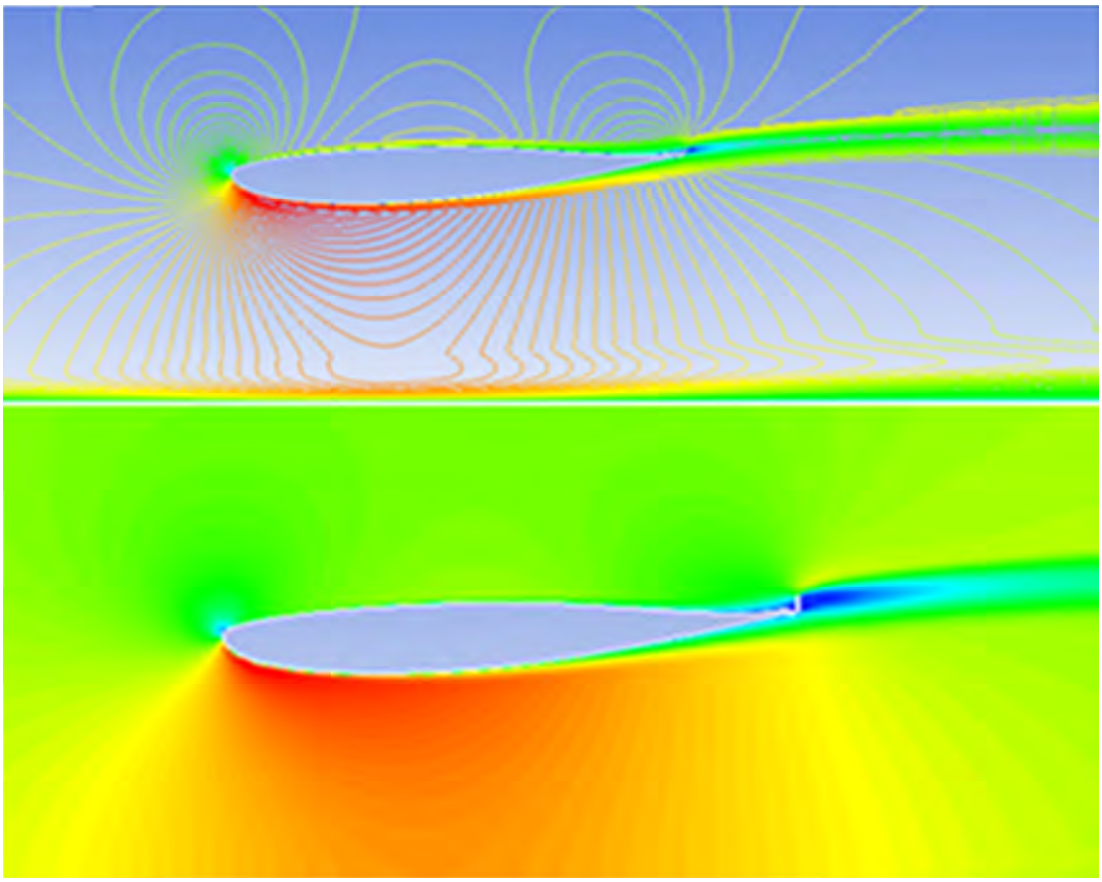
Πρόγραμμα Μεταπτυχιακών Σπουδών (Π.Μ.Σ.)
Σχεδίαση και Κατασκευή Συστημάτων Αγωνιστικών Οχημάτων
Design and Manufacturing of Sports Vehicle Systems

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

<< Αεροδυναμικός Υπολογισμός επίδρασης εδάφους σε ανεστραμμένη αεροτομή >>

ΣΙΑΜΠΑΝΗΣ ΣΩΤΗΡΙΟΣ



ΧΑΛΚΙΔΑ 2018

Επιβλέπων:
ΦΑΤΣΗΣ ΑΝΤΩΝΙΟΣ
Καθηγητής ΤΕΙ ΣΤΕΡΕΑΣ ΕΛΛΑΔΑΣ

«Ο μεταπτυχιακός φοιτητής που εκπόνησε την παρούσα διπλωματική εργασία φέρει ολόκληρη την ευθύνη προσδιορισμού της δίκαιης χρήσης του υλικού, η οποία ορίζεται στη βάση των εξής παραγόντων: του σκοπού και χαρακτήρα της χρήσης (μη-εμπορικός, μη-κερδοσκοπικός, αλλά εκπαιδευτικός-ερευνητικός), της φύσης του υλικού που χρησιμοποιεί (τμήμα του κειμένου, πίνακες, σχήματα, εικόνες κ.λπ.), του ποσοστού και της σημαντικότητας του τμήματος που χρησιμοποιεί σε σχέση με το όλο κείμενο υπό copyright, και των πιθανών συνεπειών της χρήσης αυτής στην αγορά ή την γενικότερη αξία του υπό copyright κειμένου».

ΣΙΑΜΠΑΝΗΣ ΣΩΤΗΡΙΟΣ

«<Η παρούσα διπλωματική εργασία εγκρίθηκε ομόφωνα από την τριμελή εξεταστική επιτροπή η οποία ορίστηκε από την Γ.Σ.Ε.Σ. του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε. του Τ.Ε.Ι. Στερεάς Ελλάδας, σύμφωνα με το νόμο και τον εγκεκριμένο Οδηγό Σπουδών του ΠΜΣ «Σχεδίαση και Κατασκευή Συστημάτων Αγωνιστικών Οχημάτων». Τα μέλη της Επιτροπής ήταν:

1. ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ ΦΑΤΣΗΣ ΑΝΤΩΝΙΟΣ (Επιβλέπων)

2. ΕΠΙΚΟΥΡΟΣ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ ΜΑΡΚΟΛΕΦΑΣ ΣΤΥΛΙΑΝΟΣ (Μέλος)

3.ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ ΚΡΙΜΠΕΝΗΣ ΑΓΑΘΟΚΛΗΣ (Μέλος)

Η έγκριση της διπλωματικής εργασίας από το Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε. του Τ.Ε.Ι. Στερεάς Ελλάδας, δεν υποδηλώνει αποδοχή των απόψεων του συγγραφέα.»

Περιεχόμενα

Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή
1.1 Περίληψη……..……...2
1.2 Βιβλιογραφική Ανασκόπηση……...…..3
1.3 Βιβλιογραφική Αναφορά για εύρεση πειραματικών Αποτελεσμάτων…….....4
Κεφάλαιο 2: Οι θεμελιώδεις εξισώσεις της μηχανικής ρευστών
2.1 Βασικές εξισώσεις……..…….……...…5
2.1.1 Εξίσωση συνέχειας……..……...……5
2.1.2 Εξίσωση της ορμής……..……..……7
2.1.3 Εξίσωση ενέργειας - Εξίσωση Bernoulli……...……..11
2.1.4 Εξισώσεις Navier Strokes……..……15
Κεφάλαιο 3 : Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)
3.1 Εισαγωγή στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική……..…19
3.2. Αριθμητική Επίλυση Εξισώσεων……..……..…19
3.3. Μοντέλα Τυρβώδους Ροής……..……..20
3.4. Επιβολή αρχικών και οριακών συνθηκών……24
3.5. Είδη επιλυτών……..……...…..26
3.5.1 Pressure-based solver ……..……...……26
3.5.2 Density - Based Solver……..……27
Κεφάλαιο 4 : Υπολογιστικό Μέρος με το Λογισμικό Ansys Fluent
4.1 Ιστορική Διερεύνηση της Αεροτομής NASA-LANGLEY LS(1)-0413MOD……..……..…… 28
4.2.1 Κριτήριο Επιλογής Αεροτομής……..……..30
4.2.2 Περιγραφή μοντέλων……32
4.2.3 Σχεδιασμό της Γεωμετρίας……34
4.2.4 Εισαγωγή Γεωμετρίας Αεροτομών στο Ansys Fluent……37
4.3 Κατασκευή του Υπολογιστικού Πλέγματος…….....39
4.3.1 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD……..……39
4.3.2 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _2.9 % ……..41
4.3.3 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _1.45 % ……43
4.4 Επιλογή Μοντέλου Τύρβης……...46
4.5 Ορισμός Οριακών Συνθηκών……..……47
4.5.1 Προσδιορισμός Παραμέτρων για αεροτομή LS(1)-0413MOD……..47
4.6 Μέθοδος Επίλυσης……...……..…50
4.7 Κριτήριο Σύγκλησης (Convergence Criteria)……..…51
4.8 Παρουσίαση αποτελεσμάτων (Post - processor)……..52
Κεφάλαιο 5: Αποτελέσματα και Συγκρίσεις
5.1.Αποτελεσματα υπολογιστικών προσομοιώσεων ……..…..54
5.1.1 Αεροδυναμικό μοντέλο _ LS(1) -0413 MOD……54
5.1.2 Αεροδυναμικό μοντέλο_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%.....56
5.1.3 Αεροδυναμικό μοντέλο_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%.....58
5.2 Πειραματικά Δεδομένα …….....60
5.2.1 Αεροδυναμικό μοντέλο _ LS(1) -0413 MOD……60
5.2.2 Αεροδυναμικό μοντέλο _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%.....61
5.2.3 Αεροδυναμικό μοντέλο_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%.....62
5.3 Σύγκριση υπολογιστικών αποτελεσμάτων και πειραματικών δεδομενων…….63
5.3.1 Αεροδυναμικό μοντέλο _ LS(1) -0413 MOD με πειραματικά δεδομένα …….63
5.3.2 LS(1) -0413 MOD _Gurney _Flap_1.45% με πειραματικά δεδομένα ……....66
5.3.3 LS(1) -0413 MOD _Gurney _Flap_2.9% με πειραματικά δεδομένα…… 67
5.4 Σύγκριση αεροδυναμικών μοντέλων _ LS(1) -0413 MOD_Gurney_ Flap_1.45% και Gurney _Flap_2.9 με πειραματικά δεδομενα……..68
5.4.1 Συγκρίσεις των Συντελεστών Αντωσης……..…68
5.4.2 Συγκρίσεις των Συντελεστών Πίεσης…… ….70
5.4.3 Συγκρίσεις Ταχυτήτων Ροής……..74
5.4.4 Προσδιορισμός Αποκόλλησης και Επανακόλλησης της Ροής……..79
Κεφάλαιο 6: Συμπεράσματα _Μελλοντικές Προεκτάσεις ……..….82
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ……84

Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή

1.1 Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία πραγματεύεται μια υπολογιστική δισδιάστατη (2D) μελέτη σχετικά με τις αεροδυναμικές δυνάμεις που δέχεται μια ανεστραμμένη αεροτομή συγκεκριμένα η LS(1) -0413 MOD από την επίδραση της απόστασης του εδάφους. Επιλύοντας τις εξισώσεις Navier-Stokes , χρησιμοποιώντας το εμπορικό λογισμικό ANSYS FLUENT .

Επίσης στην συγκεκριμένη ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD τοποθετούμε **Gurney Flap** μεγέθους 1.45% 2.9% της χορδής του πτερύγιου και υπολογίζουμε τις αεροδυναμικές δυνάμεις με το λογισμικό ANSYS FLUENT .

Τέλος συγκρίνουμε όλα τα θεωρητικά αποτελέσματα με συγκεκριμένες επιστημονικές δημοσιεύσεις[4,8] που περιέχουν πειραματικά αποτελέσματα .

Η επιλογή των αεροτομών βασίστηκε στα διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα, τα οποία υπήρχαν από επιστημονικές δημοσιεύσεις για την επαλήθευση των αποτελεσμάτων των προσομοιώσεων.

ABSTRACT

This thesis project deals with a computational two-dimensional (2D) study of aerodynamic forces receiving an inverted aerodynamics, namely LS (1) -0413 MOD from the effect of the distance of the ground. Solving the Navier -Stokes equations by using the commercial software ANSYS FLUENT.
Also in this inverted airfoil LS (1) -0413 MOD we place Gurney Flap with 1.45% 2.9% of the chord of the flap and we calculate the aerodynamic forces with the ANSYS FLUENT software.
Finally, we compare all theoretical results with specific scientific publications[4,8] containing experimental results.
The choice of airfoils was based on the available experimental data, which was available from scientific publications to verify the results of the simulations.

1.2 Βιβλιογραφική Ανασκόπηση

Οι πρώτες υπολογιστικές έρευνες αεροτομής στο έδαφος ξεκίνησαν τη δεκαετία του 1980. Η παλαιότερη εργασία έγινε από τον Katz και τους Knowles παρατήρησαν ότι καθώς η αεροτομή πλησίαση στο έδαφος αυξάνεται η κάθετη δύναμη.

Στα μέσα της δεκαετίας του '90, οι Ranzenbach και Barlow[1,2,3] διερεύνησαν την επίδραση της μείωσης της απόστασης της αεροτομής από το έδαφος σε δόκιμες σε αεροσήραγγα. Θεώρησαν ότι το έδαφος ήταν ένα σταθερό τοίχωμα . Η κάθετη δύναμη θεωρήθηκε να αυξάνεται καθώς η απόσταση από το έδαφος μειώνεται μέχρις ότου επιτευχθεί η μέγιστη τιμή. Καθώς μειώθηκε περαιτέρω η απόσταση από το έδαφος , παρατηρήθηκε μείωση της κάθετης δύναμης . Οι Ranzenbach και Barlow ισχυρίστηκαν ότι το φαινόμενο μείωσης της κάθετη δύναμη οφειλόταν στο γεγονός ότι, μετά μια κρίσιμη απόσταση , τα οριακά στρώματα εδάφους και αεροτομής συγχωνεύθηκαν, περιορίζοντας την ποσότητα αέρα που μπορούσε να ρέει μεταξύ της αεροτομής και του εδάφους.

Μια πιο πρόσφατη και λεπτομερής αεροδυναμικής μελέτη αεροτομής και πως επιδρά η απόσταση του εδάφους σε αυτή διεξήχθη από τον Zerihan και Zhang[4,5,6,7].

Η μελέτη διεξήχθη σε μια αεροδυναμική σήραγγα εφοδιασμένη με κινούμενο ιμάντα. Ο Zerihan και Zhang βρήκε την ίδια ποιοτική συμπεριφορά κάθετη δύναμη όπως Ranzenbach και Barlow, αλλά έδωσαν μια διαφορετική εξήγηση για το φαινόμενο μείωσης κάθετη δύναμη: δεδομένου ότι η κρίσιμη απόσταση από το έδαφος στο οποίο συνέβη η μείωση κάθετη δύναμη παρατηρήθηκε να είναι ανεξάρτητη από τον αριθμό Reynolds, που συναχθεί το συμπέρασμα ότι το φαινόμενο της μείωσης της κάθετης δύναμης δεν θα μπορούσε να είναι η συγχώνευση των οριακών στρωμάτων .

Στην πραγματικότητα, η συγχώνευση των οριακών στρωμάτων που παρατηρούνται από Ranzenbach και Barlow ήταν πιο πιθανό να οφείλεται στη χρήση του σταθερού εδάφους, η οποία δεν μπορεί κατάλληλα να προσομοιώνει τις συνθήκες του οδοστρώματος.

Οι Zerihan και Zhang αναφέρουν ότι το φαινόμενο μείωσης της αεροδυναμικής πίεσης αντίθετα προκαλείται στην περιοχή που διαχωρίζεται η ροή κοντά στο χείλος εκφυγής . Καθώς η αεροτομή κινείται πλησιέστερα προς το έδαφος, η ταχύτητα του αέρα κάτω από την αεροτομή αυξάνεται με την ταυτόχρονη ενίσχυση της δυσμενής πίεσης στο χείλος εκφυγής, οδηγώντας σε αποκόλληση του οριακού στρώματος . Καθώς μειώνεται περαιτέρω η απόσταση από το έδαφος η ταχύτητα του αέρα κάτω από την αεροτομή αυξάνεται το σημείο διαχωρισμού κινείται προς τα εμπρός, έως ότου πραγματοποιείται η αποκόλληση του οριακού στρώματος και η κάθετη δύναμη μειώνεται κατά πολύ .

Επίσης έχουν γίνει πολλές υπολογιστικές μελέτες.

Οι Ranzenbach και Barlow εκτέλεσαν προσομοιώσεις RANS χρησιμοποιώντας ένα μοντέλο στροβιλισμού k-e.

Οι Zerihan και Zhang έλυσε τα εξισώσεις RANS με μοντελοποίηση του στροβιλισμού Spalart-Allmaras και k -ω SST.

Σε γενικές γραμμές όλοι βρήκαν καλά ποιοτικά αποτελέσματα σε σύγκριση με τα αντίστοιχα πειράματα τους.

1.3 Βιβλιογραφική Αναφορά

[1] Ranzenbach, R., Barlow, J., Two-dimensional Airfoil in Ground Effect; an Experimental and Computational Study,SAE Technical Paper 94-2509, 1994.

[2] Ranzenbach, R., Barlow, J., Cambered Airfoil in Ground Effect; Wind tunnel and Road Conditions, 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 1208-1215

[3] Ranzenbach, R., Barlow, J., Cambered Airfoil in Ground Effect; an Experimental and Computational Study, SAE Technical Paper 96-0909, 1996.

[4] Zerihan, J., Zhang, X., Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect, Journal of Aircraft, Vol. 37,No. 6, 2000, pp. 1058-1064.

[5] Zerihan, J., An Investigation into the Aerodynamics of Wings in Ground Effect, Ph.D. Dissertation, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton,UK, 2001.

[6] Zerihan, J., Zhang, X., A Single Element Wing in Ground Effect; Comparison of Experiments and Computation, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan 2001.

[7] Zerihan, J., Zhang, X., Toet, W., Ground Effect Aerodynamics of Race Cars, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 59, No. 1, 2006, pp. 33-49.

[8] Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780.

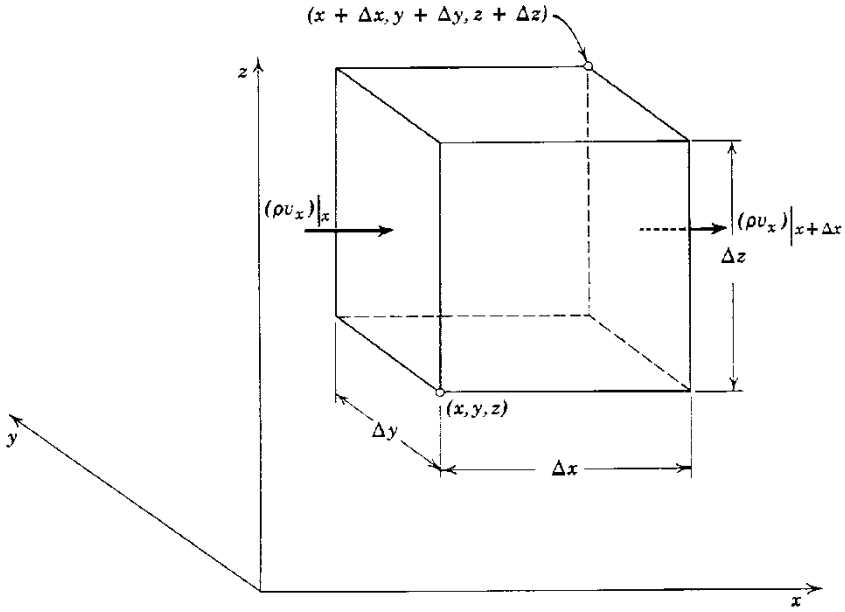
Κεφάλαιο 2: Οι θεμελιώδεις εξισώσεις της μηχανικής ρευστών

2. Βασικές εξισώσεις

Γενικά, η μελέτη ροής ρευστών γίνεται στις τρεις διαστάσεις, αλλά μπορεί και να γίνει στη μια ή στις δύο διαστάσεις. Για παράδειγμα αν έχουμε μια ροή σε αγωγό και γίνετε μελέτη της μέσης ταχύτητας, τότε γίνεται μελέτη στη μια διάσταση. Οι παρακάτω εξισώσεις, παρατίθενται σε ανάλυση της μίας διάστασης και δύο διαστάσεων. Αυτές οι εξισώσεις είναι, η εξίσωση της συνέχειας, της ενέργειας και ορμής.

2.1.1 Εξίσωση της συνέχειας

Η εξίσωση της συνέχειας ή διατήρηση της μάζας, προκύπτει αν θεωρήσουμε το ισοζύγιο μάζας σε ένα στοιχειώδη όγκο ελέγχου που ανήκει σε ένα ρευστό. Ο όγκος ελέγχου έχει διαστάσεις $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ όπως στο παρακάτω σχήμα 2.1.1.



Σχήμα 2.1.1: Διατήρηση της μάζας σε ένα στοιχειώδη όγκο $\Delta x \Delta y \Delta z$

Η διατήρηση της μάζας του ρευστού που διέρχεται από τον στοιχειώδη όγκο $\Delta x \cdot \Delta y \cdot \Delta z$ εκφράζεται ως:

$$\begin{bmatrix} \text{Συσσώρευση} \\ \text{μάζας ανά} \\ \text{μονάδα χρόνου} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{Εισερχόμενη} \\ \text{μάζα} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \text{Εξερχόμενη} \\ \text{μάζα} \end{bmatrix} \qquad (1)$$

Αρχικά θεωρούμε τις δύο πλευρές του στοιχειώδους όγκου που είναι κάθετες στον άξονα *x*. Η μεταβολή της μάζας του ρευστού που περνά από τη πλευρά στο σημείο *x* είναι $(\rho u_x)|_x \, \Delta y \Delta z$ ενώ η μεταβολή της μάζας του ρευστού που περνά από τη πλευρά στο σημείο $x + \Delta x$ είναι $(\rho u_x)|_{x+\Delta x} \, \Delta y \Delta z$. Παρόμοιες εκφράσεις μπορούν να εξαχθούν για τις δύο πλευρές που είναι κάθετες στον άξονα *y* και για τις υπόλοιπες δύο πλευρές που είναι κάθετες στον άξονα *z*. Η συσσώρευση μάζας στη

μονάδα του χρόνου εντός του στοιχειώδους όγκου είναι $(\Delta x \Delta y \Delta z)(^{\partial \rho}/_{\partial t})$. Έτσι το ισοζύγιο μάζας γίνεται:

$$\Delta x \Delta y \Delta z \frac{\partial \rho}{\partial t} = \Delta y \Delta z\left[(\rho u_x)_x - (\rho u_x)_{x+\Delta_x}\right] + \Delta x \Delta z\left[(\rho u_y)_y - (\rho u_y)_{y+\Delta_y}\right] + \Delta x \Delta y\left[(\rho u_z)_z - (\rho u_z)_{z+\Delta_z}\right] \qquad (2)$$

Η εξίσωση της συνέχειας σε διαφορική μορφή μπορεί να γραφεί σαν:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\left[\frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z}\right] \qquad (3)$$

Η ίδια εξίσωση σε πιο συμπυκνωμένη μορφή με τη χρήση του τελεστή ανάδελτα (∇) γράφεται ως:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -(\vec{V}\rho\vec{u}) \qquad (4)$$

Η ποσότητα $(\overrightarrow{V}\rho\vec{u})$ ονομάζεται *«απόκλιση»* (divergence) του $\rho\vec{u}$ και γι'αυτό μερικές φορές η προηγούμενη εξίσωση εμφανίζεται σαν:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -div\, \rho\vec{u}$$

Ο ορισμός της απόκλισης $(\overrightarrow{V}\rho\vec{u})$ είναι:

$$\vec{V}(\rho\vec{u}) = \frac{\partial(\rho u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial z}$$

Αναλύοντας το δεξί μέρος της εξίσωσης (3) παίρνουμε:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + u_x\frac{\partial \rho}{\partial x} + u_y\frac{\partial \rho}{\partial y} + u_z\frac{\partial \rho}{\partial z} = -\rho\left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z}\right) \qquad (5)$$

Το αριστερό μέρος της προηγούμενης εξίσωσης ονομάζεται *ουσιαστική παράγωγος* (substantial derivative) της πυκνότητας ρ και εκφράζει τη χρονική παράγωγο της διαδρομής που ακολουθεί τη κίνηση του ρευστού. Έτσι η εξίσωση της συνέχειας παίρνει τη μορφή:

$$\frac{D\rho}{Dt} = -(\vec{V}\rho\vec{u}) \qquad (6)$$

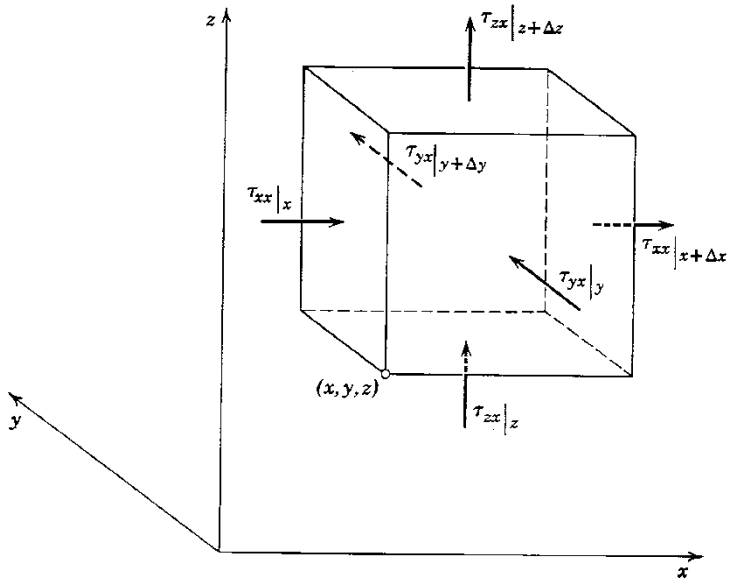
Για ασυμπίεστη και μόνιμη ροή, η πυκνότητα είναι σταθερή πράγμα που σημαίνει ότι

$$\rho = \sigma\tau\alpha\theta\varepsilon\rho\acute{\eta} \;\; => \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0 => \vec{V}\vec{u} = 0 \qquad (6α)$$

2.1.2 Εξισώσεις κίνησης (ορμής)

Θεωρώντας ένα στοιχειώδη όγκο ελέγχου διαστάσεων $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ όπως στο παρακάτω σχήμα 2.1.2, γράφουμε την εξίσωση διατήρησης της ορμής με το ίδιο σκεπτικό σαν αυτό του προηγούμενου εδαφίου όπου παρουσιάστηκε το ισοζύγιο μάζας:

$$\begin{bmatrix} Ρυθμός \\ Συσσώρευσης \\ Ορμής \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Ρυθμός \\ Εισερχόμενης \\ Ορμής \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Ρυθμός \\ Εξερχόμενης \\ Ορμής \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Άθροισμα\ των \\ Δυνάμεων\ που \\ ενεργούν\ στο\ σύστημα \end{bmatrix}$$



Σχήμα 2.1.2: Διατήρηση της ορμής σε ένα στοιχειώδη όγκο $\Delta x \Delta y \Delta z$

Ο ρυθμός εισόδου της *x*-συνιστώσας της ορμής λόγω μεταφοράς στην μονάδα του χρόνου στο σημείο *x* είναι:

$$\rho u_x u_x|_x \Delta y \Delta z$$

στον όγκο $\Delta x \Delta y \Delta z$ από την επιφάνεια κάθετη στον άξονα *x* στο σημείο *(x,y,z).*

Ο ρυθμός εξόδου ορμής λόγω μεταφοράς στο σημείο $x + \Delta x, \Delta y, \Delta z$ είναι :

$$\rho u_x u_x|_{x+\Delta x} \Delta y \Delta z.$$

Ο ρυθμός εισόδου ορμής από μοριακή μεταφορά στο σημείο x,y,z είναι :

$$\tau_{xx}|_x \Delta y \Delta z$$

Ο ρυθμός εξόδου ορμής από μοριακής μεταφοράς στο σημείο $x + \Delta x, \Delta y, \Delta z$ είναι :

$$\tau_{xx}|_{x+\Delta x}\Delta y\Delta z$$

όπου τ_{xx} είναι η ορθή τάση στον όγκο $\Delta x\Delta y\Delta z$. Με παρόμοια συλλογιστική τ_{yx} είναι η διατμητική τάση στην επιφάνεια y. Ο ρυθμός εισόδου στο σημείο *y* είναι:

$$\tau_{yx}|_{\,y}\Delta x\Delta z$$

και ο ρυθμός εξόδου στο σημείο $y+\Delta y$ είναι:

$$\tau_{yx}|_{\,y+\Delta y}\Delta x\Delta z$$

Έτσι η εξίσωση της ορμής στη *x* διεύθυνση γίνεται :

$$\frac{\partial(\rho u_x)}{\partial t} = -\left[\frac{\partial(\rho u_x u_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y u_x)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z u_x)}{\partial z}\right] - \left[\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}\right] - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x$$

Με τον ίδιο τρόπο για τις διευθύνσεις *y* και *z* έχουμε:

$$\frac{\partial(\rho u_y)}{\partial t} = -\left[\frac{\partial(\rho u_x u_y)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y u_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z u_y)}{\partial z}\right] - \left[\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}\right] - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y$$

$$\frac{\partial(\rho u_z)}{\partial t} = -\left[\frac{\partial(\rho u_x u_z)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y u_z)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho u_z u_z)}{\partial z}\right] - \left[\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}\right] - \frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z$$

- Οι ποσότητες $\rho u_x, \rho u_y, \rho u_z$ εκφράζουν την ορμή στη μονάδα του όγκου του ρευστού στις διευθύνσεις *x,y,z* αντίστοιχα.
- Οι ποσότητες g_x, g_y, g_z εκφράζουν τις συνιστώσες της επιτάχυνσης της βαρύτητας στις διευθύνσεις *x,y,z.*
- Οι ποσότητες $\frac{\partial P}{\partial x}, \frac{\partial P}{\partial y}, \frac{\partial P}{\partial z}$ εκφράζουν τη βαθμίδα πίεσης στις διευθύνσεις *x,y,z.*
- Οι ποσότητες $\rho u_x u_x$, $\rho u_x u_y$, $\rho u_x u_z$ κλπ είναι οι 9 συντελεστές της ορμής λόγω μεταφοράς μάζας $\rho\vec{u}\vec{u}$ που είναι το δυαδικό γινόμενο $\rho\vec{u}$ $\varepsilon\pi\acute{\iota}$ $\vec{u}$.
- Όμοια οι ποσότητες $\tau_{xy}, \tau_{xx}, \tau_{xz}$ κλπ είναι οι 9 συντελεστές του τανυστή τάσεων τ.

Οι παραπάνω 3 εξισώσεις κίνησης μπορούν να γραφούν σε συμπυκνωμένη μορφή:

$$\underset{(1)}{\frac{\partial(\rho\vec{u})}{\partial t}} = -\underset{(2)}{\left[\vec{\nabla}\rho\vec{u}\vec{u}\right]} - \underset{(3)}{\vec{\nabla}P} - \underset{(4)}{\left[\vec{\nabla}\vec{\tau}\right]} + \underset{(5)}{\rho\vec{g}}$$

Η φυσική σημασία των όρων της παραπάνω εξίσωσης είναι:

(1): Χρονική Μεταβολή της ορμής ανά μονάδα όγκου.
(2): Μεταβολή της ορμής λόγω μεταφοράς ανά μονάδα όγκου.
(3): Δυνάμεις πίεσης ανά μονάδα όγκου.
(4): Μεταβολή της ορμής λόγω ιξώδους μεταφοράς ανά μονάδα όγκου.
(5): Δυνάμεις βαρύτητας ανά μονάδα όγκου.

Χρησιμοποιώντας τον ορισμό της ουσιαστικής παραγώγου, η εξίσωση της ορμής γίνεται:

$$\underset{(1)}{\rho\frac{D\vec{u}}{Dt}} = \underset{(2)}{-\vec{\nabla}P} - \underset{(3)}{\left[\vec{\nabla}\vec{\tau}\right]} + \underset{(4)}{\rho\vec{g}}$$

Η φυσική σημασία των όρων της παραπάνω εξίσωσης είναι:
(1): Μάζα ανά μονάδα όγκου επί επιτάχυνση
(2): Δυνάμεις πίεσης στο στοιχείο ανά μονάδα όγκου
(3): Δυνάμεις ιξώδους ανά μονάδα όγκου.
(4): Δυνάμεις βαρύτητας ανά μονάδα όγκου.

Τα παραπάνω μας θυμίζουν τον νόμο του Νεύτωνα που λέει ότι:

$$\boxed{Μάζα\ *\ Επιτάχυνση\ = Άθροισμα\ δυνάμεων}$$

Για να προσδιοριστούν οι συνιστώσες των ταχυτήτων σαν επίλυση των εξισώσεων κίνησης εισάγονται οι ακόλουθες εξισώσεις για τις ορθές και διατμητικές τάσεις τ, που ισχύουν <u>μόνο</u> για νευτωνικά ρευστά:

$$\tau_{xx} = -2\mu\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{2}{3}\mu\left(\vec{V}\vec{u}\right)$$
$$\tau_{xx} = -2\mu\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{2}{3}\mu\left(\vec{\nabla}\cdot\vec{u}\right)$$
$$\tau_{yy} = -2\mu\frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{2}{3}\mu\left(\vec{\nabla}\cdot\vec{u}\right)$$

$$\tau_{zz} = -2\mu\frac{\partial u_z}{\partial z} + \frac{2}{3}\mu\left(\vec{\nabla}\cdot\vec{u}\right)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{xy} = -\mu\left(\frac{\partial u_x}{\partial y} + \frac{\partial u_y}{\partial x}\right)$$
$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = -\mu\left(\frac{\partial u_y}{\partial z} + \frac{\partial u_z}{\partial y}\right)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = -\mu\left(\frac{\partial u_z}{\partial x} + \frac{\partial u_x}{\partial z}\right)$$

Οι εξισώσεις αυτές μαζί με τη κατά στατική εξίσωση του ρευστού που είναι μορφής *P=P(ρ)* και τη εξίσωση που συνδέει το ιξώδες με την πυκνότητα του ρευστού *μ=μ(ρ)* όπως επίσης και της οριακές συνθήκες και της αρχικές συνθήκες του κάθε προβλήματος αρκούν για να προσδιορίσουν τη πυκνότητα, πίεσης και της τρείς συνιστώσες της ταχύτητας του ρευστού.

(i) Για **ασυμπίεστη ροή** $(\rho = \sigma\tau\alpha\theta\varepsilon\rho\acute{\eta}\ \sigma\varepsilon\ \acute{o}\lambda o\ \tau o\ \rho o\ddot{\iota}\kappa\acute{o}\ \pi\varepsilon\delta\acute{\iota}o)$ οι εξισώσεις Navier Stokes παίρνουν τη μορφή:

(α) Η εξίσωση της συνέχειας δίνει: $\vec{\nabla}\vec{u} = 0$

(β) Η εξίσωση της ορμής δίνει: $\rho\frac{D\vec{u}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \mu\overrightarrow{\nabla^2}\vec{u} + \rho\vec{g}$

όπου ο τελεστής $\vec{\nabla}^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}$ ονομάζεται τελεστής Laplace ή Λαπλασιανή

(ii) Για **ροή δίχως τριβή** οι Navier stokes παίρνουν τη μορφή:

Τότε $\vec{\nabla}\vec{\tau} = 0$ και οι εξισώσεις γίνονται :

(α) Η εξίσωση μάζας παραμένει αμετάβλητη $\frac{D\rho}{Dt} = -\rho(\vec{\nabla}\vec{u})$

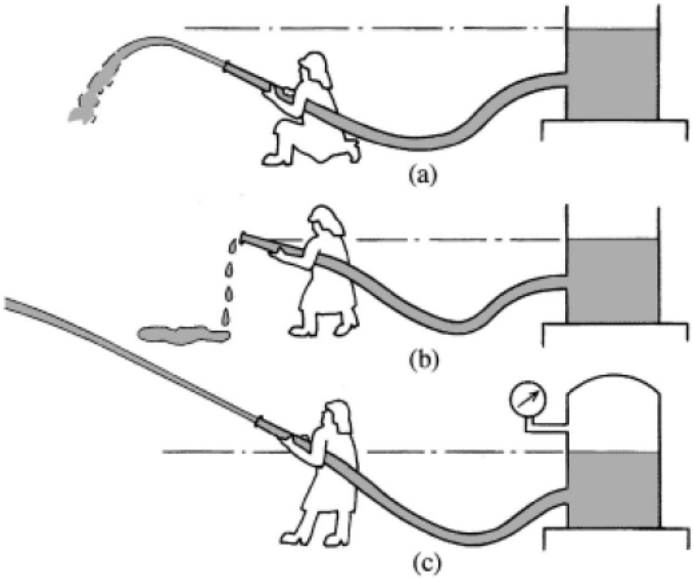
(β) εξίσωση της ορμής δίνει

$$\rho\frac{D\vec{u}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{\mathrm{g}}$$

που είναι το σύστημα εξισώσεων Euler.

