



**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Πειραματική Μελέτη Επίδρασης Διάταξης Ακροπτερυγίων στα
Αεροδυναμικά Φορτία Διπτέρυγου Μοντέλου Αεροσκάφους



ΑΣΠΡΟΥΛΙΑΣ ΙΩΑΝΝΗΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ

**ΜΑΘΙΟΥΛΑΚΗΣ ΔΗΜΗΤΡΗΣ
ΑΝΑΠΛΗΡΩΤΗΣ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ**

ΑΘΗΝΑ

Οκτώβριος 2008

Πίνακας Περιεχομένων:

Εισαγωγή.....	4
1. Στοιχεία Αεροδυναμικής.....	4
1.1 Η Ροή Γύρω από Αεροτομή.....	4
1.1.1 Μόρφωση – Ονοματολογία Αεροτομών.....	4
1.1.2 Περιγραφή της Ροής Γύρω από Αεροτομή.....	16
1.2 Η Ροή Γύρω από την Πτέρυγα Αεροσκάφους - Επαγόμενη Αντίσταση.....	21
2. Αεροδυναμική Σήραγγα.....	25
2.1 Σημαντικές Πειραματικές Παράμετροι.....	25
2.2 Τύποι Αεροδυναμικών Σηράγγων.....	28
2.3 Ανοικτό και Κλειστό Τμήμα Μέτρησης.....	31
2.4 Μέγεθος Τμήματος Μέτρησης.....	31
2.5 Σήραγγες Υψηλού Αριθμού Reynolds.....	32
2.6 Σχεδίαση Αεροδυναμικής Σήραγγας.....	33
2.6.1 Τμήμα μέτρησης.....	34
2.6.2 Διαχύτης.....	36
2.6.3 Γωνίες.....	37
2.6.4 Συγκλίνον αγωγός.....	38
2.7 Ποιότητα Ροής στο Τμήμα Μέτρησης.....	39
2.7.1 Προδιαγραφές Ποιότητας Ροής.....	39
2.7.2 Μείωση των Επιπέδων Τύρβης.....	40
3. Μέθοδοι Μείωσης της Επαγόμενης Αντίστασης.....	41
3.1 Σημασία της Μείωσης της Επαγόμενης Αντίστασης Πτέρυγας.....	41
3.2 Μέθοδοι Μείωσης Επαγόμενης Αντίστασης Πτέρυγας.....	42
3.2.1 Εισαγωγή.....	42

3.2.2 Μερικές Ιδέες Μη Συμβατικής Σχεδίασης Πτερύγων.....	42
4. Μη Επανδρωμένα Αεροσκάφη (UAV).....	55
5. Αεροδυναμική Συμπεριφορά Ατράκτου Ορθογωνικής Διατομής.....	59
6. Πειραματικό Μέρος.....	68
6.1 Περιγραφή Μοντέλου.....	68
6.2 Πειραματική Διάταξη.....	69
6.3 Πειραματική Διαδικασία και Αποτελέσματα.....	70
6.3.1 Μέτρηση Ολικών Δυνάμεων και Ροπών.....	70
6.3.2 Διορθώσεις Πειραματικών Αποτελεσμάτων Ολικών Δυνάμεων και Ροπών.....	72
6.3.2.1 Επιδράσεις των Στερεών Τοιχωμάτων της Σήραγγας στα Χαρακτηριστικά της Ροής.....	72
6.3.2.2 Μέθοδοι Διόρθωσης των Επιδράσεων των Τοιχωμάτων της Σήραγγας.....	76
6.3.3 Πειραματικά Αποτελέσματα.....	85
6.3.4 Σχολιασμός Πειραματικών Αποτελεσμάτων.....	100
Παράρτημα.....	106
Βιβλιογραφία.....	109

Εισαγωγή

Σκοπός της εργασίας αυτής είναι η πειραματική μελέτη της επίδρασης διάταξης ακροπτερυγίων στα αεροδυναμικά φορτία διπτέρυγου μοντέλου αεροσκάφους. Προς τούτο, πραγματοποιούνται πειράματα μέτρησης ολικών δυνάμεων και ροπών, διορθώσεις των πειραματικών αποτελεσμάτων λόγω των επιδράσεων των τοιχωμάτων της σήραγγας και επιφανειακές οπτικοποιήσεις ροής στην πτέρυγα.

1. Στοιχεία Αεροδυναμικής

1.1 Η Ροή Γύρω από Αεροτομή

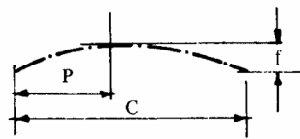
1.1.1 Μόρφωση – Ονοματολογία Αεροτομών

Αεροδυναμικής μορφής σώματα μπορούν να θεωρηθούν τα σώματα εκείνα στα οποία η διάσταση η κάθετη στη κατεύθυνση της ροής είναι μικρό ποσοστό της διάστασης κατά την κατεύθυνση της κύριας ροής, η δε επιφάνεια τους δεν παρουσιάζει ασυνέχειες. Αεροδυναμικής μορφής σώμα είναι και η αεροτομή της οποίας το πρόσθιο τμήμα προς τη ροή είναι στρογγυλεμένο (για υποηχητικές πτέρυγες) ενώ το πίσω μέρος της καταλήγει σε οξεία ακμή. Δυο είναι τα βασικά στοιχεία μόρφωσης της αεροτομής: η μορφή της μέσης γραμμής και η διανομή του πάχους. Το σχήμα 1 δείχνει τα στάδια μόρφωσης της αεροτομής. Σε κάθε σημείο της μέσης γραμμής της αεροτομής και κάθετα προς τη μέση γραμμή, προστίθεται εκατέρωθεν της μέσης γραμμής το μισό του πάχους της αεροτομής.

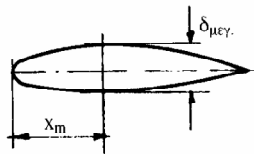
Συνεπώς η αεροτομή μπορεί να χαρακτηριστεί από μια διανομή πάχους και μια διανομή βέλους της μέσης γραμμής ανοιγμένα στη χορδή της αεροτομής. Επί πλέον μεγέθη που καθορίζουν τη συμπεριφορά της αεροτομής μέσα στη ροή είναι η γωνία πρόσπτωσης, δηλαδή η γωνία που σχηματίζει η χορδή της αεροτομής με την κατεύθυνση της έπ' άπειρον

ταχύτητας, ενώ ο αριθμός Reynolds ($Re = \frac{\rho V l}{\mu}$) της ροής, που ορίζεται με χαρακτηριστικό

μήκος αναφοράς l τη χορδή της αεροτομής, καθορίζει ουσιαστικά τη γωνία απώλειας στήριξης, όπως αυτή θα καθοριστεί στη συνέχεια.



