



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών

Ενεργητικός έλεγχος της ροής σε αεροτομές –  
Υπολογιστική μοντελοποίηση

Διπλωματική εργασία

Σωκράτης Δεμεσούκας

Αθήνα, Ιούλιος 2009



## Περιεχόμενα

1. Εισαγωγή.....	4
2. Οι εξισώσεις Navier-Stokes και η μοντελοποίηση της τύρβης.....	5
2.1 Οι εξισώσεις της ροής σε καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων.....	5
2.2 Οι εξισώσεις της ροής σε καμπυλόγραμμο σύστημα συντεταγμένων.....	7
2.3 Η μοντελοποίηση της τύρβης.....	9
3. Έλεγχος της ροή στη σύγχρονη βιβλιογραφία.....	13
3.1 Εισαγωγή.....	13
3.2 Έλεγχος της ροής με εμφύσηση ή απορρόφηση ρευστού.....	14
3.2.1 Εισαγωγή.....	14
3.2.2 Τοπική εμφύσηση και απορρόφηση για τον έλεγχο της ροής.....	14
3.2.3 Έλεγχος με εμφύσηση κατά το μήκος της πτέρυγας.....	16
3.3 Έλεγχος ροή με έγχυση δέσμης.....	18
3.3.1 Εισαγωγή.....	18
3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε αεροτομή NACA 0015 με συνθετική δέσμη.....	19
3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε σώμα μη αεροδυναμικής μορφής με συνθετική δέσμη	20
3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου με σχεδόν συνθετική δέσμη.....	21
3.4 Έλεγχος ροής με ταλαντούμενο flap σε αεροτομή με οξεία ακμή.....	24
3.5 Έλεγχος ροής με πιεζοηλεκτρικούς επενεργητές.....	25
3.6 Έλεγχος ροής με πνευματικούς επενεργητές (Φαινόμενο Coandă).....	26
4. Υπολογιστική μοντελοποίηση ενεργητικού ελέγχου ροής.....	29
4.1 Εισαγωγή.....	29
4.2 Προεπεξεργασία στο GAMBIT.....	30
4.2 Επίλυση και μετεπεξεργασία στο FLUENT.....	34
4.3 Αποτελέσματα για αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου.....	38
4.4 Γενικός σχολιασμός αποτελεσμάτων για αεροτομή NACA 4412.....	43
4.5 Σχολιασμός μη μόνιμης συμπεριφοράς και έκλυσης στροβίλων.....	50
4.6 Σχολιασμός των περιπτώσεων ενεργητικού ελέγχου ροής.....	65
4.7 Βελτίωση της διαδικασίας και των αποτελεσμάτων.....	66
5. Βιβλιογραφία.....	74

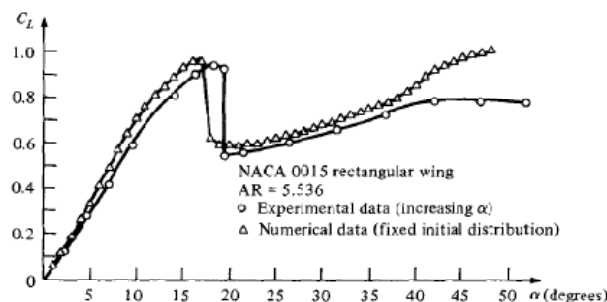
## 1. Εισαγωγή

Ο στόχος που πρέπει να πετυχαίνει μια αεροτομή, και κατ' επέκταση μια αεροπορική πτέρυγα, είναι να παράγει όσο το δυνατόν μεγαλύτερη άνωση με όσο το δυνατόν μικρότερη αύξηση της αντίστασης. Η κλασική αεροδυναμική αναφέρεται στην γραμμική περιοχή της πειραματικής καμπύλης του συντελεστή άνωσης μιας αεροτομής. Περιορίζεται δηλαδή σε γωνίες μικρότερες ή ίσες της γωνίας απώλειας στήριξης. Όμως, με τις πρόσφατες εξελίξεις στις στροβιλομηχανές και τα αεροσκάφη, εμφανίζονται περιπτώσεις, στις οποίες η γωνία πρόσπτωσης της αεροτομής υπερβαίνει κατά πολύ τη γωνία απώλειας στήριξης.

Η ροή σε τέτοιες γωνίες πρόσπτωσης είναι ιδιαίτερα προβληματική καθώς λαμβάνει χώρα μερική αποκόλληση της ροής στην αρχή και όταν αυξάνεται η γωνία παρατηρείται και ολική αποκόλληση. Ο συντελεστής άνωσης μειώνεται τότε πάρα πολύ (βλ. σχήμα 1.1). Αυτή η κατάσταση είναι πολύ δύσκολο να αντιμετωπισθεί σε μια κλασική αεροτομή. Έτσι, γεννάται η ανάγκη για την εφαρμογή κάποιου είδους ελέγχου της ροής. Αυτός ο έλεγχος μπορεί να είναι παθητικός ή και ενεργητικός. Ο παθητικός έλεγχος υλοποιείται με την κατάλληλη γεωμετρική διαμόρφωση της αεροτομής. Αυτού του είδους ο έλεγχος δεν είναι στο πλαίσιο αυτής της εργασίας.

Σκοπός αυτής της εργασίας είναι η παρουσίαση του προβλήματος της αποκόλλησης και η κατάδειξη της ανάγκης ενεργητικού ελέγχου της ροής. Αφού παρουσιαστούν οι εξισώσεις της ροής και η μοντελοποίηση της τύρβης, γίνεται βιβλιογραφική ανασκόπηση των σύγχρονων μεθόδων ενεργητικού ελέγχου. Στη συνέχεια αναλύεται, με υπολογιστική μοντελοποίηση, η ροή σε αεροτομές διπλού παραβολικού τόξου και NACA 4412 και εξετάζεται υπολογιστικά η εφαρμογή ενός τύπου ενεργητικού ελέγχου ροής.

Κλείνοντας το προοίμιο της εργασίας αυτής, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον υπεύθυνο καθηγητή της εργασίας Σ. Τσαγγάρη καθώς και τους καθηγητές Δ. Μαθιουλάκη και κ. Σ. Βουτσινά για τις εύστοχες παρατηρήσεις τους, που με βοήθησαν κατά τη διάρκεια εκπόνησης της εργασίας, καθώς και τους υποψήφιους διδάκτορες Χ. Μανόπουλο, Χ. Σταματόπουλο και Σ. Βραχλιώτη για τη βοήθειά τους σε διάφορα θέματα.



**Figure 5.28** Lift coefficient versus angle of attack; comparison between experimental and numerical results.

Σχήμα 1.1

## 2. Οι εξισώσεις Navier-Stokes και η μοντελοποίηση της τύρβης

### 2.1 Οι εξισώσεις της ροής σε καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων [1]

Ένα μεγάλο κομμάτι προβλημάτων της αεροδυναμικής επιλύεται στην πράξη με χρήση των θεωριών που έχουν βασιστεί στη θεώρηση της μη συνεκτικής, ασυμπίεστης ή συμπιεστής ροής. Υπάρχουν όμως φαινόμενα στην αεροδυναμική που είναι εγγενώς συνεκτικά, όπως η αποκόλληση της ροής, και δεν μπορούμε να τα μελετήσουμε με τις μη συνεκτικές μεθόδους.

Η θεωρία του συνεκτικού ρευστού καταλήγει στις εξισώσεις διατήρησης της μάζας, της ορμής (Εξισώσεις Navier-Stokes) καθώς και στην εξίσωση διατήρησης της ενέργειας. Αυτές παρουσιάζονται πιο κάτω για στρωτή και τυρβώδη ροή. Επιλέχθηκε η διαφορική μορφή για μη μόνιμη, ασυμπίεστη ροή, χωρίς την επίδραση της βαρύτητας, στο επίπεδο, γιατί με βάση αυτή τη μορφή λύνονται αριθμητικά τα διάφορα πεδία ροής στην εργασία αυτή.

Στρωτή ροή:

Εξίσωση διατήρησης της μάζας:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.1)$$

Η ίδια εξίσωση γράφεται σε συντηρητική μορφή:

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (2.2)$$

Εξισώσεις Navier-Stokes:

$$\begin{aligned} \rho \frac{Du}{Dt} &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \\ \rho \frac{Dv}{Dt} &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} \end{aligned} \quad (2.3)$$

Με την εφαρμογή των σχέσεων:  $\tau_{yx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$  και

$\tau_{xx} = -\frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$   $\tau_{yy} = -\frac{2}{3} \mu (\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$  που ισχύουν για νευτώνειο

ρευστό, όπως είναι ο αέρας στην περίπτωσή μας, και αντικαθιστώντας την υλική παράγωγο, έχουμε την παρακάτω μορφή των εξισώσεων:

$$\begin{aligned}\rho\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y}\right) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) \\ \rho\left(\frac{\partial v}{\partial t} + u\frac{\partial v}{\partial x} + v\frac{\partial v}{\partial y}\right) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2}\right)\end{aligned}\quad (2.4)$$

Οι παραπάνω εξισώσεις Navier-Stokes γράφονται και σε συντηρητική μορφή:

$$\begin{aligned}\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) + \frac{\partial p}{\partial x} - \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} - \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) + \frac{\partial p}{\partial y} - \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} - \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} &= 0\end{aligned}\quad (2.5)$$

Οι παραπάνω εξισώσεις αποτελούν το σύστημα μερικών διαφορικών εξισώσεων που διακριτοποιείται και λύνεται αριθμητικά από τα προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Οι μεταβλητές που υπεισέρχονται στις παραπάνω εξισώσεις είναι:

- $t$ : ο χρόνος
- $u$ : η συνιστώσα της ταχύτητας κατά  $x$
- $v$ : η συνιστώσα της ταχύτητας κατά  $y$
- $p$ : η πίεση
- $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{yy}$  οι διατμητικές τάσεις

Παρατηρώντας τις παραπάνω εξισώσεις γραμμένες σε συντηρητική μορφή, διακρίνεται η δυνατότητα να γραφτούν σε μία ενιαία μορφή που βοηθάει στον προγραμματισμό της λύσης στον ηλεκτρονικό υπολογιστή με μεθόδους της αριθμητικής ανάλυσης. Πιο συγκεκριμένα όλες οι παραπάνω εξισώσεις έχουν έναν όρο απόκλισης στο αριστερό μέλος. Μέσα σε αυτόν τον όρο εκφράζεται η απόκλιση του εκάστοτε μεγέθους. Έτσι μπορούμε να γράψουμε μία εξίσωση που περιγράφει όλες τις άλλες αλλάζοντας τους όρους είτε για την διατήρηση της μάζας είτε της ορμής. Έχουμε λοιπόν:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{0}\quad (2.6)$$

Οι όροι  $\mathbf{U}$ ,  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{G}$  είναι:

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho u \\ \rho v \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho v u - \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} v \\ \rho u v - \tau_{yx} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \end{bmatrix}\quad (2.7)$$

## 2.2 Οι εξισώσεις της ροής σε καμπυλόγραμμο σύστημα συντεταγμένων [2]

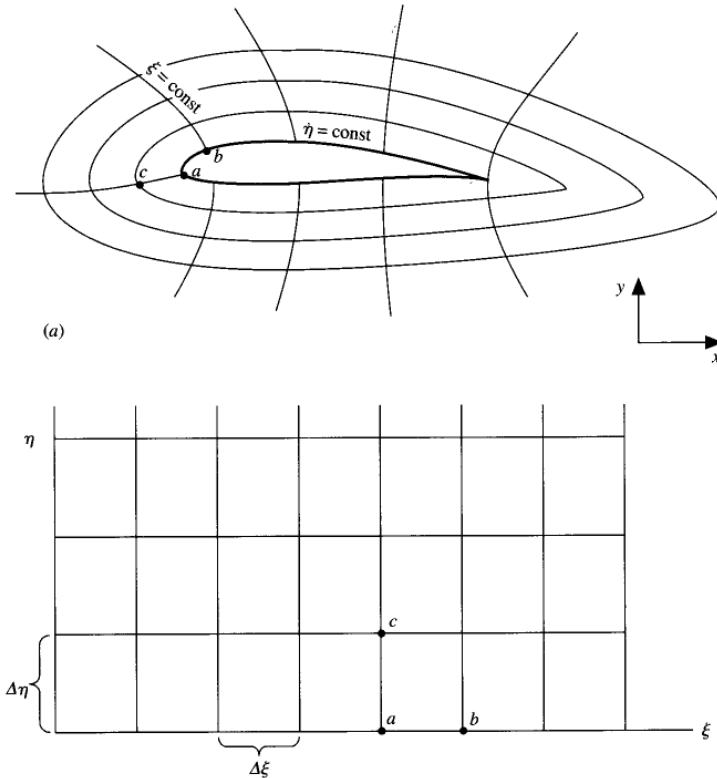
Η χρήση του καρτεσιανού συστήματος συντεταγμένων δεν ενδείκνυται για την αριθμητική επίλυση των εξισώσεων στα πρακτικά προβλήματα της αεροδυναμικής. Το καρτεσιανό πλέγμα δεν μπορεί να πιάσει την επιφάνεια της αεροτομής και συνεπώς δεν μπορούμε να λύσουμε με ακρίβεια. Με ένα καμπυλόγραμμο σύστημα συντεταγμένων είναι δυνατόν να αναπαρασταθεί επακριβώς η γεωμετρία του φυσικού χωρίου επίλυσης και να έχουμε πολλά σημεία επίλυσης σε περιοχές όπου τα φαινόμενα είναι έντονα και οι αποκλίσεις των μεγεθών μεγάλες.

Για τη γένεση υπολογιστικών πλεγμάτων που είναι προσαρμοσμένα στα όρια του χωρίου ροής χρησιμοποιούνται αριθμητικές μέθοδοι, οι περισσότερες από τις οποίες μπορούν να καταταχθούν στις παρακάτω τρεις κατηγορίες:

1. Μέθοδοι που στηρίζονται στον σύμμορφο μετασχηματισμό
2. Αλγεβρικές Μέθοδοι
3. Μέθοδοι που στηρίζονται στην επίλυση μερικών διαφορικών εξισώσεων

Θα περιγραφεί η αλγεβρική μέθοδος, γιατί αυτή είναι που χρησιμοποιήθηκε κατά την κατασκευή των πλεγμάτων με το εμπορικό πακέτο Gambit. Η γένεση προσαρμοσμένων στο όριο αριθμητικών πλεγμάτων με χρήση αλγεβρικών μεθόδων στηρίζεται ουσιαστικά στην παρεμβολή σημείων στο εσωτερικό του χωρίου με βάση μια δεδομένη κατανομή σημείων στην οριακή γραμμή. Πλεονέκτημά του είναι η μεγάλη ταχύτητα με την οποία γεννάται το πλέγμα. Μειονέκτημα αποτελεί η έλλειψη εξομαλυντικών μηχανισμών για να εμποδίσουν την μεταφορά στο εσωτερικό του χωρίου πιθανών ανωμαλιών από την κατανομή σημείων στο όριο. Εντούτοις στο πακέτο Gambit περιέχονται μηχανισμοί εξομάλυνσης (smoothing) του πλέγματος, οι οποίοι βελτιώνουν το αρχικά κατασκευασμένο πλέγμα.

Για να λυθούν οι εξισώσεις της ροής του καρτεσιανού συστήματος συντεταγμένων στο καμπυλόγραμμο, πρέπει να γίνουν κάποιοι μετασχηματισμοί. Στο διδιάστατο (2D) καμπυλόγραμμο σύστημα συντεταγμένων, θεωρούμε δύο οικογένειες καμπυλών  $\xi=\xi(x,y)$  και  $\eta=\eta(x,y)$ . Κάθε σημείο  $(x,y)$  του αριθμητικού πλέγματος, προκύπτει από την τομή ενός μέλους της οικογένειας  $\xi$  και ενός μέλους της οικογένειας  $\eta$ . Ο χρόνος έχει την ίδια έννοια και στο φυσικό χωρίο  $x,y$  και στο υπολογιστικό  $\xi,\eta$ . Με το μετασχηματισμό, ο τυχαίος χώρος του επιπέδου  $x,y$  μετασχηματίζεται σε μοναδιαίο τετραγωνικό χώρο στο επίπεδο  $\xi,\eta$ . Στο σχήμα 2.1 φαίνεται η αντιστοιχία των συστημάτων συντεταγμένων.



Σχήμα 2.1: Αντιστοιχία φυσικού και υπολογιστικού συστήματος συντεταγμένων

Ο μετασχηματισμός των εξισώσεων στο σύστημα συντεταγμένων  $\xi, \eta$  γίνεται με εφαρμογή του κανόνα της αλυσίδας για την παραγωγή. Για παράδειγμα: το  $\frac{\partial p}{\partial x}$  γράφεται  $\frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial p}{\partial \xi} \cdot \frac{\partial \xi}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial \eta} \cdot \frac{\partial \eta}{\partial x}$ . Έτσι γράφονται οι παράγωγοι όλων των μεγεθών.

Τα μεγέθη  $\xi_x = \frac{\partial \xi}{\partial x}, \xi_y = \frac{\partial \xi}{\partial y}, \eta_x = \frac{\partial \eta}{\partial x}, \eta_y = \frac{\partial \eta}{\partial y}$  ονομάζονται μετρικές του μετασχηματισμού και το μέγεθος:

$$J \equiv \frac{\partial(x, y)}{\partial(\xi, \eta)} = \begin{vmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{vmatrix} \quad (2.8)$$

ονομάζεται ιακωβιανή ορίζουσα του μετασχηματισμού.



Από την αριθμητική επίλυση (πεπερασμένες διαφορές) στο υπολογιστικό πεδίο  $(\xi, \eta)$  υπολογίζονται τα  $x_\xi, x_\eta, y_\xi, y_\eta$  ενώ οι μετρικές υπολογίζονται σε σχέση με την

$$\text{ιακωβιανή ως εξής: } \xi_x = \frac{y_\eta}{J}, \xi_y = -\frac{x_\eta}{J}, \eta_x = -\frac{y_\xi}{J}, \eta_y = \frac{x_\xi}{J}$$

Μετά από αρκετές πράξεις η εξίσωση μετασχηματίζεται στην παρακάτω, η οποία λύνεται στο υπολογιστικό πεδίο:

$$\frac{\partial \mathbf{U}_1}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_1}{\partial \eta} = 0 \quad (2.9)$$

Όπου

$$\mathbf{U}_1 = \mathcal{J}\mathbf{U} \quad \mathbf{F}_1 = \mathcal{J}\mathbf{F} \frac{\partial \xi}{\partial x} + \mathcal{J}\mathbf{G} \frac{\partial \xi}{\partial y} \quad \mathbf{G}_1 = \mathcal{J}\mathbf{F} \frac{\partial \eta}{\partial x} + \mathcal{J}\mathbf{G} \frac{\partial \eta}{\partial y} \quad (2.10)$$

### 2.3 Η μοντελοποίηση της τύρβης [3], [4]

Τα οριακά στρώματα που αναπτύσσονται στις πτέρυγες και στις ατράκτους αεροσκαφών εμφανίζουν κατά μεγάλο ποσοστό τυρβώδη ροή. Η τυρβώδης συμπεριφορά χαρακτηρίζεται από την εμφάνιση τυχαίων διαταραχών. Οι διαταραχές αυτές, οι οποίες χαρακτηρίζουν την τυρβώδη συμπεριφορά, υπερτίθενται στη βασική ροή και οδηγούν σε ένα πολύπλοκο ροϊκό φαινόμενο, το οποίο φαίνεται ότι είναι απρόσιτο σε κάθε ακριβή μαθηματική διατύπωση. Το αποτέλεσμα των διαταραχών μοιάζει να είναι ισοδύναμο με το πεδίο ροής που θα είχαμε αν η συνεκτικότητα αυξάνονταν κατά μερικές τάξεις μεγέθους. Στο εσωτερικό της ροής, οι διαφορές ταχυτήτων ή θερμοκρασιών εξομαλύνονται και κοντά στα στερεά τοιχώματα παρατηρείται αυξημένη συναλλαγή θερμότητας σε σχέση με τη στρωτή ροή. Η ίδια αύξηση παρατηρείται και στον συντελεστή διάτμησης, ενώ η κινητική ενέργεια μέσα στα τυρβώδη οριακά στρώματα είναι επίσης αυξημένη. Κατά συνέπεια, ένα τυρβώδες οριακό στρώμα αποκολλάται σε μεγαλύτερες κλίσεις πίεσης σε σχέση με ένα στρωτό οριακό στρώμα.

Οι τυρβώδεις ροές είναι, με την ακριβή έννοια του όρου, μη προβλέψιμες. Έχει αποδειχθεί ότι έστω κι αν μπορούσαμε να λύσουμε με ακρίβεια τις εξισώσεις Navier-Stokes, ένα μικρό λάθος ή η εισαγωγή μιας μικρής διαταραχής, σε τυχαίο σημείο της ροής, θα επιδρούσε εντός κάποιου χρονικού διαστήματος, στο σύνολο του πεδίου ροής. Αυτό δείχνει ότι η προσπάθεια πρόγνωσης του πεδίου ταχυτήτων συναρτήσει του χρόνου είναι μάταιη. Έτσι ενδιαφερόμαστε, αντί των στιγμιαίων μεγεθών του πεδίου ροής, για τα μέσα χρονικά μεγέθη αυτής, τα οποία δεν είναι ευαίσθητα στη λεπτομερή συμπεριφορά της τύρβης.

Η διαδικασία για να πάρουμε τις χρονικά μέσες εξισώσεις Navier-Stokes συνίσταται στην θεώρηση ότι το μέγεθος της ροής  $f$  γράφεται ως εξής:  $f = \bar{f} + f'$ , δηλαδή ισούται με το άθροισμα της μέσης τιμής του μεγέθους  $\bar{f}$  και της διαταραχής  $f'$ . Έχοντας μη μόνιμη, ασυμπίεστη ροή ξεκινάμε με την εξίσωση της συνέχειας για να εξάγουμε τις νέα χρονικά μέση εξίσωση:

$$\overline{\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}} = 0 \Leftrightarrow \overline{\frac{\partial(\bar{u} + u')}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{v} + v')}{\partial y}} = 0 \Leftrightarrow \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (2.11)$$

αφού γενικά ισχύει  $\bar{f}' = 0$ .

Με τον ίδιο τρόπο αλλά και με περισσότερες πράξεις καταλήγουμε και στις χρονικά μέσες εξισώσεις Navier Stokes για ασυμπίεστο ρευστό.

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho \bar{u} \cdot \bar{u} + \rho \overline{u' \cdot u'}) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho \bar{u} \cdot \bar{v} + \rho \overline{u' \cdot v'}) + \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} - \frac{\partial \bar{\tau}_{xx}}{\partial x} - \frac{\partial \bar{\tau}_{xy}}{\partial y} &= 0 \\ \rho \frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho \bar{v} \cdot \bar{u} + \rho \overline{v' \cdot u'}) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho \bar{v} \cdot \bar{v} + \rho \overline{v' \cdot v'}) + \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} - \frac{\partial \bar{\tau}_{xy}}{\partial x} - \frac{\partial \bar{\tau}_{yy}}{\partial y} &= 0 \end{aligned} \quad (2.12)$$

Οι όροι της μορφής:  $\overline{\rho u_i u_j}$  λέγονται τάσεις Reynolds και είναι οι όροι που πρέπει να μοντελοποιηθούν για να μπορούμε να λύσουμε τις εξισώσεις της ροής. Οι όροι που περιέχουν τις τάσεις Reynolds, που εμφανίζονται κατά τη διαδικασία λήψης μέσω χρονικά τιμών των εξισώσεων Navier-Stokes, συνοψίζουν τους ρυθμούς μεταφοράς ορμής μέσω της τύρβης, σε πλήρη αναλογία με τους συνεκτικούς όρους της εξίσωσης που εκφράζουν τους ρυθμούς μεταφοράς από τη μοριακή κίνηση. Αυτό που μπορεί να γίνει κατά το πρότυπο των στρωτών ροών όπου ο τανυστής των τάσεων συνδέεται με τον τανυστή των παραμορφώσεων μέσω ενός συντελεστή συνεκτικότητας  $\mu$ . Έτσι, στις τυρβώδεις ροές, είναι βολικό να εισαχθεί μια νέα ποσότητα που θα λέγεται τυρβώδης συνεκτικότητα (eddy viscosity) και θα εκφράζει το λόγο μιας δεδομένης τάσης Reynolds προς εκείνο το ρυθμό παραμόρφωσης, ο οποίος θα προκαλούσε τον ίδιο «τύπο» τάσης στην περίπτωση της στρωτής ροής.

Ο Boussinesq πρότεινε την παραπάνω έννοια και η μοντελοποίηση των τάσεων Reynolds γίνεται ως εξής:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k \quad (2.13)$$

Όπου (2.14)  $k = 0.5(\overline{u'u'} + \overline{v'v'})$  η τυρβώδης κινητική ενέργεια.

Ο σκοπός των μοντέλων τύρβης, που υιοθετούν την παραδοχή της τυρβώδους συνεκτικότητας, είναι να υπολογίσουν (μοντελοποιήσουν) αυτόν το συντελεστή. Στις

περιπτώσεις που λύθηκαν στο FLUENT, χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο τύρβης των Spalart Allmaras. Το συγκεκριμένο μοντέλο τύρβης σχεδιάστηκε ειδικά για αεροναυπηγικές εφαρμογές και δίνει καλά αποτελέσματα για οριακά στρώματα με μεγάλες κλίσεις πίεσης. Το μοντέλο λύνει μια εξίσωση για τον υπολογισμό ενός μεγέθους που είναι μια άλλη μορφή της τυρβώδους κινηματικής συνεκτικότητας.

Η εξίσωση είναι η παρακάτω και λύνεται ως προς το μέγεθος  $\tilde{\nu}$  που είναι η τυρβώδης κινηματική συνεκτικότητα εκτός από τις περιοχές κοντά στο τοίχωμα που η επίδραση των συνεκτικών φαινομένων είναι μεγάλη.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}} \quad (2.15)$$

Οι συντελεστές της εξίσωσης επεξηγούνται:

$G_\nu$  : Παραγωγή τυρβώδους συνεκτικότητας

$Y_\nu$  : Καταστροφή τυρβώδους συνεκτικότητας

$S_{\tilde{\nu}}$  : Όρος πηγής της τυρβώδους συνεκτικότητας

$\nu$  : Μοριακή κινηματική συνεκτικότητα

$C_{b2}$  και  $\sigma_{\tilde{\nu}}$  : Σταθερές

Ο όρος της τυρβώδους κινητικής ενέργειας τύρβης απουσιάζει αφού το μοντέλο Spalart-Allmaras δεν την υπολογίζει. Η **τυρβώδης συνεκτικότητα**  $\mu_t$  υπολογίζεται από τη σχέση:  $\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1}$ , όπου η συνάρτηση τυρβώδους απόσβεσης δίνεται: (2.16)

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \text{ ενώ ισχύει: (2.17) } \chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu}.$$

Ο **όρος παραγωγής**  $G_\nu$  μοντελοποιείται ως: (2.18)  $G_\nu = C_{b1}\rho\tilde{S}\tilde{\nu}$  όπου (2.19)

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \text{ και (2.20) } f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}. \text{ Τα μεγέθη } C_{b1} \text{ και } \kappa \text{ είναι σταθερές, } d$$

είναι η απόσταση από τον τοίχο και  $S$  είναι ένα βαθμωτό μέτρο του τανυστή παραμορφώσεων. Στο FLUENT ισχύει: (2.21)  $S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$  όπου  $\Omega_{ij}$  είναι ο μέσος ρυθμός στροβιλότητας.

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.22)$$

Ο όρος καταστροφής μοντελοποιείται ως: (2.23)  $Y_v = C_{w1} \rho f_w \left( \frac{\tilde{v}}{d} \right)^2$  όπου (2.24)

$$f_w = g \left[ \frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6}, \quad (2.25) \quad g = r + C_{w2} (r^6 - r), \quad (2.26) \quad r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2}. \quad \text{Οι τιμές}$$

$C_{w1}, C_{w2}, C_{w3}$  είναι σταθερές.

Οι σταθερές του μοντέλου έχουν τις παρακάτω τιμές όπως δίνονται στη δημοσίευση του μοντέλου.

$$\begin{aligned} C_{b1} = 0.1355, \quad C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}, \quad C_{v1} = 7.1 \\ C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}}, \quad C_{w2} = 0.3, \quad C_{w3} = 2.0, \quad \kappa = 0.4187 \end{aligned} \quad (2.27)$$

### 3. Έλεγχος της ροή στη σύγχρονη βιβλιογραφία

#### 3.1 Εισαγωγή

Από την εισαγωγή της ιδέας του οριακού στρώματος από τον Prandtl, υπήρξε μια συνεχής πρόκληση ανάμεσα στους επιστήμονες και στους μηχανικούς, ώστε να το χειριστούν κατάλληλα και να ενισχύσουν διάφορους τύπους ροών με βελτιωμένη απόδοση. Ένας από τους κύριους στόχους μιας διαδικασίας ελέγχου ροής συνίσταται στην παρεμπόδιση ή στην καθυστέρηση εμφάνισης της αποκόλλησης του οριακού στρώματος από το στερεό σύνορο. Γίνεται διάκριση στη βιβλιογραφία ανάμεσα σε «έλεγχο αποκόλλησης» με σκοπό την αποφυγή της αποκόλλησης ή την επανακόλληση μιας μερικά αποκολλημένης ροής, και στον έλεγχο αποκολλημένης ροής, στην περίπτωση του οποίου επιθυμούμε να μειώσουμε την ένταση των ανεπιθύμητων φαινομένων. Μέθοδοι με βάση την εμφύσηση, την απορρόφηση, τη γένεση στροβίλων, την ενίσχυση της τύρβης έχουν διερευνηθεί και εφαρμοστεί ευρέως με ποικίλο βαθμό επιτυχίας.

Έχει διεξαχθεί σημαντική έρευνα σε διάφορες φάσεις του ελέγχου του οριακού στρώματος, αλλά λίγα αποτελέσματα έτυχαν πρακτικής εφαρμογής. Η χρήση ελέγχου οριακού στρώματος κάθε φορά που η αποκόλληση ή η διατήρηση μιας εκτεταμένης στρωτής ροής αποτελεί πρόβλημα. Έτσι, δεν εξάγονται γενικά συμπεράσματα σε σχέση με την δυνατότητα εφαρμογής του ελέγχου οριακού στρώματος από τη βιβλιογραφία. Ο όρος «έλεγχος οριακού στρώματος» περιλαμβάνει κάθε μηχανισμό ή διεργασία μέσω του οποίου το οριακό στρώμα συμπεριφέρεται διαφορετικά από την φυσική του συμπεριφορά κατά μήκος μιας επιφάνειας. Ο έλεγχος της ροής περιλαμβάνει παθητικές ή ενεργητικές διατάξεις, με χρήσιμα αποτελέσματα όπως μείωση της αντίστασης, αύξηση της άνωσης, αύξηση της διάχυσης και μείωση του θορύβου που προκαλείται από τη ροή.

Ο ενεργητικός έλεγχος είναι μια πολυεπιστημονική ερευνητική περιοχή που συνδυάζει τεχνολογίες αισθητήρων, επενεργητών, φυσική της ροής του ρευστού και αυτόματο έλεγχο με σκοπό την τροποποίηση των χαρακτηριστικών του πεδίου ροής ώστε να επιτύχει επιθυμητά αεροδυναμικά αποτελέσματα. Η χρήση αισθητήρα και ελέγχου ανάδρασης σε συνδυασμό με επενεργητή, οδηγεί στο κομμάτι του ενεργητικού ελέγχου ροής που λέγεται, έλεγχος ροής με ανάδραση. Αυτό επιτρέπει στον επενεργητή να αντιδρά στις συνθήκες του πεδίου ροής με σκοπό να μειώσει την ενέργεια που καταναλώνεται από το σύστημα, αφού ο επενεργητής ενεργοποιείται μόνο όταν ικανοποιούνται κάποιες συνθήκες ως προς το πεδίο ροής. Οι μέθοδοι ενεργητικού ελέγχου της ροής μπορούν να πραγματοποιήσουν έλεγχο σε συνάρτηση με το χρόνο, αλλά τα συστήματα που απαιτούνται για να γίνει τέτοιου είδους έλεγχος είναι πολύ βαριά και περίπλοκα. Οι παθητικές τεχνικές ελέγχου της ροής χρησιμοποιούν την γεωμετρία για να ρυθμίσουν την κλίση της πίεσης ή κοιλότητες για να ενισχύσουν τη διάχυση του οριακού στρώματος. Οι παθητικές μέθοδοι είναι ακατάλληλες για έλεγχο συναρτήσεων του χρόνου.

Οι διάφορες μέθοδοι ελέγχου της ροής που αναπτύσσονται παρακάτω είναι ο έλεγχος με εμφύσηση και απορρόφηση, ο έλεγχος με εισαγωγή δέσμης και ο έλεγχος με πιεζοηλεκτρικούς και πνευματικούς επενεργητές.

## **3.2 Έλεγχος της ροής με εμφύσηση ή απορρόφηση ρευστού**

### **3.2.1 Εισαγωγή**

Έχουν πραγματοποιηθεί πολλές μελέτες σχετικά με τον έλεγχο της ροής μέσω εμφύσησης ή απορρόφησης ρευστού. Η έρευνα διεξάγεται είτε πειραματικά είτε με αριθμητική προσομοίωση και για διάφορες μορφές εμφύσησης. Ενδεικτικά αναφέρεται εμφύσηση κατά τη χορδή της αεροτομής ή κατά το μήκος της πτέρυγας, σταθερή εμφύσηση ή παλμική εμφύσηση και απορρόφηση.

Οι παραπάνω μέθοδοι δεν έχουν όλες τα ίδια αποτελέσματα. Ακόμη, παρατηρούνται διαφορές ανάλογα με τη φύση του πειράματος (μετρητικό ή αριθμητικό). Σε κάθε περίπτωση, παρατηρείται αύξηση του συντελεστή άνωσης και διαφαίνεται η δυνατότητα για χρήση σε αεροσκάφη, με σκοπό την αντικατάσταση των υπάρχοντων υπεραντωτικών διατάξεων και την επίτευξη πτήσης σε γωνίες που βρίσκονται στην αποκολλημένη περιοχή της αεροτομής.

Αρχικά θα παρουσιαστεί μια αριθμητική προσομοίωση του ελέγχου με εμφύσηση και απορρόφηση και έπειτα θα παρουσιαστούν πειραματικές μελέτες για την διαμήκη και εγκάρσια εμφύσηση.

### **3.2.2 Τοπική εμφύσηση και απορρόφηση για τον έλεγχο της ροής [5]**

Με την επίλυση διδιάστατων εξισώσεων Navier Stokes με ενσωματωμένο το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras αποδείχθηκε, ότι η μαζικά αποκολλημένη ροή μπορεί να ελεγχθεί αποτελεσματικά μέσω περιοδικής εμφύσησης και απορρόφησης ρευστού κοντά στην ακμή προσβολής με χαμηλή ισχύ εισόδου.

Σε αυτή τη μελέτη χρησιμοποιήθηκε περιοδικά εμφύσηση και απορρόφηση. Αυτή η διέγερση τοποθετείται στην άνω πλευρά της αεροτομής, σε μήκος 0.025 της χορδής από την ακμή προσβολής. Αυτή η θέση για την εφαρμογή της διέγερσης υποδεικνύεται από άλλες πειραματικές μελέτες και θεωρείται η πιο αποδοτική για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.

Ο κώδικας που χρησιμοποιήθηκε είναι συμπίεστος με δεύτερης τάξης ακρίβεια στο χώρο και στο χρόνο και έχει φανεί πως λειτουργεί καλά για χαμηλούς αριθμούς Mach. Το υπολογιστικό πλέγμα είναι τύπου -O και η απόσταση της πρώτης πλεγματικής γραμμής από το τοίχωμα είναι μικρότερη από  $10^{-4}$  της χορδής. Το υπολογιστικό χωρίο έχει ακτίνα 12 χορδές και είναι αρκετός για τις αριθμητικές δοκιμές.

Οι παράμετροι της έρευνας είναι η γωνία πρόσπτωσης της αεροτομής, η συχνότητα της διέγερσης και το πλάτος της διέγερσης. Έχει αποδειχθεί σε πειραματικές μελέτες ότι το βέλτιστο αποτέλεσμα σε τέτοιου είδους έλεγχο της ροής επιτυγχάνεται όταν

η συχνότητα διέγερσης ισούται με την φυσική συχνότητα των στροβίλων ή με τις πρώτες υπεραρμονικές της.