2.1.3 Εξίσωση ενέργειας - Εξίσωση Bernoulli

Η δυναμική ενέργεια που έχει ένα σώμα ή σύστημα οφείλεται στη θέση που βρίσκεται. Έτσι το σώμα ή σύστημα δύναται να παράγει έργο επειδή βρίσκεται μέσα σε ένα πεδίο δυνάμεων. Για την ακρίβεια στο βαρυτικό πεδίο, μέσα στο οποίο ένα σώμα έχει μια συγκεκριμένη θέση, το σώμα μπορεί να μετατρέψει τη δυναμική ενέργεια σε κινητική και σε απώλειες τριβής, όπως ακριβώς ένα σώμα, εκτελεί ελεύθερη πτώση έως μια συγκεκριμένη σταθερή ταχύτητα, η οποία λέγεται οριακή ταχύτητα, λόγω της τριβής του με τον αέρα. Ένα άλλο παράδειγμα είναι το τραινάκι στα λούνα πάρκ, όπου η ταχύτητα του μειώνεται καθώς φτάνει στη κορυφή και αυξάνει κατά τη κάθοδο. Αυτό συμβαίνει λόγω της αύξησης της δυναμικής ενέργειας και μείωσης της κινητικής ενέργειας κατά την άνοδο του και, αντιθέτως, κατά τη κάθοδο, αύξηση της κινητικής ενέργειας και μείωσης της δυναμικής ενέργειας. Χωρίς να υπολογίζονται οι απώλειες ενέργειας λόγω τριβής, το σύνολο των δύο προαναφερθέντων μορφών ενέργειας είναι σταθερό για κάθε ύψος. Αυτή η θεώρηση είναι η αρχή διατήρησης της ενέργειας για ένα στερεό σώμα.

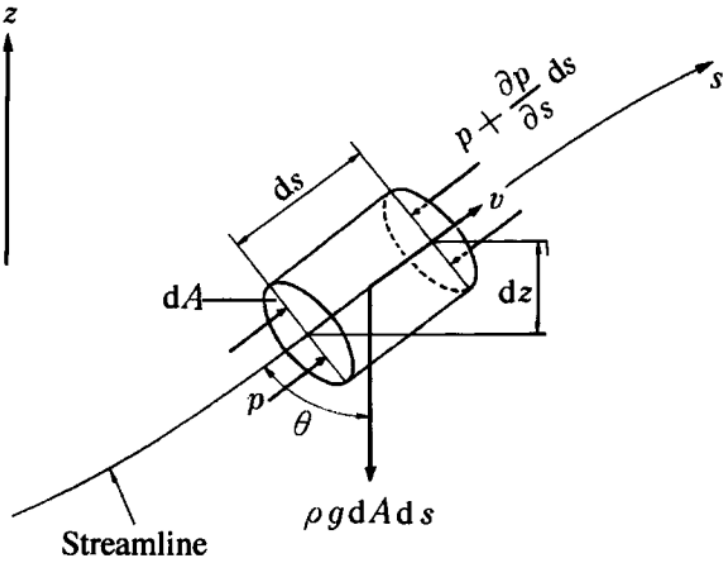


Εικόνα 2.3: Διατήρηση της ενέργειας

Η *Εικόνα 2.3*, δείχνει τη σχέση μεταξύ της δυναμικής ενέργειας και κινητικής ενέργειας του νερού. Στη πρώτη περίπτωση, το νερό τρέχει πολύ περισσότερο σε σχέση με τη δεύτερη περίπτωση που η στάθμη του νερού είναι χαμηλότερη, ενώ στη τρίτη περίπτωση η αυξημένη πίεση προσδίδει μεγάλη κινητική ενέργεια στο νερό. Ένα ρευστό μπορεί να έχει μεγάλη κινητική ενέργεια όταν βρίσκεται υπό πίεση όπως φαίνεται και στην *Εικόνα 2.3*. Ένα υδραυλικό σύστημα ή μια μηχανή πιέσεως λαδιού τροφοδοτείται με δυνάμεις και ενέργεια λόγω αυτών των πιέσεων. Έτσι, στα ρευστά, αυτές οι τρείς μορφές ενέργειας έχουν μια αναλογική σχέση και χωρίς τις απώλειες ενέργειας λόγω τριβής, το σύνολο αυτών παραμένει σταθερό. Αυτή η διατύπωση ορίζει την αρχή διατήρησης της ενέργειας για τα ρευστά.

Γύρω από τη γραμμή ροής που φαίνεται στην *Εικόνα 2.4*, ένα στοιχειώδες κυλινδρικού σχήματος ρευστού έχει διατομή dA και μήκος ds, δέχεται πίεση p και πίεση

$p + (\partial p/\partial s)\mathrm{d}s$ στης εξώτερες επιφάνειες. Η βαρυτική δύναμη που επιδρά στο στοιχειώδες κυλινδρικό ρευστό είναι το βάρος του που είναι $\rho g \mathrm{d}A\mathrm{d}s$. Εφαρμόζοντας το δεύτερο νόμο του Νεύτωνα στο στοιχειώδες ρευστό η συνολική δύναμη που δρα σε αυτό και που προκαλεί επιτάχυνση κατά μήκος της γραμμής ροής είναι η δύναμη λόγω της διαφοράς πίεσης και των συνιστωσών των εξωτερικών δυνάμεων (δηλαδή, στη συγκεκριμένη περίπτωση η βαρυτική δύναμη) κατά μήκος της γραμμής ροής.



Εικόνα 2.4: Στοιχειώδες κυλινδρικό ρευστό

Η εξίσωση από αυτή τη θεώρηση είναι:

$$\rho\ \mathrm{dA}\ \mathrm{d}s\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} = -\mathrm{d}A\frac{\partial p}{\partial s}\mathrm{d}s - \rho g\ \mathrm{d}A\ \mathrm{d}s\ \cos\theta \tag{2.7}$$

ή

$$\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial s} - g\ \cos\theta \tag{2.8}$$

Η ταχύτητα του ρευστού μπορεί να μεταβληθεί σε σχέση με τη θέση και το χρόνο. Επομένως, στη ροή κατα τη μια διάσταση, η ταχύτητα είναι συνάρτηση δύο ανεξάρτητων μεταβλητών, της θέσης και του χρόνου, δηλαδή $u = u(s,t)$. Η μεταβολή τη ταχύτητας du κατα dt μπορεί να γραφεί ως:

$$\mathrm{d}u = \frac{\partial u}{\partial t}\mathrm{d}t + \frac{\partial u}{\partial s}\mathrm{d}s \tag{2.9}$$

και η επιτάχυνση τότε είναι:

$$\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} = \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial s}\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}t} = \frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial s} \tag{2.10}$$

Καθώς ο άξονας z έχει κάθετη διεύθυνση όπως φαίνεται στην Εικόνα 2.4 τότε ισχύει οτι:

$$\cos\theta = \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}s} \tag{2.11}$$

επομένως η εξίσωση (2.8) είναι:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial s} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial s} - g\frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}s} \tag{2.12}$$

Σε μια σταθερή ροή η μερική παράγωγος $\partial u/\partial t = 0$ και επομένως η εξίσωση (2.12) γράφεται ως:

$$u\frac{\partial u}{\partial s} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial s} - g\frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}s} \tag{2.13}$$

Οι εξισώσεις (2.12) και (2.13) λέγονται εξισώσεις του Euler για τη μονοδιάστατη, χωρίς ιξώδες, ροή ρευστού.

Ολοκληρώνοντας την εξίσωση (2.13), θα έχουμε μια σχέση μεταξύ σημείων μιας πεπερασμένης απόστασης κατα μήκος της γραμμής ροής. Έτσι έχουμε:

$$\frac{u^2}{2} + \int \frac{\mathrm{d}p}{\rho} + gz = \sigma\tau\alpha\theta. \tag{2.14}$$

και για ένα ασυμπίεστο ρευστό (δηλαδή ρ=σταθερό),

$$\frac{u^2}{2} + \frac{p}{\rho} + gz = \sigma\tau\alpha\theta. \tag{2.15}$$

Διαιρώντας κάθε όρο της εξίσωσης (2.15) με g και πολλαπλασιάζοντας με ρ διαμορφώνονται οι αντίστοιχες εξισώσεις:

$$\frac{u^2}{2g} + \frac{p}{\rho g} + z = H = \sigma\tau\alpha\theta. \tag{2.16}$$

και

$$\frac{\rho u^2}{2} + p + \rho g z = \sigma\tau\alpha\theta. \tag{2.17}$$

Οι μονάδες μέτρησης της εξίσωσης (2.15) είναι m^2/s^2 και μπορεί να γραφούν ως $kgm^2/(s^2kg)$. Εφόσον kgm^2/s^2 = J (ενέργεια Joule), τότε οι όροι $u^2/2$, p/ρ και gz της εξίσωσης (2.15) αναπαριστούν τη κινητική ενέργεια, την ενέργεια λόγω πίεσης και τη δυναμική ενέργεια, ανά μονάδα μάζας. Επίσης οι μονάδες των όρων της εξίσωσης (2.17) είναι $kg/(s^2m)$ και εκφράζονται ως μονάδες ανά όγκο. Ωστόσο, οι εξισώσεις

(2.15) και (2.17) εκφράζουν το κανόνα της διατήρησης της ενέργειας, δηλαδή ότι η ενέργεια παραμένει σταθερή. Αυτές είναι οι εξισώσεις Bernoulli.

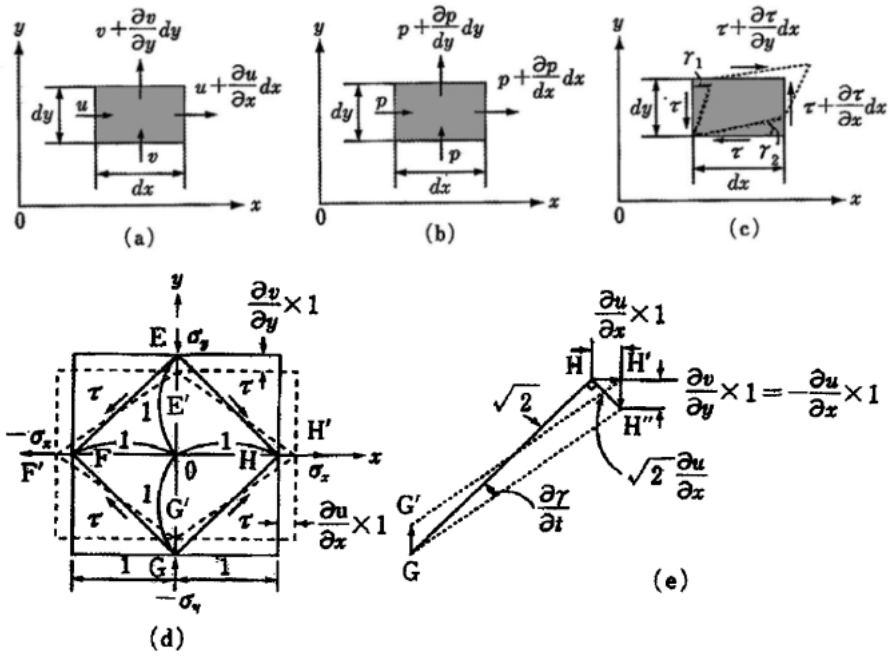
Αν η γραμμή ροής είναι οριζόντια, τότε ο όρος $\rho g z$ μπορεί να παραλειφθεί και η εξίσωση που προκύπτει είναι:

$$\frac{\rho u^2}{2} + p_s = p_t \tag{2.18}$$

όπου $\rho u^2/2$ ονομάζεται η δυναμική πίεση, p_s η στατική πίεση και p_t η συνολική πίεση.

2.1.4 Εξισώσεις Navier Strokes

Οι εξισώσεις Navier-Strokes δημιουργήθηκαν από τον Claude-Louis Navier και τον George Gabriel Strokes και περιγράφουν τη ροή ενός ιξώδους ρευστού καθώς βασίζονται στις εξισώσεις του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα, τις τάσεις (δυνάμεις) λόγω ιξώδους του ρευστού και τις δυνάμεις πίεσης.



Εικόνα 2.5 Ισορροπία δυνάμεων σε στοιχειώδες ρευστό. α) Ταχύτητα ρευστού, b) πίεση , c) γωνιακή παραμόρφωση, d) σχέση μεταξύ εφελκυστικής τάσης και διατμητικής τάσης λόγω επιμήκυνσης, e) Ταχύτητα γωνιακής παραμόρφωσης από επιμήκυνση και θλίψη ρευστού

Στην *Εικόνα 2.5* αναπαριστάται ένα ορθογώνιο στοιχειώδες ρευστό με πλευρές dx, dy και πάχους *b* και γίνεται εφαρμογή του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα. Οι δυνάμεις που δρουν σε αυτό το στοιχειώδες ρευστό είναι οι F_x και F_y, επομένως οι εξισώσεις αυτών των δυνάμεων είναι:

$$\left.\begin{aligned} F_x &= \rho b \,\mathrm{dx}\,\mathrm{dy}\,\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} \\ F_y &= \rho b \,\mathrm{dx}\,\mathrm{dy}\,\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \end{aligned}\right\} \qquad (2.19)$$

Το δεξί μέρος της εξίσωσης (2.19) εκφράζεται ως η αδρανειακή δύναμη η οποία είναι το γινόμενο της μάζας και της επιτάχυνσης του στοιχειώδους ρευστού. Η μεταβολή της ταχύτητας αυτού του στοιχειώδους ρευστού εξαρτάται από τη μεταβολή της

θέσης του και τη πάροδο του χρόνου. Επομένως η μεταβολή της ταχύτητας d*u* σε χρόνο d*t* εκφράζεται από την ακόλουθη εξίσωση:

$$\mathrm{d}u = \frac{\partial u}{\partial t}\mathrm{d}t + \frac{\partial u}{\partial x}\mathrm{d}x + \frac{\partial u}{\partial y}\mathrm{dy} \tag{2.20}$$

και επίσης

$$\frac{\mathrm{d}u}{\mathrm{d}t} = \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x}\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} + \frac{\partial u}{\partial y}\frac{\mathrm{dy}}{\mathrm{d}t} = \frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + \upsilon\frac{\partial u}{\partial y} \tag{2.21}$$

Αντικαθιστώντας στην εξίσωση (2.19):

$$\left.\begin{aligned} F_{\mathrm{x}} &= \rho b\ \mathrm{dx\ dy}\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + \upsilon\frac{\partial u}{\partial y}\right) \\ F_y &= \rho b\ \mathrm{dx\ dy}\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + \upsilon\frac{\partial u}{\partial y}\right) \end{aligned}\right\} \tag{2.22}$$

Οι συνισταμένη δύναμη *F*, ουσιαστικά, είναι αποτέλεσμα της δύναμης σώματος του στοιχειώδους ρευστού F_B (B_x, B_y), της δύναμης πίεσης F_p(P_x,P_y) και της δύναμης λόγω ιξώδους F_s(S_x,S_y). Επομένως οι F_x και F_y μπορούν να γραφούν ως :

$$F_x = B_x + P_x + S_x \tag{2.23}$$

$$F_y = B_y + P_y + S_y$$

Δύναμη σώματος F_B (B_x, B_y)

Αυτές οι δυνάμεις ενεργούν επί της μάζας, όπως οι βαρυτική δύναμη, η φυγόκεντρος δύναμη κ.α. Θέτοντας *X* και *Y* ως της συνισταμένες τέτοιων δυνάμεων κατά τον *x* και *y* άξονα αντίστοιχα έχουμε:

$$B_x = X\rho b\ \mathrm{dx\ dy} \tag{2.24}$$

$$B_y = Y\rho b\ \mathrm{dx\ dy}$$

όπου για τη βαρυτική δύναμη, $X = 0$ και $Y = -g$.

Δύναμη πίεσης $F_p(P_x,P_y)$

Οι δυνάμεις πίεσης είναι:

$$P_x = pb\,\mathrm{d}y - \left(p + \frac{\partial p}{\partial x}\mathrm{d}x\right) b\,\mathrm{d}y = -\frac{\partial \mathrm{p}}{\partial \mathrm{x}} b\,dxdy \tag{2.25}$$

$$P_y = -\frac{\partial p}{\partial y} b\,\mathrm{d}x\mathrm{d}y$$

Δύναμη ιξώδους $Fs(S_x,S_y)$

Οι δύναμη S_x αναπτύσσεται λόγω γωνιακής παραμόρφωσης S_{x1} και δύναμη επιμήκυνσης S_{x2}. Η γωνιακή παραμόρφωση του στοιχειώδους ρευστού είναι $\gamma = \gamma_1 + \gamma_2$ και επομένως η τάση είναι:

$$\tau = \mu\frac{\partial \gamma}{\partial t} = \mu\left(\frac{\partial \gamma_1}{\partial t} + \frac{\partial \gamma_2}{\partial t}\right) = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial \upsilon}{\partial x}\right) \tag{2.26}$$

Επομένως,

$$S_{x1} = \frac{\partial \tau}{\partial y} b\,\mathrm{d}x\mathrm{d}y = \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \upsilon}{\partial x \partial y}\right) b\,\mathrm{d}x\mathrm{d}y = \tag{2.27}$$

$$= \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right) b\,\mathrm{d}x\mathrm{d}y$$

Για τη δύναμη λόγω της επιμήκυνσης S_{x2} θεωρούμε ένα ρόμβο EFGH εγγεγραμμένο στο κυβικό στοιχειώδες ρευστό, με πάχος μία μονάδα όπως φαίνεται στην Εικόνα 2.5 (d), η οποία δείχνει ότι το ρευστό επιμηκύνεται κατά τη *x* και *y* διεύθυνση. Για τον υπολογισμό αυτής της παραμόρφωσης ανά μονάδα χρόνου, η ταχύτητα της γωνιακής παραμόρφωσης $\partial\gamma/\partial t$ συμβαίνει όπως φαίνεται στην Εικόνα 2.5 (e). Δηλαδή,

$$\frac{\partial \gamma}{\partial t} = \frac{\sqrt{2}\frac{\partial u}{\partial x}}{\sqrt{2}} = \frac{\partial u}{\partial x} \tag{2.28}$$

Επομένως, η διατμητική τάση *τ* που δρα στις τέσσερις πλευρές του ρόμβου EFGH είναι:

$$\tau = \mu\frac{\partial \gamma}{\partial t} = \mu\frac{\partial u}{\partial x} \tag{2.29}$$

Για την εξισορρόπηση της δύναμης στη πλευρά EG λόγω της εφελκυστικής τάσης σ_x και της διατμητικής δύναμης στις πλευρές EH και HG της *τ* έχουμε:

$$\sigma_x = 2 \times \sqrt{2}\,\tau \cos 45° = 2\tau \tag{2.30}$$

$$\sigma_x = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

Θεωρώντας ότι το στοιχειώδες ρευστό έχει πλευρές d*x*, d*y* και πάχος *b,* η εφελκυστική τάση στη κατεύθυνση x κατά την απόσταση dx γίνεται $\sigma_x + \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} dx$. Αυτή η τάση δρά στο επίπεδο bdy, επομένως η δύναμη S_{x2} στη x κατεύθυνση είναι:

$$\begin{aligned} S_{x2} &= -(\sigma_x)_x b \mathrm{d}y + (\sigma_x)_{x+dx} b\ \mathrm{d}y = \\ &= \left[-\sigma_x + \left(\sigma_x + \frac{\partial \sigma_x}{\partial x}\mathrm{d}x\right)\right] b\ \mathrm{d}y = \\ &= \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} b\ \mathrm{d}x\ \mathrm{d}y = 2\mu \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} b\ \mathrm{d}x\ \mathrm{d}y \end{aligned} \tag{2.31}$$

Επομένως,

$$\begin{aligned} S_x &= S_{x1} + S_{x2} = \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right) b\ \mathrm{dx\ dy} \\ S_y &= \mu\left(\frac{\partial^2 \upsilon}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \upsilon}{\partial x^2}\right) b\ \mathrm{dx\ dy} \end{aligned} \tag{2.32}$$

Αντικαθιστώντας στην εξίσωση (2.22) τις εξισώσεις (2.24), (2.25) και (2.31) έχουμε:

$$\begin{aligned} \rho\left(\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + \upsilon\frac{\partial u}{\partial y}\right) &= \rho X - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right) \\ \rho\left(\frac{\partial \upsilon}{\partial t} + u\frac{\partial \upsilon}{\partial x} + \upsilon\frac{\partial \upsilon}{\partial y}\right) &= \rho Y - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu\left(\frac{\partial^2 \upsilon}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \upsilon}{\partial x^2}\right) \end{aligned} \tag{2.33}$$

Αυτές ονομάζονται εξισώσεις Navier-Strokes

Κεφάλαιο 3 : Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)

3.1. Εισαγωγή στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική:

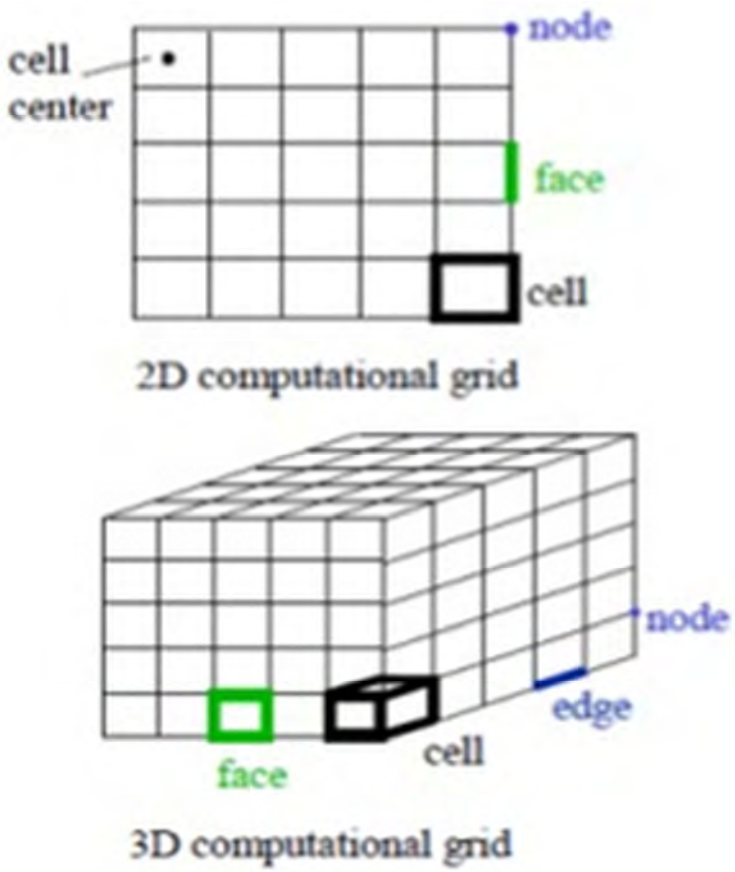
Η Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (Computational Fluid Dynamics, CFD) είναι ένας τομέας της ρευστομηχανικής και βασίζεται στη χρήση αριθμητικών μεθόδων και αλγορίθμων για την επίλυση προβλημάτων που περιλαμβάνουν ροές ρευστών. Γίνεται χρήση υπολογιστών για την προσομοίωση της συμπεριφοράς των ρευστών αξιοποιώντας τις εξισώσεις συνέχειας και ορμής (εξισώσεις Navier - Stokes) σε συνδυασμό με τις εξισώσεις διατήρησης μάζας και ενέργειας, σε γεωμετρία και οριακές συνθήκες που ορίζονται από το χρήστη. Αποτελεί αποτελεσματικό και εύχρηστο εργαλείο του μηχανικού και μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τη μελέτη της επίδρασης διαφόρων παραμέτρων (γεωμετρικά χαρακτηριστικά, ιδιότητες του ρευστού, των οριακών συνθηκών κλπ) στα χαρακτηριστικά της ροής (κατανομή ταχύτητας, πτώση πίεσης, μεταφορά θερμότητας, μεταφορά μάζας κλπ).

3.2. Αριθμητική Επίλυση Εξισώσεων

Οι βασικές εξισώσεις που διέπουν τα αεροδυναμικά προβλήματα είναι οι εξισώσεις Navier - Stokes (N-S) και , φυσικά, η εξίσωση της συνέχειας. Η αριθμητική επίλυση των εξισώσεων συνιστά ένα από τα δυσκολότερα προβλήματα της υπολογιστικής ρευστομηχανικής.
Οι πιο δημοφιλείς αριθμητικές μέθοδοι που ακολουθούνται για την επίλυση των πεδιακών εξισώσεων είναι η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων (Finite Element Method – FEM), των πεπερασμένων διαφορών (Finite Difference Method – FDM) και των όγκων ελέγχου (Finite Volume Method - FVM).
Στην παρούσα διπλωματική χρησιμοποιούμε την μέθοδο των όγκων ελέγχου (Finite Volume Method - FVM).

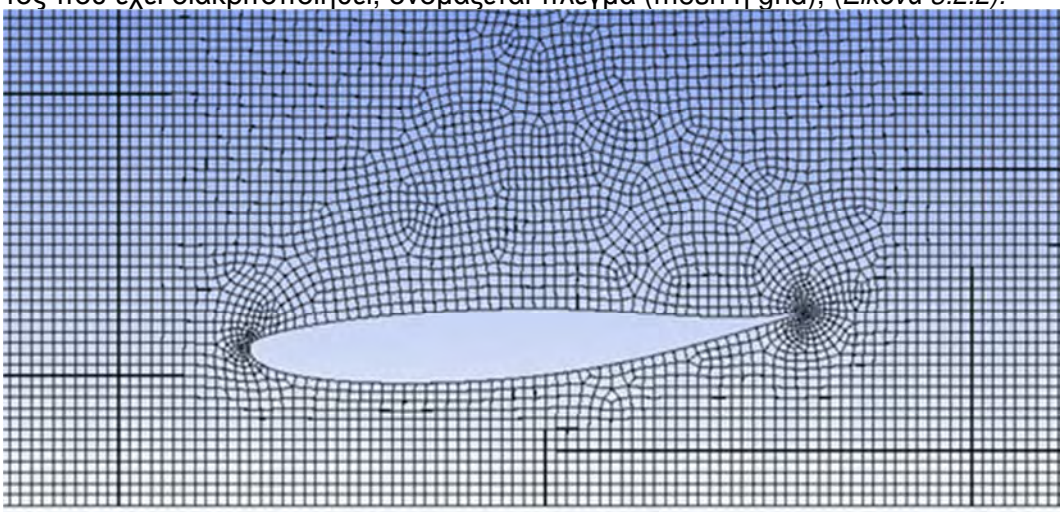
Με τη μέθοδο αυτή, το υπολογιστικό πεδίο, χωρίζεται σε ένα σύνολο από πεπερασμένους όγκους ελέγχου που ονομάζονται κελιά. Οι εξισώσεις που διέπουν το πρόβλημα λύνονται στο σύνολο των πεπερασμένων όγκων ελέγχου. Οι Μερικές Διαφορικές Εξισώσεις διακριτοποιούνται σε ένα σύστημα από Αλγεβρικές Εξισώσεις, οι οποίες ονομάζονται εξισώσεις πεπερασμένων όγκων. Όλες οι Αλγεβρικές Εξισώσεις λύνονται αριθμητικά δομώντας έτσι το πεδίο της λύσης.

Κάθε πλέγμα αποτελείται από κόμβους (node), όψεις (face) ,κελιά (cell) και ακμές (egde) , (*Εικόνα 3.2.1).*



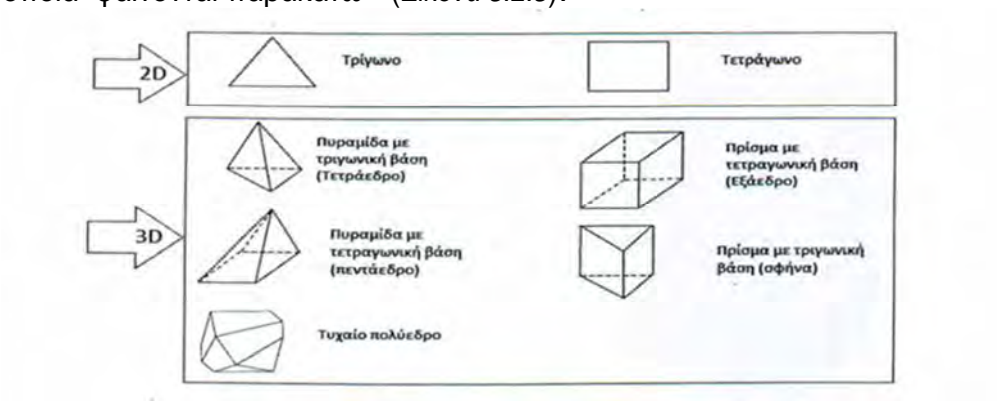
Εικόνα 3.2.1: Τα μέρη ενός πλέγματος.

Το σύνολο των πεπερασμένων όγκων που αποτελούν τη γεωμετρία του προβλήματος που έχει διακριτοποιηθεί, ονομάζεται πλέγμα (mesh ή grid), (*Εικόνα 3.2.2).*



Εικόνα 3.2.2: Πλέγμα γύρω από την ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD

Τα υπολογιστικά πλέγματα αποτελούνται από κελιά .Τα έχουν διάφορα σχήματα τα οποία φαίνονται παρακάτω (*Εικόνα 3.2.3*):



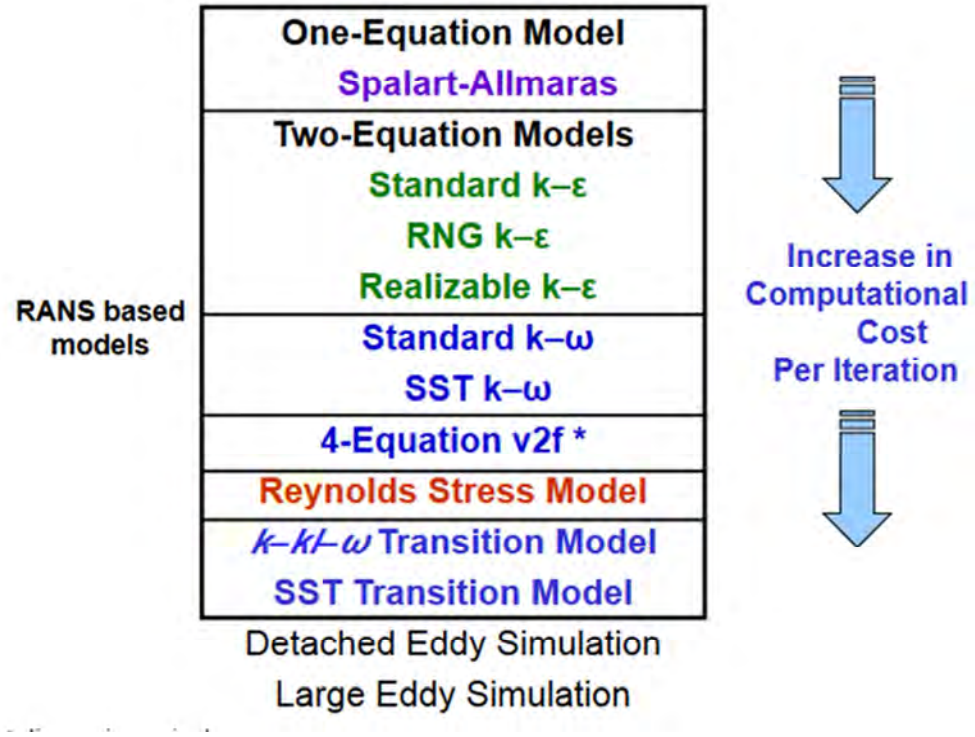
Εικόνα 3.2.3: Σχήματα κελιών

Το αριθμητικό αυτό πλέγμα μπορεί να είναι είτε δομημένο, δηλαδή πλέγμα που αντιστοιχεί σε δείκτες i, j, k, είτε μη δομημένο. Τα υπολογιστικά πλέγματα πρέπει να πληρούν τις απαιτήσεις της ομαλότητας ομοιογένειας και να παρέχουν την απαραίτητη ακρίβεια για τον υπολογισμό της ροής. Είναι προφανές ότι πριν την κατασκευή του πλέγματος απαιτείται προεργασία και εντοπισμός των περιοχών όπου απαιτείται πύκνωση του υπολογιστικού πλέγματος. Πολλές φορές δεν είναι αναγκαίο να γίνει μια προκαταρκτική προσομοίωση σε ένα σχετικά αραιό υπολογιστικό πλέγμα ώστε να εντοπισθούν καλύτερα οι περιοχές όπου απαιτείται επιπλέον ακρίβεια στον υπολογισμό. Τέτοιες περιοχές είναι οι γωνίες αποκολλημένης ροής, τα οστικά κύματα, οι στροβιλισμοί κ.λ.π.

3.3.Μοντέλα Τυρβώδους Ροής

Κάποιες ροές είναι ομαλές και με ελάχιστες διαταραχές ενώ άλλες ροές είναι χαοτικές και με στροβιλισμούς. Τα ρευστά με ομαλή ροή καλούνται ως ρευστά με στρωτή ροή. Τα ρευστά που κατά τη κίνηση τους παρουσιάζουν διαταραχές με στροβιλισμούς καλούνται ρευστά με τυρβώδη ροή. Τέτοια συμβαίνει συνήθως στα ρευστά με χαμηλό ιξώδες, όπως ο αέρας, και με υψηλή ταχύτητα.

Σημαντικό ρόλο στην αξιοπιστία των αποτελεσμάτων μιας μοντελοποίησης κατέχει η επιλογή του μοντέλου τύρβης. Ο κώδικας που χρησιμοποιήθηκε (Fluent) διαθέτει τα εξής μοντέλα τυρβωδών ροών (*Εικόνα 3.3.1)* :



Εικόνα 3.3.1: Τα μοντέλα τυρβωδών ροών

- **Μοντέλο Τύρβης Κ-ε**

Το μοντέλο Κ–ε είναι μοντέλο δύο εξισώσεων . Η πρώτη μεταβλητή καθορίζει την ενέργεια της τύρβης και καλείται κινητική ενέργεια τύρβης (Κ). Η δεύτερη μεταβλητή είναι η τυρβώδης διάχυση (ε), η οποία καθορίζει τον ρυθμό διάχυσης της κινητικής ενέργειας (dissipation rate).
Οι εξισώσεις μεταφοράς για το μοντέλο Κ-ε είναι οι εξής :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k})\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] + (G_k + G_b) - \rho\varepsilon + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon})\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right] + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k + G_{3\varepsilon}G_b) - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon$$

- Το G_k αναπαριστά τη γένεση της τυρβώδους κινητικής ενέργειας εξαιτίας των μεταβολών της μέσης ταχύτητας.
- Το G_b αναπαριστά τη γένεση της τυρβώδους κινητικής ενέργειας λόγω άντωσης.
- Τα C_2 και $C_{1\varepsilon}$ είναι σταθερές. Οι ποσότητες σ_k και σ_ε είναι οι αριθμοί του Prandtl για την τύρβη, για τα Κ και ε αντίστοιχα.
- Τα S_k και S_ε είναι όροι που ορίζονται από το χρήστη.

$C_{1\varepsilon} = 0.09$	$C_{2\varepsilon} = 1.92$	$C_\mu = 0.09$	$\sigma_k = 1.0$	$\sigma_\varepsilon = 1.3$

Το μοντέλο Κ–ε Standard είναι το μοντέλο που χρησιμοποιείται στην συγκεκριμένη πτυχιακή.