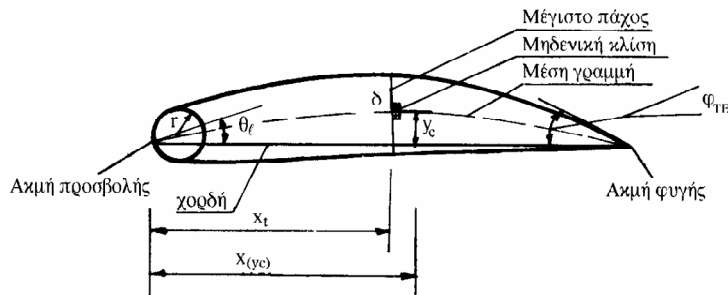
c = χορδή αεροτομής
 f = μέγιστη κυρτότητα
 P = θέση μέγιστης κυρτότητας



δ_{\max} = μέγιστο πάχος, συμμετρική διανομή πάχους
 x_m = θέση μέγιστου πάχους



Πάνω στη μέση γραμμή και εκατέρωθεν καθέτως προς αυτή παίρνουμε $\delta/2$ μήκη και σχηματίζεται το περίγραμμα της αεροτοής.



Σχήμα 1. Μόρφωση αεροτομής.

Σημαντικό άλμα στη βελτίωση και εξέλιξη των αεροτομών αποτέλεσε η εμφάνιση της θεωρίας των αεροτομών Joukowski με τη χρήση του σύμμορφου μετασχηματισμού. Η θεωρία αυτή επέτρεψε τη συστηματική και ανεξάρτητη μελέτη της επίδρασης του πάχους της αεροτομής και της μέσης γραμμής της πάνω στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής, όπως αυτά εκφράζονται με τους συντελεστές άνωσης C_l και ροπής C_m . Οι συντελεστές αυτοί ορίζονται αντίστοιχα ως,

$$C_l = \frac{L}{\rho/2U_\infty^2 S} \quad C_m = \frac{M}{\rho/2U_\infty^2 Sc}$$

όπου L η (συνολική) δύναμη πάνω στην αεροτομή, όπως προκύπτει από την ολοκλήρωση της διανομής των πιέσεων στο περίγραμμα της αεροτομής, και M η ροπή των δυνάμεων εκ πίεσεως ως προς την ακμή προσβολής της αεροτομής. U_∞ είναι η έπ' άπειρον ταχύτητα της παράλληλης ροής, c η χορδή της αεροτομής και S η επιφάνεια της.

Συστηματοποίηση των γνώσεων πάνω στις αεροτομές αποτέλεσε η σειρά NACA 4 ψηφίων που παρουσιάστηκε το 1913. Στη σειρά αυτή το μέγιστο πάχος της αεροτομής βρίσκεται στο 30% της χορδής, η δε μέση γραμμή αποτελείται από δυο παραβολές με κοινή εφαπτομένη στο σημείο τομής τους. Παράμετροι που καθορίζουν μονοσήμαντα την αεροτομή είναι η θέση της μέγιστης κυρτότητας, η μέγιστη κυρτότητα της μέσης γραμμής καθώς και το μέγιστο πάχος της αεροτομής. Η πλέον γνωστή αεροτομή της οικογένειας αυτής είναι η αεροτομή 4412 τα ψηφία της οποίας δηλώνουν,

4 : f = 0.4c καθορίζει τη μέγιστη κυρτότητα της μέσης γραμμής σαν ποσοστό της χορδής.

4 : p = 0.4c καθορίζει τη θέση της μέγιστης κυρτότητας σαν ποσοστό της χορδής.

12 : $\delta_{μεγ.} = 0.12c$ καθορίζει το μέγιστο πάχος σαν ποσοστό της χορδής.

Η διανομή πάχους καθώς και η διανομή του βέλους της μέσης γραμμής για της αεροτομές της οικογένειας αυτής δίνονται από τις ακόλουθες αναλυτικές σχέσεις,

$$y_t = \frac{\delta_{\mu\epsilon\gamma}}{20} \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.126 \frac{x}{c} - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right]$$

$$\frac{y_c}{c} = \frac{f}{p^2} (2px - x^2) \text{ για } \frac{x}{c} < p, \quad \frac{y_c}{c} = \frac{f}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] \text{ για } \frac{x}{c} \geq p$$

Βελτίωση των αεροτομών 4 ψηφίων της NACA αποτέλεσε η εμφάνιση των αεροτομών 5 ψηφίων. Στις αεροτομές αυτές η θέση της μέγιστης κυρτότητας της μέσης γραμμής μεταφέρθηκε κατά το δυνατό μπροστά για να αυξηθεί ο μέγιστος συντελεστής άνωσης της αεροτομής, η δε διανομή πάχους y_t παρέμεινε η ίδια. Για το ίδιο πάχος και κυρτότητα η αεροτομή 5 ψηφίων έχει 10% έως 20% μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης σχετικά με την αεροτομή 4 ψηφίων. Η περισσότερο γνωστή αεροτομή της σειράς αυτής είναι η αεροτομή 23012 τα ψηφία της οποίας δηλώνουν,

2 : $Cl_i = 3/2 \cdot 0.2$ καθορίζει τον συντελεστή άνωσης στην ιδανική γωνία πρόσπτωσης.

30 : $p = 0.3/2 \cdot c$ καθορίζει τη θέση της μέγιστης κυρτότητας σαν ποσοστό της χορδής.

12 : $\delta_{\mu\epsilon\gamma} = 0.12c$ καθορίζει το μέγιστο πάχος σαν ποσοστό της χορδής.

Όλες οι αεροτομές που αναφέρθηκαν είναι αποτέλεσμα εμπειρικής σχεδίασης και εκτεταμένων πειραμάτων σε αεροδυναμικές σήραγγες. Οι αεροτομές 6 ψηφίων της NACA αποτελούν τις πρώτες αεροτομές που σχεδιάστηκαν θεωρητικά, ώστε να έχουν δεδομένη διανομή πίεσης. Η διανομή πίεσης είναι τέτοια, ώστε να διατηρείται κατά το δυνατό στρωτή ροή γύρω από την αεροτομή, άρα και χαμηλός συντελεστής αντίστασης της αεροτομής, καθώς επίσης να είναι αυξημένος ο κρίσιμος αριθμός Mach. Έτσι, οι αεροτομές αυτές έχουν το μέγιστο πάχος τους λίγο προς τα πίσω σχετικά με τις αεροτομές άλλων σειρών με σκοπό την

καθυστέρηση της μετάβασης της στρωτής ροής σε τυρβώδη. Για σταθερή τιμή φόρτισης των αεροτομών αυτών κατά τη χορδή, η εξίσωση της μέσης γραμμής δίνεται από τη σχέση,

$$\frac{y_c}{c} = -\frac{C_{li}}{4} \left[\left(1 - \frac{x}{c}\right) \ln\left(1 - \frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \ln\left(\frac{x}{c}\right) \right]$$

Είναι φανερό ότι η εκλογή του συντελεστή C_{li} καθορίζει τη μέση γραμμή, άξιο δε παρατήρησης είναι ότι οι τεταγμένες της μέσης γραμμής είναι ανάλογες του συντελεστή C_{li} , γι' αυτό και συνήθως στη βιβλιογραφία αναφέρεται η μέση γραμμή για C_{li} μονάδα. Οι αεροτομές αυτής της οικογένειας χαρακτηρίζονται από 5 ψηφία. Η αεροτομή 64-212 που αποτελεί επιτυχημένη εκλογή της σειράς αυτής έχει τα εξής χαρακτηριστικά,

6 : NACA σειρά 6.

4 : $0.4c$ καθορίζει τη θέση της ελάχιστης πίεσης σαν ποσοστό της χορδής.

