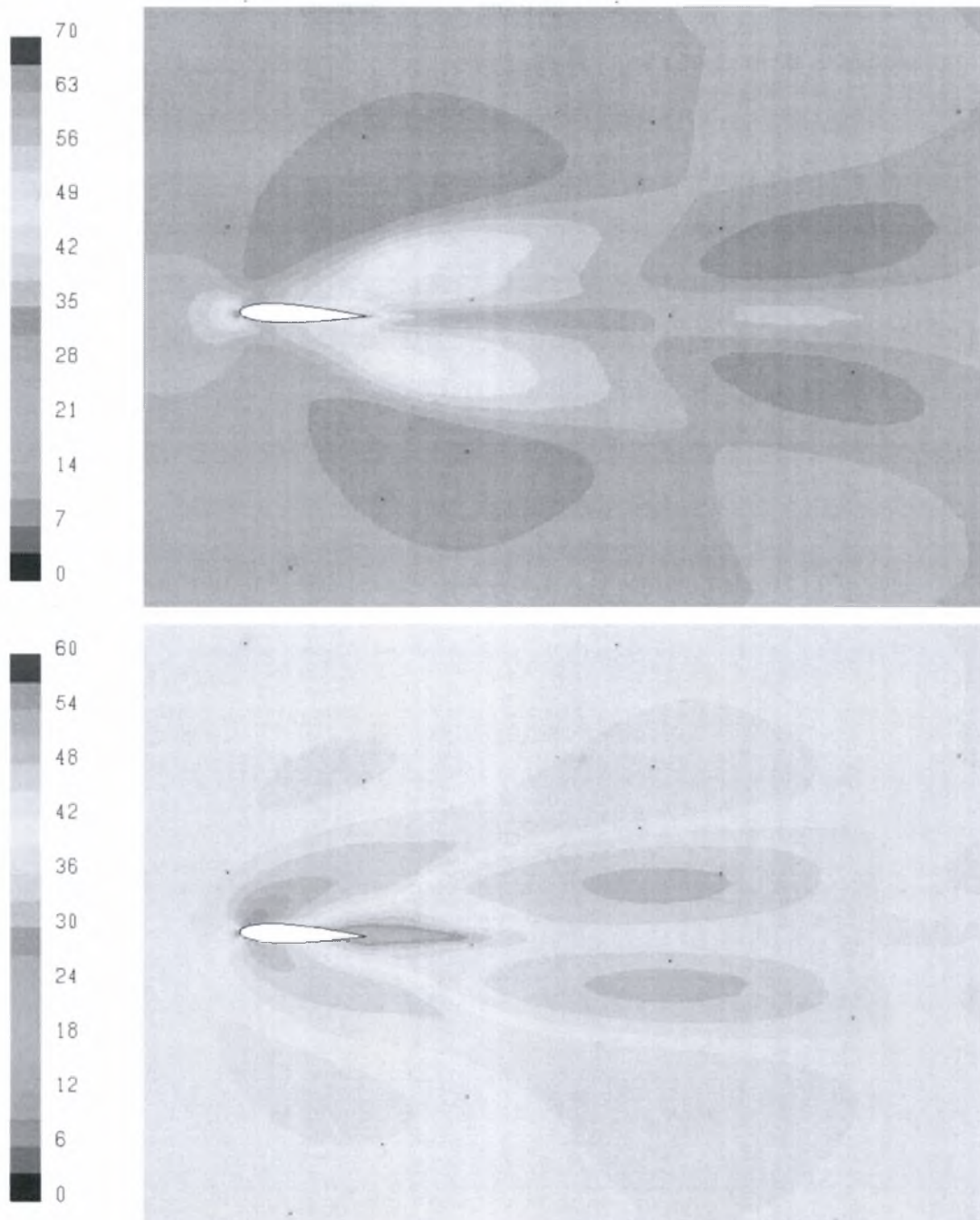


Σχήμα 5-34: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $k=1$ .

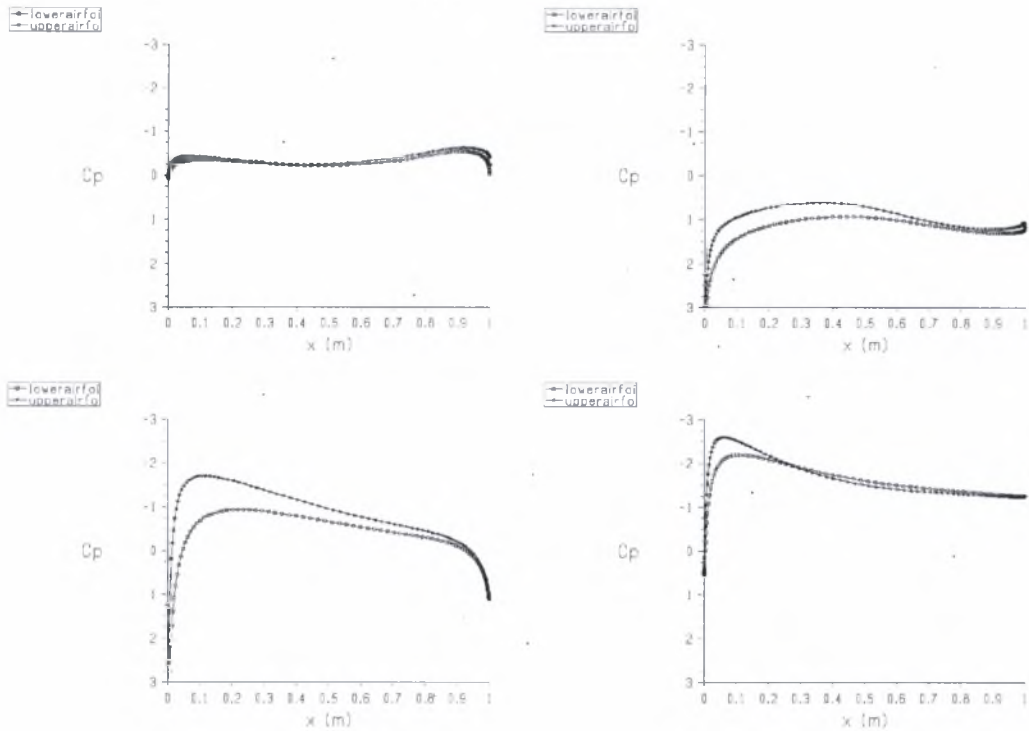


Σχήμα 5-35: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $k=1$ .

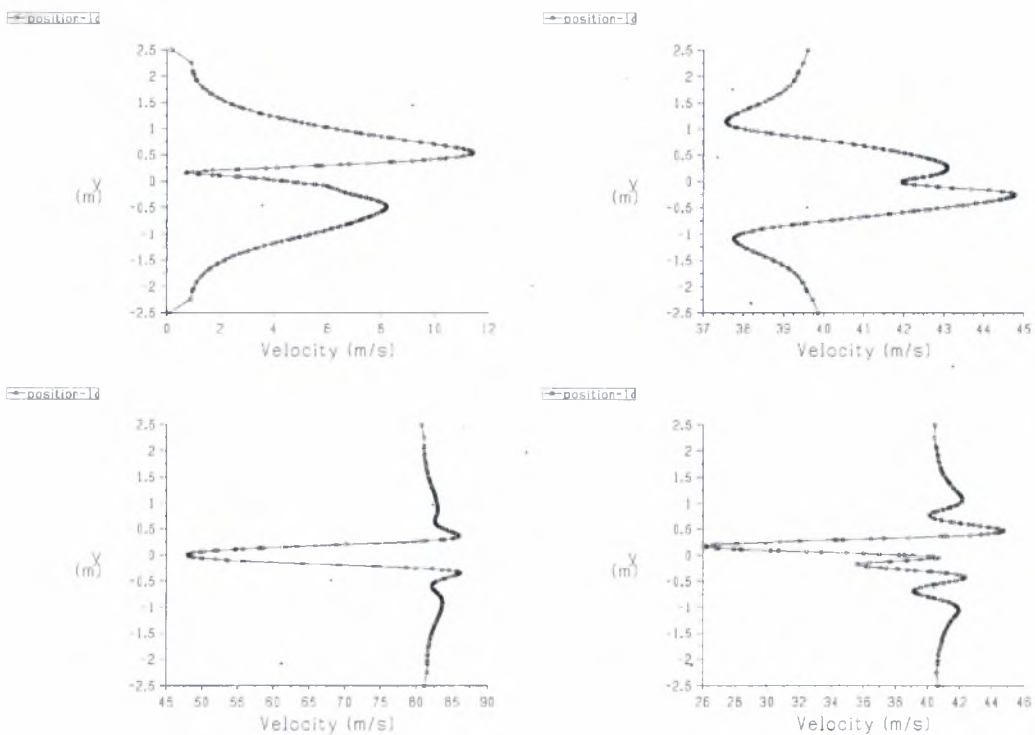




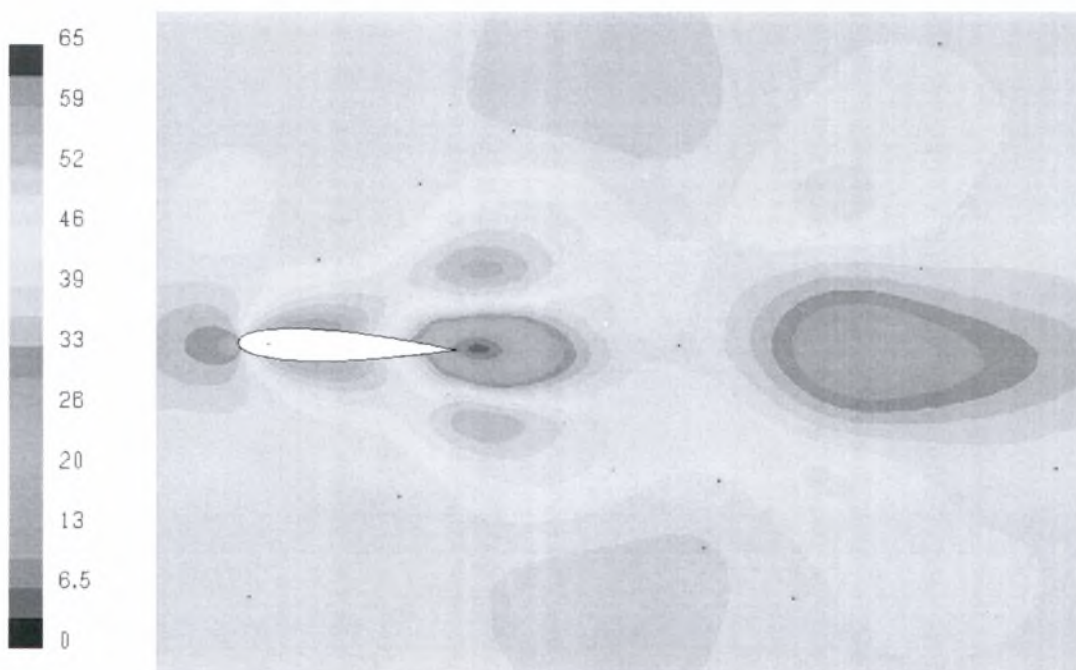
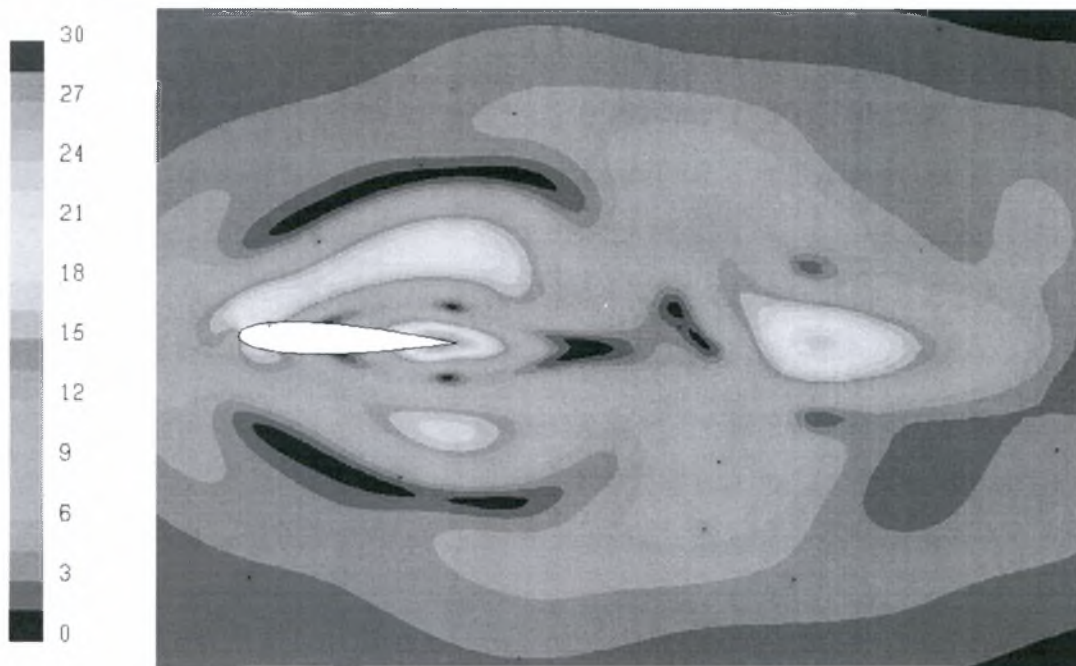
Σχήμα 5-36: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ , για  $k=1$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου. Τα γραφήματα παρουσιάζουν τις ισοϋψείς καμπύλες του μέτρου της ταχύτητας.

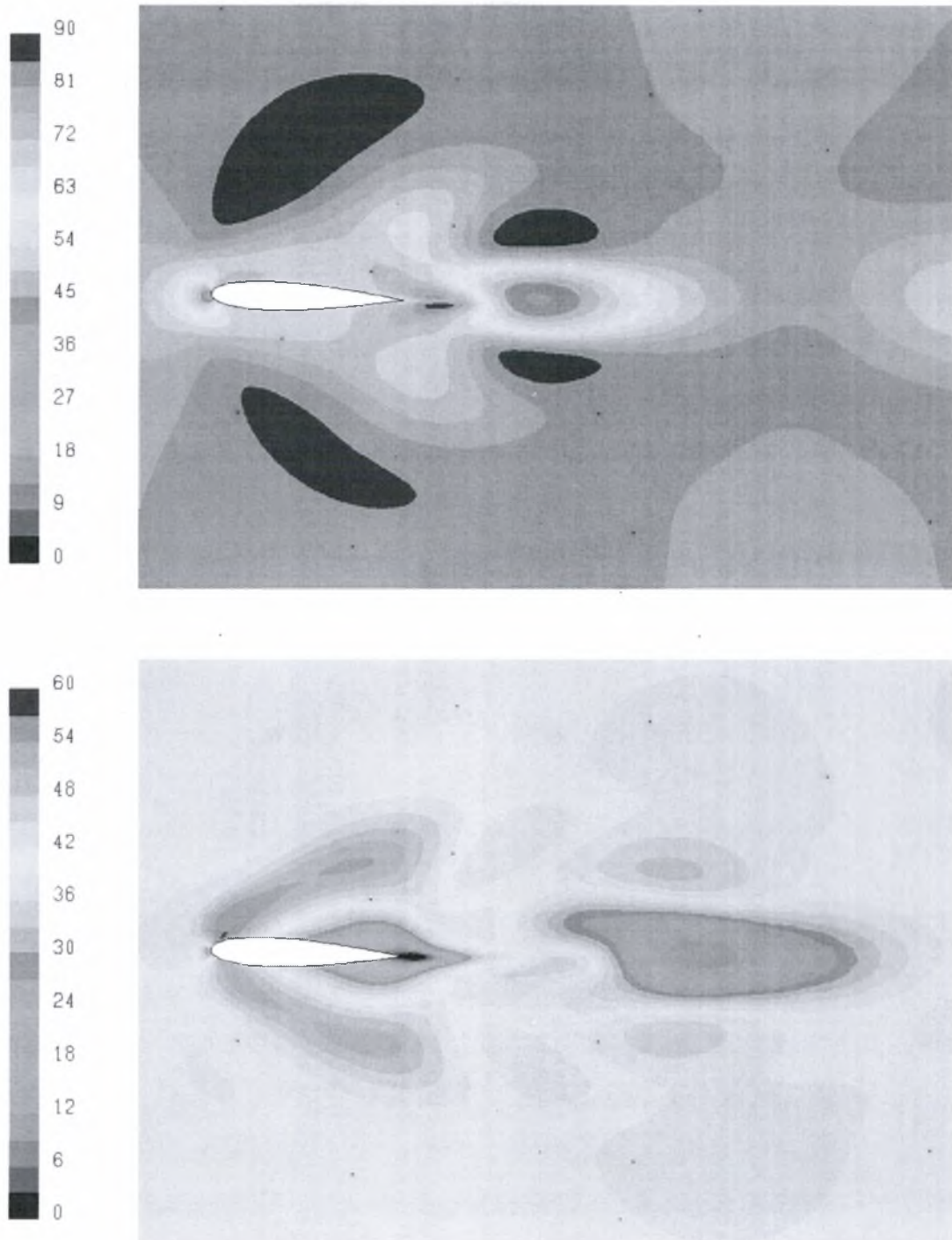


Σχήμα 5-37: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $k=2$ .



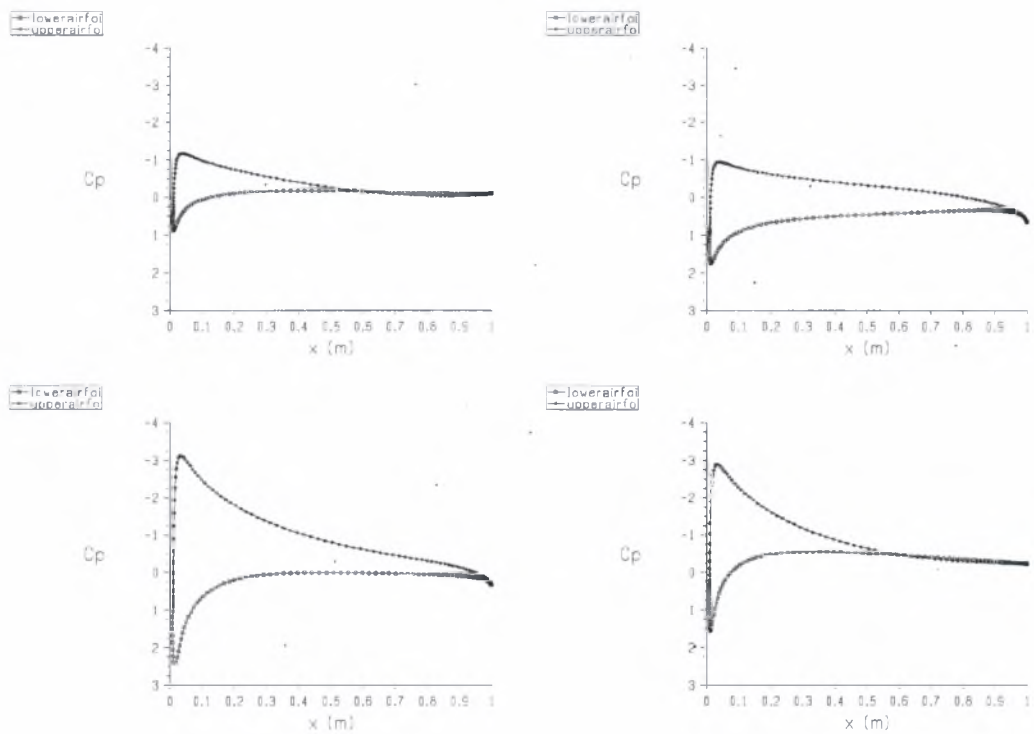
Σχήμα 5-38: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $k=2$ .



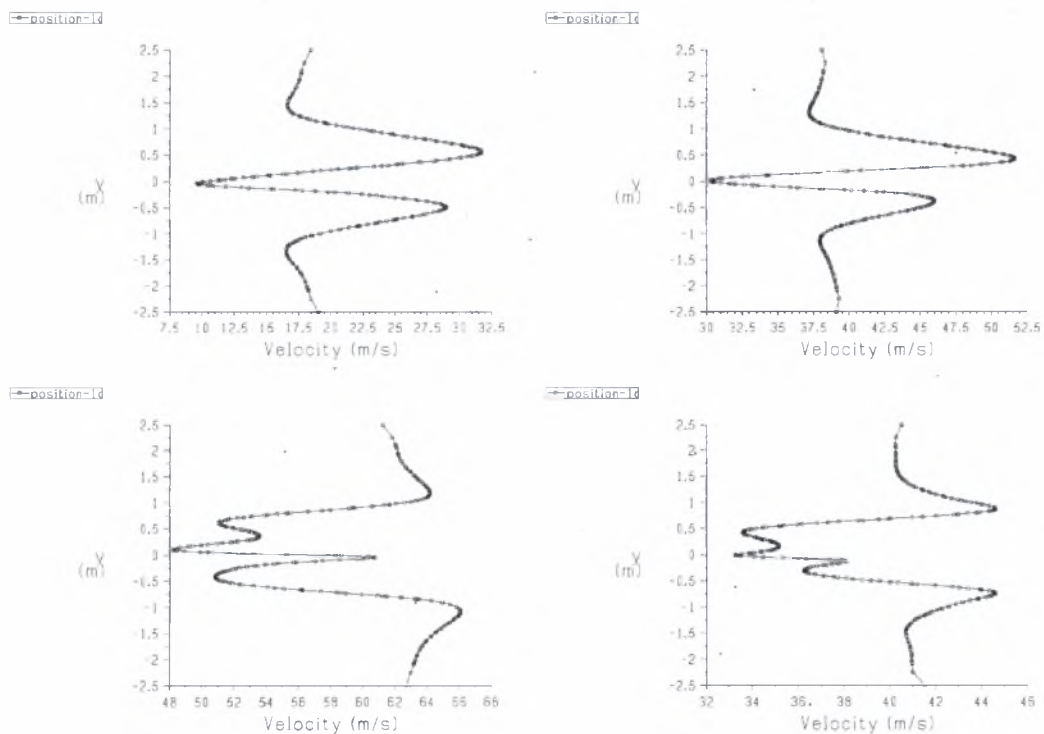


Σχήμα 5-39: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$  και για  $k=2$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου.

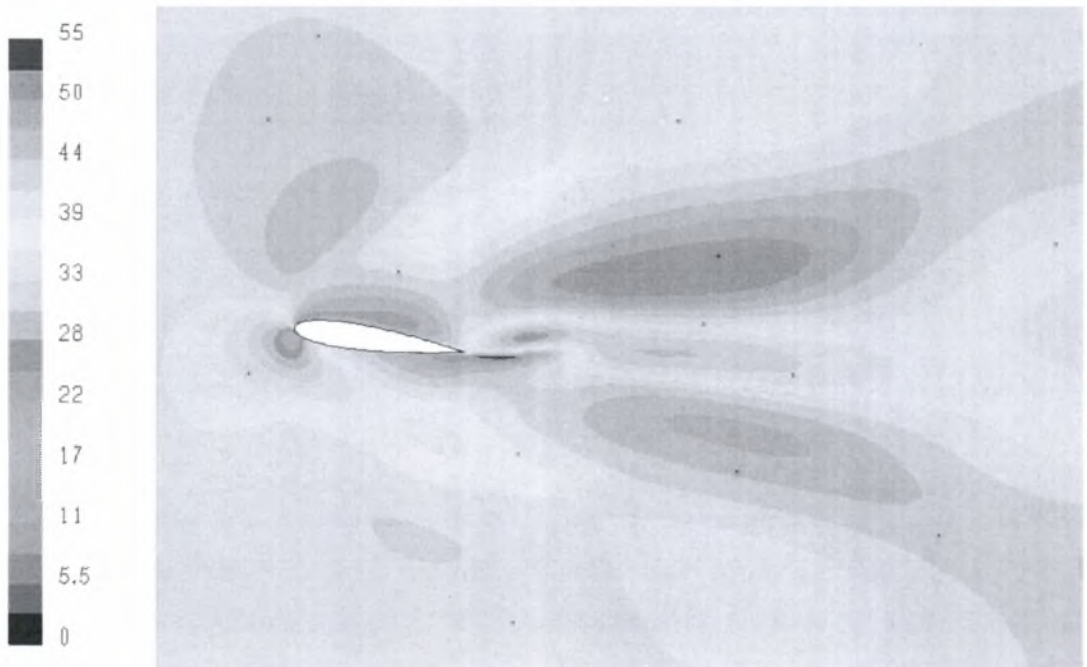
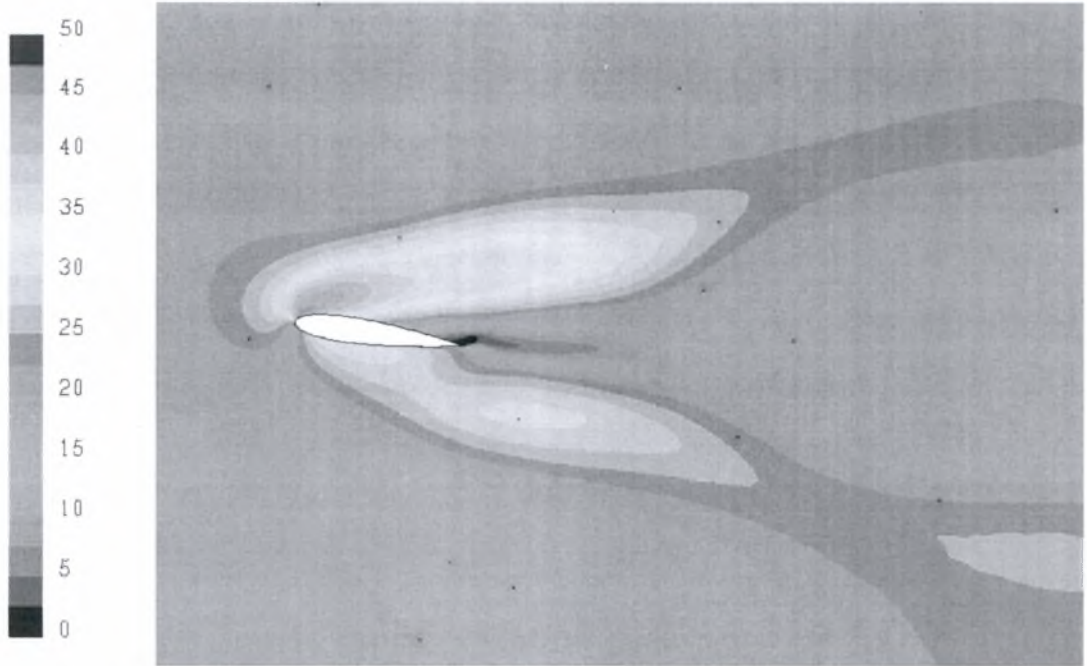


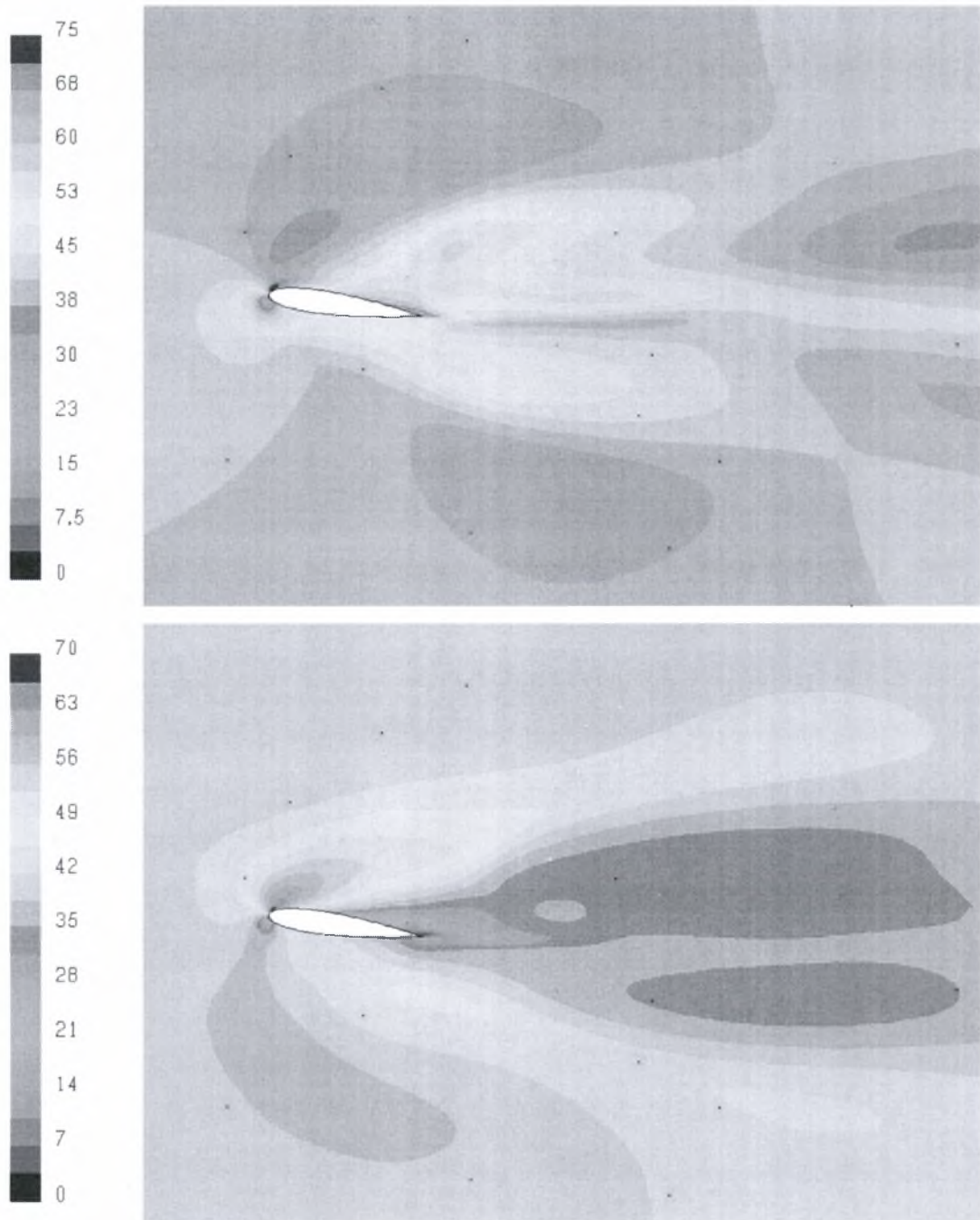


Σχήμα 5-40: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $k=1$ .