- **Μοντέλο τύρβης Κ-ω**

Το μοντέλο k-ω είναι μοντέλο δύο εξισώσεων και στηρίζεται στη μοντελοποίηση των εξισώσεων μεταφοράς για την τυρβώδη κινητική ενέργεια k και τον ειδικό ρυθμό καταστροφής της ω (specific dissipation rate).
Οι εξισώσεις μεταφοράς για το μοντέλο Κ-ω είναι οι εξής :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + \overline{G_k} - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + \overline{G_\omega} - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

k: εκφράζει την τυρβώδη κινητική ενέργεια.
ω: εκφράζει τον ειδικό αριθμό διάχυσης.
G_k: εκφράζει την τυρβώδη κινητική ενέργεια λόγω των κλίσεων ταχύτητας.
G_ω: αντιπροσωπεύει την παραγωγή του ω.
Γ_k και Γ_ω: εκφράζουν την αποτελεσματική διάχυση του k και του ω.
Y_k και Y_ω: εκφράζουν την αποτελεσματική διάχυση του k και του ω λόγω της τύρβης.
D_ω: εκφράζει τον όρο της εγκάρσιας διάχυσης.
S_k και S_ω: εκφράζουν τις πηγές που ορίζονται από το χρήστη.

Μοντέλο Τύρβης Spalart Allmaras

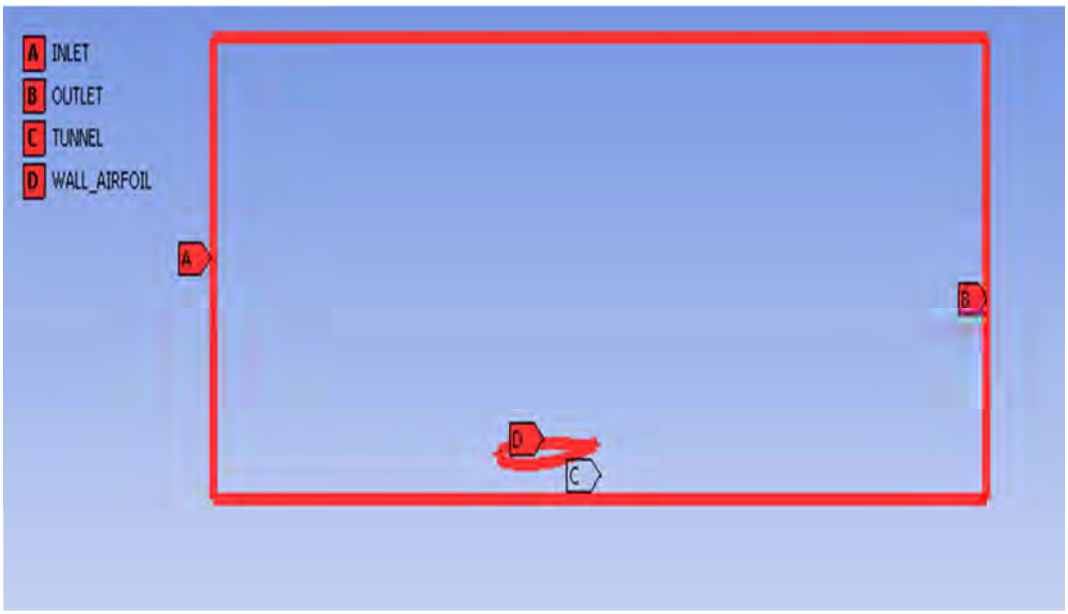
Το μοντέλο τύρβης Spalart – Allmaras είναι μοντέλο μιας διαφορικής εξίσωσης, το οποίο λύνει μια μοντελοποιημένη εξίσωση μεταφοράς για μια μεταβλητή συνεκτικότητας ν ,η οποία συναντάται και ως μεταβλητή Spalart -Allmaras.

3.4.Επιβολή αρχικών και οριακών συνθηκών

Στην υπολογιστική ρευστομηχανική χρησιμοποιούμε σχεδόν πάντοτε την χρονομεταβλητή μορφή των εξισώσεων ροής που εκφράζουν τους νόμους διατήρηση. Οι αρχικές συνθήκες για την περίπτωση που αναζητούμε την σταθερά λύση είναι σχετικά απλές και συνήθως είναι η ομοιόμορφη ροή. Στην περίπτωση ασταθών ροών ο προσδιορισμός των αρχικών συνθηκών είναι πιο περίπλοκος.
Οι οριακές συνθήκες διακρίνονται σε δυο κατηγορίες:

- Τα μεγέθη που δίνονται ως γνωστά τα ονομάζουμε **φυσικές οριακές συνθήκες**. Οι τιμές των μεγεθών αυτών εισάγονται σε υπολογιστικό πρόγραμμα ρευστομηχανικής ανάλυσης από το χρήστη. Οι τιμές προκύπτουν είτε από μετρήσεις είτε από τη θεωρία. Συνηθισμένα μεγέθη είναι η πίεση, η ταχύτητα, η θερμοκρασία .
- Τα μεγέθη που υπολογίζονται στα όρια τα ονομάζουμε **αριθμητικές οριακές συνθήκες**. Είναι σχέσεις που συνδέουν τα σύνορα με το εσωτερικό της ροής και υπολογίζονται από το πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής ανάλυσης.

Οι οριακές συνθήκες ουσιαστικά προσδιορίζουν την λύση του προβλήματος και ο προσδιορισμός που πρέπει, να γίνεται με μεγάλη προσοχή (*Εικόνα 3.4.1*). Οι οριακές συνθήκες που επιβάλουμε πρέπει να είναι εφικτές και συμβατές με την ροή. Σε ένα αγωγό π. χ. δεν μπορούμε να προσδιορίσουμε ταυτοχρόνως της πίεσης εισόδου και εξόδου και την παροχή. Παρόμοια ο αριθμός των μεταβλητών που προσδιορίζουμε στα όρια εισόδου και εξόδου για ασυμπίεστη ροή δεν είναι αυθαίρετος και εξαρτάται από την ταχύτητα της ροής (υποηχητική ή υπερηχητική) όπως επιβάλει η θεωρία των χαρακτηριστικών για την ασυμπίεστη ροή.



Εικόνα 3.4.1: Προσδιορισμός Οριακών Συνθηκών .

3.5. Είδη επιλυτών

Το συγκεκριμένο λογισμικό ρευστομηχανικής που χρησιμοποιούμε στην διπλωματική το ANSYS Fluent μας επιτρέπει να επιλέξουμε μία από τις δύο ακόλουθες αριθμητικές μεθόδους επίλυσης με βάση :

1. pressure-based solver .
2. density-based solver .

3.5.1 Pressure-based solver

Ο pressure-based solver ενεργεί με βάση την πίεση , αναπτύχθηκε για ασυμπίεστες ροές χαμηλής ταχύτητας και χρησιμοποιεί έναν αλγόριθμο που ανήκει σε μια γενικότερη κατηγορία μεθόδων που ονομάζεται μέθοδος προβολής. Στη μέθοδο προβολής, ο περιορισμός της διατήρησης μάζας (συνέχεια) του πεδίου ταχύτητας επιτυγχάνεται με την επίλυση μιας εξίσωσης πίεσης (ή διόρθωση πίεσης). Η εξίσωση πιέσεως προέρχεται από τις εξισώσεις ορμής και συνέχειας με τέτοιο τρόπο ώστε το πεδίο ταχύτητας, που διορθώθηκε από την πίεση, ικανοποιεί την εξίσωση συνέχειας .

Για τη σύνδεση της πίεσης με την ταχύτητα χρησιμοποιείται ο αλγόριθμος **SIMPLE**.

Αλγόριθμος SIMPLE

Ο αλγόριθμος SIMPLE (Semi-Implicit method for Pressure Linked Equations) αποτελεί μία μέθοδο εύρωστη και με ακρίβεια. Συγκεκριμένα, χρησιμοποιεί το γεγονός ότι το ρευστό ρέει από μία περιοχή υψηλής πίεσης σε μία με χαμηλή. Αρχικά, χρησιμοποιώντας ένα εκτιμώμενο πεδίο πίεσης, ελέγχει την διατήρηση της συνέχειας στους όγκους ελέγχου. Αν αυτή δεν ικανοποιείται, και συμβαίνει η εισροή μάζας να είναι μεγαλύτερη από την εκροή, η πίεση στους όγκους ελέγχου σε σχέση με τους γειτονικούς έχει θεωρηθεί πολύ μικρή. Συνεπώς, πρέπει να αυξηθεί η πίεση στον όγκο ελέγχου αυτό σε σχέση με τους γύρω του. Το ακριβώς αντίθετο συμβαίνει αν η εκροή είναι μεγαλύτερη της εισροής. Η διαδικασία επαναλαμβάνεται έως ότου η λύση συγκλίνει. Με τη μορφή εξισώσεων, ο αλγόριθμος δουλεύει ως εξής: Η εξίσωση ορμής επιλύεται με τη χρήση ενός εκτιμώμενου πεδίου πίεσης, ρ^*.

$$J_f = J_f + d_f(p^*_{c0} - p^*_{cl}) \quad (1)$$

Η εκτιμώμενη ροή μάζας, J_f, δεν θα ικανοποιεί την εξίσωσης συνέχειας. Συνεπώς, προστίθεται ένας διορθωτικός όρος, J^*_f, στην υπάρχουσα τιμή, Jf, και προκύπτει η διορθωμένη ροή μάζας:

$$Jf = J^*_f + J'f \quad (2)$$

ο διορθωτικός όρος προστίθεται έτσι ώστε η νέα τιμή της ροής μάζας να ικανοποιεί την εξίσωση συνέχειας. Από τον αλγόριθμο SIMPLE ο όρος J'_f, ισούται προς:

$$J'_f = d_f(p'_{c0} - p'_{cl}) \quad (3)$$

Στην άνωθι εξίσωση ο όρος, ρ', αποτελεί την διόρθωση της πίεσης του όγκου ελέγχου. Ο αλγόριθμος SIMPLE στη συνέχεια αντικαθιστά την διορθωμένη εξίσωση ροής μάζας, δηλαδή τις Εξισώσεις (2) και (3) στην διακριτοποιημένη εξίσωση συνέχειας, ώστε να προκύψει η διακριτή μορφή της εξίσωσης διόρθωσης πίεσης ρ' στον όγκο ελέγχου:

$$\alpha_\rho \rho' = \Sigma_{nb}\, a_{nb} P'_{nb} + b \quad (4)$$

όπου ο όρος πηγής, *b,* αφορά τον ρυθμό καθαρής εισροής μάζας στον όγκο ελέγχου και ισούται προς:

$$b = \sum_{f}^{N_{faces}} J_f^* A_f \quad (5)$$

Η εξίσωση διόρθωσης πίεσης, Εξίσωση (4), επιλύεται με τη χρήση της αλγεβρικής πολυπλεγματικής μεθόδου AMG. Αφού υπολογιστεί η λύση, δηλαδή βρεθεί η διόρθωση της πίεσης, ρ', προκύπτουν οι τιμές της πίεσης και της ροής διαμέσου της επιφάνειας, Εξισώσεις
(6) και (7) αντίστοιχα:

$$\rho = \rho^* + \omega_\rho \rho' \quad (6)$$

$$J_f = J^*_f + d_f(p'_{c0} - p'_{cl}) \quad (7)$$

Ο όρος ω είναι ο συντελεστής υποχαλάρωσης (under-relaxation factor). Η διορθωμένη ροή μάζας διαμέσου της επιφάνειας των όγκων ελέγχων, ικανοποιεί την διακριτή εξίσωση συνέχειας ταυτοτικά με κάθε επανάληψη.

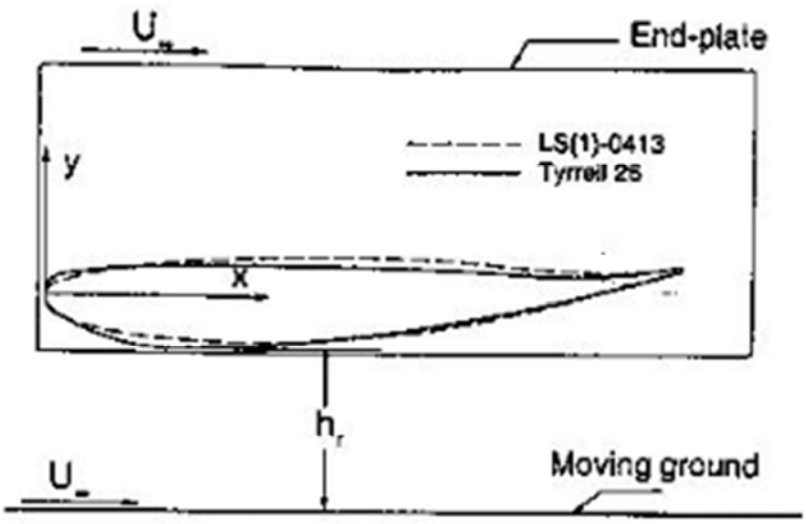
3.5.2 Density - Based Solver

Ο Density – Based Solver ενεργεί με βάση την πυκνότητα χρησιμοποιήθηκε κυρίως για συμπιεστές ροές υψηλής ταχύτητας , είναι βασισμένος στην πυκνότητα λύνει τις κύριες εξισώσεις συνέχειας, ορμής , και (αν είναι απαραίτητο) ενέργειας και μεταφοράς ειδών ταυτόχρονα (δηλαδή, σε συνδυασμό μεταξύ τους).

Κεφάλαιο 4
Υπολογιστικό Μέρος με το Λογισμικό Ansys Fluent

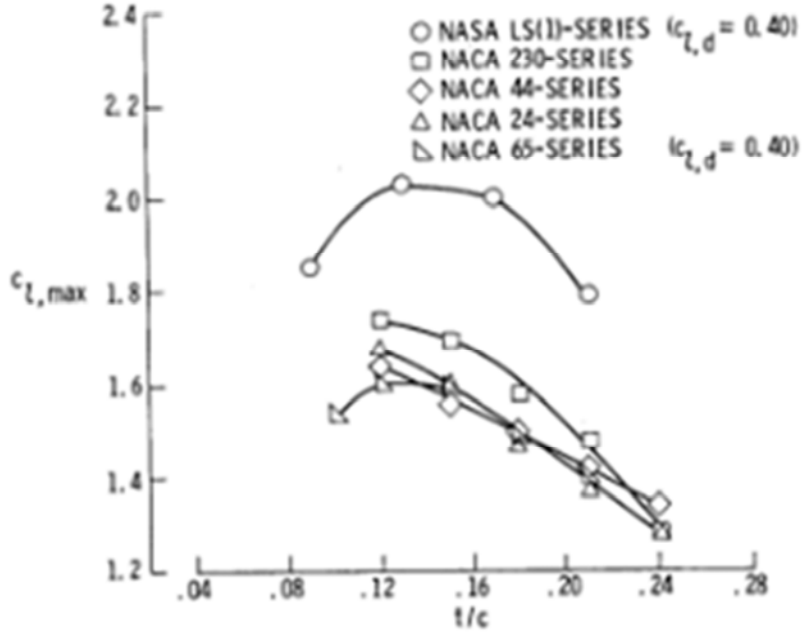
4.1.1 Ιστορική Διερεύνηση της Αεροτομής NASA- LANGLEY LS(1)-0413MOD

Ο Tyrrell Ken ήταν ένας κατασκευαστής αυτοκινήτων και κατασκευαστής Formula One . Ξεκίνησε να κατασκευάζει τα δικά του αυτοκίνητα το 1970. Η ομάδα του γνώρισε τη μεγαλύτερη επιτυχία του στις αρχές της δεκαετίας του '70 όταν κέρδισε τρία Πρωταθλήματα Οδηγοί ένα Πρωτάθλημα Κατασκευαστών με τον Jackie Stewart. Η ομάδα αγοράστηκε από την British American Tobacco το 1997 την τελευταία του σεζόν όπως ο Tyrrell το 1998.
Το 1998 η Formula One Tyrrell 026 χρησιμοποίησε ως το κύριο στοιχείο της εμπρόσθιας πτέρυγας την αεροτομή NASA-LANGLEY LS(1)-0413MOD αφού πρώτα την είχε τροποποίηση .
Οι κυριότερες αλλαγές περιλαμβάνουν την τροποποίηση της επιφάνειας αναρρόφησης και της επιφάνειας πίεσης *(Εικόνα 4.1.1.).*
.

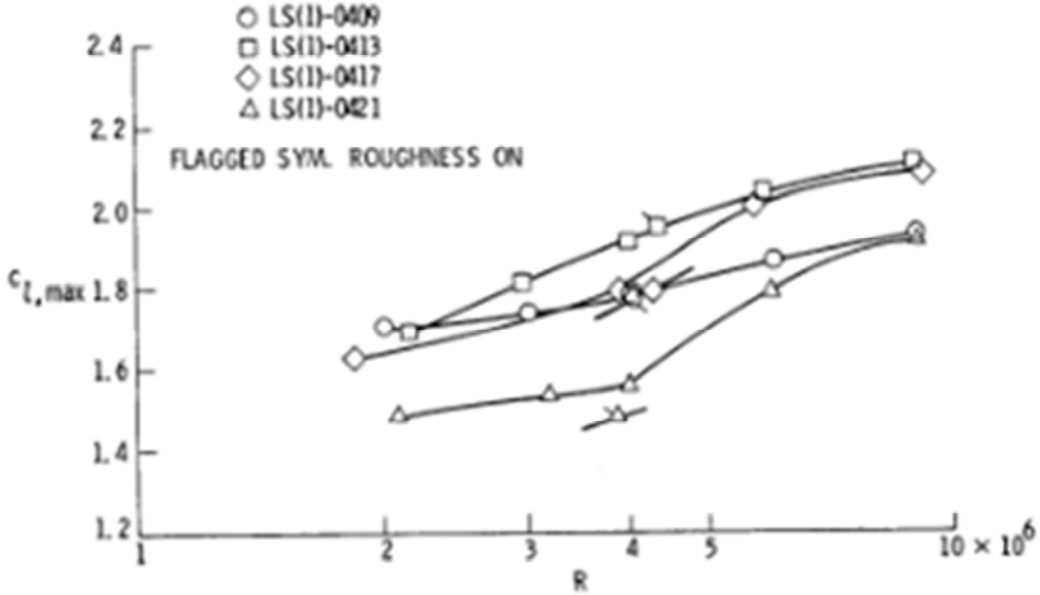


Εικόνα 4.1.1: Τροποποιήσεις της αεροτομής LS(1)-0413MOD .

Ο Tyrrell Ken μελέτησε τα πειρατικά δεδομένα αεροτομών χαμηλών ταχυτήτων από την NASA τα οποία περιγράφουν τον μέγιστο συντελεστή άντωσης σε συνάρτηση με τον αριθμό Reynolds και για κάθε κατηγορία αεροτομών .Ο λόγος που οδήγησε τον Tyrrell Ken να χρησιμοποίηση την συγκεκριμένη αεροτομή NASA-LANGLEY LS(1)-0413MOD έχει το καλύτερο συντελεστή άντωσης σε συγκεκριμένο αριθμό Reynolds σε σύγκριση με τις υπόλοιπες αεροτομές (*Εικόνα 4.1.2. και Εικόνα 4.1.3).*



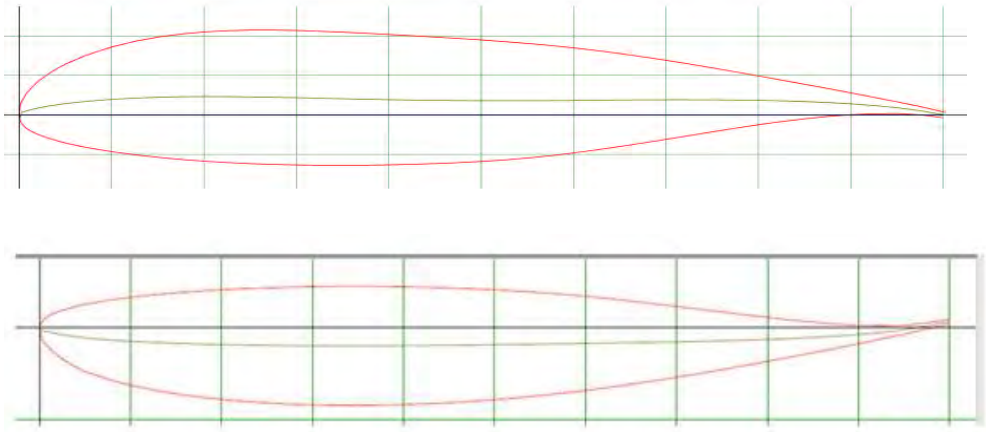
Εικόνα 4.1.2. Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή άντωσης σε μεταξύ λείων αεροτομών Nasa - Naca σε R=6 x10^6 .[
[*https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19800012809.pdf]*



Εικόνα 4.1.3. Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή άντωσης σε μεταξύ των αεροτομών LS (1) σε συνάρτηση του αριθμού Reynolds.
[*https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19800012809.pdf]*

4.2 .1 Κριτήριο Επιλογής Αεροτομής

Η αεροτομή , η οποία επιλέχθηκε για την διεξαγωγή των προσομοιώσεων είναι, η ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD *(Εικόνα 4.2.1.)* .



Εικόνα 4.2.1. Κανονική και Ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD

Για την συγκεκριμένη αεροτομή έχουν πραγματοποιηθεί πειραματικές μετρήσεις που υπάρχουν σε επιστημονικές δημοσιεύσεις και εργασίες .

Η ύπαρξη πειραματικών αποτελεσμάτων της ανεστραμμένης αεροτομής LS(1) -0413 MOD από την επίδραση της απόστασης του εδάφους ήταν ο σημαντικότερος λόγος που οδήγησε στην επιλογή της καθώς τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων θα μπορούσαν να συγκριθούν με τα πειραματικά[1,2,3.].

[1] Emanuela Genua << A CFD Investigation into Ground Effect Aerodynamics>> Master of Science Delft University of Technology :July 2009

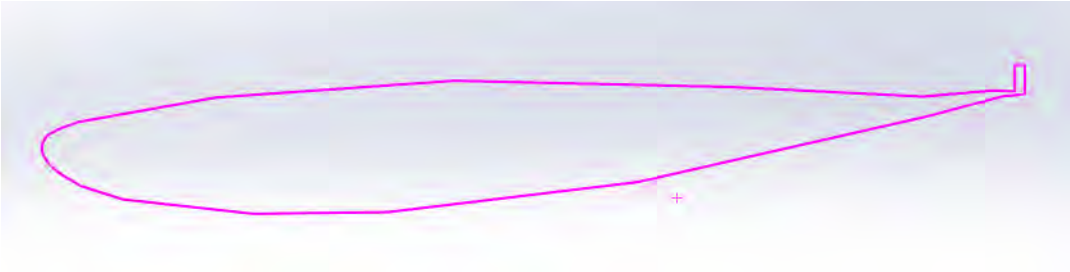
[2] Zerihan, J., Zhang, X., A Single Element Wing in Ground Effect; Comparison of Experiments and Computation, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan 2001.))

[3] Chen Liang << TURBULENT FLOW SIMULATIONS AROUND THE FRONT WING OF A RACING CAR>> MSc Thesis Cranfield University School of Engineering Academic ¨:Year 2008-2009

Στην συνέχεια θα τροποποιήσουμε την συγκεκριμένη ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD τοποθετώντας Gurney *Flap.* μεγέθους 1.4% 2.9% της χορδής του πτερύγιου *(Εικόνα 4.21.α.*), και υπολογίζουμε τις αεροδυναμικές δυνάμεις και θα συγκριθούν με τα πειραματικά[1]

[Gurney Flap είναι μια μικρή προεξοχή στην πίσω άκρη μιας πτέρυγας. Τυπικά τοποθετείται σε ορθή γωνία ως προς την πλευρική επιφάνεια της αεροτομής ύψους 1% έως 3% της χορδής .Αυτή η συσκευή ακροδεκτών μπορεί να βελτιώσει την αεροδυναμική απόδοση μιας απλής αεροτομής.]

[1]((Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780.))

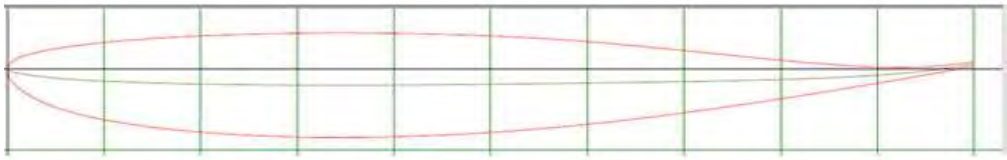


Εικόνα 4.2.1.α. Ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD με Gurney Flap

4.2.2 Περιγραφή μοντέλων

Στην παρούσα διπλωματική για την αεροδυναμική ανάλυση χρησιμοποιήθηκε ως βασική αεροτομή την ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD μήκους χορδής c = 1000mm .
Στην συνέχεια στην συγκεκριμένη ανεστραμμένη αεροτομή LS(1) -0413 MOD τοποθετούμε Gurney Flap μεγέθους 1.4% 2.9% της χορδής του πτερύγιου .
Τα χαρακτηριστικά της αεροτομής *(Εικόνα 4.2.2.)* είναι :

- μέγιστη κύρτωση Camber 2.2% με το σημείο της μέγιστης κύρτωσης να βρίσκεται στο 40% της χορδής.
- μέγιστο πάχος που ανέρχεται στο 13% στο σημείο 35% επί του μήκους της χορδής.

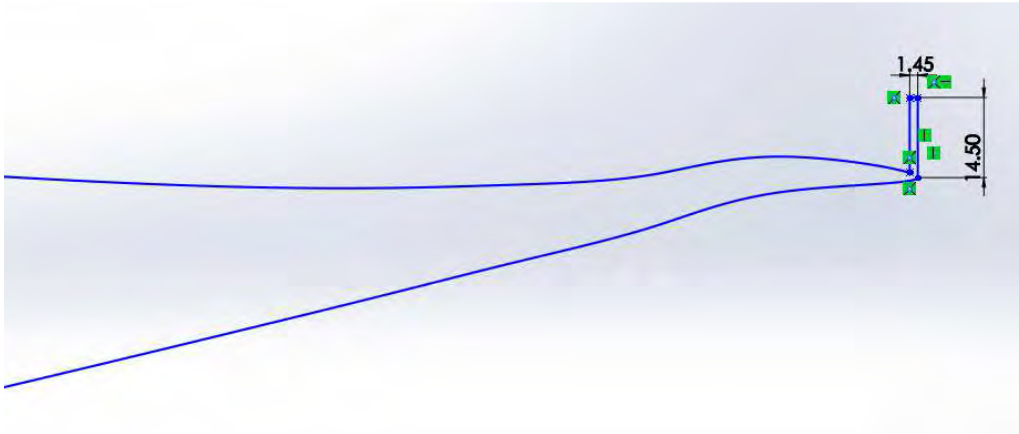


Details

(ls413mod-il) NASA/LANGLEY LS(1)-0413MOD AIRFOIL
NASA/Langley LS(1)-0413MOD general aviation airfoil
Max thickness 13% at 35% chord.
Max camber 2.2% at 40% chord

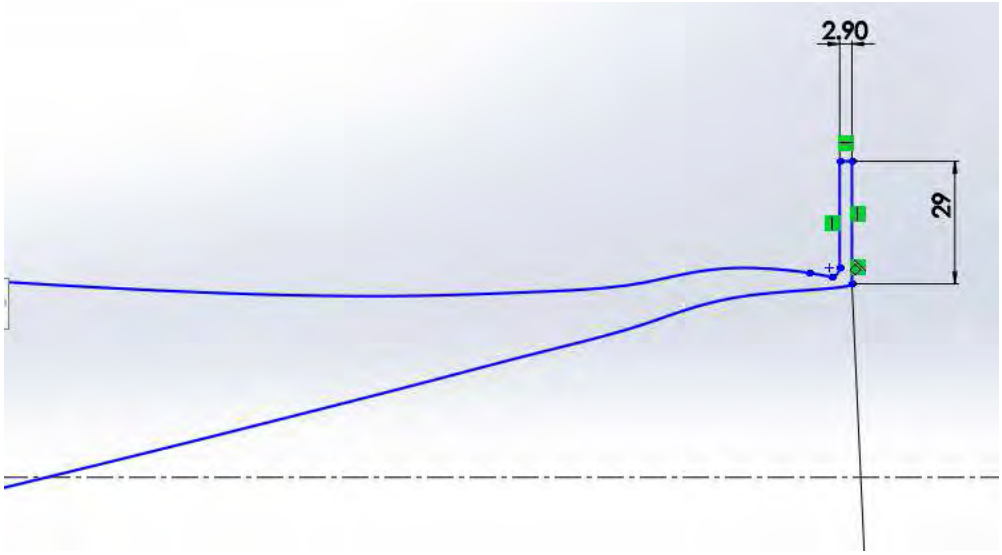
Εικόνα 4.2.2. Χαρακτηριστικά της αεροτομής LS(1) - 0413 MOD

Το δεύτερο μοντέλο ανάλυσης είναι η αεροτομή LS(1) -0413 MOD μήκους χορδής c = 1000mm στην όποια έχουμε τοποθέτηση ένα Gurney _ Flap ύψους 1.45% της χορδής δηλαδή 14.5mm και πάχους 1.45mm (*Εικόνα 4.2.2.α)*.



Εικόνα 4.2.2.α. Τοποθέτηση Gurney Flap ύψους 1.45% της χορδής.

Το τρίτο μοντέλο ανάλυσης είναι η αεροτομή LS(1) -0413 MOD μήκους χορδής c = 1000mm στην όποια έχουμε τοποθέτηση ένα Gurney _ Flap ύψους 2.9% της χορδής δηλαδή 29mm και πάχους 2.9mm (*Εικόνα 4.2.2.β).*



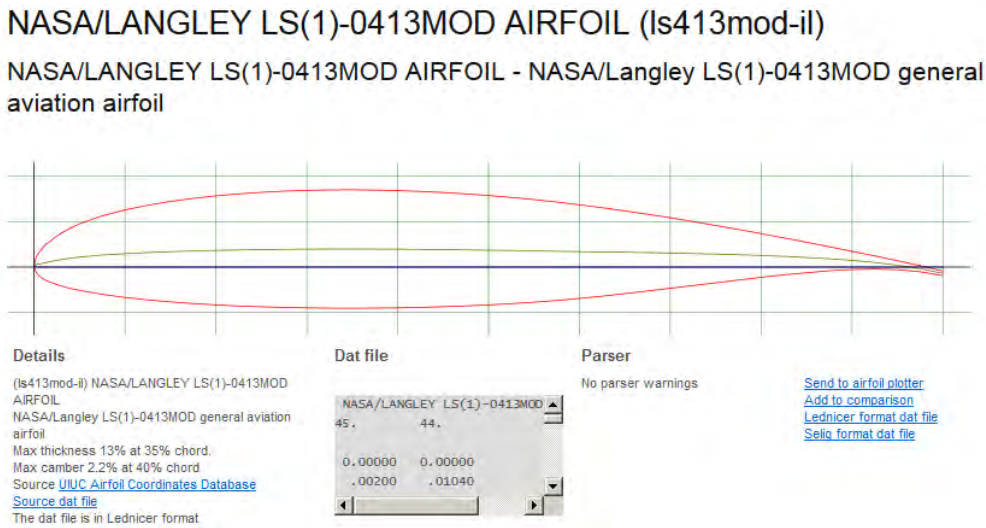
Εικόνα 4.2.2.β. Τοποθέτηση Gurney Flap ύψους 2.9 % της χορδής.

4.2.3 Σχεδιασμό της Γεωμετρίας

Για τον σχεδιασμό της γεωμετρίας της αεροτομής χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό *Solidworks της Dassault* . Το *Solidworks* είναι ένα πακέτο σχεδιασμού (CAD) καθώς και πρόγραμμα λογισμικού εφαρμοσμένης μηχανικής (CAE). Το συγκεκριμένο πρόγραμμα προτιμήθηκε έναντι του ενσωματωμένου στο ANSYS εργαλείου σχεδίασης, το οποίο ονομάζεται Design Modeler (DM), λόγω των εξής πλεονεκτημάτων :

- Επιτρέπει τρισδιάστατο (3D) σχεδιασμό.
- Είναι συμβατό με άλλα σχεδιαστικά προγράμματα και πακέτα προσομοίωσης.
- Προσφέρει μεγάλη δυνατότητα παραμετροποίησης του σχεδίου.
- Τέλος διαθέτει ένα εν γένει εξαιρετικά φιλικό προς τον χρήστη περιβάλλον εργασίας.

Τα δεδομένα του προφίλ της αεροτομής LS(1) -0413 MOD (NORMAL) ελήφθησαν από την ιστοσελίδα του τμήματος εφαρμοσμένης αεροδυναμικής του πανεπιστημίου του Illinois (*Εικόνα 4.2.3)* (http://www.ae.illinois.edu/mselig/ads/coord_database.html) και από το link (http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ls413mod-il).



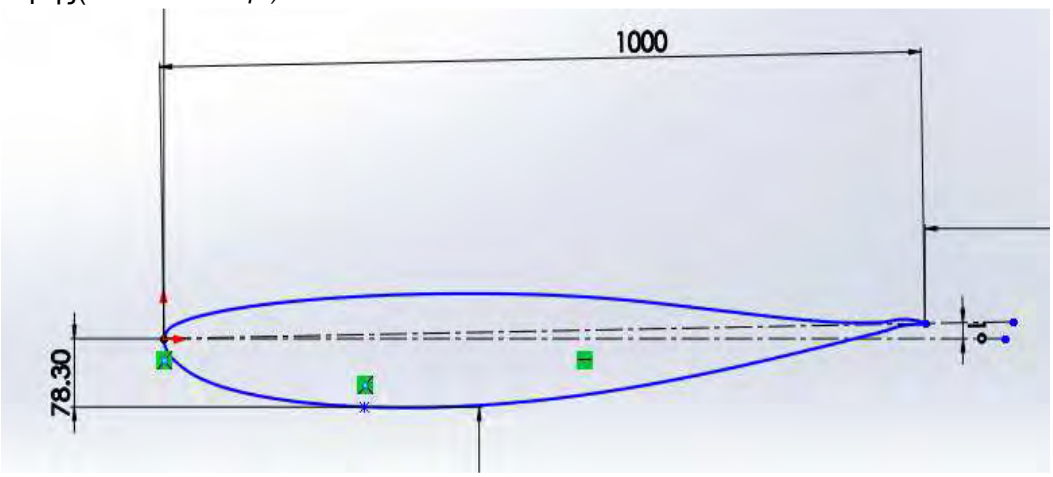
Εικόνα 4.2.3. Δεδομένα του προφίλ της αεροτομής LS(1) -0413 MOD

Αρχικά έγινε μια επεξεργασία των δεδομένων με το πρόγραμμα Microsoft Excel (*Εικόνα 4.2.3.α)* .