Οι υπολογισμοί έγιναν αρχικά για τις συχνότητα, μηδενική, μισή, ίση, διπλάσια και τετραπλάσια της φυσικής συχνότητας των στροβίλων στις 25 μοίρες και έπειτα σε άλλες γωνίες (18°, 20°, 25°, 30°) για τις πιο αποδοτικές από τις παραπάνω συχνότητες. Ο αριθμός Reynolds είναι 500.000 και η αεροτομή είναι η NACA 0012.

Θα αναλυθούν τα αποτελέσματα ως προς τις διάφορες συχνότητες διέγερσης καθώς και ως προς το πλάτος της διέγερσης.

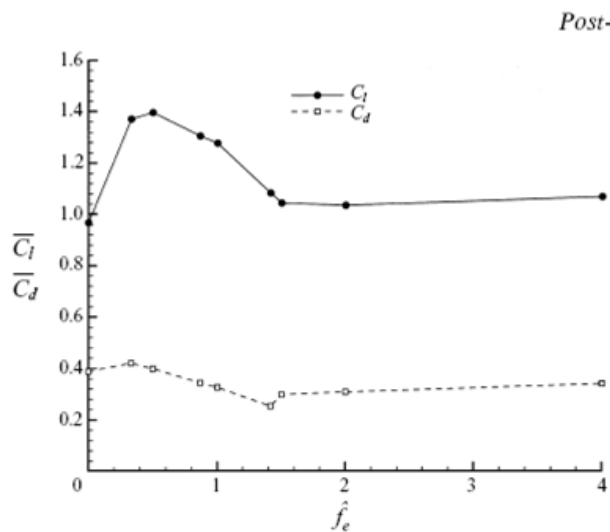


FIGURE 8. Time-averaged lift and drag coefficients against forcing frequency.  $\alpha = 20^\circ$ ,  $c_\mu = 2.5\%$ ,  $Re_c = 5 \times 10^5$ .

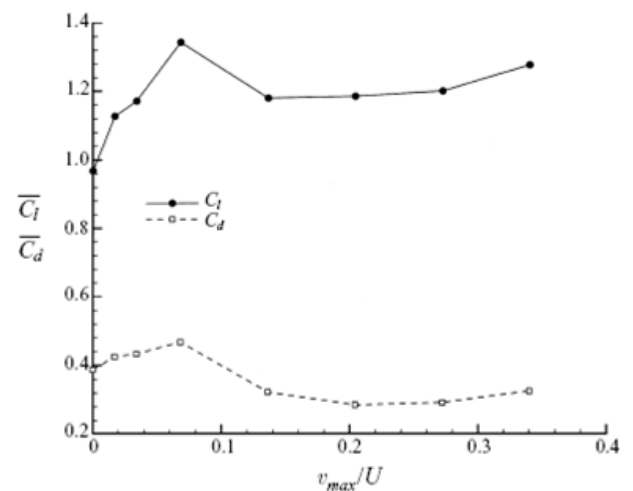


FIGURE 9. Time-averaged lift and drag coefficients against forcing amplitude,  $\alpha = 20^\circ$ ,  $\hat{f}_e = 1$ ,  $Re_c = 5 \times 10^5$ .

### Σχήμα 3.1.α και 3.1.β

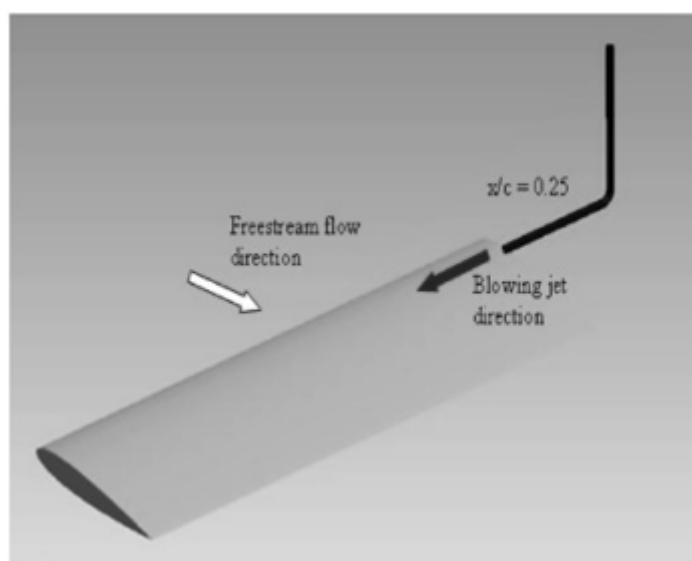
Ως προς τη συχνότητα διέγερσης: Ο συντονισμός με τους αποβαλλόμενους στροβίλους συμβαίνει όταν η συχνότητα διέγερσης είναι ίση με την φυσική συχνότητα ή όταν είναι διπλάσια αυτής. Συνεπώς παίρνουμε την μέγιστη αύξηση του λόγου άνωσης προς αντίσταση (49.2% και 46.7% αντίστοιχα). Παρατηρείται επίσης συντονισμός με τους αποβαλλόμενους στροβίλους όταν η συχνότητα διέγερσης γίνει ίση με το μισό της φυσικής συχνότητας. Συμβαίνει δηλαδή υποαρμονικός συντονισμός. Αυτό το φαινόμενο οδηγεί στη μέγιστη αύξηση άνωσης (73.2%) αλλά και η αντίσταση αυξάνεται κατά 23.6%. Η μεγαλύτερη μείωση της αντίστασης παρατηρείται όταν η συχνότητα διέγερσης ισούται με το τετραπλάσιο της φυσικής συχνότητας, όμως η αύξηση της άνωσης σε αυτήν την περίπτωση είναι μικρή. Έτσι εξάγεται το συμπέρασμα ότι η βέλτιστη ενίσχυση του λόγου άνωσης προς αντίσταση, η μέγιστη μείωση της αντίστασης και η μέγιστη αύξηση της άνωσης γίνονται για διαφορετικές συχνότητες. Τέλος, η ωφέλιμη περιοχή συχνοτήτων είναι μεγάλη και αυτό είναι πολύ χρήσιμο σε πρακτικές εφαρμογές. Τα αποτελέσματα για γωνία πρόσπτωσης 20° φαίνονται στο σχήμα 3.1.α.

Ως προς το πλάτος διέγερσης: Χαρακτηριστικό μέγεθος της ανάλυσης ως προς το πλάτος είναι ο συντελεστής  $c_\mu = v_{max}/U$ , όπου  $v_{max}$  το πλάτος της ταχύτητας διέγερσης

και  $U$  η ταχύτητα της επερχόμενης ροής. Σε δοκιμές που έγιναν για γωνία πρόσπτωσης  $20^\circ$  και για συχνότητα διέγερσης ίση με την φυσική προέκυψε το σχήμα 3.1.β. Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι ο έλεγχος της ροής ως προς το πλάτος είναι μη γραμμικός. Παρατηρείται αύξηση της άνωσης αλλά και της αντίστασης για  $c_\mu < 0.1$ . Μια καλή περιοχή λειτουργίας του συστήματος ελέγχου ως προς το πλάτος είναι για λόγους  $c_\mu$  από 0.12 έως 0.3 όπου παρατηρείται μείωση του  $c_d$  και αύξηση του  $c_L$ . Για αυτό το λόγο, χρησιμοποιήθηκε  $c_\mu = 2.5\%$  για την ανάλυση κατά τη συχνότητα διέγερσης.

### 3.2.3 Έλεγχος με εμφύσηση κατά το μήκος της πτέρυγας [6], [7], [8]

Μια τεχνική ελέγχου ροή που εφαρμόζει τη μέθοδο της εμφύσησης αέρα, είναι η εμφύσηση κατά το μήκος της πτέρυγας. Η πρώτη μελέτη μιας τέτοιας περίπτωσης έγινε το 1969. Η πλευρική εμφύσηση (lateral ή spanwise blowing) μπορεί να περιγραφεί με μεταβλητές την θέση του ακροφυσίου εμφύσησης ως προς τη χορδή της αεροτομής, το ύψος τοποθέτησης του ακροφυσίου και του μεγέθους (διαμέτρου) του ακροφυσίου. Για μια επίπεδη πλάκα, όπου η παράλληλη εμφύσηση γίνεται στο 25% της χορδής από την ακμή προσβολής και για γωνία κάτω από  $4^\circ$ , δεν εμφανίζεται στρόβιλος ακμής πρόσπτωσης. Ακολουθεί περιγραφικό σχήμα της διαδικασίας πλευρικής εμφύσησης.



Σχήμα 3.2

Η έρευνα έγινε τοποθετώντας σε διάφορες θέσεις κατά μήκος της άνω πλευράς της αεροτομής το ακροφύσιο. Ερευνήθηκαν οι αεροδυναμικές δυνάμεις, το προφίλ του ομόρρου, τα φάσματα συχνοτήτων του ομόρρου, οι γραμμές ροής και τα χαρακτηριστικά του οριακού στρώματος ώστε να φανεί η συμπεριφορά της ροής γύρω από την αεροτομή με και χωρίς παράλληλη εμφύσηση. Οι μετρήσεις έγιναν για αριθμό Reynolds 125000 με βάση το μήκος της χορδής της αεροτομής.

Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι ο συντελεστής άνωσης αυξάνεται με την εφαρμογή σταθερής παράλληλης εμφύσησης και ότι η βέλτιστη θέση του ακροφυσίου είναι στη



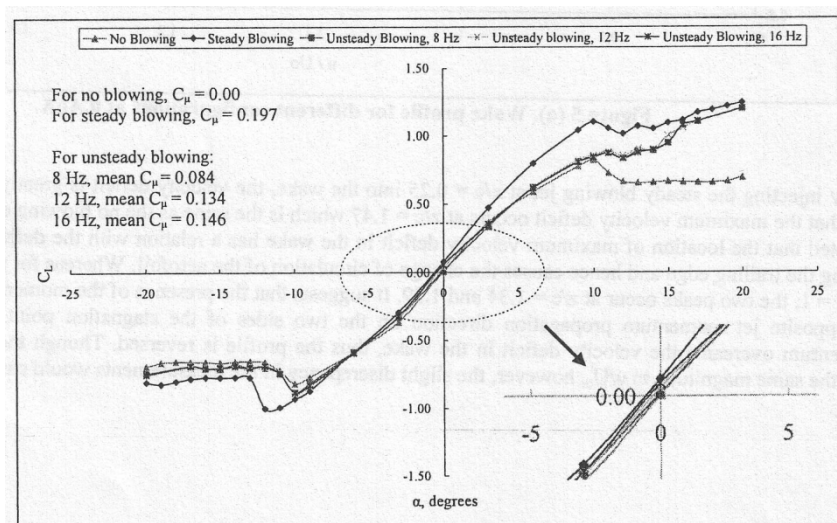
θέση 25% της χορδής από την ακμή προσβολής αφού ο λόγος  $\Delta c_l/c_\mu$  είναι μεγαλύτερος της μονάδας για όλες τις θετικές γωνίες πρόσπτωσης. Επιπροσθέτως, όταν εφαρμόζεται η μη μόνιμη εμφύσηση, η γωνία απώλειας στήριξης (έναρξη της αποκολλημένης περιοχής της χαρακτηριστικής της αεροτομής) μετατοπίζεται από τις  $10^\circ$  στις  $11^\circ$ .

Από τα προφίλ του ομόρρου, δεν είναι δυνατόν να ολοκληρωθεί το έλλειμμα ταχύτητας και να εκτιμηθεί ο συντελεστής αντίστασης για τη διδιάστατη αεροτομή γιατί η ορμή της δέσμης αλλάζει συνεχώς λόγω της εμφύσησης. Παρ' όλα αυτά, είναι φανερό ότι η μετατόπιση των γραμμών ροής στην ακμή εκφυγής αλλάζει την κυκλοφορία της αεροτομής, και έτσι παρατηρείται αλλαγή στις αεροδυναμικές δυνάμεις. Μέσω της μελέτης του φάσματος συχνοτήτων μέσα στον ομόρρου, φαίνεται ότι το επίπεδο ήχου μειώνεται όταν η εμφύσηση επιβάλλεται στο 25% της χορδής της αεροτομής. Το γεγονός αυτό υποδεικνύει ότι μεγάλο ποσοστό της ροής στην επιφάνεια της αεροτομής είναι στρωτή για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$ .

Οι γραμμές ροής παρατηρήθηκαν μέσω οπτικοποίησης με έλαιο. Βρέθηκε ότι η μεγάλης ορμής δέσμη εμφύσησης και το ροή του ελεύθερου ρεύματος αναμιγνύονται και ότι η δέσμη μετατοπίζεται. Επίσης η ροή παραμένει στρωτή για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$ .

Μελετήθηκαν επίσης οι ιδιότητες του οριακού στρώματος για διάφορες θέσεις ακροφυσίου για γωνία  $9^\circ$ . Όταν η διέγερση εφαρμόζεται στη θέση 25% της χορδής, το πάχος μετατόπισης αυξάνεται μέτρια κατά τη χορδή, γεγονός που δηλώνει αλλαγή του σχήματος της αεροτομής. Συγκεκριμένα, η ροή πρέπει να επιταχύνει περισσότερο στο πάνω μέρος της αεροτομής, άρα μειώνεται η πίεση και αυξάνεται η άνωση.

Από τα παραπάνω συνάγεται ότι η πλευρική εμφύσηση είναι ένας αποδοτικός τρόπος ελέγχου της ροής. Ακολουθεί το σχήμα 3.3 που δίνει τις τιμές του συντελεστή άνωσης για διάφορες περιπτώσεις.



Σχήμα 3.3

### 3.3 Έλεγχος ροή με έγχυση δέσμης

#### 3.3.1 Εισαγωγή

Τα μικρομηχανικά συστήματα (Micro Electro-Mechanical Systems) υπόσχονται ελκυστικές δυνατότητες σε σχέση με άλλες συμβατικές μεθόδους. Τα κύρια πλεονεκτήματά τους περιλαμβάνουν: μικρό μέγεθος και χαμηλό βάρος, τη δυνατότητα των αισθητήρων και των ηλεκτρονικών να ενσωματωθούν από την αρχή στη διαδικασία σχεδίασης, το φτηνό λειτουργικό κόστος και η μικρή κατανάλωση ισχύος. Ως αποτέλεσμα των παραπάνω πλεονεκτημάτων, επικεντρώνεται σημαντική προσοχή στην ανάπτυξη των MEMS και στην υλοποίηση σε νέες εφαρμογές. Ως μέρος των MEMS ο επενεργητής συνθετική δέσμης έχει λάβει μεγάλη προσοχή από την ερευνητική κοινότητα τα τελευταία χρόνια, οφειλόμενη στις πολλά υποσχόμενες δυνατότητες ελέγχου της ροής.

Η συνθετική δέσμη παράγεται από την αλληλεπίδραση διακριτών κάθετων δομών, οι οποίες σχηματίζονται από χρονικά περιοδική έγχυση ρευστό από ένα στόμιο στη ροή οριακού στρώματος. Σε αντίθεση με τις συμβατικές, συνεχείς δέσμες, μία μοναδική ιδιότητα της συνθετικής δέσμης είναι ότι σχηματίζεται από το ρευστό της ροής στην οποία χρησιμοποιείται, και έτσι μεταφέρεται ορμή στο σύστημα χωρίς καθαρή έγχυση μάζας. Κλειστές περιοχές ανακυκλοφορίας σχηματίζονται και η αλληλεπίδραση της συνθετικής δέσμης με την εξωτερική ροή λαμβάνει χώρα. Αυτό είναι ένα μοναδικό χαρακτηριστικό, που επιτρέπει σε μια συσκευή μικρού μεγέθους να επηρεάζει μια ροή μεγαλύτερης κλίμακας.

Η συνθετική δέσμη έχει μηδενική μέση τιμή παροχής μάζας σε έναν κύκλο, αλλά πεπερασμένη ροή ορμής. Κατά την περίοδο της αναρρόφησης, η ροή εισέρχεται στο στόμιο, ως ροή με δυναμική ενέργεια, και εξέρχεται ως δέσμη με μεγάλη κινητική ενέργεια από το στόμιο κατά την περίοδο της εμφύσησης. Συνεπώς, ένας οδεύων δακτύλιος στροβίλων σχηματίζεται στην εξωτερική ροή. Παρά το γεγονός ότι οι ροές σταθερών δεσμών έχουν δείξει πως μπορούν να χρησιμοποιηθούν αποτελεσματικά, μπορεί να επιτευχθεί έλεγχος ίδιου τύπου και ακόμα πιο αποτελεσματικός μέσω μηδενικής καθαρής παροχής μάζας ταλαντωτική εμφύσηση, δηλαδή μιας συνθετικής δέσμης.

Το γεγονός της μηδενικής παροχής μάζας έχει και το πλεονέκτημα της μη απομάστευσης ροής από τον συμπιεστή, όπως γίνεται στην περίπτωση της παράλληλης εμφύσησης.

Παρακάτω θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα από τρεις πειραματικές μελέτες. Αυτές οι μελέτες διαπραγματεύονται αντίστοιχα έλεγχο ροής με συνθετική δέσμη σε σώμα μη αεροδυναμικής μορφής (bluff body), σε αεροτομή με οξείες ακμές διπλού παραβολικού τόξου, και σε μια «τυπική» αεροτομή NACA 0015.

### 3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε αεροτομή NACA 0015 με συνθετική δέσμη [9]

Ο σκοπός αυτής της μελέτης είναι να ερευνηθεί η επίδραση μιας συνθετικής δέσμης κάθετης στο τοίχωμα με μηδενική καθαρή παροχή μάζας, τοποθετημένης στην ακμή προσβολής της αεροτομής NACA 0015.

Τα πειράματα έγιναν σε μια διδιάστατη αεροτομή σε μία σήραγγα νερού με αριθμό Reynolds 30800 για την παραμετρική ανάλυση. Όπως συμβαίνει γενικά σε περιπτώσεις συνθετικής δέσμης, έτσι και σε αυτήν την περίπτωση η υλοποίηση γίνεται μέσω μιας αρμονικά ταλαντούμενης μεμβράνης, η οποία εναλλάσσει τη ροή της δέσμης μέσω ενός στομίου.

Η ροή γύρω από αεροτομή, που ελέγχεται με συνθετική δέσμη μηδενικής καθαρής παροχής μάζας, μπορεί να χαρακτηριστεί με βάση τα παρακάτω αδιάστατα μεγέθη: η

αδιάστατη συχνότητα (αριθμός Strouhal) ορίζεται ως  $F^+ \equiv \frac{f \cdot c}{U_\infty}$ , όπου  $c$  το μήκος της

χορδής της αεροτομής και  $f$  η συχνότητα διέγερσης. Η δεύτερη σημαντική παράμετρος είναι ο συντελεστής ορμής εμφύσησης. Ένα μέτρο της ορμής που δίνει η

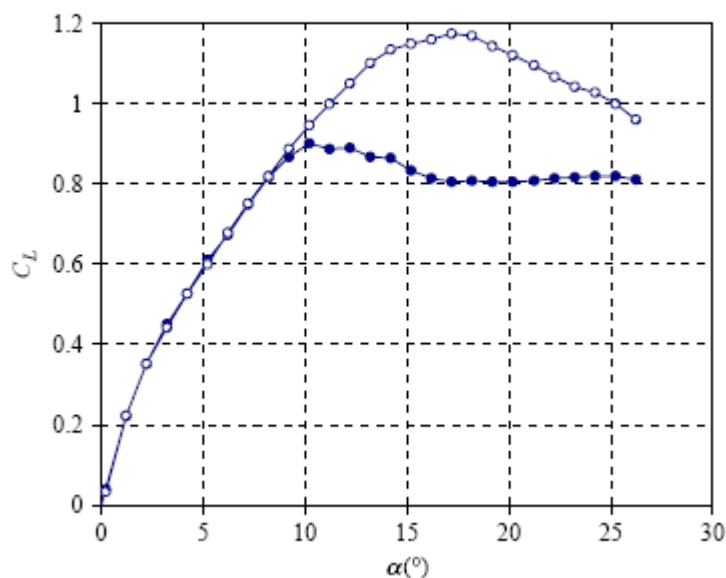
δέσμη στην εξωτερική ροή είναι ο συντελεστής  $c_\mu$ ,  $c_\mu \equiv 2 \frac{h}{c} \left( \frac{u_{j,rms}}{U_\infty} \right)$  όπου  $h$  το ύψος

του διαδρόμου του jet και  $u_{j,rms}$  η rms μέση τιμή της ταχύτητας jet.

Στα πειράματα που έγιναν για γωνία  $18^\circ$ , που βρίσκεται στην αποκολλημένη περιοχή, παρατηρήθηκε ενίσχυση του συντελεστή άνωσης της αεροτομής. Συγκεκριμένα για αριθμούς Strouhal από 0.6 έως 1.4 είχαμε ενίσχυση της άνωσης και η μέγιστη ενίσχυση παρατηρήθηκε για τις συχνότητες  $F^+ = 0.7$  και  $F^+ = 1.3$ . Το αποτέλεσμα της εναλλαγής της ορμής διέγερσης σε γωνία  $18^\circ$  για τις παραπάνω βέλτιστες συνθήκες είναι ότι η αύξηση του συντελεστή άνωσης είναι ανάλογη της τετραγωνικής ρίζας της ορμής διέγερσης και συνεπώς ανάλογη του λόγου της ταχύτητας διέγερσης με την ταχύτητα της ροής. Ο συντελεστής ορμής, όπου παρατηρήθηκε η μέγιστη επανακόλληση της ροής, ήταν  $c_\mu = 0.0014$ . Αποτελέσματα του συντελεστή άνωσης για διάφορες γωνίες φαίνονται στο σχήμα 3.4.

Για γωνία πρόσπτωσης  $18^\circ$ , παρατηρείται η μέγιστη αύξηση του συντελεστή άνωσης. Αυτή η αύξηση ισούται με 46% σε σχέση με την άνωση δεν υπάρχει ο έλεγχος της ροής. Η αντίσταση που ασκείται στην αεροτομή μειώθηκε σημαντικά στην περιοχή των  $10^\circ$  έως  $18^\circ$  με την εφαρμογή του ελέγχου. Ενώ παρατηρείται σημαντική αύξηση της άνωσης στις γωνίες της αποκολλημένης περιοχής κατά την εφαρμογή του ελέγχου, δεν παρατηρείται άνωση κατά τη γραμμική περιοχή της χαρακτηριστικής της αεροτομής. Έτσι, συμπεραίνεται ότι αυτός ο τύπος ελέγχου είναι ικανός να επηρεάσει αποκλειστικά το αποκολλημένο οριακό στρώμα.

**Figure 3** Controlled ( $F^+ = 1.3$ ,  $c_{\mu} = 0.14$  per cent) airfoil (open circles) and uncontrolled airfoil (closed circles) lift coefficients



Σχήμα 3.4

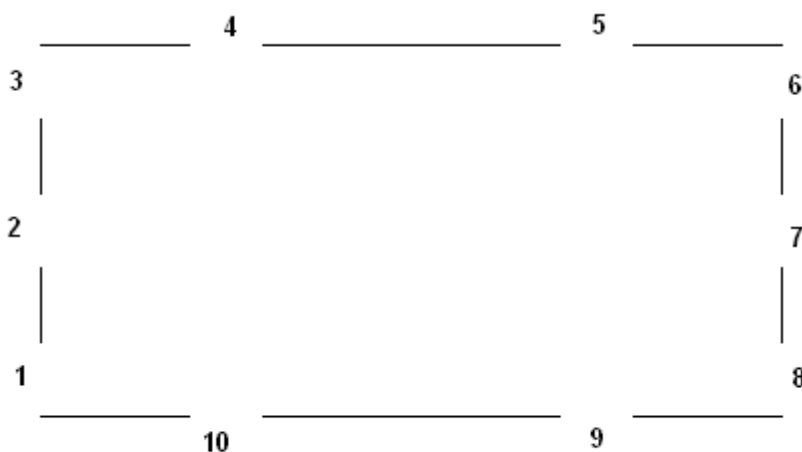
### 3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε σώμα μη αεροδυναμικής μορφής με συνθετική δέσμη [10]

Η μελέτη αυτή περιλαμβάνει έλεγχο της ροής σε σώμα μη αεροδυναμικής μορφής, στην περίπτωση μας ένα ορθογώνιο. Η ροή προσομοιώθηκε αριθμητικά στο πακέτο FLUENT. Ο έλεγχος της ροής με έγχυση φάνηκε αποτελεσματικός όταν η είσοδος της δέσμης γίνεται από το μέσο της μπρος ή της πίσω πλευράς και αναποτελεσματικός στις άνω και κάτω πλευρές.

Στη διδιάστατη αυτή προσομοίωση, χρησιμοποιήθηκε ορθογώνιο διαστάσεων 0.5m x 1m. Μετά από κατάλληλη επιλογή του υπολογιστικού χώρου και δοκιμές για ανεξαρτησία του πλέγματος, έγιναν οι προσομοιώσεις για πλάτη ταχυτήτων διέγερσης 4, 5, 6 m/s και συχνότητες διέγερσης 1450 και 900 Hz. Η ταχύτητα του παράλληλου ρεύματος είναι 2.9 m/s. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζουν τα αποτελέσματα ως προς τη θέση της δέσμης, ως προς το πλάτος της διέγερσης και ως προς τη διεγείρουσα συχνότητα.

Επίδραση της θέσης της δέσμης: Δοκιμάστηκαν διάφορες θέσεις για να βρεθεί η πιο αποδοτική θέση της συνθετικής δέσμης. Το σχήμα 3.5 δείχνει τις θέσεις, όπου δοκιμάστηκε η δέσμη. Στις θέσεις 1, 3, 6, 8 η δέσμη όντως εμπόδισε την αποκόλληση ροής μεγάλης κλίμακας, αλλά παρατηρήθηκαν μεγάλες διαφορές πίεσης ανάμεσα στις δύο οριζόντιες πλευρές. Με άλλα λόγια, μια θετική και μια αρνητική άνωση υπολογίστηκε όταν η δέσμη τοποθετήθηκε στην πάνω πλευρά (3, 6) και στην κάτω πλευρά (1, 8), αντίστοιχα. Το γεγονός αυτό υποδηλώνει ότι η ταυτόχρονη χρήση της δέσμης στις θέσεις 1 και 3, μπορεί να καταλήξει σε συμμετρική και σταθερή ροή στις οριζόντιες πλευρές. Στις θέσεις 4, 5, 9, 10 η συνθετική δέσμη φάνηκε να είναι αναποτελεσματική, αφού η διέγερση στις παράλληλες πλευρές ενισχύει την περιοχή

αποκόλλησης και προκαλεί αύξηση της αντίστασης σε σχέση με την χωρίς έλεγχο περίπτωση. Παρόμοια άσχημα αποτελέσματα εξήχθησαν μετά από αύξηση της ταχύτητας δέσμης σε 8m/s. Συμπεραίνεται ότι ο έλεγχος σε αυτή τη θέση είναι αναποτελεσματικός. Στις θέσεις 2 και 7, η δέσμη κατέστειλε την αποκόλληση μεγάλης κλίμακας και οδήγησε σε μεγάλη μείωση της αντίστασης σε σχέση με την περίπτωση ροής χωρίς έλεγχο.



Θέσεις δοκιμών για τη συνθετική δέσμη

Σχήμα 3.5

Ως προς το πλάτος διέγερσης: Υπολογίσθηκαν οι συντελεστές αντίστασης για συχνότητα 1450Hz. Παρατηρήθηκε μείωση του  $c_D$  σε σχέση με την περίπτωση χωρίς έλεγχο. Αυτή η μείωση μεγάλωνε αναλογικά με το πλάτος της διέγερσης. Η μέγιστη μείωση ήταν 62%.

Ως προς τη συχνότητα διέγερσης: Για να εξεταστεί το αποτέλεσμα της συχνότητας διέγερσης ως προς τη μείωση της αντίστασης, εκτελέστηκε μια σειρά από αριθμητικές προσομοιώσεις για συχνότητες 900Hz και 1450Hz για τα διάφορα πλάτη. Αποδείχθηκε ότι για τη συχνότητα των 1450Hz έχουμε ελάχιστα καλύτερα αποτελέσματα.

Από το αριθμητικό πείραμα που περιγράφηκε, συμπεραίνεται με ασφάλεια ότι ο έλεγχος της ροής με συνθετική δέσμη σε σώμα μη αεροδυναμικής μορφής είναι εφικτός. Στο πλαίσιο της γενικής παραδοχής, ότι ο έλεγχος ροής με ταλαντούμενη δέσμη υπερτερεί σε σχέση με τον έλεγχο σταθερής δέσμης, είναι δυνατόν να βελτιώσουμε την αεροδυναμική επίδοση (μείωση της αντίστασης) φορτηγών οχημάτων, αφαιρώντας διατάξεις που έχουν μεγάλο βάρος και μεγάλη κατανάλωση ενέργειας.

### 3.3.2 Έλεγχος αποκόλλησης σε αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου με σχεδόν συνθετική δέσμη [11]

Οι αεροτομές με οξείες ακμές έχουν εφαρμογή σε υπερηχητικά πολεμικά και μεταφορικά αεροσκάφη. Αυτού του είδους οι πτέρυγες είναι ιδιαίτερα

αναποτελεσματικές στην απογείωση και την προσγείωση και απαιτούν μεγάλες ταχύτητες απογείωσης και μακρούς διαδρόμους. Η αεροδυναμική απόδοση των αεροτομών με οξείες ακμές είναι φτωχή στις χαμηλές ταχύτητες, γιατί η ροή αποκολλάται ακόμα και σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης. Έτσι, αυξάνεται η αντίσταση, μειώνεται η άνωση και η δυνατότητα ελιγμών του αεροσκάφους. Ο έλεγχος της ροής δίνει δυνατότητα να διορθωθούν αυτές οι αδυναμίες.

Έχουν περιγραφεί παραπάνω πολλές εφαρμογές ελέγχου της ροής σε αεροτομές με στρογγυλεμένες ακμές πρόσπτωσης. Υπάρχουν δύο σημαντικές διαφορές στις απαιτήσεις του επενεργητή για την κάθε περίπτωση. Πρώτον, η θέση του επενεργητή για τον έλεγχο της αποκόλλησης στις στρογγυλεμένες αεροτομές δεν έχει μεγάλη σημασία, γιατί η ροή είναι δεκτική σε εξωτερική διέγερση, ενώ για τον έλεγχο της ήδη αποκολλημένης ροής, η διέγερση πρέπει να αλληλεπιδράσει με το ελεύθερο οριακό στρώμα. Το γεγονός αυτό υποδεικνύει ότι η διέγερση πρέπει να γίνεται όσο το δυνατόν πιο κοντά στην ακμή προσβολής. Η δεύτερη διαφορά είναι ότι η διέγερση πρέπει να διαδίδεται όσο το δυνατόν μακρύτερα στο οριακό στρώμα. Οι παράμετροι που χαρακτηρίζουν τον έλεγχο είναι ο συντελεστής ορμής της δέσμης και η συχνότητα διέγερσης.

Στις δοκιμές χρησιμοποιήθηκε αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου με πάχος 12.5% της χορδής της αεροτομής. Η χορδή ισούται με 40.64cm και το εκπέτασμα με 53.34cm. Τα πειράματα που έγιναν είχαν διαφορετικούς συντελεστές ορμής και συχνότητα διέγερσης ίση με την συχνότητα των αποβαλλόμενων στροβίλων για κάθε γωνία πρόσπτωσης.

Ένα σημείο που αξίζει να τονιστεί σε σχέση με το είδος του επενεργητή είναι η διαφορά του από τους επενεργητές μηδενικής καθαρής παροχής μάζας. Εδώ έχουμε παροχή πεπιεσμένου αέρα στον επενεργητή και διέγερση ενός κυλίνδρου για να πετύχουμε την επιθυμητή κατάσταση. Αυτού του είδους ο επενεργητής δίνει τη δυνατότητα να έχουμε γραμμική επίδραση στη ροή, επειδή δεν δημιουργούνται δευτερεύουσες συχνότητες κατά την λειτουργία του. Ακόμη δεν περιλαμβάνει ταλαντούμενα μέρη όπως ένα έμβολο ή ένα ταλαντούμενο ακροπτερύγιο. Μπορεί να παρέχει αξιόπιστο έλεγχο για διάφορες συχνότητες. Ακόμη, η ασυμμετρία στο στόμιο εξόδου του επενεργητή παράγει έναν στρόβιλο στην ακμή προσβολής, ο οποίος λειτουργεί σαν οδηγός της διαταραχής μέσα στο οριακό στρώμα.

Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι είναι δυνατόν να επιτευχθεί αύξηση του συντελεστή άνωσης και του λόγου άνωσης προς αντίσταση με τέτοιου είδους έλεγχο. Τα αποτελέσματα φαίνονται στους πίνακες που ακολουθούν. Μετά τις 15° η ενίσχυση της άνωσης μειώνεται λόγω της λιγότερο αποτελεσματικής αλληλεπίδρασης της διέγερσης με το οριακό στρώμα. Ο έλεγχος αυτός μπορεί να επιτευχθεί με μικρή κατανάλωση ισχύος. Τέλος, υπάρχουν ενδείξεις ότι θα επιτευχθούν καλύτερα αποτελέσματα, αν η συχνότητα διέγερσης γίνει ίση με τις αρμονικές συχνότητες της συχνότητας των αποβαλλόμενων στροβίλων.

Ακολουθούν το σχήμα 3.6 και οι πίνακες 3.1 και 3.2 με τα αποτελέσματα της έρευνας:

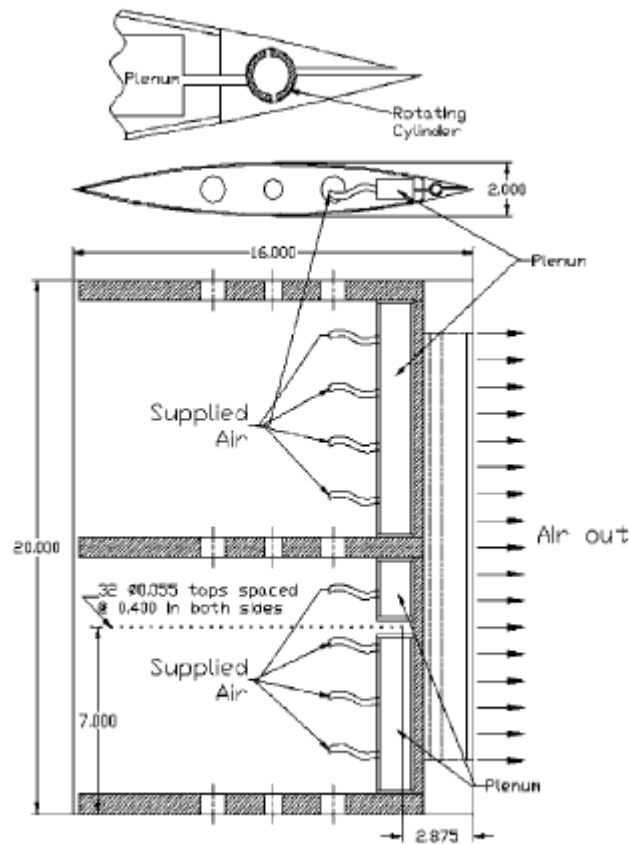


Fig. 1 Wind tunnel model schematic.

Σχήμα 3.6

Πίνακας 3.1 Συντελεστής άνωσης $C_L$ για $Re=270000$						Πίνακας 3.2 Λόγος άνωσης προς αντίσταση για $Re=270000$				
$\alpha$	No control	$C_{\mu} = 0.003$	$C_{\mu} = 0.01$	$C_{\mu} = 0.03$	$C_L$ increase	No control	$C_{\mu} = 0.003$	$C_{\mu} = 0.01$	$C_{\mu} = 0.03$	$C_L/C_D$ increase
3	1.0662	1.0612	1.1057	1.157	5%	7.2248	7.9616	8.0992	8.1356	12.6%
6	1.6481	1.7007	1.5986	1.6514	-0.23%	9.3634	10.65213	9.2264	9.3714	2.8%
9	2.1067	1.9899	2.0038	2.1308	1.91%	7.531	6.9529	7.1952	7.5868	0.74%
12	1.3847	1.4135	1.4376	1.811	28.41%	3.0834	3.3201	3.1875	3.8473	24.77%
15	0.937	0.8984	0.9708	1.276	31.85%	2.1611	2.1575	2.1483	2.4982	15.60%
18	0.872	0.8328	0.9282	1.0575	24.22%	1.8374	1.8156	1.8567	1.9781	7.65%
21	0.8952	0.8772	0.9343	0.9931	13.76%	1.6635	1.6381	1.6524	1.7168	3.20%

### 3.4 Έλεγχος ροής με ταλαντούμενο flap σε αεροτομή με οξεία ακμή [12]

Όπως έχει προαναφερθεί στην παρούσα εργασία, ο πετυχημένος ενεργητικός έλεγχος ροής πρέπει να επιδρά αποτελεσματικά στο ελεύθερο οριακό στρώμα. Σε αυτήν τη περίπτωση, η διέγερση εφαρμόζεται μέσω ενός ταλαντούμενου πτερυγίου είτε στην ακμή προσβολής είτε στην ακμή φυγής της αεροτομής.