2 : $C_{li} = 0.2$ καθορίζει τον συντελεστή άνωσης στην ιδανική γωνία πρόσπτωσης.

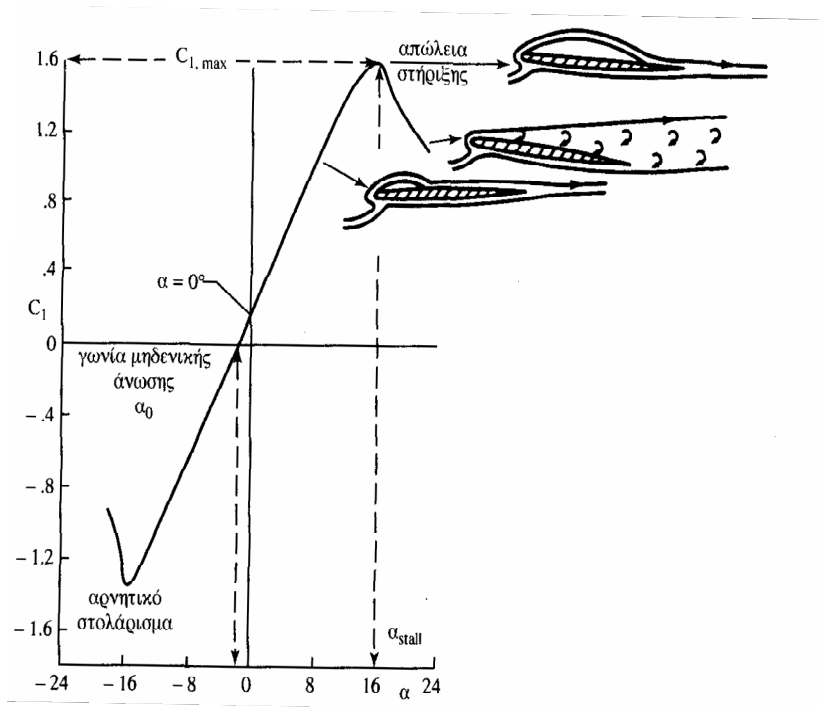
12 : $\delta_{\text{μεγ.}} = 0.12c$ καθορίζει το μέγιστο πάχος σαν ποσοστό της χορδής.

Άλλες οικογένειες αεροτομών που έχουν αναπτυχθεί από τη NACA είναι η σειρά 1, σειρά 16, σειρά 7 και η σειρά 8, των οποίων τα χαρακτηριστικά τους παρουσιάζονται συνοπτικά στον παρακάτω πίνακα:

ΟΙΚΟΓΕΝΕΙΑ	ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ	ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ
4 Ψηφίων	1. Καλά χαρακτηριστικά αποκόλλησης. 2. Μικρή μετατόπιση του κέντρου πίεσης για μεγάλο εύρος ταχυτήτων. 3. Μικρή επίδραση της τραχύτητας	1. Χαμηλός μέγιστος συντελεστής άνωσης. 2. Σχετικά υψηλή αντίσταση. 3. Υψηλή ροπή πρόνευσης.
5 Ψηφίων	1. Υψηλός μέγιστος συντελεστής άνωσης. 2. Χαμηλή ροπή πρόνευσης. 3. Μικρή επίδραση της τραχύτητας.	1. Μέτρια χαρακτηριστικά αποκόλλησης. 2. Σχετικά υψηλή αντίσταση.
Σειρά 16	1. Αποτρέπει κορυφές χαμηλών πιέσεων. 2. Μικρή αντίσταση σε υψηλές ταχύτητες.	1. Σχετικά μικρή άνωση.
Σειρά 6	1. Υψηλός μέγιστος συντελεστής άνωσης. 2. Πολύ χαμηλή αντίσταση σε ένα μικρό εύρος συνθηκών λειτουργίας. 3. Έχει βελτιστοποιηθεί για υψηλές ταχύτητες.	1. Υψηλή αντίσταση έξω από την περιοχή των βέλτιστων συνθηκών λειτουργίας. 2. Υψηλή ροπή πρόνευσης. 3. Μέτρια χαρακτηριστικά αποκόλλησης. 4. Έντονη ευαισθησία στην τραχύτητα.
Σειρά 7	1. Πολύ χαμηλή αντίσταση σε ένα μικρό εύρος συνθηκών λειτουργίας. 2. Χαμηλή ροπή πρόνευσης.	1. Μειωμένος μέγιστος συντελεστής άνωσης. 2. Υψηλή αντίσταση έξω από την περιοχή των βέλτιστων συνθηκών λειτουργίας. 3. Μέτρια χαρακτηριστικά αποκόλλησης. 4. Έντονη ευαισθησία στην τραχύτητα.
Σειρά 8	Άγνωστο.	Άγνωστο.

Πίνακας 1. Χαρακτηριστικά διάφορων τύπων αεροτομών.