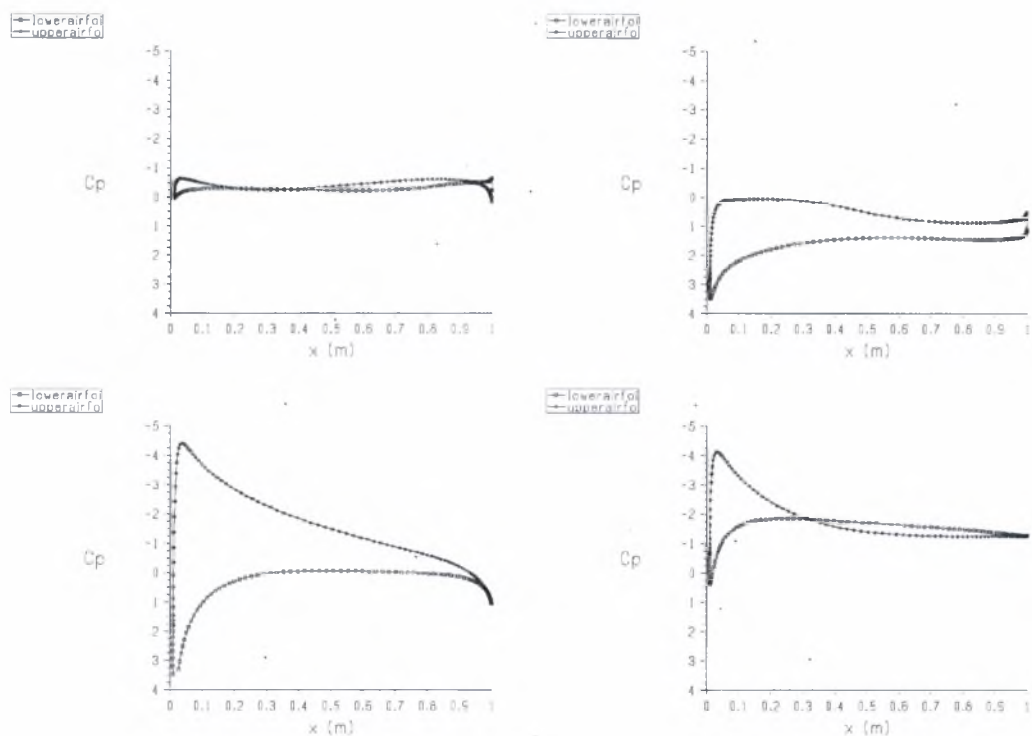


Σχήμα 5-41: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $k=1$ .

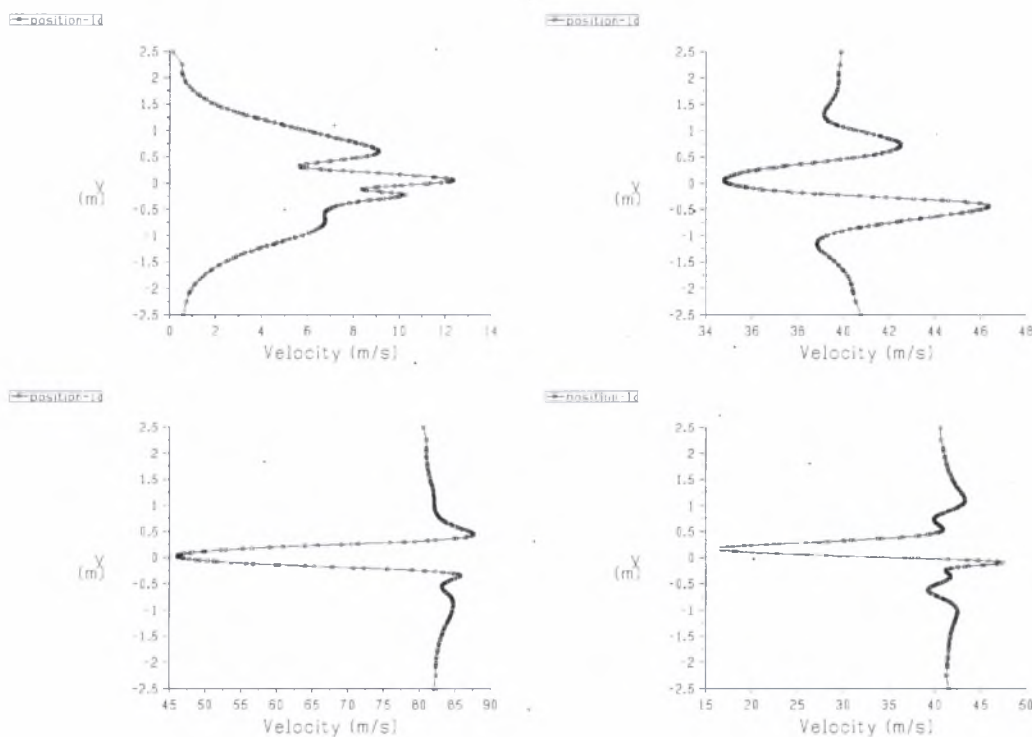




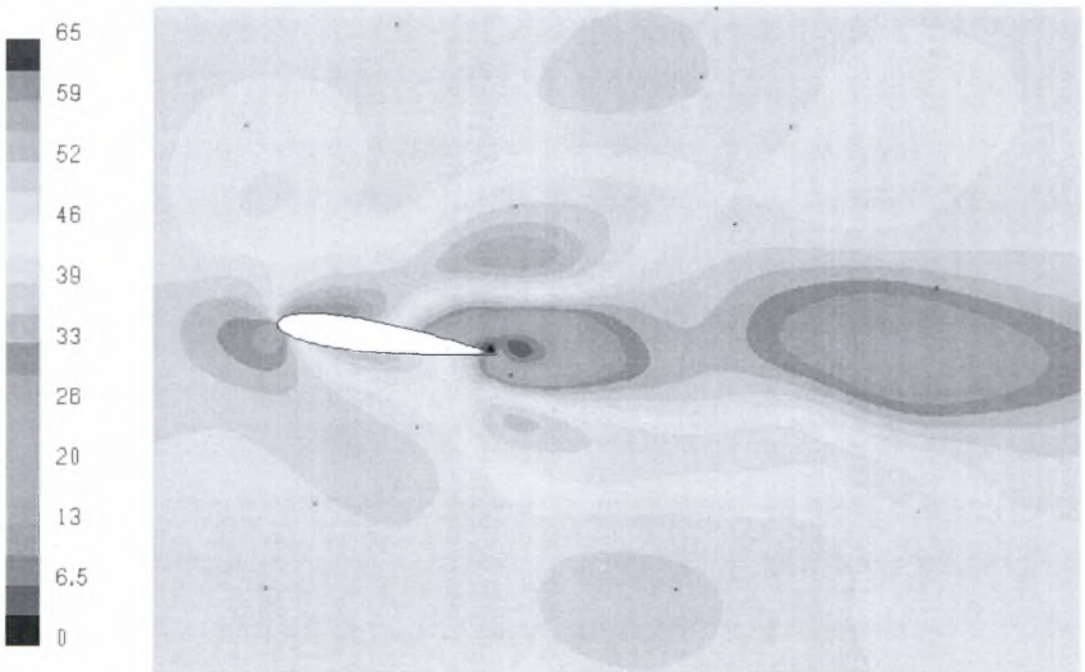
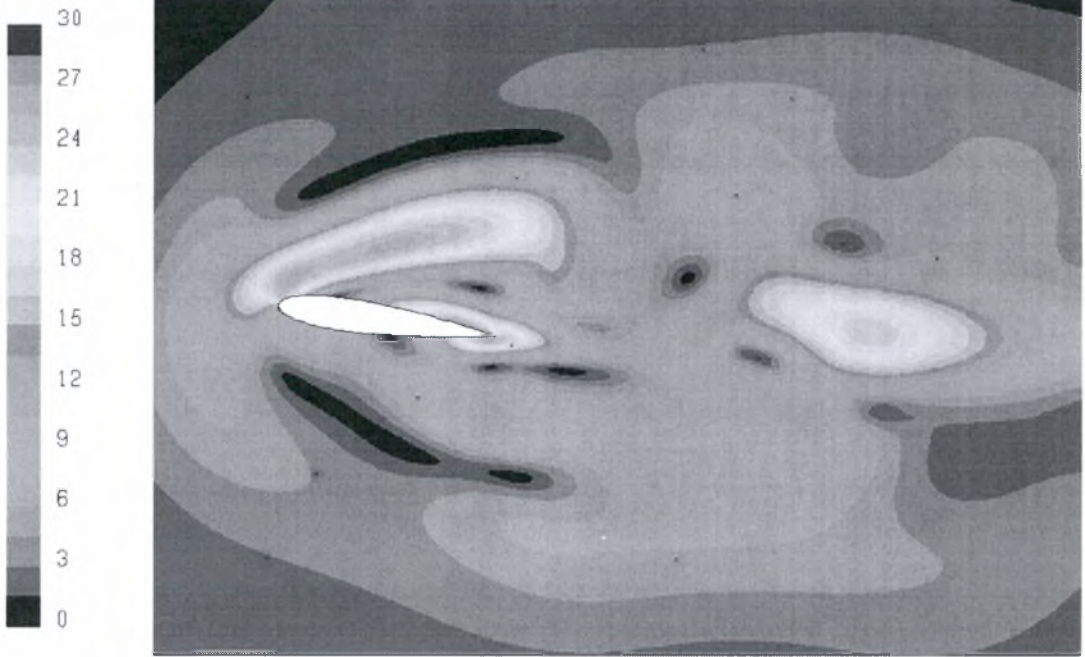
Σχήμα 5-42: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$  και για  $k=1$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου.

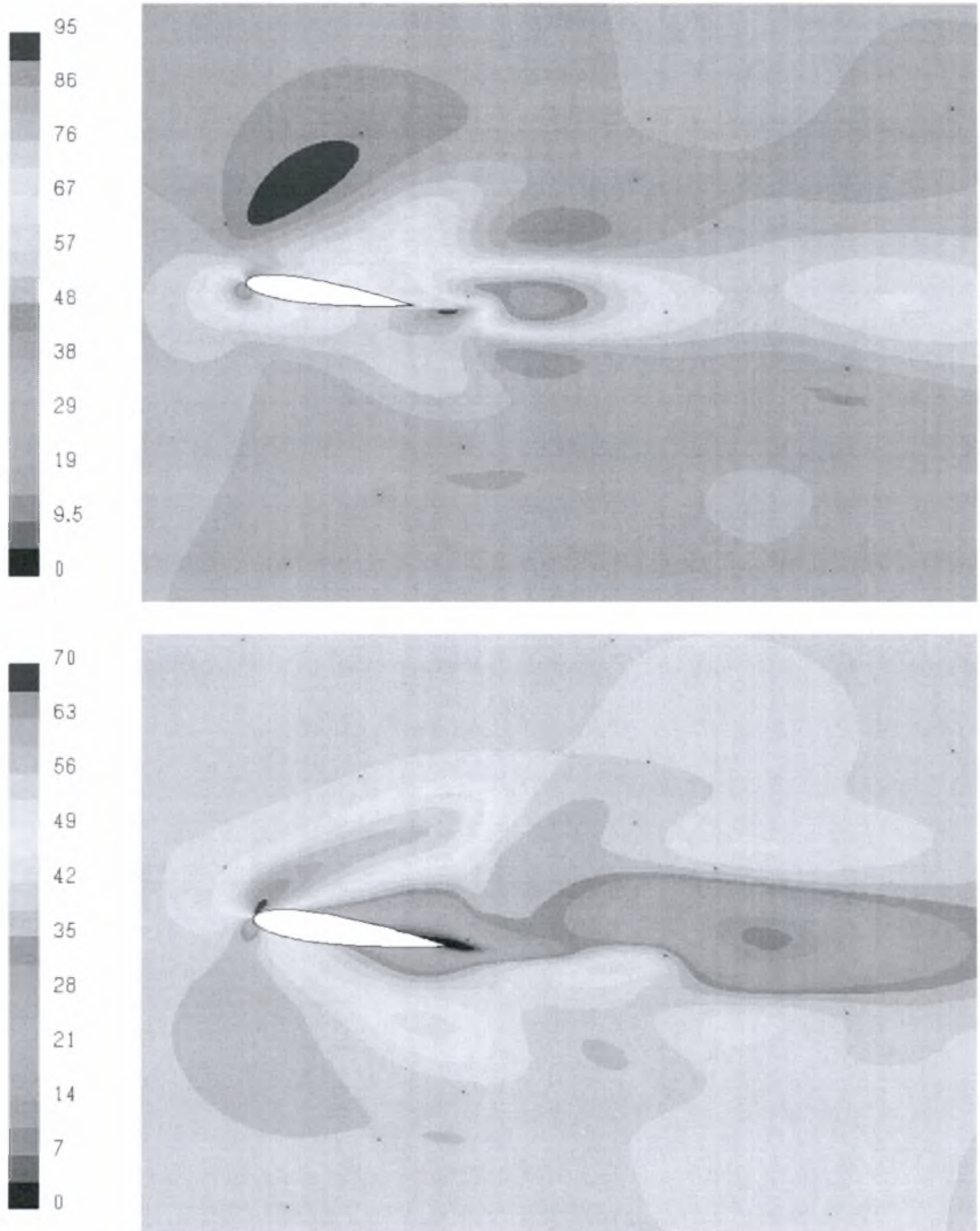


Σχήμα 5-43: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $k=2$ .

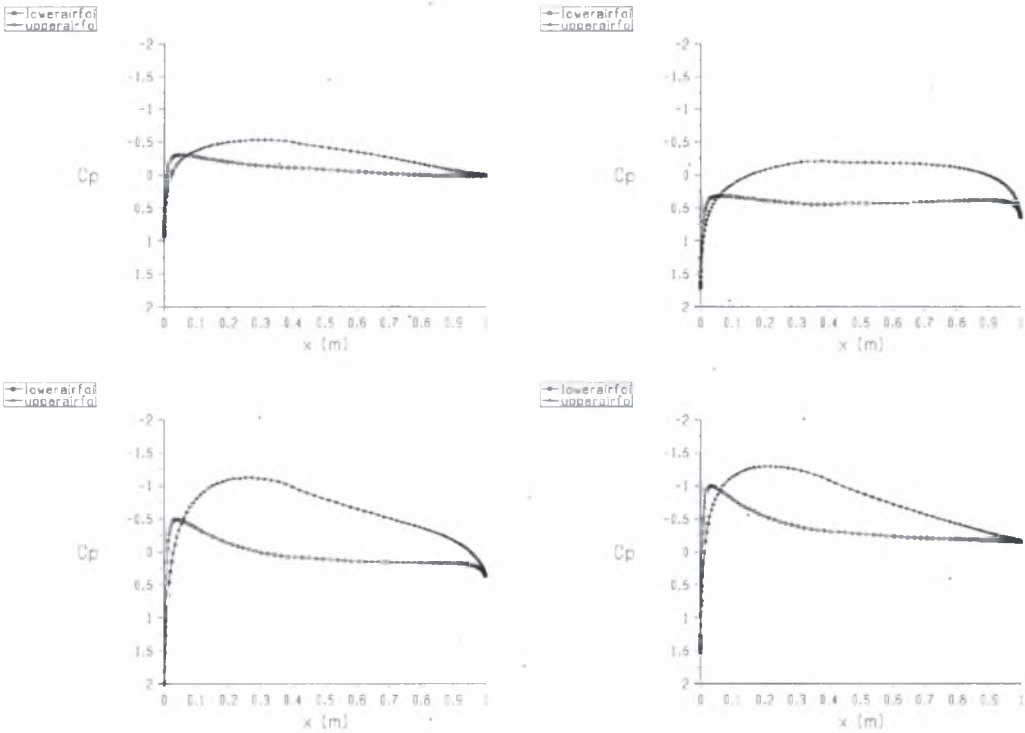


Σχήμα 5-44: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $k=2$ .

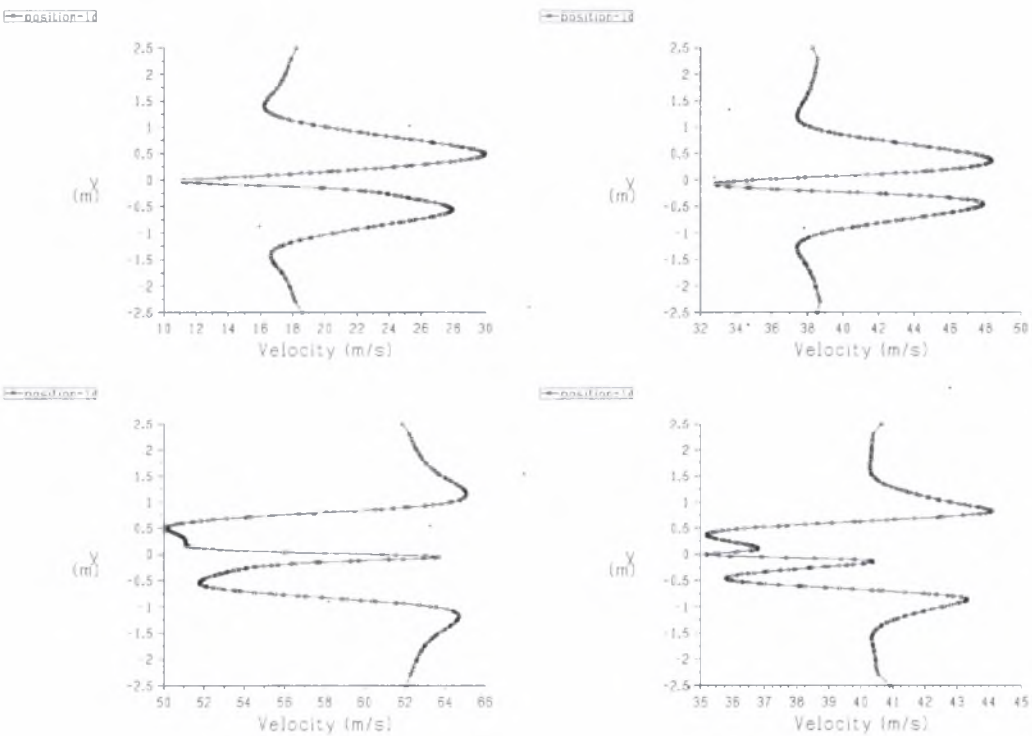




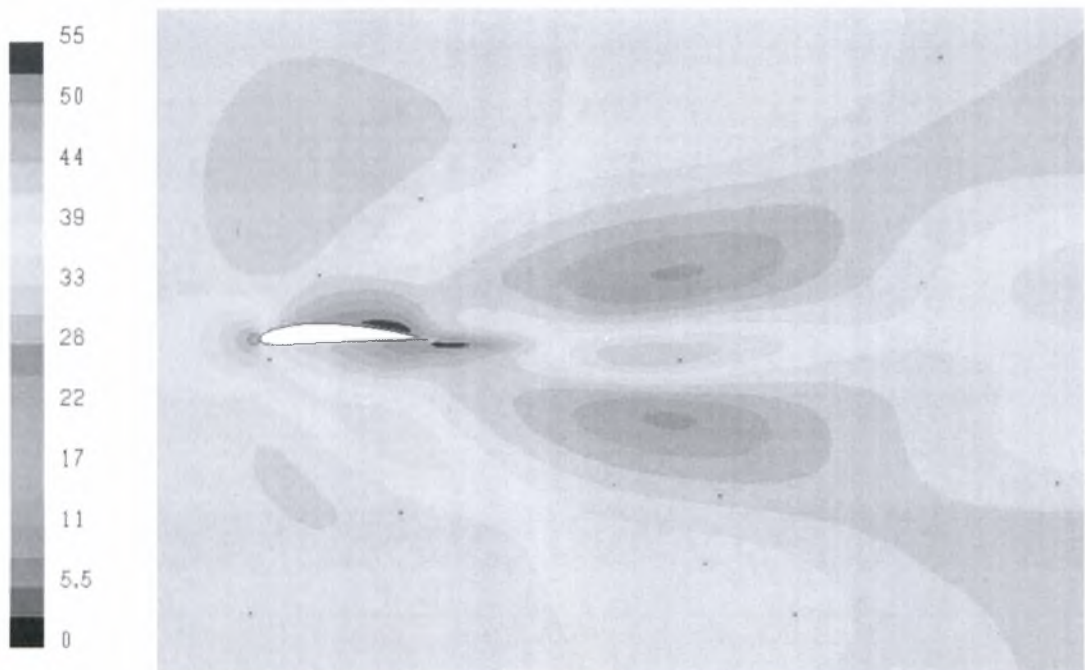
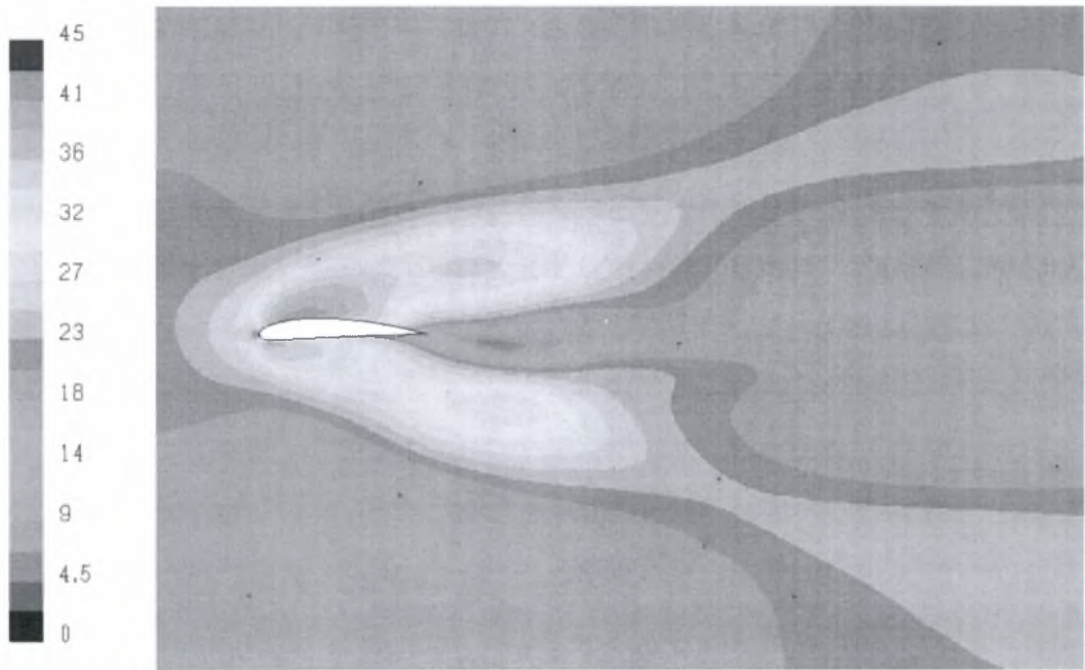
Σχήμα 5-45: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$  και για  $k=2$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου.