Από προηγούμενη μελέτη είδαμε ότι για να επιτευχθεί αποτελεσματικός έλεγχος σε αεροτομή με οξεία ακμή προσβολής πρέπει η διέγερση να είναι όσο πιο κοντά γίνεται στην ακμή. Λαμβάνοντας υπόψη τις παραδοσιακές υπεραντωτικές διατάξεις με τα στατικά πτερύγια στην ακμή εκφυγής, σχεδιάστηκε επενεργητής ταλαντούμενου πτερυγίου με σκοπό την μεταφορά της διέγερσης στο οριακό στρώμα και τον έλεγχο της αποκολλημένης ροής.

Ένα σημαντικό πλεονέκτημα τέτοιου τύπου διέγερσης είναι ότι μπορεί να εφαρμοστεί σε κανονικού μεγέθους αεροσκάφη γιατί τα αποτελέσματα της διέγερσης σε συχνότητες ίσες με την συχνότητα των επαγόμενων στροβίλων και με τις αρμονικές της είναι ίδια είτε για χαμηλούς είτε για υψηλούς αριθμούς Reynolds.

Η αεροτομή που χρησιμοποιήθηκε στο πείραμα είναι διπλού παραβολικού τόξου με μέγιστο πάχος 8% του μήκους χορδής. Το μήκος χορδής είναι 0.2032m και το μέγιστο πάχος 0.0162m. Το εκπέτασμα της πτέρυγας είναι 0.5080m. Το μήκος της πλάκας που λειτουργεί ως ακροπτερύγιο ελέγχου ισούται με το 4% της ροής. Το πλάτος της κίνησης του πτερυγίου είναι 17° ενώ έγιναν δοκιμές για διάφορες συχνότητες.

Η παραμετρική μελέτη έγινε με βάση τα παρακάτω βήματα: Αφού έγιναν μετρήσεις για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης (σε όλες τις γωνίες, η ροή ήταν αποκολλημένη) και μετρήθηκαν οι συχνότητες των αποβαλλόμενων στροβίλων, έλαβαν χώρα τα πειράματα στις ίδιες γωνίες για διάφορες συχνότητες γύρω από τη φυσική συχνότητα. Λεπτομέρειες για το πείραμα δίδονται στον πίνακα 3.3.

Από τα αποτελέσματα της έρευνας, αποδείχθηκε ότι ο έλεγχος με ταλαντούμενο πτερύγιο είναι πιο αποδοτικός για γωνίες έως 20°. Για γωνίες μεγαλύτερες από 20° φάνηκαν πολύ μικρές αυξήσεις στην άνωση. Ένα δεύτερο σημαντικό συμπέρασμα είναι ότι μπορούμε να πετύχουμε έλεγχο στιβαρής (robust) μορφής, καθώς το πείραμα έδειξε αύξηση της άνωσης για μεγάλο εύρος γύρω από τη συχνότητα των αποβαλλόμενων στροβίλων.

$\alpha$ (°)	$V_\infty$ (m/s)	Re [ $\times 10^5$ ]	Τύπος διέγερσης	25	17	2.16	LE
15	17.5	2.22	LE	30	17	2.16	LE/TE
20	17.5	2.22	LE/TE	40	15.5	1.97	LE/TE



### 3.5 Έλεγχος ροής με πιεζοηλεκτρικούς επενεργητές [13], [14]

Τα πιεζοηλεκτρικά υλικά, όπως τα Lead Zirconate Titanate (PZT) κεραμικά, παράγουν μηχανική παραμόρφωση όταν εκτεθούν σε ηλεκτρικό πεδίο. Λειτουργούν όμως και αντίστροφα: όταν παραμορφώνονται, παράγουν ηλεκτρικό φορτίο. Αυτή η ιδιότητα δίνει στα πιεζοηλεκτρικά υλικά την ικανότητα να λειτουργούν ως αισθητήρες ή επενεργητές. Η σύλληψη της χρήσης πιεζοηλεκτρικών επενεργητών σε συσκευές οι οποίες αλλάζουν τον τρόπο αλληλεπίδρασης της αεροτομής και του περιβάλλοντος δεν είναι νέα.

Στην πραγματικότητα, πολλοί σημαντικοί ερευνητικοί οργανισμοί καθώς και βιομηχανικοί εταίροι ακολουθούν ενεργά αυτή την κατεύθυνση στην έρευνα. Η κινητήρια δύναμη που οδηγεί σε αυτή την κατεύθυνση, είναι η αυξημένη οικονομία καυσίμου, το ελαφρύτερο αεροσκάφος και η απαλοιφή υδραυλικά ελεγχόμενων διατάξεων ελέγχου. Μία από τις περιοχές που ενσωματώνει τη χρήση τέτοιων υλικών είναι η περιοχή του ενεργητικού ελέγχου θορύβου και των ταλαντώσεων.

Έχει ερευνηθεί επίσης η περίπτωση του ελέγχου με συνθετική δέσμη, η οποία θα υλοποιείται με πιεζοηλεκτρικούς επενεργητές. Οι πιεζοηλεκτρικοί ελεγκτές είναι μια ελκυστική λύση γιατί έχουν χαμηλό βάρος και γρήγορη απόκριση. Είναι επίσης ιδιαίτερα αξιόπιστοι και είναι φτηνοί στην παραγωγή τους.

Αυτή η μελέτη διερευνά τις αλλαγές στα χαρακτηριστικά του οριακού στρώματος για πολλές γωνίες πρόσπτωσης για διάφορους αριθμούς Reynolds. Σκοπός είναι να φωτισθούν οι φυσικοί μηχανισμοί που σχετίζονται με τη λειτουργία των επενεργητών. Ερευνάται επίσης η αποτελεσματικότητα των επενεργητών, όταν αυτοί είναι τοποθετημένοι σε δύο θέσεις κατά τη χορδή μιας αεροτομής NACA 0015.

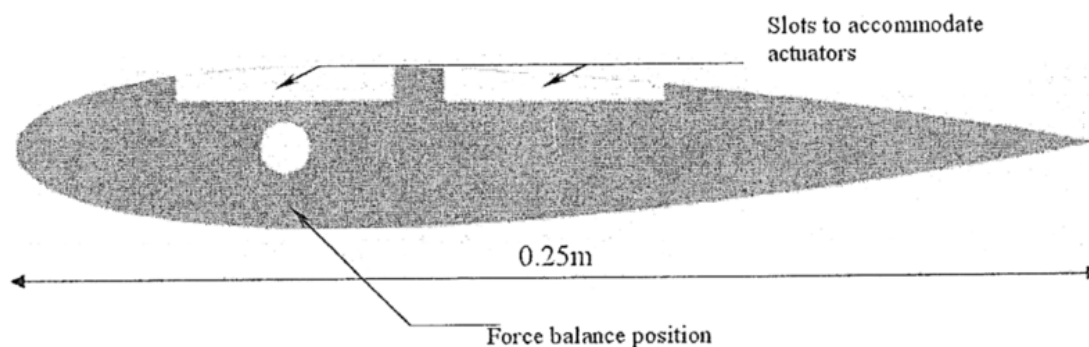


Figure 2. Side view of the NACA 0015 aerofoil showing slots on its upper surface

Σχήμα 3.7

Η αεροτομή φαίνεται στο σχήμα 3.7. Έχει μήκος χορδής 0.25m και οι θέσεις των πιεζοηλεκτρικών επενεργητών βρίσκονται στο 25% της χορδής και στο 50% της χορδής.

Τα αποτελέσματα της έρευνας δείχνουν ότι αυξανόμενου του αριθμού Reynolds, οι επενεργητές, ανεξάρτητα από τη θέση τους, αυξάνουν την άνωση. Όμως, η αντίσταση

αυξάνεται όταν οι επενεργητές λειτουργούν σε χαμηλότερες συχνότητες. Όταν οι επενεργητές λειτουργούν σε συχνότητες μεγαλύτερες από 900Hz, παρατηρείται μείωση της αντίστασης για μεγάλους αριθμούς Reynolds. Αυτό το γεγονός αυξάνει το συνολικό λόγο άνωσης προς αντίσταση της αεροτομής. Οι μετρήσεις των δυνάμεων δείχνουν ότι οι επενεργητές που βρίσκονται στη θέση 0.25c είναι πιο αποδοτικοί από αυτούς που βρίσκονται στη θέση 0.5c. Μια αύξηση του 47% παρατηρείται στο μέγιστο λόγο άνωσης προς αντίσταση. Αυτό συνέβη για συχνότητα 900Hz.

Κατά τη μελέτη του οριακού στρώματος οι επενεργητές της θέσης 0.25c, παρατηρήθηκαν μεγάλες αλλαγές στη μέση ταχύτητα και στην ένταση της τύρβης. Επίσης, η ροή παραμένει προσκολλημένη γύρω από τη θέση των επενεργητών. Οι επενεργητές δίνουν ορμή στο οριακό στρώμα, μέσω των εκπεμπόμενων στροβίλων και βοηθούν στην καθυστέρηση της αποκόλλησης της ροής.

### **3.6 Έλεγχος ροής με πνευματικούς επενεργητές (Φαινόμενο Coandă) [15], [16]**

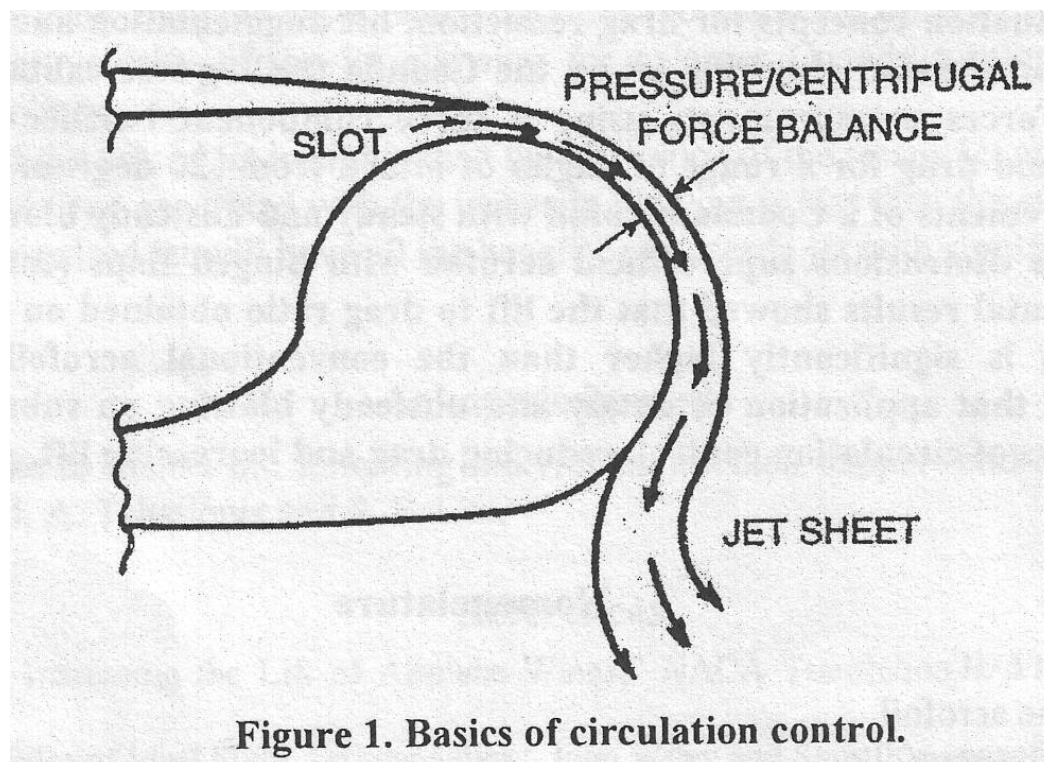
Η χρήση πνευματικών διατάξεων στη μορφή αεροτομών που εμφυσούν δέσμη μελετώνται από τα 1930. Στις περισσότερες από αυτές τις διατάξεις, οι οποίες εμπίπτουν σε κατηγορίες πτερυγίων δέσμης (jet flaps) και πτερυγίων εμφύσησης (blown flaps), ένα φύλλο δέσμης εξέρχεται από την ακμή εκφυγής της αεροτομής και σε σταθερή γωνία ή εφαπτομενικά σε πτερύγιο με οξεία ακμή. Αυτό αυξάνει τις αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές γιατί δεσμεύει τη ροή και την εκτρέπει με πνευματικό τρόπο, παρά με την απλή εκτροπή μέσω μιας μηχανικής επιφάνειας (κλασική υπεραντωτική διάταξη).

Η αεροδυναμική σύλληψη του «Ελέγχου Κυκλοφορίας» φαίνεται στο σχήμα 3.8.

Η σύλληψη αυτή χρησιμοποιεί απομαστευμένο αέρα που εμφυσείται εφαπτομενικά σε μια καμπυλομένη ακμή εκφυγής για να ενισχύσει την κυκλοφορία της αεροτομής και συνεπώς την δύναμη άνωσης. Η εφαπτομενική δέσμη εξέρχεται πάνω από την καμπυλομένη ακμή εκφυγής, η οποία αντικαθιστά το flap, και η στροφή της ροής μπορεί να φτάσει μέχρι τις 180°. Η δέσμη παραμένει προσκολλημένη στην καμπυλομένη επιφάνεια λόγω της ισορροπίας της πίεσης κάθετα στη δέσμη και της ορμής της δέσμης. Σε χαμηλές τιμές της ταχύτητας δέσμης, η δέσμη οδηγεί το οριακό στρώμα και εμποδίζει την αποκόλληση. Έτσι, αυτός είναι ένας αποτελεσματικός τρόπος ελέγχου της ροής. Καθώς η δέσμη συνεχίζει να στρίβει, μια αύξηση στην στατική πίεση, στην διατμητική τάση και στην φυγοκεντρική δύναμη παράγουν ένα φαινόμενο παρόμοιο με αυτό του κλασικού flap. Έτσι αυξάνεται η άνωση με την εκμετάλλευση του φαινομένου Coandă.

Έχουν γίνει δοκιμές για διάφορες αεροτομές και έλεγχο της ροής με έλεγχο κυκλοφορίας. Επιλέχθηκε σε αυτή τη μελέτη μια υπερκρίσιμη αεροτομή που έχει καλές ιδιότητες και στις χαμηλές και στις υψηλές ταχύτητες. Ακόμη, επιλέχθηκε γιατί

είναι εύκολο να εφαρμοσθεί σε μια τέτοια αεροτομή ο έλεγχος κυκλοφορίας, με κατάλληλη τροποποίηση της ακμής εκφυγής.



Σχήμα 3.8

Το πείραμα περιελάμβανε τεσσάρων τύπων δοκιμές: δοκιμές για την υπερκρίσιμη αεροτομή με διάφορες θέσεις του flap, δοκιμές για την Coandă αεροτομή χωρίς διέγερση, για την Coandă αεροτομή με σταθερή διέγερση και δοκιμές για την Coandă αεροτομή με παλλόμενη διέγερση. Τα συγκεντρωτικά αποτελέσματα φαίνονται στον πίνακα 3.4:

<b>Πίνακας 3.4:</b> Αποτελέσματα πειράματος ελέγχου κυκλοφορίας			
Ρύθμιση	Μέγιστο CL	Γωνία απώλειας στήριξης	L/D (AoA 0°)
Υπερκρίσιμη αεροτομή με flap στις 0°	1.62	15	15.48
Αεροτομή Coandă	1.3	13	9.53
Αεροτομή Coandă (P <sub>0</sub> =2.5bar)	1.59	12	26.9
Αεροτομή Coandă (P <sub>0</sub> =2.5bar, f=8Hz)	1.435	13	27.78

Τα αποτελέσματα της έρευνας έδειξαν ότι στην περίπτωση της εμφύσησης με σταθερό πλάτος, αυξανόταν ο συντελεστής άνωσης ενώ μειωνόταν η γωνία απώλειας στήριξης με αύξηση του συντελεστή ορμής της δέσμης. Παρότι ο μέγιστος συντελεστής άνωσης, που παρατηρείται στα 2.5 bar σταθερής διέγερσης, είναι μικρότερος από αυτόν της αεροτομής με το flap στις 10° κλίσης, υπάρχουν ενδείξεις ότι μπορεί να αυξηθεί για μεγαλύτερη ταχύτητα εμφύσησης. Τα πειραματικά δεδομένα της σταθερής διέγερσης δείχνουν την ιδιαίτερη αποτελεσματικότητα του πνευματικού επενεργητή να οδηγεί τη ροή και να αυξάνει την κυκλοφορία, γεγονός που οδηγεί σε μεγάλη άνωση σε σχέση με την αεροτομή με flap με μηδενική γωνία. Παρατηρείται, επίσης, αύξηση του συντελεστή άνωσης καθώς αυξάνεται ο συντελεστής ορμής της δέσμης. Το γεγονός αυτό μπορεί να εξηγηθεί, αν ληφθεί η μεγαλύτερη εκτροπή των γραμμών ροής από τη δέσμη. Τέλος, η αποδοτικότητα ως προς το λόγο άνωσης προς αντίσταση είναι μεγαλύτερη για την παλλόμενη διέγερση. Πιο συγκεκριμένα στην περίπτωση της παλλόμενης διέγερσης, παρατηρείται μειωμένη αντίσταση. Συνεπώς, η παλλόμενη διέγερση έχει τα ίδια πλεονεκτήματα με την σταθερή διέγερση, αλλά με μειωμένη παροχή μάζας κι άρα μειωμένες ανάγκες σε απομάστευση από τον κινητήρα του αεροσκάφους.

## 4. Υπολογιστική μοντελοποίηση ενεργητικού ελέγχου ροής

### 4.1 Εισαγωγή

Η ενότητα αυτή παρουσιάζει τη διαδικασία και τα αποτελέσματα της υπολογιστικής μοντελοποίησης ροής σε αεροτομές με και χωρίς έλεγχο. Οι αεροτομές που εξετάζονται είναι δύο: μία διπλού παραβολικού τόξου με 6% μέγιστο πάχος, και μία NACA 4412. Η μοντελοποίηση έγινε με τη βοήθεια του εμπορικού πακέτου FLUENT καθώς και της εφαρμογής GAMBIT για την κατασκευή του πλέγματος, η οποία ακολουθεί το παραπάνω πακέτο.

Στις επόμενες υποενότητες θα παρουσιαστεί με λεπτομέρεια η διαδικασία που ακολουθήθηκε για την εισαγωγή της γεωμετρίας, την κατασκευή του πλέγματος, την εξομάλυνση (smoothing) του πλέγματος και τον ορισμό των επιφανειών στις οποίες θα επιβληθούν οι οριακές συνθήκες. Τα παραπάνω βήματα υλοποιούνται στην πρώτη φάση της μοντελοποίησης στο πρόγραμμα GAMBIT.

Στη συνέχεια γίνεται η εισαγωγή του αρχείου πλέγματος στο FLUENT, ο ορισμός των οριακών συνθηκών, η ενσωμάτωση του μοντέλου τύρβης, ο ορισμός του ρευστού και των ιδιοτήτων του και οι ορισμοί των σχημάτων επίλυσης και των παραμέτρων τους. Έπειτα ακολουθεί η επίλυση και η επεξεργασία των αποτελεσμάτων.

Είναι σημαντικό να δικαιολογηθεί η απόφαση για τη μελέτη της ροής με την μέθοδο της υπολογιστικής μοντελοποίησης και όχι με πειραματική προσομοίωση. Αρχικά, θα εξεταστεί το ζήτημα της ομοιότητας. Όπως φαίνεται στις δημοσιεύσεις περί ελέγχου της ροής, οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν ως βιβλιογραφία στο προηγούμενο κεφάλαιο, οι αριθμοί Reynolds στους οποίους έγιναν τα πειράματα είναι αρκετά χαμηλοί. Για την ακρίβεια, δεν ξεπερνούν σε καμία περίπτωση το όριο του  $Re=300000$ . Αυτό είναι ένα μειονέκτημα καθώς στην περίπτωση της πτέρυγας του αεροσκάφους έχουμε αριθμούς Reynolds της τάξεως του  $10^6$ . Στην υπολογιστική προσομοίωση, με ευκολία μπορούμε να έχουμε αριθμούς Reynolds της παραπάνω τάξεως. Με αυτή τη συνέπεια, τα συμπεράσματα μεταφέρονται χωρίς αμφιβολίες και για την πραγματική περίπτωση.

Ένας άλλος λόγος που βολεύει να κάνουμε υπολογιστική προσομοίωση είναι το μικρό κόστος σε χρήμα. Μία πειραματική διάταξη έχει κάποιο κόστος ενώ το μόνο κόστος που υφίσταται στη λειτουργία του υπολογιστή είναι ο χρόνος στον οποίο θα πάρουμε τα αποτελέσματα. Ειδικά στην περίπτωση της παρούσας εργασίας, όπου ερευνάται διδιάστατη ροή, είναι εξασφαλισμένος ο σχετικά μικρός χρόνος εκτέλεσης της κάθε περίπτωσης.

Κατά την παρουσίαση των αποτελεσμάτων της μοντελοποίησης, συγκρίνονται τα μεγέθη που εξήχθησαν από το FLUENT με πειραματικά δεδομένα αντίστοιχων αριθμών Reynolds. Αυτό είναι απαραίτητο, όχι μόνο για την τεκμηρίωση των συμπερασμάτων, αλλά και για τον έλεγχο του υπολογιστικού πακέτου και την ποιότητα, με την οποία ενσωματώνει τα μοντέλα τύρβης. Έτσι θα παρουσιαστούν οι διάφορες αδυναμίες του πακέτου και του πλέγματος.

## 4.2 Προεπεξεργασία στο GAMBIT

Το GAMBIT είναι μια εφαρμογή προεπεξεργασίας υπολογιστικού πακέτο και αποτελεί μία από τις υποστηριζόμενες πλατφόρμες ως προς τον λύτη FLUENT. Η πρακτική ενασχόληση ερευνητών με το πακέτο FLUENT έχει αναδείξει το GAMBIT ως την βασική εφαρμογή που χρησιμοποιείται για την κατασκευή πλέγματος και την προεπεξεργασία. Συνεπώς, αυτή η εφαρμογή χρησιμοποιήθηκε και σε αυτήν την εργασία.

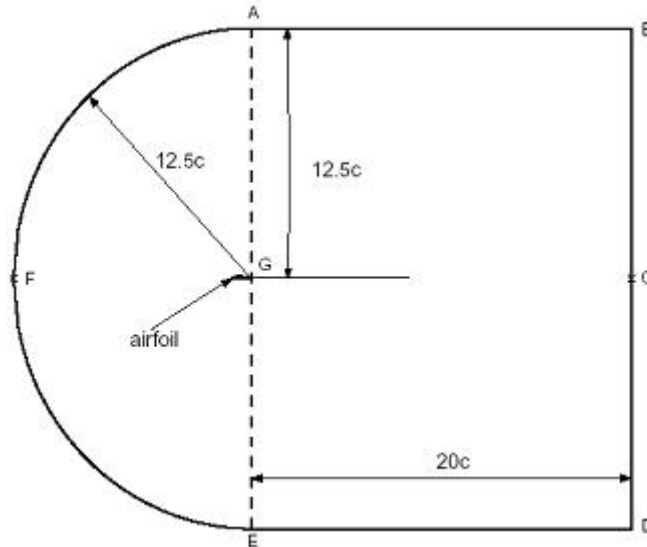
Ανοίγοντας την εφαρμογή, εμφανίζεται το παραθυρικό περιβάλλον και αναμένεται από το χρήστη η εισαγωγή της γεωμετρίας. Όπως κάθε υπολογιστικό πακέτο προεπεξεργασίας, έτσι και το GAMBIT παρέχει στοιχειώδεις δυνατότητες σχεδίασης αντικειμένων. Ο χρήστης έχει δυνατότητα να δημιουργήσει σημεία (vertices), ακμές στο χώρο ή γραμμές στο επίπεδο καθώς και καμπύλες γραμμές ή επιφάνειες. Κατά τη γενική τακτική που ακολουθείται στην προεπεξεργασία με τέτοια προγράμματα, συνίσταται η χρήση των σχεδιαστικών δυνατοτήτων του GAMBIT μόνο για απλές περιπτώσεις. Σε περιπτώσεις δύσκολες, έχει προηγηθεί η σχεδίαση σε κάποιο πακέτο CAD και το αρχείο εισάγεται μέσω της αντίστοιχης δυνατότητας του GAMBIT.

Στην περίπτωση αυτής της εργασία χρησιμοποιήθηκαν οι σχεδιαστικές δυνατότητες του πακέτου, αφού η απαίτηση της γεωμετρίας ήταν μικρή. Συγκεκριμένα, έπρεπε να κατασκευασθεί η γεωμετρία δύο αεροτομών: μία διπλού παραβολικού τόξου με πάχος 6% και μία NACA 4412. Ο τρόπος που κατασκευάστηκε η γεωμετρία περιγράφεται παρακάτω. Εγγράφουμε σε ένα αρχείο τις συντεταγμένες των αεροτομής στο χώρο. Στην πρώτη γραμμή έχουμε δύο αριθμούς, το σύνολο των σημείων και τον αριθμό των επιφανειών που θα ορίσουν τα σημεία της αεροτομής. Παρακάτω ακολουθούν οι συντεταγμένες της αεροτομής. Μετά την εισαγωγή των σημείων πρέπει να γίνει η κατάλληλη παρεμβολή γραμμής, ώστε να αναπαρασταθεί η αεροτομή. Χρησιμοποιείται το εργαλείο παρεμβολής με NURBS που διαθέτει το GAMBIT και τελικά έχουμε την μορφή της αεροτομής.

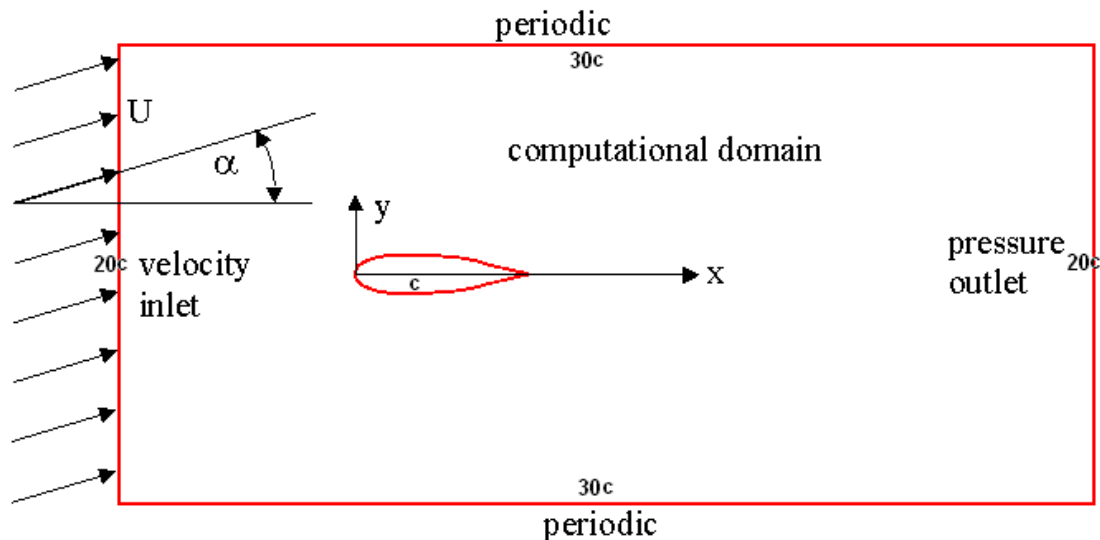
Για να κατασκευαστεί το πλέγμα, πρέπει αρχικά να ορίσουμε τον υπολογιστικό χώρο. Οι διαστάσεις αυτού του χώρου πρέπει να είναι αρκετά μεγάλες ώστε να μπορούν να αναπτυχθούν τα φαινόμενα της ροής. Ο χώρος για την αεροτομή 4412 έχει όρια και διαστάσεις που φαίνονται σχήμα 4.1. Ο χώρος για την αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου έχει διαστάσεις όπως φαίνονται στο σχήμα 4.2. Και στις δύο περιπτώσεις, η χορδή της αεροτομής έχει μήκος 1m. Οι παρακάτω χώροι, όπως αποδεικνύεται κι από τα αποτελέσματα της επίλυσης, υπερεπαρκούν για την περίπτωσή μας.

Η κατασκευή του πλέγματος μέσα από το GAMBIT γίνεται με αλγεβρικές μεθόδους, όπως έχει ήδη αναφερθεί και στον πρόλογο. Για κάθε αεροτομή ακολουθείται διαφορετική διαδικασία. Σε κάθε περίπτωση όμως χρησιμοποιήθηκε δομημένο πλέγμα με τετραπλευρικούς πεπερασμένους όγκους. Από τη βιβλιογραφία έχει προκύψει ότι το δομημένο πλέγμα είναι καταλληλότερο για την περιοχή κοντά στο στερεό όριο, όπου αναπτύσσεται το οριακό στρώμα. Ακόμα έγινε και δοκιμή στο πλέγμα «μακριά» από την αεροτομή με μη δομημένο πλέγμα τριγωνικών στοιχείων

αλλά η επίλυση αργούσε υπερβολικά. Το πλέγμα ήταν αδικαιολόγητα πυκνό σε περιοχές με μικρές κλίσεις ταχύτητας. Αυτό οφείλεται στον τρόπο, με τον οποίο το GAMBIT κατασκευάζει το μη δομημένο πλέγμα. Συγκεκριμένα παράγεται από τρίγωνα σχεδόν ισόπλευρα και έτσι η πυκνωση είναι αναπόφευκτη.



Σχήμα 4.1 Υπολογιστικό χωρίο NACA 4412

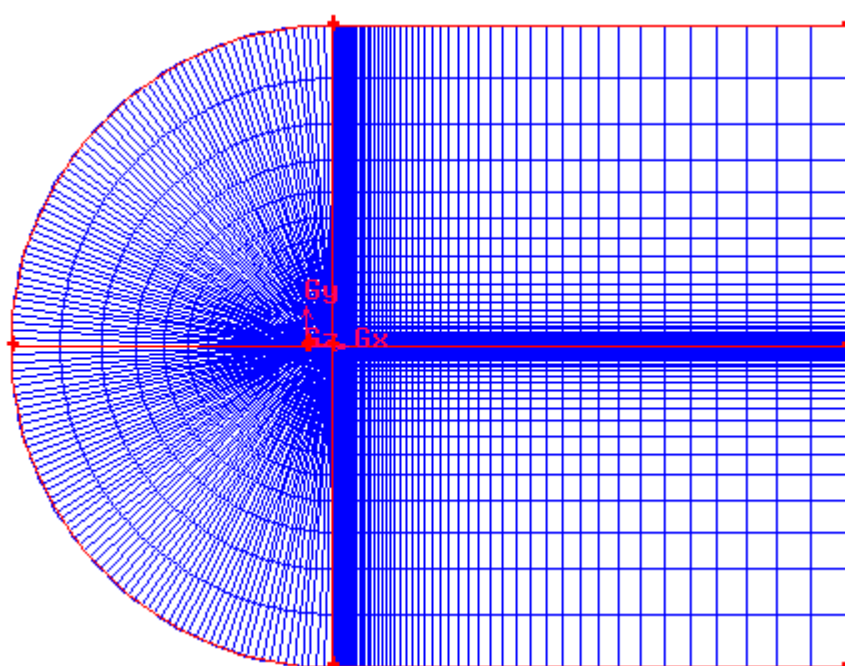


Σχήμα 4.2: Υπολογιστικό χωρίο αεροτομής διπλού παραβολικού τόξου

Στην αεροτομή NACA 4412 έχουμε χωρίσει τον υπολογιστικό χώρο σε τρία κομμάτια. Σύμφωνα με το σχήμα, έχουμε τους υποχώρους ABCG και GCDE. Στις οριζόντιες πλευρές, θα ορισθούν πλεγματικοί κόμβοι με ειδικό συντελεστή ώστε να είναι ιδιαίτερα πυκνή η διανομή τους κοντά στην αεροτομή. Στις οριζόντιες πλευρές κατανέμονται με όμοιο τρόπο οι κόμβοι, ώστε να είναι πυκνή η διανομή κοντά στον ομόρρου. Στις οριζόντιες πλευρές, οι κόμβοι είναι 61 και στις κάθετες πλευρές 61.

Στην ημικυκλική περιοχή AFEGA, η κατανομή των κόμβων γίνεται ως εξής: Αρχικά χωρίζουμε την αεροτομή στο 4% μήκους χορδής σε δύο επιφάνειες. Η μία είναι από την ακμή προσβολής μέχρι το  $x=4\%c$ . Εκεί θα εφαρμοστεί ο έλεγχος και πρέπει να έχουμε καλό πλέγμα. Η άλλη επιφάνεια είναι η υπόλοιπη αεροτομή. Επιλέχθηκε κατάλληλα το πλέγμα στις επιφάνειες. Οι περιοχές κοντά στην ακμή προσβολής και στην ακμή εκφυγής απαιτούν πυκνή διανομή. Πάνω στην αεροτομή έχουμε συνολικά 65 κόμβους πάνω και 64 κάτω. Στην απέναντι ημικυκλική πλευρά έχουμε συνολικά 129 κόμβους, όπως πρέπει αφού κάθε κόμβος έχει τον αντίστοιχό του.