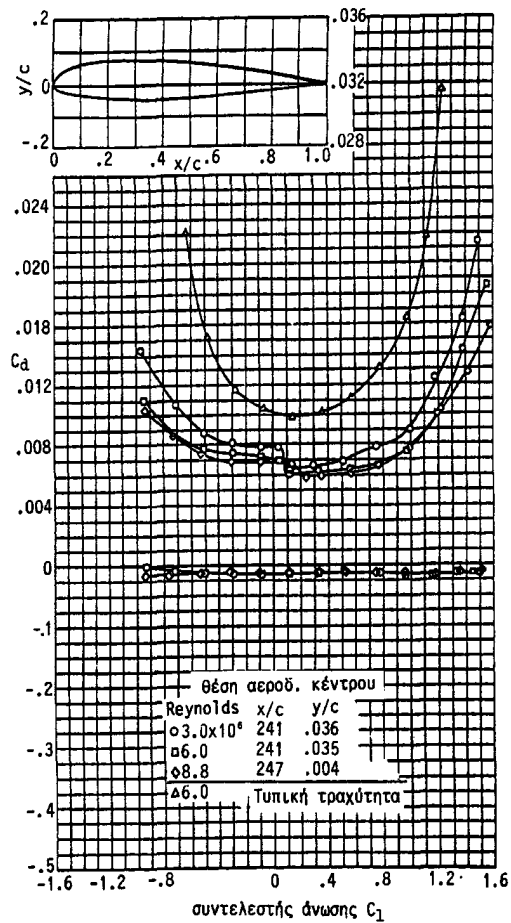
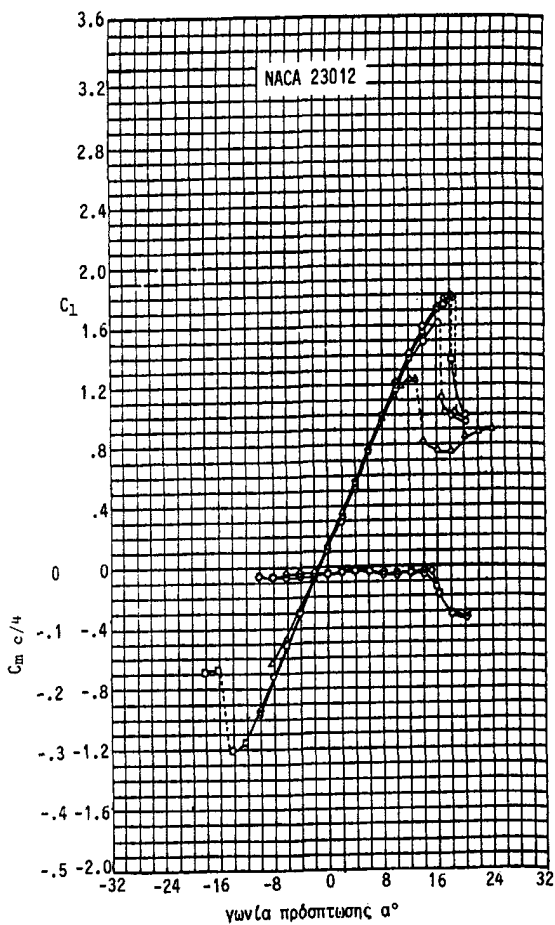
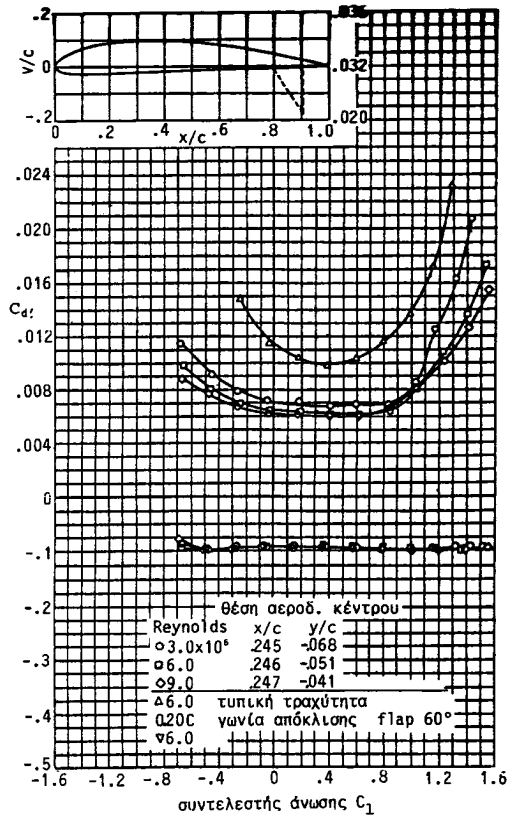
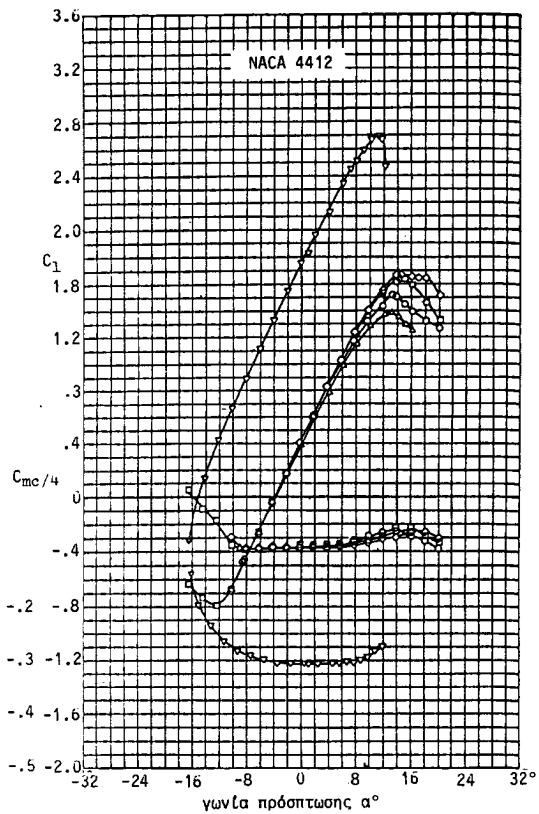
Το σχήμα 2 δείχνει την τυπική καμπύλη μεταβολής του συντελεστή άνωσης C_l με τη γωνία πρόσπτωσης για εντοπισμό βασικών μεγεθών.

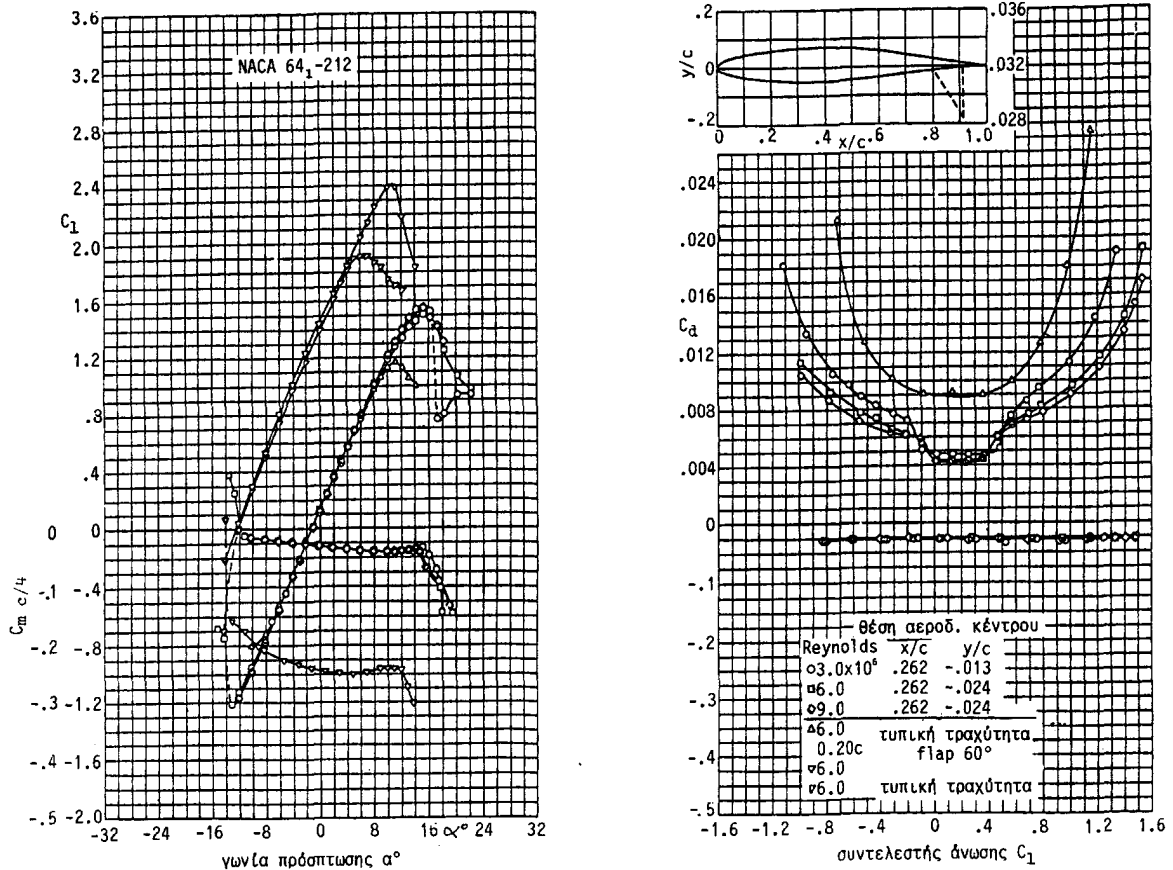


Σχήμα 2. Τυπική μεταβολή του συντελεστή άνωσης C_l με τη γωνία πρόσπτωσης α .