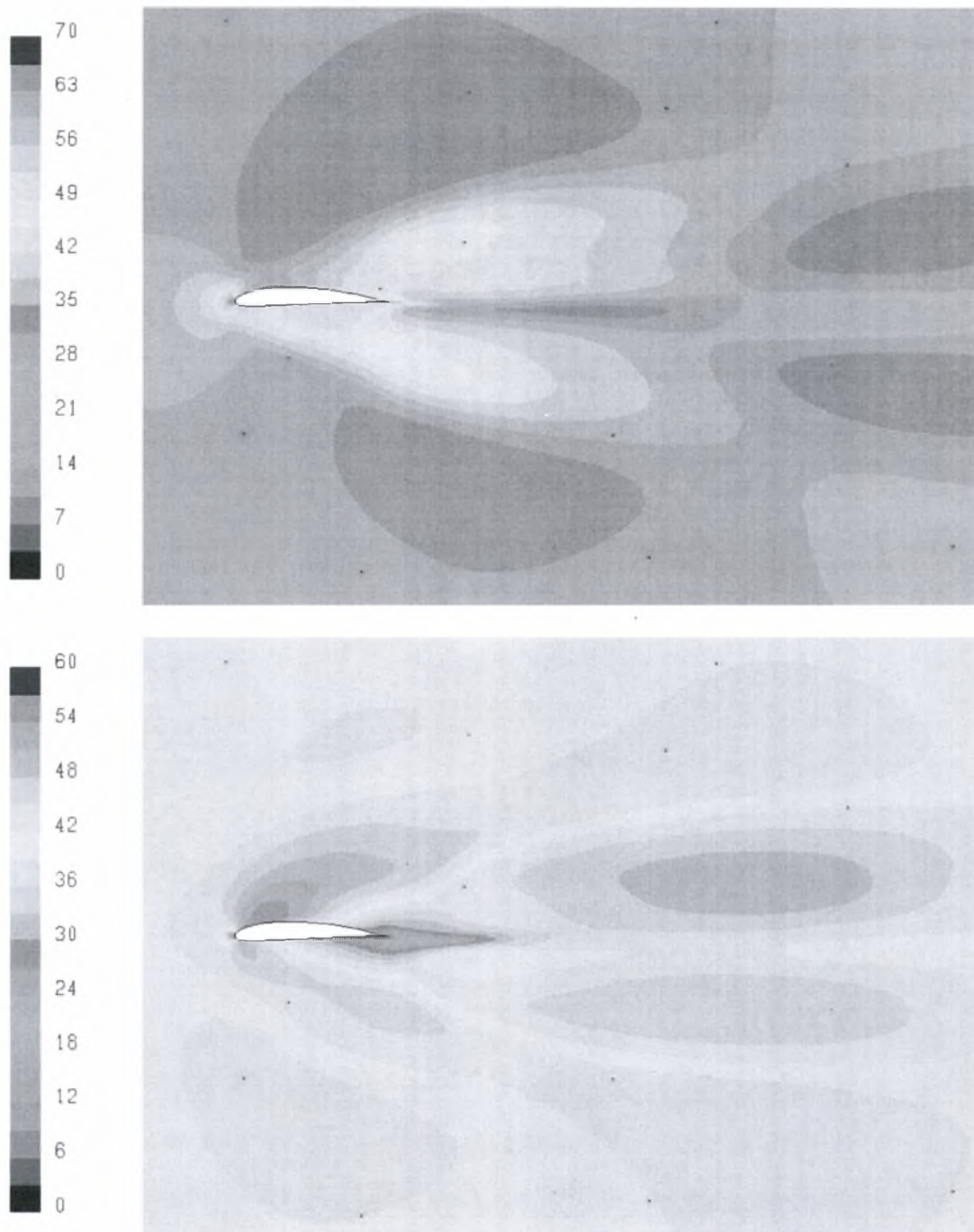
Σχήμα 5-46: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $k=1$ .



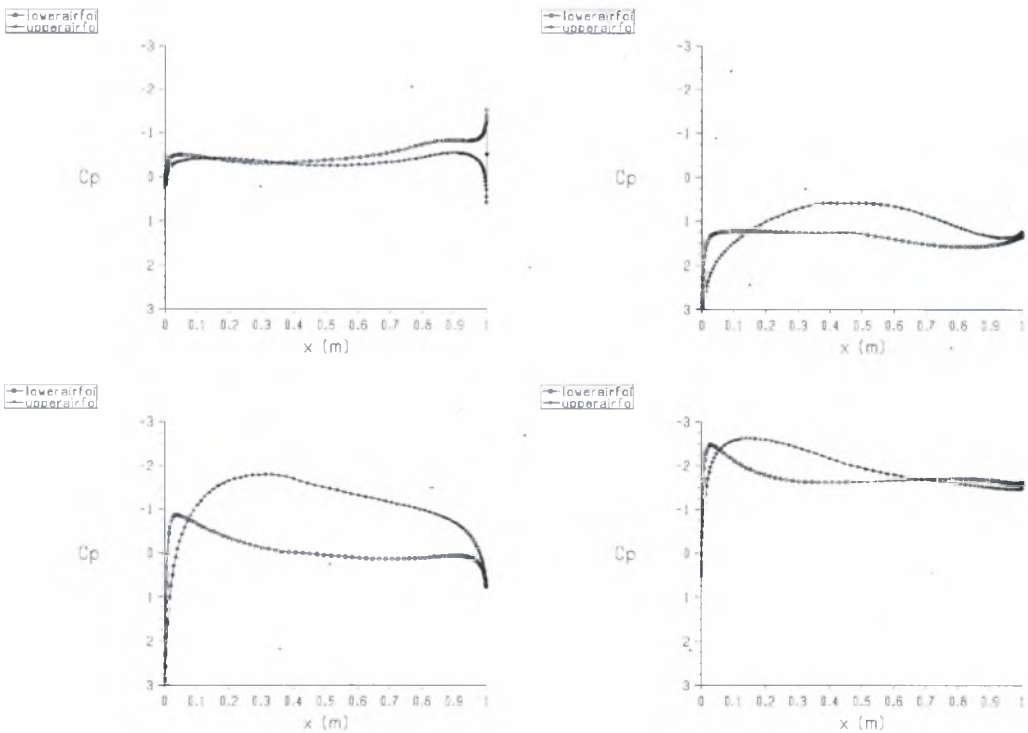
Σχήμα 5-47: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $k=1$ .



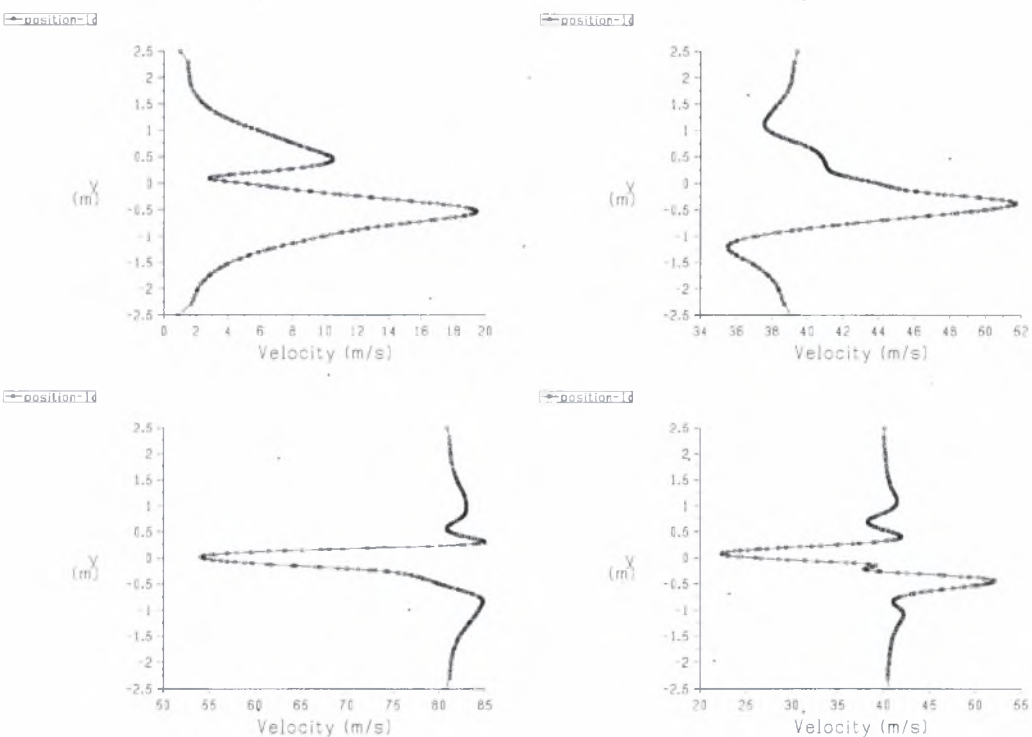




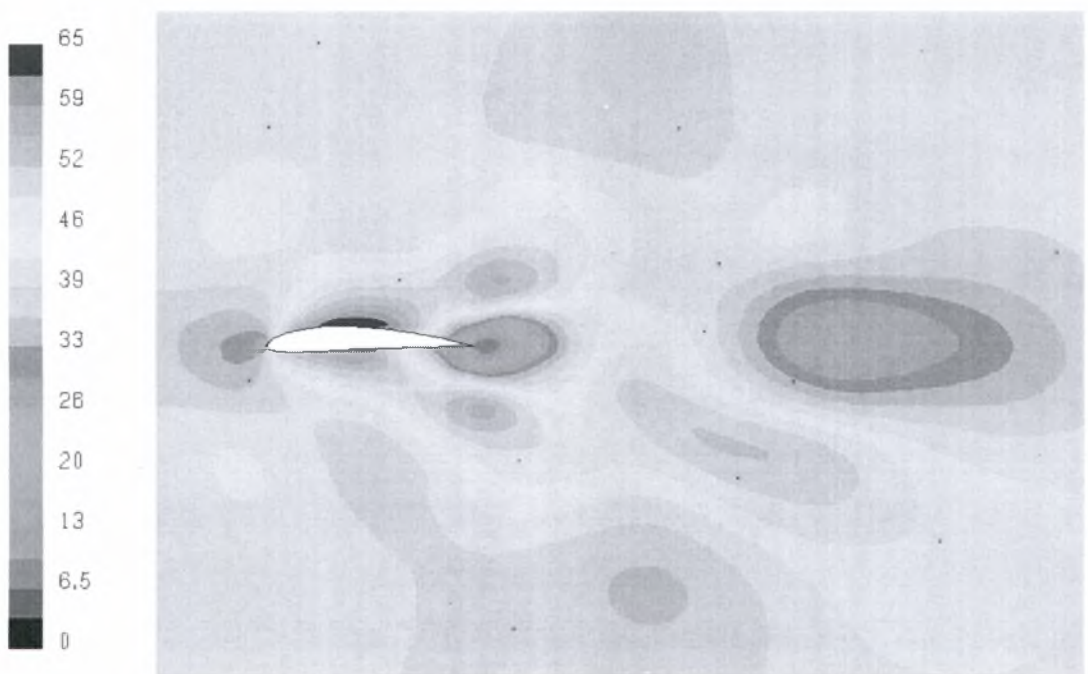
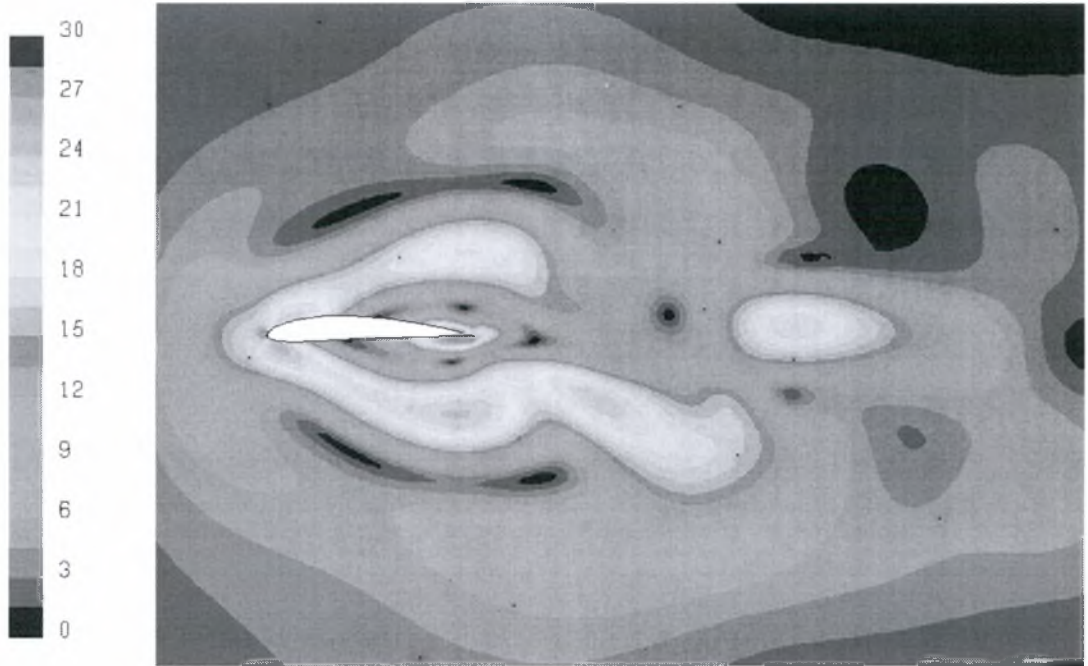
Σχήμα 5-48: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$  και για  $k=1$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου.

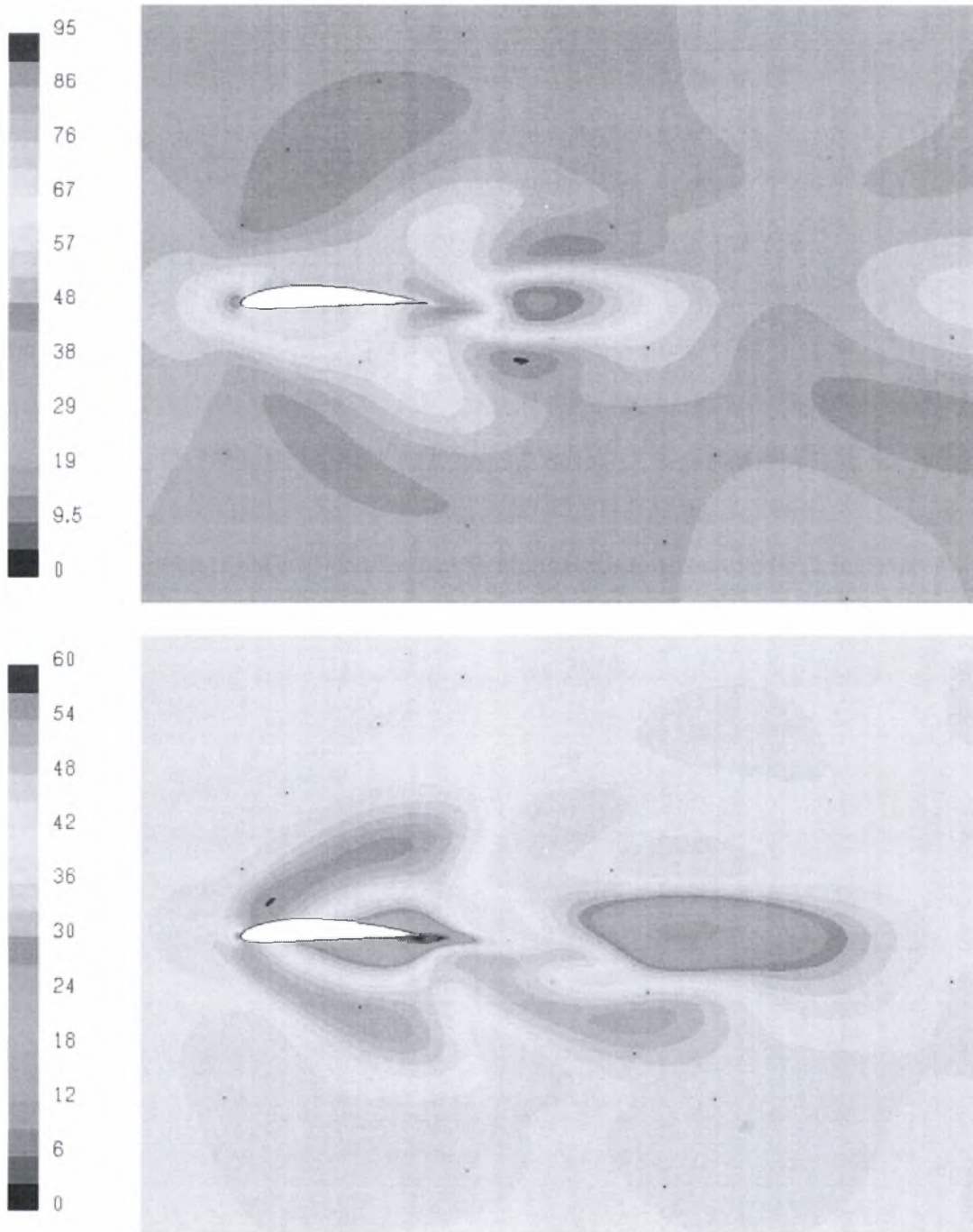


Σχήμα 5-49: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $k=2$ .



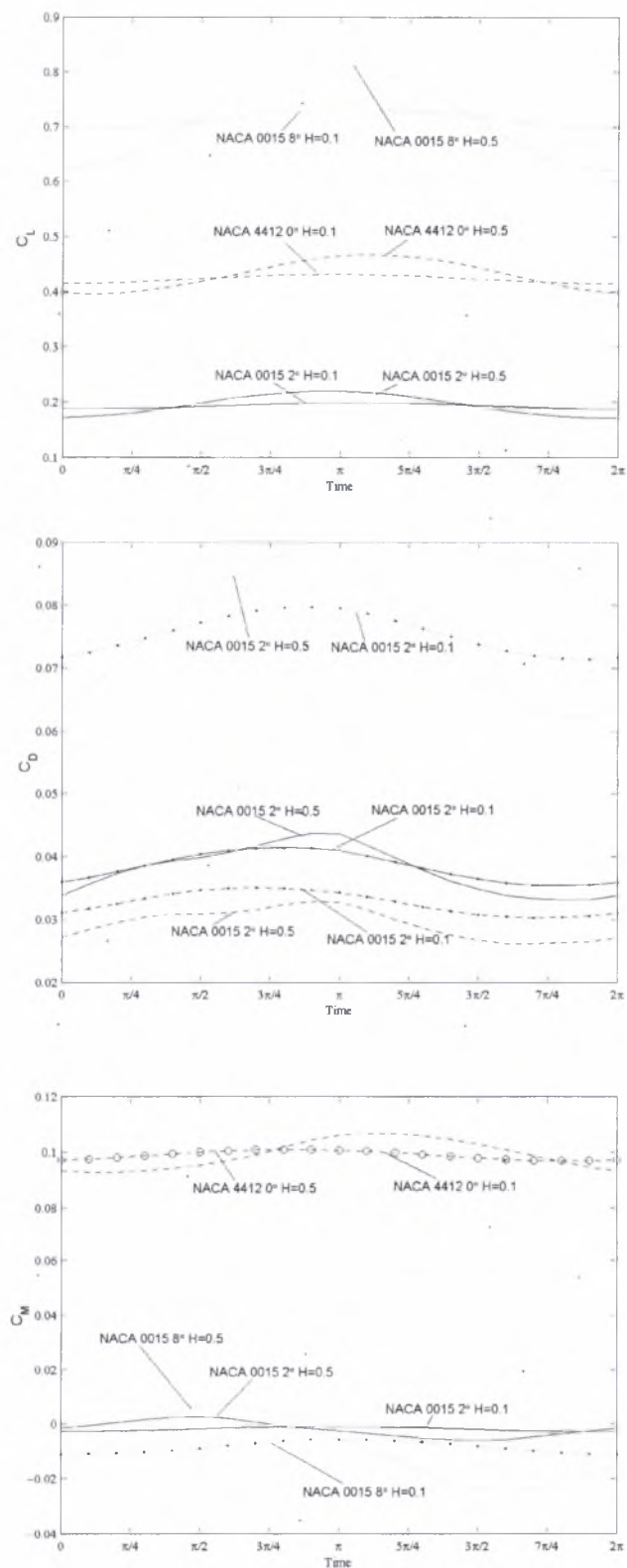
Σχήμα 5-50: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $k=2$ .



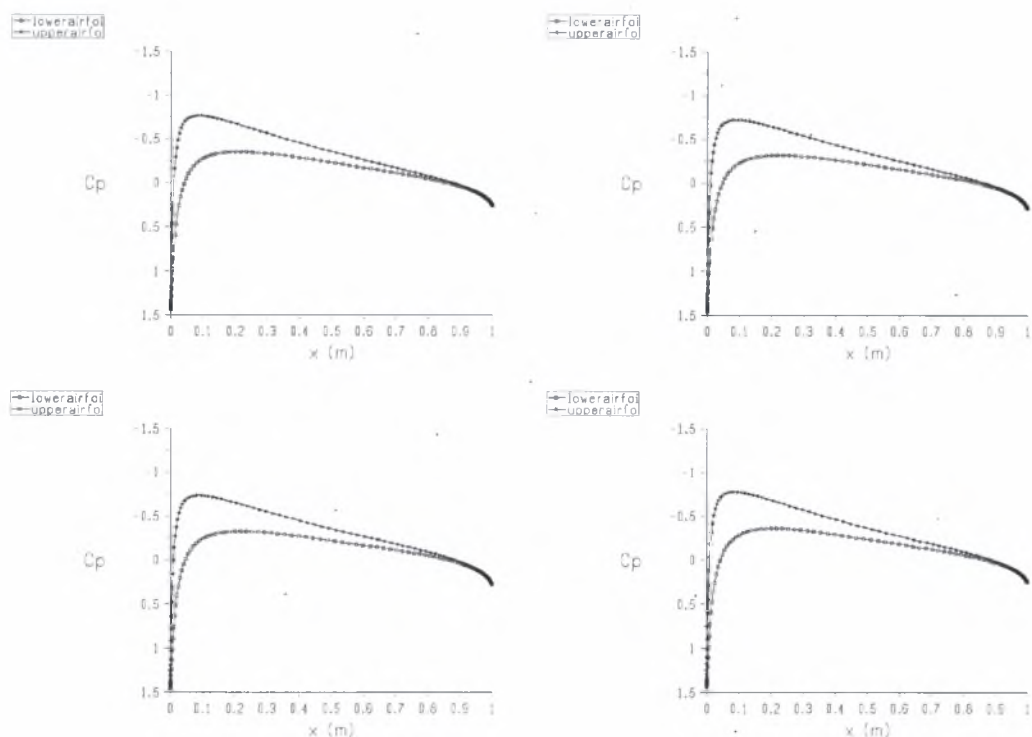


Σχήμα 5-51: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NASA 4412  $\alpha=0^\circ$  και για  $k=2$ , στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου.

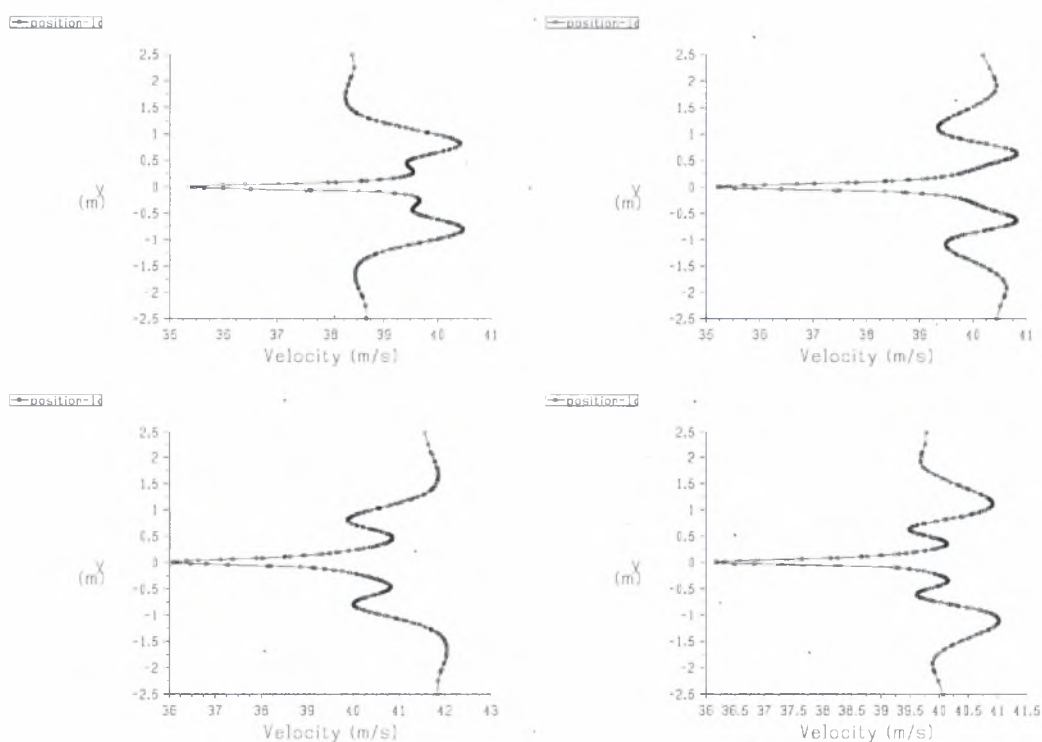
### 5.3.5 Επίδραση πλάτους ταλάντωσης



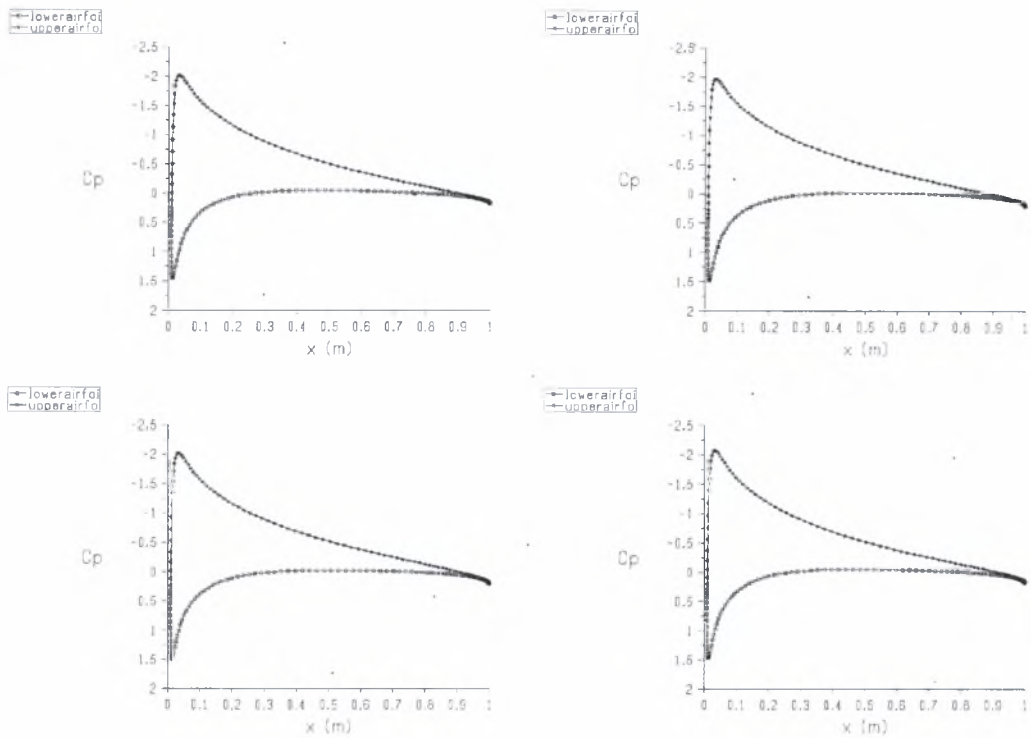
Σχήμα 5-52: Επίδραση του πλάτους ταλάντωσης στην μορφή του συντελεστή άνω-σης, αντίστασης και ροπής.