Το GAMBIT συνδέει με γραμμές τους ομόλογους κόμβους και κατασκευάζει το υπολογιστικό πλέγμα. Μια εικόνα του πλέγματος για τη NACA 4412 φαίνεται στο σχήμα 4.3:

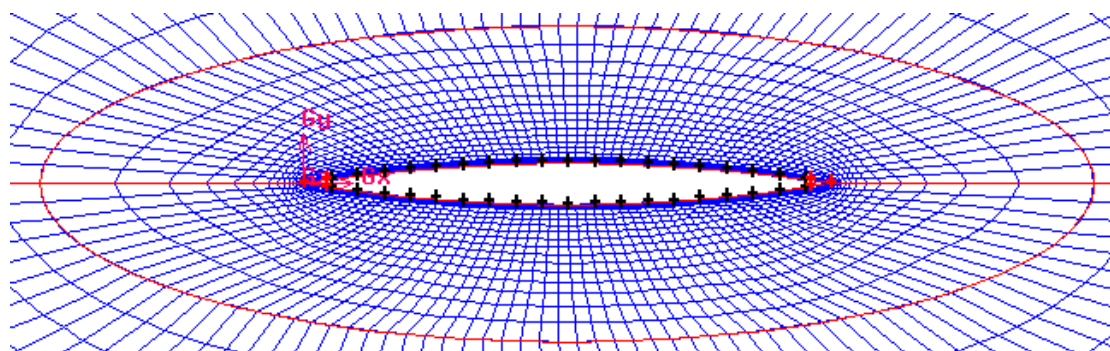


Σχήμα 4.3: Πλέγμα για την NACA 4412

Για την αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου ακολουθήθηκε διαφορετική διαδικασία. Ο υπολογιστικός χώρος χωρίζεται σε δύο μέρη το πάνω και το κάτω. Λόγω της συμμετρίας της αεροτομής, το πλέγμα στο πάνω μέρος είναι ίδιο με το πλέγμα στο κάτω μέρος. Γύρω από την αεροτομή, προσαρμόζεται έλλειψη, για να γίνει ευκολότερη η κατασκευή ενός πυκνού πλέγματος κοντά στην αεροτομή. Στη συνέχεια κατανέμονται οι κόμβοι πάνω στην αεροτομή και στις πλευρές της ημιελλειπτικής περιοχής, στο πάνω μέρος του χώρου. Στην πάνω πλευρά της έλλειψης υπάρχουν 62 κόμβοι, οι οποίοι είναι ομόλογοι με τους κόμβους στο πάνω μέρος της αεροτομής. Στις οριζόντιες πλευρές της ημιελλειπτικής περιοχής υπάρχουν 23 κόμβοι με πυκνωση κοντά στην αεροτομή. Πάνω στην αεροτομή έχουν γίνει κατάλληλοι διαχωρισμοί επιφανειών, για την αναγνώριση των επιφανειών ελέγχου και οι κόμβοι έχουν κατανεμηθεί στις ευαίσθητες περιοχές. Μια σημαντική λεπτομέρεια είναι ότι πάνω στην αεροτομή έχει προσαρμοσθεί πλέγμα τύπου οριακού

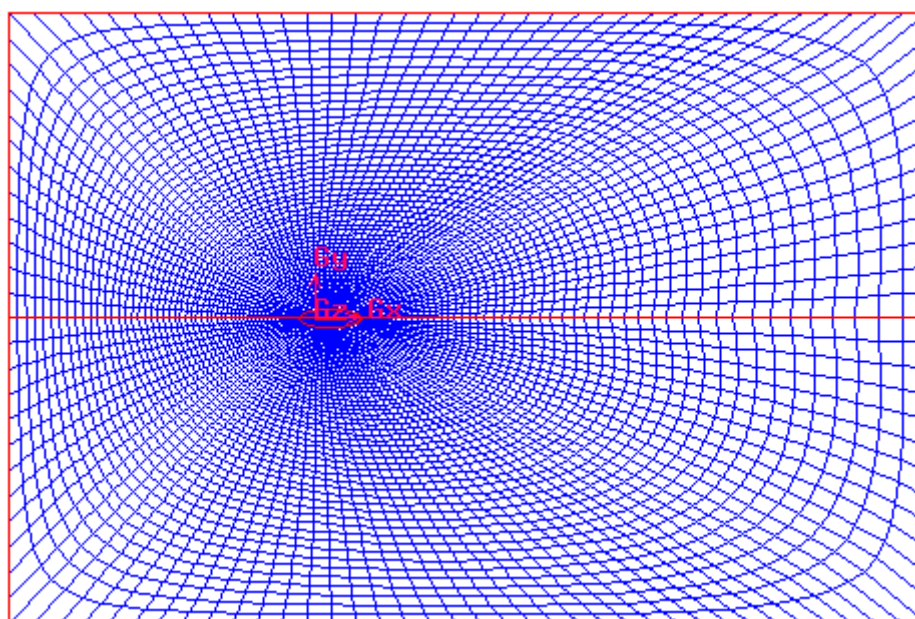


στρώματος με απόσταση πρώτης γραμμής 0,0001m από το στερεό όριο. Αυτό είναι απαραίτητο, για να έχουμε καλή ακρίβεια σε μια ροή αρκετά δύστροπη, λόγω της οξείας ακμής προσβολής. Το κοντινό στην αεροτομή πλέγμα φαίνεται στο σχήμα 4.4.



Σχήμα 4.4: Λεπτομέρεια πλέγματος αεροτομής διπλού τόξου

Για το εξωτερικό πλέγμα, ακολουθείται παρόμοια με την παραπάνω διαδικασία και πετυχαίνεται ένα καλό πλέγμα που μοιάζει να συνεχίζει φυσικά το εσωτερικό πλέγμα. Μετά την ολοκλήρωση της διαδικασίας πλεγματοποίησης και στο κάτω υπολογιστικό χωρίο, παρατηρήθηκαν ανωμαλίες στο πλέγμα οι οποίες δεν αποτελούν σφάλμα αλλά απαιτούν διόρθωση με την διαδικασία εξομάλυνσης. Το GAMBIT διαθέτει εργαλείο εξομάλυνσης με διάφορους αλγόριθμους. Επιλέχθηκε ο αλγόριθμος Winslow με ικανοποιητικά αποτελέσματα. Το τελικό πλέγμα φαίνεται στο σχήμα 4.5.



Σχήμα 4.5: Πλέγμα για αεροτομή παραβολικού τόξου μετά την εξομάλυνση

Το τελευταίο βήμα που πρέπει να γίνει ώστε να εξαχθεί το αρχείο με το πλέγμα και να μπορέσει να εισαχθεί στο FLUENT, είναι να ορισθούν οι ζώνες ρευστού, τα στερεά τοιχώματα και οι τύπου ορίων στις πλευρές που περιβάλλουν τον υπολογιστικό χώρο. Και στις δύο αεροτομές η διαδικασία είναι παρόμοια. Ορίζεται στην είσοδο του πλέγματος τύπος εισόδου ταχύτητας, στην έξοδο της ροής αντίστοιχος τύπος εξόδου. Στις οριζόντιες πλευρές υπάρχει περιοδική συνθήκη εισροής και εκροής μάζας.

Μετά από τα παραπάνω, εξάγεται το αρχείο του πλέγματος και τελειώνει η προεπεξεργασία στο GAMBIT.

## 4.2 Επίλυση και μετεπεξεργασία στο FLUENT

Το FLUENT είναι ένα υπολογιστικό πακέτο με πολλές δυνατότητες τόσο στον τομέα της μοντελοποίησης όσο και στον τομέα της επίλυσης. Έχει τη δυνατότητα να επιλύσει διάφορες ροές. Επιλύει τις εξισώσεις διατήρησης της μάζας και της ορμής κι αν ζητηθεί και της ενέργειας. Βάσει των επιλογών του χρήστη, μπορεί να γίνει επίλυση για συμπιεστό ρευστό με μια ποικιλία επιλογών για την καταστατική εξίσωση. Μπορεί να επιλύσει την μη συνεκτική ροή λύνοντας εξισώσεις Euler, τη στρωτή ροή, και την τυρβώδη ροή ενσωματώνοντας διάφορα μοντέλα τύρβης. Υποστηρίζονται επίσης ροές διαφασικές, υπολογισμοί για την καύση και για άλλες χημικές αντιδράσεις. Υποστηρίζεται επίλυση με παράλληλη επεξεργασία καθώς και προσαρμογή του πλέγματος στη λύση.

Σε ένα πρόβλημα αεροδυναμικής, όπως αυτό που αντιμετωπίζεται σε αυτήν την εργασία δεν χρησιμοποιούνται όλες οι δυνατότητες του FLUENT. Εδώ έχουμε τον αέρα σε θερμοκρασία 300K ως εργαζόμενο μέσο και λόγω της ταχύτητας 50m/s που χρησιμοποιείται είναι αρκετά μικρή (ο αριθμός Mach είναι μικρότερος του 0.3) θεωρούμε το ρευστό ασυμπίεστο. Αυτή είναι μια παραδοχή αφενός κοντά στην πραγματικότητα και αφετέρου δεν επιλύεται η εξίσωση της ενέργειας, η οποία είναι απαραίτητη γιατί η θερμοκρασία υπεισέρχεται στον υπολογισμό της πυκνότητας από την καταστατική εξίσωση τελείων αερίων.

Ξεκινώντας το FLUENT, και αφού επιλεγθεί διπλή ακρίβεια μεταβλητών, πρέπει να εισαχθεί το πλέγμα που έχει κατασκευασθεί προηγουμένως στο GAMBIT. Εισάγεται το αρχείο και επιτελείται έλεγχος, με εντολή του χρήστη, για να διαπιστωθεί ότι το πλέγμα είναι σωστό κι ότι το FLUENT μπορεί να λύσει τη ροή με βάση το εισαχθέν πλέγμα.

Στη συνέχεια της διαδικασίας επιλέγεται τον τύπου του επιλύτη που θα χρησιμοποιηθεί. Για να έχουμε μια πιο στιβαρή και με μικρότερο σφάλμα λύση, επιλέγεται ο τρόπος επίλυσης με πεπλεγμένο σχήμα πεπερασμένων διαφορών. Ορίζονται επίσης στο ίδιο πλαίσιο διαλόγου, οι διαστάσεις της ροής. Εδώ υφίσταται πρόβλημα διδιάστατο. Ακόμη πρέπει να ορισθεί ο τύπος της εξάρτησης της ροής από το χρόνο. Ενώ είναι γνωστό ότι το πρόβλημα της παρούσας εργασίας είναι γενικά μη μόνιμο και στην αποκολλημένη περιοχή σίγουρα μη μόνιμο. Όμως, αρχικά επιλέγεται

μόνιμη λύση, ώστε να προκύψουν τιμές στα μεγέθη της ροής με σχετικά καλή φυσική σημασία και σχετικά κοντά στα πραγματικά. Αυτό θα βοηθήσει στην καλύτερη και συντομότερη σύγκλιση της επίλυσης της μη μόνιμης ροής.

Σειρά έχει να επιλεγθεί το μοντέλο τύρβης που θα χρησιμοποιηθεί για την επίλυση. Όπως έχει αναφερθεί και στο κεφάλαιο 2, επιλέχθηκε το μοντέλο τύρβης των Spalart Allmaras, το οποίο είναι κατάλληλο για αεροδυναμικές ροές. Από τα αποτελέσματα της επίλυσης, θα διαπιστωθεί ότι το μοντέλο τύρβης δουλεύει πολύ καλύτερα για μεγάλους αριθμούς Reynolds. Οι σταθερές του μοντέλου είναι αυτές που περιγράφονται στο κεφάλαιο 2 και δεν δοκιμάστηκαν άλλες τιμές.

Το επόμενο βήμα είναι να ορισθούν τα υλικά της περίπτωσης προς επίλυση. Ορίζεται ο αέρας, ως ασυμπίεστο ρευστό, με πυκνότητα  $1.225\text{kg/m}^3$ . Επίσης η συνεκτικότητα του ρευστού επιλέγεται να είναι σταθερή και ίση με  $1.7894 \cdot 10^{-5}\text{kg/ms}$ .

Ορίζεται επίσης μια πίεση «λειτουργίας» που το πρόγραμμα χρησιμοποιεί για αδιαστατοποίηση. Εισάγεται η συνηθισμένη ατμοσφαιρική πίεση  $101325\text{ Pa}$ .

Η διαδικασία έχει φτάσει στο σημείο, που πρέπει να ορισθούν οι οριακές συνθήκες. Επιλέγουμε την ζώνη εισαγωγής και θέτουμε τύπο ορίου «Velocity Inlet». Ορίζεται το μέτρο της ταχύτητας ( $50\text{m/s}$ ) και σε κάθε περίπτωση ορίζεται η γωνία της ταχύτητας με το συνημίτονο κατά  $x$  και το ημίτονο κατά  $y$ . Ορίζεται επίσης και μια κατάσταση τύρβης. Υπάρχουν πολλές επιλογές, για την τύρβη. Στο πρόβλημα η ροή στην είσοδο είναι γενικά στρωτή, οπότε επιλέγεται το μέγεθος «Modified turbulent viscosity» ίσο με  $10^{-5}$ . Επίσης, ορίζεται και στη ζώνη εξόδου όριο τύπου «Pressure Outlet». Οι πλευρές πάνω και κάτω έχουν ορισθεί ως «periodic» από το GAMBIT και δεν χρειάζεται καμία παρέμβαση. Παρόμοια ορίστηκαν και οι περιοχές του στερεού τοιχώματος.

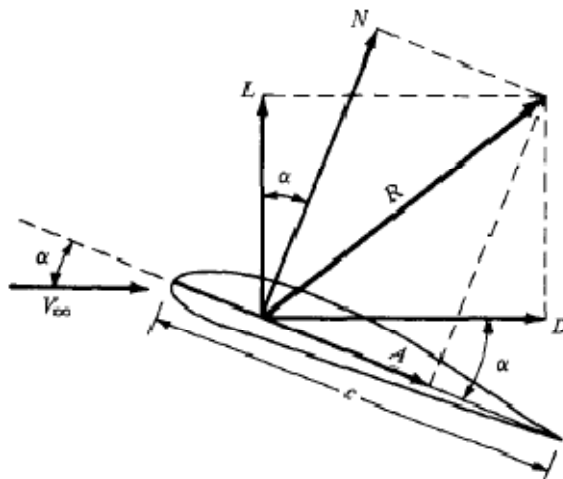
Σειρά έχει η ενασχόληση με τις αριθμητικές παραμέτρους της διαδικασίας επίλυσης. Ανοίγοντας το σχετικό πλαίσιο διαλόγου, επιλέγεται για τη λύση του προβλήματος ο αλγόριθμος SIMPLE. Στη συνέχεια, επιλέγονται σχήματα διακριτοποίησης δεύτερης τάξης για την πίεση, την ταχύτητα και την τυρβώδη συνεκτικότητα (τη μόνη εξίσωση που επιλύεται σύμφωνα με το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras). Οι συντελεστές υποχαλάρωσης δίνονται 0.3 για την πίεση, 1 για την πυκνότητα, 0.7 για την ορμή και 1 για τις δυνάμεις σε στερεά σώματα. Δεν θα γίνουν αλλαγές, αφού οι τιμές είναι αρκετά συντηρητικές και δεν υφίσταται πρόβλημα υπερβολικού υπολογιστικού χρόνου, αφού το πρόβλημα είναι διδιάστατο.

Η αρχικοποίηση του μόνιμου προβλήματος θέτει σε όλα τα σημεία του υπολογιστικού χώρου την ταχύτητα και την πίεση της επιφάνειας εισόδου. Για πολλά προβλήματα ροών, υπάρχει η δυνατότητα να βρεθεί ταχύτερα η λύση αν έχει προηγηθεί μια όσο το δυνατόν πιο ρεαλιστική αρχικοποίηση. Γίνεται άμεσα κατανοητό, πως η παραπάνω αρχικοποίηση, δεν είναι καθόλου ρεαλιστική. Έτσι, θα χρησιμοποιηθεί το εργαλείο του FLUENT, με όνομα «Full Multi-Grid Initialization» και θα μας δώσει μια πολύ καλύτερη εικόνα της ροής σε όλο το πεδίο. Αυτό θα

βοηθήσει στην ταχύτερη σύγκλιση της λύσης, καθώς μπορεί να παράγει μια λύση σχετικά ακριβή και φτηνή σε σχέση με το συνολικό υπολογιστικό κόστος.

Η παραπάνω διεργασία ενεργοποιείται για μόνιμη ροή από την γραμμή εντολών και επιλύει τις εξισώσεις Euler στον υπολογιστικό χώρο, αραιώνοντας το υπάρχον πλέγμα και κάνοντας γραμμική παρεμβολή για τα ενδιάμεσα σημεία. Αυτή η τεχνική δεν δίνει τιμές για τα μεγέθη της τύρβης. Όπως είναι γνωστό, η λύση των εξισώσεων Euler είναι ταχύτατη και δίνει μια πολύ καλή προσέγγιση της πίεσης. Οπότε, η Full Multi-Grid Initialization μας παρέχει μια αρκετά καλή αρχική προσέγγιση.

Στην μοντελοποίηση της εργασίας αυτής, ενδιαφέρει η εύρεση των συντελεστών άνωσης και αντίστασης της αεροτομής. Το σύστημα συντεταγμένων, που έχει εφαρμοσθεί ήδη από το πλέγμα στο GAMBIT είναι αυτό που έχει αρχή το σημείο προσβολής της αεροτομής, άξονα x κατά μήκος της χορδής και άξονα y τον κάθετο δεξιόστροφο του x. Η άνοση και η αντίσταση είναι οι συνιστώσες της δύναμης που ασκείται στην αεροτομή, αναλυμένης στο διάνυσμα της ταχύτητας. Συνεπώς, πρέπει να ορίσουμε πριν τη διαδικασία της επίλυσης τις συντεταγμένες για να υπολογιστούν οι επιθυμητοί συντελεστές. Οι σχέσεις που συνδέουν τους συντελεστές άνωσης και αντίστασης με την κάθετη και οριζόντια δύναμη, αυτή τη δύναμη που υπολογίζει το FLUENT για συντεταγμένες (X=0, Y=1 και X=1, Y=0), ακολουθούν:  $c_L = c_N \cdot \cos \alpha - c_A \cdot \sin \alpha$  και  $c_D = c_N \cdot \sin \alpha + c_A \cdot \cos \alpha$ . Οι δυνάμεις φαίνονται στο σχήμα 4.6.



Σχήμα 4.6

Οι δυνάμεις N, A σχετίζονται με το σύστημα συντεταγμένων του FLUENT ενώ ζητούνται οι δυνάμεις L,D. Επιλέγουμε επίσης, να αποθηκεύονται οι συντελεστές δύναμης κατά τη πρόοδο της επίλυσης σε αρχείο καθώς και να παρουσιάζονται σε διάγραμμα. Οι συντελεστές αυτοί ορίζονται από τις σχέσεις:  $c_L = \frac{L}{0.5\rho U_\infty^2 cb}$  και όπου c·b η χορδή επί το εκπέτασμα. Εδώ έχουμε μοναδιαίο εκπέτασμα.

Ένα άλλο σημαντικό βήμα, που πρέπει να γίνει στο FLUENT, είναι ο ορισμός των μεγεθών αδιαστατοποίησης ώστε οι συντελεστές δυνάμεων να υπολογίζονται σωστά. Οι τιμές αυτές είναι  $1.225 \text{ kg/m}^3$  για την πυκνότητα,  $50 \text{ m/s}$  για την ταχύτητα, 1 ή 2 ή 3 για την επιφάνεια μοναδιαίου βάθους, ανάλογα με το μήκος της χορδής. Η επιφάνεια αυτή χρησιμοποιείται για την αδιαστοποίηση των συντελεστών δυνάμεων. Σημειώνεται ότι ο αριθμός Reynolds της ροής μεταβάλλεται αλλάζοντας το μήκος της χορδής, πολλαπλασιάζοντας όλες τις συντεταγμένες του πλέγματος επί το νέο μήκος χορδής, που στην αρχή ήταν μοναδιαίο. Δεν μεταβάλλεται ποτέ η ταχύτητα ούτε η κινηματική συνεκτικότητα του αέρα.

Μετά από αποθήκευση των αρχείων στο FLUENT, επιλέγεται η εντολή «Iterate» ώστε να αρχίσουν οι επαναλήψεις για την λύση στη μόνιμη ροή. Κατά την διαδικασία αυτή φαίνονται σε διαγράμματα οι εξελίξεις των συντελεστών δύναμης. Στην οθόνη εμφανίζονται τα μεγέθη των υπολοίπων των εξισώσεων. Έχει οριστεί, να θεωρείται ότι η λύση συγκλίνει όταν τα υπόλοιπα όλων των εξισώσεων ροής πέσουν κάτω από  $10^{-5}$ . Από την εμπειρία αρκετών περιπτώσεων έχειδειχτεί ότι η πιο αργή σύγκλιση γίνεται στην εξίσωση διατήρησης της μάζας. Έτσι, όταν το υπόλοιπο της εξίσωσης διατήρησης της μάζας πέσει κάτω από  $10^{-5}$  τα υπόλοιπα των εξισώσεων της ορμής είναι ακόμα χαμηλότερα. Μετά από 150 με 250 επαναλήψεις, σε κάθε περίπτωση διακόπτουμε τη διαδικασία. Αυτό γίνεται γιατί έχει επιτευχθεί μια καλή αρχική λύση, ώστε να ενεργοποιήσουμε τον επιλύτη της μη μόνιμης ροής.

Από το σχετικό μενού επιλέγεται ο μη μόνιμος λύτης και το σχήμα διακριτοποίησης δεύτερης τάξης ως προς το χρόνο. Τώρα, όταν επιλέγεται το πλαίσιο διαλόγου για την έναρξη των επαναλήψεων έχουμε νέες επιλογές όπως το χρονικό βήμα και τον αριθμό των χρονικών επαναλήψεων. Επειδή έχουμε επιλέξει πεπλεγμένο σχήμα χρονοπροέλασης, δεν υπάρχει κριτήριο ευστάθειας για τη λύση. Είναι όμως απαραίτητο, το χρονικό βήμα να είναι κατά μία τάξη μεγέθους μικρότερο από τη μικρότερη χρονική σταθερά του προβλήματος, έτσι ώστε να μπορεί να λυθεί η ροή με ικανοποιητική ακρίβεια. Το FLUENT δίνει τη δυνατότητα για σταθερό χρονικό βήμα ή για αυτόματο προσαρμοζόμενο στη λύση χρονικό βήμα. Επιλέχθηκε το σταθερό χρονικό βήμα.

Κατά τις χρονική προέλαση, το πρόγραμμα κάνει επαναληπτικούς υπολογισμούς, οι οποίοι περιορίστηκαν στις 50 επαναλήψεις ανά χρονικό βήμα. Όμως, ποτέ το πρόγραμμα δεν χρειάστηκε, κατά την επίλυση της NACA αεροτομής, πάνω από 30 επαναλήψεις, ώστε να επιτύχει σύγκλιση της λύσης. Το γεγονός αυτό μας υποδηλώνει ότι το επιλεχθέν χρονικό βήμα είναι ικανοποιητικό.

Κατά την επίλυση, παρατηρούνται τα μεγέθη και ο χρήστης έχει δυνατότητα να διακόψει και να επιτελέσει προσαρμογή του πλέγματος (grid adaption) χρησιμοποιώντας τα αντίστοιχα εργαλεία του FLUENT. Αυτή η διαδικασία μπορεί να γίνει με διάφορα κριτήρια. Η εφαρμογή της στην περίπτωση αυτής της εργασίας θα συζητηθεί κατά το σχολιασμό των αποτελεσμάτων.

Μετά από την ολοκλήρωση της διαδικασίας της επίλυσης, περνάμε στη φάση της μετεπεξεργασίας. Το FLUENT έχει όλα τα δεδομένα και δίνει δυνατότητες να φανούν ισοσταθμικές καμπύλες πίεσης, στροβιλότητας, διανύσματα ταχύτητας και άλλα μεγέθη. Υπάρχει επίσης δυνατότητα να εξαχθούν τα αριθμητικά δεδομένα για περαιτέρω επεξεργασία σε άλλες εφαρμογές.

Σε αυτή την εργασία ενδιαφέρουν τα διαγράμματα  $c_L$  και  $c_D$  ως προς το χρόνο, η μέση διανομή της πίεσης στην επιφάνεια της αεροτομής, κοντά στην αεροτομή, τα διανύσματα της ταχύτητας ιδιαίτερα στις αποκολλημένες περιοχές και η κατανομή του  $Y^+$  στην πάνω πλευρά της αεροτομής. Η συζήτηση επί των αποτελεσμάτων ακολουθεί.

### 4.3 Αποτελέσματα για αεροτομή διπλού παραβολικού τόξου

Η αριθμητική επίλυση μιας ροής με έντονες οξείες ακμές όπως αυτή της αεροτομής διπλού παραβολικού τόξου, παρουσιάζει δυσκολίες. Αυτό συμβαίνει γιατί η οξεία ακμή στο μέτωπο προσβολής δυσκολεύει πολύ τη ροή, υπό γωνία πρόσπτωσης, στην στροφή της και τη δημιουργία φουσαλλίδας αποκόλλησης.

Ο ενεργητικός έλεγχος της ροής που μοντελοποιείται στο FLUENT είναι αυτός του ταλαντούμενου flap, όπως περιγράφεται στην πειραματική δημοσίευση [12]. Μια τέτοια ακριβής μοντελοποίηση, θα απαιτούσε την κατασκευή ενός κινούμενου πλέγματος, λειτουργία που δεν υποστηρίζεται στο FLUENT. Έτσι, η μοντελοποίηση θα γίνει, χρησιμοποιώντας μια συνθήκη ολίσθησης στην πάνω, εμπρός πλευρά της αεροτομής αντί για την συνθήκη μη ολίσθησης των εξισώσεων Navier-Stokes. Η ταχύτητα ολίσθησης είναι πεπερασμένη και ουσιαστικά προσδίδει ενέργεια στο οριακό στρώμα. Μπορεί να εφαρμοστεί αντίστοιχη διέγερση και στην ακμή εκφυγής.

Για να μπορέσουμε να έχουμε αληθινά αποτελέσματα στην περίπτωση του ενεργητικού ελέγχου της ροής, πρέπει αρχικά να λυθούν περιπτώσεις της ροής χωρίς έλεγχο και να συγκριθούν τα αποτελέσματα με τα πειραματικά δεδομένα. Η δημοσίευση που συγκρίνουμε την περίπτωση χωρίς έλεγχο είναι η [18]. Παρακάτω παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του συντελεστή άνωσης για ροή αριθμού Reynolds  $6 \cdot 10^6$  και για ταχύτητα 74 m/s:

Πίνακας 4.1		
Γωνία πρόσπτωσης	Υπολογιστικό CL	Πειραματικό CL
0°	-0.00039749271	0
2°	0.11321688	0.2
4°	0.24298652	0.4

Από τα παραπάνω δεδομένα, φαίνεται ότι δεν μπορούμε να υπολογίσουμε τη ροή στο FLUENT. Από την πρώτη θέαση των αποτελεσμάτων, έγινε επιλογή να λυθεί το πρόβλημα ως χρονικά μη μόνιμο ώστε να διερευνηθεί η συμπεριφορά του προβλήματος στο χρόνο, ακόμα και για τις μόνιμες ροές των μικρών γωνιών πρόσπτωσης. Από το πειραματικό διάγραμμα προκύπτει ότι η γραμμική περιοχή,

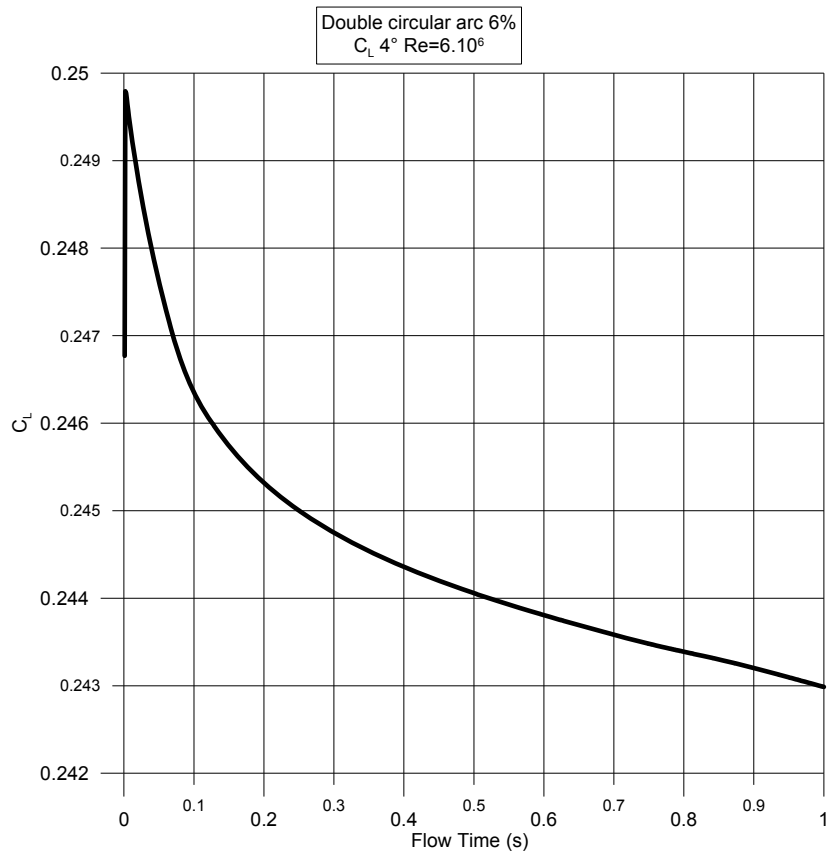
εκτείνεται μέχρι τη γωνία  $8^\circ$ . Παρακάτω φαίνονται τα σχήματα 4.6 και 4.7 για  $4^\circ$  του  $c_L$  και του  $c_D$ .

Δεν διακρίνεται έκλυση στροβίλων καθώς δεν παρατηρούνται ταλαντώσεις, αλλά η ροή δεν φαίνεται να πλησιάζει με κανέναν τρόπο στην πραγματική λύση. Ενδέχεται να απαιτείται αρκετά μικρότερο χρονικό βήμα, αλλά δεν βρέθηκε τέτοια ένδειξη γιατί η λύση συνέκλινε, με ακρίβεια  $10^{-6}$ , σε 10 με 20 επαναλήψεις για κάθε χρονικό βήμα. Εφόσον δεν έχουμε σύγκλιση σε μια μόνιμη λύση, πρέπει να συνεχιστούν οι επαναλήψεις, αλλά το αποτέλεσμα δεν είναι καν κοντά στην πειραματική λύση, οπότε είναι άσκοπο να συνεχίζονται οι δοκιμές με το ίδιο πλέγμα. Πρέπει να σημειωθεί ότι μετά από διαδοχικές επιλύσεις έγιναν προσπάθειες προσαρμογής του πλέγματος με βάση την κλίση της ταχύτητας, για να γίνει η απαραίτητη πύκνωση και να μην παίρνει πολύ μεγάλες τιμές ο συντελεστής τυρβώδους συνεκτικότητας και βγάζει προειδοποιητικό μήνυμα το FLUENT. Παρόλα αυτά δεν επιτυγχάνεται σύγκλιση με αυτό το πλέγμα.

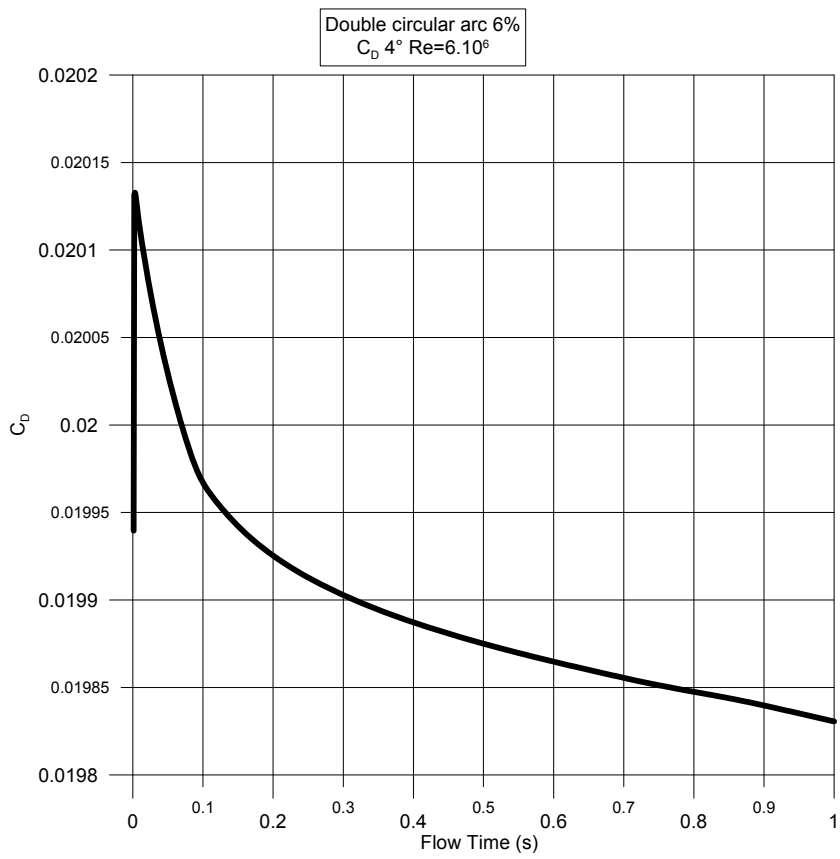
Όπως φαίνεται στα παρακάτω σχήματα (4.9 και 4.10) δεν είναι έχει εμφανιστεί καμία αποκόλληση στην ακμή προσβολής αλλά ούτε και στην ακμή εκφυγής. Το συμπέρασμα είναι ότι δεν είναι δυνατόν να συνεχίσουμε στην περίπτωση ελέγχου αφού δεν έχουμε τα σωστά αποτελέσματα για την απλή περίπτωση.

Έχει παρατηρηθεί για την περίπτωση των  $10^\circ$  (σχήματα 4.11 και 4.12), όπου πλέον η αεροτομή έχει εισέλθει στην περιοχή αποκόλλησης, αποκόλληση και στα υπολογιστικά πράγματα αλλά δεν πάλι ο συντελεστής άνωσης είναι πολύ μακριά από την πραγματική τιμή. Συγκεκριμένα, ο συντελεστής άνωσης για  $10^\circ$  ισούται με 0.4950845 ενώ στο πείραμα έχουμε 0.73.

Στην αεροτομή NACA 4412 τα αποτελέσματα είναι σαφώς κοντά στην πραγματικότητα με ένα πλέγμα αραιότερο και πολύ πιο εύκολο στην κατασκευή του. Ακολουθεί σχετική συζήτηση.