Από το σχήμα 2 διαπιστώνεται η γραμμικότητα του συντελεστή άνωσης C_l με τη γωνία πρόσπτωσης α , εντοπίζεται η γωνία μηδενικής άνωσης α_0 (όπου $C_l = 0$) και η γωνία απόλειας στήριξης α_{stall} , όπου εμφανίζεται ο μέγιστος συντελεστής άνωσης $C_{l,max}$ πριν από την εμφάνιση της απόλειας στήριξης.

Στο σχήμα 3 δίνονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τριών αεροτομών NACA 4412, NACA 23012 και NACA 64-212, όπως προέκυψαν από πειράματα της NACA.





Σχήμα 3. Μεταβολή των αεροδυναμικών συντελεστών άνωσης C_l , αντίστασης C_d και ροπής $C_{m,c/4}$ για διάφορους τύπους αεροτομών.

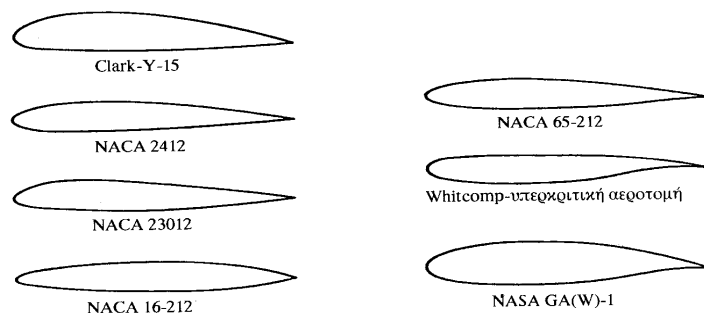
Στα ίδια σχήματα παρουσιάζονται επίσης αποτελέσματα για την επίδραση του αριθμού Reynolds της ροής στους συντελεστές άνωσης και αντίστασης και ειδικότερα στη γωνία απώλειας στήριξης και στον μέγιστο συντελεστή άνωσης. Η γραφική παράσταση της μεταβολής του συντελεστή αντίστασης ως συνάρτηση του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, που καλείται και πολική αντίσταση, φανερώνει την ύπαρξη ελάχιστης τιμής αντίστασης C_{di} σε κάποια γωνία πρόσπτωσης α_i , καθώς και την σχεδόν παραβολική αύξηση της τιμής του για γωνίες πρόσπτωσης εκτός κάποιας περιοχής γύρω από την ιδανική γωνία πρόσπτωσης.

Οι προηγούμενες αεροτομές για αριθμούς MACH μεγαλύτερους του κρίσιμου παρουσιάζουν σημαντικά αυξημένη αεροδυναμική αντίσταση. Η σημαντική αυτή αύξηση της αντίστασης οφείλεται στο απότομο και ισχυρό κύμα κρούσης που σχηματίζεται στο επάνω μέρος της αεροτομής, μετά το οποίο η υπερηχητική ροή μεταπίπτει σε υποηχητική. Οι

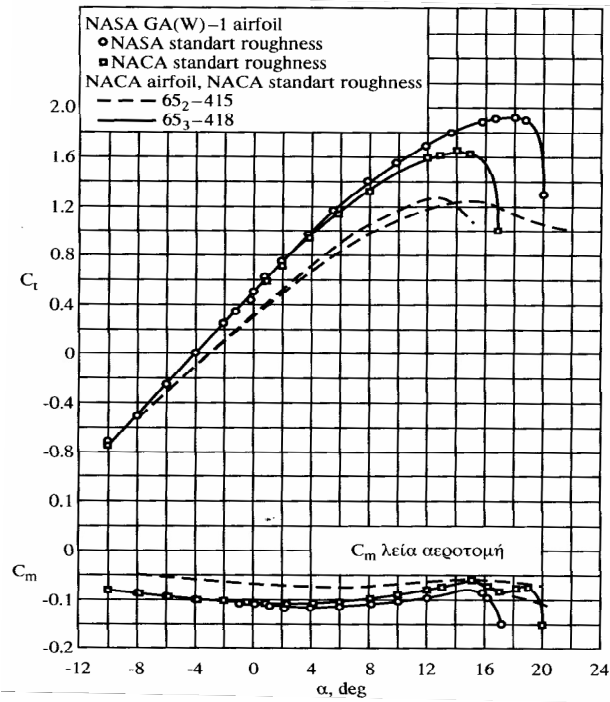
υπερκριτικές πτέρυγες αναπτύχθηκαν από τον Whitcomb και παρουσιάζουν το βασικό πλεονέκτημα της μετάπτωσης της υπερηχητικής ροής σε υποηχητική μέσω ασθενών κυμάτων συμπίεσης. Αποτέλεσμα αυτού είναι η μειωμένη αεροδυναμική αντίσταση που παρουσιάζουν οι υπερκριτικές αεροτομές σε υπερκρίσιμους αριθμούς MACH. Οι υπερκριτικές αυτές αεροτομές αποδείχθηκε ότι παρουσιάζουν πολύ καλά χαρακτηριστικά ακόμη και σε χαμηλές ταχύτητες. Τέτοια βασικά χαρακτηριστικά είναι η χαμηλή αεροδυναμική αντίσταση καθώς και η ομαλή απώλεια στήριξης σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης. Μια τέτοια αεροτομή, που χαρακτηρίζεται από τα αρχικά GA(W) (General Aviation Whitcomb), έδωσε με πτερύγιο Fowler χορδής 30% της χορδής της αεροτομής μέγιστο συντελεστή άνωσης $C_l = 3.8$ και χωρίς πτερύγιο καμπυλότητα στην ακμή προσβολής ή έλεγχο οριακού στρώματος.

Στο σχήμα 4 φαίνονται τυπικές μορφές διαφόρων αεροτομών. Στο σχήμα 5 γίνεται η σύγκριση μιας τέτοιας GA(W)- 1 αεροτομής με αεροτομή NACA σειράς 6 σχεδόν ίδιου πάχους και βέλους μέσης γραμμής.

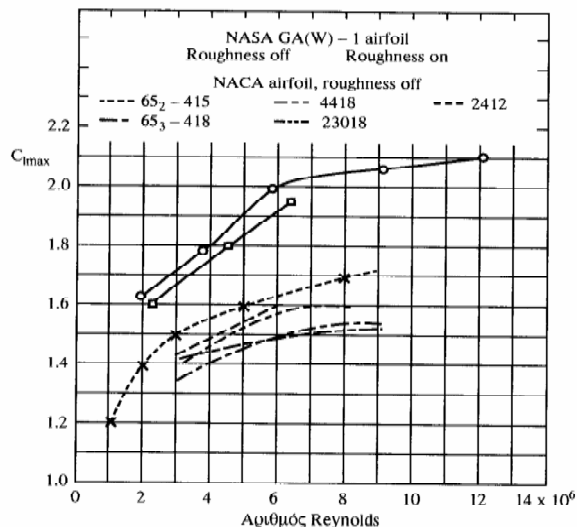
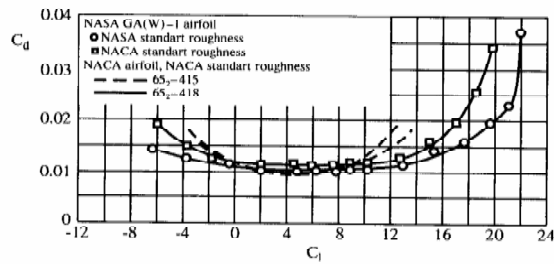
Σημαντική επίδραση στους συντελεστές έχει η τραχύτητα της επιφανείας της αεροτομής. Για τη μελέτη της επίδρασης της τραχύτητας στους συντελεστές C_l και C_d έχουν τυποποιηθεί διάφορες ταχύτητες κατά NACA ή NASA, όπως ανάλογη ήταν και η τυποποίηση της τραχύτητας των σωλήνων κατά Nikuradse με κόκκους άμμου.