LS(1)-0413MOD														
X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
1000mm	0mm	0mm	475mm	80.5mm	0mm	5mm	15.9mm	0mm	375mm	-45mm	0mm	925mm	-2.1mm	0mm
975mm	1.5mm	0mm	450mm	82mm	0mm	2mm	10.4mm	0mm	400mm	-44.7mm	0mm	950mm	-2.8mm	0mm
950mm	7mm	0mm	425mm	83.2mm	0mm	0mm	0mm	0mm	425mm	-44.2mm	0mm	975mm	-5.1mm	0mm
925mm	12.3mm	0mm	400mm	84.1mm	0mm	2mm	-5mm	0mm	450mm	-43.5mm	0mm	1000mm	0mm	0mm
900mm	17.4mm	0mm	375mm	84.7mm	0mm	5mm	-9.4mm	0mm	475mm	-42.6mm	0mm			
875mm	22.4mm	0mm	350mm	85mm	0mm	12.5mm	-14.5mm	0mm	500mm	-41.5mm	0mm			
850mm	27.3mm	0mm	325mm	84.9mm	0mm	25mm	-19.1mm	0mm	525mm	-40.1mm	0mm			
825mm	32.1mm	0mm	300mm	84.4mm	0mm	37.5mm	-22.8mm	0mm	550mm	-38.5mm	0mm			
800mm	36.8mm	0mm	275mm	83.5mm	0mm	50mm	-25.5mm	0mm	575mm	-36.6mm	0mm			
775mm	41.4mm	0mm	250mm	82.2mm	0mm	75mm	-29.9mm	0mm	600mm	-34.4mm	0mm			
750mm	45.8mm	0mm	225mm	80.5mm	0mm	100mm	-33.3mm	0mm	625mm	-31.9mm	0mm			
725mm	50.1mm	0mm	200mm	78.3mm	0mm	125mm	-36mm	0mm	650mm	-29.1mm	0mm			
700mm	54.2mm	0mm	175mm	75.6mm	0mm	150mm	-38.2mm	0mm	675mm	-26.2mm	0mm			
675mm	58.1mm	0mm	150mm	72.2mm	0mm	175mm	-40mm	0mm	700mm	-23.2mm	0mm			
650mm	61.8mm	0mm	125mm	68mm	0mm	200mm	-41.5mm	0mm	725mm	-20.2mm	0mm			
625mm	65.3mm	0mm	100mm	62.9mm	0mm	225mm	-42.7mm	0mm	750mm	-17.2mm	0mm			
600mm	68.5mm	0mm	75mm	56.4mm	0mm	250mm	-43.6mm	0mm	775mm	-14.2mm	0mm			
575mm	71.5mm	0mm	50mm	47.6mm	0mm	275mm	-44.3mm	0mm	800mm	-11.2mm	0mm			
550mm	74.2mm	0mm	37.5mm	41.8mm	0mm	300mm	-44.8mm	0mm	825mm	-8.4mm	0mm			
525mm	76.6mm	0mm	25mm	34.2mm	0mm	325mm	-45.1mm	0mm	875mm	-3.9mm	0mm			
500mm	78.7mm	0mm	12.5mm	24.4mm	0mm	350mm	-45.2mm	0mm	900mm	-2.6mm	0mm			

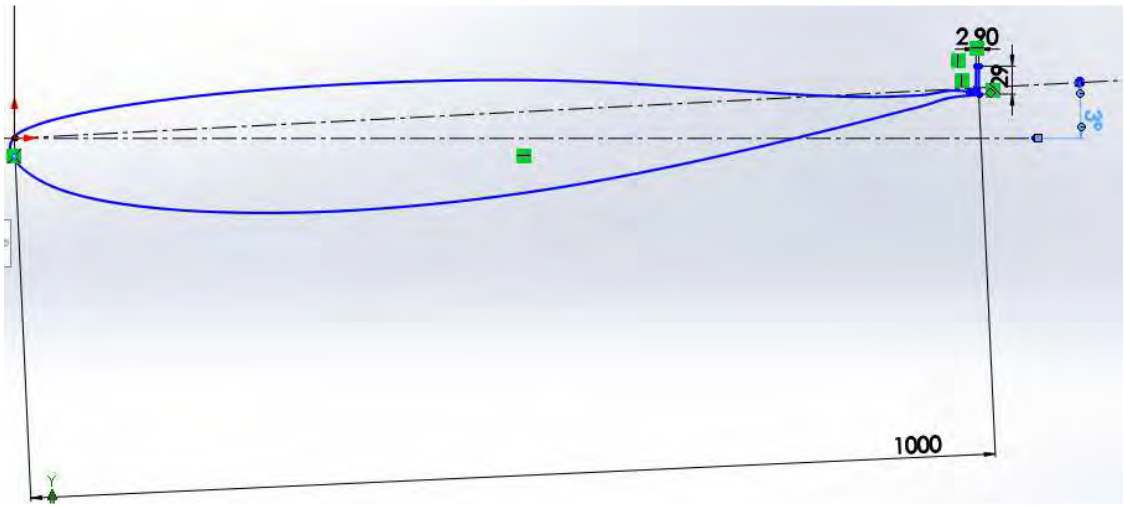
Εικόνα 4.2.3.α. Επεξεργασία των δεδομένων της αεροτομής LS(1) -0413 MOD

Στην συνέχεια εισήχθησαν στο Solidworks για τον σχεδιασμό του προφίλ της αεροτομής(*Εικόνα 4.2.3.β.)*.



Εικόνα 4.2.3.β. Εισαγωγή συντεταγμένων της αεροτομής LS(1) -0413 MOD στο Solidworks

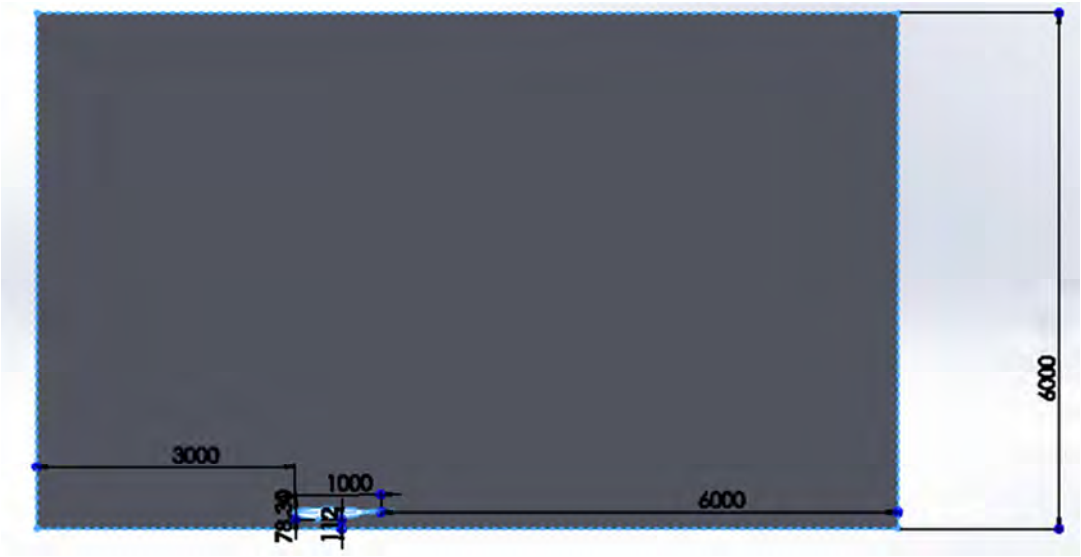
Τα προφίλ των αεροτομών LS(1) -0413 MOD Gurney _1.45% και LS(1) -0413 MOD Gurney _2.9% δημιουργήθηκαν τροποποιώντας την αεροτομής LS(1) -0413 MOD (NORMAL) στο Solidworks (*Εικόνα 4.2.3.γ)* .



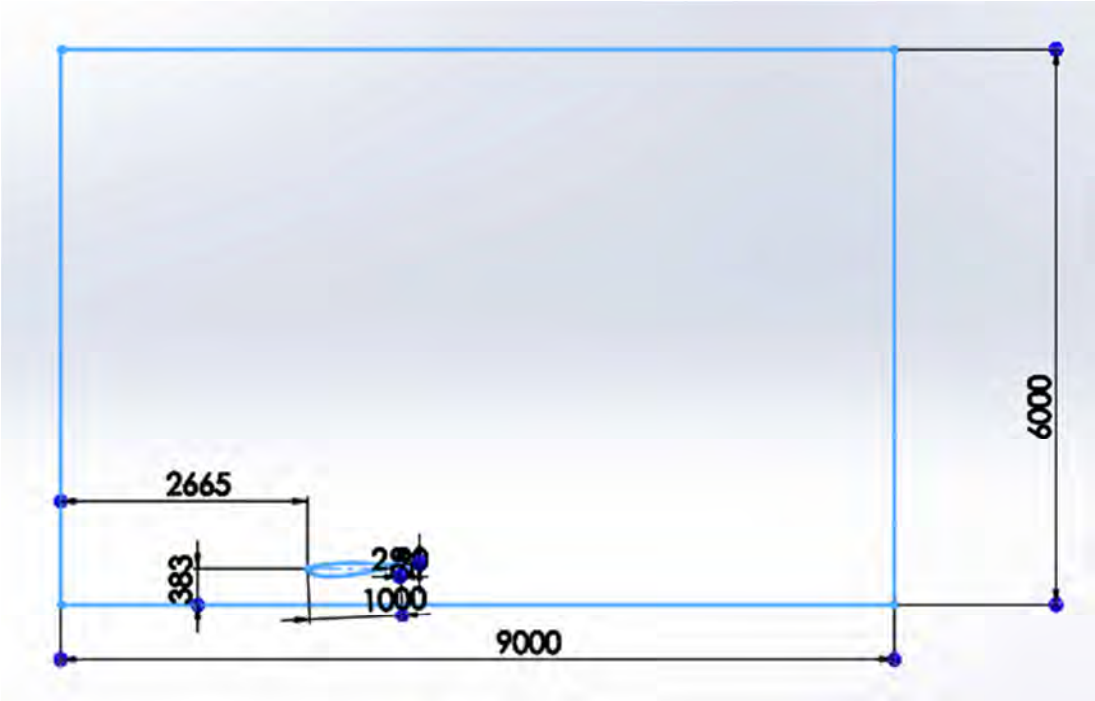
Εικόνα 4.2.3.γ.Σχεδιασμό Gurney Flap στην αεροτομή LS(1) -0413 MOD

4.2.4 Εισαγωγή Γεωμετρίας Αεροτομών στο Ansys Fluent

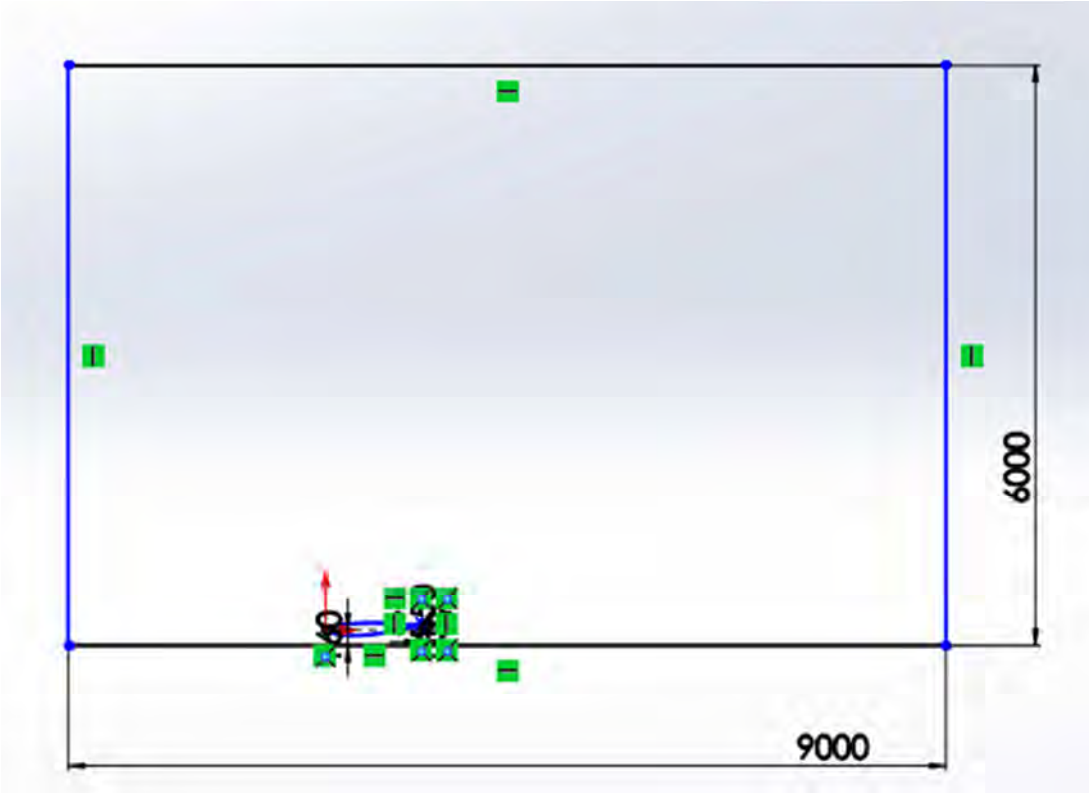
Εισάγουμε το προφίλ των αεροτομών στο ANSYS-FLUENT στην εφαρμογή του ANSYS Geometry (*Εικόνα 4.2.4 - Εικόνα 4.2.4.α.- Εικόνα 4.2.4.β)* και ταυτόχρονα προσδιορίζω στο πρόγραμμα ότι θα κάνουμε δισδιάστατη ανάλυση στις αεροτομές.



Εικόνα 4.2.1 Εισάγουμε την αεροτομή LS(1) -0413 MOD στο ANSYS Geometry



Εικόνα 4.2.4.α Εισάγουμε την αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney Flap 2.9% στο ANSYS Geometry



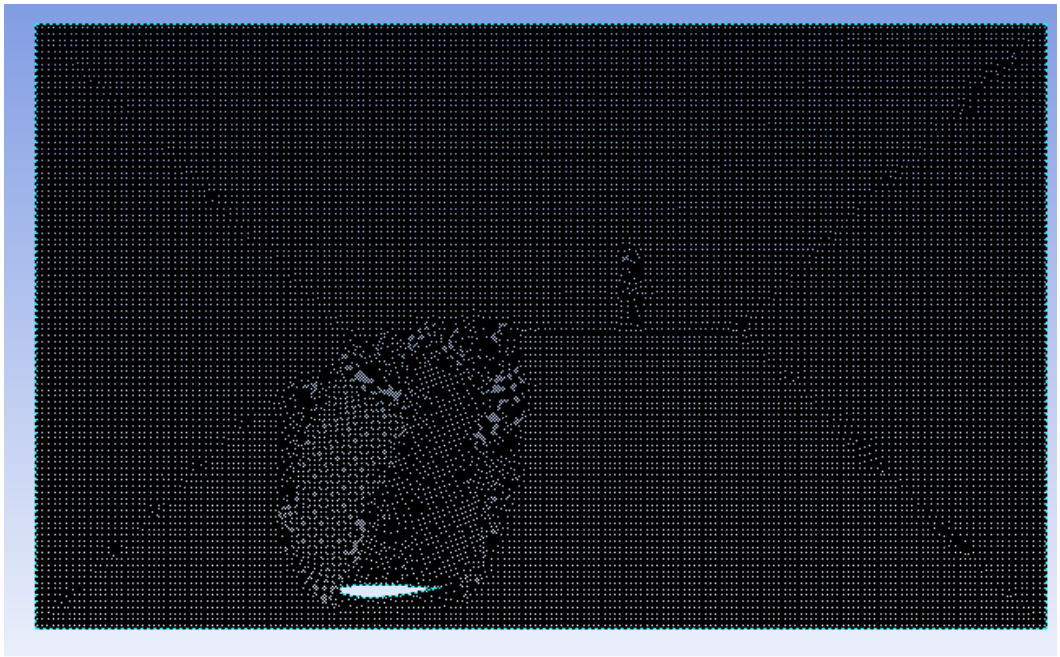
Εικόνα 4.2.4.β Εισάγουμε την αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney Flap 1.45% στο ANSYS Geometry

4.3 Κατασκευή του Υπολογιστικού Πλέγματος

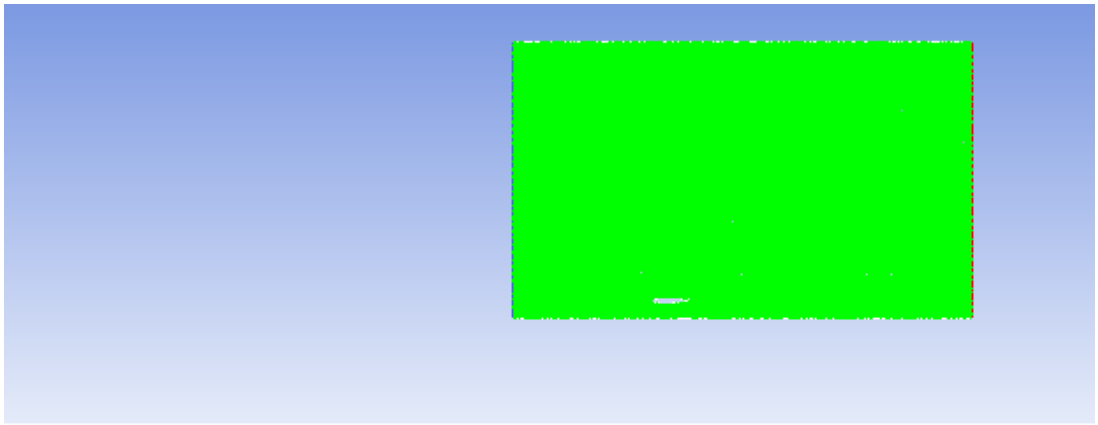
Τα πλέγμα που χρησιμοποιήθηκαν στις αεροτομές πραγματοποιηθήκαν στην εφαρμογή ANSYS- Mesh. Με τη χρήση αυτής της εφαρμογής , μπορεί να κατασκευαστεί πλέγμα σε ακμές, επιφάνειες ή και απευθείας στους όγκους της γεωμετρίας. Τα στοιχεία του δισδιάστατου πλέγματος, μπορεί να είναι τετράπλευρα (Quad) ή τριγωνικά (Tri). Εμείς χρησιμοποιήσαμε τετράπλευρα (Quad) στοιχεία και δημιουργήσαμε δομημένο (structured) πλέγμα .

4.3.1 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD

Το πλέγμα που σχεδιάσαμε για την αεροτομή **LS(1) -0413 MOD** (NORMAL) είναι ένα ορθογώνιο παραλληλόγραμμο με ύψος επτά μήκη χορδών (δηλαδή 7 μέτρα) και μήκους δώδεκα χορδών (δηλαδή 12 μέτρα)(*Εικόνα 4.3.1.α.)* και τοποθετούμε την αεροτομή σε συγκεκριμένη απόσταση από την κάτω ακμή (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670). Και περιέχει 122375 κελιά και 122311 κόμβους(*Εικόνα 4.3.1.β)*.



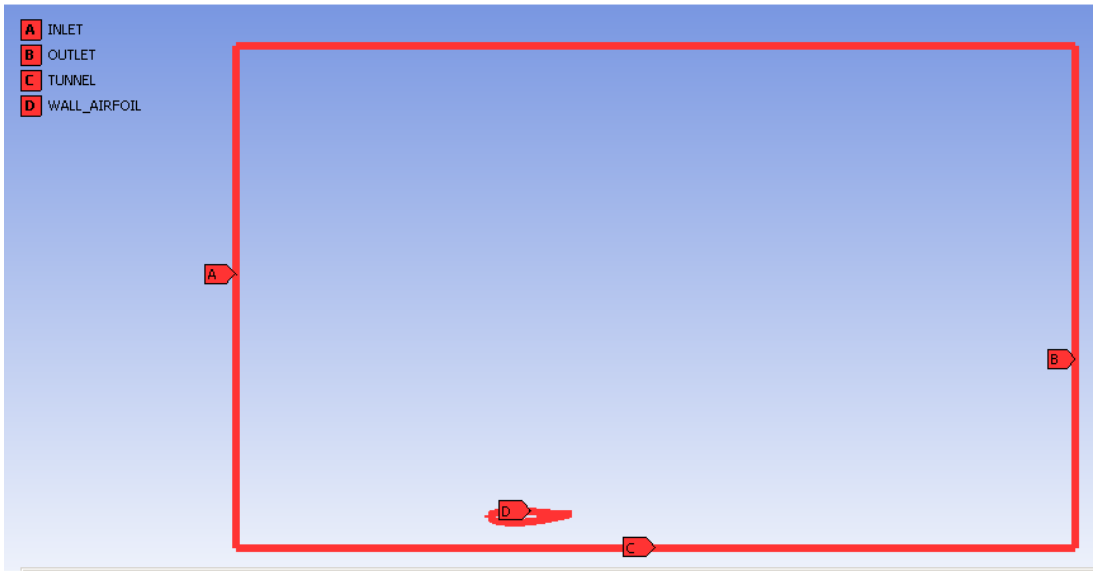
Εικόνα 4.3.1.α. Το πλέγμα της αεροτομής LS(1) -0413 MOD .




```
Preparing mesh for display...
Done.

Setting Post Processing and Surfaces information ...     Done.
Reading "\"| gunzip -c \"C:\Users\User\Desktop\0.313_files\dp0\FFF\Fluent\FFF
Done.

Mesh Size

Level    Cells    Faces    Nodes   Partitions
    0   122375   245486   123111            1
```

Εικόνα 4.3.1.β. Αριθμός κελιών και κόμβων της αεροτομής LS(1) -0413 MOD .

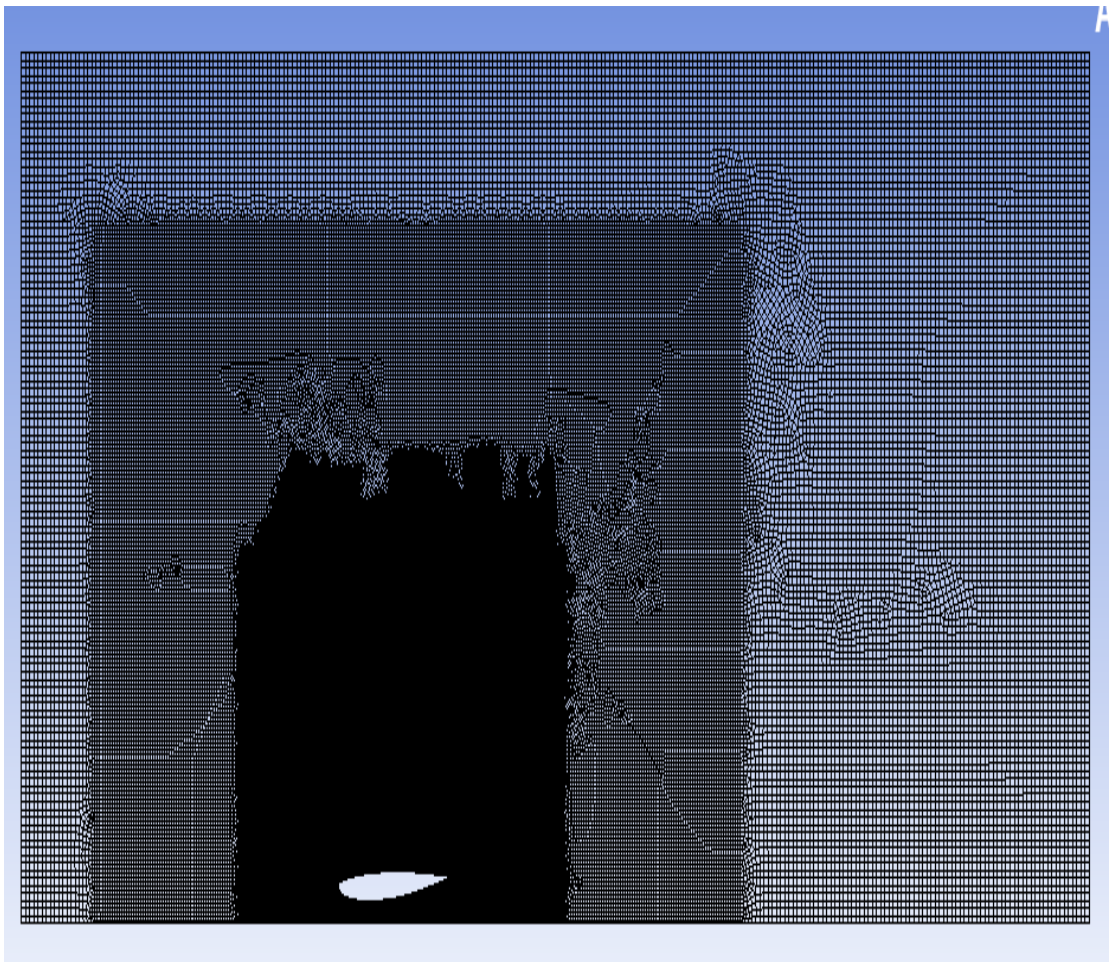
Επιπλέον σε αυτή την εφαρμογή ANSYS- Mesh , θα ονοματίσουμε τις πλευρές του σχήματος μας ώστε να θέσουμε αργότερα οριακές συνθήκες για την ροή. Το αριστερό τμήμα του ορθογωνίου θα ονομάζεται “INLET” και το δεξί “OUTLET”. Η κάτω και άνω πλευρά θα ονομάζεται “TUNNEL”, και η αεροτομή “WALL_AIRFOIL”. (*Εικόνα 4.3.1.γ.)*



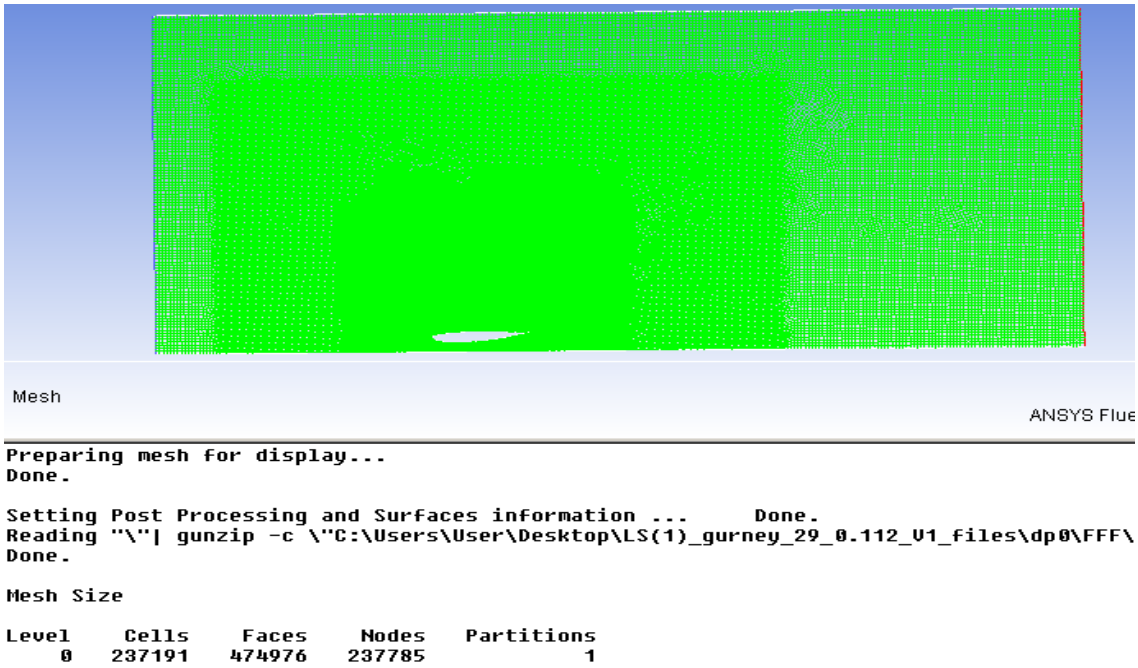
Εικόνα 4.3.1.γ. Ορισμός οριακών συνθηκών σχηματικά της αεροτομής LS(1) -0413 MOD

4.3.2 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _2.9 %

Το πλέγμα που σχεδιάσαμε για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_2.9% είναι ένα ορθογώνιο παραλληλόγραμμο με ύψος τέσσερα μήκη χορδών (δηλαδή 4 μέτρα) και μήκους εννέα χορδών (δηλαδή 9 μέτρα) (*Εικόνα 4.3.2.α.)* και τοποθετούμε την αεροτομή σε συγκεκριμένη απόσταση από την κάτω ακμή (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) .
Και περιέχει 237191 κελιά και 237785 κόμβους *(Εικόνα 4.3.2.β.)*.

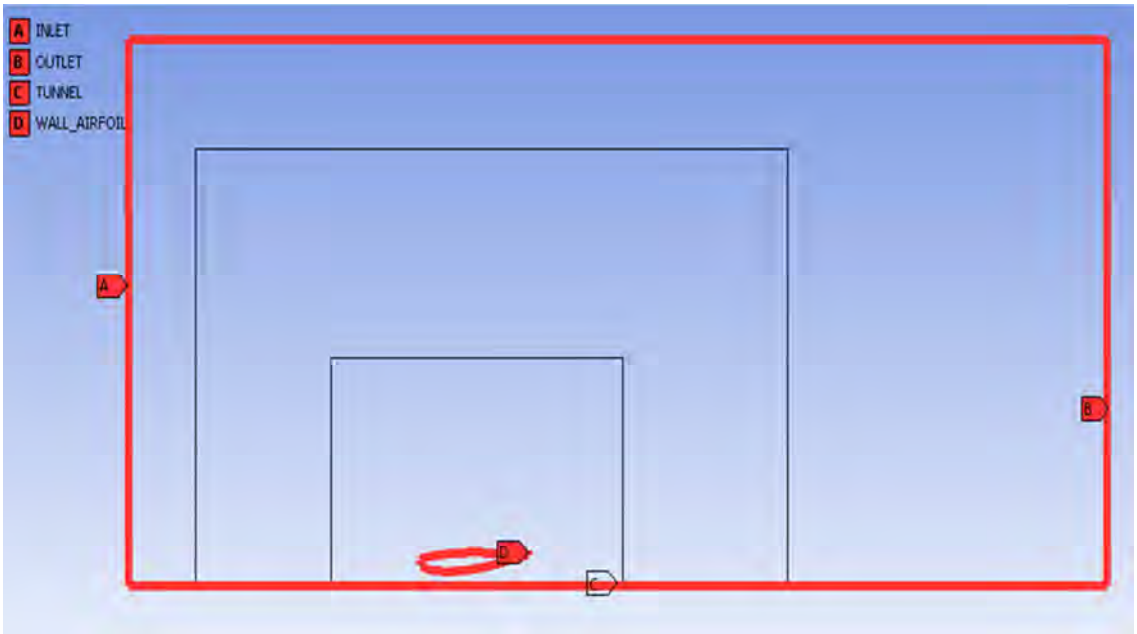


Εικόνα 4.3.2.α. Το πλέγμα της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_2.9% .



Εικόνα 4.3.2.β. Αριθμός κελιών και κόμβων της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_2.9%

Επιπλέον σε αυτή την εφαρμογή ANSYS- Mesh , θα ονοματίσουμε τις πλευρές του σχήματος μας ώστε να θέσουμε αργότερα οριακές συνθήκες για την ροή. Το αριστερό τμήμα του ορθογωνίου θα ονομάζεται “INLET” και το δεξί “OUTLET”. Η κάτω και άνω πλευρά θα ονομάζεται “TUNNEL”, και η αεροτομή “WALL_AIRFOIL” (*Εικόνα 4.3.2.γ.).*

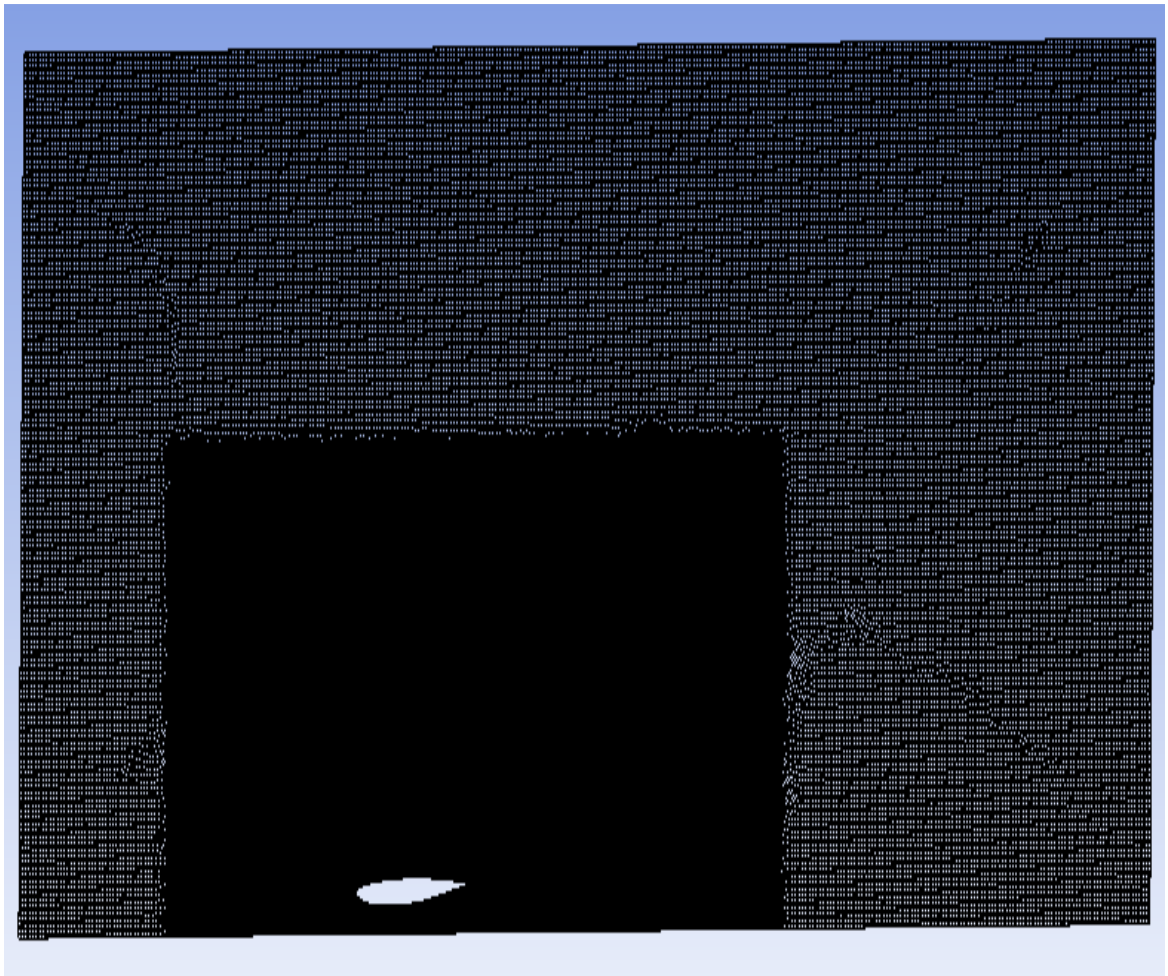


Εικόνα 4.3.1.γ. Ορισμός οριακών συνθηκών σχηματικά της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_2.9% .

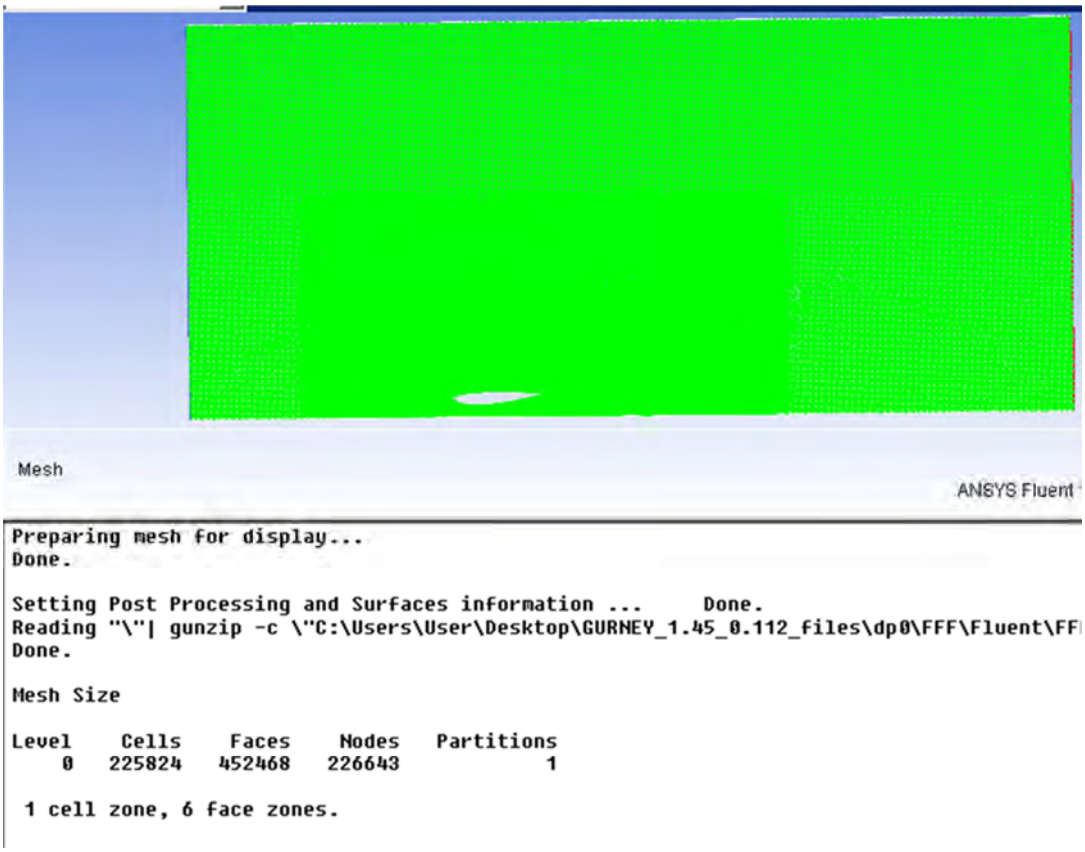
4.3.3 Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _1.45 %

Το πλέγμα που σχεδιάσαμε για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _1.45 % είναι ένα ορθογώνιο παραλληλόγραμμο με ύψος τέσσερα μήκη χορδών (δηλαδή 4 μέτρα) και μήκους εννέα χορδών (δηλαδή 9 μέτρα) (*Εικόνα 4.3.3.α.)* και τοποθετούμε την αεροτομή σε συγκεκριμένη απόσταση από την κάτω ακμή (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) .