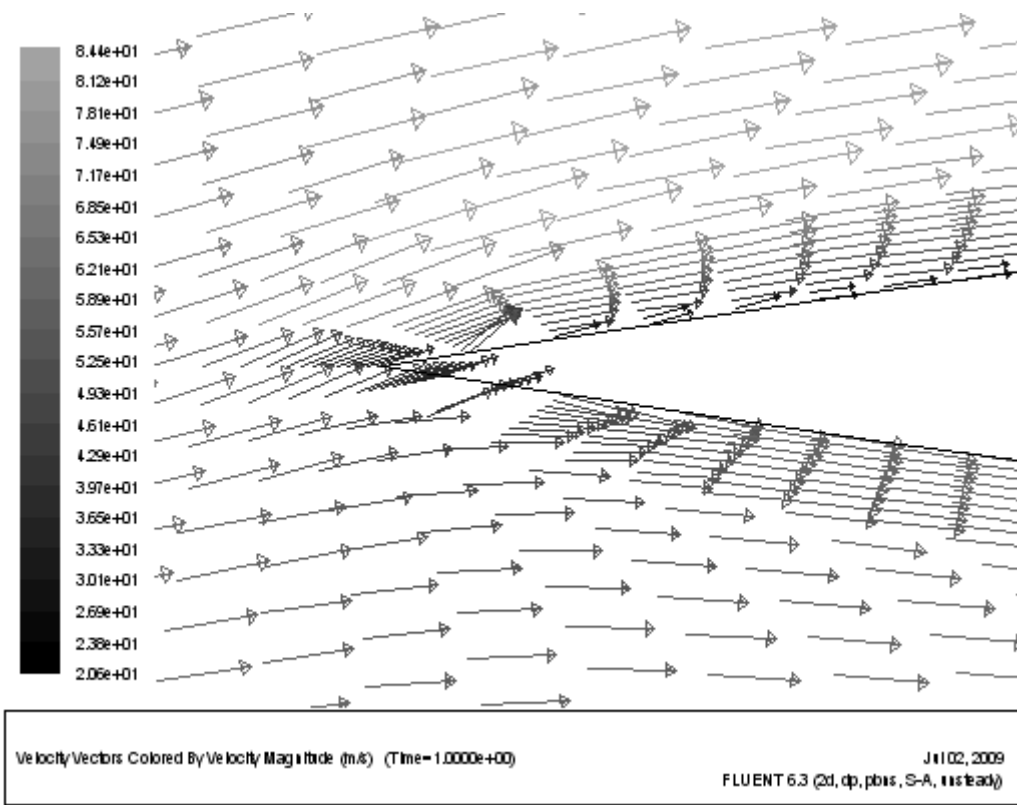


Σχήμα 4.7

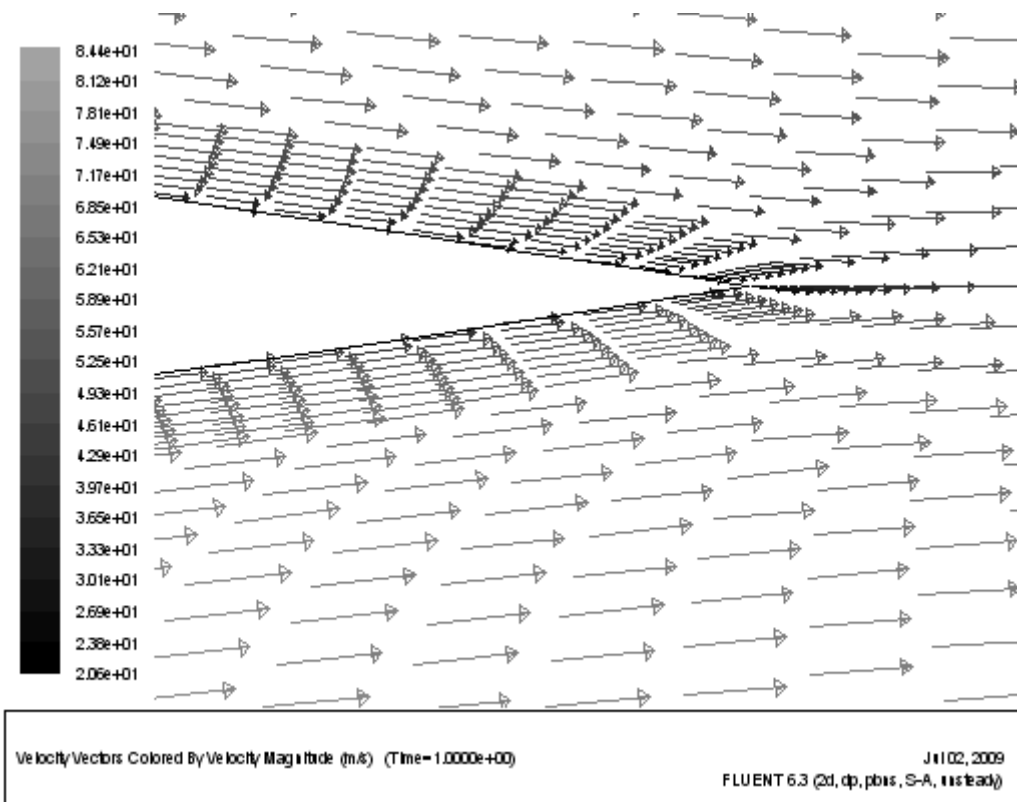


Σχήμα 4.8

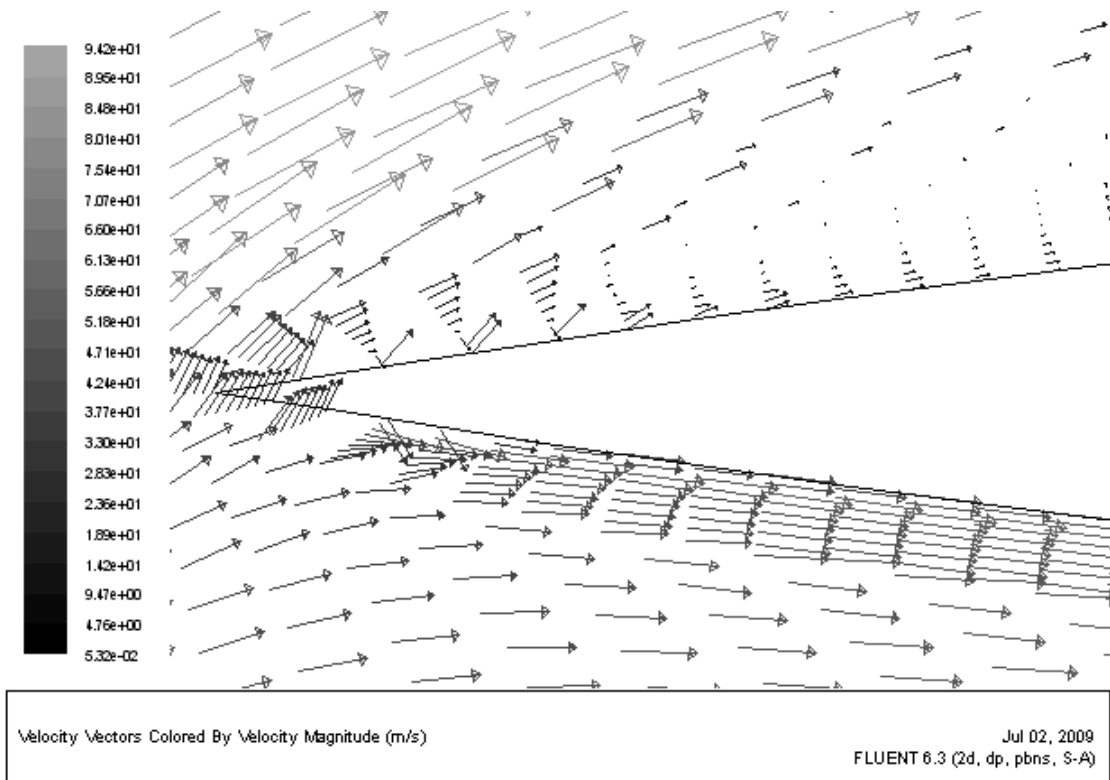




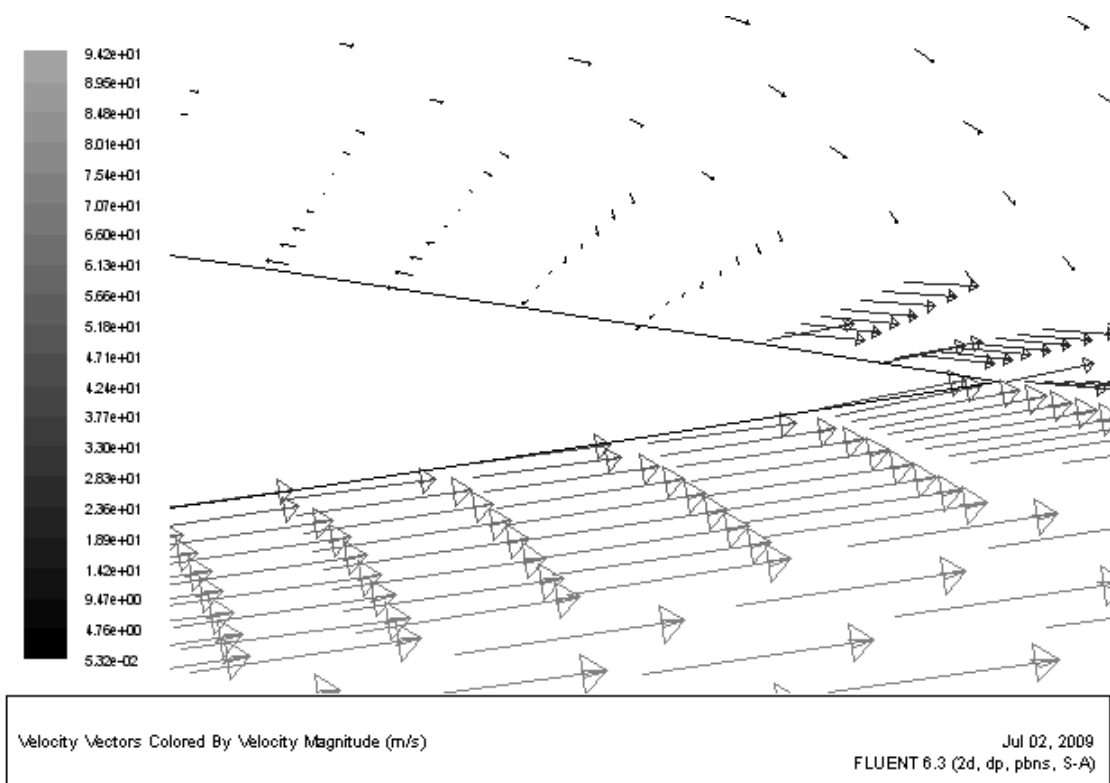
Σχήμα 4.9: Ταχύτητες για 4° σε αεροτομή διπλού τόξου (LE)



Σχήμα 4.10: Ταχύτητες για 4° σε αεροτομή διπλού τόξου (TE)



Σχήμα 4.11: Αποκόλληση για  $10^\circ$  σε αεροτομή διπλού τόξου (LE)



Σχήμα 4.12 Αποκόλληση για  $10^\circ$  σε αεροτομή διπλού τόξου (TE)

#### 4.4 Γενικός σχολιασμός αποτελεσμάτων για αεροτομή NACA 4412

Η αριθμητική επίλυση του πεδίου ροής σε μια «συνηθισμένη» αεροτομή όπως η NACA 4412 είναι μια διαδικασία που έχει επαναληφθεί από πολλούς και γενικά οι υπολογιστικές λύσεις είναι αρκετά κοντά στις πειραματικές μετρήσεις. Το πλέγμα τύπου C που χρησιμοποιήθηκε, και έχει περιγραφεί σε προηγούμενη ενότητα αυτού του κεφαλαίου, είναι αρκετά ικανοποιητικό, όπως θα φανεί από τα αποτελέσματα.

Όπως και στην περίπτωση της αεροτομής διπλού παραβολικού τόξου, θα πρέπει να συγκριθούν τα αποτελέσματα της περίπτωσης χωρίς έλεγχο με τα πειραματικά δεδομένα. Τα πειραματικά δεδομένα είναι από την βιβλιογραφική παραπομπή [19]. Εντοπίστηκαν πειραματικά δεδομένα για αριθμούς Reynolds  $3 \cdot 10^6$ ,  $6 \cdot 10^6$  και  $9 \cdot 10^6$ . Έτσι έτρεξαν περιπτώσεις για διάφορες γωνίες σε αυτούς τους αριθμούς Reynolds. Δεν ελέγχθηκαν περιπτώσεις ροής για αρνητικές γωνίες. Συγκρίθηκαν τα πειραματικά δεδομένα των συντελεστών άνωσης και αντίστασης με τα αντίστοιχα πειραματικά. Οι γραφικές παραστάσεις, που περιέχουν την σύγκριση ακολουθούν.

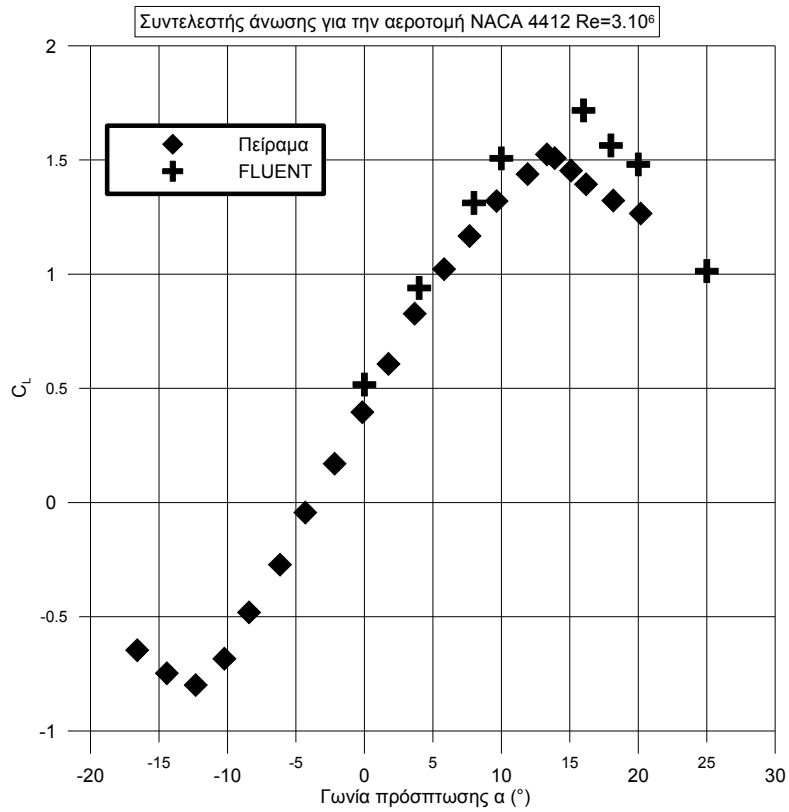
Μέχρι και τη γωνία των  $8^\circ$  τα αποτελέσματα του FLUENT είναι για αριθμό Reynolds  $3 \cdot 10^6$ . Τα αποτελέσματα για την προσκολλημένη περιοχή των γωνιών πρόσπτωσης είναι πολύ κοντά στα πειραματικά και, όπως και στο πείραμα, σχεδόν ταυτίζονται μεταξύ τους. Οπότε δεν έχει νόημα να παρουσιαστούν αποτελέσματα για γωνίες μέχρι  $8^\circ$  για όλους τους αριθμούς Reynolds.

Στα αποτελέσματα του συντελεστή άνωσης παρατηρείται μια διαφοροποίηση μετά τις  $8^\circ$  σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Τα αποτελέσματα του FLUENT είναι πιο μεγάλα από τις πειραματικές τιμές. Αυτό το γεγονός οφείλεται στον σχετικά χαμηλό αριθμό Reynolds. Πιο συγκεκριμένα, όσο μεγαλώνει ο αριθμός Reynolds, το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras λειτουργεί καλύτερα καθώς είναι σχεδιασμένο για αεροναυτικές εφαρμογές και αναμένεται να λειτουργεί καλύτερα σε υψηλότερους αριθμούς Reynolds. Αυτό σημαίνει ότι σε μια πτέρυγα με μια σχετικά σταθερή κατανομή πάχους χορδής της αεροτομής, τα αριθμητικά αποτελέσματα βελτιώνονται με την ταχύτητα. Η παραπάνω διαπίστωση επιβεβαιώνεται από την σύγκλιση των αποτελεσμάτων του FLUENT με τα αποτελέσματα των πειραμάτων για αυξανόμενο αριθμό Reynolds.

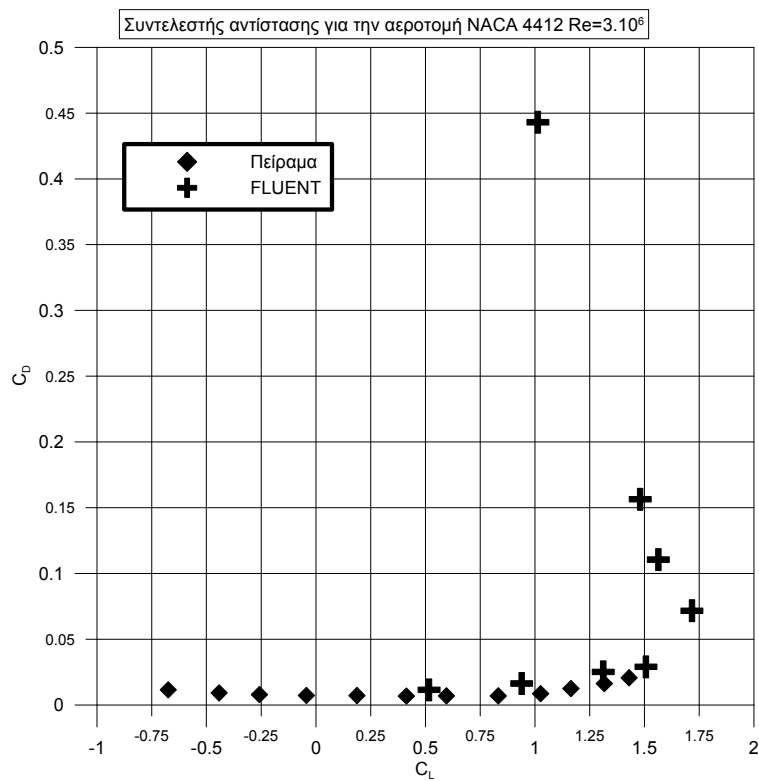
Πρέπει να τονιστεί το γεγονός ότι δεν έχουμε πειραματικό σημείο κοντά στις  $25^\circ$ . Με βάση τις παραπάνω παρατηρήσεις για πρόλεξη κοντά στην πραγματικότητα, μπορεί να υποθεθεί με ασφάλεια ότι στις περιπτώσεις για τους αριθμούς Reynolds 6 και 9 εκατομμύρια η τιμή του συντελεστή άνωσης είναι πολύ κοντά στην πραγματική.

Για τα διαγράμματα σύγκρισης των συντελεστών αντίστασης είναι απαραίτητο να γίνουν κάποιες εξηγήσεις. Επιλέχθηκε να παρουσιάζεται ο συντελεστής αντίστασης βάση του συντελεστή άνωσης, γιατί έτσι παρουσιάζεται στο πειραματικό διάγραμμα. Επίσης, είναι φανερό ότι τα πειραματικά  $c_d$  δεν περιέχουν γωνίες τις αποκολλημένης περιοχής. Από σύγκριση των δεδομένων, προκύπτει ότι ο πειραματικός συντελεστής

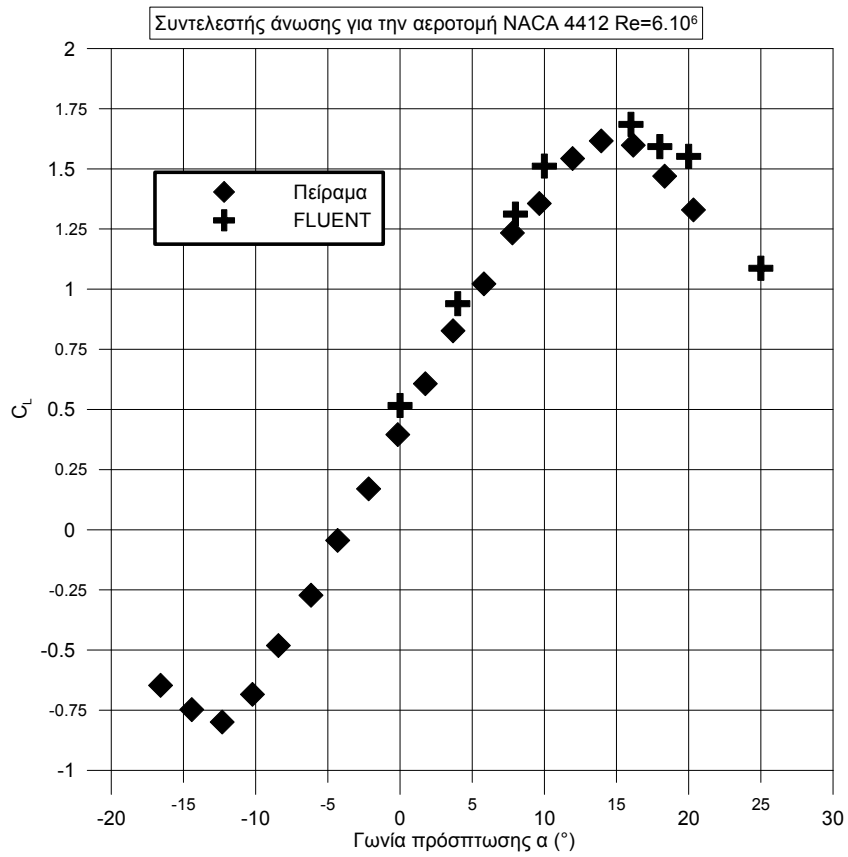
αντίστασης φτάνει μέχρι τις  $10^\circ$ . Αυτό φαίνεται καθώς για τιμές του  $c_L$  από  $8^\circ$  και πάνω έπρεπε να υπάρχουν δύο σημεία για το συντελεστή αντίστασης λόγω της φύσης



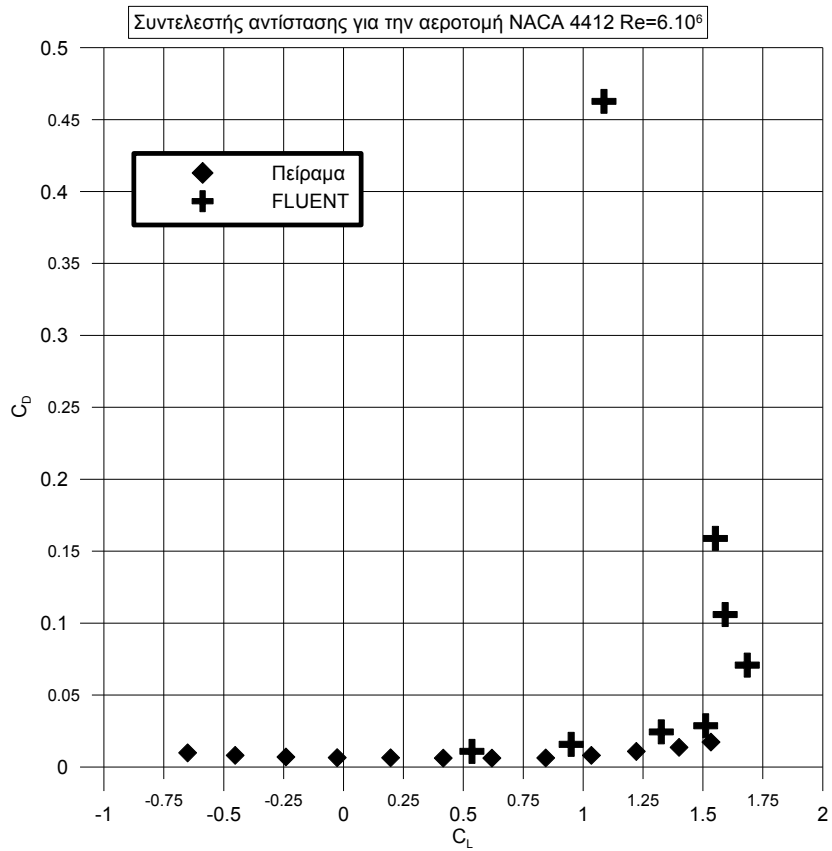
Σχήμα 4.13



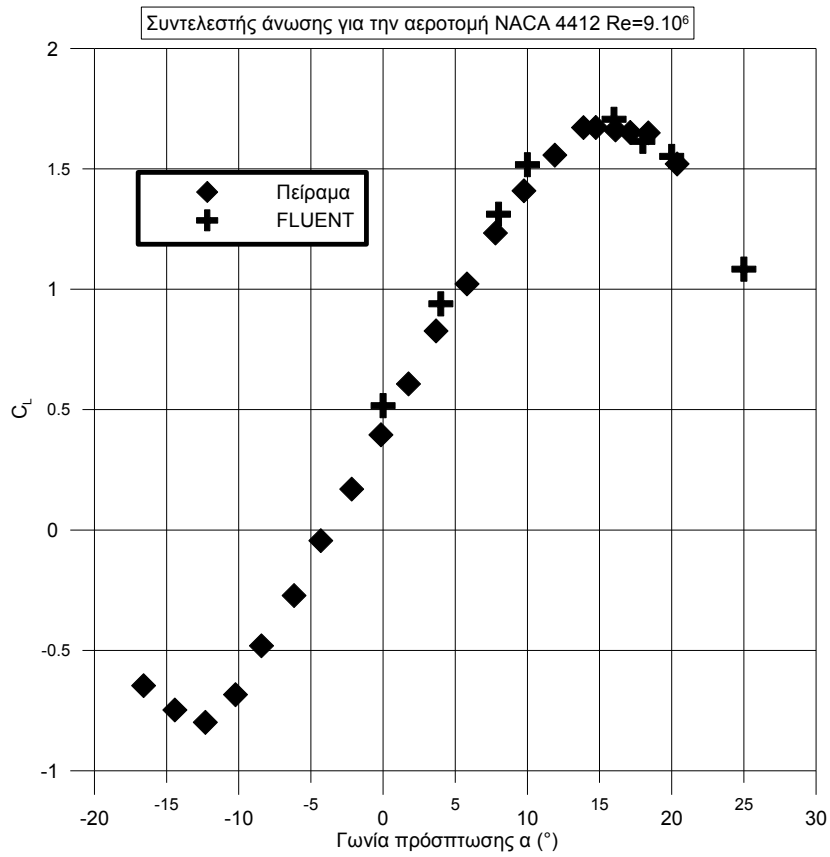
Σχήμα 4.14



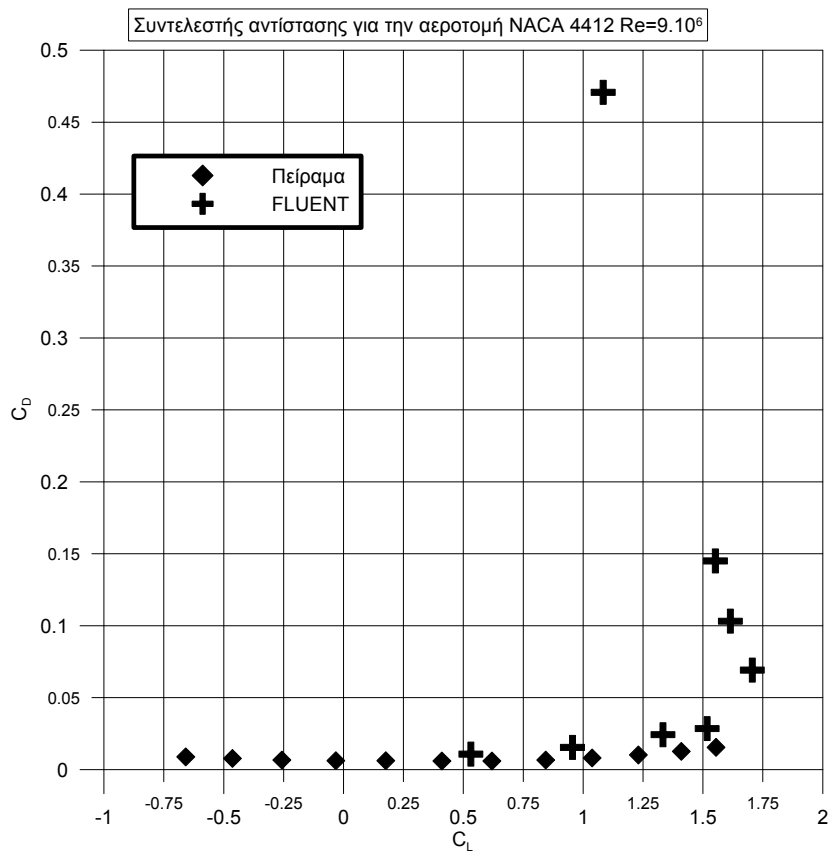
Σχήμα 4.15



Σχήμα 4.16



Σχήμα 4.17



Σχήμα 4.18

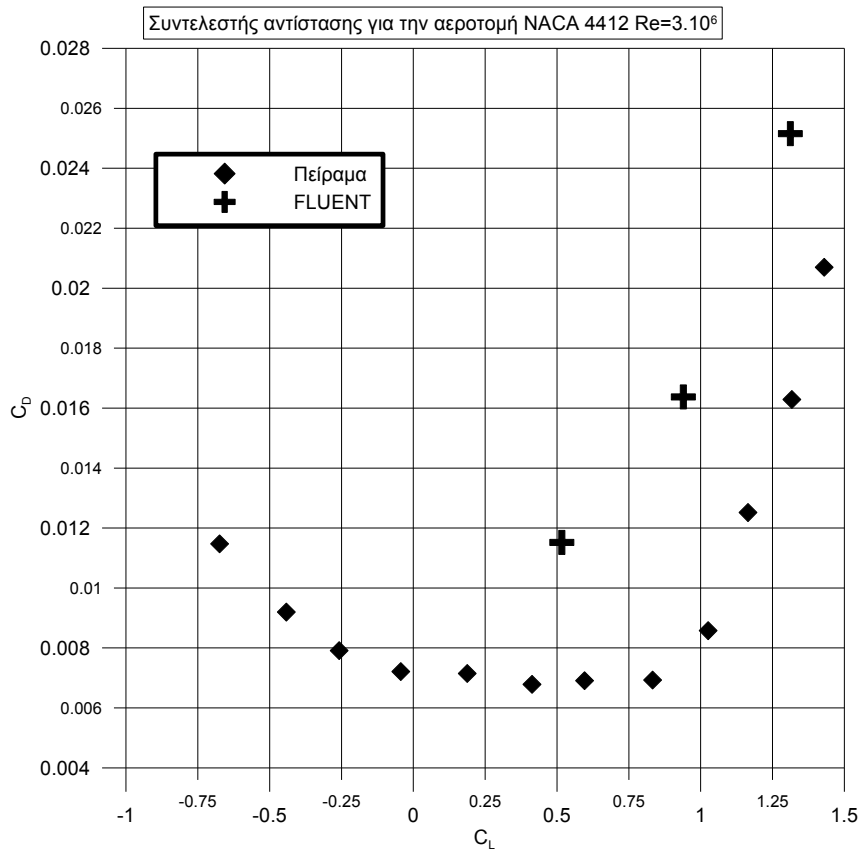
της καμπύλης συντελεστή άνωσης και γωνίας πρόσπτωσης. Όμως δεν παρατηρείται κάτι τέτοιο στην παρουσίαση των πειραματικών μετρήσεων. Οπότε τα αποτελέσματα του FLUENT για πάνω από 8°, δηλαδή τα σημεία από το τέταρτο και μετά δεν έχουν αντίστοιχα πειραματικά για να συγκριθούν. Κάνοντας ξεχωριστά διαγράμματα (σχήματα 4.19, 4.20, 4.21) με τους συντελεστές αντίστασης της προσκολλημένης περιοχής, παρατηρείται ότι το σφάλμα είναι πολύ μεγάλο ανάμεσα στις πειραματικές και τις υπολογιστικές τιμές. Ακόμη δεν φαίνεται να καλυτερεύουν τα αποτελέσματα κατά την αύξηση του αριθμού Reynolds.

Το FLUENT έχει τη δυνατότητα να δίνει κατά τον υπολογισμό του συντελεστή δύναμης τον τελικό συντελεστή ως άθροισμα των δυνάμεων πίεσης και των δυνάμεων διατμητικής τάσης. Για την περίπτωση των 4° και για  $Re=9 \cdot 10^6$  παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του  $c_L$  και του  $c_D$  στον πίνακα 4.2:

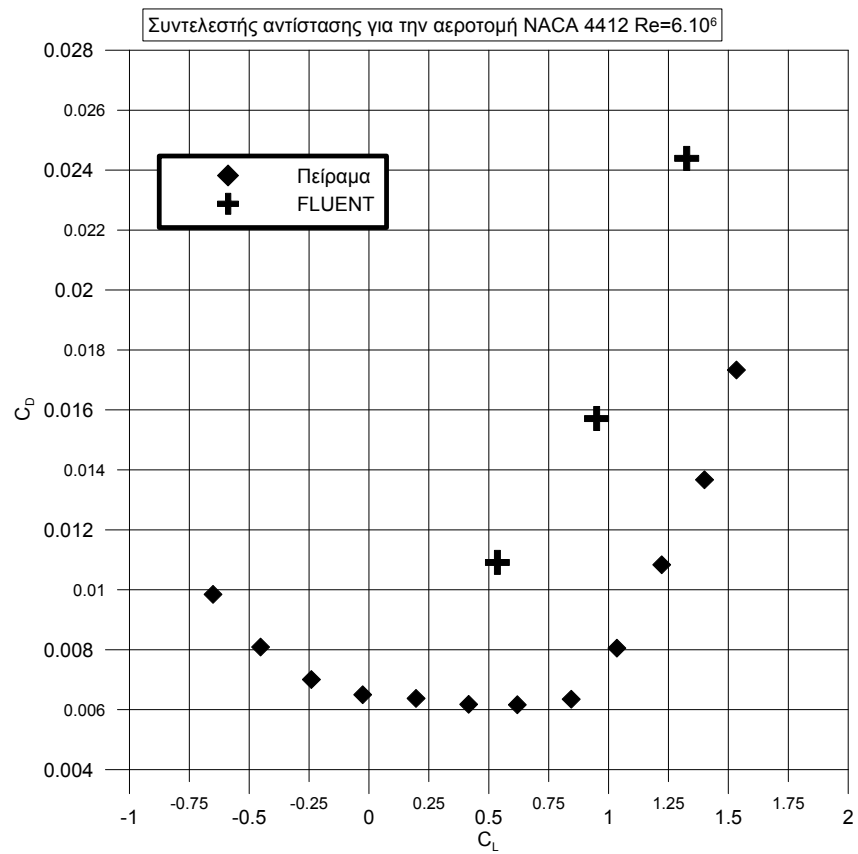
<b>Πίνακας 4.2:</b> Ανάλυση συντελεστών άνωσης και αντίστασης για 4° και $Re=9 \cdot 10^6$			
	Συνολικό	Πίεσης	Συνεκτικότητας
CL	0.95557492	0.95552445	$5.0469626 \cdot 10^{-5}$
CD	0.015376302	0.0094368182	0.0059394835

Από τα δεδομένα του πίνακα παρατηρείται ότι για τον συντελεστή άνωσης το ποσοστό του συνεκτικού όρου ως προς τον όρο πίεσης είναι μικρό και ίσο με 0.005% ενώ για τον συντελεστή αντίστασης το ποσοστό του συνεκτικού όρου είναι πολύ μεγάλο και ίσο με 63%. Αυτό μας δείχνει ότι για να υπολογιστεί σωστά το  $c_D$  πρέπει το πλέγμα να είναι ιδιαίτερα λεπτομερές στο οριακό στρώμα. Δίνεται στο σχήμα 4.21 μια εικόνα των ταχυτήτων που έχουν υπολογισθεί για 4° στην περιοχή του οριακού στρώματος. Είναι φανερό ότι δεν υπάρχουν αρκετά σημεία στο οριακό στρώμα. Η κατανομή των ταχυτήτων φαίνεται σαν να έχει παραχθεί από λύση εξισώσεων Euler, οι οποίες βρίσκουν πολύ καλά την πίεση και για αυτό έχουμε πολύ καλές τιμές του  $c_L$ , ο οποίος εξαρτάται κατά βάση μόνο από την πίεση. Θα ήταν πιο σωστό να είχε κατασκευαστεί πλέγμα με δομή οριακού στρώματος και με την απόσταση της πρώτης γραμμής του πλέγματος από το στερεό τοίχωμα στα  $10^{-4}$  επί τη χορδή, όπως και στην περίπτωση του διπλού παραβολικού τόξου, ασχέτως αν εκεί δεν λειτούργησε σωστά.

Από τα παραπάνω συνάγεται ότι η μοντελοποίηση είναι αρκετά αξιόπιστη για το συντελεστή άνωσης και μας επιτρέπει να αναλύσουμε τη χρονική εξέλιξη του φαινομένου, να βρούμε τον αριθμό Strouhal της κάθε ροής και να προχωρήσουμε με ασφάλεια στην επιβολή της συνθήκης ολίσθησης που προσομοιώνει τον ενεργητικό έλεγχο.

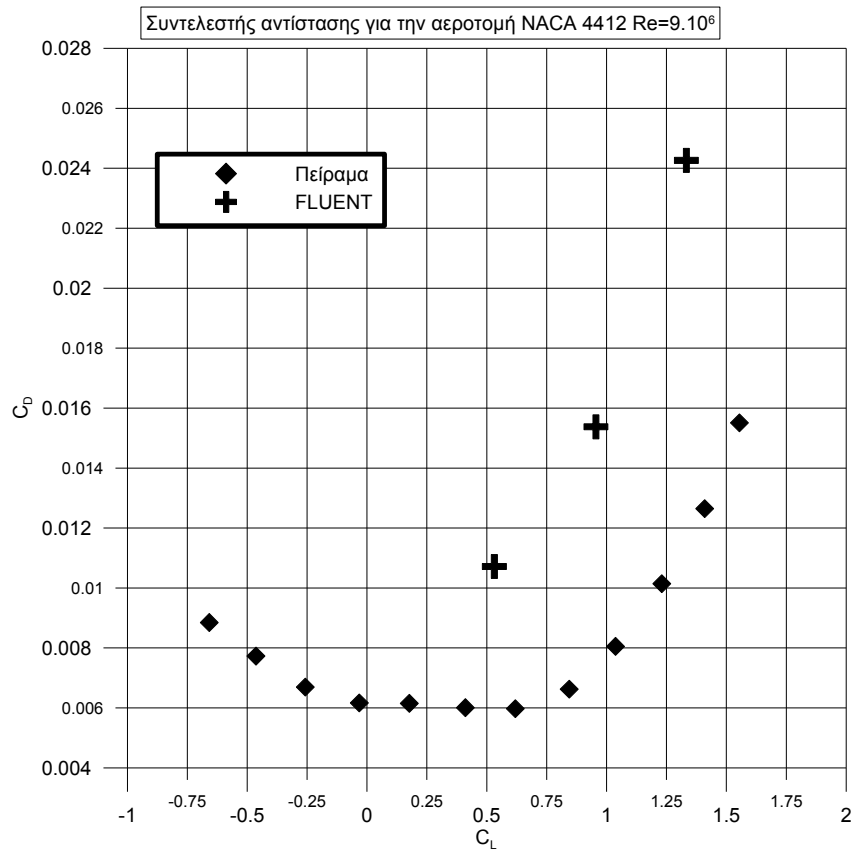


Σχήμα 4.19

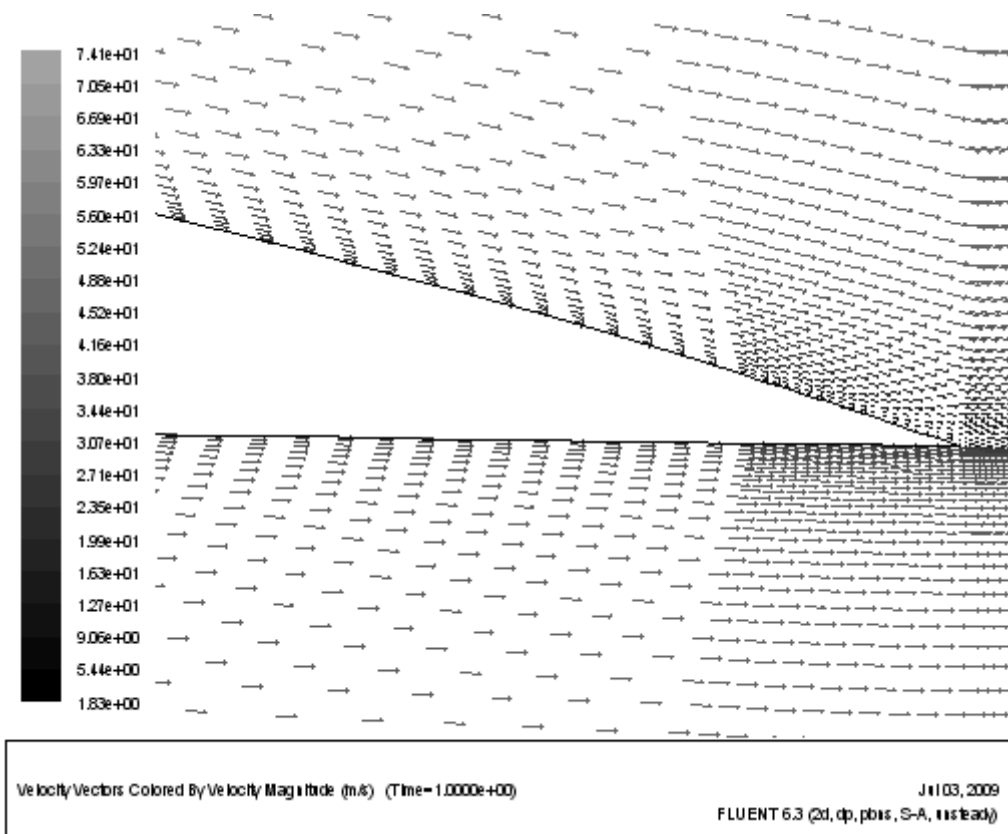


Σχήμα 4.20





Σχήμα 4.21



Σχήμα 4.22

#### 4.5 Σχολιασμός μη μόνιμης συμπεριφοράς και έκλυσης στροβίλων

Είναι γνωστό από πειράματα πως η ροή σε αεροτομές με σταθερές ιδιότητες του ελεύθερου ρεύματος δεν είναι πάντα μόνιμη. Πρακτικά όλες οι τυρβώδεις ροές είναι μη μόνιμες και μάλιστα και στις τρεις διαστάσεις. Εδώ όμως εκτός από την τυρβώδη μη μονιμότητα έχουμε και περιοδική έκλυση στροβίλων στον ομόρρου της αεροτομής.