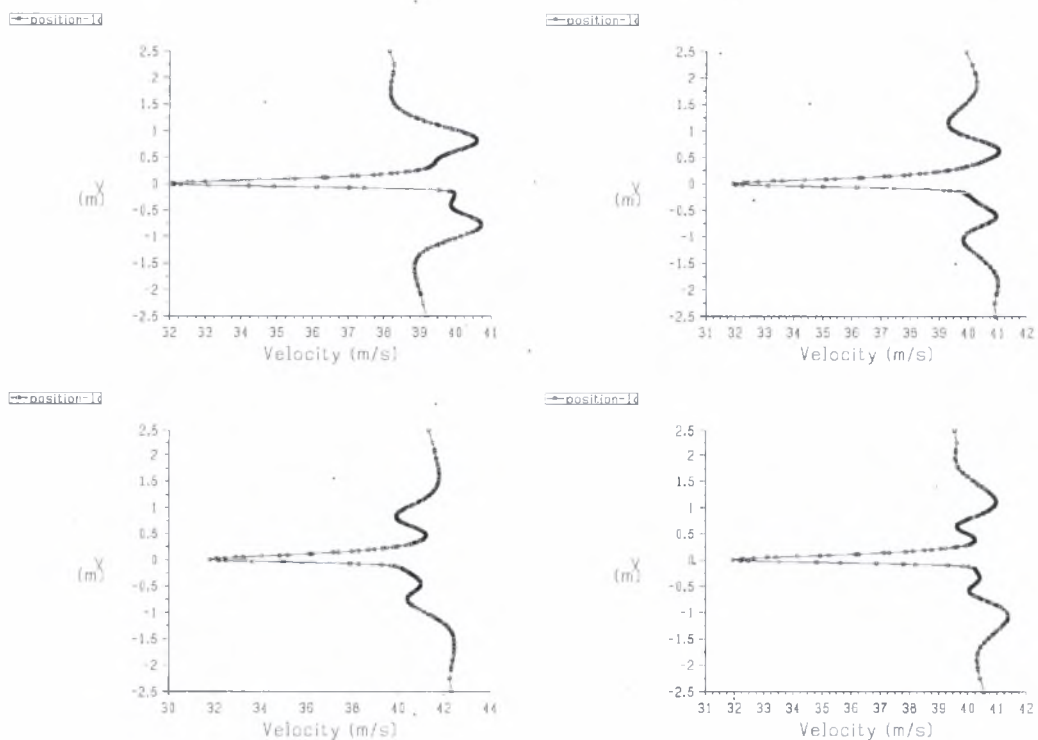
Σχήμα 5-53: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $H=0.1$ .



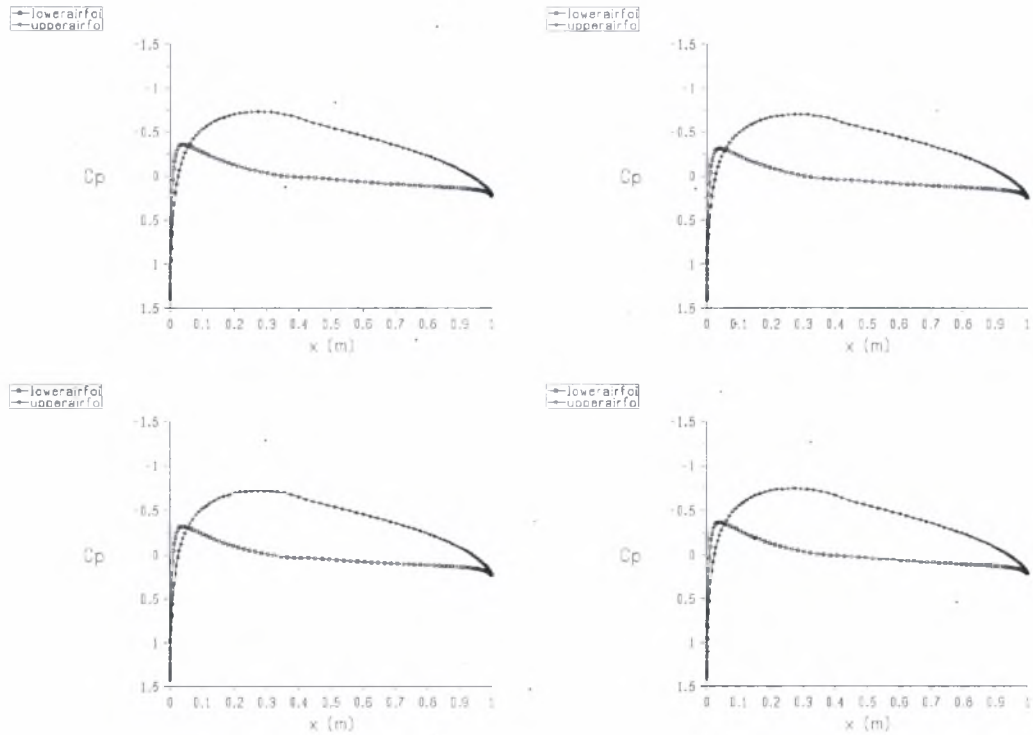
Σχήμα 5-54: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ ,  $H=0.1$ .



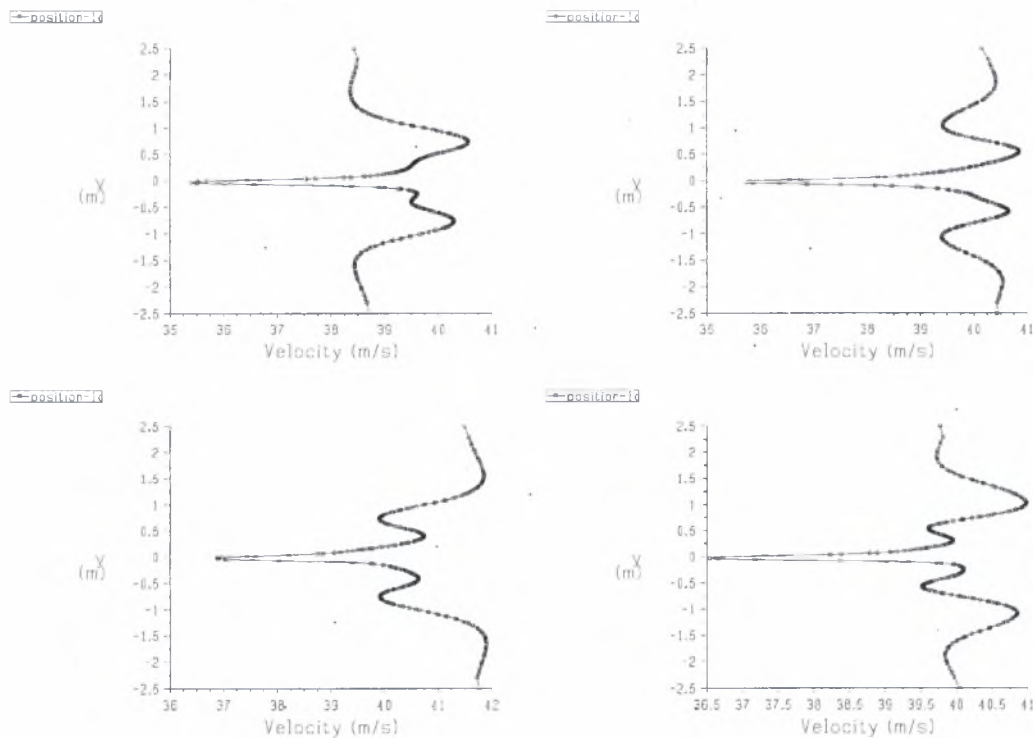
Σχήμα 5-55: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $H=0.1$ .



Σχήμα 5-56: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ ,  $H=0.1$ .



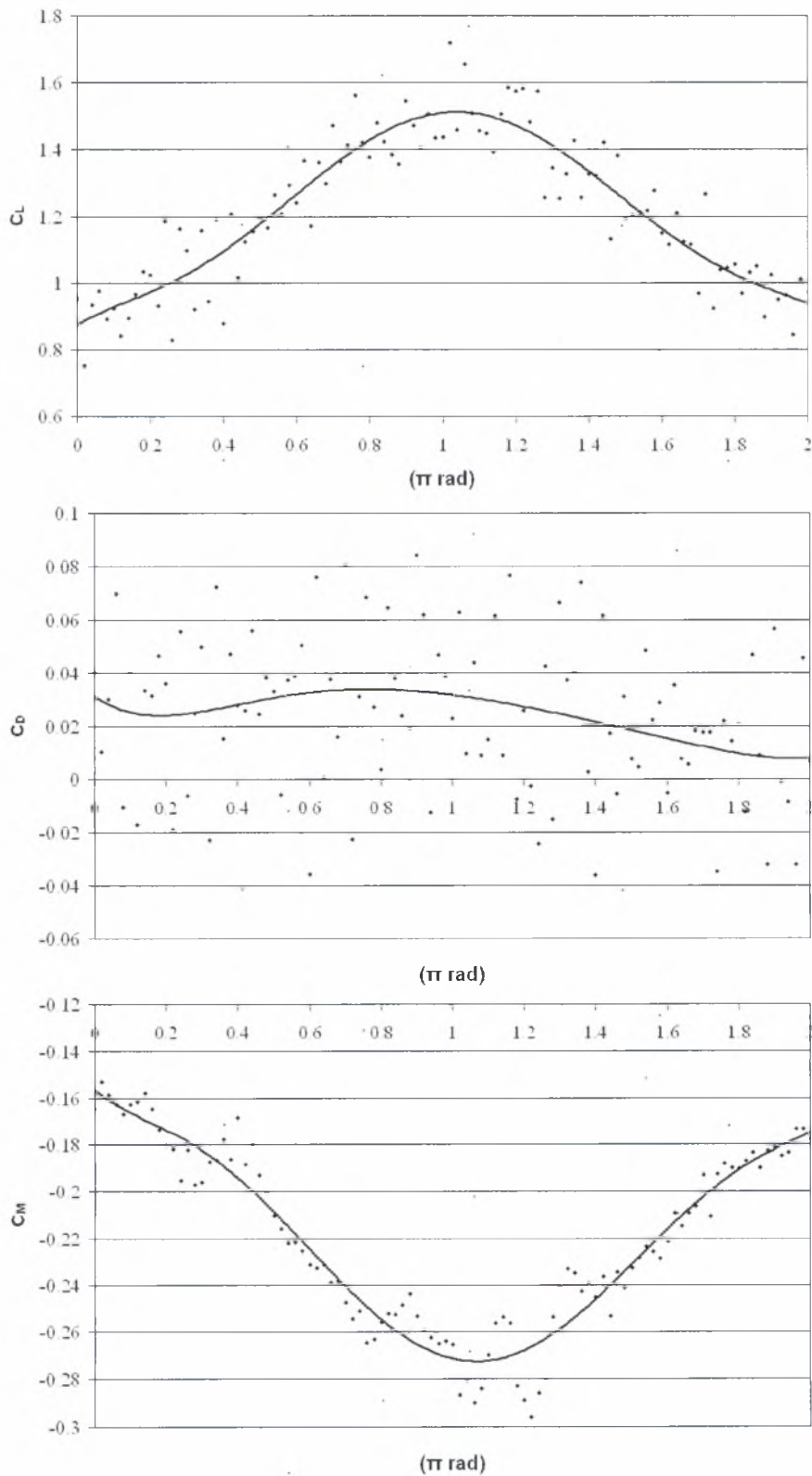
Σχήμα 5-57: Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $H=0.1$ .



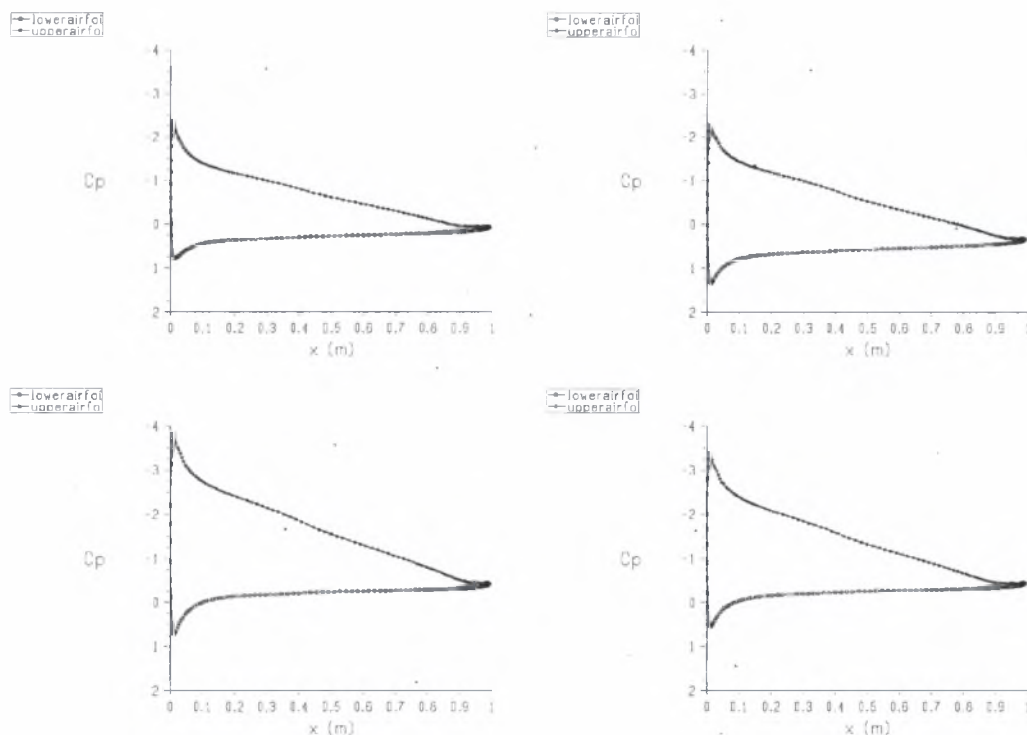
Σχήμα 5-58: Προφίλ ταχυτήτων στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου, σε απόσταση μιας χορδής πίσω από την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ ,  $H=0.1$ .



### 5.3.6 Μέθοδος μεγάλων δινών (LES)



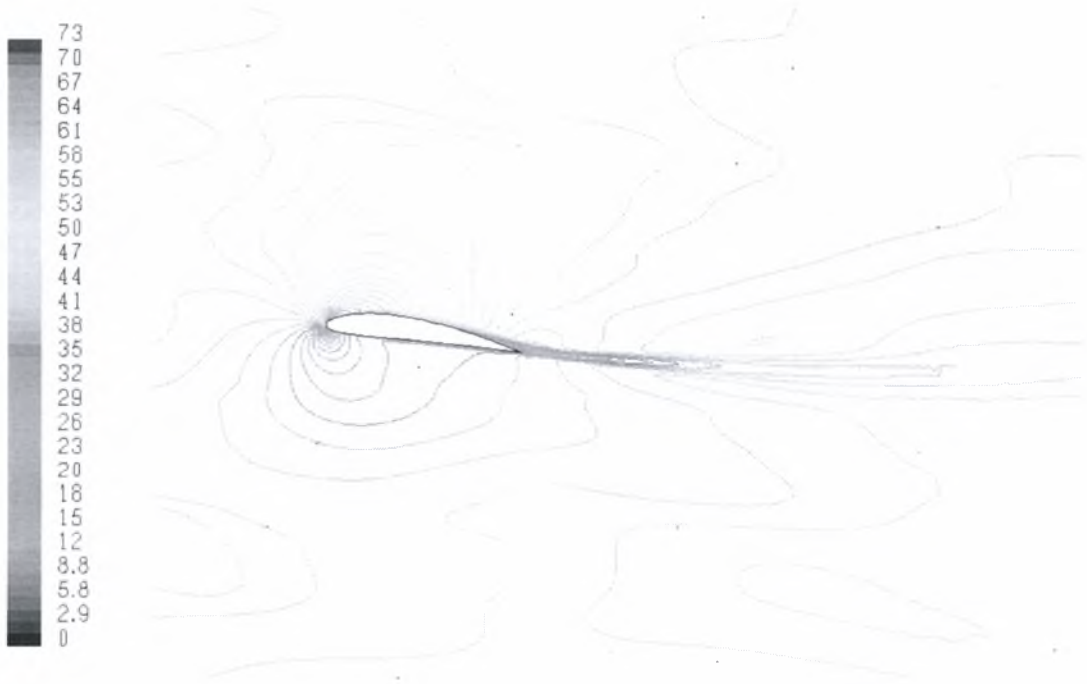
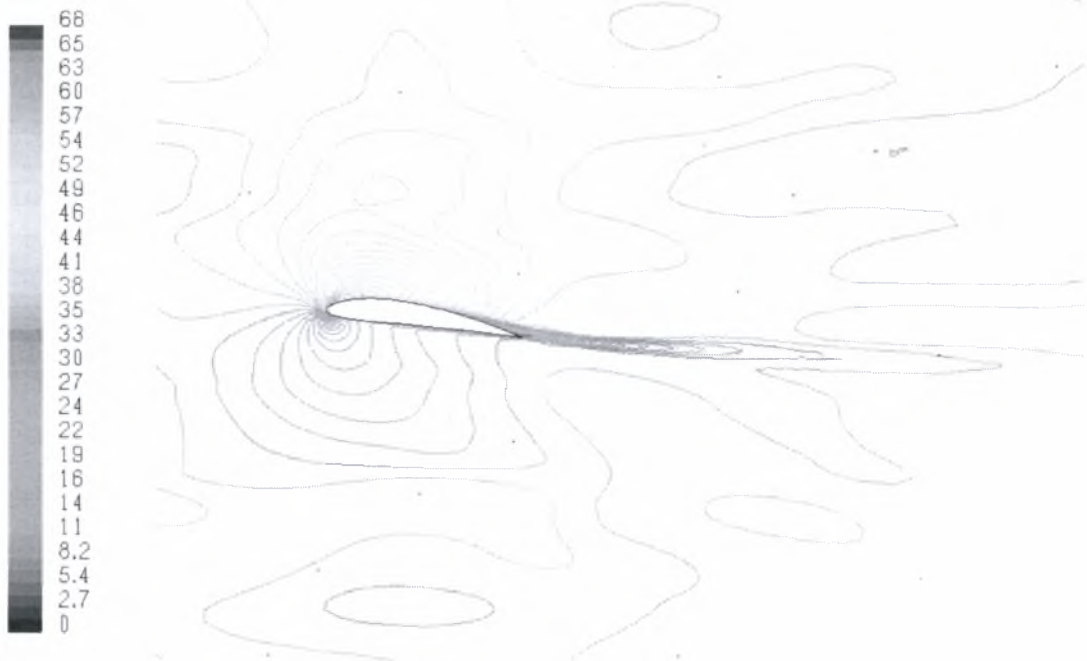
Σχήμα 5-59: Μορφή των συντελεστών άνωσης αντίστασης και ροπής για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , όπως προέκυψαν από την μέθοδο LES.

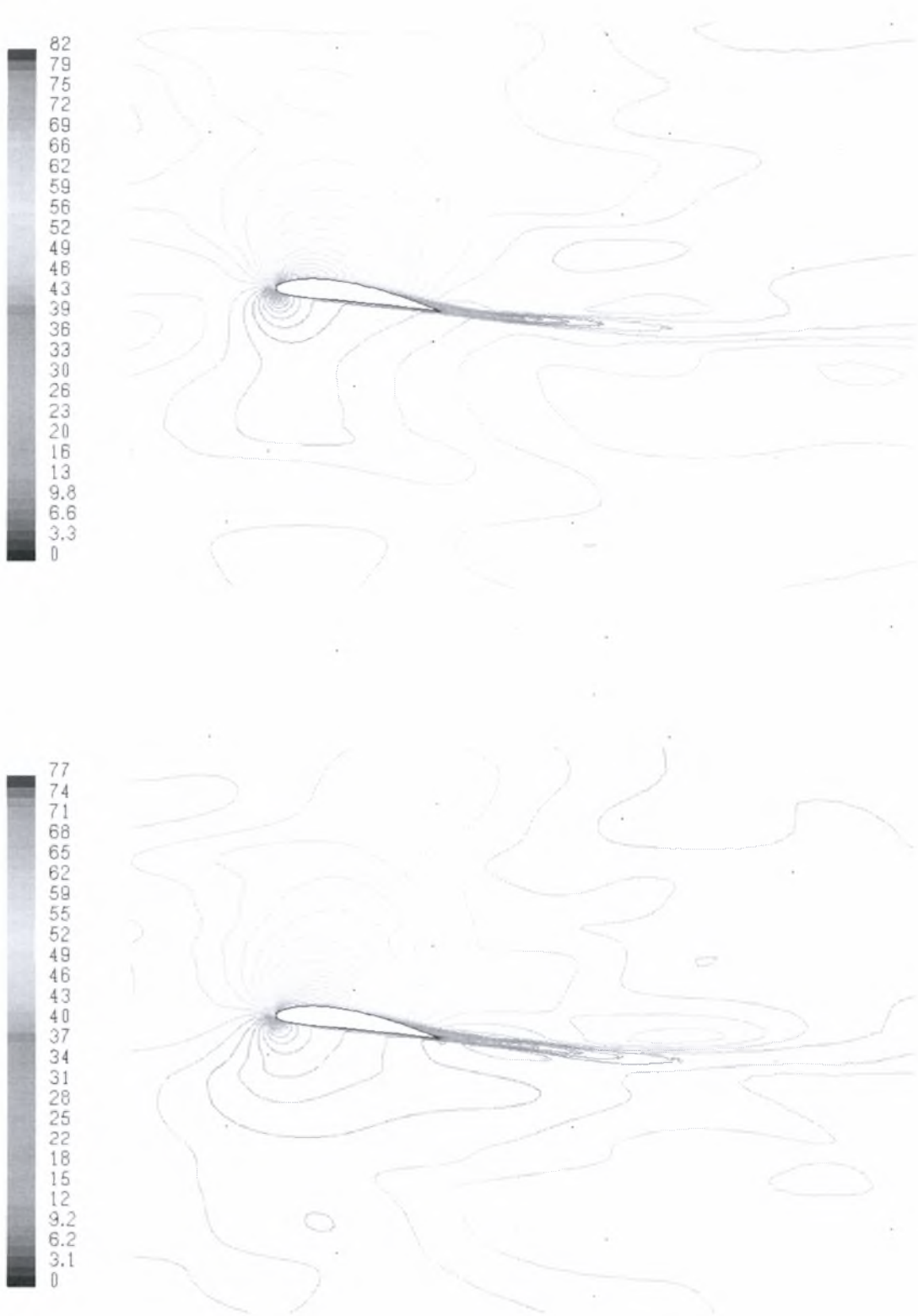


Σχήμα 5-60: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ , τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $3\pi/2$   $2\pi$ , όπως προέκυψαν από την μέθοδο LES.

Στα παραπάνω σχήματα, παρουσιάζονται κατά σειρά οι συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής (ως προς το χείλος προσβολής) για την πτέρυγα NACA 4418, η οποία προσομοιώθηκε με τη μέθοδο των διακριτών δινών. Χαρακτηριστικό της μεθόδου είναι η στατιστική επεξεργασία που πρέπει να γίνει στα αποτελέσματα για την εξαγωγή ασφαλών συμπερασμάτων. Έτσι, τα αποτελέσματα για τους αεροδυναμικούς συντελεστές είχαν κάποια διακύμανση (κουκίδες), όπου έγινε μια απλή πολυωνυμική παρεμβολή για την απεικόνισή τους.

Στη συνέχεια, εμφανίζονται τα αποτελέσματα για το συντελεστή πίεσης και στα επόμενα σχήματα, παρατίθενται οι ισοϋψείς καμπύλες της ταχύτητας στο ροϊκό πεδίο (στις χρονικές στιγμές 0- $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  με σειρά παράθεσης). Είναι ορατή η μεγαλύτερη λεπτομέρεια στον απόρροου και η διατήρηση των δινών, που επιτυγχάνει η μέθοδος των μεγάλων δινών. Αυτό είναι και το ουσιαστικό πλεονέκτημά της, το οποίο αντισταθμίζει τις μεγάλες απαιτήσεις της σε υπολογιστικό χρόνο.





Σχήμα 5-61: Μορφή του ροϊκού πεδίου γύρω από την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$  (ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας), τις χρονικές στιγμές 0 &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $3\pi/2$   $2\pi$ , όπως προέκυψαν από την μέθοδο LES.

## 6ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΕΠΙΛΥΣΗ ΜΕ ΤΟ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ ΑΕΑ CFX.

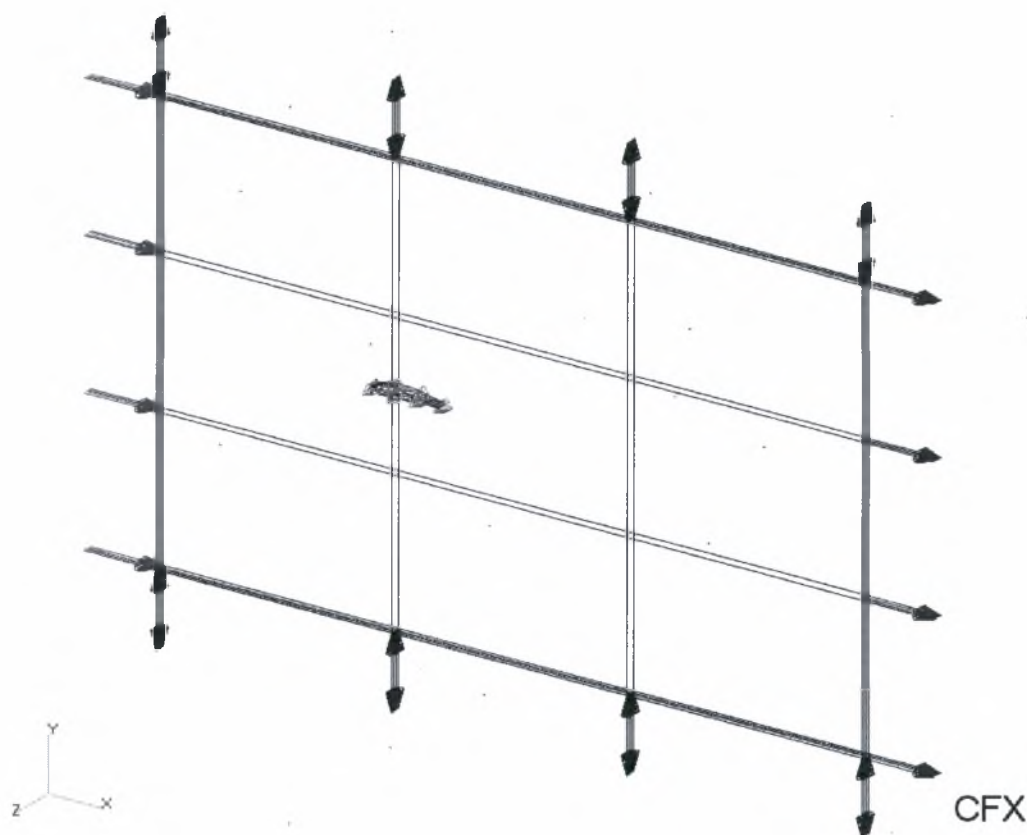
### 6.1 Γενικά

Το πρόγραμμα ΑΕΑ CFX είναι και αυτό ένα πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής, το οποίο βασίζεται στη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων, αλλά επιλύει τις εξισώσεις Navier-Stokes με διακριτοποίηση από τη μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων. Επίσης, χρησιμοποιεί τετραεδρικά στοιχεία με επιπλέον σημεία ολοκλήρωσης στα μέσα των εδρών, πράγμα το οποίο το καθιστά περισσότερο ακριβές, με την ίδια πυκνότητα πλέγματος σε σχέση με άλλα προγράμματα.