Και περιέχει 225824 κελιά και 226843 κόμβους *(Εικόνα 4.3.3.β.)* .

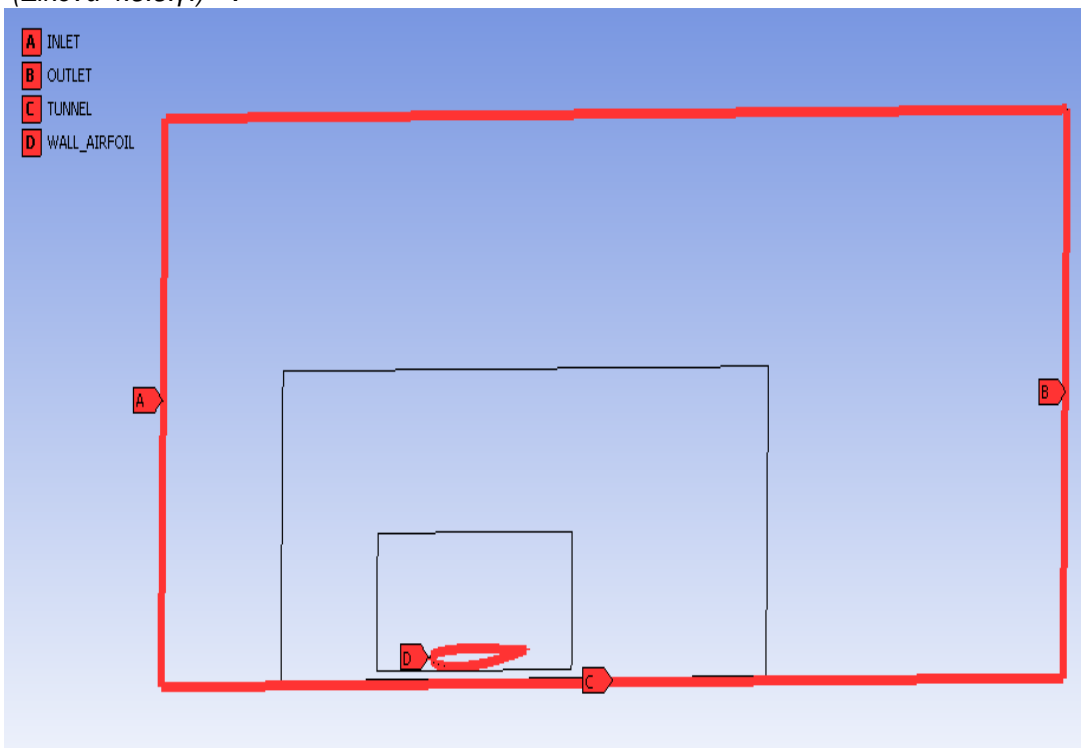


Εικόνα 4.3.3.α. Το πλέγμα της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_1.45% .



Εικόνα 4.3.3.β. Αριθμός κελιών και κόμβων της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_1.45%.

Επιπλέον σε αυτή την εφαρμογή ANSYS- Mesh θα ονοματίσουμε τις πλευρές του σχήματος μας ώστε να θέσουμε αργότερα οριακές συνθήκες για την ροή. Το αριστερό τμήμα του ορθογωνίου θα ονομάζεται “INLET” και το δεξί “OUTLET”. Η κάτω και άνω πλευρά θα ονομάζεται “TUNNEL”, και η αεροτομή “WALL_AIRFOIL” *(Εικόνα 4.3.3.γ.)* .

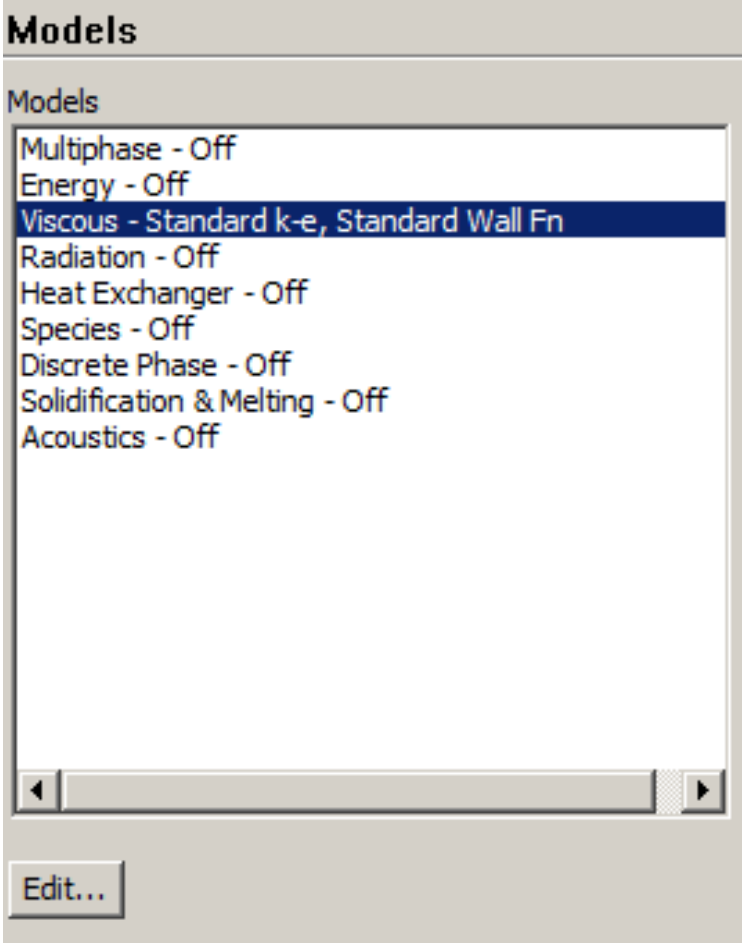


Εικόνα 4.3.3.γ. Ορισμός οριακών συνθηκών σχηματικά της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney Flap_1.45 % .

4.4 Επιλογή Μοντέλου Τύρβης

Το Μοντέλο Τύρβης που επιλέξαμε για την επίλυση της προσομοίωσης είναι το K-ε Standard (*Εικόνα 4.4.1).*

Το μοντέλο K–ε Standard είναι μοντέλο δύο εξισώσεων . Η πρώτη μεταβλητή καθορίζει την ενέργεια της τύρβης και καλείται κινητική ενέργεια τύρβης (K). Η δεύτερη μεταβλητή είναι η τυρβώδης διάχυση (ε), η οποία καθορίζει τον ρυθμό διάχυσης της κινητικής ενέργειας (dissipation rate).



Εικόνα 4.4.1. Επιλογή μοντέλου τύρβης K-ε Standard.

4.5 Ορισμός Οριακών Συνθηκών

Οι οριακές συνθήκες διακρίνονται σε δυο κατηγορίες:

- Τις φυσικές οριακές συνθήκες. Οι τιμές των μεγεθών αυτών εισάγονται στο πρόγραμμα από το χρήστη. Οι τιμές προκύπτουν είτε από μετρήσεις είτε από τη θεωρία. Συνηθισμένα μεγέθη είναι η πίεση, η ταχύτητα, η θερμοκρασία .
- Τις αριθμητικές οριακές συνθήκες. Είναι σχέσεις που συνδέουν τα σύνορα με το εσωτερικό της ροής και υπολογίζονται από το πρόγραμμα ανάλυσης.

4.5.1 Προσδιορισμός Παραμέτρων για αεροτομή LS(1) -0413 MOD

Φυσικές Οριακές Συνθήκες *(Εικόνα 4.5.1.α).*

Η προσομοίωση έγινε για γωνία προσβολής 1° μοίρα και για αριθμό Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$ για την συγκεκριμένη αεροτομή .

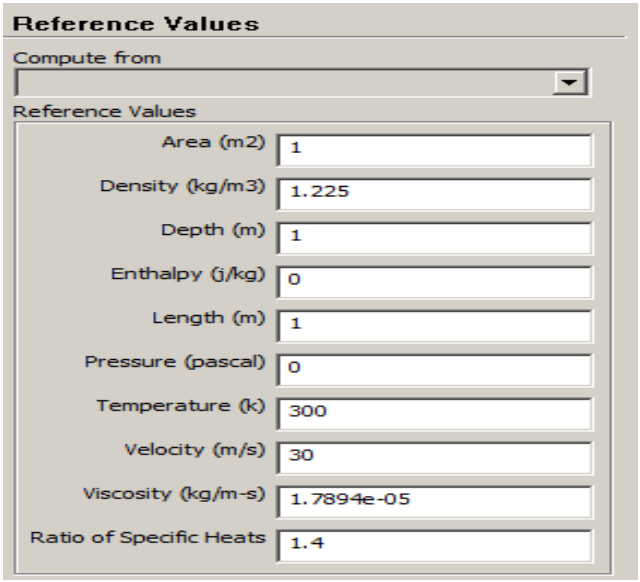
Η θερμοκρασία του περιβάλλοντος ορίστηκε της T = 300K

Η πυκνότητα του αέρα στη συγκεκριμένη θερμοκρασία είναι $\rho = 1{,}2256\ kg/m^3$ και το δυναμικό ιξώδες $\mu = 1{,}78 \cdot 10^{-5}\ kg / m*s$.

Η τιμή της ταχύτητας ροής του αέρα υπολογίστηκε από τον τύπο

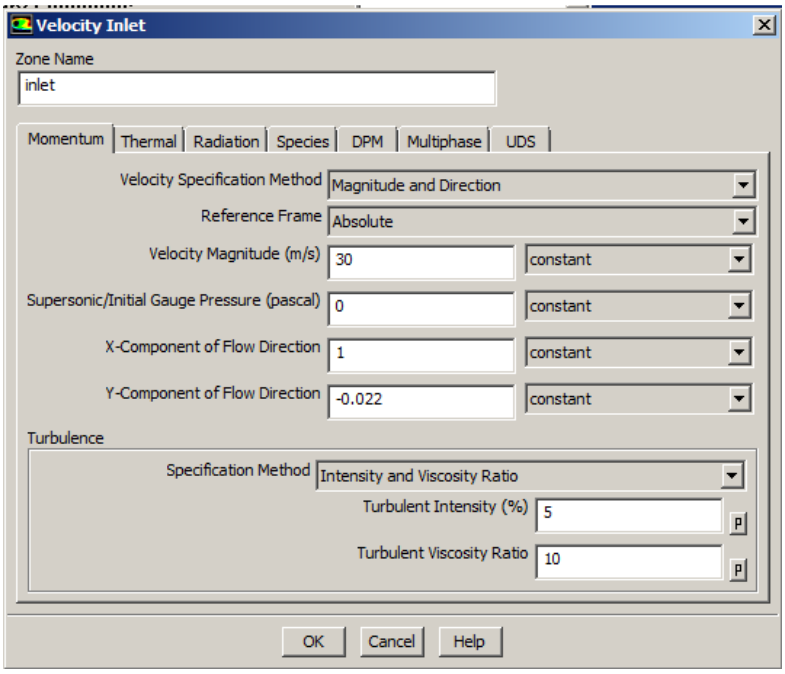
$$R_e = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = \frac{V \cdot L}{\nu}$$

συναρτήσει του αριθμού Reynolds και είναι ίση με V = 30 m/s για χορδή 1m.



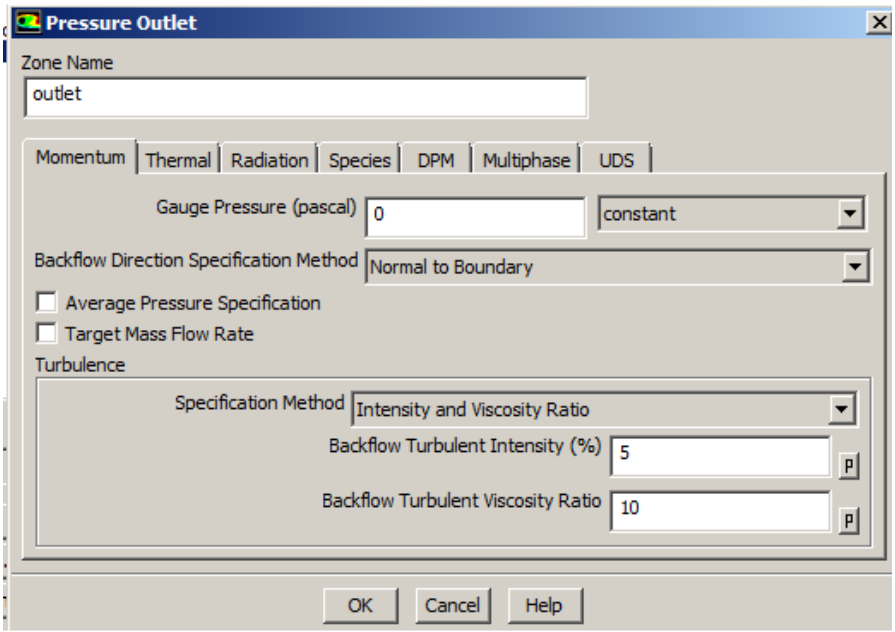
Εικόνα 4.5.1.α. Φυσικές Οριακές Συνθήκες

INLET : Συνοριακή ακμή της εισόδου της ροής. Velocity Magnitude =30 m/s (*Εικόνα 4.5.1.β.).*



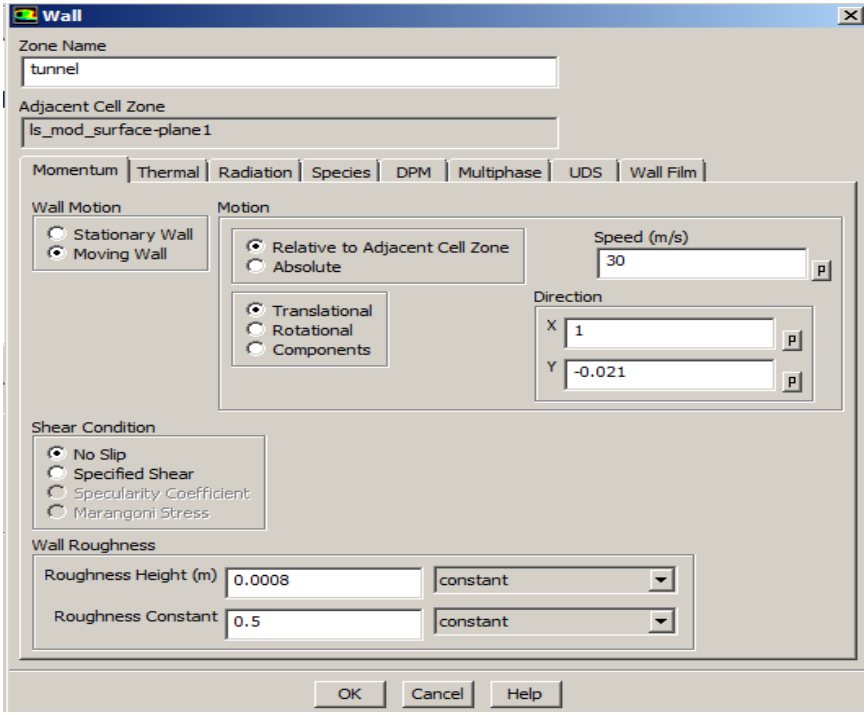
Εικόνα 4.5.1.β. Οριακή Συνθήκη εισόδου της ροής.

OUTLET: Συνοριακή ακμή της εξόδου της ροής (*Εικόνα 4.5.1.γ.).*



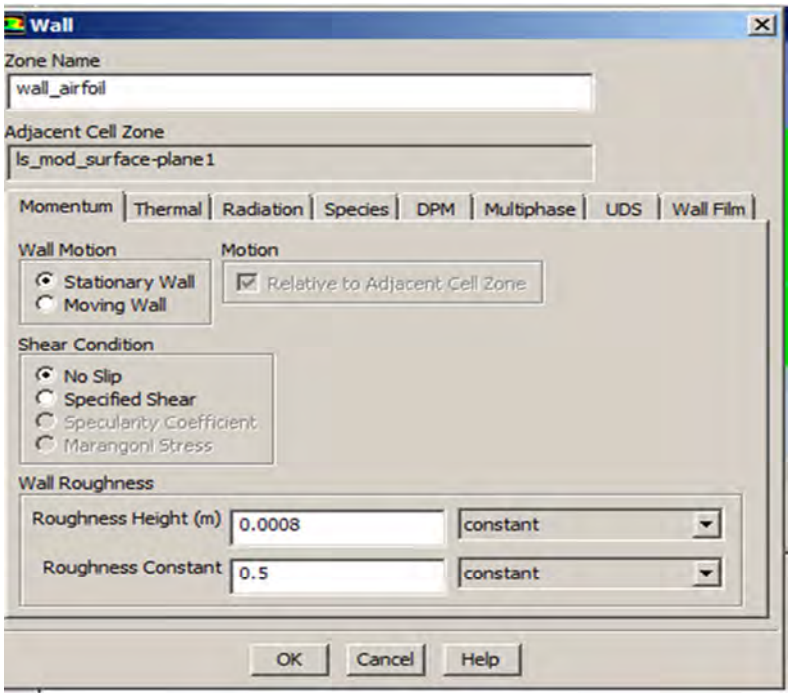
Εικόνα 4.5.1.γ. Οριακή Συνθήκη εξόδου της ροής.

TUNNEL: Είναι οι συνοριακές ακμές πάνω και κάτω του ορθογώνιου και προσομοιώνουμε την ροή *(Εικόνα 4.5.1.δ)*.



Εικόνα 4.5.1.δ. Οριακή Συνθήκη επάνω και κάτω ακμών του ορθογώνιου

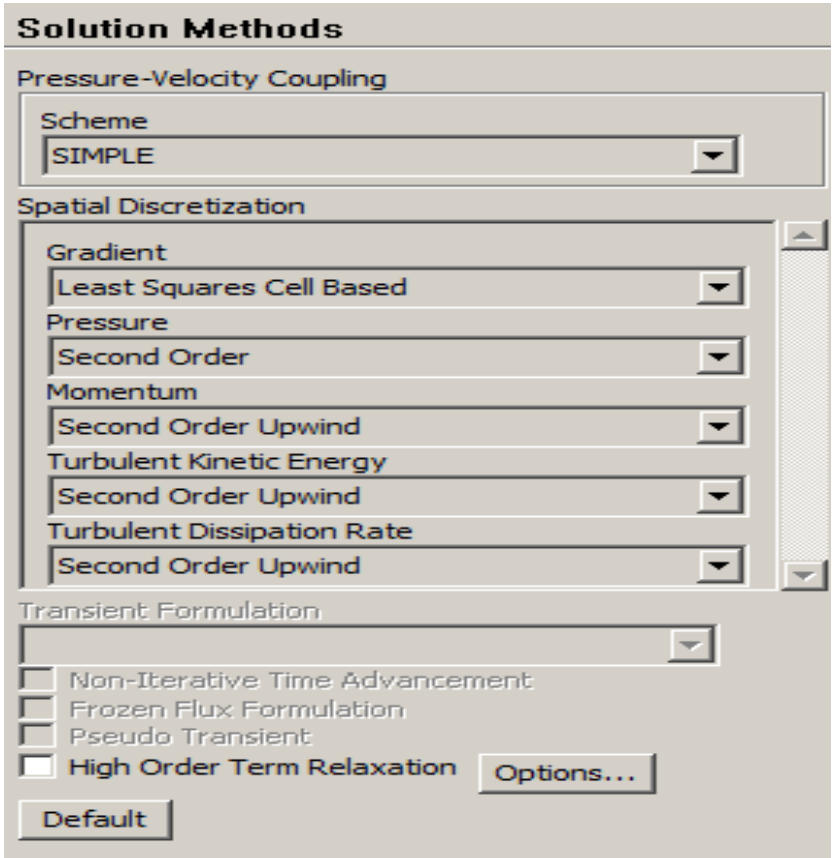
WALL_AIRFOIL : Συνοριακή ακμή της αεροτομής (*Εικόνα 4.5.1.ε)*.



Εικόνα 4.5.1.ε. Οριακή Συνθήκη ακμή της αεροτομής.

4.6 Μέθοδος Επίλυσης

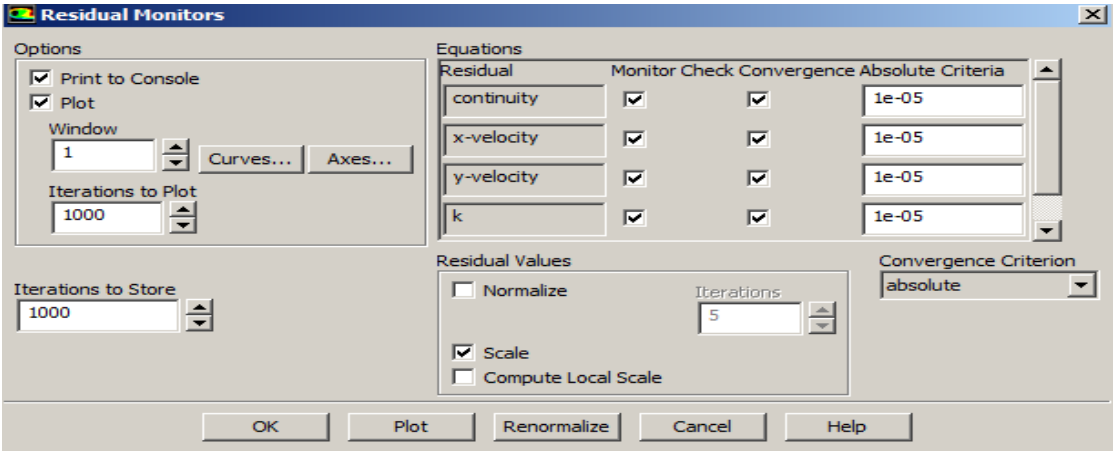
Η μέθοδος Επίλυσης που επιλέξαμε για την επίλυση της προσομοίωσης είναι ο αλγόριθμος SIMPLE (Semi-Implicit method for Pressure Linked Equations) *(Εικόνα 4.6.1)* . Συγκεκριμένα, το ρευστό ρέει από μία περιοχή υψηλής πίεσης σε μία με χαμηλή, χρησιμοποιώντας ένα εκτιμώμενο πεδίο πίεσης, ελέγχει την διατήρηση της συνέχειας στους όγκους ελέγχου. Αν αυτή δεν ικανοποιείται, και συμβαίνει η εισροή μάζας να είναι μεγαλύτερη από την εκροή, η πίεση στους όγκους ελέγχου σε σχέση με τους γειτονικούς έχει θεωρηθεί πολύ μικρή. Συνεπώς, πρέπει να αυξηθεί η πίεση στον όγκο ελέγχου αυτό σε σχέση με τους γύρω του. Το ακριβώς αντίθετο συμβαίνει αν η εκροή είναι μεγαλύτερη της εισροής. Η διαδικασία επαναλαμβάνεται έως ότου η λύση συγκλίνει.



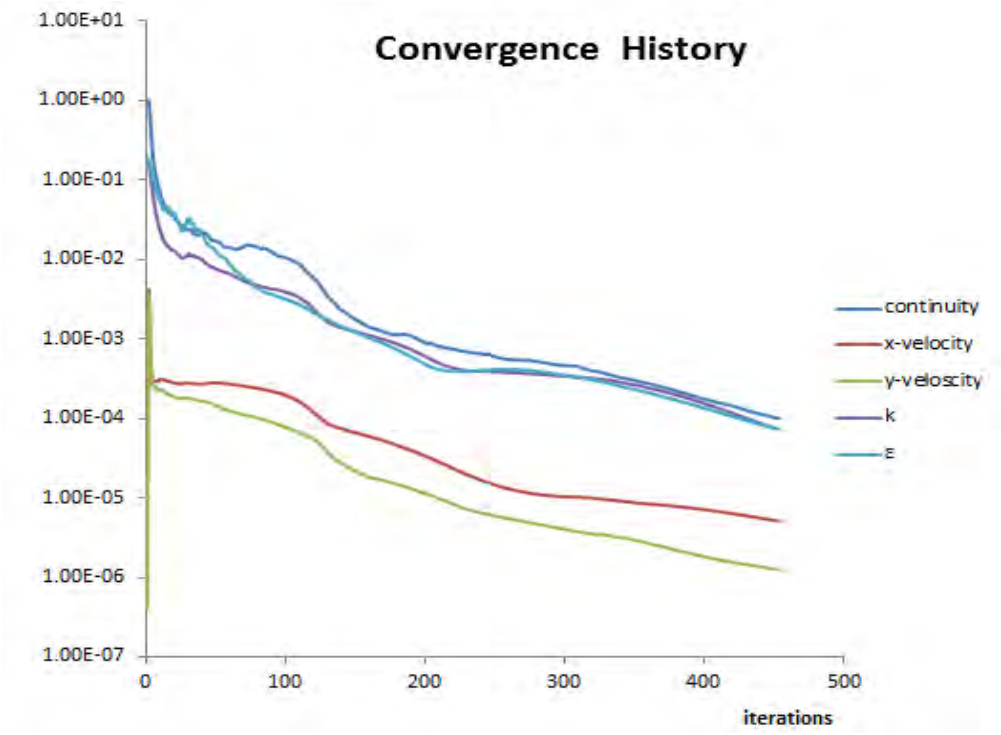
Εικόνα 4.6.1. Μέθοδος Επίλυσης που επιλέξαμε είναι η SIMPLE .

4.7 Κριτήριο Σύγκλησης (Convergence Criteria)

Για κάθε εξίσωση που θα επιλυθεί υπάρχει ένα υπόλοιπο. Το υπόλοιπο αυτό είναι ένα μέτρο του κατά πόσο καλά η τρέχουσα λύση ικανοποιεί τη διακριτή μορφή κάθε εξίσωσης. Θα επαναλαμβάνουμε τη διαδικασία της επίλυσης μέχρις ότου το υπόλοιπο για κάθε εξίσωση γίνει μικρότερο από 1e-05 (*Εικόνα 4.7.1. και Εικόνα 4.7.2.).*



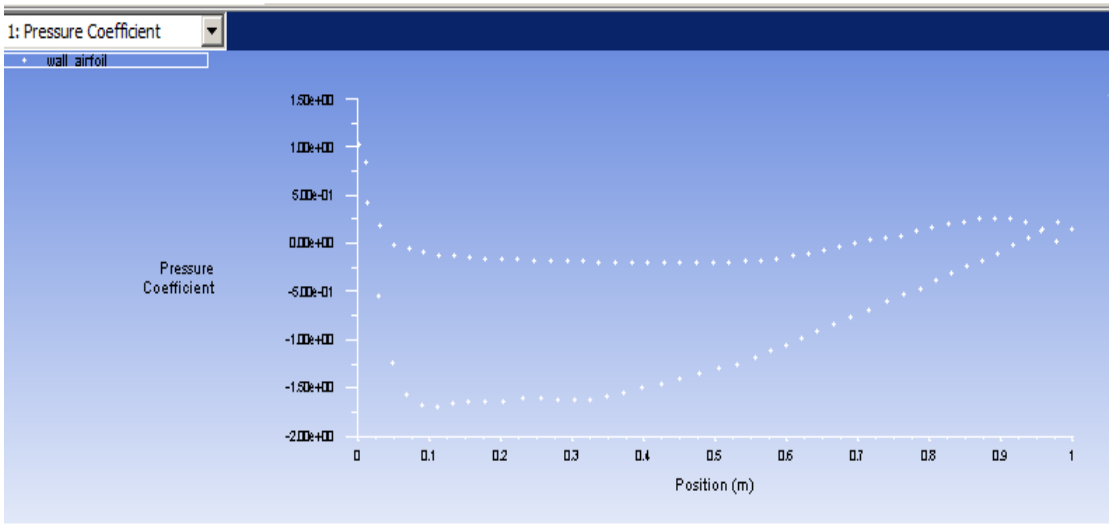
Εικόνα 4.7.1. Ρύθμιση του Κριτηρίου Σύγκλησης (Convergence Criteria) .



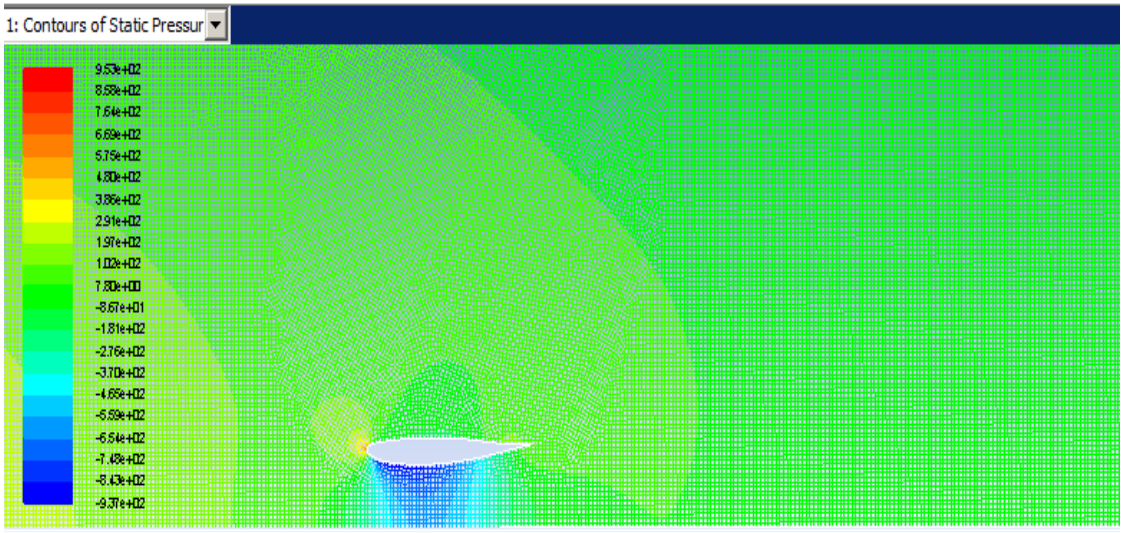
Εικόνα 4.7.2. Διάγραμμα του Κριτηρίου Σύγκλησης (Convergence Criteria) .

4.8 Παρουσίαση αποτελεσμάτων (Post - processor)

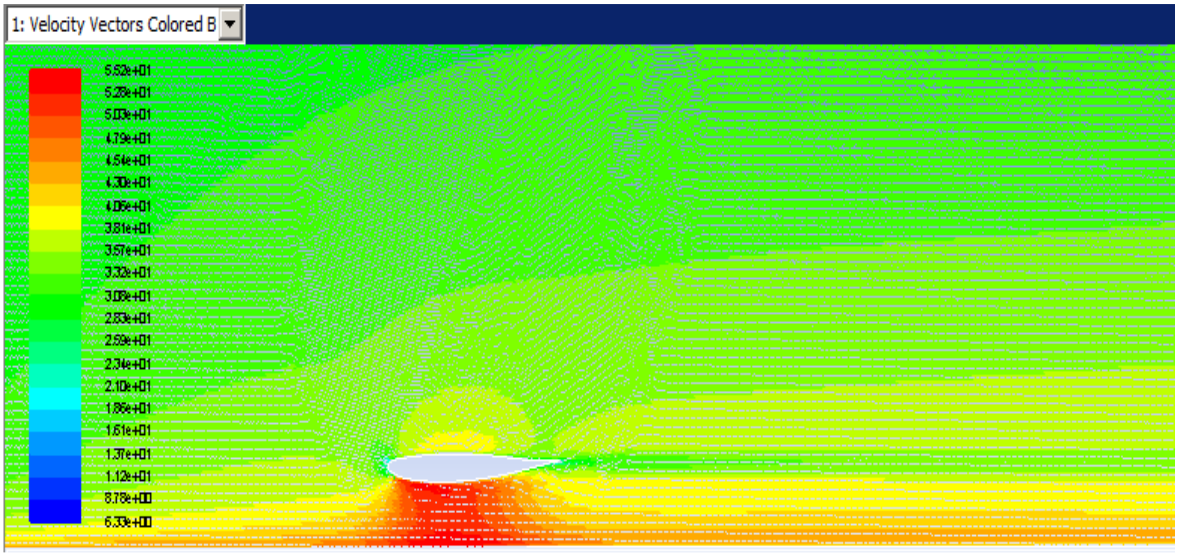
Ο μεταεπεξεργαστής δίνει τη δυνατότητα απεικόνισης των αποτελεσμάτων όπως αυτά υπολογίστηκαν κατά τη διάρκεια επίλυσης της προσομοίωσης. Τα αποτελέσματα, τα οποία περιέχουν όλες τις απαραίτητες πληροφορίες για τη ροή του προβλήματος. Μπορούν να παρουσιαστούν με τη μορφή γραφημάτων των χαρακτηριστικών της ροής (π.χ. ταχύτητας, πίεσης, διατμητικής τάσης) με διάφορες μορφές (π.χ. contours, iso-, streamlines κλπ), είτε με τη μορφή animation *(Εικόνα 4.8.1.α._ Εικόνα 4.8.1.β_ Εικόνα 4.8.1.γ)*



Εικόνα 4.8.1.α. Διάγραμμα Στατικής Πίεσης



Εικόνα 4.8.1.β. Contours of Static Pressure



Εικόνα 4.8.1.γ. Velocity vectors

Αυτή είναι η διαδικασία που πραγματοποιήσαμε για την υπολογιστική προσομοίωση της αεροτομή LS(1) -0413 MOD για συγκεκριμένες αποστάσεις από την κάτω ακμή (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) .

Για τις αεροτομές LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_1.45%_ και _2.9% η προσομοίωση όπως και για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD, για συγκεκριμένες αποστάσεις από την κάτω ακμή (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670).

Αλλά για διαφορετικά σχεδιαστικά δεδομένα και για διαφορετικές φυσικές οριακές συνθήκες.

Συγκεκριμένα :

- Τοποθέτηση Gurney Flap _1.45%_ και _2.9% στην αεροτομή LS(1) -0413MOD.
- Η προσομοίωση έγινε για γωνία προσβολής 3° μοίρες .
- Για αριθμό Reynolds Re = $4.5 \cdot 10^5$.
- Η τιμή της ταχύτητας ροής του αέρα υπολογίστηκε από τον τύπο συναρτήσει του αριθμού Reynolds και είναι ίση με V = 6.7 m/s για χορδή 1m.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5

Αποτελέσματα και Συγκρίσεις

Στο κεφάλαιο αυτό θα γίνει η παράθεση των υπολογιστικών αποτελεσμάτων , στην συνέχεια θα γίνει η σύγκριση των υπολογιστικών αποτελεσμάτων με πειραματικά δεδομένα για δεδομένες συνθήκες ροής αεροτομών .

Για κάθε αεροτομή δημιουργήθηκαν διαγράμματα του συντελεστή άντωσης για τις εκάστοτε συνθήκες ροής.

Τα διαγράμματα που δημιουργήθηκαν είχαν σκοπό:

- Να απεικονίσουν την διαφορά στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος.
- Να συγκρίνουν τις επιμέρους αεροτομές για τις ίδιες συνθήκες ροής ως προς τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά.

Συγκεκριμένα, θα αντιπαρατεθούν οι τιμές του συντελεστή άντωσης και του συντελεστή πίεσης για δεδομένες συνθήκες ροής.

Σκοπός είναι να διαπιστωθεί εάν τα θεωρητικά αποτελέσματα συγκλίνουν με τα πειραματικά .

5.1.Αποτελέσματα Υπολογιστικών Προσομοιώσεων

Σκοπός των υπολογιστικών προσομοιώσεων είναι η μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς των αεροτομών για διαφορετικές συνθήκες ροής του αέρα (γωνία προσβολής – αριθμός Reynolds – ύψους από το έδαφος).

Μελετάται η μεταβολή του συντελεστή άντωσης CL, συναρτήσει του ύψους από το έδαφος που είναι τοποθετημένη η αεροτομή .

5.1.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.1.1* παρουσιάζουμε τους συντελεστές άντωσης CL για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD για αριθμούς Reynolds $Re=2\times10^6$. Ο αριθμός Reynolds βασίζεται στη χορδή της αεροτομής και αντιστοιχεί σε ταχύτητα ροής V=30 m/s και για γωνία προσβολής α=1° . Για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) .