Η παραπάνω παρατήρηση δεν συμβαίνει για όλες τις γωνίες ροής. Από τη θεωρία της διατήρησης της κυκλοφορίας και εφόσον έχουμε άνωση θα υπάρχουν οπωσδήποτε στρόβιλοι στον ομόρρου. Όμως, αυτοί οι στρόβιλοι δεν έχουν την ίδια συχνότητα σε όλες τις γωνίες ροής. Ακόμη το μέγεθός τους μεγαλώνει, όταν έχουμε αποκολλημένη ροή.

Στη συνέχεια παρουσιάζονται τα διαγράμματα του συντελεστή άνωσης για όλες τις γωνίες που υπολογίστηκαν στο FLUENT. Η ανάλυση της μη μόνιμης συμπεριφοράς με την εύρεση της συχνότητας αποβαλλόμενων στροβίλων και του αριθμού Strouhal είναι απαραίτητη για τη σύγκριση των απλών περιπτώσεων με την περίπτωση του ενεργητικού ελέγχου.

Από το πειραματικό διάγραμμα του συντελεστή άνωσης και της γωνίας πρόσπτωσης, φαίνεται ότι έχουμε τη μέγιστη άνωση για  $16^\circ$  μετά αρχίζει η αποκόλληση της ροής και το αποτέλεσμα είναι να ενισχύονται τα μεγέθη των στροβίλων ώστε να εμφανίζονται ταλαντωτικές συμπεριφορές στην απόκριση του συντελεστή άνωσης. Μετά τις  $10^\circ$  παρουσιάζονται τα διαγράμματα για διαφορετικούς αριθμούς Reynolds, αφού παρατηρείται διαφορά στα υπολογιστικά και στα πειραματικά δεδομένα ως προς τον αριθμό Reynolds. Παρόμοιες περιοδικότητες εμφανίζονται και στην απόκριση του συντελεστή αντίστασης. Επειδή όμως οι τιμές του συντελεστή αντίστασης έχουν μεγάλο σφάλμα, δεν παρουσιάζονται τα αντίστοιχα διαγράμματα.

Από τις  $0^\circ$  έως τις  $16^\circ$  (σχήματα 4.23 έως 4.32) δεν παρατηρούνται ταλαντωτικές συμπεριφορές και ουσιαστικά έχουμε μόνιμη κατάσταση στην ροή λύνοντας με χρονικό βήμα 0.001s και για χρονικό διάστημα 1s. Αυτό σημαίνει ότι οι στρόβιλοι έχουν περίοδο κάτω από 0.001s και δεν γίνεται να εντοπιστούν στην απόκριση, αν δεν μειωθεί το χρονικό βήμα. Κάτι τέτοιο δεν έχει αξία να γίνει γιατί μέχρι τις  $16^\circ$ , η ροή είναι προσκολλημένη και οι αποβαλλόμενοι στρόβιλοι δεν έχουν σημασία για τους συντελεστές άνωσης και αντίστασης. Παρατηρείται στη γωνία  $16^\circ$  για αριθμό Reynolds  $3 \cdot 10^6$  μια ταλάντωση με συχνότητα 81Hz που είναι ασυνήθιστη γιατί δεν έχουμε μπει στην αποκολλημένη περιοχή. Αυτό μπορεί να συμβαίνει γιατί το μοντέλο τύρβης δεν λειτουργεί σωστά ή γιατί σε χαμηλότερους αριθμούς Reynolds αναπτύσσονται σε μικρότερες γωνίες τα ταλαντωτικά φαινόμενα.

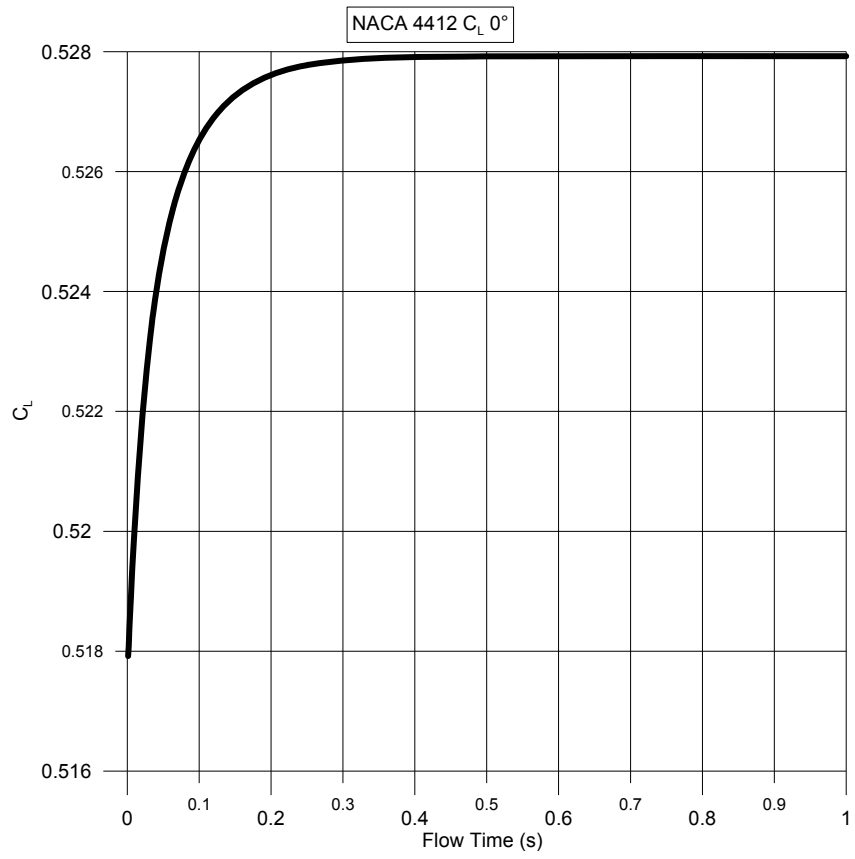
Για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης έχουμε σαφή ταλαντωτικά φαινόμενα. Για τις  $18^\circ$  (σχήματα από 4.33 έως 4.35) διακρίνεται περιοδική λύση αλλά η περίοδος είναι μεγάλη και δεν έχει μετρηθεί. Από τις  $20^\circ$  και πάνω (σχήματα από 4.36 έως 4.47), εξάγεται κανονικά συχνότητα μετρημένη από τα λεπτομερή διαγράμματα με ειδική

εφαρμογή η οποία βρίσκει επακριβώς τις τετμημένες των σημείων από το διάγραμμα. Επιλέγονται δύο σημεία με διαφορά φάσης  $2\pi$  και μετράται ο χρόνος που τα χωρίζει. Αυτός ο χρόνος είναι η περίοδος του φαινομένου, αν αντιστραφεί μας δίνει τη συχνότητα. Ο ορισμός για τον αριθμό Strouhal που χρησιμοποιήθηκε για αυτή την ανάλυση είναι  $St \equiv \frac{f \cdot c}{U_\infty}$ . Παρουσιάζεται και ένα λεπτομερές διάγραμμα για το  $c_d$ , για να δειχθεί ότι υπολογίζεται η ίδια συχνότητα, ανεξάρτητα από το διάγραμμα που χρησιμοποιείται.

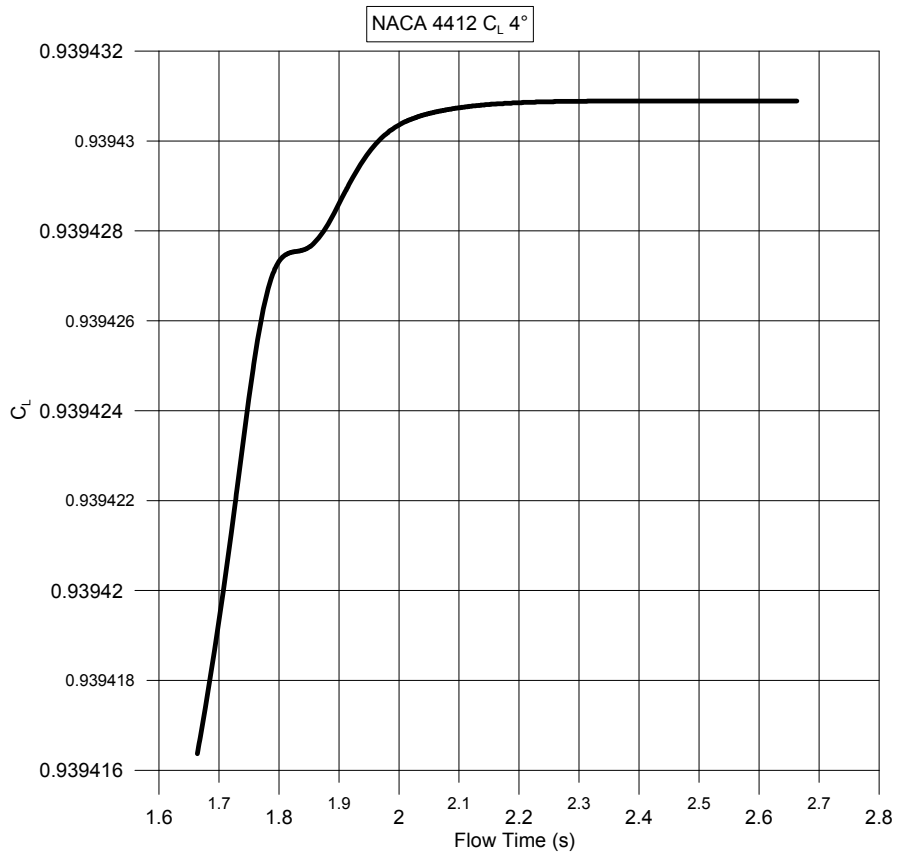
Ο πίνακας 4.3 περιέχει τα αποτελέσματα για τις συχνότητες και για τους αριθμούς Strouhal.

<b>Πίνακας 4.3:</b> Συγκεντρωτικά αποτελέσματα αριθμών St και συχνοτήτων					
Συχνότητα αποβαλλόμενων στροβίλων			Αριθμός Strouhal		
Re	20°	25°	Re	20°	25°
$3 \cdot 10^6$	<b>33</b>	<b>17</b>	$3 \cdot 10^6$	<b>0.66</b>	<b>0.34</b>
$6 \cdot 10^6$	<b>21</b>	<b>9</b>	$6 \cdot 10^6$	<b>0.84</b>	<b>0.36</b>
$9 \cdot 10^6$	<b>21</b>	<b>7</b>	$9 \cdot 10^6$	<b>1.26</b>	<b>0.42</b>

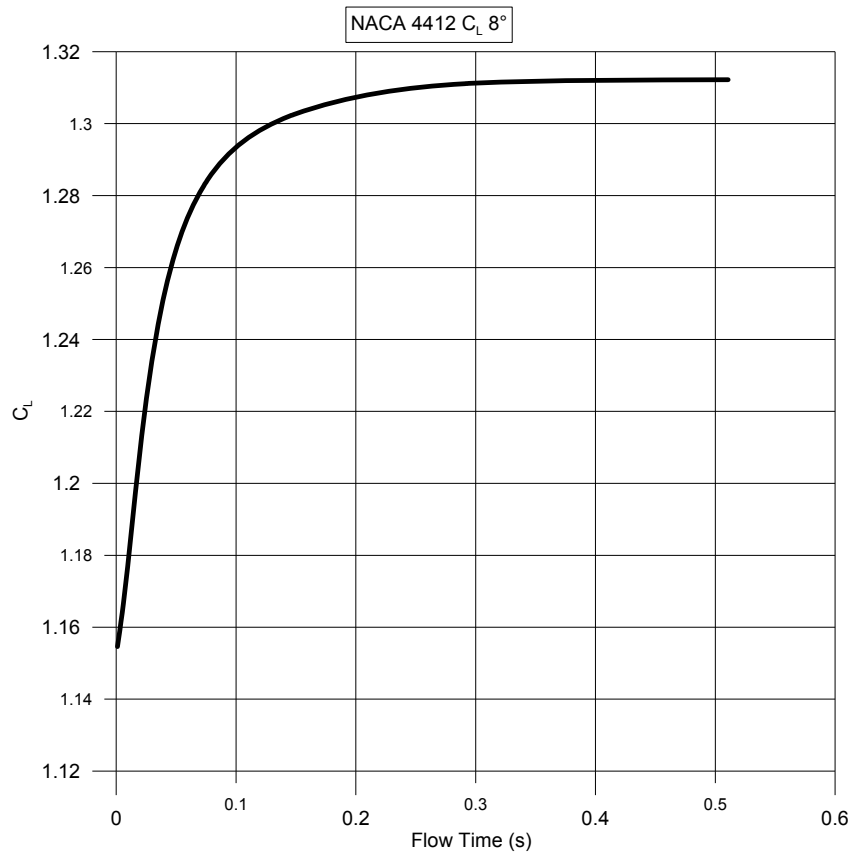
Από τα αποτελέσματα των συχνοτήτων παρατηρείται ότι όσο αυξάνεται ο αριθμός Reynolds μικραίνει και η συχνότητα φαίνεται να συγκλίνει σε μια τιμή. Αυτά τα στοιχεία θα συγκριθούν με τις περιπτώσεις του ενεργητικού ελέγχου της ροής για τη ροή αριθμού Reynolds  $9 \cdot 10^6$ , αφού το FLUENT έδωσε τα πιο αξιόπιστα αποτελέσματα σε αυτόν τον αριθμό.