Το γεγονός ότι χειρίζεται μόνο στις τρεις διαστάσεις τις εξισώσεις της ροής και δεν μπορεί να λύσει απόλυτα δισδιάστατα προβλήματα, δεν του αφαιρεί δυνατότητες, καθώς οι περισσότερες πρακτικές εφαρμογές αφορούν τρισδιάστατες γεωμετρίες. Στη συγκεκριμένη περίπτωση, όπου έπρεπε να αντιμετωπιστεί ένα δισδιάστατο πρόβλημα, αυτή η δυσκολία ξεπεράστηκε παίρνοντας ένα κομμάτι της αεροτομής με εκπέτασμα 0.15m και δημιουργώντας έτσι μια γεωμετρία με πολύ μικρό μήκος στη διεύθυνση z.

### 6.2 Περιγραφή διαδικασίας επίλυσης

Συγκεκριμένα, δημιουργείται αρχικά μια τρισδιάστατη γεωμετρία με μήκος 10m ύψος, 5m ύψος και 0.15m πλάτος. Μια τυπική τέτοια γεωμετρία είναι αυτή που φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.

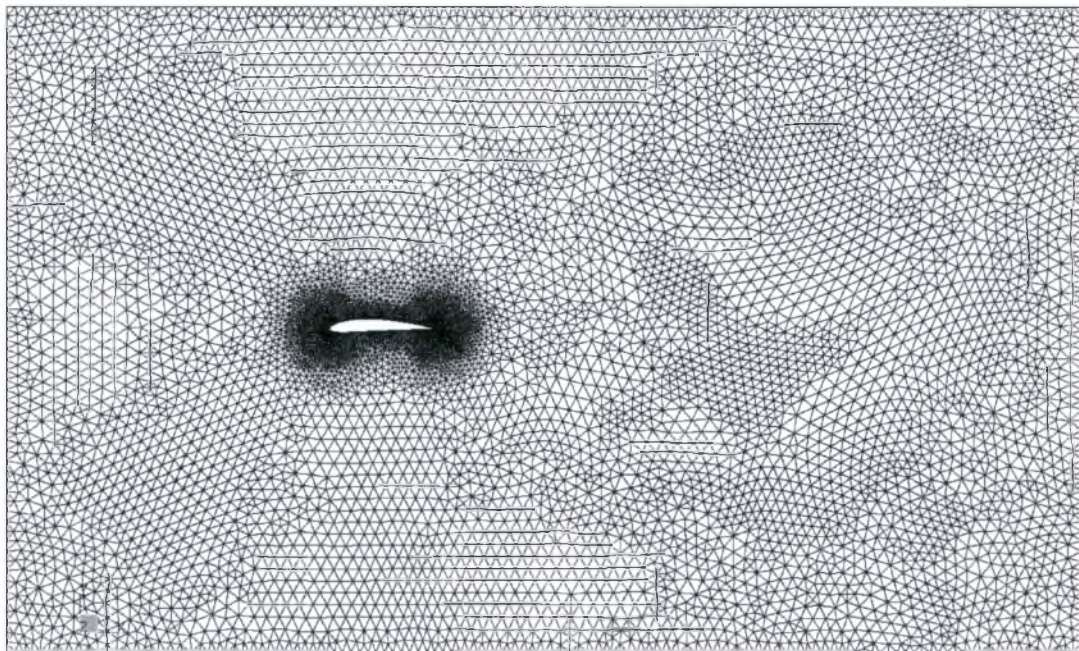


Σχήμα 6-1 Τυπική μορφή της γεωμετρίας του πεδίου επίλυσης της ροής. Αριστερά είναι η είσοδος του ρευστού, δεξιά η έξοδος, επάνω και κάτω τα ανοιχτά όρια και με τα τριγωνικά σημάδια φαίνονται η επιφάνεια της αεροτομής.

Οι εμπρός και πίσω επιφάνειες της γεωμετρίας ορίζονται ως “periodic pair” και, πριν τρέξει το CFX, έχει οριστεί στο λειτουργικό περιβάλλον η μεταβλητή `CFX5_2D_MESH=TRUE`. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη δημιουργία πρισμάτων στη διεύθυνση  $z$  με τριγωνική (ή τετραπλευρική βάση στην περιοχή του οριακού στρώματος) και ύψος ίσο με το πάχος της γεωμετρίας στην κατεύθυνση  $z$ .

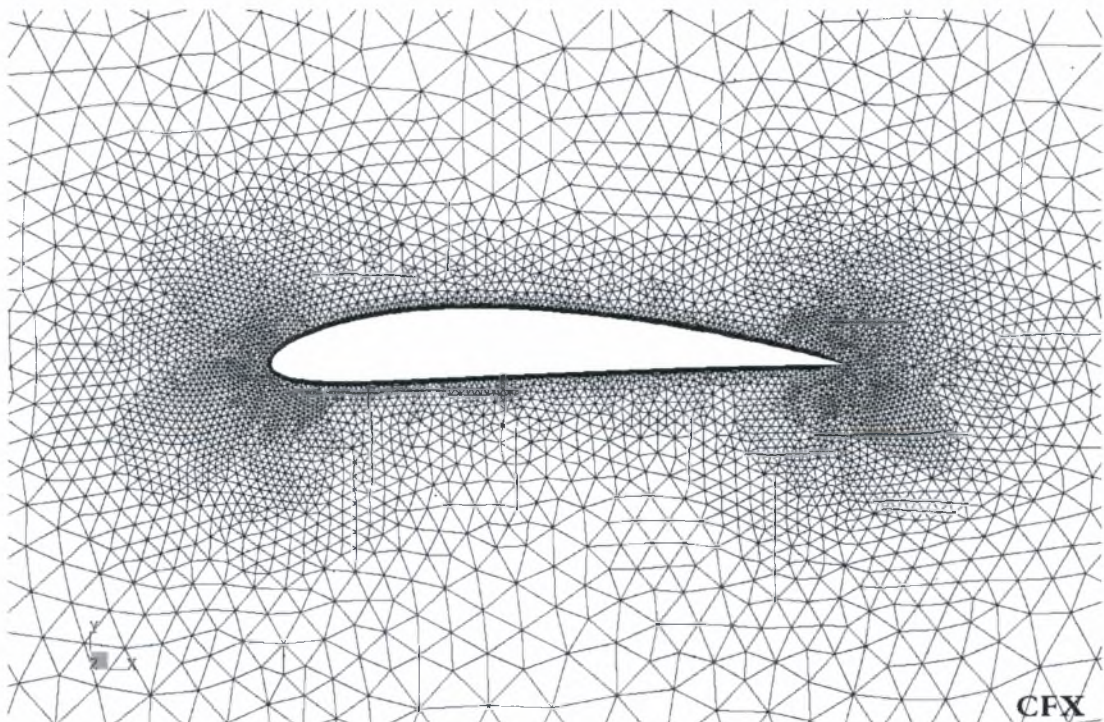
Το πλέγμα αποτελείται από 30000 περίπου στοιχεία. Στην επιφάνεια της αεροτομής δημιουργήθηκαν, με τη μέθοδο του inflation, οκτώ στρώσεις από πρισματικά στοιχεία με τετραπλευρική βάση, ώστε να προσομοιωθεί καλύτερα το οριακό στρώμα. Στη συνέχεια, το πλέγμα αποτελείται από πρισματικά στοιχεία με τριγωνική.

Τυπική μορφή της γεωμετρίας του πλέγματος και μερικές λεπτομέρειές του φαίνονται στα παρακάτω σχήματα.



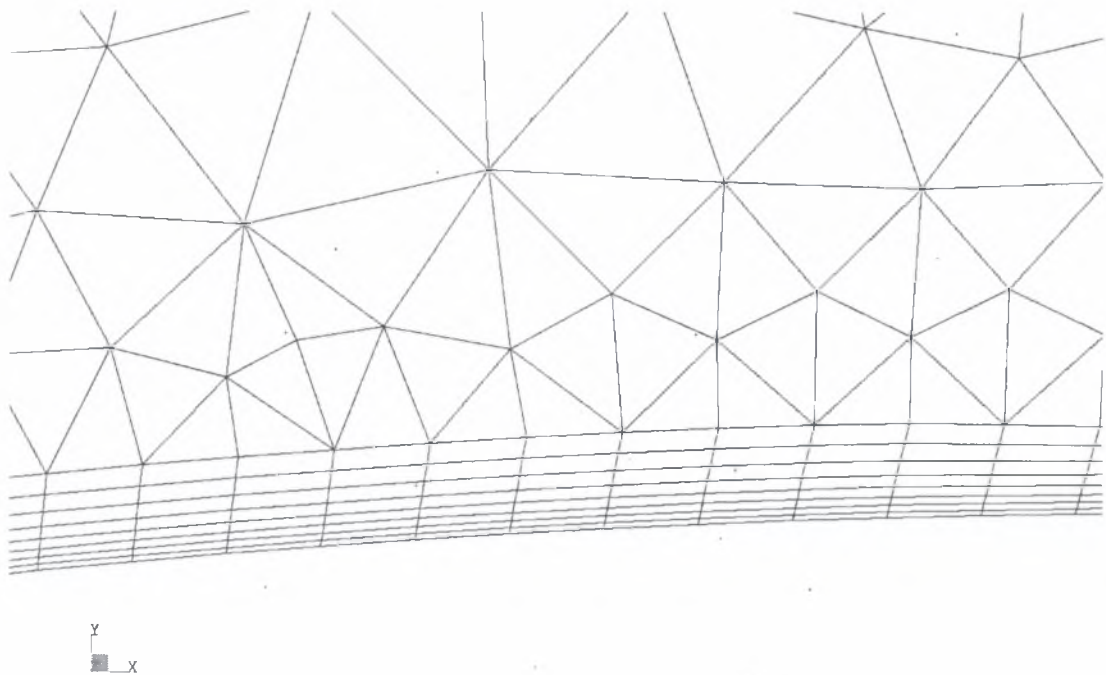
CFX

Σχήμα 6-2 Γεωμετρία του πλέγματος σε όλο το πεδίο επίλυσης.



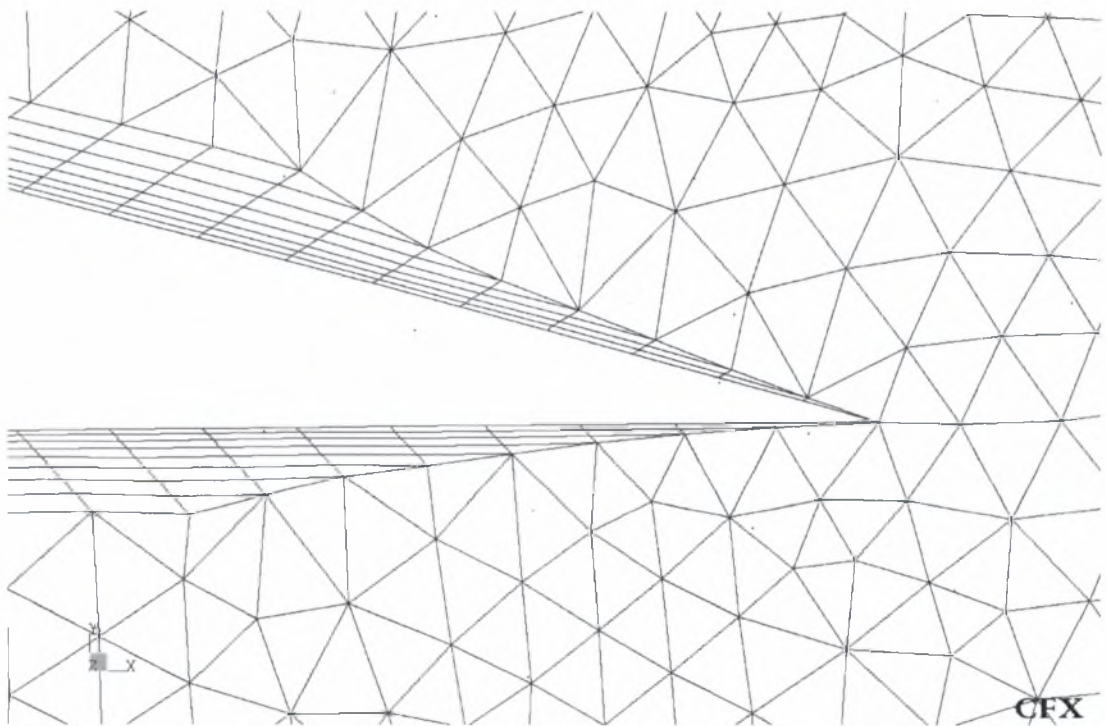
CFX

Σχήμα 6-3 Μορφή του πλέγματος γύρω από την αεροτομή, όπου είναι ορατή η πυκνώση του πλέγματος στην ακμή προσβολής και στο χείλος εκφυγής.



CFX

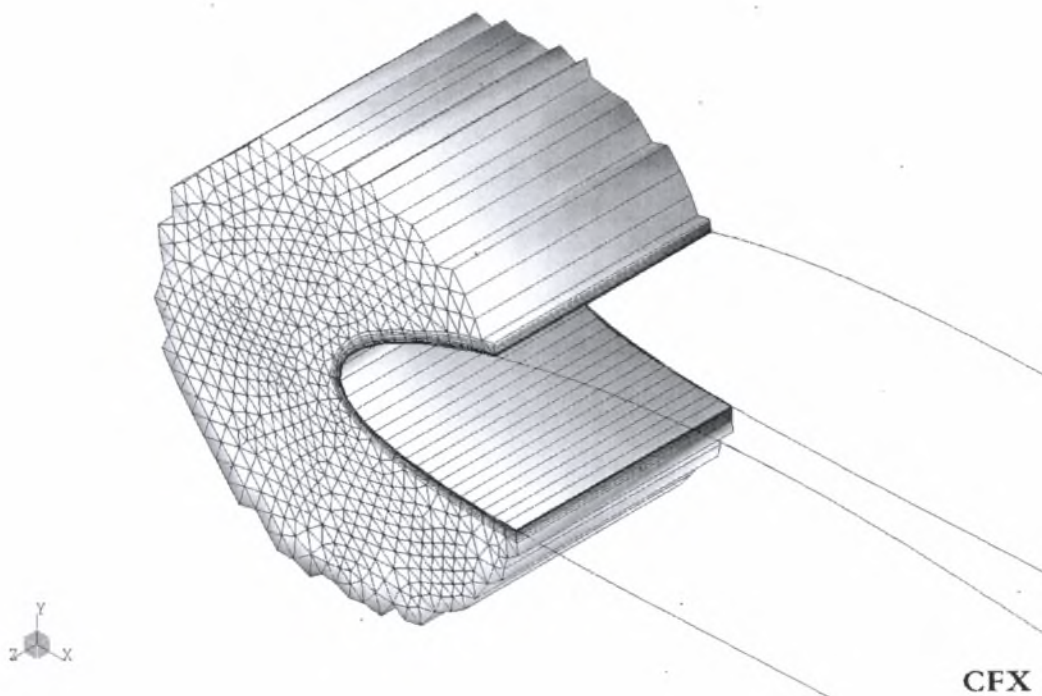
Σχήμα 6-4 Τετραπλευρικά στοιχεία κοντά στην επιφάνεια της αεροτομής για την καλύτερη προσέγγιση του οριακού στρώματος και των ιξωδών δυνάμεων.



CFX

Σχήμα 6-5 Μορφή του πλέγματος γύρω από την ακμή φυγής. Διακρίνεται η σταδιακή μετάβαση από τα τετραπλευρικά στοιχεία του οριακού στρώματος στα τριγωνικά στοιχεία, που χρησιμοποιήθηκαν στο υπόλοιπο τμήμα του πεδίου επίλυσης.





Σχήμα 6-6 Τρισδιάστατη απεικόνιση των πρισματικών στοιχείων που δημιουργήθηκαν κατά την διεύθυνση z.

Οι οριακές συνθήκες που επιβλήθηκαν, ήταν :

“Velocity Inlet”, στην αριστερή επιφάνεια της γεωμετρίας με  $V=40\text{m/sec}$ .

“Pressure Outlet”, στη δεξιά επιφάνεια.

“Opening”, στις πάνω και κάτω επιφάνειες με συνθήκη ολίσθησης.

Οριακή συνθήκη περιοδικού ζεύγους επιφανειών (“Periodic Pair”) στις εμπρός και πίσω επιφάνειες.

Οριακή συνθήκη μη ολίσθησης (“Wall”) στην επάνω και κάτω επιφάνεια της αεροτομής.

Ως ρευστό λειτουργίας ορίστηκε ξανά ο αέρας σε κανονικές συνθήκες θερμοκρασίας και πίεσης και η πίεση λειτουργίας η  $1\text{atm}$ .

Για την επίλυση του προβλήματος της ταλαντούμενης αεροτομής ακολουθήθηκε μια προηγμένη μέθοδος, η οποία είναι ακόμα στο στάδιο της ανάπτυξης και επιτεύχθηκε σε συνεργασία με το ερευνητικό τμήμα της ΑΕΑ, στα πλαίσια του Ευρωπαϊκού προγράμματος DEBUT (Multi-

Disciplinary Engineering by Using Coupling Technology). Το πρόβλημα που τέθηκε ήταν ότι έπρεπε το πλέγμα να είναι προσαρμοζόμενο στη θέση της αεροτομής και να μεταβάλλεται με την πορεία της επίλυσης, ώστε να ακολουθεί την κίνηση της αεροτομής. Η διαδικασία, η οποία τελικά χρησιμοποιήθηκε, επέβαλλε τη χρήση του CFX σε λειτουργικό περιβάλλον Linux. Πιο συγκεκριμένα, μετά τη σχεδίαση της γεωμετρίας και την επιβολή των οριακών συνθηκών και των συνθηκών λειτουργίας, γίνεται η δημιουργία του πλέγματος σε περιβάλλον Windows NT. Στη συνέχεια, το definition file, όπως ονομάζεται, μεταφέρεται σε λειτουργικό Linux, όπου και υπάρχει η έκδοση του CFX για το συγκεκριμένο λειτουργικό σύστημα.

Πλέον, η επίλυση του προβλήματος γίνεται από τη γραμμή εντολών ενός κελύφους του Linux. Πιο συγκεκριμένα, εξάγεται από το definition file το τμήμα εκείνο (.ccl) που περιγράφει τις οριακές συνθήκες με την εντολή:

```
Cfx5cmds -read -def airfoil.def -text airfoil.ccl
```

Η επιφάνεια της αεροτομής ορίζεται ως ένα κινούμενο όριο και, επιπλέον, εισάγονται οι εξισώσεις που περιγράφουν την ημιτονοειδή κίνησή της, με τη μορφή που παρουσιάστηκε στο κεφάλαιο 2.

Τυπική μορφή του αρχείου μετά τις επεμβάσεις φαίνεται στο παράρτημα I.

Στη συνέχεια, το αρχείο αντικαθιστά το τμήμα του definition file που καταλάμβανε πριν, με την εντολή:

```
cfx5cmds -write -def airfoil.def -text airfoil.ccl
```

Ορίζονται κάποιες μεταβλητές περιβάλλοντος για τη θέση των αρχείων RULES, VARIABLES, REACTIONS, MATERIALS, tt.txt με τις εντολές:

```
CFX5_CCL_LIBS= .../SETUP
CFX5_TT_FILE=.../SETUP/tt.txt
```

τα οποία περιγράφουν τον τρόπο με τον οποίο το CFX θα χειριστεί τα κινούμενα όρια της γεωμετρίας.

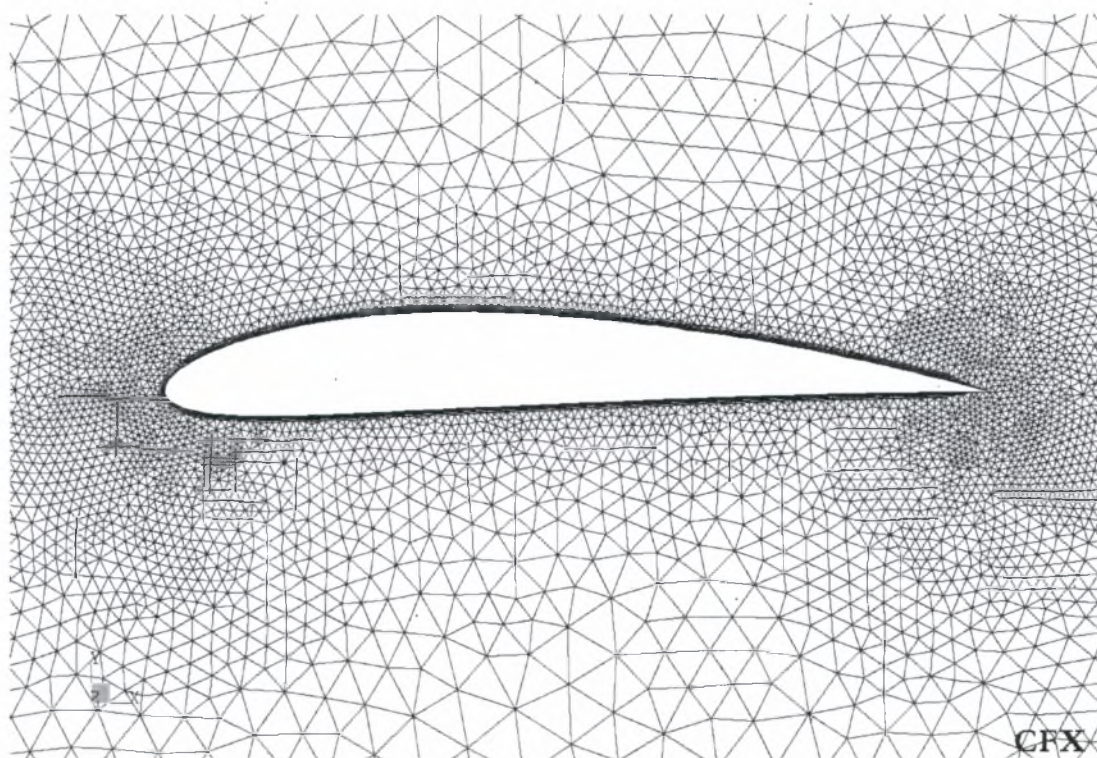
Καλείται ο τροποποιημένος solver, ο οποίος μας έχει παραχωρηθεί από την ΑΕΑ και ο οποίος ξεκινάει την επίλυση των εξισώσεων της ροής.

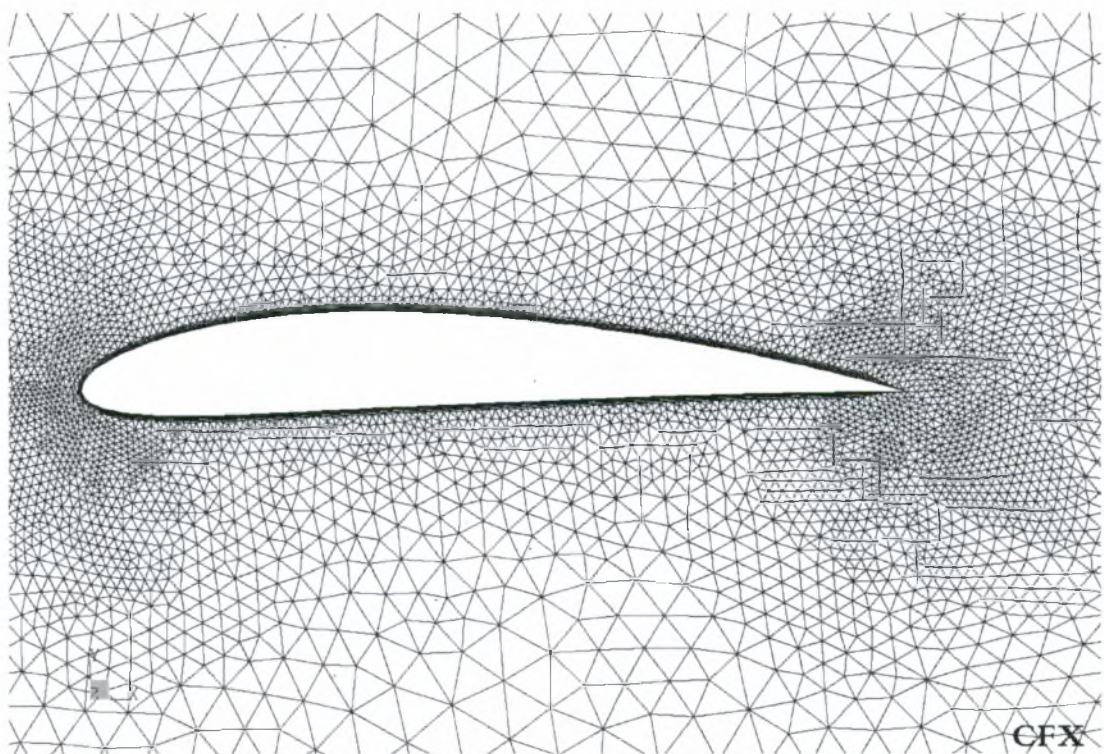
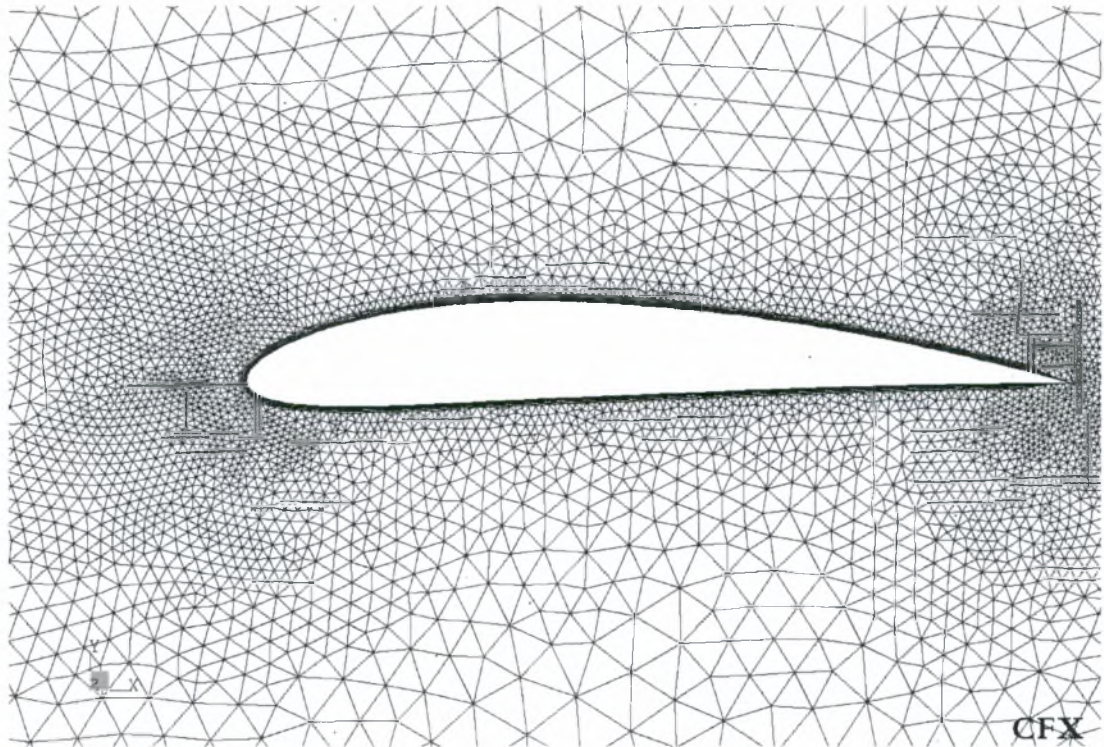
Ο solver εκτελείται με την εντολή:

```
Cfx5solve -def airfoil.def -solver ../SOLVER/solver-pvm.exe -s 1.5
```

Σε κάθε χρονικό βήμα εκτελείται μια ρουτίνα, η οποία μεταβάλλει τοπικά το πλέγμα. Το πλέγμα μεταβάλλεται, για να ακολουθήσει τη γεωμετρία και μετακινείται σε όλο του το εύρος. Αυτό που γίνεται είναι η τοπική επανασχεδίαση του πλέγματος κοντά στο μετακινούμενο όριο, με τη μέθοδο της επίλυσης της εξίσωσης Laplace. Με αυτόν τον τρόπο, επιτυγχάνεται η ομαλή “διάχυση” της τοπικής παραμόρφωσης στο υπόλοιπο πλέγμα, χωρίς σημαντική μείωση της ποιότητας του πλέγματος.