1° ΜΟΙΡΑ_ REYNOLDS=2.000.000	
h/c	CL (-)
0.09	1.68
0.112	1.545
0.134	1.469
0.179	1.354
0.224	1.222
0.313	0.97
0.445	0.842
0.67	0.693

Εικόνα 5.1.1. Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD από το έδαφος .

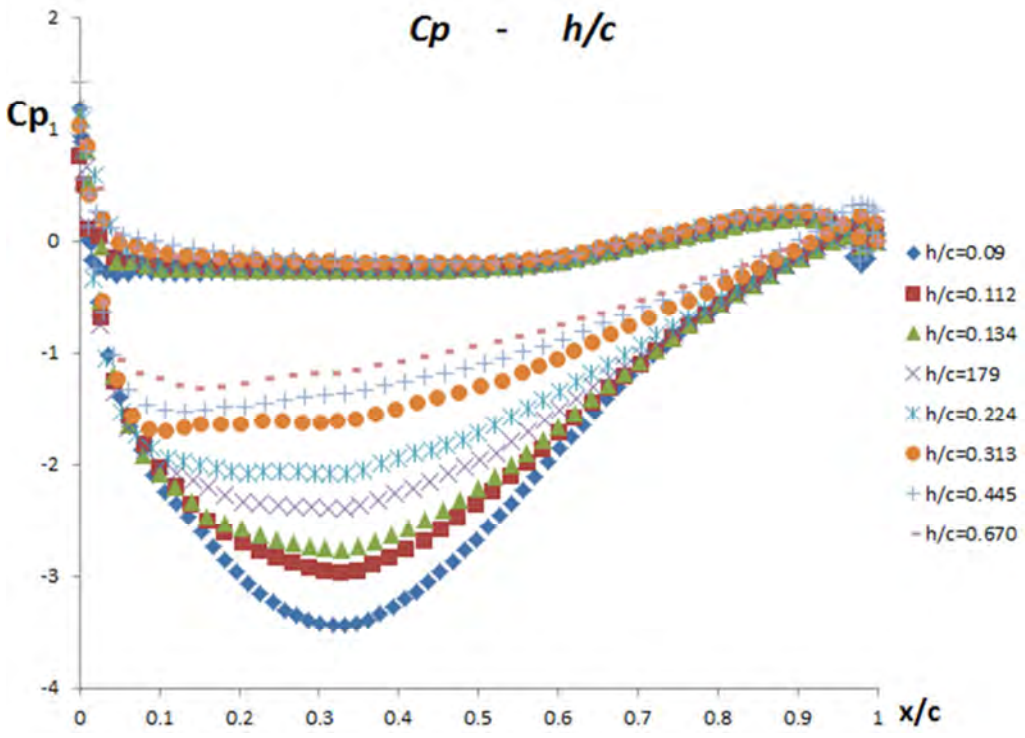
Στην *Εικόνα 5.1.1.α* παρουσιάζουμε τους συντελεστές Πίεσης Cp για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) . Ο συντελεστής Πίεσης Cp είναι Θετικός όταν η πίεση στην περιοχή της ροής είναι μεγαλύτερη από την πίεση της ελεύθερης ροής και Αρνητικός όταν είναι μικρότερη από της ελεύθερης ροής.

Ακόμα διακρίνουμε ότι υπάρχει διάφορα ανάμεσα στις κατανομές της πίεσης αναλόγως την απόσταση που είναι τοποθετημένη η αεροτομή από το φος .Συγκεκριμένα στην άνω επιφάνειας οι τιμές του συντελεστή για όλα τα ύψη είναι θετικές και σχεδόν ταυτίζονται ενώ στη κάτω επιφάνεια όλες οι τιμές είναι αρνητικές και αναλόγως της απόστασης από το έδαφος (h/c) έχουμε αυξομειώσεις στις τιμές δηλαδή για μικρές αποστάσεις οι αρνητικές τιμές είναι μεγαλύτερες ενώ για μεγάλες αποστάσεις μικρότερες.

Αλλά έχουμε σύγκλιση των τιμών για το σημείο ανακοπής .Στο σημείο ανακοπής η ταχύτητα της ροής είναι μηδέν V=0. Αυτό το σημείο είναι όταν ο συντελεστή πίεση είναι ένα (Cp=1).

Το σημείο ανακοπής, βρίσκεται στο χείλος προσβολής της αεροτομής.

Η μεταβολή αυτή παρουσιάζει ενδιαφέρον και έχει μεγάλη ,πρακτική σημασία, διότι η κατανομή της πίεσης είναι συνάρτηση της Παραγόμενης άντωσης.



Εικόνα 5.1.1.α. Συγκριτικό Διάγραμμα των Συντελεστών πίεσης Cp υπολογιστικών αποτελεσμάτων σε συναρτήσει της απόσταση από το έδαφος (h/c) της αεροτομής LS(1) -0413 MOD .

5.1.2 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.1.2* παρουσιάζουμε τους συντελεστές άντωσης CL για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_ Gurney _Flap_1.45% για αριθμούς Reynolds Re=4.5×10^5 . Ο αριθμός Reynolds βασίζεται στη χορδή της αεροτομής και αντιστοιχεί σε ταχύτητα ροής V=6.7m/s και για γωνία προσβολής α=3° . Για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670).

3° ΜΟΙΡΑ_ REYNOLDS=450.000	
h/c	CL (-)
0.09	1.752718
0.112	1.625934
0.134	1.480386
0.179	1.305627
0.224	1.184655
0.313	1.048143
0.445	0.943143
0.67	0.862003

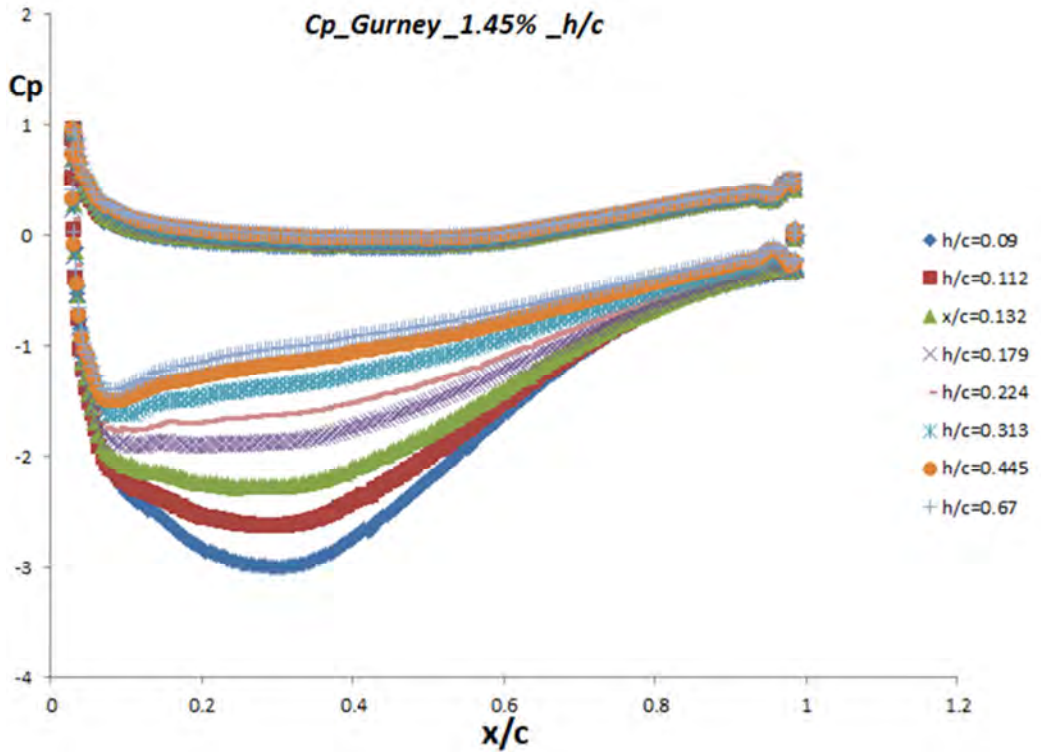
Εικόνα 5.1.2. Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_1.45% από το έδαφος .

Στην *Εικόνα 5.1.2.α* παρουσιάζουμε τους συντελεστές Πίεσης Cp για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) . Ο συντελεστής Πίεσης Cp είναι Θετικός όταν η πίεση στην περιοχή της ροής είναι μεγαλύτερη από την πίεση της ελεύθερης ροής και Αρνητικός όταν είναι μικρότερη από της ελεύθερης ροής.

Ακόμα διακρίνουμε ότι υπάρχει διάφορα ανάμεσα στις κατανομές της πίεσης αναλόγως την απόσταση που είναι τοποθετημένη η αεροτομή από το φος .Συγκεκριμένα στην άνω επιφάνειας οι τιμές του συντελεστή για όλα τα ύψη είναι θετικές και σχεδόν ταυτίζονται ενώ στη κάτω επιφάνεια όλες οι τιμές είναι αρνητικές και αναλόγως της απόστασης από το έδαφος (h/c) έχουμε αυξομειώσεις στις τιμές δηλαδή για μικρές αποστάσεις οι αρνητικές τιμές είναι μεγαλύτερες ενώ για μεγάλες αποστάσεις μικρότερες.

Αλλά έχουμε σύγκλιση των τιμών για το σημείο ανακοπής .Στο σημείο ανακοπής η ταχύτητα της ροής είναι μηδέν V=0. Αυτό το σημείο είναι όταν ο συντελεστή πίεση είναι ένα (Cp=1).

Το σημείο ανακοπής, βρίσκεται στο χείλος προσβολής της αεροτομής.
Η μεταβολή αυτή παρουσιάζει ενδιαφέρον και έχει μεγάλη ,πρακτική σημασία, διότι η κατανομή της πίεσης είναι συνάρτηση της Παραγόμενης άντωσης.



Εικόνα 5.1.2.α. Συγκριτικό Διάγραμμα των Συντελεστών πίεσης Cp υπολογιστικών αποτελεσμάτων σε συναρτήσει της απόσταση από το έδαφος (h/c) της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_1.45% .

5.1.3 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.1.3* παρουσιάζουμε τους συντελεστές άντωσης CL για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_ Gurney _Flap_2.9% για αριθμούς Reynolds Re=4.5×10^5 . Ο αριθμός Reynolds βασίζεται στη χορδή της αεροτομής και αντιστοιχεί σε ταχύτητα ροής V=6.7m/s και για γωνία προσβολής α=3° . Για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) .

3° ΜΟΙΡΑ_ REYNOLDS=450.000	
h/c	CL (-)
0.09	2.045
0.112	2
0.134	1.84
0.179	1.625
0.224	1.525
0.313	1.389
0.445	1.136
0.67	1.05

Εικόνα 5.1.3. Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_2.9% από το έδαφος .

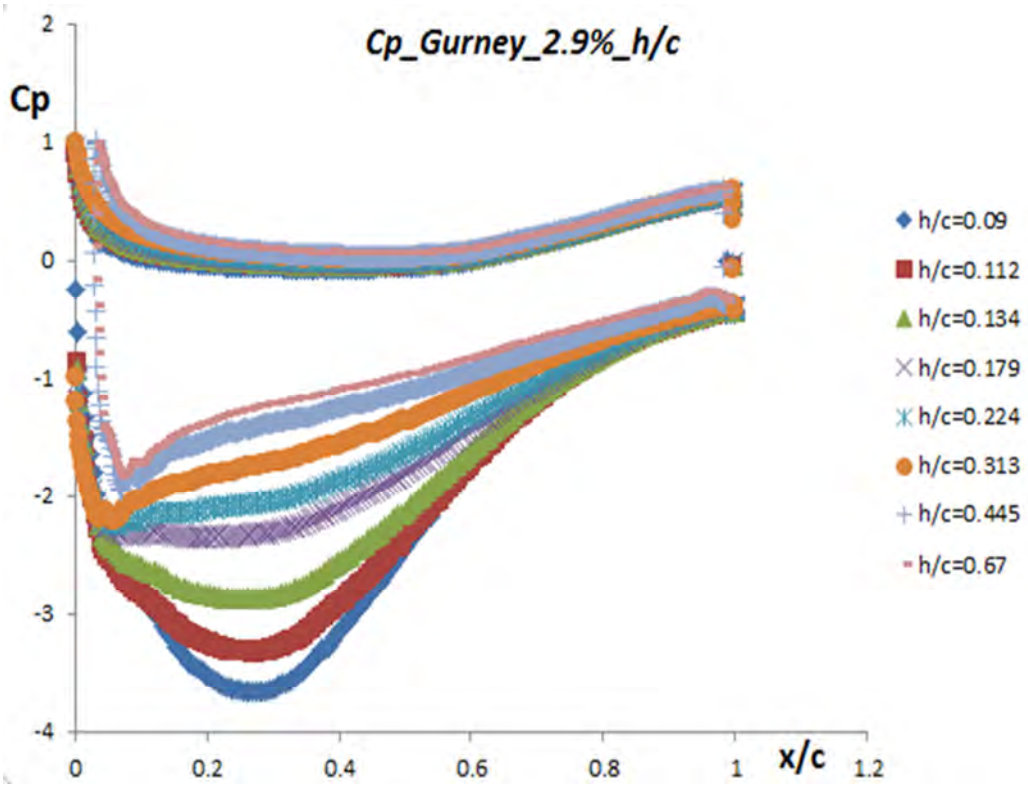
Στην *Εικόνα 5.1.3.α* παρουσιάζουμε τους συντελεστές Πίεσης Cp για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224, h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) . Ο συντελεστής Πίεσης Cp είναι Θετικός όταν η πίεση στην περιοχή της ροής είναι μεγαλύτερη από την πίεση της ελεύθερης ροής και Αρνητικός όταν είναι μικρότερη από της ελεύθερης ροής.

Ακόμα διακρίνουμε ότι υπάρχει διάφορα ανάμεσα στις κατανομές της πίεσης αναλόγως την απόσταση που είναι τοποθετημένη η αεροτομή από το φος .Συγκεκριμένα στην άνω επιφάνειας οι τιμές του συντελεστή για όλα τα ύψη είναι θετικές και σχεδόν ταυτίζονται ενώ στη κάτω επιφάνεια όλες οι τιμές είναι αρνητικές και αναλόγως της απόστασης από το έδαφος (h/c) έχουμε αυξομειώσεις στις τιμές δηλαδή για μικρές αποστάσεις οι αρνητικές τιμές είναι μεγαλύτερες ενώ για μεγάλες αποστάσεις μικρότερες.

Αλλά έχουμε σύγκλιση των τιμών για το σημείο ανακοπής .Στο σημείο ανακοπής η ταχύτητα της ροής είναι μηδέν V=0. Αυτό το σημείο είναι όταν ο συντελεστή πίεση είναι ένα (Cp=1).

Το σημείο ανακοπής, βρίσκεται στο χείλος προσβολής της αεροτομής.

Η μεταβολή αυτή παρουσιάζει ενδιαφέρον και έχει μεγάλη ,πρακτική σημασία, διότι η κατανομή της πίεσης είναι συνάρτηση της Παραγόμενης άντωσης.



Εικόνα 5.1.3.α. Συγκριτικό Διάγραμμα των Συντελεστών πίεσης Cp υπολογιστικών αποτελεσμάτων σε συναρτήσει της απόσταση από το έδαφος (h/c) της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_2.9% .

5.2 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ

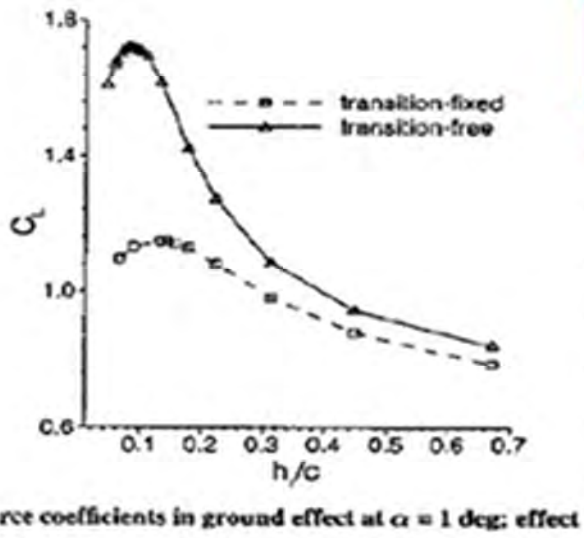
Στη παρούσα διπλωματική χρησιμοποιήσαμε το λογισμικό *GET DATA GRAPH DIGITIGER* για να εξάγουμε δεδομένα από διαγράμματα που υπήρχαν από επιστημονικές δημοσιεύσεις. Το συγκεκριμένο λογισμικό χρησιμοποιείτε για την εξαγωγή δεδομένων από διαγράμματα τα οποία έχουν μορφή εικόνας με μεγάλη ακρίβεια.

5.2.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD

Για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD χρησιμοποιήσαμε την επιστημονική δημοσίευση [Zerihan, J., Zhang, X., Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect, Journal of Aircraft, Vol. 37,No. 6, 2000, pp. 1058-1064] και συγκεκριμένα το παρακάτω διάγραμμα .Από συγκεκριμένο διάγραμμα εξάγουμε τις τιμές του συντελεστή άντωσης CL σε συναρτήσει της απόστασης h από το έδαφος (*Εικόνα 5.2.1.)*.

Το συγκεκριμένο πείραμα πραγματοποιήθηκε στο πανεπιστήμιο του Southampton.Σε αεροσήραγγα διαστάσεων 2.1m x 1.7m .
Η αεροτομή LS(1) -0413 MOD είχε τα εξής χαρακτηριστικά :

I. Μήκος χορδής c=223.4 mm
II. Αριθμός Reynolds $Re=2\times10^6$
III. Πλάτος αεροτομής b=1100 mm
IV. Γωνία προσβολής α=1°



h/c	CL (-)
0.09	1.7
0.112	1.62
0.134	1.55
0.179	1.39
0.224	1.25
0.313	1.07
0.445	0.92
0.67	0.82

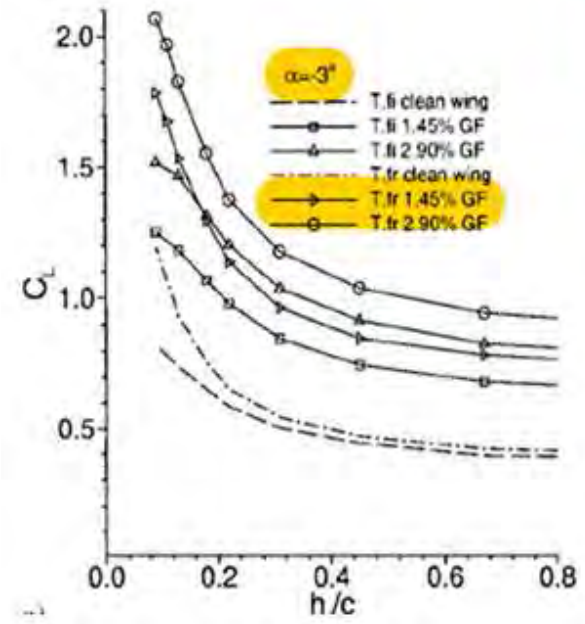
Εικόνα 5.2.1. Πίνακας Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD από το έδαφος .
[Zerihan, J., Zhang, X., Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect, Journal of Aircraft, Vol. 37,No. 6, 2000, pp. 1058-1064.]

5.2.2 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%

Για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% χρησιμοποιήσαμε την επιστημονική δημοσίευση [Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780] και συγκεκριμένα το παρακάτω διάγραμμα .Από συγκεκριμένο διάγραμμα εξάγουμε τις τιμές του συντελεστή άντωσης CL σε συναρτήσει της απόστασης h από το έδαφος (*Εικόνα 5.2.2.*). .

Το συγκεκριμένο πείραμα πραγματοποιήθηκε στο πανεπιστήμιο του Southampton.Σε αεροσήραγγα διαστάσεων 2.1m x 1.7m .
Η αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_1.45% είχε τα εξής χαρακτηριστικά :

V. Μήκος χορδής c=223.4 mm
VI. Αριθμός Reynolds Re=4.5×10^5
VII. Πλάτος αεροτομής b=1100 mm
VIII. Γωνία προσβολής α=3°



h/c	CL (-)
0.09	1.78262
0.112	1.67564
0.134	1.53066
0.179	1.2891
0.224	1.13039
0.313	0.958082
0.445	0.841255
0.67	0.776583

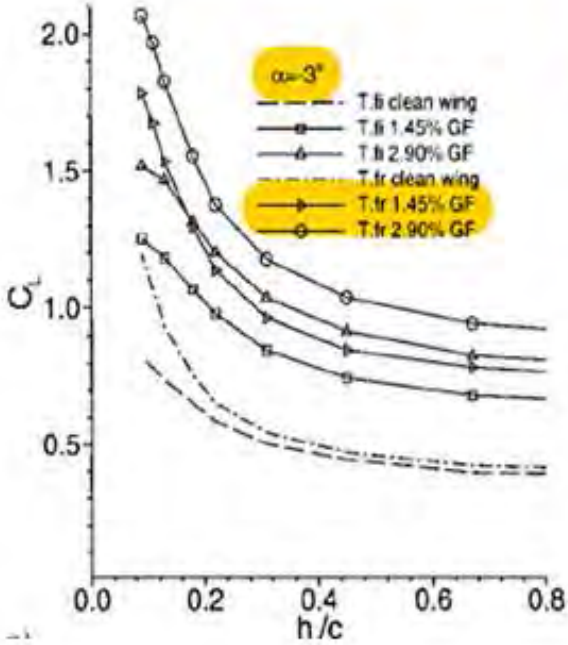
Εικόνα 5.2.2. Πίνακας Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_1.45% από το έδαφος .
[Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780.]

5.2.3 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%

Για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% χρησιμοποιήσαμε την επιστημονική δημοσίευση [Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780] και συγκεκριμένα το παρακάτω διάγραμμα .Από συγκεκριμένο διάγραμμα εξάγουμε τις τιμές του συντελεστή άντωσης CL σε συναρτήσει της απόστασης h από το έδαφος *(Εικόνα 5.2.3)* .

Το συγκεκριμένο πείραμα πραγματοποιήθηκε στο πανεπιστήμιο του Southampton. Σε αεροσήραγγα διαστάσεων 2.1m x 1.7m .
Η αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_2.9% είχε τα εξής χαρακτηριστικά :

V. Μήκος χορδής c=223.4 mm
VI. Αριθμός Reynolds Re= 4.5×10^5
VII. Πλάτος αεροτομής b=1100 mm
VIII. Γωνία προσβολής α=3°



h/c	CL (-)
0.09	2.06891
0.112	1.9987
0.134	1.878
0.179	1.5908
0.224	1.4299
0.313	1.231
0.445	1.03273
0.67	0.93602

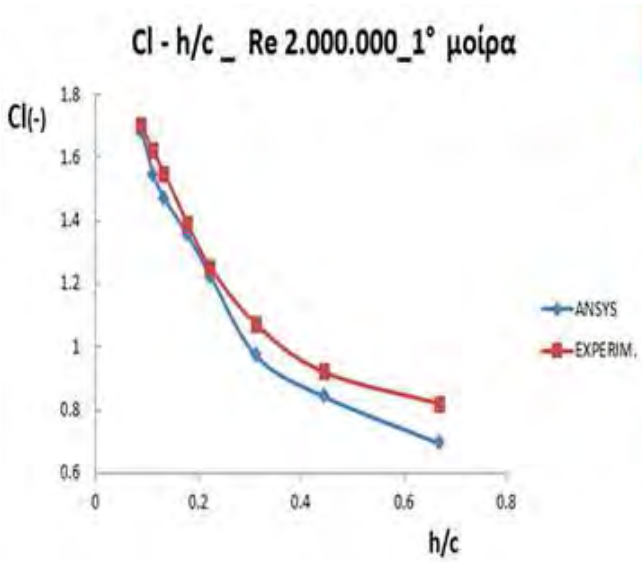
Εικόνα 5.2.3. Πίνακας Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD Gurney _Flap_2.9 % από το έδαφος .

[Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780.]

5.3 ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ ΚΑΙ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΩΝ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ

5.3.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD ΜΕ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ

Στην *Εικόνα 5.3.1.* παρουσιάζονται τα υπολογιστικά αποτελέσματα και τα πειραματικά δεδομένα της μεταβολής του **συντελεστή άντωσης** συναρτήσει της απόστασης από το έδαφος της αεροτομής .



1° ΜΟΙΡΑ_ REYNOLDS=2.000.000		
h/c	ANSYS Cl (-)	EXPERIM Cl (-)
0.09	1.68	1.7
0.112	1.545	1.62
0.134	1.469	1.55
0.179	1.354	1.39
0.224	1.222	1.25
0.313	0.97	1.07
0.445	0.842	0.92
0.67	0.693	0.82

Εικόνα 5.3.1. Διάγραμμα και Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων και Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD από το έδαφος .

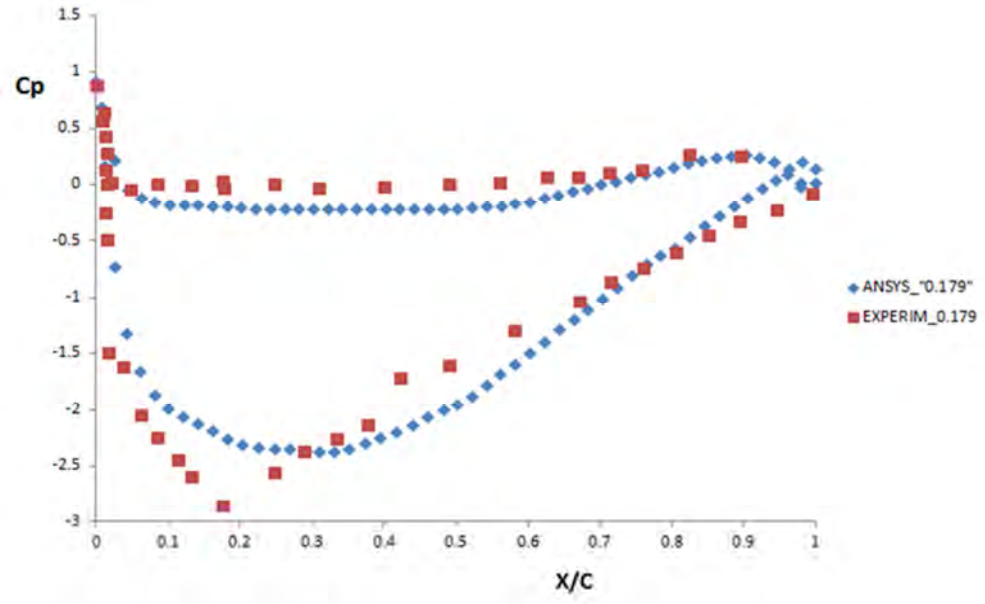
Όπως παρατηρούμε στον παραπάνω πινάκα τα υπολογιστικά αποτελέσματα για το συντελεστή άντωσης είναι πολύ κοντά στις πειραματικές τιμές, με το μοντέλο τύρβης που έχουμε επιλέξει σε απόστασης της αεροτομής κοντά στο έδαφος.. Το μεγαλύτερο σφάλμα (έως 10%) παρουσιάζεται όσο η αεροτομή απομακρύνεται από το έδαφος (δυο τελευταίες περιπτώσεις) . Αυτό ίσως συμβαίνει γιατί φαινόμενα όπως η αποκόλληση του οριακού στρώματος και οι στρόβιλοι που δημιουργούνται, είναι έντονα και οι εξισώσεις του κώδικα δεν επαρκούν για την ακριβή προσομοίωσή τους. Ακόμα στα πειραματικά δεδομένα που έχουμε το οριακό στρώμα που σχηματίζεται γύρω από την αεροτομή είναι στην αρχή στρωτό και μετά τυρβώδες. Ενώ στα υπολογιστικά αποτελέσματα ο κώδικας έχει σαν δεδομένο το οριακό στρώμα είναι τυρβώδης από την αρχή.

Στην παρακάτω *Εικόνα 5.3.2.* έχουμε απεικόνιση του συντελεστή πίεση Cp της αεροτομής LS(1) -0413 MOD με υπολογιστικά αποτελέσματα από το λογισμικό Ansys και με πειραματικά δεδομένα *(Εικόνα 5.3.3).* σε συγκεκριμένη απόσταση από το έδαφος (h/c=0.179) με γωνία προσβολής 1 ° και για αριθμό Reynolds $Re=2\times10^6$.

Όπως διακρίνουμε υπάρχει κάποια μικρή διάφορα ανάμεσα στις κατανομές της πίεσης της άνω και κάτω επιφάνειας αυτό οφείλεται στο ότι στα πειραματικά δεδομένα έχουμε ομαλή μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδης ροη ενώ στο λογισμικό έχουμε μονο τυρβώδης ροη από την αρχή.

Αλλά έχουμε σύγκλιση των τιμών για το σημείο ανακοπής .Στο σημείο ανακοπής η ταχύτητα της ροής είναι μηδέν V=0. Αυτό το σημείο είναι όταν ο συντελεστή πίεση είναι ένα (Cp=1).

Το σημείο ανακοπής, βρίσκεται στο χείλος προσβολής της αεροτομής.



Εικόνα 5.3.2. Διάγραμμα του Συντελεστή πίεσης Cp των Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων και Πειραματικών δεδομένων σε συγκεκριμένη απόσταση από το έδαφος (h/c=0.179) .

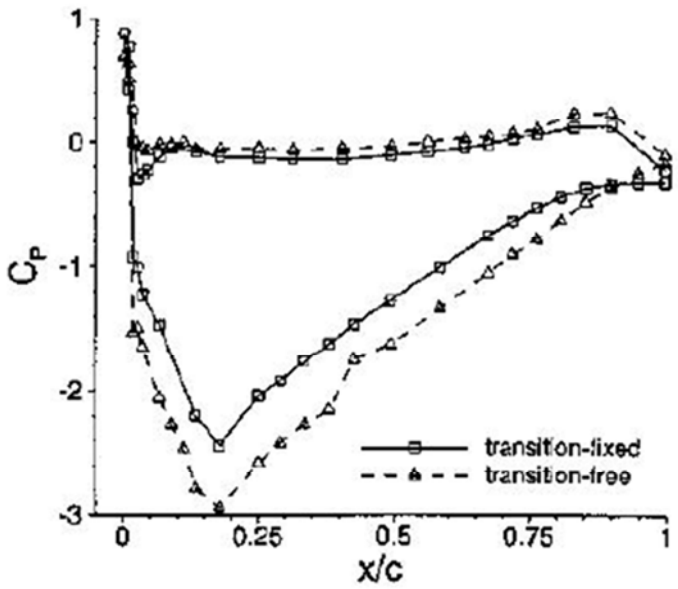
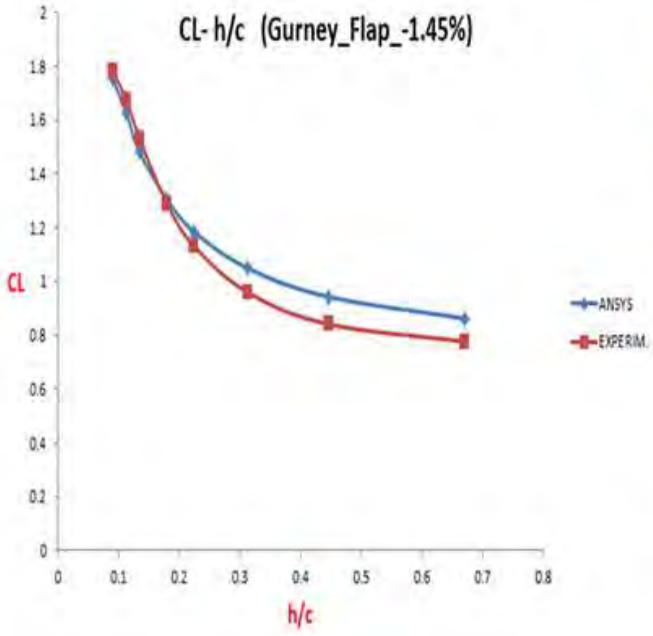


Fig. 12 C_p **distributions in ground effect at** $h_r/c = 0.179$ **and** $\alpha =$ **1 deg; effect of transition fixing.**

Εικόνα 5.3.3. Διάγραμμα του Συντελεστή πίεσης Cp Πειραματικών δεδομένων σε συγκεκριμένη απόσταση από το έδαφος (h/c=0.179) από επιστημονική δημοσίευση .
[Zerihan, J., Zhang, X., Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect, Journal of Aircraft, Vol. 37,No. 6, 2000, pp. 1058-1064.]

5.3.2 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% ΜΕ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ

Στην *Εικόνα 5.3.2.* παρουσιάζονται τα υπολογιστικά αποτελέσματα και τα πειραματικά δεδομένα της μεταβολής του **συντελεστή άντωσης** συναρτήσει της απόστασης από το έδαφος της αεροτομής.



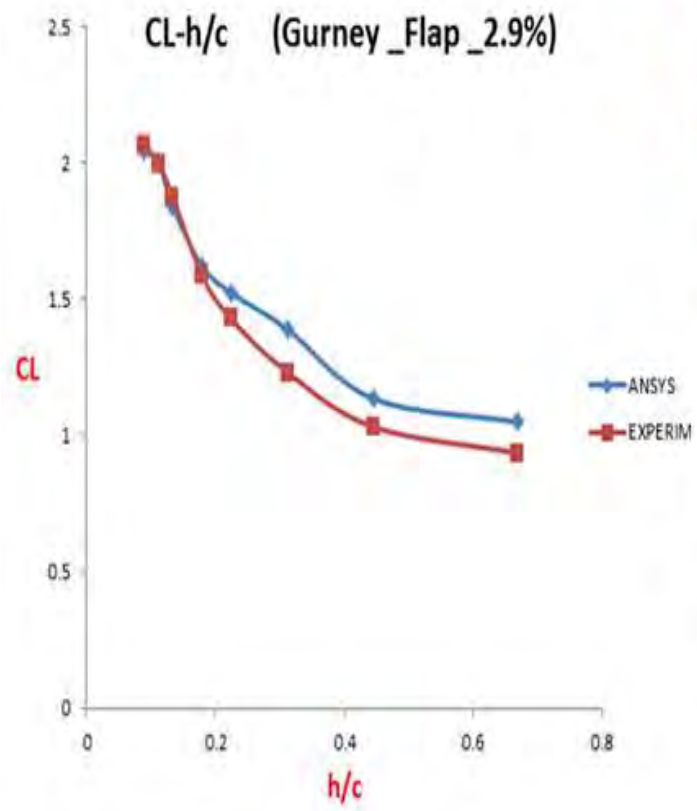
h/c	ANSYS Cl (-)	EXPERIM Cl (-)
0.09	1.752718	1.78262
0.112	1.625934	1.67564
0.134	1.480386	1.53066
0.179	1.305627	1.2891
0.224	1.184655	1.13039
0.313	1.048143	0.958082
0.445	0.943143	0.841255
0.67	0.862003	0.776583

Εικόνα 5.3.2. Διάγραμμα και Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων και Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD_ Gurney _Flap_1.45% από το έδαφος .

Όπως παρατηρούμε στον παραπάνω πινάκα τα υπολογιστικά αποτελέσματα για το συντελεστή άντωσης είναι πολύ κοντά στις πειραματικές τιμές, με το μοντέλο τύρβης που έχουμε επιλέξει σε απόστασης της αεροτομής κοντά στο έδαφος.. Το μεγαλύτερο σφάλμα (έως 10%) παρουσιάζεται όσο η αεροτομή απομακρύνεται από το έδαφος (δυο τελευταίες περιπτώσεις) . Αυτό ίσως συμβαίνει γιατί φαινόμενα όπως η αποκόλληση του οριακού στρώματος και οι στρόβιλοι που δημιουργούνται, είναι έντονα και οι εξισώσεις του κώδικα δεν επαρκούν για την ακριβή προσομοίωσή τους. Ακόμα στα πειραματικά δεδομένα που έχουμε το
οριακό στρώμα που σχηματίζεται γύρω από την αεροτομή είναι στην αρχή στρωτό και μετά τυρβώδες. Ενώ στα υπολογιστικά αποτελέσματα ο κώδικας έχει σαν δεδομένο το οριακό στρώμα είναι τυρβώδης από την αρχή.