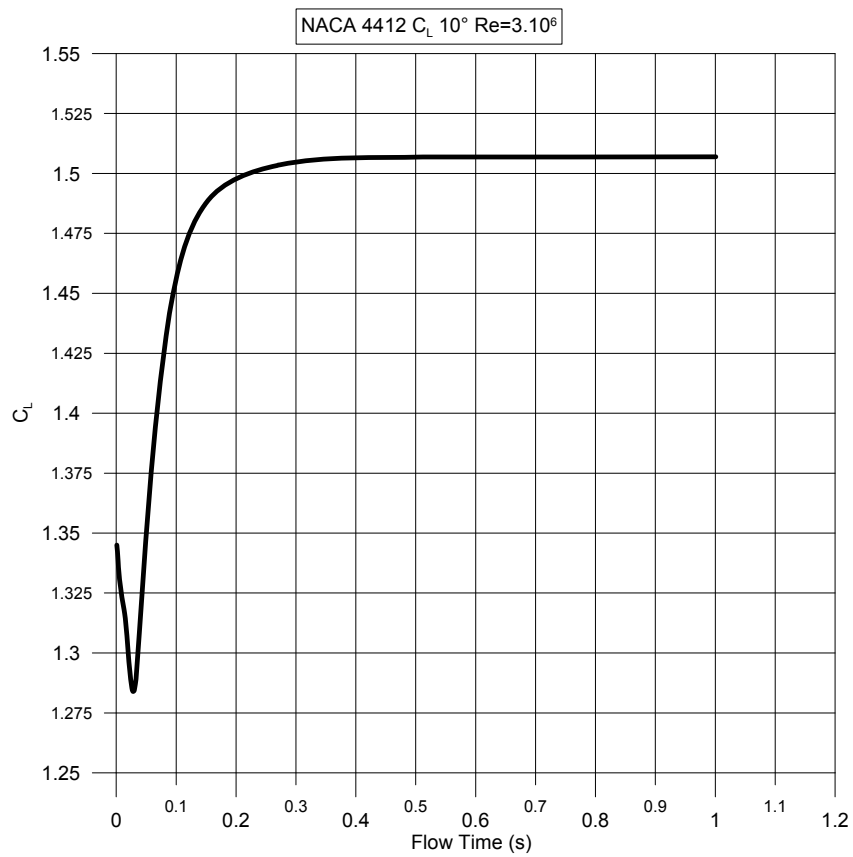
Σχήμα 4.23



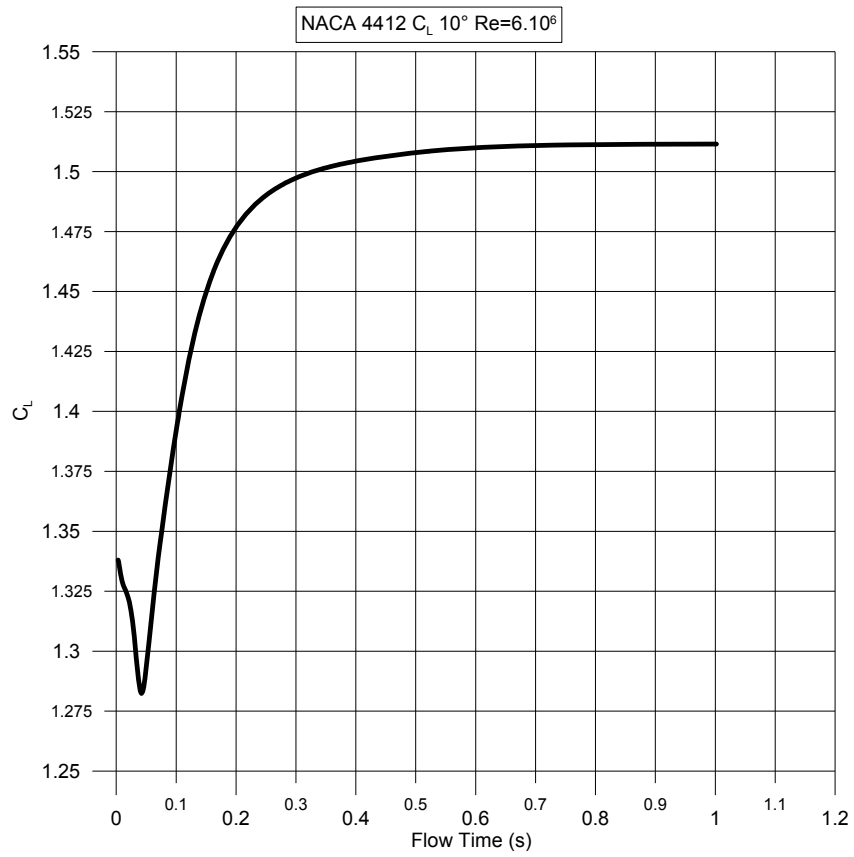
Σχήμα 4.24



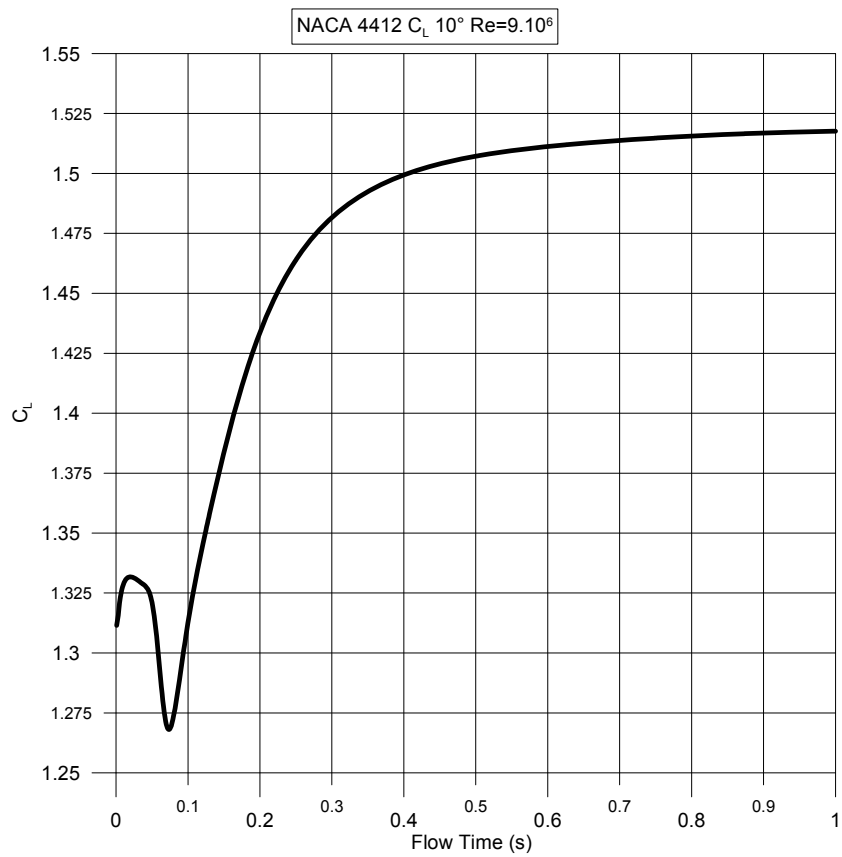
Σχήμα 4.25



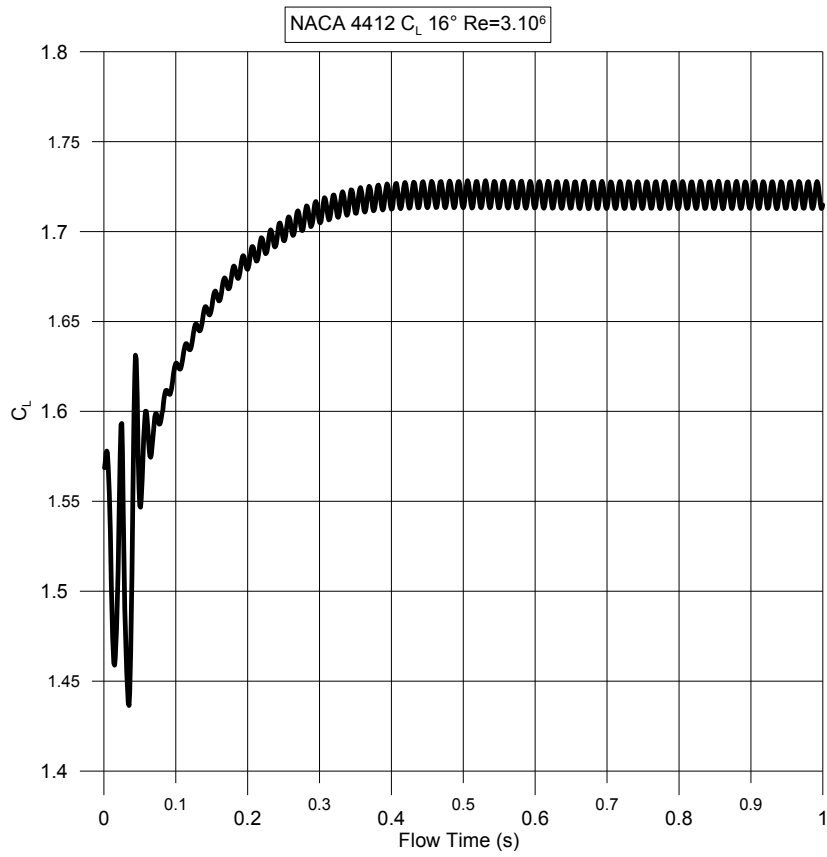
Σχήμα 4.26



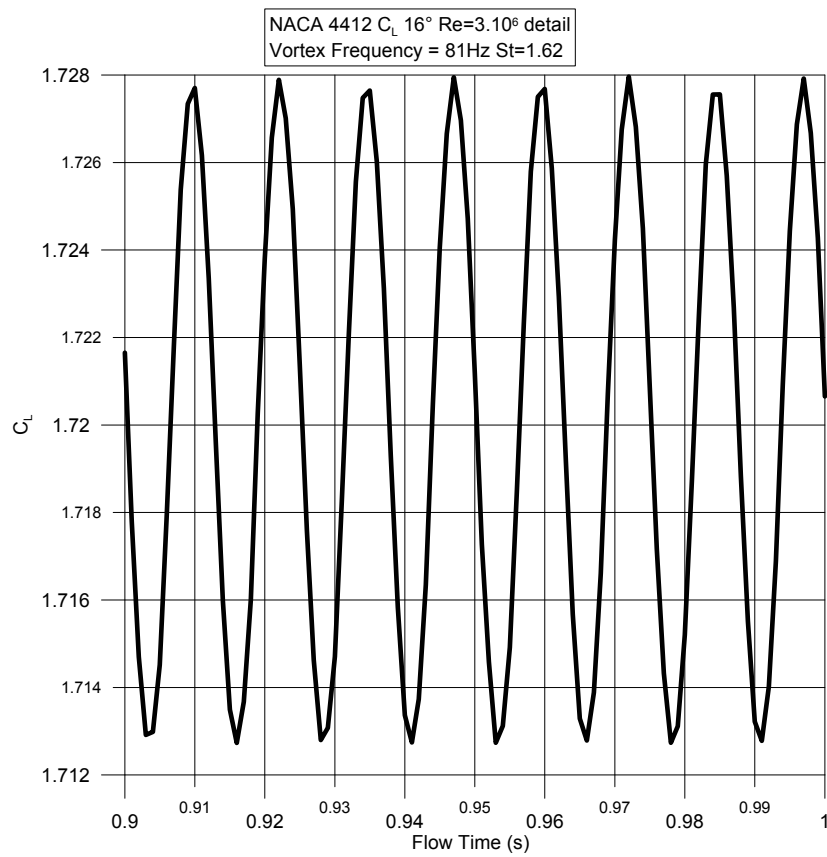
Σχήμα 4.27



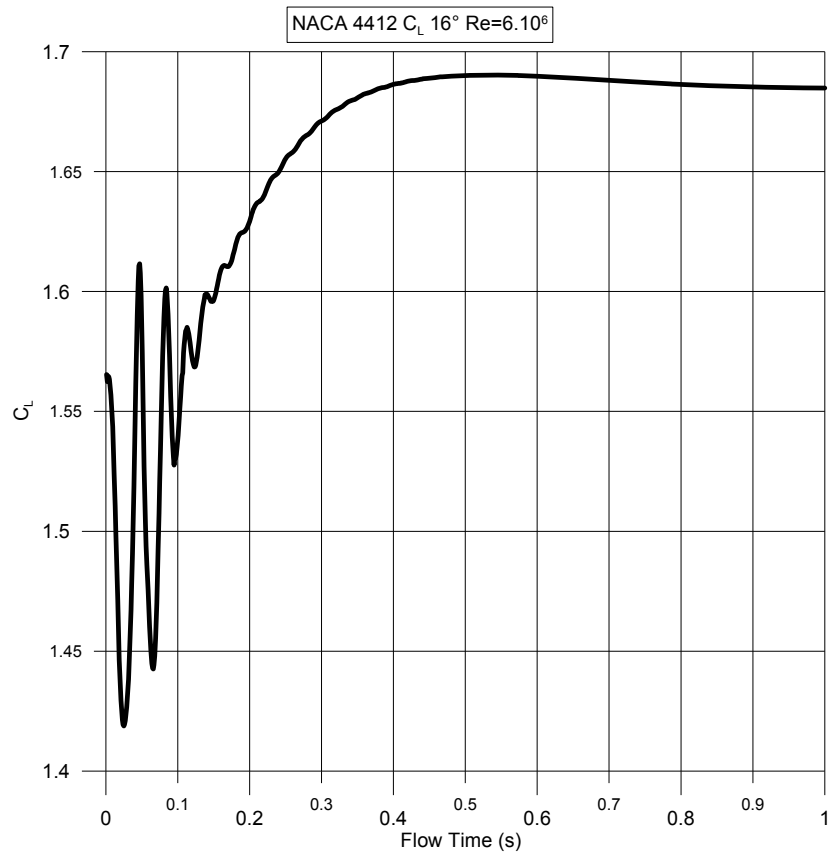
Σχήμα 4.28



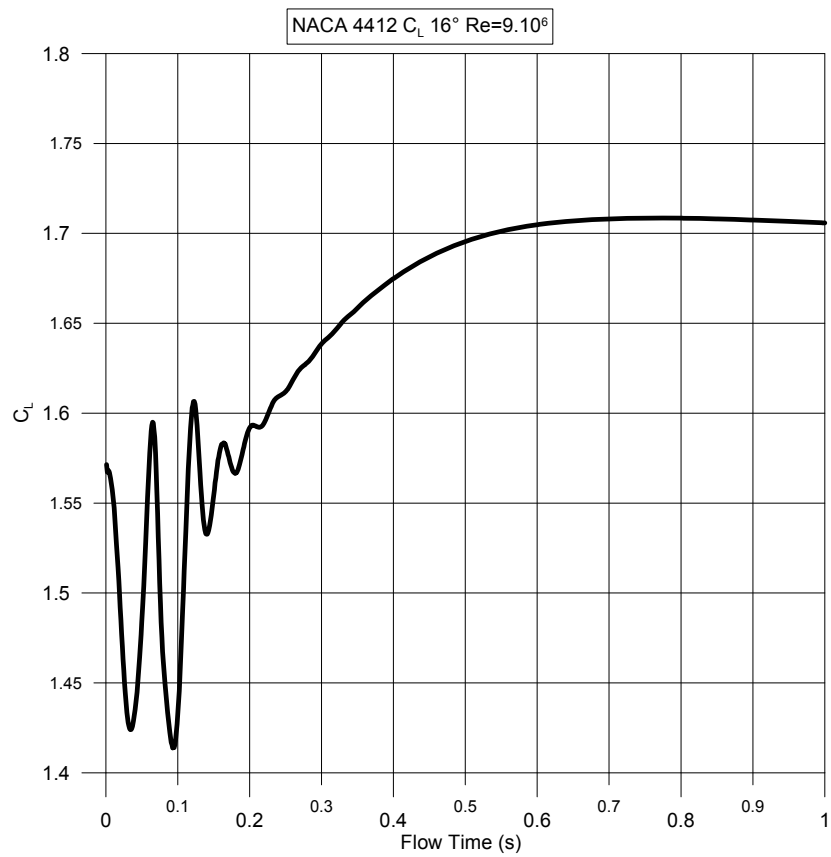
Σχήμα 4.29



Σχήμα 4.30

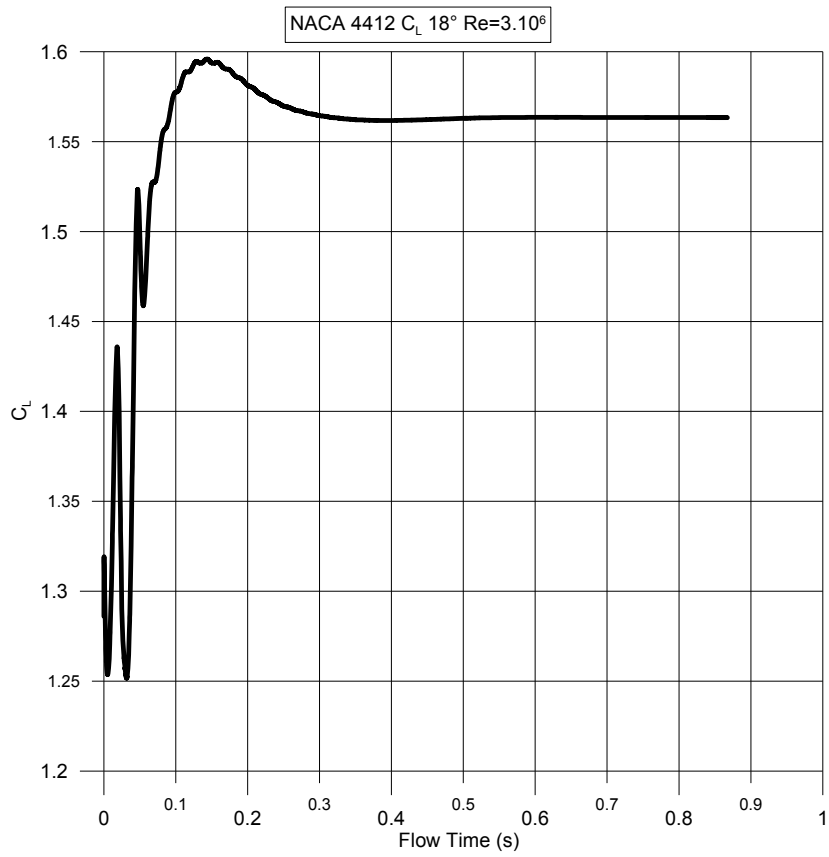


Σχήμα 4.31

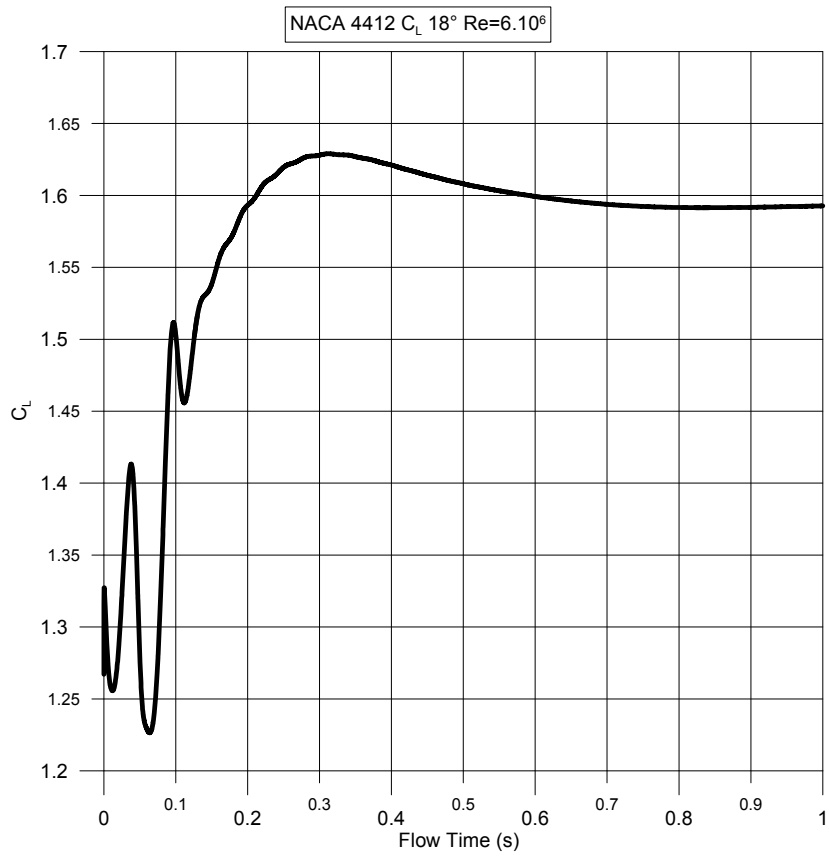


Σχήμα 4.32

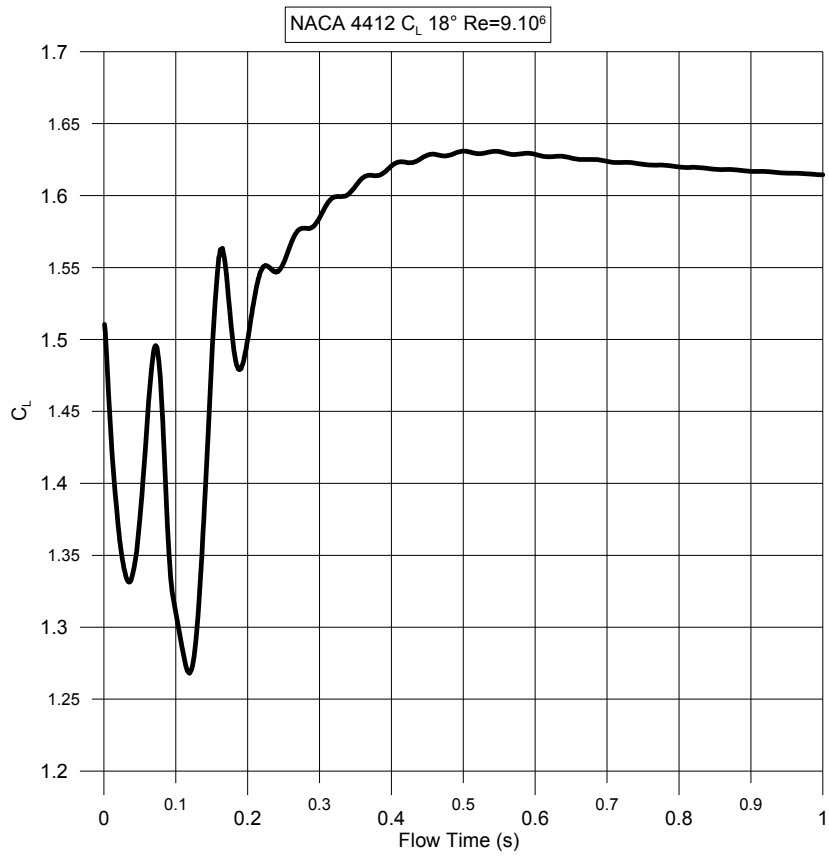




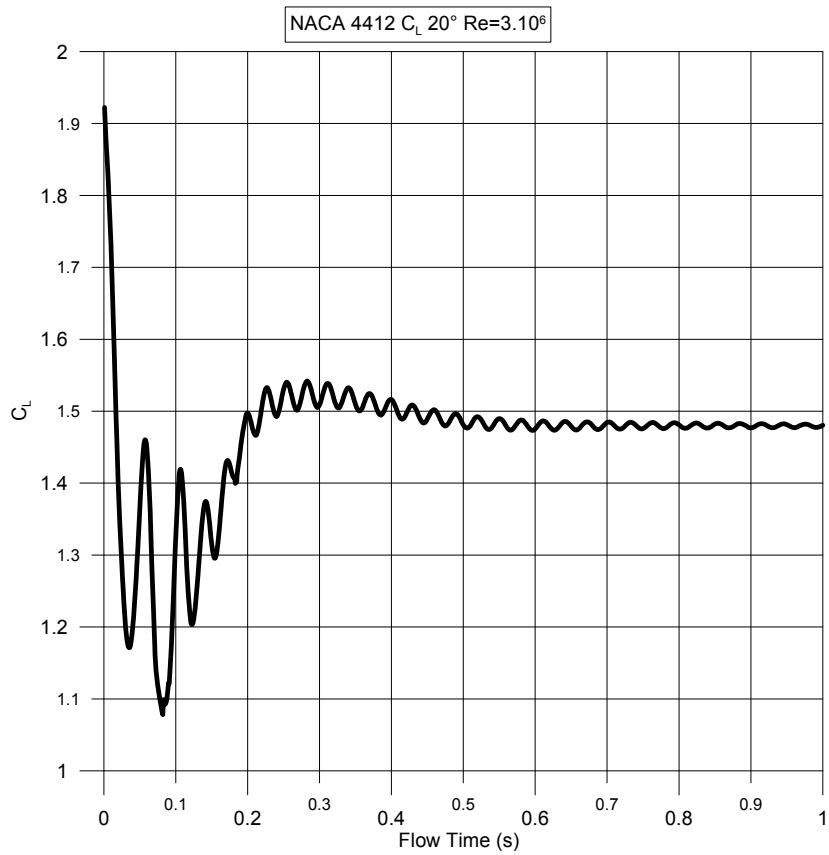
Σχήμα 4.33



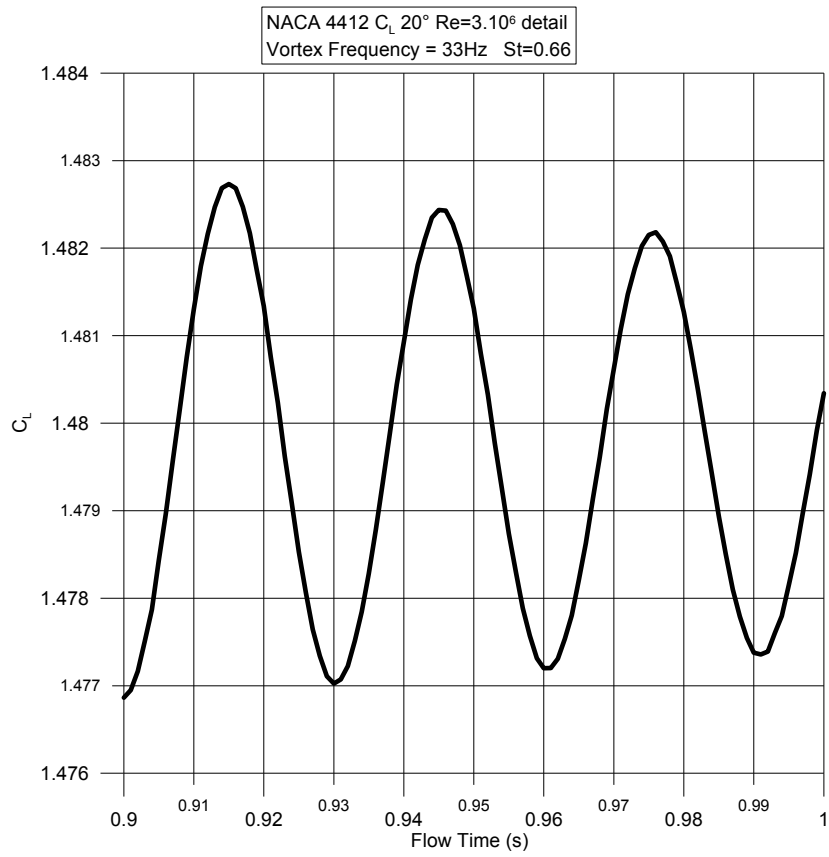
Σχήμα 4.34



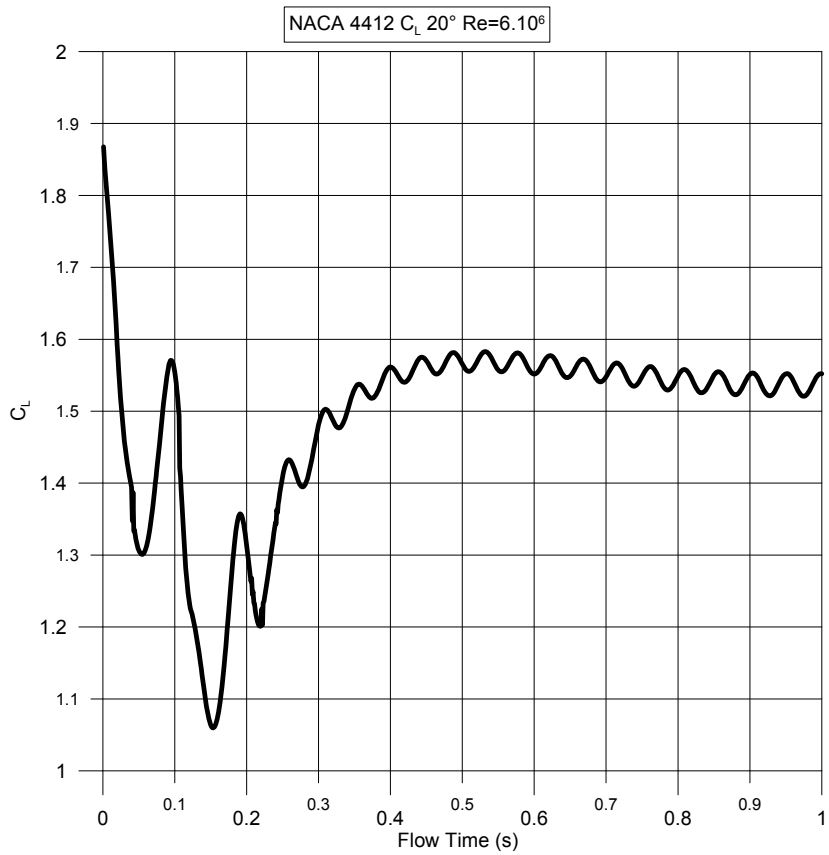
Σχήμα 4.35



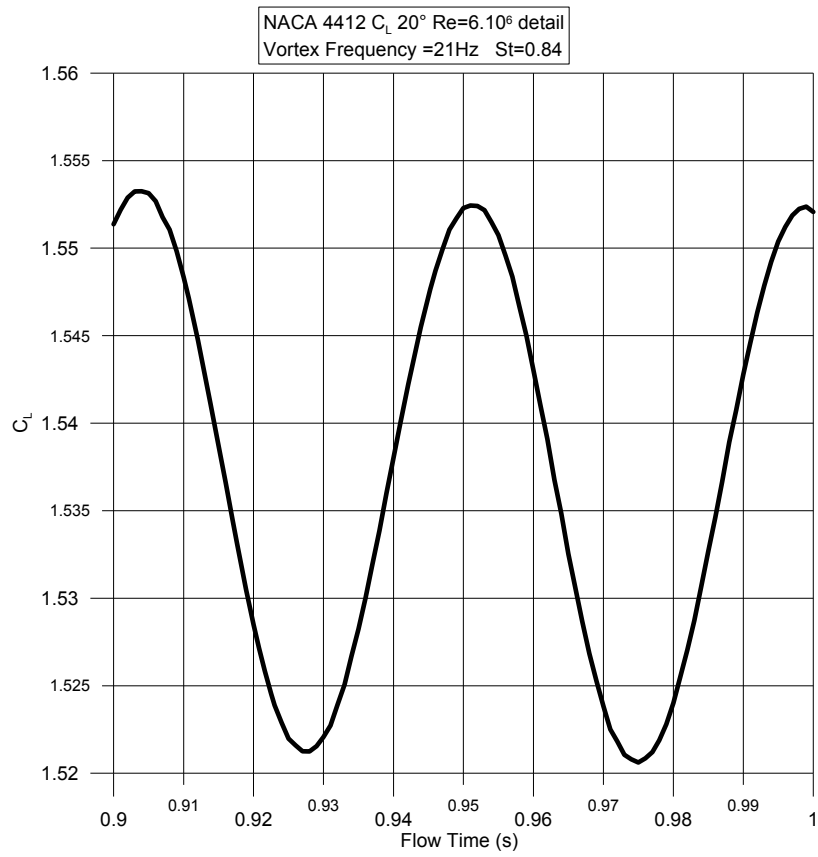
Σχήμα 4.36



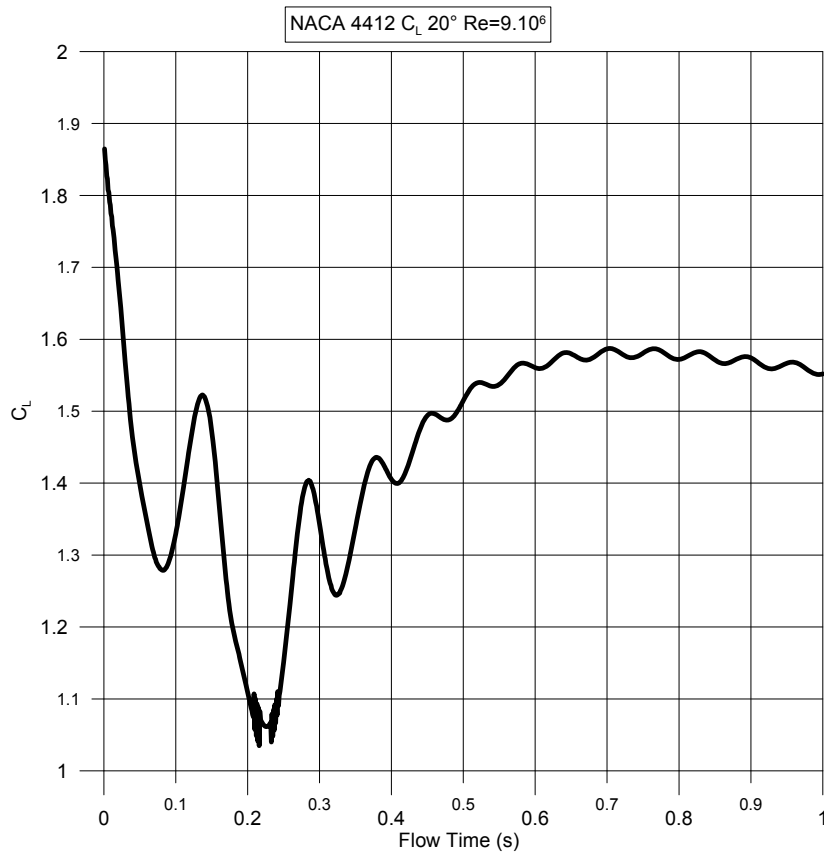
Σχήμα 4.37



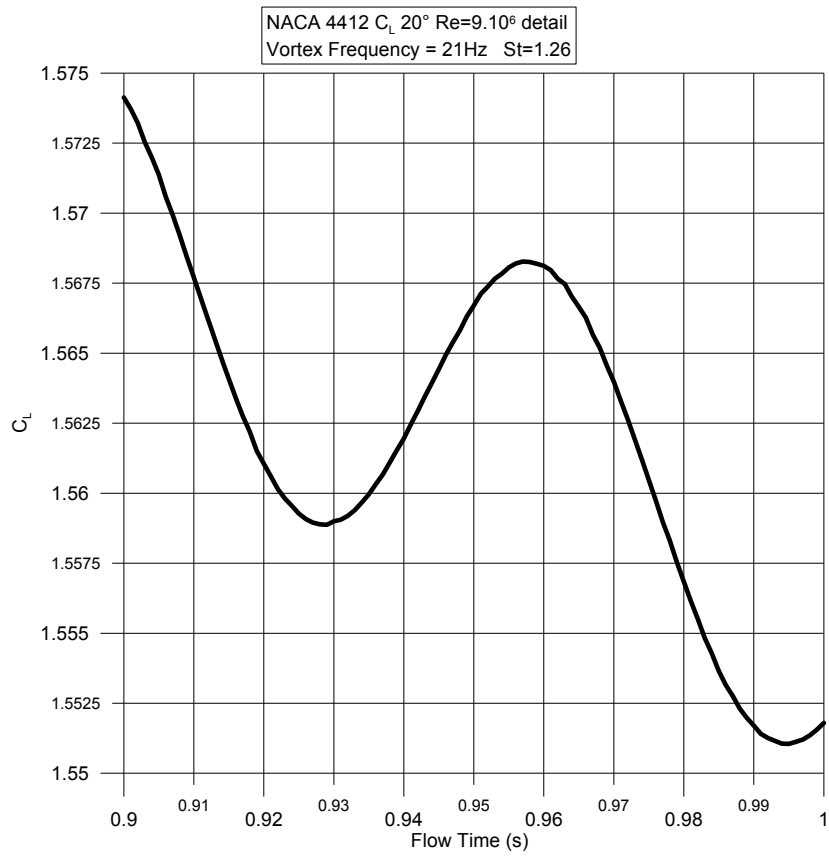
Σχήμα 4.38



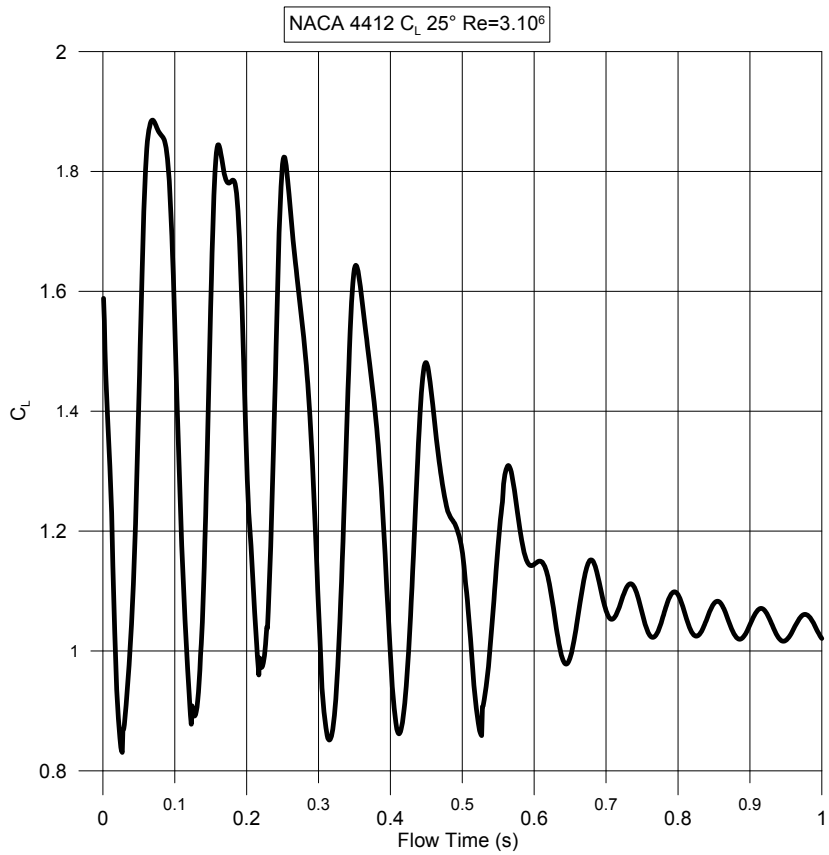
Σχήμα 4.39



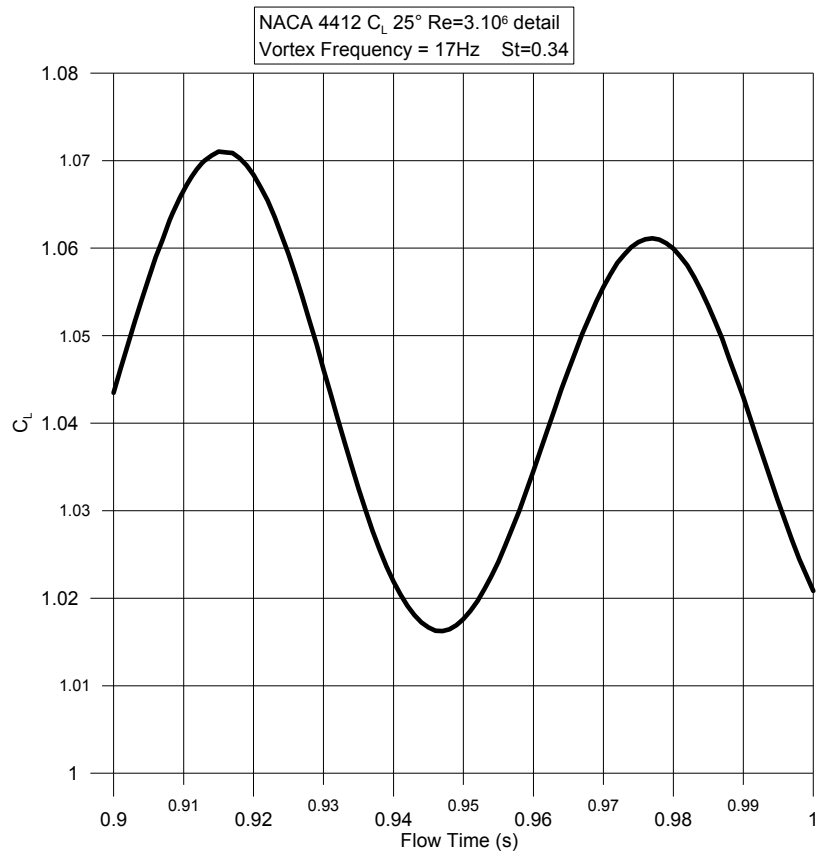
Σχήμα 4.40



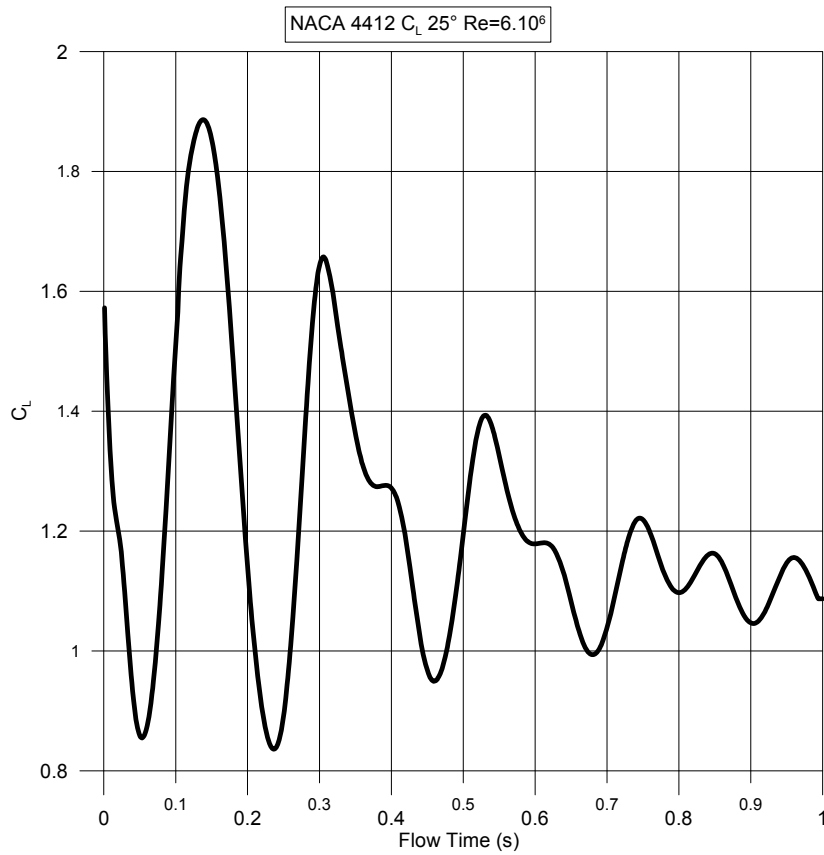
Σχήμα 4.41



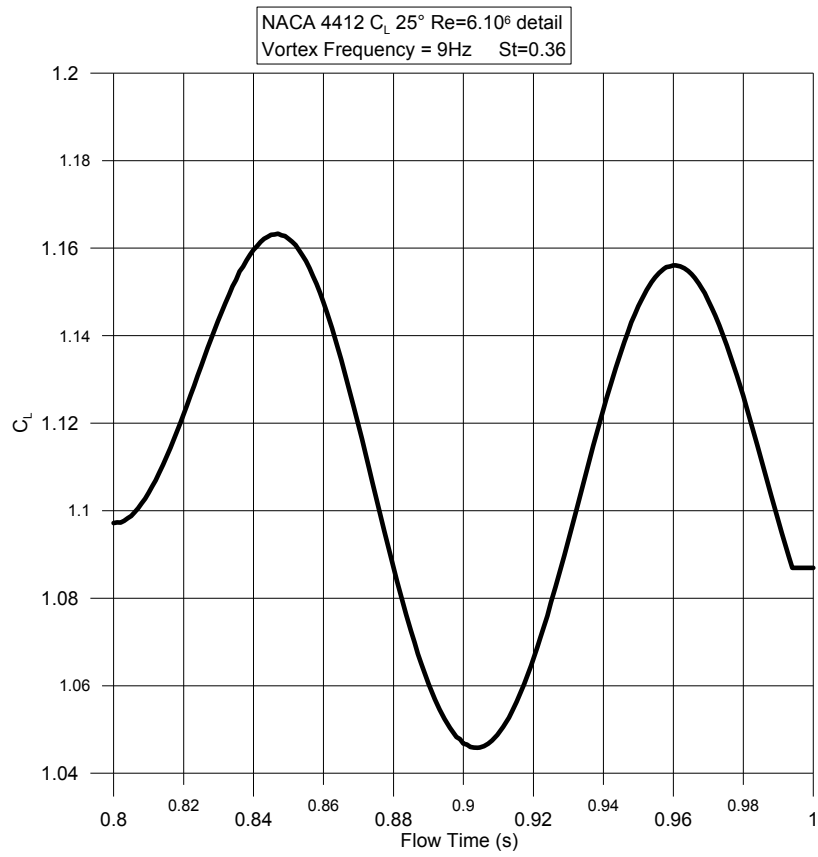
Σχήμα 4.42



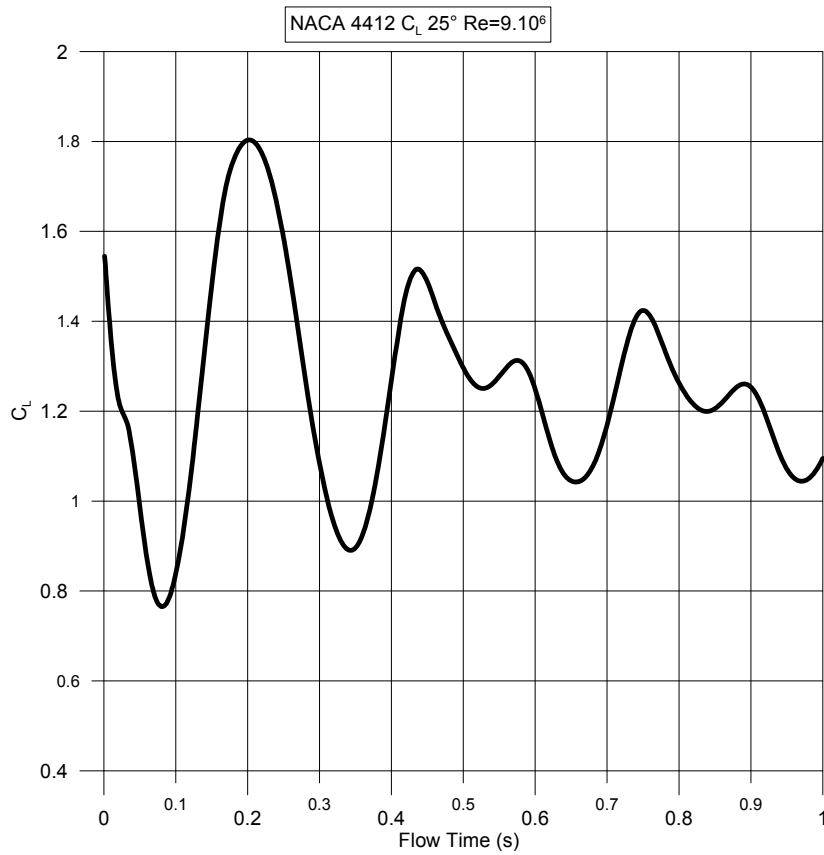
Σχήμα 4.43



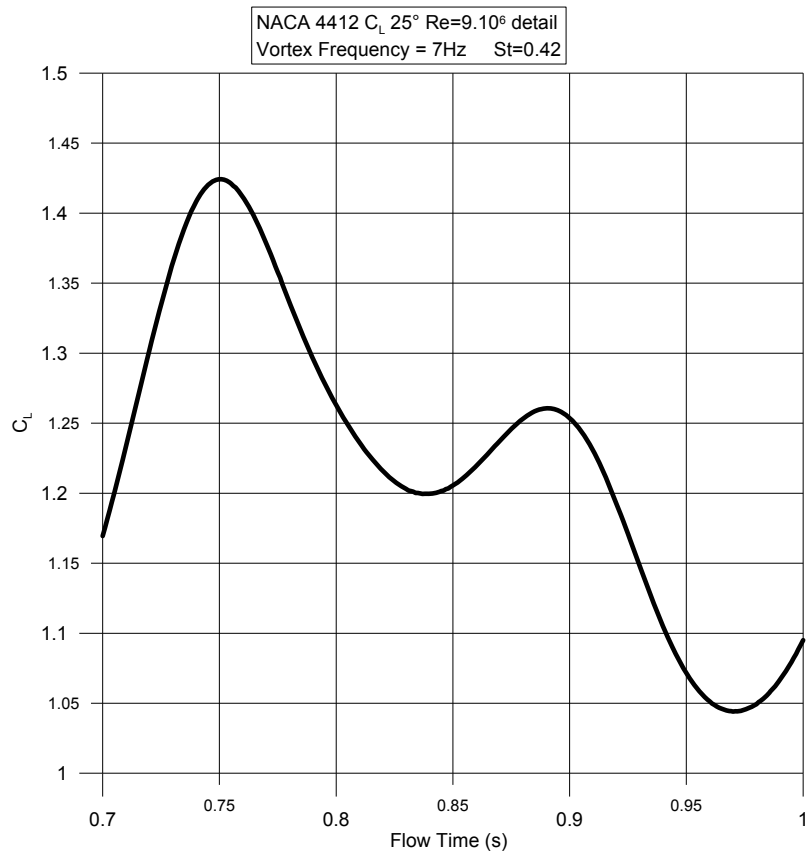
Σχήμα 4.44



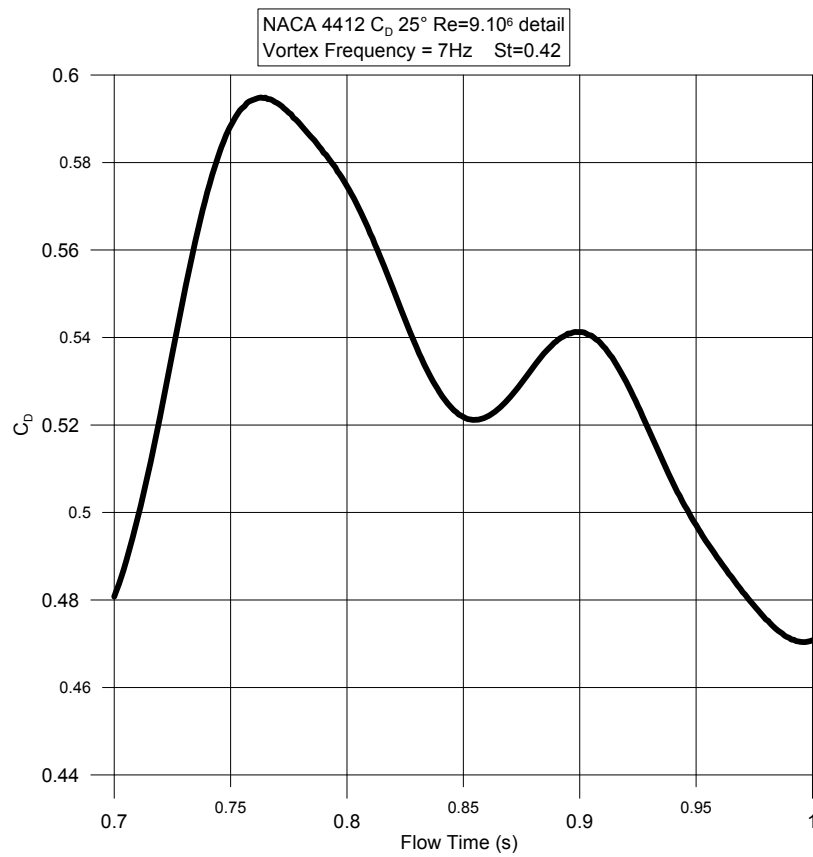
Σχήμα 4.45



Σχήμα 4.46



Σχήμα 4.47



Σχήμα 4.48



#### 4.6 Σχολιασμός των περιπτώσεων ενεργητικού ελέγχου ροής

Όπως έχει αναφερθεί και στο βιβλιογραφικό κεφάλαιο, ο ενεργητικός έλεγχος της ροής σε μια αεροτομή μελετάται είτε πειραματικά είτε υπολογιστικά. Η υπολογιστική μοντελοποίηση του ελέγχου ροής με ταλαντούμενο flap, πραγματοποιήθηκε με μια συνθήκη ολίσθησης στο στερεό όριο. Η ταχύτητα του ρευστού σε ένα κομμάτι της αεροτομής (4% επί το μήκος χορδής) είναι εφαπτομενική στο όριο με κατεύθυνση προς την ακμή προσβολής. Επίσης εφαρμόστηκε και αντίστοιχη διέγερση στην ακμή εκφυγής με κατεύθυνση της ταχύτητας προς τον ομόρρου. Το σχήμα 4.49 δείχνει τον τρόπο εφαρμογής της ταχύτητας ολίσθησης στην ακμή προσβολής.

Οι ταχύτητες ολίσθησης, που δοκιμάστηκαν ήταν, για την αεροτομή σε γωνία πρόσπτωσης 20°, 5m/s, 10m/s, και 15m/s και η διέγερση εφαρμόστηκε στην ακμή προσβολής. Οι περιπτώσεις των 20° αντιστοιχούν στα διαγράμματα 4.50-4.56. Για την αεροτομή σε γωνία πρόσπτωσης 25° χρησιμοποιήθηκε ταχύτητα διέγερσης 20m/s και η διέγερση εφαρμόστηκε είτε στην ακμή προσβολής (Leading Edge) είτε στην ακμή εκφυγής (Trailing Edge) είτε και στις δύο ακμές ταυτόχρονα (LE/TE). Όλες οι περιπτώσεις ελέγχου έγιναν για αριθμό Reynolds  $9 \cdot 10^9$ . Οι περιπτώσεις των 25° αντιστοιχούν στα διαγράμματα 4.57-4.60. Τα αποτελέσματα δίνονται στους πίνακες 4.1, 4.2 και 4.3 και σχολιάζονται παρακάτω.

Για τη γωνία 20° έγινε έλεγχος με βάση την ταχύτητα ολίσθησης του ρευστού πάνω στην ακμή προσβολής. Αυτές οι ταχύτητες δεν πετυχαίνουν κανένα αποτέλεσμα στον έλεγχο της ροής. Οι τιμές του συντελεστή άνωσης διαφέρουν ελάχιστα από την αντίστοιχη τιμή χωρίς έλεγχο. Ενδεικτικά αναφέρεται ότι η ποσοστιαία αύξηση του συντελεστή άνωσης κυμαίνεται από 0.06% έως 1.03%. Είναι πρακτικά ασήμαντη και δεν θα δικαιολογούσε τη λειτουργία ενός συστήματος ελέγχου για τέτοιες τιμές. Το ενθαρρυντικό σε αυτήν την περίπτωση είναι ότι μειώνεται αρκετά η συχνότητα των εκπεμπόμενων στροβίλων και ο αριθμός Strouhal. Η μείωση στη συχνότητα κυμαίνεται από 23% μέχρι 33% και δίνει στο σύστημα μια κατάσταση με πιο αργές ταλαντώσεις, δηλαδή μια μόνιμη κατάσταση. Από το συγκεντρωτικό διάγραμμα (σχήμα 4.56) των αποκρίσεων του συντελεστή άνωσης για 20°, παρατηρείται ότι οι αποκρίσεις για έλεγχο με ταχύτητα ολίσθησης 10m/s και 15m/s οδηγούνται πολύ πιο γρήγορα στη «μόνιμη» κατάσταση. Το γεγονός αυτό δείχνει ότι η αύξηση της ταχύτητας ολίσθησης έχει καλά αποτελέσματα και ότι μπορεί ενδεχομένως να δώσει και μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης.