Στα παρακάτω σχήματα, φαίνεται το πλέγμα σε διάφορες χρονικές στιγμές της περιόδου.

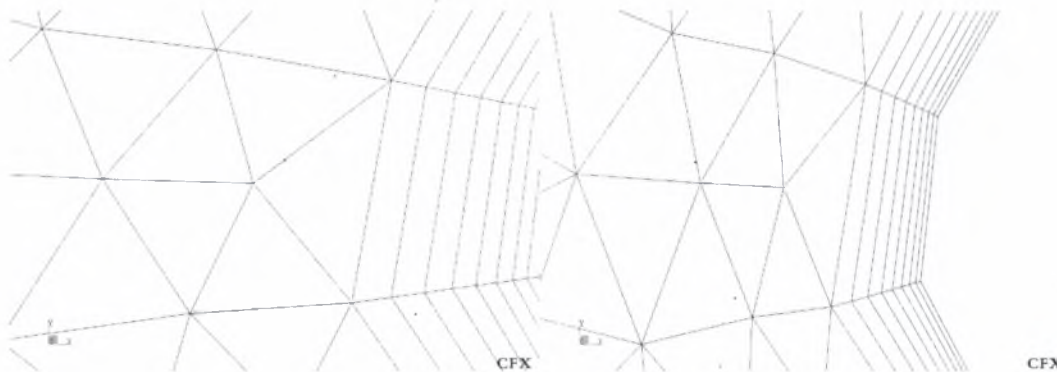




Σχήμα 6-7 Στις παραπάνω τρεις εικόνες φαίνεται το πλέγμα σε τρεις χρονικές στιγμές ( $0, \pi/2, 3\pi/2$ ) κατά την διάρκεια της επίλυσης.

Είναι εμφανής η τοπική πυκνωση και αραιωση του πλέγματος στην ακμή προσβολής και στο χείλος εκφυγής, κατά την διάρκεια της επίλυσης.

Στα παρακάτω σχήματα, φαίνεται σε μεγέθυνση η αλλαγή της μορφής των στοιχείων του πλέγματος.



Σχήμα 6-8 Λεπτομέρεια της παραμόρφωσης του πλέγματος στην χρονική στιγμή  $\pi/2$  και  $3\pi/2$  αντίστοιχα.

Η επίλυση έγινε για τέσσερις περιόδους, οπότε και αποκαταστάθηκε η περιοδικότητα στη ροή και τα αποτελέσματα είναι για την 4<sup>η</sup> περίοδο.

Ο περιορισμός της προσέγγισης αυτής ήταν ότι η επίλυση δεν μπορούσε να συνεχιστεί για παραμορφώσεις μεγαλύτερες από 0.1m, γύρω από τη θέση συμμετρίας και έτσι το πρόβλημα επιλύθηκε με μέγιστο πλάτος ταλάντωσης τα 0.1m.

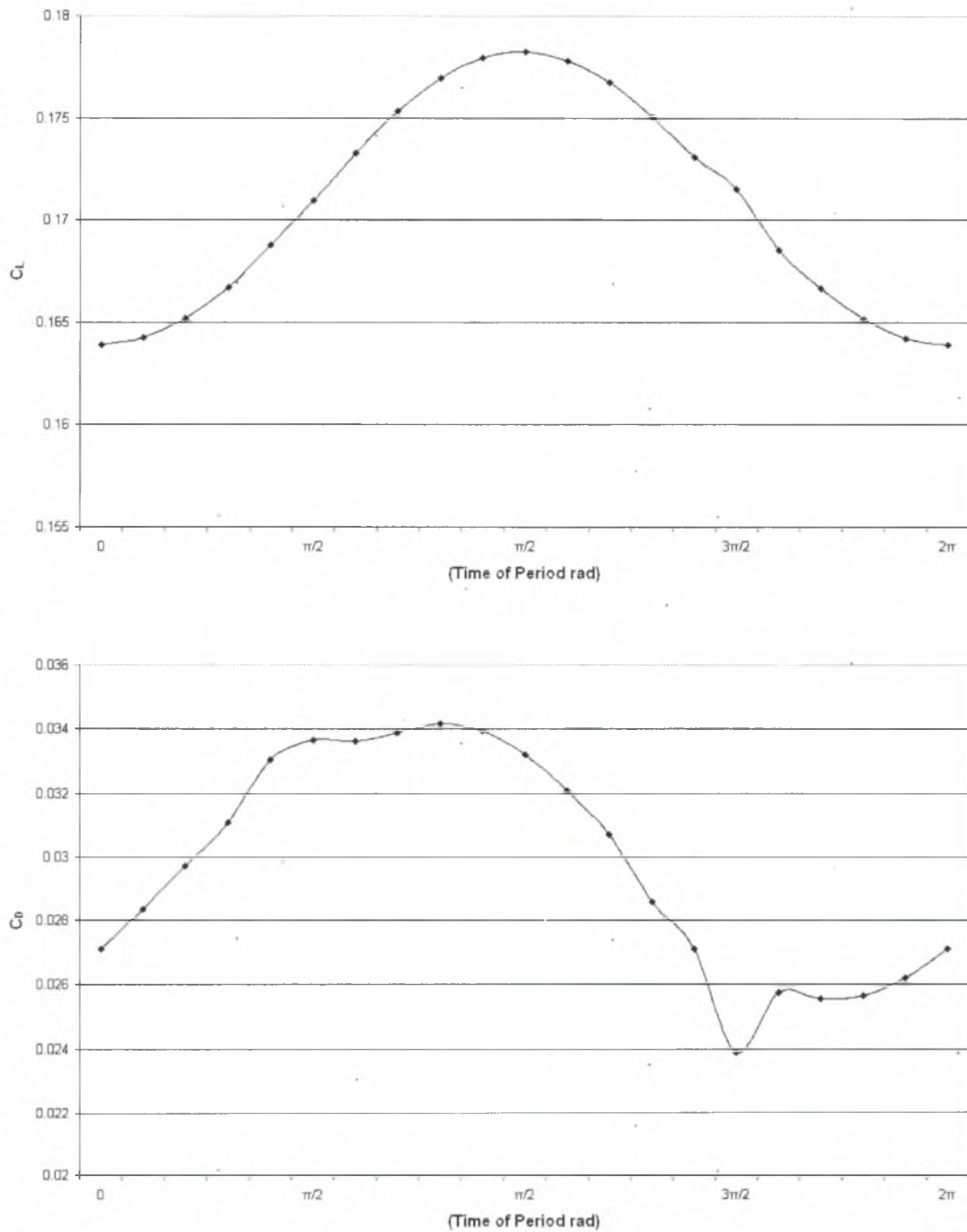
Οι περιπτώσεις, οι οποίες εξετάστηκαν και οι οποίες κρίθηκαν οι πιο χαρακτηριστικές είναι οι παρακάτω:

- NACA 0015 2°
- NACA 0015 8°
- NACA 4412 0°

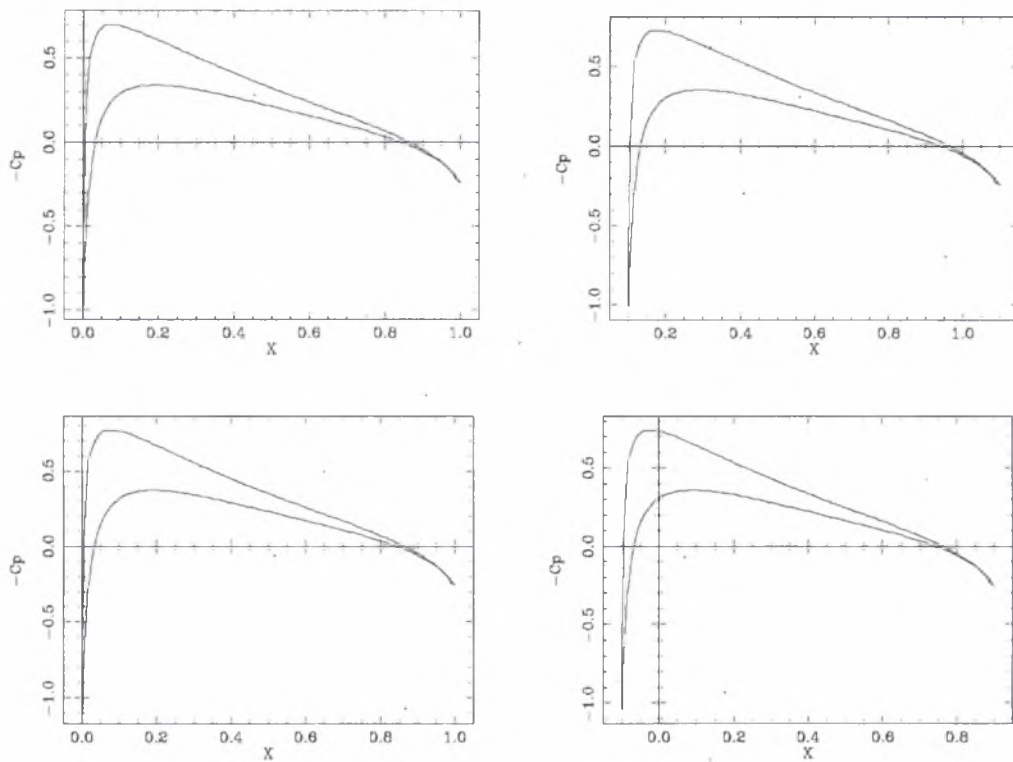
### 6.3 Αποτελέσματα

Τα αποτελέσματα που παρατίθενται αφορούν τη μεταβολή των συντελεστών άωσης και αντίστασης, κατά τη διάρκεια μιας περιόδου. Στη συνέχεια, παρατίθενται οι γραφικές παραστάσεις των συντελεστών πίεσης ( $C_p$ ) σε τέσσερις χρονικές στιγμές της περιόδου (0,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$ ).

### 6.3.1 NACA 0015 $2^\circ$ , $k=0.25$ , $H=0.1c$

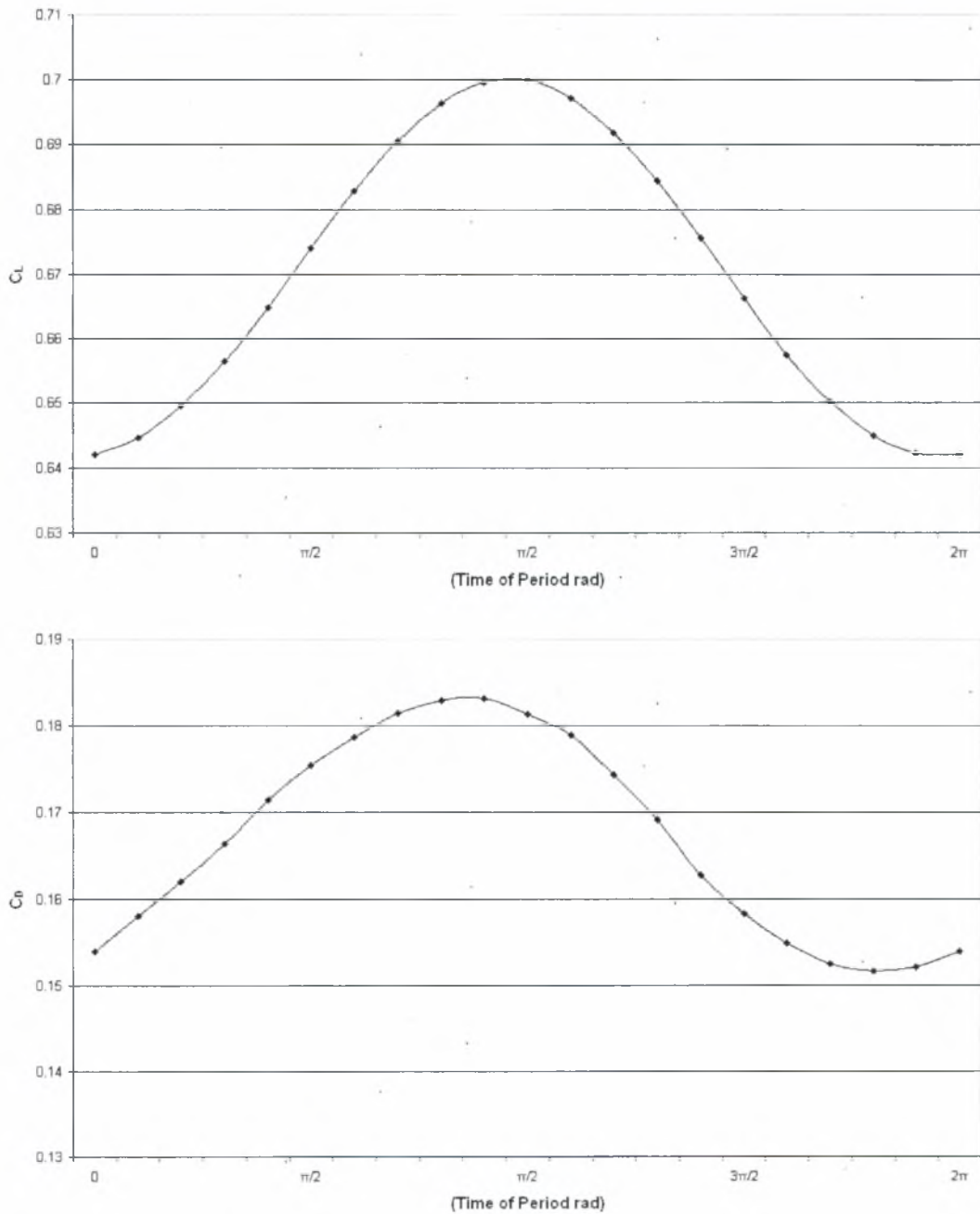


Σχήμα 6-9 Μορφή του συντελεστή άνωσης και αντίστασης σε μια περίοδο για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ .



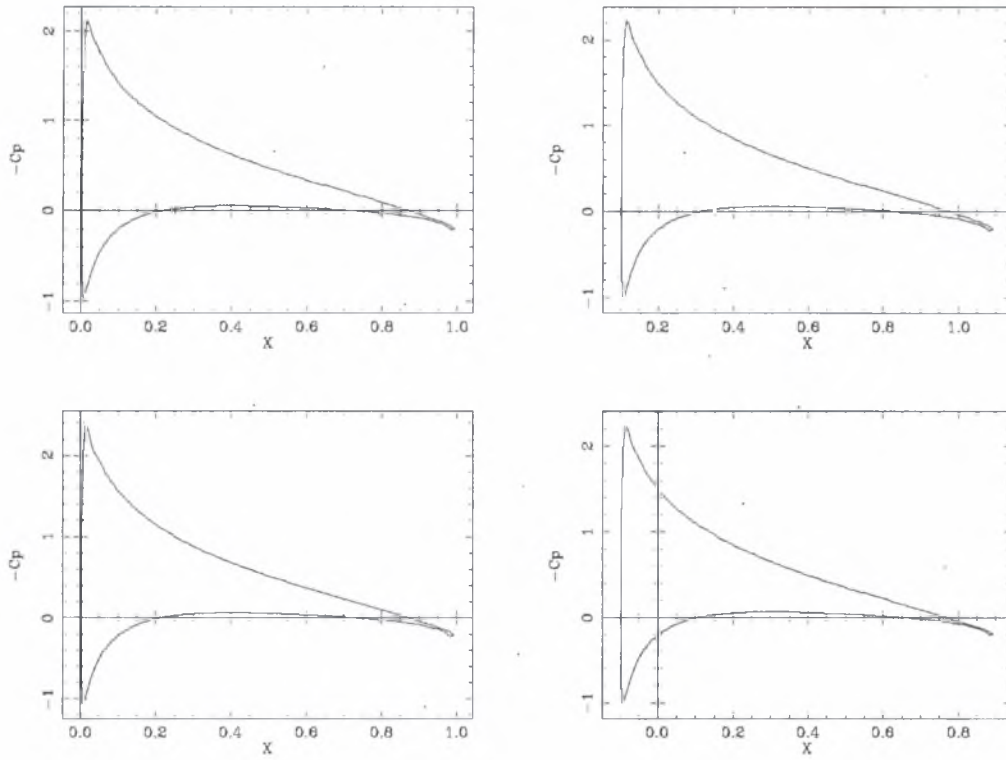
Σχήμα 6-10 Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=2^\circ$ .

6.3.2 NACA 0015  $8^\circ$ ,  $k=0.25$ ,  $H=0.1c$ .



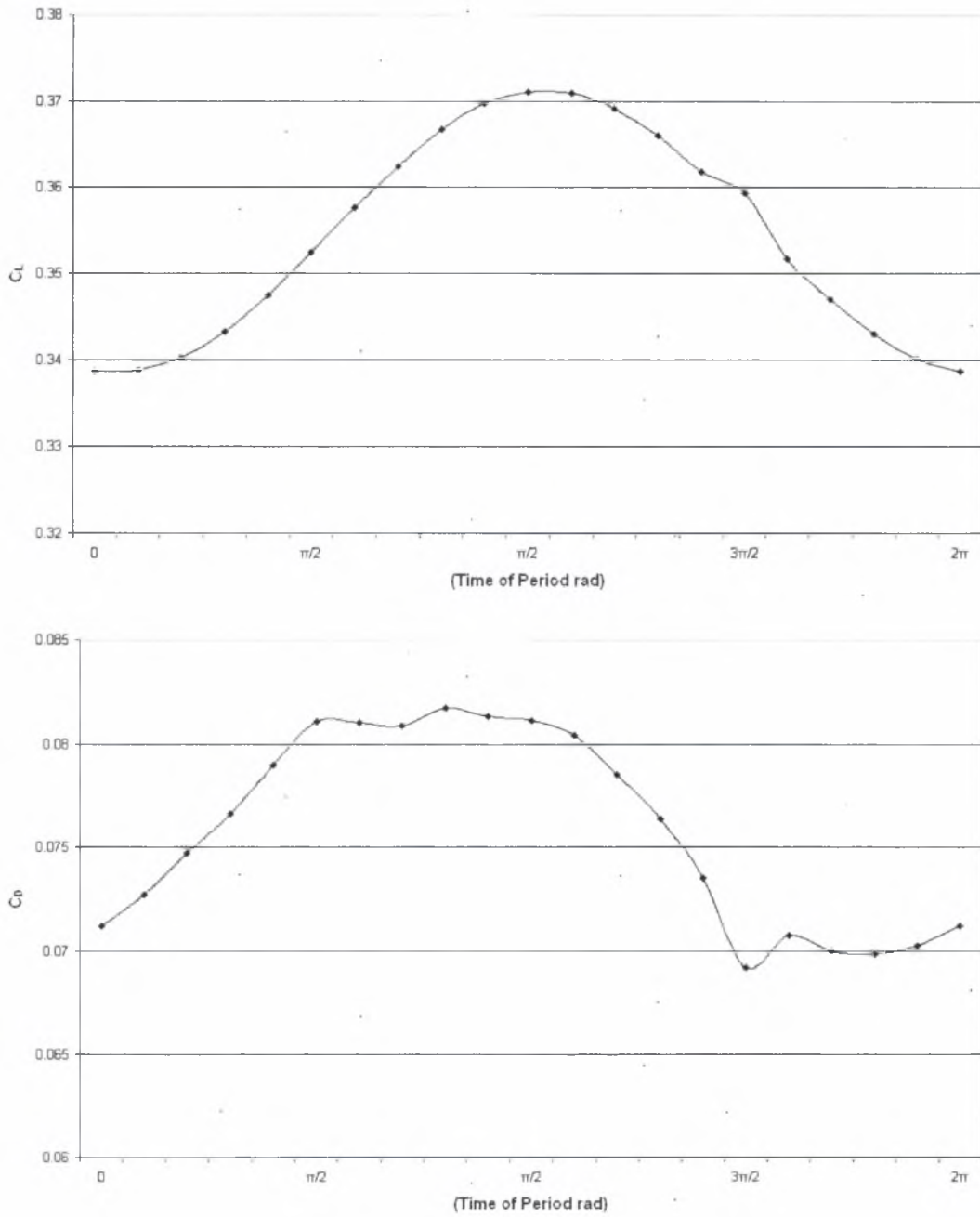
Σχήμα 6-11 Μορφή του συντελεστή άνωσης και αντίστασης σε μια περίοδο για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ .



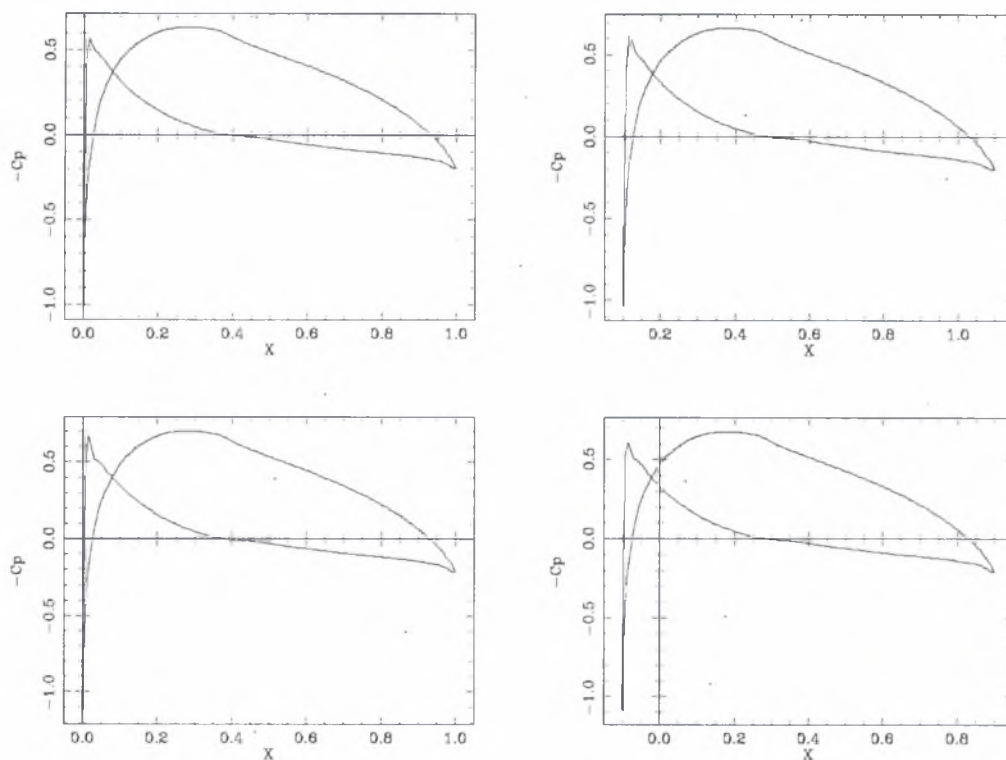


Σχήμα 6-12 Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 0015  $\alpha=8^\circ$ .

6.3.3 NACA 4412  $0^\circ$ ,  $k=0.25$ ,  $H=0.1c$



Σχήμα 6-13 Μορφή του συντελεστή άνωσης και αντίστασης σε μια περίοδο για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .



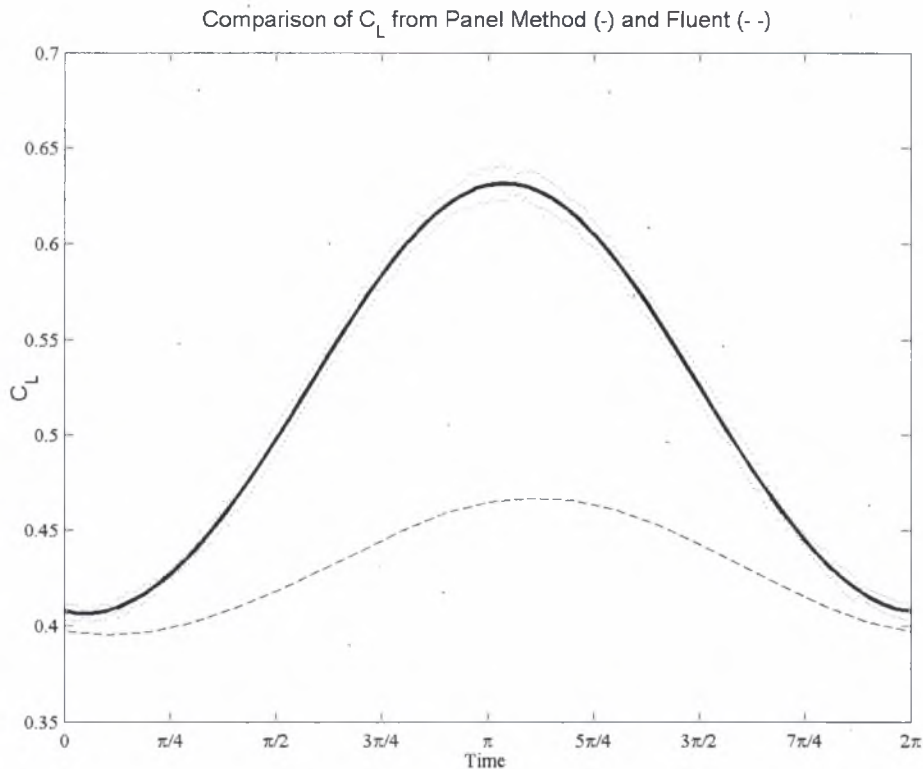
Σχήμα 6-14 Συντελεστής πίεσης ( $C_p$ ) στις χρονικές στιγμές  $0$  &  $2\pi$ ,  $\pi/2$ ,  $\pi$ ,  $3\pi/2$  της περιόδου για την αεροτομή NACA 4412  $\alpha=0^\circ$ .