5.3.3 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ_ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% ΜΕ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΑ ΔΕΟΜΕΝΑ

Στην *Εικόνα 5.3.3.* παρουσιάζονται τα υπολογιστικά αποτελέσματα και τα πειραματικά δεδομένα της μεταβολής του **συντελεστή άντωσης** συναρτήσει της απόστασης από το έδαφος της αεροτομής.



h/c	ANSYS Cl (-)	EXPERIM Cl (-)
0.09	2.045	2.06891
0.112	2	1.9987
0.134	1.84	1.878
0.179	1.625	1.5908
0.224	1.525	1.4299
0.313	1.389	1.231
0.445	1.136	1.03273
0.67	1.05	0.93602

Εικόνα 5.3.3. Διάγραμμα και Πίνακας Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων και Πειραματικών δεδομένων της μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης της αεροτομής LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% από το έδαφος

Όπως παρατηρούμε στον παραπάνω πινάκα τα υπολογιστικά αποτελέσματα για το συντελεστή άντωσης είναι πολύ κοντά στις πειραματικές τιμές, με το μοντέλο τύρβης που έχουμε επιλέξει σε απόστασης της αεροτομής κοντά στο έδαφος.. Το μεγαλύτερο σφάλμα (έως 10%) παρουσιάζεται όσο η αεροτομή απομακρύνεται από το έδαφος (τρεις τελευταίες περιπτώσεις) . Αυτό ίσως συμβαίνει γιατί φαινόμενα όπως η αποκόλληση του οριακού στρώματος και οι στρόβιλοι που δημιουργούνται, είναι έντονα και οι εξισώσεις του κώδικα δεν επαρκούν για την ακριβή προσομοίωσή τους. Ακόμα στα πειραματικά δεδομένα που έχουμε το
οριακό στρώμα που σχηματίζεται γύρω από την αεροτομή είναι στην αρχή στρωτό και μετά τυρβώδες. Ενώ στα υπολογιστικά αποτελέσματα ο κώδικας έχει σαν δεδομένο το οριακό στρώμα είναι τυρβώδης από την αρχή.

5.4 ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΜΟΝΤΕΛΩΝ _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% και _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%

Στην ενότητα αυτή θα γίνει σύγκριση των αεροτομών _LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% και _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%που μελετήθηκαν. Σκοπός είναι να διαπιστωθεί εάν η μια αεροτομή σε σύγκριση με την άλλη αεροτομή έχει πλεονεκτήματα . Συγκεκριμένα, θα αντιπαρατεθούν οι τιμές των συντελεστών άντωσης, συντελεστών πίεσης και ταχύτητα ροής σε δεδομένες συνθήκες ροής, με γωνία προσβολής 3 ° και για αριθμό Reynolds $Re=4.5\times10^5$.

Για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, h/c=0.224, h/c=0.445)

5.4.1 Συγκρίσεις των Συντελεστών Αντωσης

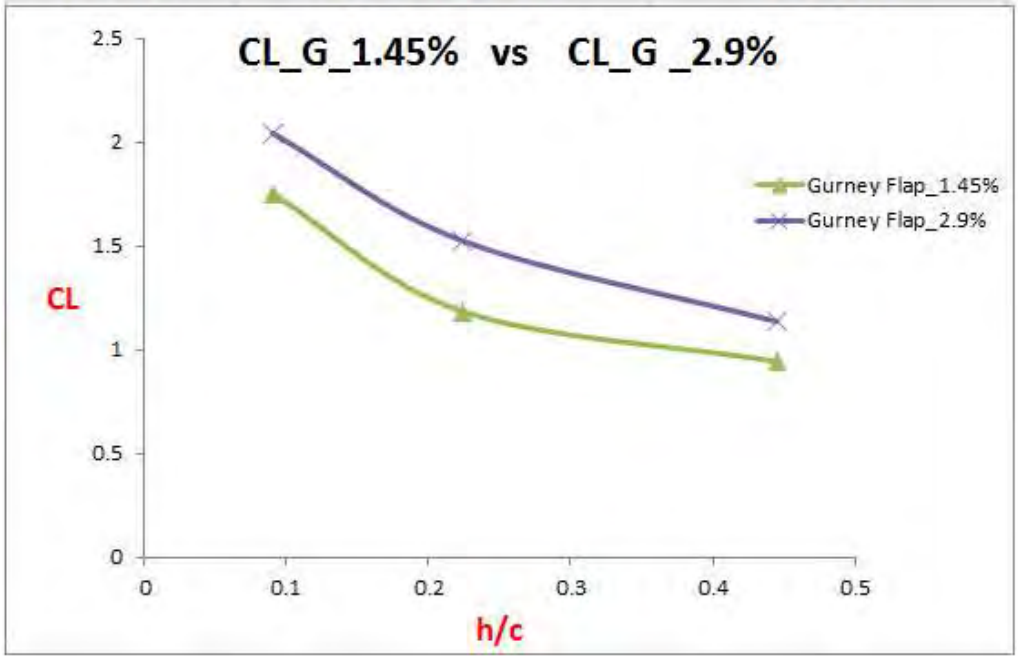
Στην *Εικόνα 5.4.1.* παρουσιάζονται τα υπολογιστικά αποτελέσματα των αεροτομών _LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% και _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% της μεταβολής του **συντελεστή άντωσης** συναρτήσει της απόστασης από το έδαφος της αεροτομής(h/c=0.09, h/c=0.224, h/c=0.445).

Αρχικά παρατηρούμε ότι η αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% έχει μεγαλύτερο **συντελεστή άντωσης** από την αντίστοιχη αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% για κάθε ύψος σύγκρισης .

Το ποσοστό αύξησης της μιας αεροτομής έναντι της άλλης είναι για h/c=0.09 είναι 16%, για h/c=0.224 είναι 26% και για h/c=0.445 είναι 19%.Αυτο οφείλεται καθαρά στο μέγεθος του Gurney _Flap (ύψος =29 mm) της συγκεκριμένης αεροτομής το οποίο είναι διπλάσιο έναντι της συγκρινόμενης αεροτομής.

Η διαφορά πίεσης που δημιουργείται μεταξύ της πάνω και κάτω επιφάνειας της αεροτομής προκαλεί την κυκλοφορία της ροής γύρω από την αεροτομές , η ροή στην ακμή εκφυγής πρέπει να είναι ομαλή. Δηλαδή στην ακμή εκφυγής η πίεση της πάνω επιφάνειας πρέπει να ισούται με την πίεση της κάτω επιφάνειας . Το Gurney, επομένως, εισάγει μια διαφορά πίεσης στο χείλος εκφυγής, που οδηγεί στην αύξηση της συνολικής κυκλοφορίας (του αέρα).

m	Cl (-)_G_1.45%	Cl (-)_G_2.9%
0.09	1.7527184	2.045
0.224	1.1846547	1.525
0.445	0.94314301	1.136



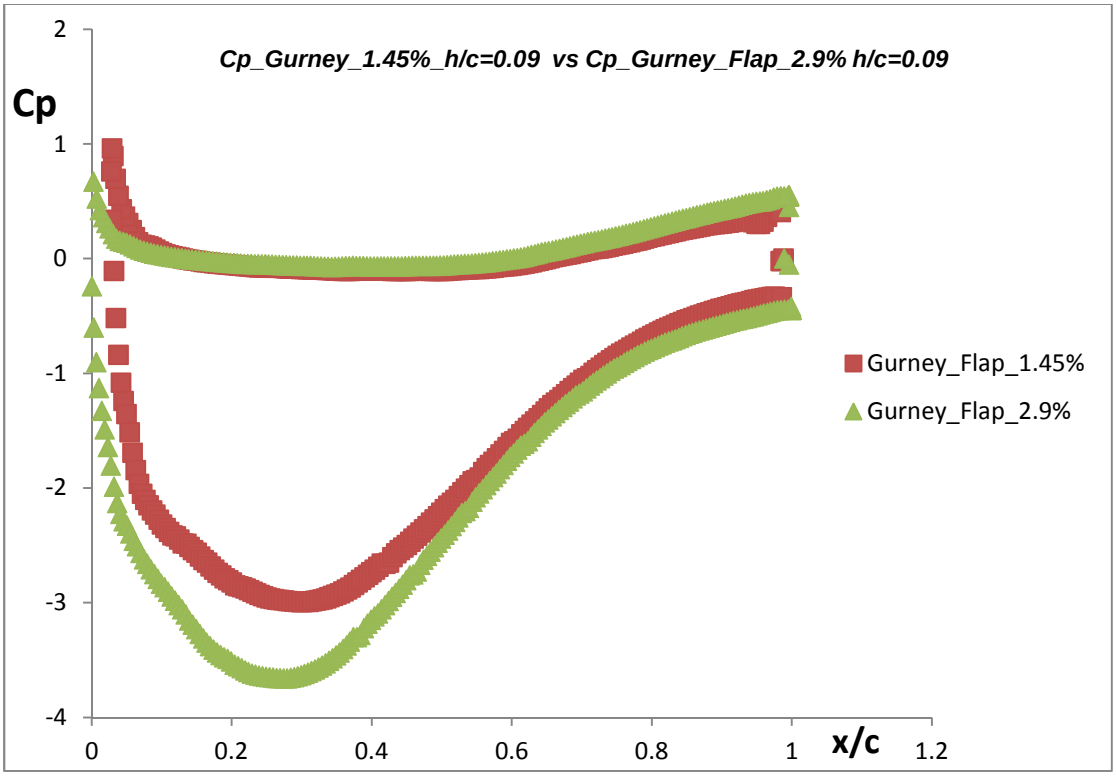
Εικόνα 5.4.1.Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή άντωσης Cl συναρτήσει της απόστασης των αεροτομών από το έδαφος (h/c=0.09, h/c=0.224, h/c=0.445) .

5.4.2 Συγκρίσεις των Συντελεστών Πίεσης

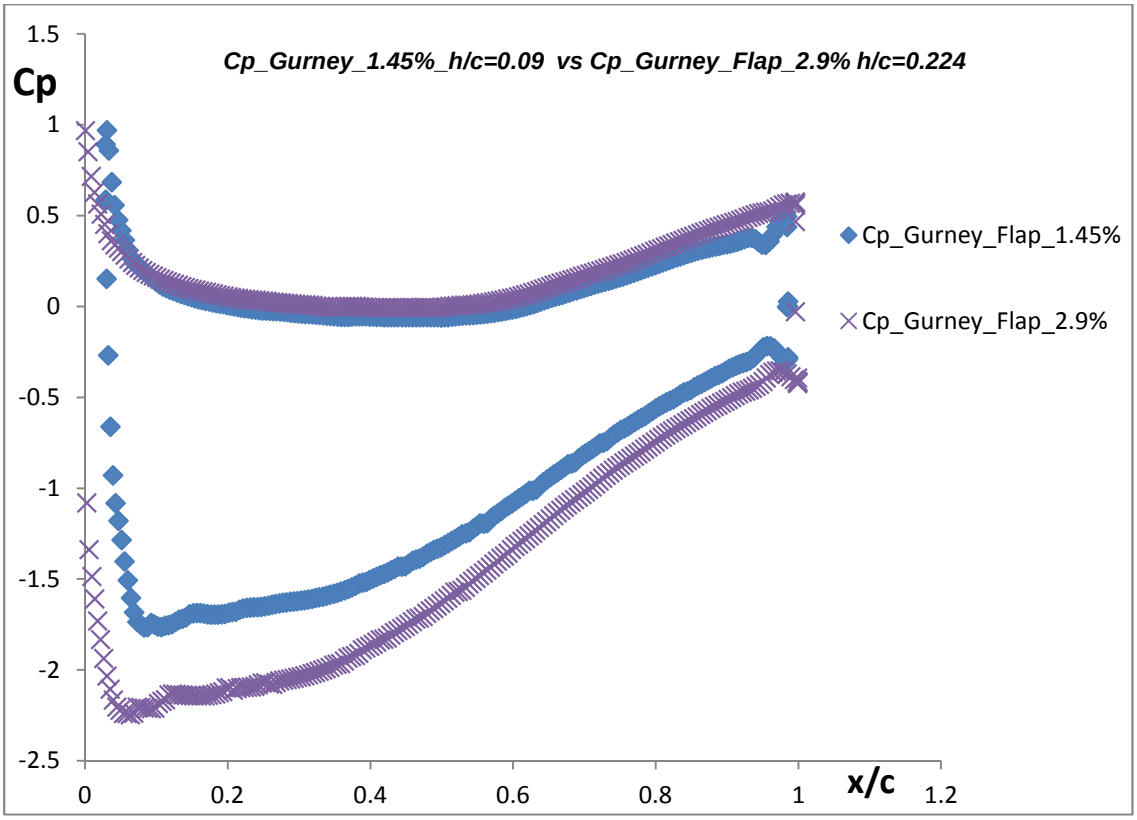
Στις παρακάτω εικόνες [*Εικόνες 5.4.2.(α,β,γ)*] παρουσιάζονται τα διαγράμματα και οι κατανομές της στατικής πίεσης στην επάνω και την κάτω επιφάνεια του πτερυγίου για συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος της αεροτομής(h/c=0.09, h/c=0.224, h/c=0.445). Η μέγιστη στατική πίεση εμφανίζεται στην άνω επιφάνεια του πτερυγίου και στο χείλος προσβολής (αριστερά) και η ελάχιστη στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής . Η μικρότερη πίεση που υπάρχει στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής ευθύνεται για τη δημιουργία της αρνητικής άντωσης.

Παρατηρούμε ότι :

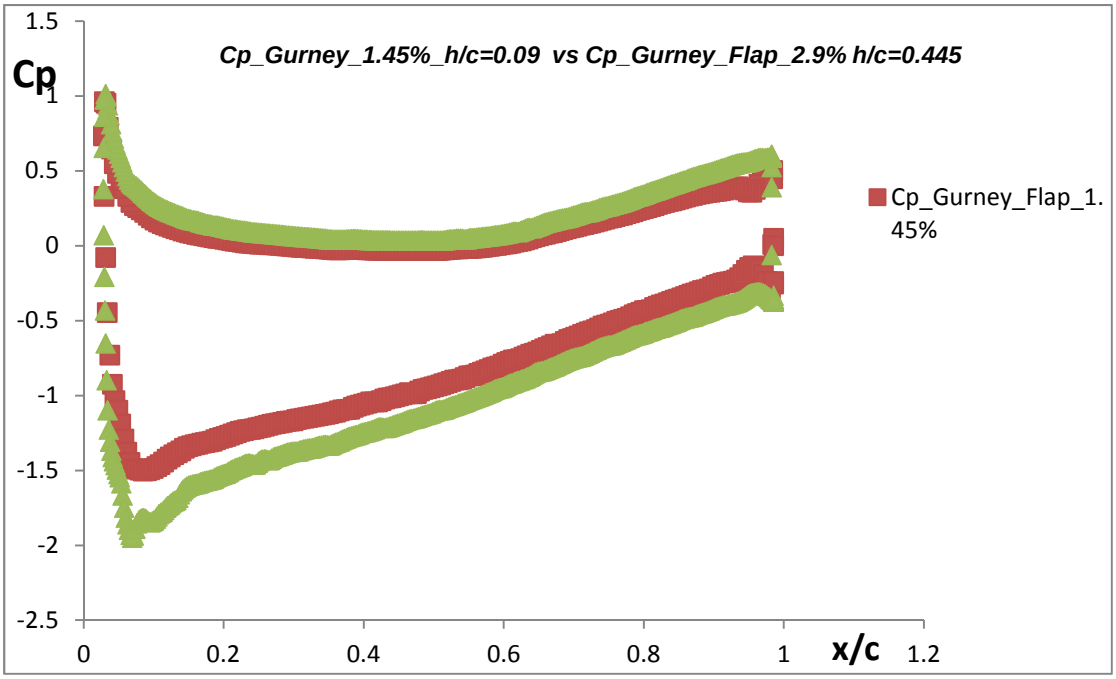
- η αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% έχει μεγαλύτερο **συντελεστή πίεσης** από την αντίστοιχη αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% για κάθε ύψος σύγκρισης .
- τον μεγαλύτερο **συντελεστή πίεσης** τον έχει η αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% για h/c=0.09.
- συμπεραίνουμε ότι όσο πιο κοντά η αεροτομή βρίσκεται στο έδαφος τόσο καλύτερο συντελεστή πίεση έχουμε .Αυτό αποδεικνύει ότι το έδαφος έχει πράγματι μια προφανή επίδραση στη ροή ρευστών και, κατά συνέπεια, στην αεροδυναμική απόδοση.
- το σημείο ανακοπής, βρίσκεται στο χείλος προσβολής της αεροτομής. Αυτό το σημείο είναι όταν ο συντελεστή πίεση είναι ένα (Cp=1).



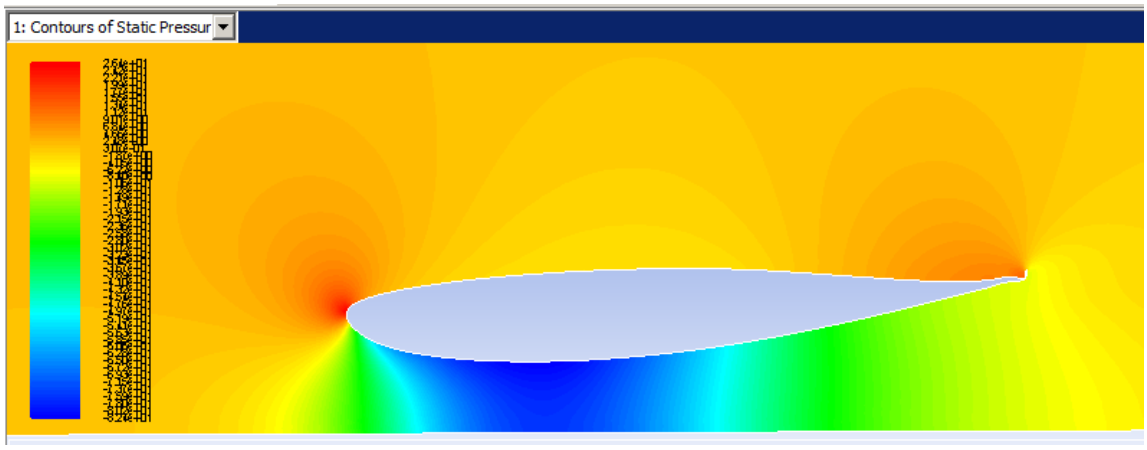
Εικόνα 5.4.2.α.Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή Πίεσης Cp συναρτήσει της απόστασης των αεροτομών από το έδαφος (h/c=0.09) .



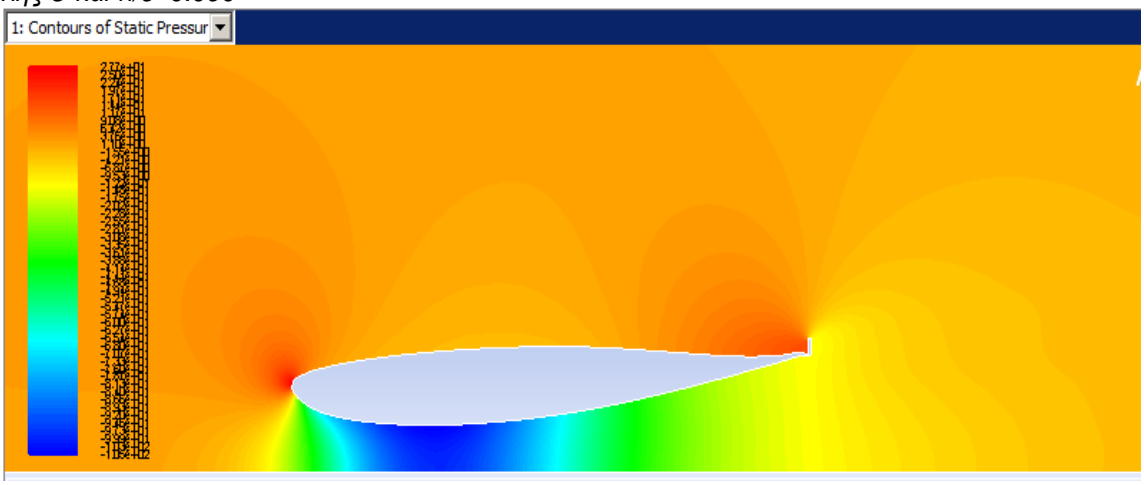
Εικόνα 5.4.2.β.Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή Πίεσης Cp συναρτήσει της απόστασης των αεροτομών από το έδαφος (h/c=0.224) .



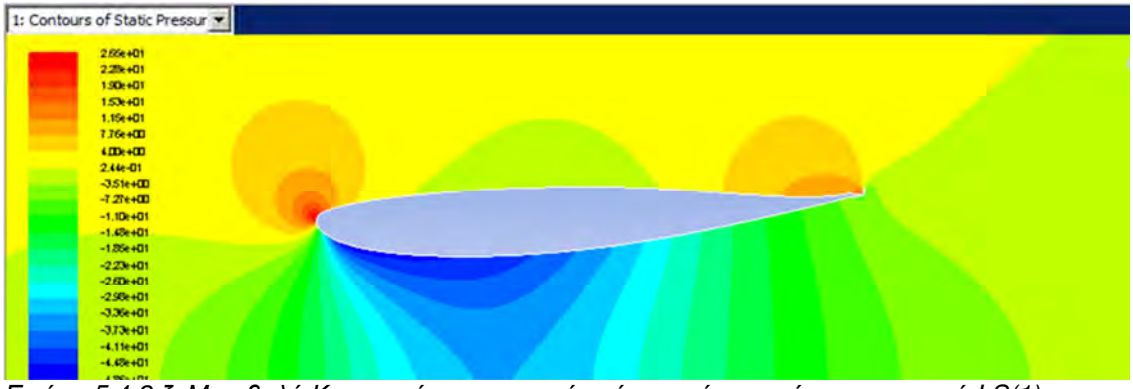
Εικόνα 5.4.2.γ.Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή Πίεσης Cp συναρτήσει της απόστασης των αεροτομών από το έδαφος (h/c=0.445) .



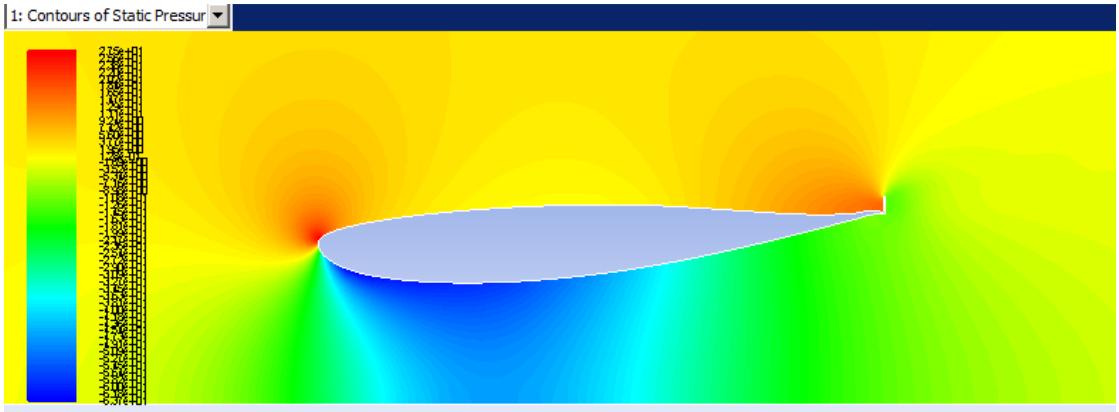
Εικόνα 5.4.2.δ.. Μεταβολή Κατανομής της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090



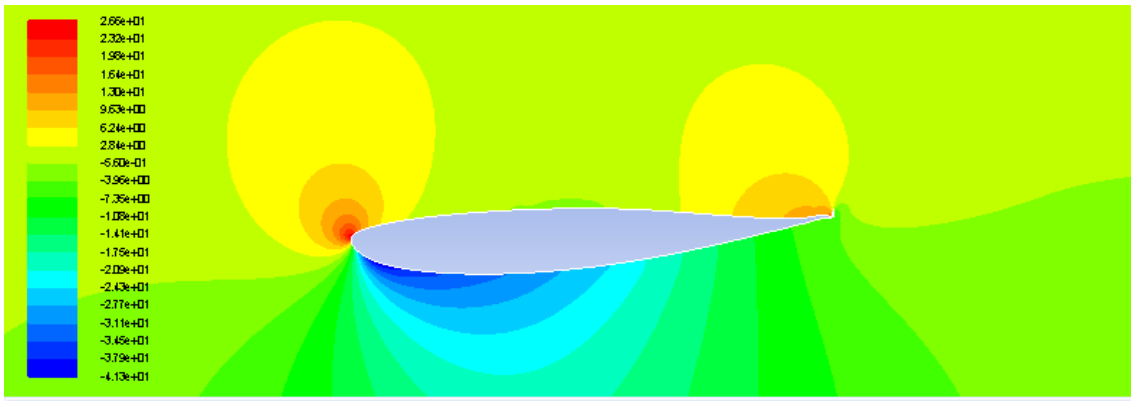
Εικόνα 5.4.2.ε Μεταβολή Κατανομής της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090



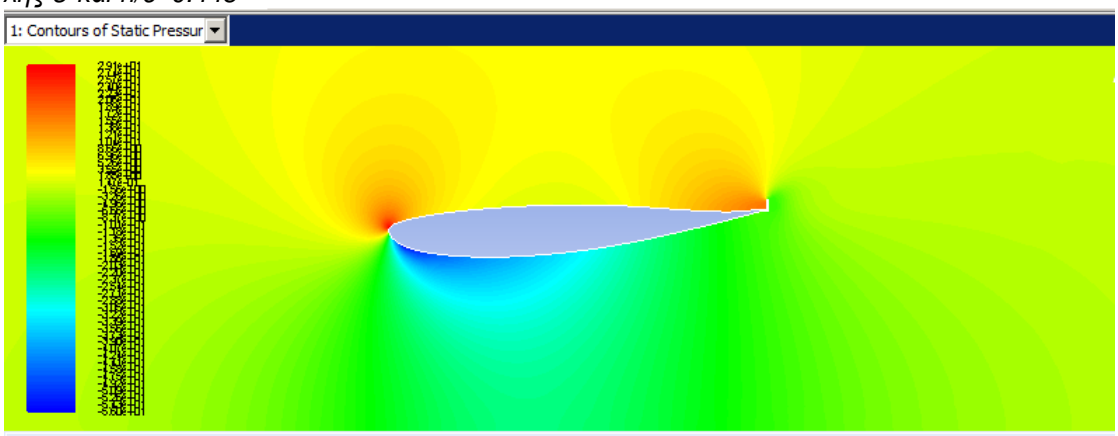
Εικόνα 5.4.2.ζ. Μεταβολή Κατανομής της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.224



Εικόνα 5.4.2.η. Μεταβολή Κατανομής της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.224



Εικόνα 5.4.2.θ. Μεταβολή Κατανομής της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.445



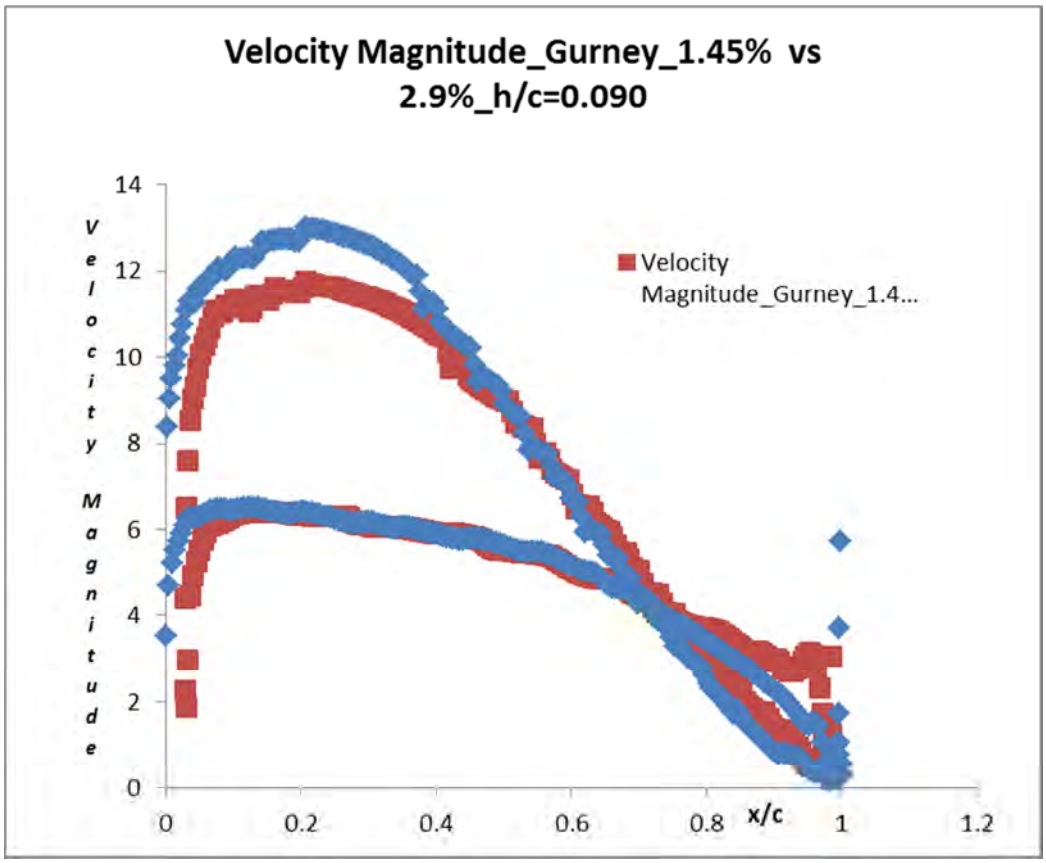
Εικόνα 5.4.1. Μεταβολής Κατανομή της στατικής πίεσης γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.445

5.4.3 Συγκρίσεις Ταχυτήτων Ροής

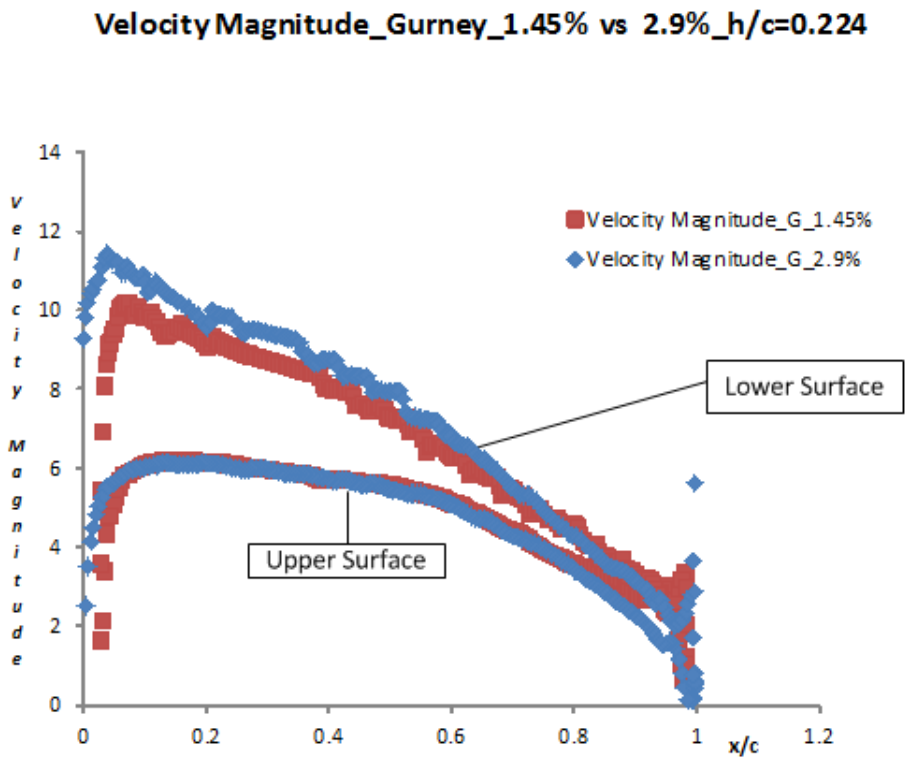
Στις παρακάτω εικόνες [*Εικόνα 5.4.3.(α,β,γ,)]* παρουσιάζονται τα διαγράμματα μεταβολής ταχυτήτων ροής των αεροτομών _LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% και _ LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% της σε συγκεκριμενες αποστάσεις από το έδαφος (h/c=0.09, h/c=0.224, h/c=0.445).
Η μέγιστη ταχύτητα εμφανίζεται στην κάτω επιφάνεια των αεροτομών και μικρότερη ταχύτητα στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής για αυτό ευθύνεται η διαφορά πίεσης που υπάρχει στις δυο επιφάνειες .

Παρατηρούμε ότι :

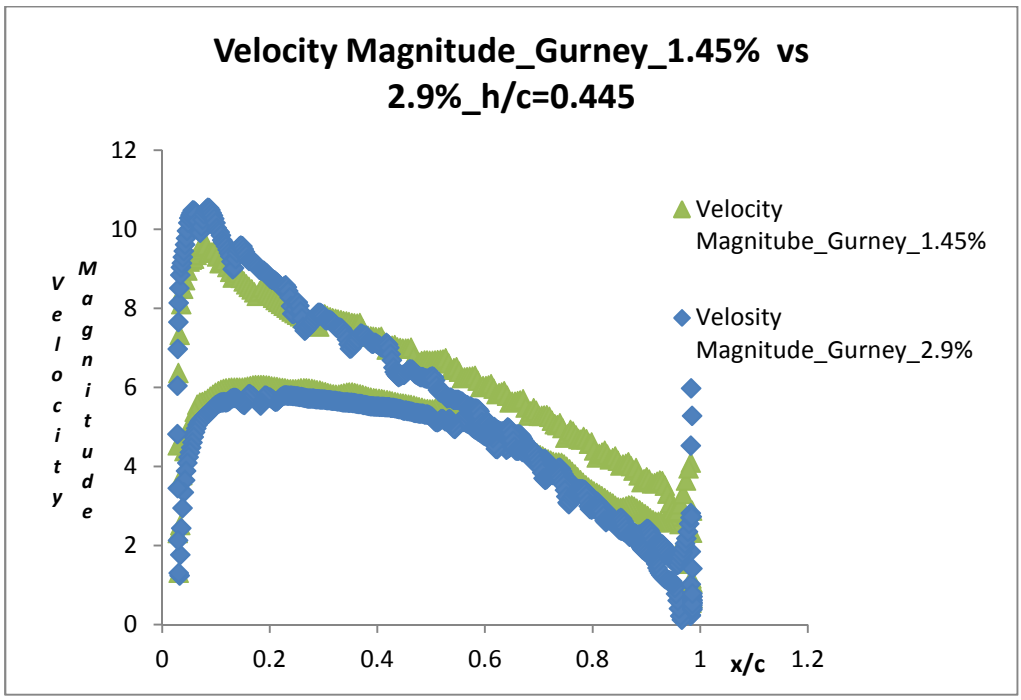
- η αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% έχει μεγαλύτερη ταχύτητα από την αντίστοιχη αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% για κάθε ύψος σύγκρισης .
- την μεγαλύτερη ταχύτητα ροής την έχει η αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% για h/c=0.09.
- συμπεραίνουμε ότι όσο πιο κοντά η αεροτομή βρίσκεται στο έδαφος τόσο μεγαλύτερη ταχύτητα ροής έχουμε .Αυτό αποδεικνύει ότι το έδαφος έχει πράγματι μια προφανή επίδραση στη ροή ρευστών και, κατά συνέπεια, στην αεροδυναμική απόδοση.