Για τη γωνία 25° έγινε έλεγχος με βάση τη θέση όπου εφαρμόζεται η διέγερση για σταθερή ταχύτητα 20 m/s. Η ταχύτητα αυξήθηκε με βάση την ένδειξη για καλύτερευση του ελέγχου στην περίπτωση των 20°. Τα αποτελέσματα δικαιώνουν αυτήν την επιλογή. Ο μέσος συντελεστής άνωσης αυξήθηκε από 15% έως 20% που είναι μια καλή τιμή αύξησης σε σχέση με τα στοιχεία που παρουσιάστηκαν στο βιβλιογραφικό κεφάλαιο αυτής της εργασίας. Μπορούμε επίσης να αναμένουμε σαφώς καλύτερα αποτελέσματα για έλεγχο με μεταβαλλόμενη ταχύτητα, που είναι κι αυτή μια διαδεδομένη μέθοδος με καλύτερα αποτελέσματα από την διέγερση με σταθερό μέτρο ταχύτητας. Μια τέτοια διέγερση θα είχε τα βέλτιστα αποτελέσματα

όταν η συχνότητάς της συμπίπτει με αυτή των αποβαλλόμενων στροβίλων, η οποία μετρήθηκε στις περιπτώσεις αυτές ή με κάποια αρμονική αυτής. Η συχνότητα και ο αριθμός Strouhal μειώνονται κατά περίπου 50%, παρέχοντας στην ελεγχόμενη ροή αντίστοιχο πλεονέκτημα με αυτό που παρουσιάστηκε στην περίπτωση των 20°.

#### **4.7 Βελτίωση της διαδικασίας και των αποτελεσμάτων**

Για την επίτευξη καλύτερων αποτελεσμάτων σε αυτήν την έρευνα πρέπει να αλλάξουν ορισμένα πράγματα στη διαδικασία επίλυσης. Το πλέγμα είναι ένα σημείο που πρέπει οπωσδήποτε να βελτιωθεί.

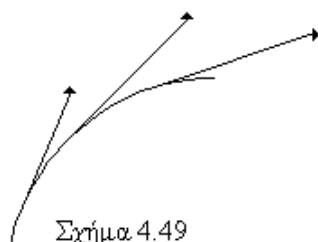
Στην περίπτωση της αεροτομής, διπλού παραβολικού τόξου έγιναν πολλές προσπάθειες για να φτιαχτεί ένα πλέγμα, που θα έδινε αρκετά σημεία και θα υπολόγιζε σωστά τη ροή. Δυστυχώς κανένα από τα πλέγματα που δοκιμάστηκαν δεν έδωσε τα αναμενόμενα αποτελέσματα και για αυτό δεν εφαρμόστηκε καν ο έλεγχος.

Στην περίπτωση της NACA 4412 το πλέγμα ήταν αρκετά ικανοποιητικό και έδωσε πολύ καλά αποτελέσματα ως προς το συντελεστή άνωσης, στην περίπτωση του οποίου οι συνεκτικές δυνάμεις ήταν πολύ μικρές σε σχέση με τις δυνάμεις πίεσης. Προς βελτίωση του υπολογισμού του συντελεστή αντίστασης, έπρεπε να είχε κατασκευαστεί ένα πλέγμα με περισσότερα σημεία μέσα στην περιοχή του οριακού στρώματος.

Μια τακτική, που μπορεί να δώσει ένα αποδοτικό πλέγμα, είναι αυτή του σύμμορφου μετασχηματισμού. Η διαδικασία κατασκευής ενός τέτοιου πλέγματος υπάρχει στη βιβλιογραφία [20]. Αρχικά κατασκευάζεται πλέγμα τύπου C για ροή σε κύλινδρο με βάση τις γραμμές ροής της μη συνεκτικής ροής σε κύλινδρο χωρίς κυκλοφορία. Η κατανομή των γραμμών του πλέγματος είναι εκθετική και έχει το πλεονέκτημα ότι συγκεντρώνονται σημεία, όσο κοντά απαιτείται στον κύλινδρο. Ο έλεγχος της απόστασης από το τοίχωμα και της πυκνότητας των πλεγματικών γραμμών γίνεται με μία παράμετρο. Μετά την επιτυχή κατασκευή πλέγματος στον κύλινδρο, εφαρμόζεται σύμμορφος μετασχηματισμός και έχουμε ένα ικανοποιητικό πλέγμα για την αεροτομή προς ανάλυση. Κάνοντας και έναν απαραίτητο μετασχηματισμό στροφής για την γωνία πρόσπτωσης που θα εξεταστεί, έχουμε ένα πλέγμα για κάθε γωνία πρόσπτωσης. Τα αποτελέσματα όπως περιγράφονται στην παραπομπή [20] είναι πολύ ενθαρρυντικά. Η παραπάνω μέθοδος είναι ταχύτατη και ο μετασχηματισμός, που εφαρμόζεται, έχει την ιδιότητα να μεταφέρει πλεγματικά σημεία σε περιοχές της αεροτομής, όπου η καμπυλότητα είναι μεγάλη και τα οποία αποτελούν περιοχές της ροής όπου τα φαινόμενα είναι έντονα.

Λόγω της αδυναμίας υποστήριξης του FLUENT σε κινούμενα πλέγματα, η πιο συνήθης εφαρμογή ενεργητικού ελέγχου ροής είναι η αριθμητική διερεύνηση ροής με έλεγχο τύπου εμφύσησης, στη γενικότερη έννοια. Αυτό σημαίνει εμφύσηση ή απορρόφηση μεταβαλλόμενου ή σταθερού μέτρου καθώς και μοντελοποίηση πιεζοηλεκτρικών ή πνευματικών επενεργητών. Παρόλα αυτά και σε τέτοιες μοντελοποιήσεις υπάρχουν προβλήματα καθώς τα μοντέλα τύρβης δεν προλέγουν

ικανοποιητικά την πραγματικότητα. Αυτό το θέμα μπορεί ενδεχομένως να επιλυθεί με μείωση των κριτηρίων σύγκλισης για τα υπόλοιπα των εξισώσεων ροής, με ανάλογη αύξηση του υπολογιστικού χρόνου.

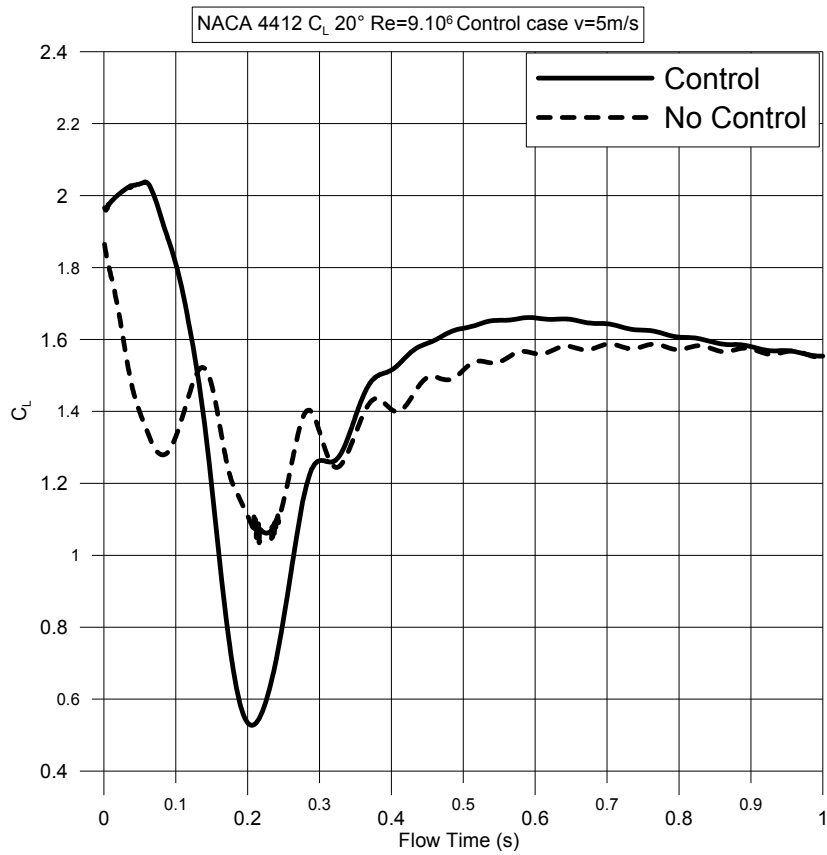


Σχήμα 4.49

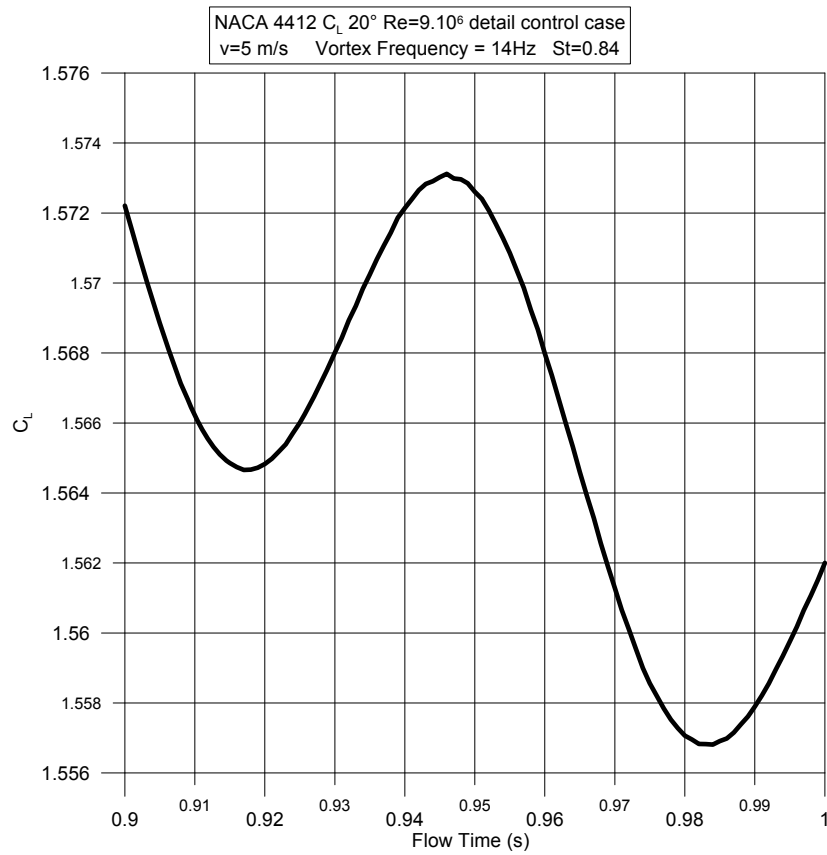
<b>Πίνακας 4.4: Αποτελέσματα ελέγχου για συντελεστή άνωσης</b>						
	20°			25°		
	5m/s	10m/s	15m/s	LE	TE	LE/TE
Έλεγχος	<b>1.553</b>	<b>1.552</b>	<b>1.568</b>	<b>1.4</b>	<b>1.38</b>	<b>1.43</b>
Απλή περίπτωση	<b>1.552</b>	<b>1.552</b>	<b>1.552</b>	<b>1.2</b>	<b>1.2</b>	<b>1.2</b>
% διαφορά	<b>0.06%</b>	<b>0.00%</b>	<b>1.03%</b>	<b>16.67%</b>	<b>15.00%</b>	<b>19.17%</b>

<b>Πίνακας 4.5: Αποτελέσματα ελέγχου για συχνότητα στροβίλων</b>						
	20°			25°		
	5m/s	10m/s	15m/s	LE	TE	LE/TE
Έλεγχος	<b>14</b>	<b>16</b>	<b>15</b>	<b>3.42</b>	<b>3.44</b>	<b>3.66</b>
Απλή περίπτωση	<b>21</b>	<b>21</b>	<b>21</b>	<b>7</b>	<b>7</b>	<b>7</b>
% διαφορά	<b>-33.33%</b>	<b>-23.81%</b>	<b>-28.57%</b>	<b>-51.14%</b>	<b>-50.86%</b>	<b>-47.71%</b>

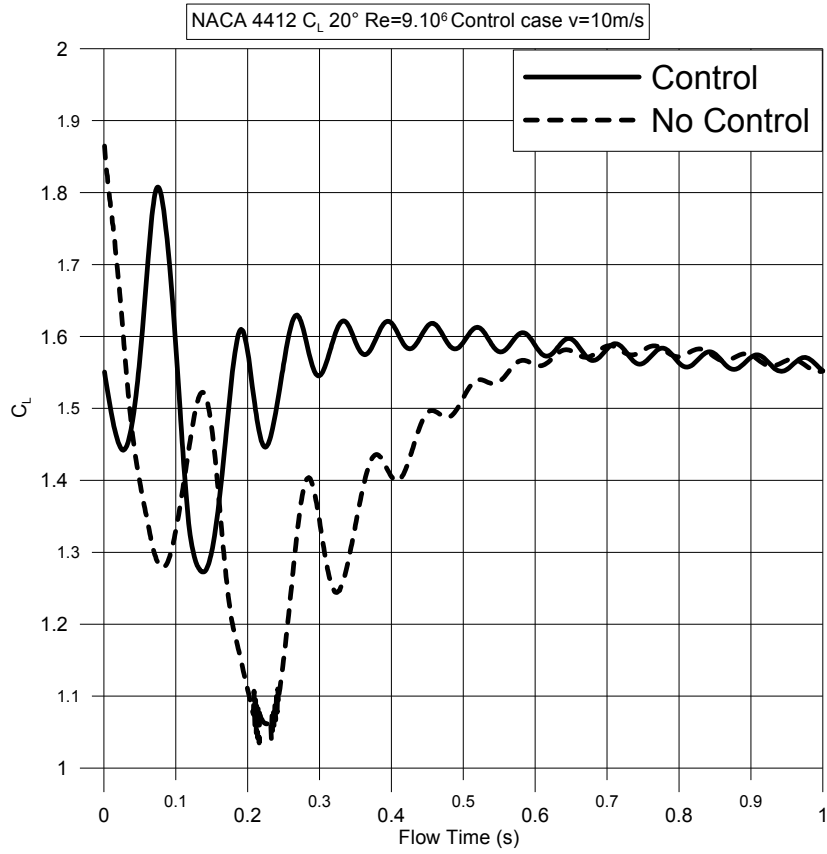
<b>Πίνακας 4.6: Αποτελέσματα ελέγχου για αριθμό Strouhal</b>						
	20°			25°		
	5m/s	10m/s	15m/s	LE	TE	LE/TE
Έλεγχος	<b>0.84</b>	<b>0.96</b>	<b>0.9</b>	<b>0.21</b>	<b>0.21</b>	<b>0.22</b>
Απλή περίπτωση	<b>1.26</b>	<b>1.26</b>	<b>1.26</b>	<b>0.42</b>	<b>0.42</b>	<b>0.42</b>
% διαφορά	<b>-33.33%</b>	<b>-23.81%</b>	<b>-28.57%</b>	<b>-50.00%</b>	<b>-50.00%</b>	<b>-47.62%</b>



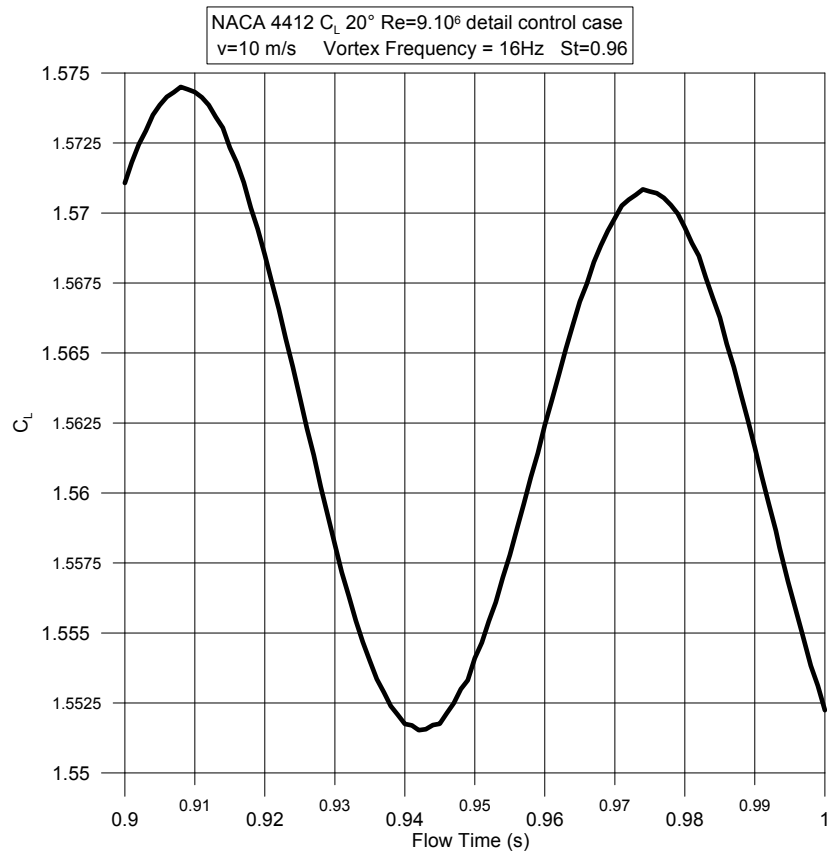
Σχήμα 4.50



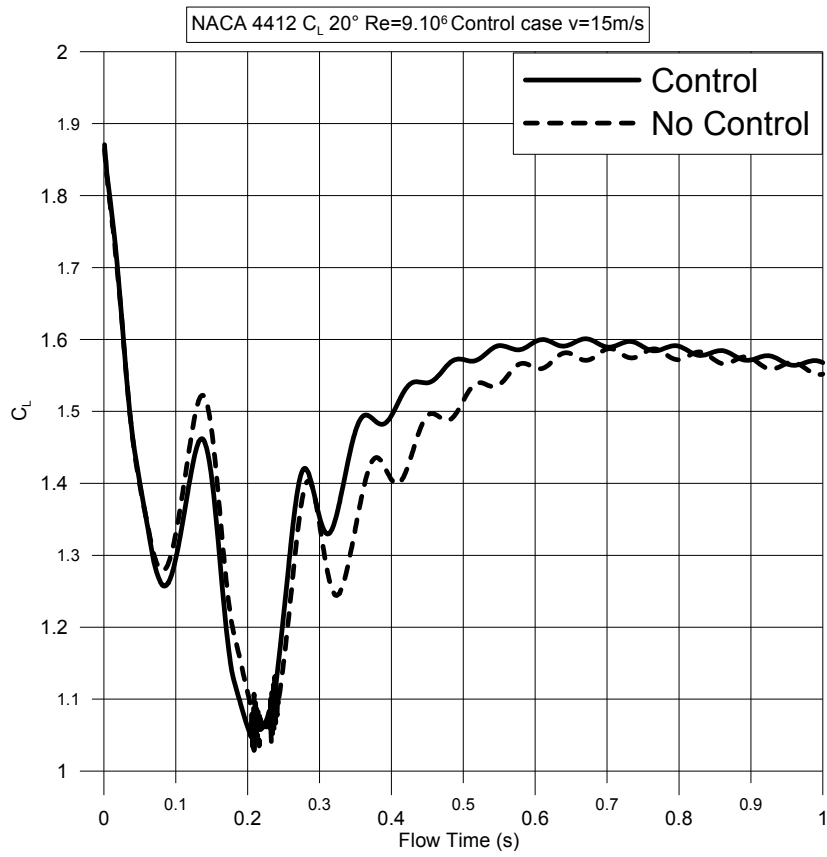
Σχήμα 4.51



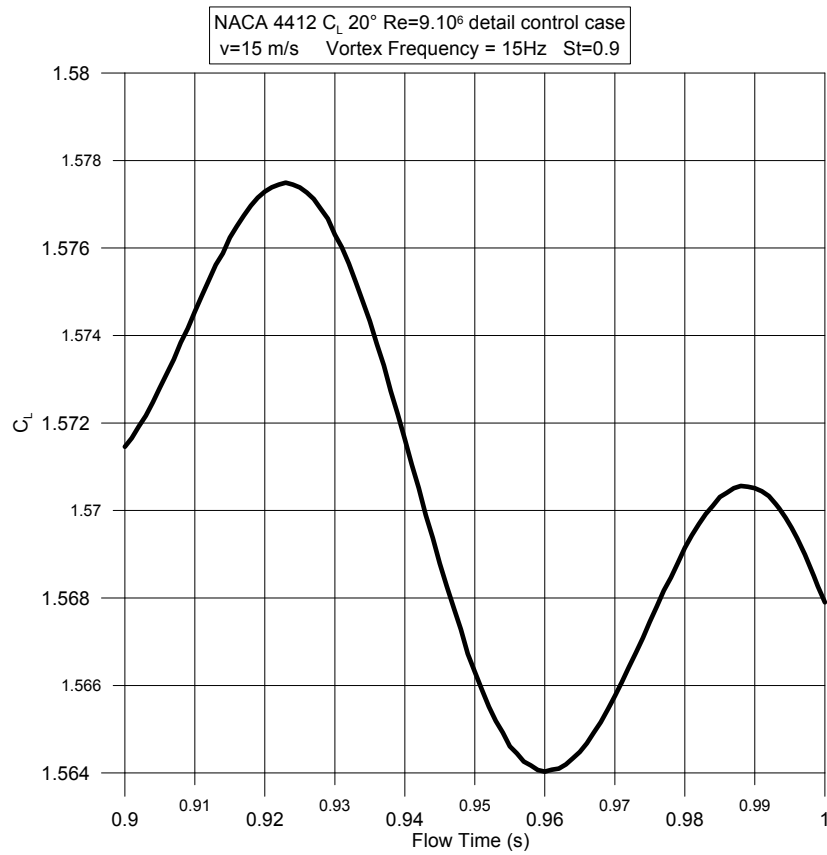
Σχήμα 4.52



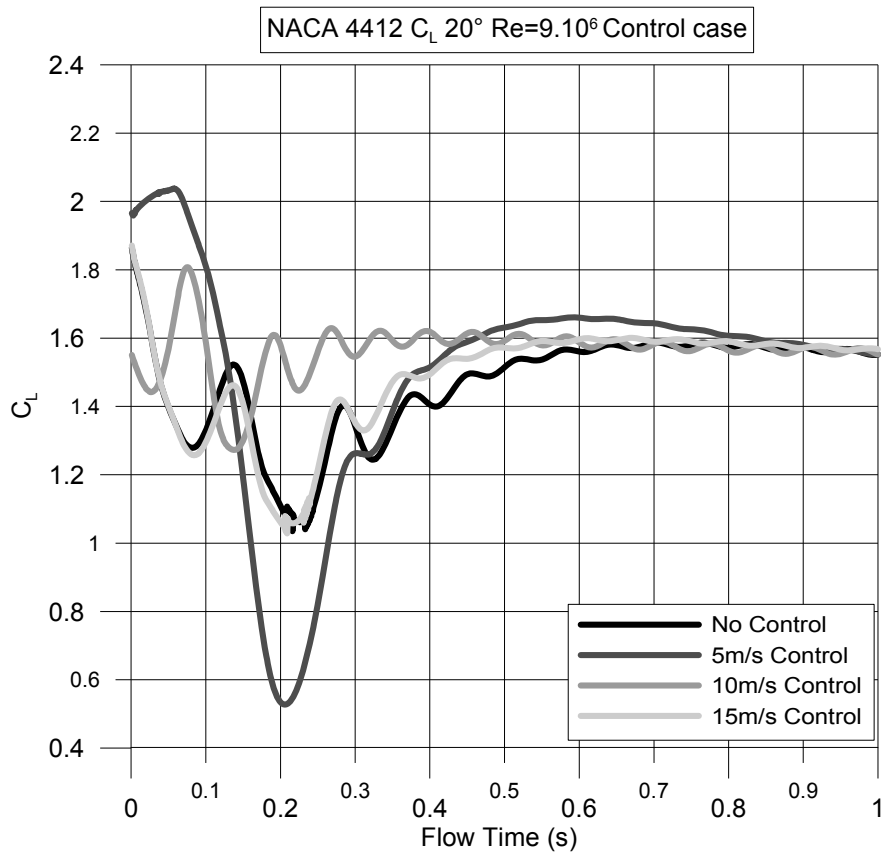
Σχήμα 4.53



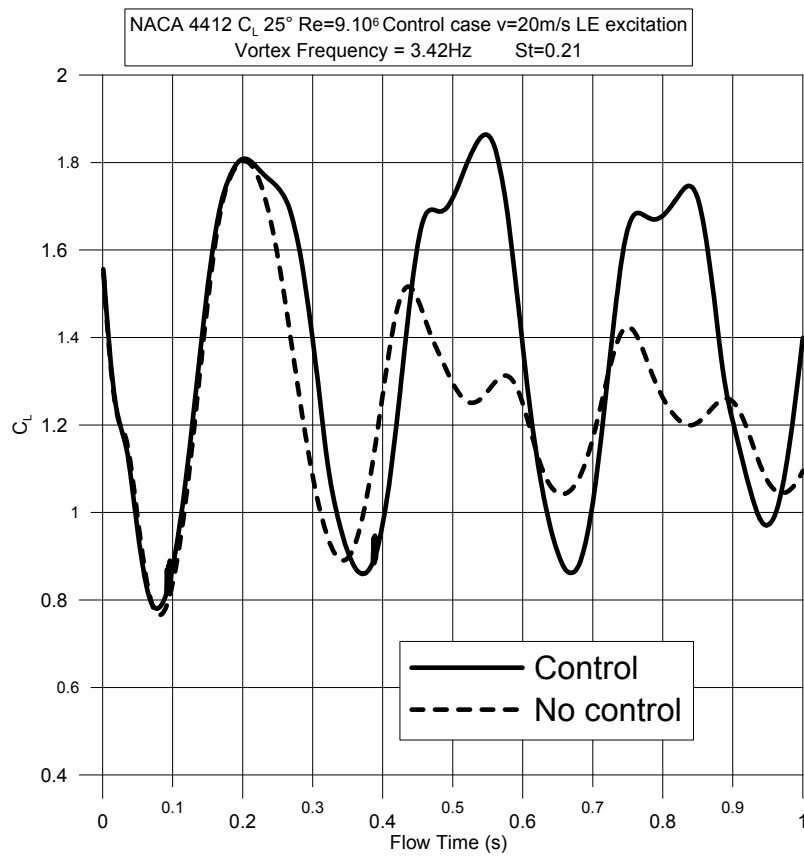
Σχήμα 4.54



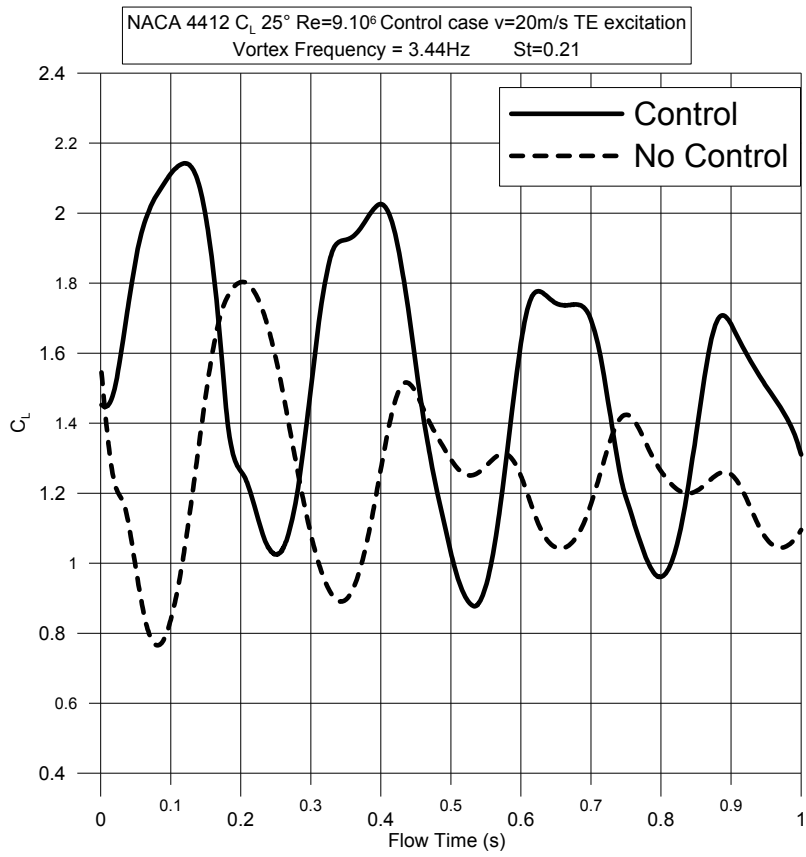
Σχήμα 4.55



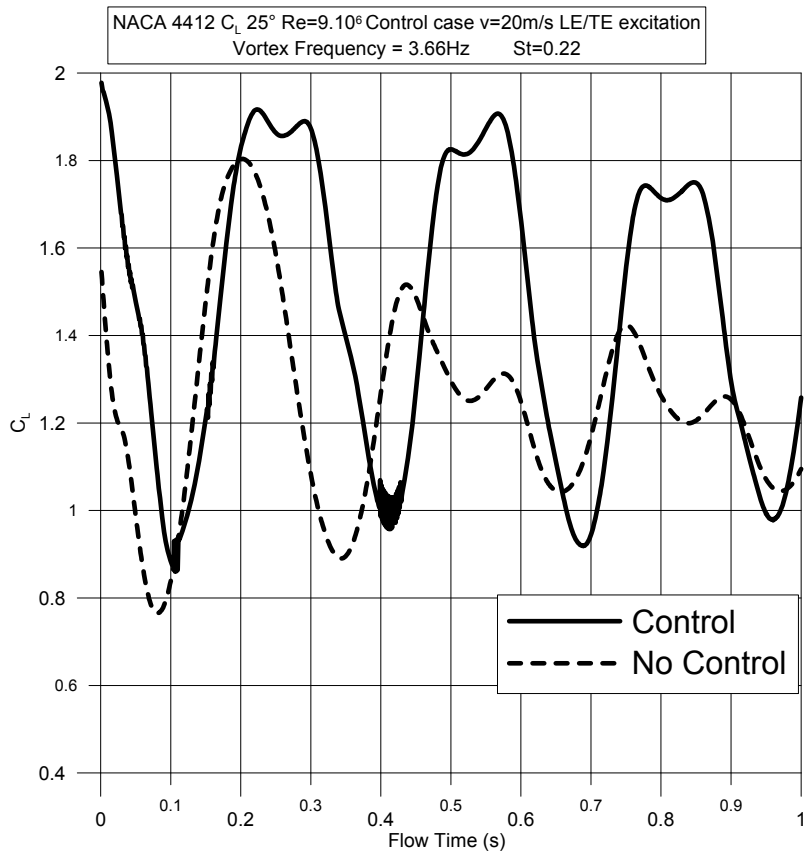
Σχήμα 4.56



Σχήμα 4.57

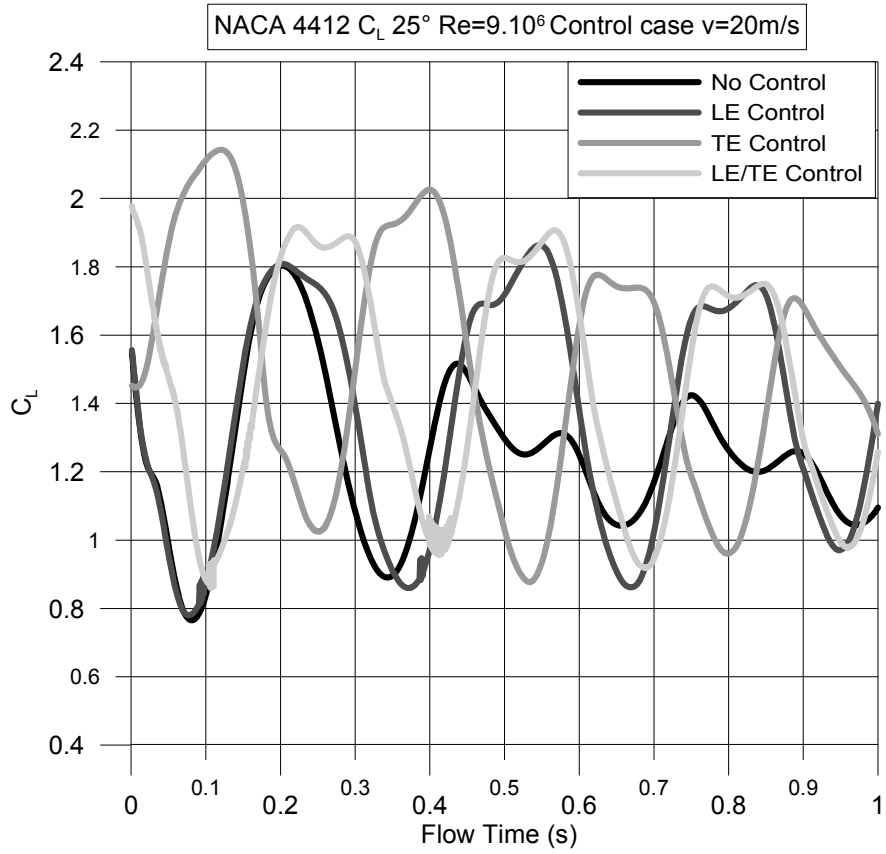


Σχήμα 4.58



Σχήμα 4.59





Σχήμα 4.60

## 5. Βιβλιογραφία

- 1) Σ. Τσαγγάρης, "Μηχανική των Ρευστών" Συμειών, Αθήνα 2005
- 2) J. D. Anderson, "Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications"  
Mc Graw Hill
- 3) P. R. Spalart, S. R. Allmaras, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 30th, Reno, NV, Jan 6-9, 1992.  
23 p., AIAA-1992-439
- 4) Κ. Χ. Γιαννάκογλου, "Συνεκτικές Ροές στις Στροβιλομηχανές Πανεπιστημιακές Παραδόσεις" Αθήνα 2004, Εσωτερική έκδοση ΕΜΠ
- 5) J-Z Wu, X-Y Lu, A. G. Denny, M. Fan, J-M Wu, « Post-stall control on an airfoil by local unsteady forcing », J. Fluid Mech., vol. 371, 21-58, 1998.
- 6) M. Amir, K. Kontis, "Application of Piezoelectric Actuators at Subsonic Speeds",  
Journal of Aircraft, Vol. 45, No 4, July-August 2008
- 7) C. Wong, K. Kontis, "Experimental Studies on Unsteady Lateral Blowing on  
NACA 0012", Journal of Aircraft, Vol.44, No.6, 2007
- 8) C. Wong, K. Kontis, "Flow Control by Spanwise Blowing on a NACA 0012",  
24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 5-8 June 2006, San Francisco,  
California
- 9) A. Tuck, J. Soria, "Separation control on a NACA 0015 airfoil using a 2D micro  
ZNMF jet" Aircraft Engineering and Aerospace Technology- An International  
Journal, 80/2, 175-180, 2008
- 10) A. Rehman, K. Kontis, "Control Effectiveness of Synthetic Jet On Bluff Body",  
43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno,  
Nevada
- 11) J.M. Rullan, P.V. Vlachos, D.P. Telionis, M.D. Zeiger, "Post-Stall flow control of  
sharpedged wings via unsteady blowing", J. Aircraft, vol.43/6, 1738-1746, 2006
- 12) S. Miranda, P. P. Vlachos, D. P. Telionis, M. P. Zeiger "Flow Control of a Sharp-  
Edged Airfoil" AIAA Journal, vol.43, No.4, 716-726, 2005
- 13) M. Amir, K. Kontis, "Application of Piezoelectric Actuators at Subsonic Speeds",  
Journal of Aircraft, Vol. 45, No 4, July-August 2008
- 14) M. Amir, K. Kontis, "Effect of Piezoelectric Actuation on a NACA 0015 Aerofoil  
at Subsonic Speeds", 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9-12  
January 2006, Reno, Nevada

- 15) C. Wong, C. Hale, B. Chan, K. Kontis, "Experimental studies on the application of circulation control in subsonic flows", 44th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit 9-12 January 2006, Reno, Nevada
- 16) N. Shah, C. Wong, K. Kontis, "Active flow control using steady and pulsed blowing at subsonic speeds", 46th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit 7-10 January 2008, Reno, Nevada
- 17) C. Hale, M. Amir, K. Kontis, N. Shah, "Active and Passive flow control studies at subsonic speeds at the University of Manchester", 46th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit 7-10 January 2008, Reno, Nevada
- 18) J.F. Cahill, W. J. Underwood, R. J. Nuber, G. A. Cheesman, "Aerodynamic forces and loadings on symmetrical circular-arc airfoils with plain leading-edge and plain trailing-edge flaps", NACA Report 1146
- 19) I. H. Abbott, A. E. von Doenhoff, "Theory of Wing Sections Including a Summary of Airfoil Data" Dover Publications, 1959
- 20) Σ. Βραχλιώτης, "Η επίδραση του αριθμού Reynolds στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής NACA 0012", Διπλωματική εργασία ΕΜΠ 2003
- 21) Τεκμηρίωση προγραμμάτων ANSYS FLUENT και GAMBIT