## 7ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΣΧΟΛΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ

### 7.1 Σύγκριση αεροδυναμικών συντελεστών

Συνοψίζοντας τα αποτελέσματα που προέκυψαν με τις παραπάνω μεθόδους, γίνεται αρχικά σύγκριση των αεροδυναμικών συντελεστών  $C_L$ ,  $C_D$  και της κατανομής του συντελεστή πίεσης  $C_p$ .

Είναι γνωστό από τη βιβλιογραφία [8] ότι σε ροή ρευστού γύρω από πτέρυγα, όταν αυτό είναι ιδανικό (ατριβές), ο συντελεστής άνωσης παρουσιάζεται αυξημένος σε σχέση με το συντελεστή άνωσης σε πραγματική ροή (με ιξώδες). Το φαινόμενο αυτό παρατηρήθηκε και στα αποτελέσματά μας, αφού γενικά η μέθοδος των διακριτών δινών έδωσε μεγαλύτερες τιμές του συντελεστή άνωσης. Η διαφορά σε σχέση με την τιμή που έδωσαν τα προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής είναι μεγαλύτερη στη χρονική στιγμή  $\pi$ , όπου η αεροτομή έχει τη μεγαλύτερη σχετική ταχύτητα. Η σύγκριση του συντελεστή άνωσης για την αεροτομή NACA 4412 σε γωνία προσβολής  $0^\circ$ , μιας αεροτομής με υψηλό συντελεστή άνωσης, φαίνεται στο παρακάτω σχήμα. Είναι μια περίπτωση αεροτομής, όπου η διαφορά του συντελεστή άνωσης είναι η μέγιστη, τη χρονική στιγμή  $\pi$ , ενώ είναι ελάχιστα μεγαλύτερη η τιμή για ιδανική ροή στις χρονικές στιγμές  $0-2\pi$ . Ανάλογη μορφή έχουν οι γραφικές παραστάσεις για τις υπόλοιπες περιπτώσεις, αλλά η διαφορά του συντελεστή άνωσης είναι μικρότερη.

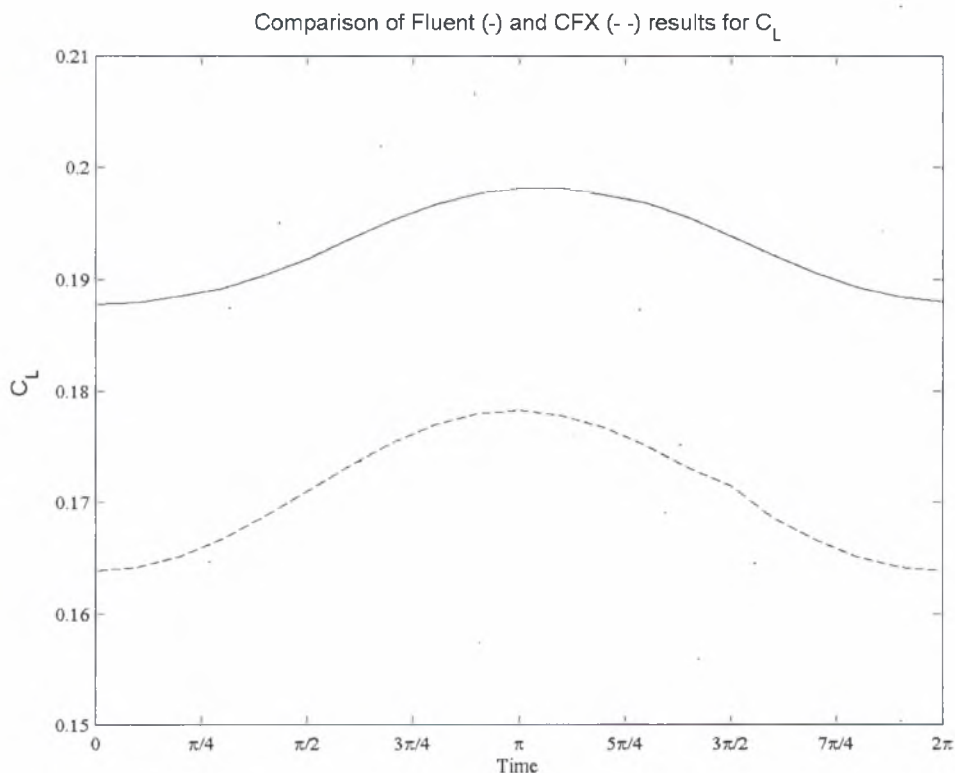


**Σχήμα 7-1** Σύγκριση του συντελεστή άνωσης για την αεροτομή NACA 4412 σε  $0^\circ$  γωνία προσβολής, με τη μέθοδο των διακριτών δινών και με το FLUENT.

Ο συντελεστής άνωσης σε πραγματική ροή αποτελείται κατά το μεγαλύτερο μέρος του από τη συνεισφορά της πίεσης και σε πολύ μικρό ποσοστό από τη συνεισφορά του ιξώδους. Γενικά, η μέθοδος των διακριτών δινών δίνει με πολύ καλή προσέγγιση την κατανομή των πιέσεων γύρω από την αεροτομή σε σχέση με την πραγματική ροή. Είναι γνωστό ότι διαμέσου του οριακού στρώματος η πίεση δε μεταβάλλεται και έτσι η διανομή της πίεσης είναι ίδια γύρω από την αεροτομή. Η διαφορά που εμφανίζεται, είναι λόγω της αλλαγής της μορφής της πτέρυγας που επιφέρει η ύπαρξη του οριακού στρώματος, το οποίο σε γενικές γραμμές, εμφανίζει την πτέρυγα μεγαλύτερη σε μέγεθος και σε μικρότερη γωνία προσβολής. Αυτό δικαιολογεί και τη μικρότερη τιμή του συντελεστή αντίστασης σε πραγματικό ρευστό.

Οι σύγκριση των αεροδυναμικών συντελεστών, που προέκυψαν από τα δύο προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής FLUENT και

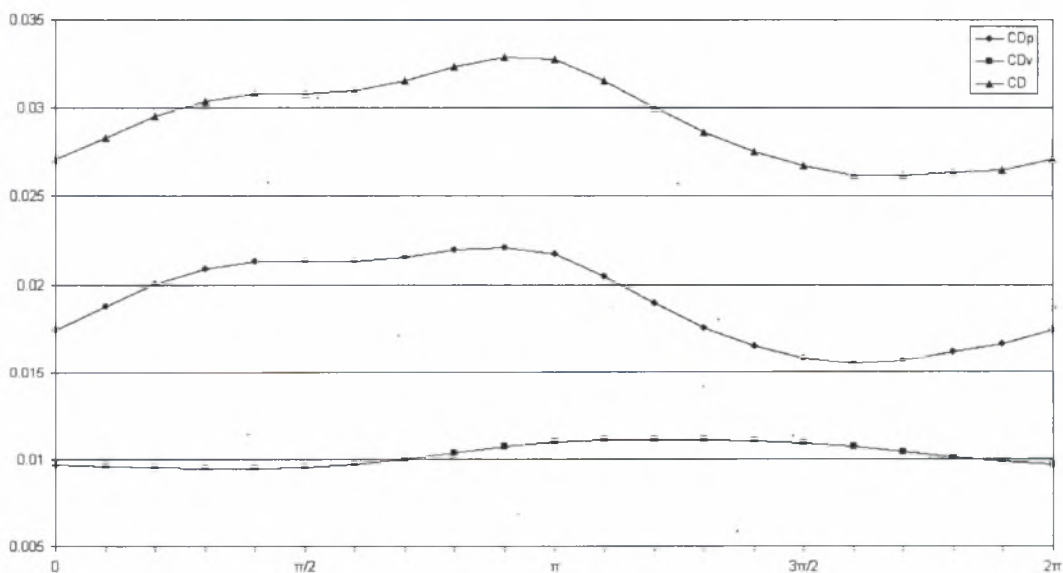
CFX, δεν παρουσιάζει τόσο μεγάλες διαφορές, καθώς και τα δύο επιλύουν τις εξισώσεις σε ροή με ιξώδες. Τα αποτελέσματα που προέκυψαν με τη μέθοδο του παραμορφούμενου πλέγματος (CFX) θεωρούνται ως η πλέον σωστή προσέγγιση και χρησιμοποιούνται για να πιστοποιηθεί η ορθότητα της μοντελοποίησης με το FLUENT. Οι διαφορές που εμφανίστηκαν οφείλονται στα διαφορετικά μοντέλα προσομοίωσης της τύρβης, που χρησιμοποιήθηκαν. Στο παρακάτω σχήμα, γίνεται η σύγκριση του συντελεστή άνωσης που προέκυψε με τα δύο πακέτα υπολογιστικής ρευστομηχανικής για την αεροτομή NACA 0015  $2^\circ$ . Γενικότερα, το CFX (με το μοντέλο τύρβης SST) έδωσε χαμηλότερο συντελεστή άνωσης από το FLUENT (μοντέλο k-ε με near wall treatment).



Σχήμα 7-2 Σύγκριση του συντελεστή άνωσης για την αεροτομή NACA 0015 σε  $2^\circ$ , με τα προγράμματα FLUENT (-) και CFX (--).

Στη συνέχεια, γίνεται σύγκριση του συντελεστή αντίστασης σε άτριβη και σε πραγματική ροή. Σε αυτήν την περίπτωση, οι διαφορές που εμφανίζονται είναι πολύ έντονες μεταξύ άτριβης και πραγματικής ροής με ιξώδες. Είναι γνωστό ότι σε μόνιμη, ιδανική ροή το σώμα δε δέχεται

καμία αντίσταση, μια και δεν υπάρχει παραγωγή ή κατανάλωση έργου. Στην ασταθή ροή, εμφανίζεται η πτέρυγα να έχει μια πεπερασμένη τιμή του συντελεστή άωσης, γεγονός που οφείλεται στο ότι αυτή κινείται και το έργο το οποίο παράγει αυτή η κίνηση αντικατοπτρίζεται στην τιμή του συντελεστή αντίστασης. Η ενέργεια της ταλάντωσης καταναλώνεται στις δίνες, οι οποίες ελευθερώνονται από την ακμή φυγής της πτέρυγας. Στην πραγματική ροή, έχουμε κατανάλωση ενέργειας στη στροβιλότητα, η οποία παράγεται στην επιφάνεια της αεροτομής και μεταφέρεται στην ελεύθερη ροή, μέσω του οριακού στρώματος. Η σύγκριση με την πραγματική ροή δείχνει την πολύ μεγάλη διαφορά (μια τάξη μεγέθους) που παρουσιάζει η μέθοδος των διακριτών δινών με την πραγματική ροή με ιξώδους. Ο συντελεστής αντίστασης αποτελείται από ένα τμήμα λόγω του ιξώδους και από ένα τμήμα λόγω της διανομής της πίεσης. Γενικότερα, τα αποτελέσματα έδειξαν ότι η μεταβολή του ιξώδους συντελεστή τριβής μεταβάλλει ελάχιστα την τιμή του συνολικού συντελεστή και περισσότερο συνεισφέρει η πίεση, η οποία και μεταβάλλεται εντονότερα.



Σχήμα 7-3 Σύγκριση της συνεισφοράς του ιξώδους και της πίεσης στην τιμή του συντελεστή αντίστασης, όπως προέκυψε με το πρόγραμμα FLUENT για την πτέρυγα NACA 4412 0°.

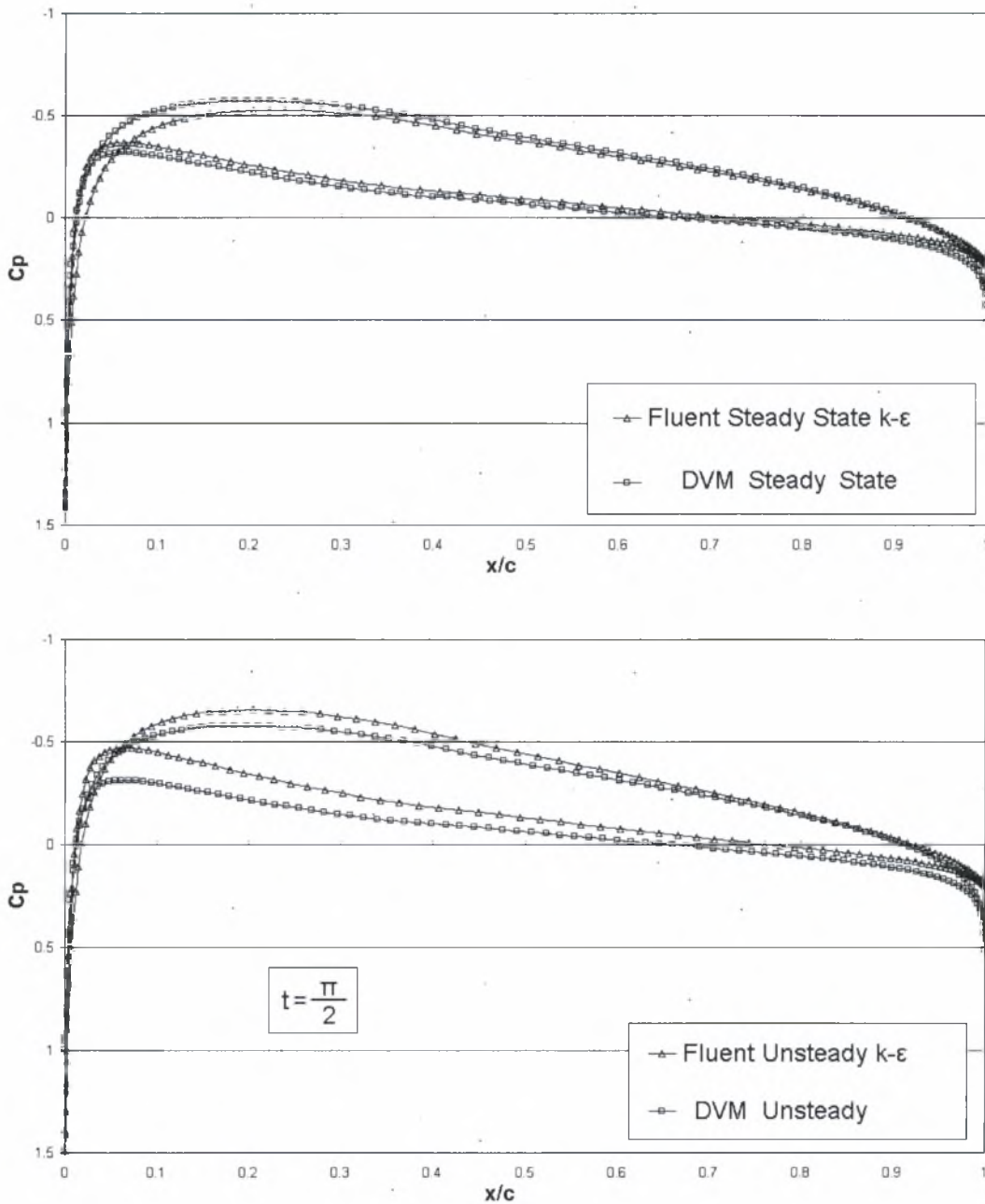
Ο συντελεστής αντίστασης, λόγω ιξώδους, είναι πολύ κοντά στην τιμή η οποία υπολογίστηκε για επίπεδη πλάκα, διαβρεχόμενη και από

τις δύο πλευρές της, σε μηδέν μοίρες γωνία προσβολής ( $C_{D \text{ plate}}=8e-3$ ). Σε επίπεδη πλάκα, δεν υπάρχει καθόλου συνεισφορά της πίεσης και η τιμή αυτή ελάχιστα μεταβάλλεται για την περίπτωση της αεροτομής, αφού ουσιαστικά είναι μια πλάκα με πάχος και κυρτότητα. Η συμπεριφορά του ιξώδους συντελεστή αντίστασης είναι φυσιολογική, αφού παρατηρείται ότι η τιμή του μειώνεται στο πρώτο μισό (περίπου στο πρώτο μισό, αφού παρουσιάζει και μια υστέρηση, που θα συζητηθεί παρακάτω), όπως ακριβώς προβλέπεται από τη βιβλιογραφία [11], αφού σε αυτό το χρονικό διάστημα, η σχετική ταχύτητα της αεροτομής αυξάνεται.

Τέλος, συγκρίνεται η μορφή της κατανομής του συντελεστή πίεσης  $C_p$ , για τον οποίο φαίνεται ότι η μέθοδος των διακριτών δινών δίνει πολύ καλή προσέγγιση στα πλαίσια, όπου δεν παραβιάζεται η συνθήκη της προσκολλημένης ροής. Γενικά, ο συντελεστής πίεσης εμφανίζεται χαμηλότερος σε πραγματικό ρευστό, κυρίως στο επάνω μέρος της αεροτομής και, στην περίπτωση της αποκολλημένης ροής, η μορφή του είναι εντελώς διαφορετική από αυτή για ιδανική ροή, όπου δεν μπορεί να προσομοιωθεί η αποκόλληση. Αυτό αιτιολογεί και τη χαμηλότερη τιμή του συντελεστή άωσης, που παρατηρείται σε πραγματικό ρευστό, μια και ο συντελεστής άωσης, όπως προαναφέρθηκε, εξαρτάται κυρίως από τη διανομή της πίεσης.

Το πρόγραμμα CFX με το μοντέλο τύρβης SST φαίνεται ότι επιτυγχάνει την καλύτερη προσέγγιση του συντελεστή πίεσης, κυρίως στην ακμή προσβολής (σημείο αποκοπής), όπου και το FLUENT δίνει τιμές που διαφέρουν ελάχιστα από τη μονάδα. Αυτό συμβαίνει γιατί το μοντέλο μεταφοράς διατμητικής τάσης προσομοιώνει πολύ καλά τη ροή στο σημείο όπου έχουμε απότομη αλλαγή των ροϊκών γραμμών.



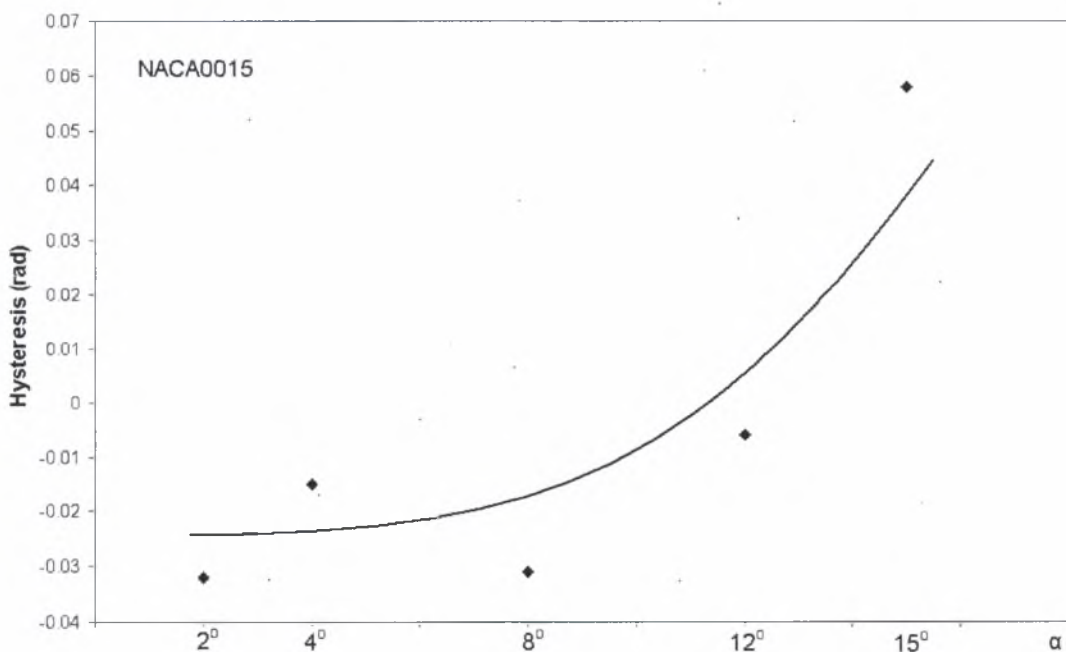


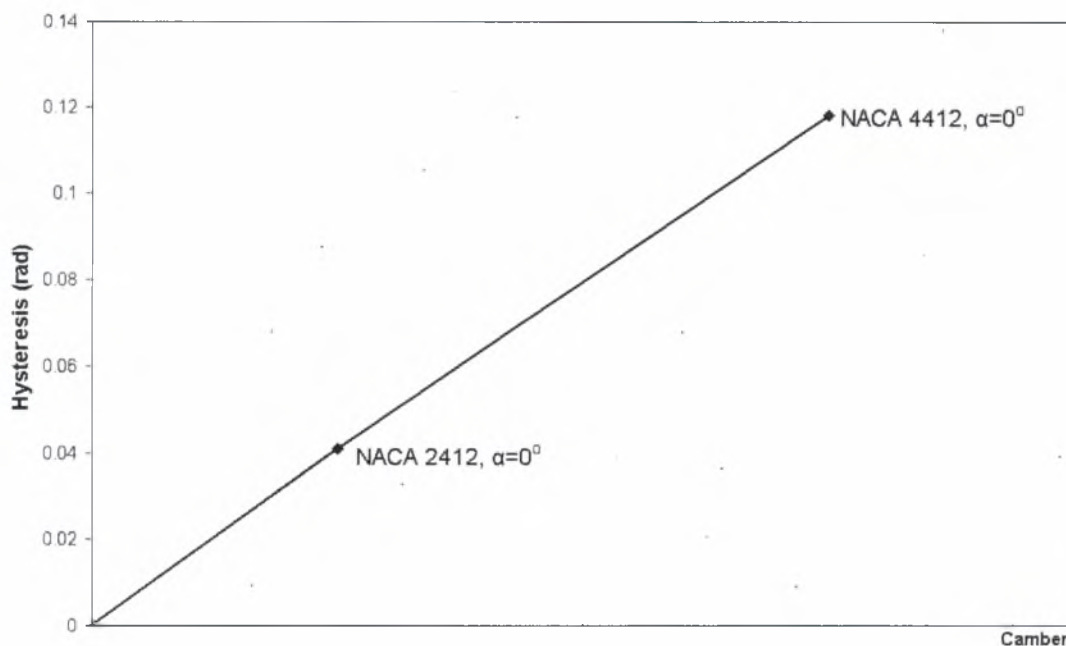
Σχήμα 7-4 Σύγκριση της κατανομής του συντελεστή πίεσης όπως προέκυψε χρησιμοποιώντας i) Fluent 5.5 και ii) μέθοδος διακριτών δινών (NACA 2412,  $\alpha=0^\circ$ ).

## 7.2 Υστέρηση μέγιστης τιμής του συντελεστή άνωσης

Με τον όρο υστέρηση χαρακτηρίζεται η συμπεριφορά κυρίως του συντελεστή άνωσης, ο οποίος έχει μια διαφορά φάσης από το σημείο όπου θεωρητικά θα αναμενόταν η μέγιστη τιμή του. Η ημιτονοειδής με-

ταβολή του  $C_L$ , ενώ θα αναμενόταν να παρουσιάζει το μέγιστο τη χρονική στιγμή  $\pi$ , αυτό το μέγιστο εμφανίζεται με μια μικρή θετική διαφορά φάσης. Το φαινόμενο παρατηρήθηκε τόσο σε άτριβη όσο και σε ροή με ιξώδες. Στην άτριβη ροή, δείχνει να μην επηρεάζεται ιδιαίτερα από τη γωνία προσβολής ή την κυρτότητα, σε αντίθεση με την πραγματική ροή, όπου αυξάνεται “εκθετικά” με τη γωνία προσβολής και την κυρτότητα. Παρακάτω φαίνεται ένα διάγραμμα της υστέρησης, όπως υπολογίστηκε από τα αποτελέσματα του FLUENT και το οποίο συνοψίζει αυτό το φαινόμενο. Η υστέρηση αυτή σε άτριβη ροή οφείλεται στην καθυστέρηση της αεροτομής να αποκτήσει την κυκλοφορία που προβλέπει το θεώρημα του Kelvin. Σε πραγματικό ρευστό, η υστέρηση γίνεται εντονότερη λόγω της ύπαρξης του οριακού στρώματος, το οποίο καθυστερεί ακόμα περισσότερο την πτέρυγα από το να “καταλάβει” την αλλαγή της σχετικής ταχύτητας. Η επίδραση του πάχους είναι αμελητέα στην υστέρηση και γι’ αυτό το λόγο δε συμπεριλαμβάνεται στο διάγραμμα. Από τα αποτελέσματα φαίνεται ότι τη μεγαλύτερη επιρροή ασκεί η κυρτότητα της πτέρυγας.