Σχήμα 4. Τυπικές μορφές διάφορων αεροτομών.



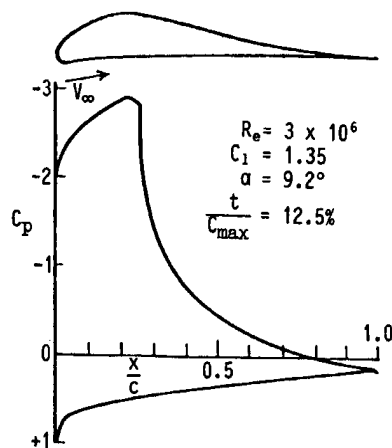
Σχήμα 5. Σύγκριση χαρακτηριστικών αεροτομών GA(W) - 1 και NASA.



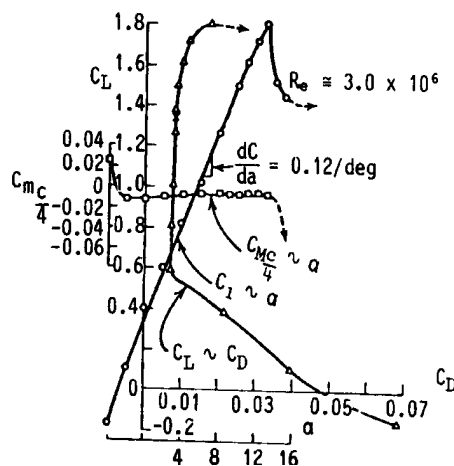
Σχήμα 6. Επίδραση τη τραχύτητας και Reynolds στους συντελεστές C_l , C_d αεροτομής.

Στο σχήμα 6 φαίνεται ακριβώς αυτή η επίδραση. Αύξηση της επιφανειακής τραχύτητας της αεροτομής έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του συντελεστή αντίστασης, πράγμα που δεν είναι επιθυμητό, αλλά συγχρόνως την αύξηση του μέγιστου συντελεστή άνωσης ως αποτέλεσμα καθυστέρησης της αποκόλλησης της ροής. Τελευταία, μετά το έτος 1973, άρχισε να εξετάζεται το πρόβλημα εύρεσης της αεροτομής εκείνης που παρουσιάζει το μέγιστο συντελεστή άνωσης και την ελάχιστη αεροδυναμική αντίσταση.

Το πρόβλημα οδήγησε σε αεροτομές που παρουσιάζουν σαφώς βελτιωμένα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Οι περισσότερες των αεροτομών αυτών επειδή επινοήθηκαν από την Douglas Corporation αποτελούν πνευματική της ιδιοκτησία. Στα σχήματα 7 και 8 παρουσιάζονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τέτοιων αεροτομών. Χαρακτηριστικά των αεροτομών αυτών είναι ότι η διανομή της πίεσης στο επάνω μέρος της αεροτομής είναι τέτοια, ώστε το οριακό στρώμα να βρίσκεται σχεδόν στο όριο της αποκόλλησης. Έτσι, ελαχιστοποιείται ο συντελεστής αντίστασης λόγω τριβής. Αντίθετα στο κάτω μέρος της αεροτομής ο συντελεστής πίεσης είναι περίπου σταθερός.



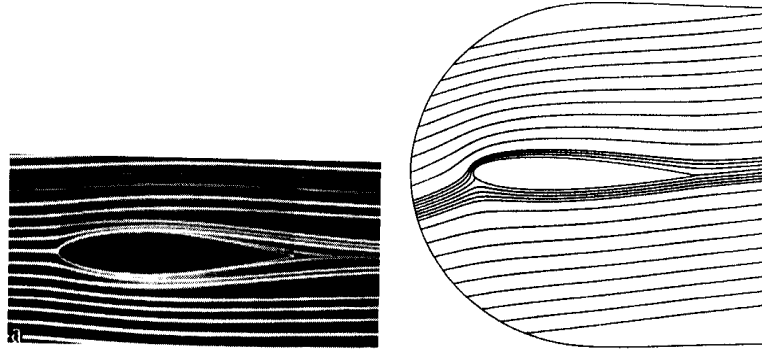
Σχήμα 7. Διανομή πίεσεως γύρω από αεροτομή.



Σχήμα 8. Αεροδυναμικοί συντελεστές αεροτομής.

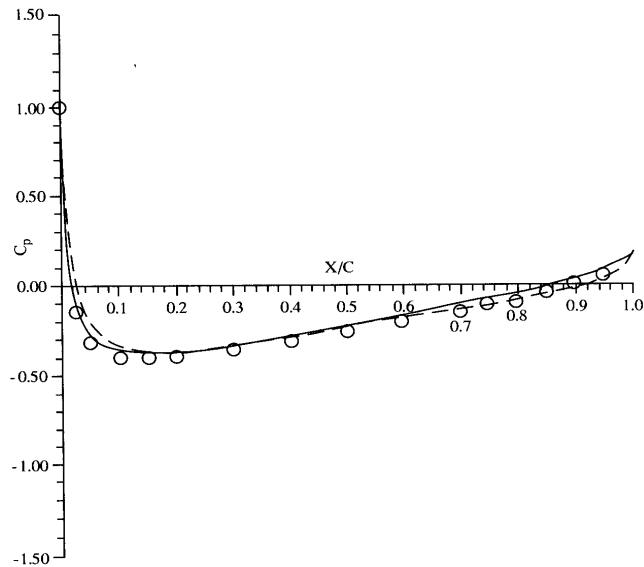
1.1.2 Περιγραφή της Ροής Γύρω από Αεροτομή

Τυπική μορφή των γραμμών ροής γύρω από την αεροτομή φαίνεται στο σχήμα 9 για αεροτομή NACA 0012 σε γωνία πρόσπτωσης 0 και 8 μοιρών.



Σχήμα 9. Οι γραμμές ροής γύρω από αεροτομή σε γωνία πρόσπτωσης $\alpha = 0^\circ$ και 8° .

Διαπιστώνεται η ύπαρξη του σημείου ανακοπής στην ακμή προσβολής της αεροτομής και η μετά από αυτό επιτάχυνση της ροής στο εμπρόσθιο μέρος της αεροτομής, όπως προκύπτει από τη σύγκλιση των γραμμών ροής. Στη περιοχή αυτή και ιδιαίτερα στο επάνω μέρος της αεροτομής αναμένονται αρνητικοί συντελεστές C_p . Μετά διαπιστώνεται επιβράδυνση της ροής, απόκλιση των γραμμών ροής, και ομαλή έξοδο της ροής από την ακμή φυγής της αεροτομής. Τυπική διανομή ταχυτήτων και συντελεστών πίεσης για ροή γύρω από αεροτομή NACA 0012 σε 0 και 8 μοίρες γωνία πρόσπτωσης παρουσιάζεται στα σχήματα 10 και 11.