Εικόνα 5.4.3.α. Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής της ταχύτητας γύρω από τις αεροτομές LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%,και LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για ***h/c=0.090***

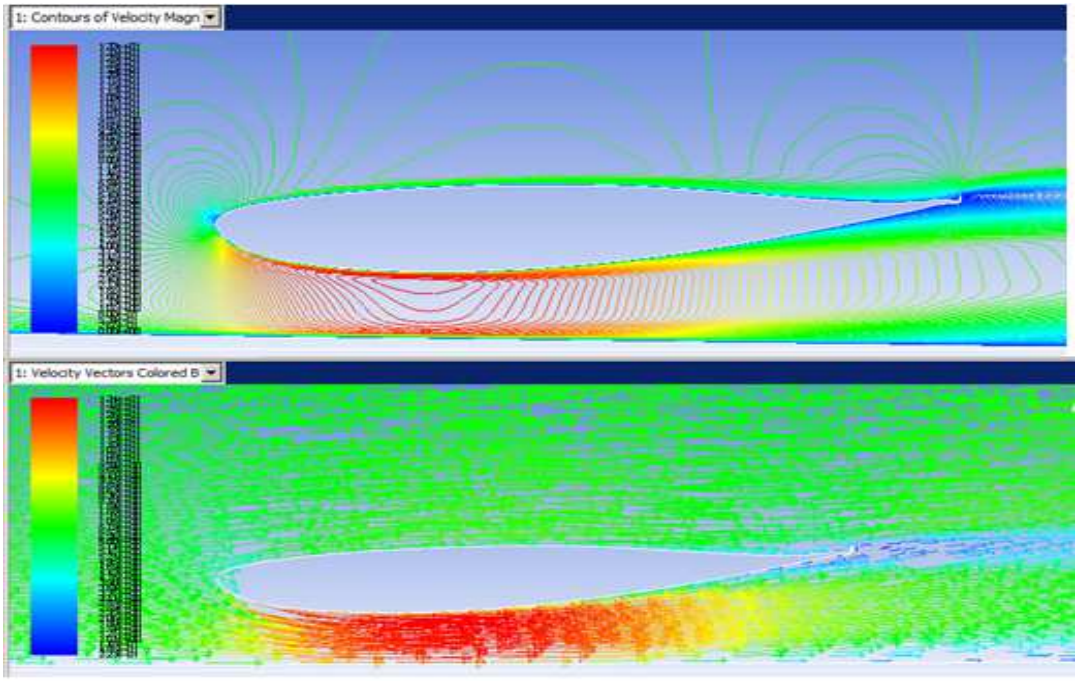


Εικόνα 5.4.3. β. Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής της ταχύτητας γύρω από τις αεροτομές LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%,και LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για ***h/c=0.224***

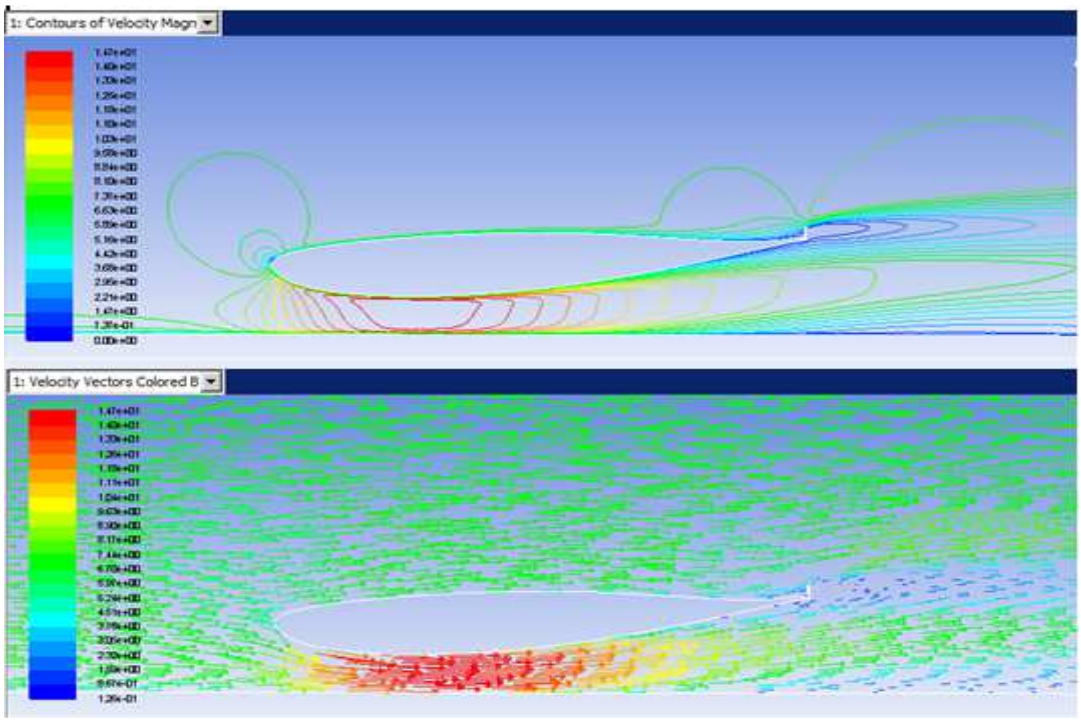


Εικόνα 5.4.3.γ. Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής της ταχύτητας γύρω από τις αεροτομές LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45%,και LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9%, για ***h/c=0.445***

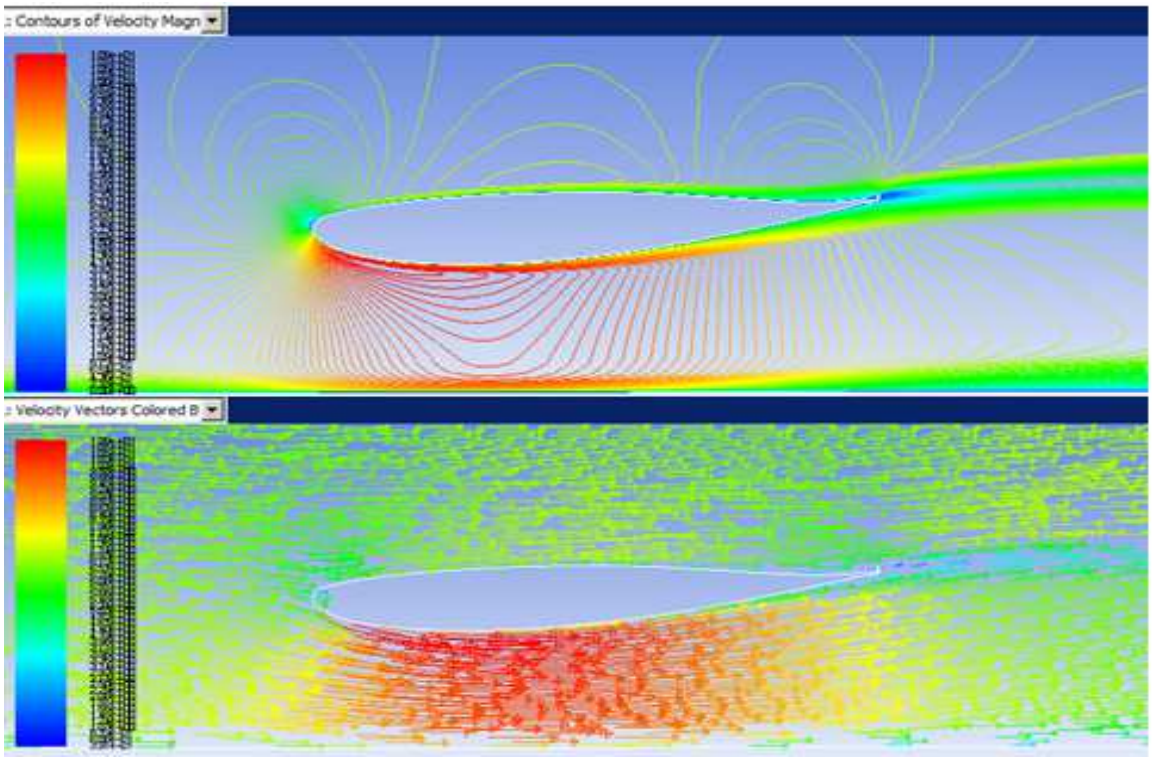
Στην συνέχεια παραθέτουμε οπτικοποιημένα αποτελέσματα της μεταβολής Κατανομής της ταχύτητας ροής [*Εικόνες 5.4.3.(δ,ε,στ,ζ,η,θ).*



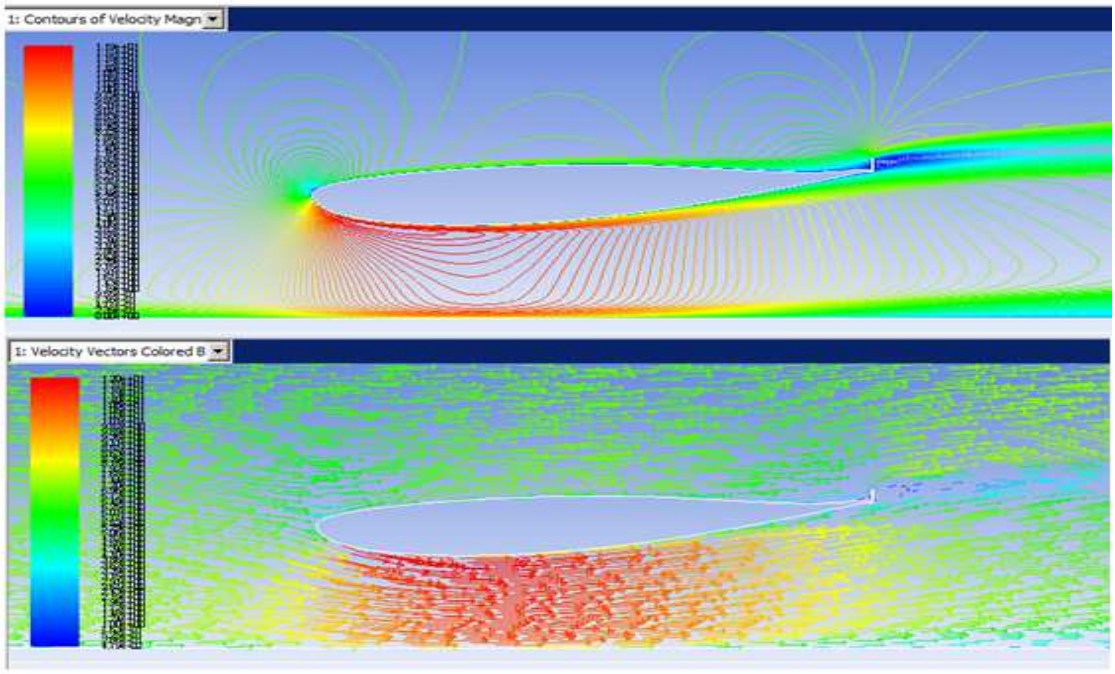
Εικόνα 5.4.3.δ. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090



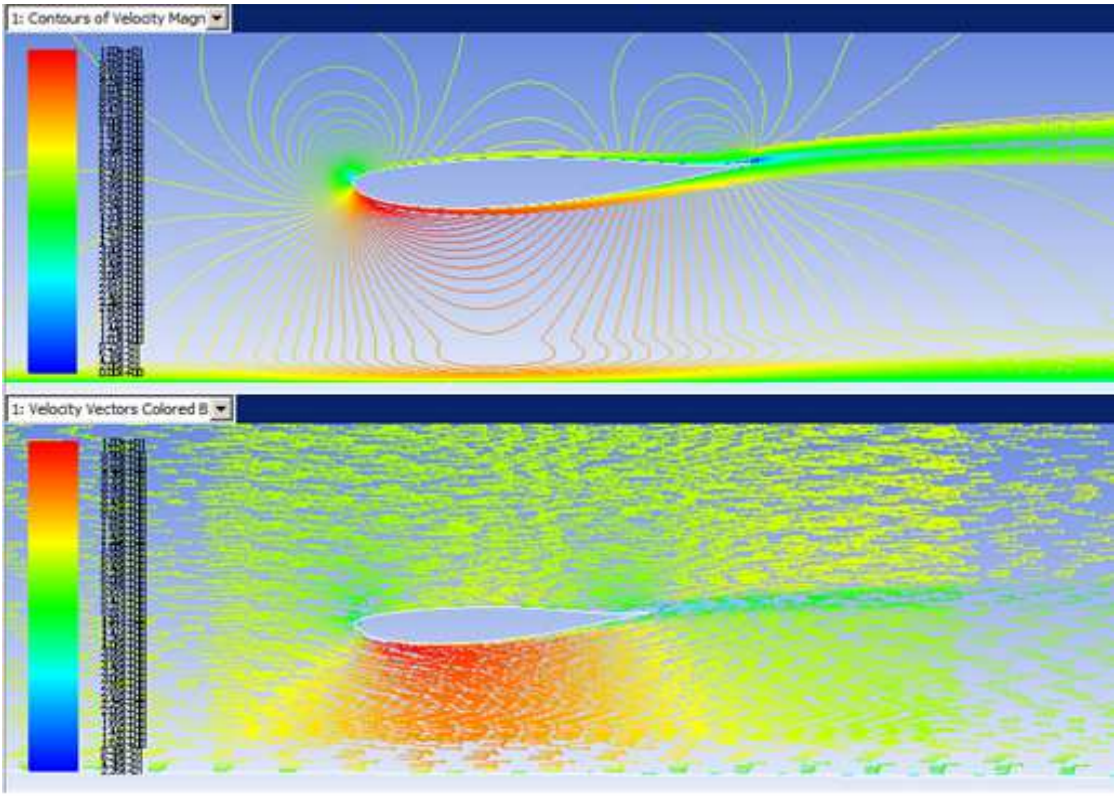
Εικόνα 5.4.3.ε. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090.



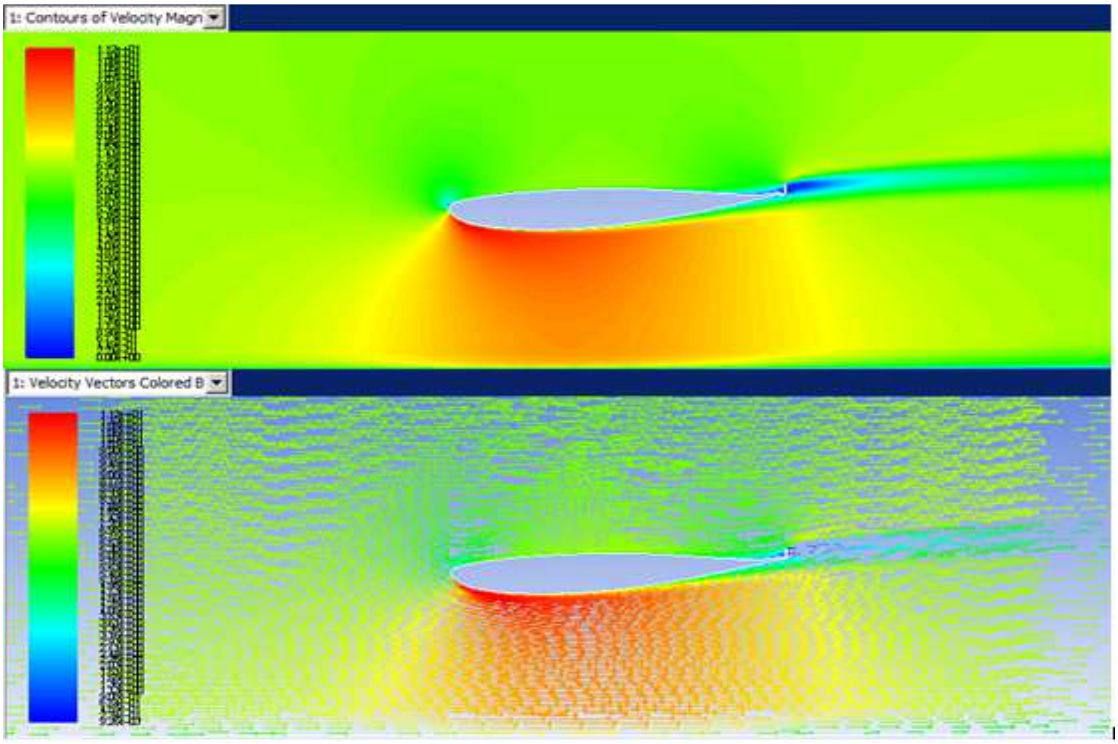
Εικόνα 5.4.3.στ. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.224



Εικόνα 5.4.3.ζ. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.224



Εικόνα 5.4.3.η. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.445



Εικόνα 5.4.3.θ. Μεταβολής Κατανομή της ταχύτητας γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9 %, για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.445

5.4.4 Προσδιορισμός Αποκόλλησης και Επανακόλλησης της Ροής

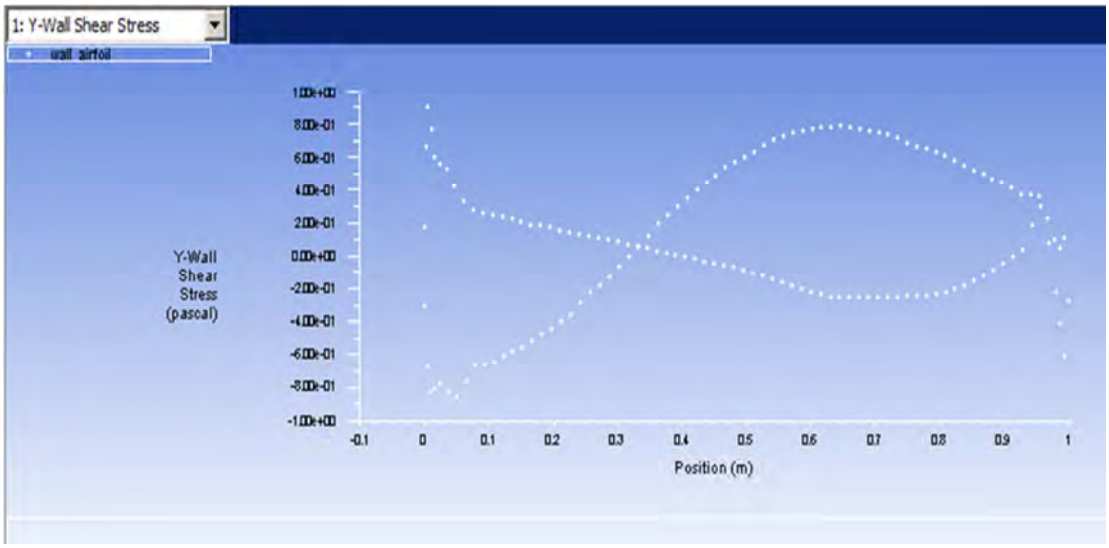
Η εύρεση των σημείων αποκόλλησης και επανακόλλησης της ροής επιτυγχάνεται διάμεσου των τιμών των επιφανειακών τάσεων. Το σημείο αποκόλληση του οριακού στρώματος παρουσιάζεται όταν οι τιμές των επιφανειακών τάσεων ***Tx*** αλλάζουν πρόσημο για πρώτη φορά ενώ η επανακόλληση της ροής εμφανίζεται στο σημείο που οι τιμές των επιφανειακών τάσεων ***Tx*** αλλάζουν πρόσημο για δεύτερη φορά.

Με το πρόγραμμα Ansys Fluent έχουμε τη δυνατότητα να βρούμε τις επιφανειακές τάσεις που ασκούνται στη επιφάνεια των αεροτομών και συνεπώς έχουμε τα σημεία αποκόλληση και επανακόλληση του οριακού στρώματος.

Αεροτομή LS(1) -0413 MOD

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.4.4.α.* παρατηρούμε το οριακό στρώμα να αποκολλάτε σε περιοχή ανόδου πίεσης, δηλ. σε επιβραδυνόμενη ροή και δε συμβαίνει ποτέ σε περιοχή πτώσης της πίεσης (επιταχυνόμενη ροή) .

Συγκεκριμένα το σημείο αποκόλληση είναι **x/c=0.4047** και επανακόλληση στο σημείο **x/c=0.928609.**

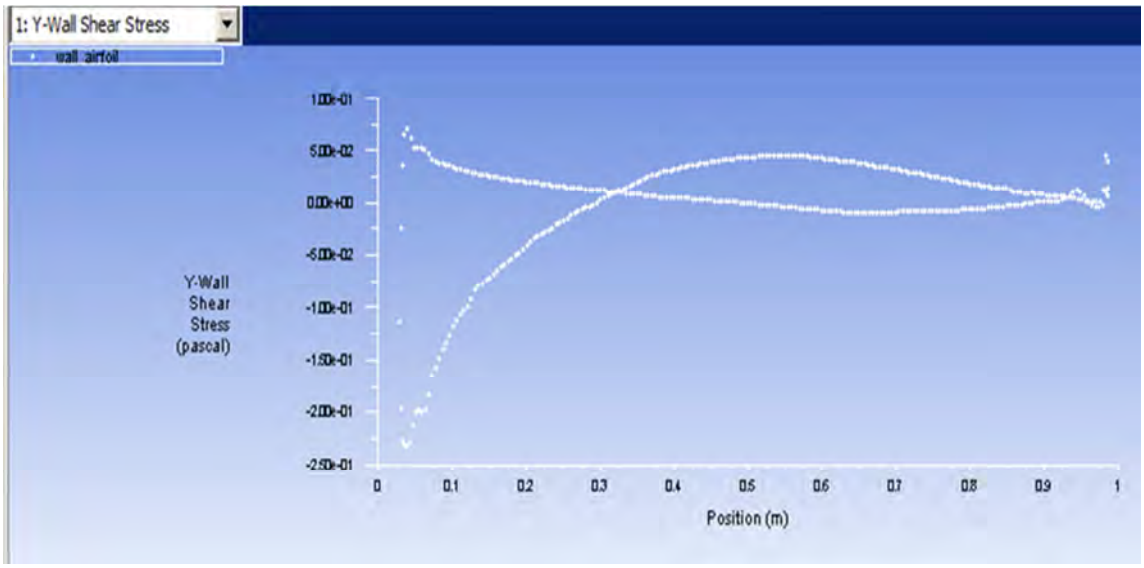


Εικόνα 5.4.4.α. Μεταβολή Επιφανειακών Τάσεων γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD για αριθμό Reynolds Re=2×10^6 και για γωνία προσβολής 1°και h/c=0.090

Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _1.45 %

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.4.4.β.* παρατηρούμε το οριακό στρώμα να αποκολλάτε σε περιοχή ανόδου πίεσης, δηλ. σε επιβραδυνόμενη ροή και δε συμβαίνει ποτέ σε περιοχή πτώσης της πίεσης (επιταχυνόμενη ροή) .

Συγκεκριμένα το σημείο αποκόλληση είναι **x/c=0.4990** και επανακόλληση στο σημείο **x/c=0.884764**

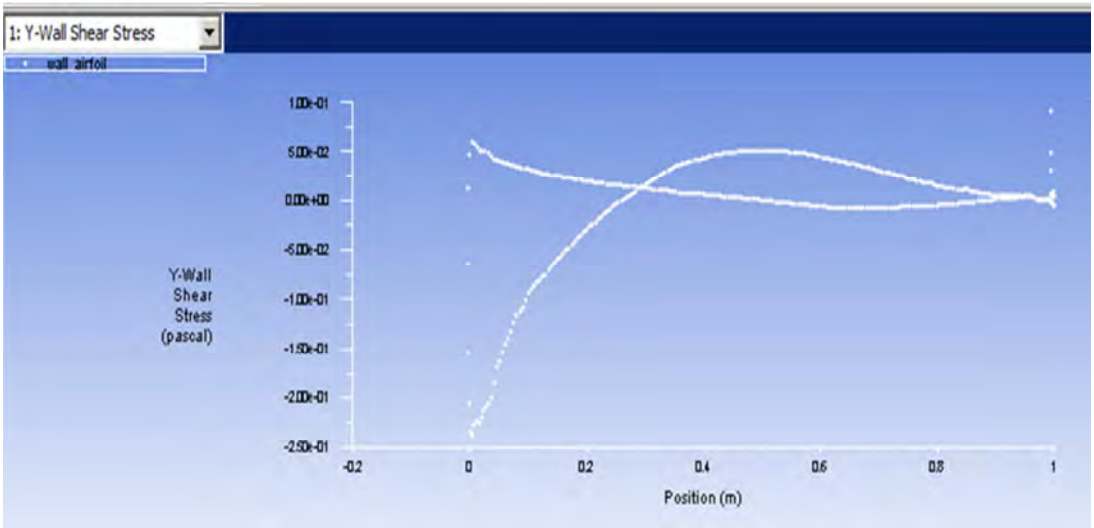


Εικόνα 5.4.4.β. Μεταβολή Επιφανειακών Τάσεων γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_ Gurney _1.45 % για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090

Αεροτομή LS(1) -0413 MOD Gurney _2.9 %

Παρακάτω στην *Εικόνα 5.4.4.γ.* παρατηρούμε το οριακό στρώμα να αποκολλάτε σε περιοχή ανόδου πίεσης, δηλ. σε επιβραδυνόμενη ροή και δε συμβαίνει ποτέ σε περιοχή πτώσης της πίεσης (επιταχυνόμενη ροή) .

Συγκεκριμένα το σημείο αποκόλληση είναι **x/c=0.502** και επανακόλληση στο σημείο **x/c=0.8891**



Εικόνα 5.4.4.γ. Μεταβολή Επιφανειακών Τάσεων γύρω από την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_ Gurney _2.9 % για αριθμό Reynolds Re=4.5×10^5 και για γωνία προσβολής 3°και h/c=0.090

Στην *Εικόνα 5.4.4.δ* παρουσιάζουμε τον συγκεντρωτικό πίνακα των σημείων αποκόλλησης και επανακόλλησης της ροής για τρεις διαφορετικές αεροτομές.
Σύμφωνα με τα αποτελέσματα διαπιστώνουμε ότι:

- τα σημεία αποκόλλησης και επανακόλλησης επηρεάζονται άμεσα από την γωνία προσβολής και τον αριθμό ***REYNOLDS*** όσο μεγαλύτερη είναι η γωνία προσβολής τόσο καθυστερεί η αποκόλληση και η επανακόλληση πραγματοποιείτε πιο γρήγορα.

ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ	ΓΩΝΙΑ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ	ΑΡΙΘΜΟΣ REYNOLDS	h/c	ΣΗΜΕΙΟ ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗΣ x/c	ΣΗΜΕΙΟ ΕΠΑΝΑΚΟΛΛΗΣΗΣ x/c
LS(1) -0413 MOD	*1°*	*2×10^6*	*0.090*	*x/c =0.4047*	*x/c=0.928609*
LS(1) -0413 MOD_Gurney _1.45 %	*3°*	*4.5×10^5*	*0.090*	*x/c=0.4990*	*x/c=0.884*
LS(1) -0413 MOD_Gurney _2.9%	*3°*	*4.5×10^5*	*0.090*	*x/c=0.502*	*x/c=0.8891*

Εικόνα 5.4.4.δ . Συγκεντρωτικός πίνακας σημείων αποκόλλησης του οριακού στρώματος και επανακόλλησης της ροής .

Κεφάλαιο 6: Συμπεράσματα _Μελλοντικές Προεκτάσεις

6.1 Συμπεράσματα

Στην παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιήθηκε υπολογιστική δισδιάστατη (2D) διερεύνηση αεροδυναμικής συμπεριφοράς ανεστραμμένων αεροτομών LS(1) -0413 MOD με Gurney Flap ή χωρίς σε συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος.

Συμπερασματικά, έπειτα από τη μελέτη των υπολογιστικών αποτελεσμάτων των συγκεκριμένων αεροτομών και σύγκριση αυτών με πειραματικά δεδομένα με επιστημονικές δημοσιεύσεις παρατηρήθηκαν τα εξής :

- οι συντελεστές άντωσης και για τις τρεις αεροτομές κρίνονται ικανοποιητικοί , τουλάχιστον μέχρι μια συγκεκριμένη απόσταση από το έδαφος (h/c=0.09, , h/c=0.112, h/c=0.134, h/c=0.179, h/c=0.224,) το ποσοστό απόκλισης από τα πειραματικά δεδομένα είναι περίπου 2-3%.
  Για τις αποστάσεις (h/c=0.313, h/c=0.445 ,h/c=0.670) το ποσοστό απόκλισης από τα πειραματικά δεδομένα είναι μεγαλύτερο περίπου 8%.Αυτό ίσως συμβαίνει γιατί φαινόμενα όπως η αποκόλληση του οριακού στρώματος και οι στρόβιλοι που δημιουργούνται, είναι έντονα και οι εξισώσεις του κώδικα δεν επαρκούν για την ακριβή προσομοίωσή τους. Ακόμα στα πειραματικά δεδομένα που έχουμε το οριακό στρώμα που σχηματίζεται γύρω από την αεροτομή είναι στην αρχή στρωτό και μετά τυρβώδες. Ενώ στα υπολογιστικά αποτελέσματα ο κώδικας έχει σαν δεδομένο το οριακό στρώμα είναι τυρβώδης από την αρχή.
- Για την αεροτομή LS(1) - 0413 MOD όσο πιο κοντά βρίσκεται στο έδαφος (για τις συγκεκριμένες αποστάσεις μελέτης) τόσο καλύτερο συντελεστή πίεση έχουμε .Αυτό αποδεικνύει ότι το έδαφος έχει πράγματι μια προφανή επίδραση στη ροή ρευστών και, κατά συνέπεια, στην αεροδυναμική απόδοση.

- Ο συντελεστής Πίεσης Cp για την αεροτομή LS(1) - 0413 MOD για απόσταση από το έδαφος (h/c=0.179) σε σύγκριση με το πειραματικό διαπιστώνουμε ότι υπάρχει κάποια μικρή διάφορα ανάμεσα στις κατανομές της πίεσης αυτό οφείλεται στο ότι στα πειραματικά δεδομένα έχουμε ομαλή μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδης ροη ενώ στο λογισμικό έχουμε μόνο τυρβώδης ροη από την αρχή. Αλλά έχουμε σύγκλιση των τιμών για το σημείο ανακοπής.

- Για την αεροτομή LS(1) - 0413 MOD_ Gurney _Flap_1.45% όσο πιο κοντά βρίσκεται στο έδαφος (για τις συγκεκριμένες αποστάσεις μελέτης) τόσο καλύτερο συντελεστή πίεση έχουμε .Αυτό αποδεικνύει ότι το έδαφος έχει πράγματι μια προφανή επίδραση στη ροή ρευστών και, κατά συνέπεια, στην αεροδυναμική απόδοση.
- Για την αεροτομή LS(1) - 0413 MOD_ Gurney _Flap_2.9% όσο πιο κοντά βρίσκεται στο έδαφος (για τις συγκεκριμένες αποστάσεις μελέτης) τόσο καλύτερο συντελεστή πίεση έχουμε .Αυτό αποδεικνύει ότι το έδαφος έχει πράγματι μια προφανή επίδραση στη ροή ρευστών και, κατά συνέπεια, στην αεροδυναμική απόδοση.

- Ο συντελεστής Πίεσης Cp για την αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% εναντι της αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% έχει μεγαλύτερο συντελεστή πίεσης για κάθε ύψος σύγκρισης , αυτό οφείλεται στο μέγεθος (ύψος) του Gurney _Flap.

- Η μεγίστη Ταχύτητα ανάμεσα στην αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% και την αντίστοιχη αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_1.45% για κάθε ύψος σύγκρισης παρουσιάζεται στην αεροτομή LS(1) -0413 MOD_Gurney _Flap_2.9% λόγου μεγαλυτέρου Gurney _Flap .

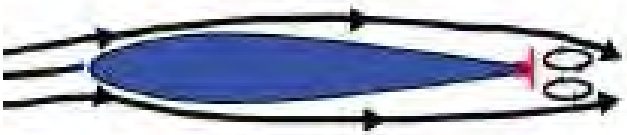
Από τα παραπάνω συμπεράσματα προκύπτει ότι οι διαφορές ανάμεσα στα υπολογιστικά αποτελέσματα και πειραματικών δεδομένων μπορεί να οφείλονται στο ότι:

- Τα υπολογιστικά αποτελέσματα πρόεκυψαν για δισδιάστατη ανάλυση, ενώ τα πειραματικά τρισδιάστατη.
- Τα πειραματικά δεδομένα να έχουν κάποιο ποσοστό σφάλματος κατά την αποδελτίωση .
- Το συγκεκριμένο μοντέλο τύρβης K-ε πιθανόν απόλυτα κατάλληλο για την δεδομένη ροη και το φαινόμενο “ground effect”.
- Η ύπαρξη περισσότερων πειραματικών δεδομένων θα οδηγούσε στην καλύτερη αξιολόγηση των υπολογιστικών αποτελεσμάτων.

6.2 Μελλοντικές Προεκτάσεις

Στην παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιήθηκε υπολογιστική δισδιάστατη (2D) διερεύνηση αεροδυναμικής συμπεριφοράς ανεστραμμένων αεροτομών LS(1) -0413 MOD με Gurney Flap ή χωρίς σε συγκεκριμένες αποστάσεις από το έδαφος. Η υπολογιστική μελέτη μπορεί να συνεχιστεί ως εξής :

- Βελτιώνοντας την γεωμετρία και το μέγεθος του Gurney Flap (διπλό Gurney Flap στο χείλος εκφύγης) *Εικόνα 6.2.* για βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών .



Εικόνα 6.2 . Διπλό Gurney Flap στο χείλος εκφύγης .

- Να χρησιμοποιήσουμε διαφορετικό μοντέλο τύρβης στο λογισμικό προσομοίωσης .

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

Βιβλιογραφία

[1] Ranzenbach, R., Barlow, J., Two-dimensional Airfoil in Ground Effect; an Experimental and Computational Study,SAE Technical Paper 94-2509, 1994.

[2] Ranzenbach, R., Barlow, J., Cambered Airfoil in Ground Effect; Wind tunnel and Road Conditions, 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA, Washington, DC, 1995, pp. 1208-1215

[3] Ranzenbach, R., Barlow, J., Cambered Airfoil in Ground Effect; an Experimental and Computational Study, SAE Technical Paper 96-0909, 1996.

[4] Zerihan, J., Zhang, X., Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect, Journal of Aircraft, Vol. 37,No. 6, 2000, pp. 1058-1064.

[5] Zerihan, J., An Investigation into the Aerodynamics of Wings in Ground Effect, Ph.D. Dissertation, School of Engineering Sciences, University of Southampton, Southampton,UK, 2001.

[6] Zerihan, J., Zhang, X., A Single Element Wing in Ground Effect; Comparison of Experiments and Computation, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan 2001.

[7] Zerihan, J., Zhang, X., Toet, W., Ground Effect Aerodynamics of Race Cars, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 59, No. 1, 2006, pp. 33-49.

[8] Jonathan Zerihan and Xin Zhang. "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Wing in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5 (2001), pp. 772-780.

[*10] ANSYS®. CFD-Post User's Guide*

[11] https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19800012809.pdf

[12] ΔΟΥΒΗ ΕΛΕΝΗ «Πειραματική και υπολογιστική διερεύνηση αεροδυναμικής συμπεριφοράς πτερύγων σε διφασική ροή αέρα – νερού και εφαρμογή σε πτερύγια ανεμοκινητήρων» ΔΙΔΑΚΤΟΡΙΚΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗ ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ: 2013

[13] ΜΠΕΡΓΕΛΕ .Γ .ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΥ << Παθητικός Έλεγχος Οριακού Στρώματος σε Πτέρυγα NACA 4415 με Γεννήτριες Στροβίλων>> ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ ΑΡΙΣΤΟΤΕΛΕΙΟ ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΟΝΙΚΗΣ:2011

[14] ΔΕΜΕΣΟΥΚΑΣ ΣΩΚΡΑΤΗΣ <<Ενεργητικός έλεγχος της ροής –Υπολογιστική Μοντελοποίηση>> ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ Ε.Μ.Π :2009

[15] Διακάκης Κωνσταντίνος << ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΜΗ-ΣΥΜΒΑΤΙΚΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΑΝΕΜΟΓΕΝΝΗΤΡΙΩΝ>> ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ Ε.Μ.Π :2012

[16] ΨΑΘΑ ΗΛΙΑ <<Μελέτη δυνάμεων πηδαλίου με κώδικα CFD Fluent και εφαρμογή για προσομοίωση ελικτικότητας >> ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ Ε.Μ.Π :2015

[17] Κατσανδρή Σταύρου << ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΠΡΟΠΕΛΑΣ ΣΕ ΣΥΝΘΗΚΕΣ ΠΛΗΡΟΥΣ ΚΑΙ ΜΕΡΙΚΗΣ ΒΥΘΙΣΗΣ>> ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ ΑΡΙΣΤΟΤΕΛΕΙΟ ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΟΝΙΚΗΣ:2016

[18] Chen Liang << TURBULENT FLOW SIMULATIONS AROUND THE FRONT WING OF A RACING CAR>> MSc Thesis Cranfield University School of Engineering Academic ¨:Year 2008-2009

[19] Emanuela Genua << A CFD Investigation into Ground Effect Aerodynamics>> Master of Science Delft University of Technology :July 2009

[20] http://www.ae.illinois.edu/mselig/ads/coord_database.htm

[21] http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ls413mod-ii