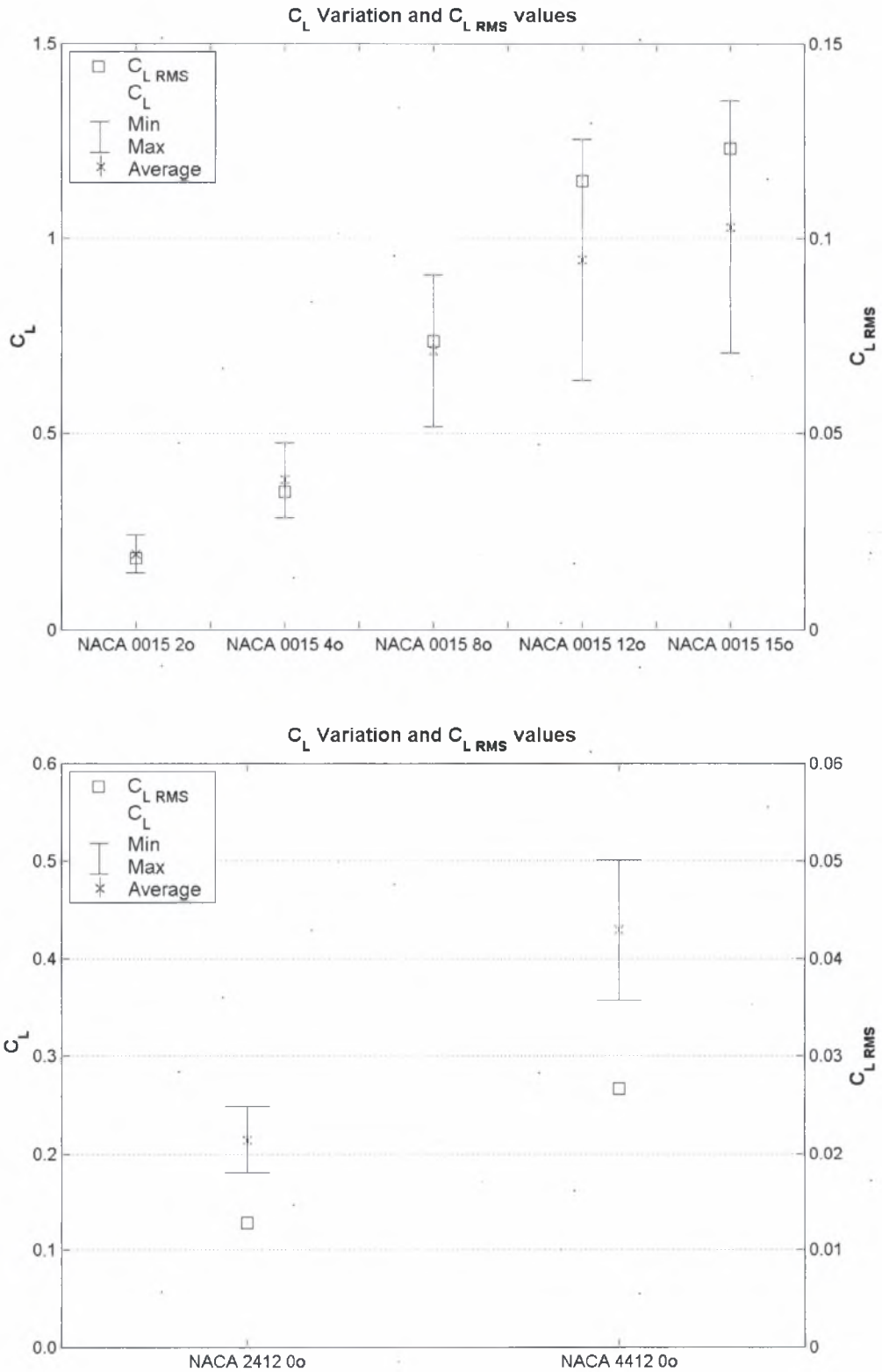


Σχήμα 7-5 Επίδραση της γωνίας προσβολής (i) και της κυρτότητας (ii) στην υστέρηση της μέγιστης τιμής του συντελεστή άωσης ( $H=0.5c$ ,  $k=0.25$ ).

### 7.3 Χρονική μεταβολή αεροδυναμικών συντελεστών

Από τα αποτελέσματα μπορεί κανείς να συμπεράνει ότι οι αεροδυναμικοί συντελεστές μεταβάλλονται στις διάφορες περιπτώσεις που μελετήθηκαν. Όσον αφορά κυρίως τον συντελεστή άωσης, παρατίθεται ένα συγκεντρωτικό διάγραμμα, το οποίο δεν περιλαμβάνει τις περιπτώσεις αεροτομών με  $0^\circ$  γωνία προσβολής, και παρουσιάζει τη μέγιστη, την ελάχιστη και τη μέση τιμή του συντελεστή άωσης για διάφορες αεροτομές και γωνίες προσβολής. Επίσης, στο δευτερεύοντα άξονα (δεξιά) του διαγράμματος και με τα τετράγωνα παρουσιάζεται η RMS τιμή του συντελεστή άωσης. Αυτή η τιμή είναι που δείχνει την επίδραση μιας περιοδικά μεταβαλλόμενης δύναμης στην αντοχή του πτερυγίου σε δυναμικά φορτία.

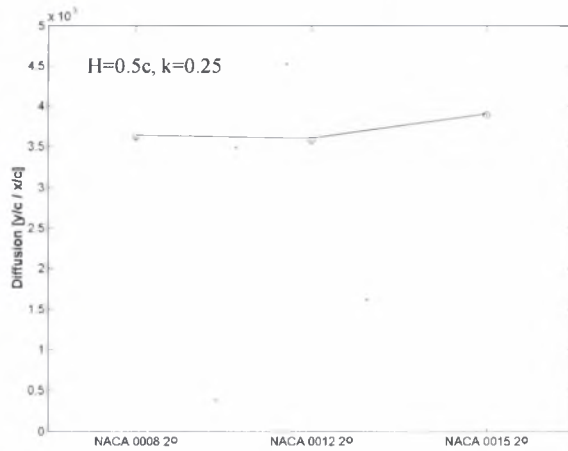
Είναι εμφανής η αύξηση τόσο της μέσης τιμής και του εύρους όσο και της RMS αυξανόμενης της γωνίας προσβολής. Ο ρυθμός αύξησης είναι μεγάλος για μικρές γωνίες και ελαττώνεται μετά από μια συγκεκριμένη γωνία.



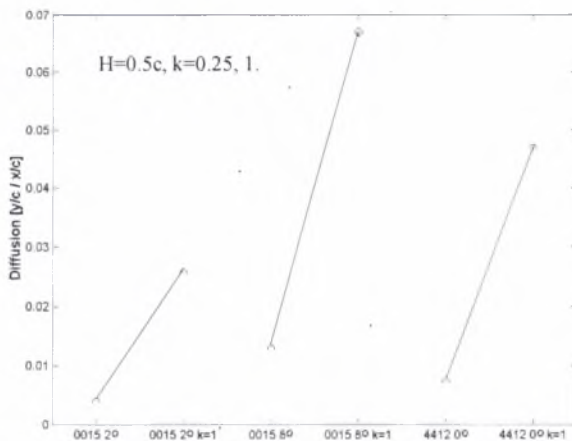
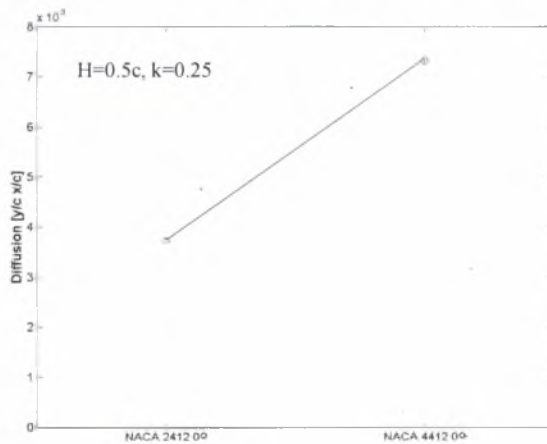
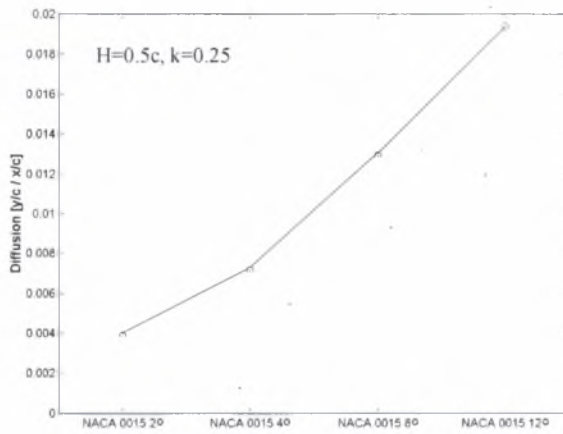
Σχήμα 7-6 Επίδραση της (i) γωνίας προσβολής και (ii) κυρτότητας στο εύρος του συντελεστή άνωσης και στο  $C_{L,RMS}$ .

## 7.4 Διάχυση απόρρου

Ένα από τα φαινόμενα το οποίο μόνο η μέθοδος των διακριτών δινών μπορεί να προσομοιώσει με οικονομικό, από άποψη υπολογιστικού χρόνου, τρόπο, είναι η διάχυση του απόρρου μακριά από την αεροτομή. Η ακολουθία των δινών, οι οποίες ελευθερώνονται στην ακμή φυγής της αεροτομής, σχηματίζουν μια οδό απόρρου, η οποία “ανοίγει” καθώς αυτές ταξιδεύουν με την ελεύθερη ροή. Για την εξεταζόμενη ταλάντωση, η διάχυση αυτή του απόρρου είναι σχετικά μικρή και γίνεται εντονότερη για μεγάλες γωνίες προσβολής, υψηλές γωνιακές συχνότητες και μεγάλα πλάτη ταλάντωσης. Αντίστοιχα φαινόμενα έχουν μελετηθεί εκτενώς (Γιαλούρης [1]) και για την κατακόρυφη ταλάντωση, η οποία έχει σαφώς μεγαλύτερες επιδράσεις στη μορφή και διάχυση του απόρρου. Παρόλα αυτά, το φαινόμενο είναι υπαρκτό και στην εξεταζόμενη ταλάντωση και στο παρακάτω συγκεντρωτικό σχήμα συνοψίζονται τα αποτελέσματα της μεθόδου των διακριτών δινών, σχετικά με το ρυθμό διάχυσης του απόρρου σε μονάδες μεταβολής πλάτους απόρρου στη διεύθυνση  $y$  ανά μονάδα μήκους  $x$  (αδιάστατα μήκη). Το φαινόμενο, όπως φαίνεται από τα αποτελέσματα του κεφαλαίου 4, μπορεί με καλή προσέγγιση να θεωρηθεί γραμμικό και με αυτήν την παραδοχή προέκυψαν τα αποτελέσματα στα γραφήματα που παρατίθενται.



Σχήμα 7-7 Επίδραση (i) του πάχους, (ii) της γωνίας προσβολής, (iii) της κυρτότητας και (iv) της αδιάστατης γωνιακής συχνότητας, στην διάχυση του απόρρου, όπως προέκυψε με την μέθοδο των διακριτών δι- νών.



Όπως φαίνεται από τα αποτελέσματα, το πάχος δεν έχει καμία επίδραση στη διάχυση του απόρρου σε αντίθεση με τη γωνία προσβολής, όπου βλέπουμε μια εκθετική αύξηση του ρυθμού διάχυσης. Αντίστοιχες παρατηρήσεις μπορούν να γίνουν για την επίδραση της κυρτότητας και της συχνότητας ταλάντωσης.

Ένα ακόμα συμπέρασμα που προέκυψε από υπολογισμούς σχετικά με τον απόρρου είναι ότι το μήκος κύματός του σχετίζεται άμεσα με την ταχύτητα της ελεύθερης ροής και τη συχνότητα ταλάντωσης με τη σχέση:

$$\lambda_w = \frac{U_\infty 2\pi}{\omega} = \frac{U_\infty}{\nu} \quad [6.1]$$

πράγμα το οποίο δείχνει τη σημασία της συχνότητας ταλάντωσης στη μορφή του απόρρου.

Τα αποτελέσματα που προέκυψαν από τα προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής δείχνουν ότι σε χαμηλές συχνότητες δεν υπάρχει δημιουργία στροβίλων (όπως στον κύλινδρο) πίσω από την αεροτομή. Σε μεγαλύτερες συχνότητες και μεγάλες γωνίες προσβολής (§5.2.11-§5.2.16) παρατηρήθηκε το εξής φαινόμενο. Όταν η σχετική ταχύτητα της αεροτομής ως προς την ελεύθερη ροή μειωνόταν κάτω από μια τιμή (τη χρονική στιγμή  $0-2\pi$ ), η ροή μετέβαινε σε αποκολλημένη και ένας στροβίλος σχηματιζόταν τόσο στην πάνω όσο και στην κάτω επιφάνεια της πτέρυγας. Στη συνέχεια, κατά τη χρονική  $\pi$  η ροή ήταν πλέον προσκολλημένη ξανά και οι δίνες, οι οποίες είχαν σχηματιστεί λόγω της αποκόλλησης, παρασύρονταν από την ελεύθερη ροή και σχημάτιζαν μια ακολουθία δινών στον απόρρου. Από αυτό το σημείο και έπειτα διακρίνονται δύο περιπτώσεις, είτε οι δίνες σχηματίζουν μια εναλλάξ ακολουθία δινών (παρόμοια με την οδό δινών Von-Karman) είτε βρίσκονται σε φάση (σχηματίζουν ένα ζεύγος δινών). Το κριτήριο σχετικά με την ταυτόχρονη ή εναλλάξ απόσπαση των δινών είναι η διαφορά της ταχύτητας ροής, στο επάνω και κάτω μέρος της αεροτομής, κατά τη στιγμή επανακόλλησης της ροής. Έτσι, αν ταχύτητα είναι πολύ μεγαλύτερη στην επά-

νω πλευρά, η επάνω δίνη φεύγει σε διαφορετική στιγμή (πιο νωρίς) από τη δίνη του κάτω μέρους της αεροτομής. Στην αντίθετη περίπτωση, η δίνες αποσπώνται ταυτόχρονα και σχηματίζουν ένα ζεύγος δινών που ταξιθεύει με την ελεύθερη ροή.



## 8ο ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Στην παρούσα εργασία, μελετήθηκε το φαινόμενο της ταλάντωσης αεροτομής, στην διεύθυνση της ελεύθερης ροής, με εφαρμογή στα πτερύγια ανεμογεννητριών, όπου και εμφανίζονται τέτοιου είδους φαινόμενα. Το πρόβλημα επιλύθηκε επιβάλλοντας μια γνωστή εκ των προτέρων ταλάντωση και έγινε εξαγωγή συμπερασμάτων σχετικά με την επίδραση στους αεροδυναμικούς συντελεστές της πτέρυγας και στον απόρρο. Η επίλυση έγινε με διάφορες μεθόδους, μερικές από τις οποίες βρίσκονται ακόμα σε ερευνητικό επίπεδο.

Γενικά συμπεράσματα που προέκυψαν από την παρούσα εργασία είναι:

- Ο υπολογισμός του συντελεστή άνωσης σε άτριβη ροή είναι κατά 20% περίπου αυξημένος σε σχέση με την ροή με ιζώδες.
- Για όλες τις περιπτώσεις η μέση τιμή των συντελεστών άνωσης ήταν πολύ κοντά στις αντίστοιχες τιμές για μόνιμη ροή.
- Οι μέγιστες τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών είναι αισθητά υψηλότερες από τις αντίστοιχες τιμές της μόνιμης κατάστασης. Αυτό μπορεί να προκαλέσει αυξημένα δυναμικά φορτία στις αεροτομές.
- Το εύρος των αεροδυναμικών συντελεστών αυξάνεται περίπου γραμμικά αυξανόμενης της γωνίας προσβολής, της κυρτότητας, του πάχους, του πλάτους ταλάντωσης και της αδιάστατης γωνιακής συχνότητας.
- Υπάρχει μια διαφορά φάσης στο σημείο εμφάνισης του μέγιστου συντελεστή άνωσης, η οποία αποκαλείται υστέρηση, και η οποία εξαρτάται κυρίως από την κυρτότητα και την γωνία προσβολής.

Μια πιθανή προέκταση της παρούσας εργασίας θα μπορούσε να είναι η μελέτη μιας συνδυασμένης οριζόντιας και κατακόρυφης ταλάντωσης όπως πραγματικά εμφανίζεται σε πτερύγια ανεμογεννητριών. Επίσης, ενδιαφέρον φαινόμενο για μελέτη θα ήταν η τρισδιάστατη μορφή του απόρρου σε ταλαντούμενη πτέρυγα ανεμογεννήτριας, με ασταθή επίλυση των τρισδιάστατων, πλέον, εξισώσεων Navier-Stokes και με τη βοήθεια των σύγχρονων τεχνικών μεταβαλλόμενου πλέγματος.

Τέλος, ένα πρόβλημα που παρατηρήθηκε είναι η έλλειψη πειραματικών δεδομένων σχετικά με το θέμα αυτό, τα οποία θα αποτελούσαν συμπλήρωμα της παρούσας εργασίας.

Βόλος, Σεπτέμβριος 2002.

## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] Γιαλούρης Δημήτριος, "Μελέτη ασταθούς κίνησης αεροτομής με τη μέθοδο των διακριτών δινών", Διπλωματική εργασία, Θεσσαλονίκη, 1993.
- [2] Basu B. C. and Hancock G. J., "The Unsteady Motion of a Two Dimensional Aerofoil in Incompressible Inviscid Flow", J. Fluid Mech, vol.87, part 1, pp. 159-178, 1978.
- [3] Moran J., "An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics", © 1984, by John Wiley and Sons, Inc.
- [4] Hess J. L. And Smith A. M. O., "Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies", Prog. Aeronaut. Sci. 8, 1-138, 1966.
- [5] D. Yalouris, D. Valougeorgis and A. Goulas, "Numerical simulation of blade to blade interaction by a discrete vortex method", 1<sup>st</sup> National Conference on Computational Mechanics, Athens, 1992.
- [6] Ira H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", Dover Publications, Inc., New York, 1949.
- [7] Τσαγγάρης Σωκράτης, "Μηχανική των Ρευστών", Εκδόσεις Συμμετών, Αθήνα 1995.
- [8] Σταπουντζής Ερρίκος, Σημειώσεις Εφαρμοσμένης Αεροδυναμικής, Βόλος, 2000.
- [9] Hermann Schlichting, "Boundary Layer Theory" 6th edition, Mc Graw Hill, 1968

- [10] B. Mutlu Sumer, Jorgen Fredsoe, "Hydrodynamics around cylindrical structures", Advanced Series on Ocean Engineering, World Scientific, 1997.
- [11] Α. Θ. Παπαϊωάννου, "Μηχανική των Ρευστών", 1999.
- [12] G. Giannakidis, D. Yalouris, D. Valougeorgis, H. Stapountzis, A. Goulas, "Inviscid Methods for Blade Vortex Interaction of Vawt", European Wind Energy Association Conference and Exhibition, Thessaloniki, Greece, 1994.
- [13] "Using CFX-5 for UNIX & Windows NT", AEA Technology plc., 1996-1999.
- [14] "Fluent 5 User's Guide", Fluent Inc., 1998.
- [15] <http://vestas.dk/>
- [16] <http://www.windpower.org>
- [17] <http://naca.larc.nasa.gov/>
- [18] <http://www.aa.nps.navy.mil/~jones/>

## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Ι

Μορφή του αρχείου .ccl όπως διαμορφώνεται για την εισαγωγή του στο definition file. Στην αρχή φαίνονται οι εξισώσεις που περιγράφουν την κίνηση της αεροτομής μαζί με τις μεταβλητές του προβλήματος. Στην συνέχεια και σε κάθε όριο (boundary) γίνονται οι δηλώσεις για το αν αυτό το όριο είναι κινούμενο ή ακίνητο (βλ. BOUNDARY: UpperAirfoil)..

LIBRARY:

```

MATERIAL: Air at STP
Option = Pure Substance
PROPERTIES:
Option = General Fluid
Density = 1.284 [kg m^-3]
Dynamic Viscosity = 1.725E-5 [kg m^-1 s^-1]
Specific Heat Capacity = 1.0038E3 [J kg^-1 K^-1]
Thermal Conductivity = 2.428E-2 [W m^-1 K^-1]
Thermal Expansivity = 3.67E-3 [K^-1]
END # PROPERTIES
END # MATERIAL Air at STP
CEL:
EXPRESSIONS:
hmax = 0.1 [m]
omega = 10 [ s^-1 ]
period = 2 * pi / omega
END # EXPRESSIONS
END # CEL
END # LIBRARY

```

FLOW:

```

SOLUTION UNITS:
Mass Units = [kg]
Length Units = [m]
Time Units = [s]
Temperature Units = [K]
Angle Units = [rad]
Solid Angle Units = [sr]
END # SOLUTION UNITS

```

SIMULATION TYPE:

```

Option = Transient
TIME DURATION:

```

```

Timesteps = period / 20
Option = Total Time
Total Time = 4 * period
END # TIME DURATION
INITIAL TIME:
  Option = Automatic with Value
  Time = 0.00 [s]
END # INITIAL TIME
END # SIMULATION TYPE

DOMAIN: NACA4412 0d
Location = NACA4412 0d
Coord Frame = Coord 0
Fluids List = Air at STP
DOMAIN MODELS:
  DOMAIN MOTION:
    Option = Stationary
  END # DOMAIN MOTION
  BUOYANCY MODEL:
    Option = Non Buoyant
  END # BUOYANCY MODEL
  DOMAIN DEFORMATION:
    Option = Boundary Mesh Movement
  END # DOMAIN DEFORMATION
  REFERENCE PRESSURE:
    Reference Pressure = 1.0133E5 [Pa]
  END # REFERENCE PRESSURE
END # DOMAIN MODELS.

FLUID MODELS:
  TURBULENCE MODEL:
    Option = SST
  END # TURBULENCE MODEL
  TURBULENT WALL FUNCTIONS:
    Option = Scalable
  END # TURBULENT WALL FUNCTIONS
  HEAT TRANSFER MODEL:
    Option = None
  END # HEAT TRANSFER MODEL
  THERMAL RADIATION MODEL:
    Option = None
  END # THERMAL RADIATION MODEL
END # FLUID MODELS

BOUNDARY: Inflow
Boundary Type = INLET
Location = Inflow
Coord Frame = Coord 0
BOUNDARY CONDITIONS:
  FLOW REGIME:
    Option = Subsonic
  END # FLOW REGIME
  MASS AND MOMENTUM:
    Option = Normal Speed
    Normal Speed = 4.E1 [m s^-1]
  END # MASS AND MOMENTUM
  TURBULENCE:
    Option = Intensity and Eddy Viscosity Ratio
    Fractional Intensity = 0.02
    Eddy Viscosity Ratio = 10
  END # TURBULENCE

```

```
MESH MOVEMENT:
  Option = Specified Displacement
  xDisplacement = 0.0 [m]
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END
END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY Inflow

BOUNDARY: Outflow
  Boundary Type = OUTLET
  Location = Outflow
  Coord Frame = Coord 0
BOUNDARY CONDITIONS:
  FLOW REGIME:
    Option = Subsonic
  END # FLOW REGIME
  MASS AND MOMENTUM:
    Option = Static Pressure
    Relative Pressure = 0.00 [Pa]
  END # MASS AND MOMENTUM
MESH MOVEMENT:
  Option = Specified Displacement
  xDisplacement = 0.0 [m]
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END
END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY Outflow

BOUNDARY: UpDownOpening
  Boundary Type = OPENING
  Location = UpDownOpening
  Coord Frame = Coord 0
BOUNDARY CONDITIONS:
  FLOW REGIME:
    Option = Subsonic
  END # FLOW REGIME
  MASS AND MOMENTUM:
    Option = Static Pressure
    Relative Pressure = 0.00 [Pa]
  END # MASS AND MOMENTUM
  FLOW DIRECTION:
    Option = Normal to Boundary Condition
  END # FLOW DIRECTION
  TURBULENCE:
    Option = Intensity and Eddy Viscosity Ratio
    Fractional Intensity = 0.02
    Eddy Viscosity Ratio = 10
  END # TURBULENCE
MESH MOVEMENT:
  Option = Specified Displacement
  xDisplacement = 0.0 [m]
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END
END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY UpDownOpening

BOUNDARY: UpperAirfoil
  Boundary Type = WALL
```

```

Location = UpperAirfoil
Coord Frame = Coord 0
BOUNDARY CONDITIONS:
  WALL INFLUENCE ON FLOW:
    Option = No Slip
  END # WALL INFLUENCE ON FLOW
  WALL ROUGHNESS:
    Option = Smooth Wall
  END # WALL ROUGHNESS
MESH MOVEMENT:
  Option = Specified Displacement
  xDisplacement = hmax * sin(omega * t)
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END
END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY UpperAirfoil

BOUNDARY: LowerAirfoil
Boundary Type = WALL
Location = LowerAirfoil
Coord Frame = Coord 0
BOUNDARY CONDITIONS:
  WALL INFLUENCE ON FLOW:
    Option = No Slip
  END # WALL INFLUENCE ON FLOW
  WALL ROUGHNESS:
    Option = Smooth Wall
  END # WALL ROUGHNESS
MESH MOVEMENT:
  Option = Specified Displacement
  xDisplacement = hmax * sin(omega * t)
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END
END # BOUNDARY CONDITIONS
END # BOUNDARY LowerAirfoil

BOUNDARY: Periodic1
Boundary Type = PERIODIC
Location = Periodic1
Coord Frame = Coord 0
END # BOUNDARY Periodic1

BOUNDARY: Periodic2
Boundary Type = PERIODIC
Location = Periodic2
Coord Frame = Coord 0
END # BOUNDARY Periodic2

INITIALISATION:
Option = Automatic
Coord Frame = Coord 0
INITIAL CONDITIONS:
  STATIC PRESSURE:
    Option = Automatic with Value
    Relative Pressure = 0.0 [Pa]
  END # STATIC PRESSURE
  K:
    Option = Automatic with Value
    Fractional Intensity = 0.02

```



```

END # K
EPSILON:
  Option = Automatic with Value
  Eddy Viscosity Ratio = 10
END # EPSILON
CARTESIAN VELOCITY COMPONENTS:
  Option = Automatic with Value
  U = 40.0 [m s^-1]
  V = 0.00 [m s^-1]
  W = 0.00 [m s^-1]
END # CARTESIAN VELOCITY COMPONENTS
MESH MOVEMENT:
  Option = Value
  xDisplacement = 0.0 [m]
  yDisplacement = 0.0 [m]
  zDisplacement = 0.0 [m]
END # MESH MOVEMENT
END # INITIAL CONDITIONS
END # INITIALISATION
END # DOMAIN NACA4412.0d

SOLVER CONTROL:
CONVERGENCE CONTROL:
  Maximum Number of Coefficient Loops = 3
END # CONVERGENCE CONTROL
CONVERGENCE CRITERIA:
  Residual Type = RMS
  Residual Target = 1.E-4
END # CONVERGENCE CRITERIA
ADVECTION SCHEME:
  Option = High Resolution
END # ADVECTION SCHEME
DYNAMIC MODEL CONTROL:
  Global Dynamic Model Control = Yes
END # DYNAMIC MODEL CONTROL
END # SOLVER CONTROL
OUTPUT CONTROL:
  TRANSIENT RESULTS: trn1
  Option = Full
  Time Interval = 2 * pi / omega / 20
END # TRANSIENT RESULTS trn1
END # OUTPUT CONTROL
EXPERT PARAMETERS:
#   solve fluids = false
#   solve energy = false
#   solve tke eps = false
  monitor totals = true
  monitor ranges = true
  monitor residuals = true
  output eq flows = t
END # EXPERT PARAMETERS
END #FLOW

COMMAND FILE:
  Version = 5.5.1
  END # COMMAND FILE

```



ΛΗΞΗ	ΟΝΟΜΑΤΕΠΩΝΥΜΟ ΔΑΝΕΙΖΟΜΕΝΟΥ
22/10/07	

**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ**  
**ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ**  
Τηλ.: 24210 74760 -61