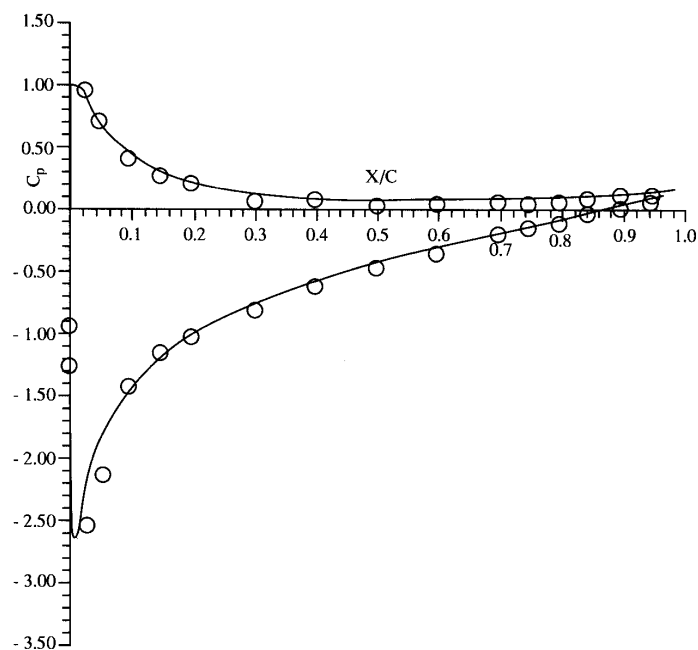


Σχήμα 10. Διανομή συντελεστή πίεσης C_p για γωνία πρόσπτωσης $\alpha = 0^\circ$,
 $Re = 7,6 \cdot 10^5$. (Ο πειράματα, - Θεωρία)

Για τις περισσότερες αεροτομές η αύξηση της γωνία πρόσπτωσης μέχρι 8 ή 10 μοίρες δεν συνεπάγεται αλλαγές στη τυπική μορφή της διανομής πιέσεων του σχήματος 11. Ο συντελεστής άνωσης εξακολουθεί να μεταβάλλεται γραμμικά με τη γωνία πρόσπτωσης. Στις μεγάλες αυτές γωνίες πρόσπτωσης αρχίζουν να εμφανίζονται και να επιδρούν τα φαινόμενα συνεκτικότητας του ρευστού στη διαμόρφωση του πεδίου ροής. Συγκεκριμένα στο επάνω μέρος της αεροτομής αρχίζει να εμφανίζεται αποκόλληση της ροής είτε τοπική (μορφή φουσαλίδας) είτε εκτεταμένη (πλήρης αποκόλληση).

Η εμφάνιση της αποκόλλησης αλλάζει ριζικά τη διανομή ταχυτήτων και πιέσεων γύρω από την αεροτομή όπως και το συντελεστή άνωσης, που τώρα είναι μικρότερος αυτού που προκύπτει με την υπόθεση της δυναμικής ροής (γραμμικότητα σχέσης άνωσης και γωνίας πρόσπτωσης). Ο συντελεστής άνωσης εξακολουθεί να αυξάνει με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης μέχρι όμως μιας μέγιστης τιμής της γωνίας πρόσπτωσης, η οποία καλείται γωνία απώλειας στήριξης της αεροτομής. Στη γωνία αυτή πρόσπτωσης ο συντελεστής άνωσης είναι μέγιστος. Παραπέρα αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης οδηγεί σε μείωση του συντελεστή

άνωσης λόγω ολοκληρωματικής πλέον αποκόλλησης της ροής από το επάνω μέρος της αεροτομής.



Σχήμα 11. Διανομή συντελεστής πίεσης C_p για γωνία πρόσπτωσης $\alpha = 8^\circ$, $Re = 7,6 * 10^5$. (Ο πειράματα, - Θεωρία)

Το σχήμα 12 δίνει τη διανομή πίεσης γύρω από την αεροτομή NACA 0012 σε γωνία πρόσπτωσης 12 μοιρών, που βρίσκεται κοντά στη γωνία απώλειας στήριξης, ενώ το σχήμα 13 δίνει τη διανομή πίεσης σε 20 μοίρες γωνία πρόσπτωσης, όπου διαπιστώνονται από τη σύγκριση των διανομών πίεσης οι ριζικές διαφορές στις τρεις περιπτώσεις 8,12 και 20 μοιρών γωνίας πρόσπτωσης.

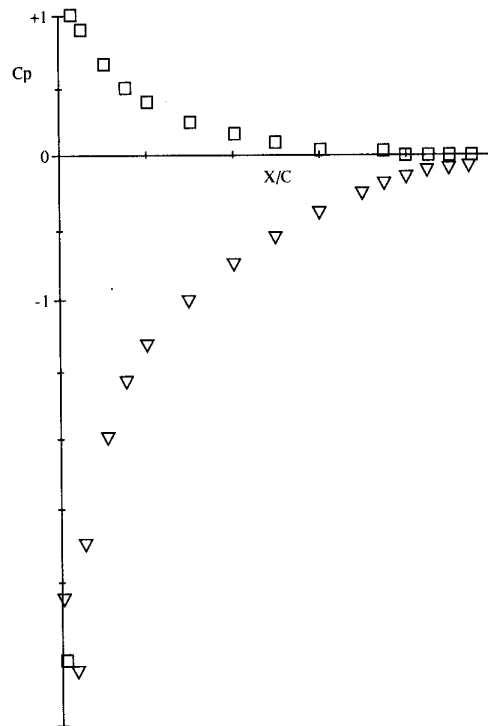
Μια αεροτομή γενικά επιδιώκεται να έχει χαμηλό συντελεστή αντίστασης για ένα μεγάλο εύρος μεταβολής γωνιών πρόσπτωσης κοντά σ' αυτόν που απαιτείται για πτήση διαρκείας. Επίσης ο μέγιστος συντελεστής άνωσης να είναι όσο γίνεται μεγαλύτερος, γιατί αυτός έχει άμεση επίδραση στη ταχύτητα απώλειας στήριξης (μέγεθος βασικό για την απογείωση του αεροσκάφους).

Διακρίνονται γενικώς τρία είδη απωλειών στήριξης:

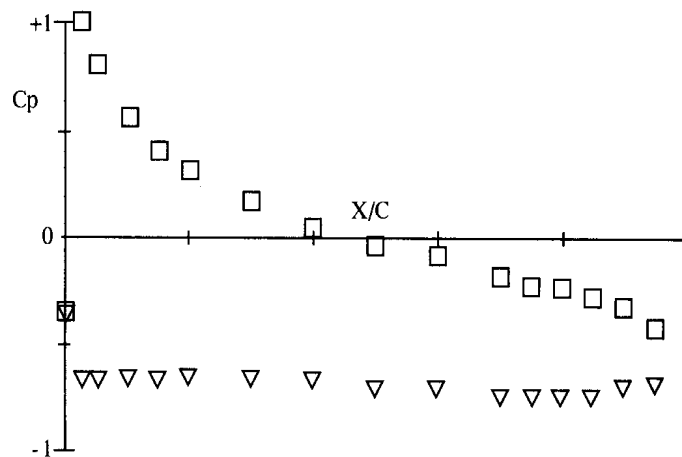
Τύπος 1: Απώλεια στήριξης ακμής φυγής.

Τύπος 2: Απώλεια στήριξης ακμής προσβολής.

Τύπος 3: Απώλεια στήριξης λεπτής αεροτομής.



Σχήμα 12. Διανομή συντελεστή πίεσης C_p για γωνία πρόσπτωσης 12° .



Σχήμα 13. Διανομή συντελεστή πίεσης C_p για γωνία πρόσπτωσης 20° .

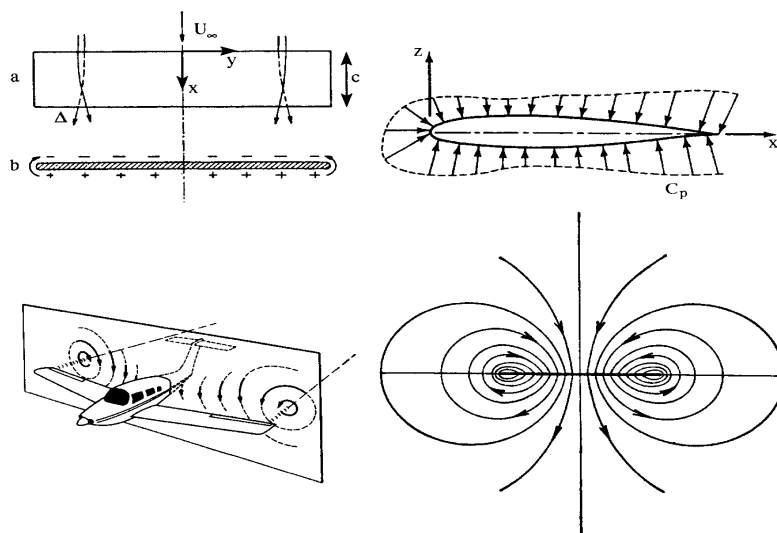
Στον πρώτο τύπο απώλειας στήριξης η καμπύλη άνωσης στη περιοχή απώλειας στήριξης είναι στρογγυλεμένη και η απώλεια στήριξης είναι ομαλή. Οι αεροτομές αυτές έχουν μέγιστο συντελεστή άνωσης γύρω στο 1.5 και το χαρακτηριστικό αυτό (ομαλής απώλειας) είναι ευπρόσδεκτο. Το μέγεθος της αποκόλλησης μεγαλώνει με τη γωνία πρόσπτωσης και αρχίζει από την ακμή φυγής γύρω στις 10 μοίρες, όπου ο συντελεστής άνωσης είναι γύρω στο 1 και το μέγεθος αυξάνει μέχρι που η αποκόλληση φθάνει στο 50% της χορδής. Περαιτέρω αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης οδηγεί σε αύξηση της αποκολλημένης περιοχής και μείωση του συντελεστή άνωσης.

Οι αεροτομές που παρουσιάζουν τον δεύτερο τύπο αποκόλλησης εμφανίζουν ελαφρώς μεγαλύτερο μέγιστο συντελεστή άνωσης, αλλά σημαντικά πιο απότομη πτώση του σε γωνίες πρόσπτωσης μεγαλύτερες της γωνίας απώλειας στήριξης. Το φαινόμενο αυτό αποδίδεται στην αποκόλληση που εμφανίζεται στην ακμή προσβολής της αεροτομής και που οφείλεται στη μικρή ακτίνα καμπυλότητας της ακμής προσβολής. Σε γωνίες πρόσπτωσης κάτω της γωνίας απώλειας στήριξης η αποκόλληση που συμβαίνει στην ακμή προσβολής είναι τύπου φυσαλίδας, δηλαδή το οριακό στρώμα της ακμής προσβολής, που είναι στρωτό, αποκολλάται και κατόπιν επανακολλάται στο επάνω μέρος της αεροτομής αφού μεταπέσει σε τυρβώδες. Για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης η αποκόλληση της ακμής προσβολής είναι ολοκληρωτική χωρίς επανακόλληση της ροής πάνω στην αεροτομή. Ο τύπος αποκόλλησης της ακμής προσβολής είναι λιγότερο επιθυμητός από τον τύπο αποκόλλησης της ακμής φυγής, εμφανίζεται δε γενικά σε λεπτές αεροτομές πάχους μικρότερου από το 12%.

Ο τύπος αποκόλλησης 3 έχει πολύ μικρότερο μέγιστο συντελεστή άνωσης και χαρακτηρίζει λεπτές αεροτομές πάχους κάτω του 9% με μικρής καμπυλότητας ακμή προσβολής. Λόγω των χαρακτηριστικών αυτών η αποκόλληση της ροής από το επάνω μέρος της αεροτομής είναι εκτεταμένη με επανακόλληση κοντά στην ακμή φυγής και συμβαίνει σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης.

1.2 Η Ροή Γύρω από την Πτέρυγα Αεροσκάφους - Επαγόμενη Αντίσταση

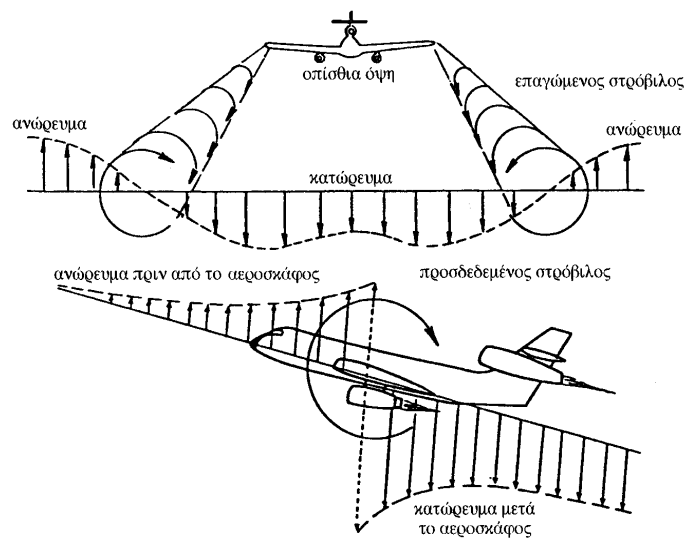
Η πτέρυγα είναι το τμήμα εκείνο του αεροσκάφους, στο οποίο αναπτύσσεται και εφαρμόζεται η άνωση. Η ροή του αέρα γύρω από την πτέρυγα είναι τρισδιάστατη, το δε ρευστό είναι συμπιεστό και συνεκτικό. Από την δισδιάστατη θεωρία των αεροτομών είναι γνωστό ότι μια αεροτομή δημιουργείται από μια μέση γραμμή και μια κατανομή πάχους. Στη μέση γραμμή και στη γωνία πρόσπτωσης οφείλεται η άνωση, ενώ η κατανομή του πάχους προσδίδει σταθερότητα στη ροή, καθυστερεί την αποκόλληση της, κυρίως στην ακμή προσβολής και γενικότερα επιτρέπει ροή χωρίς κρούση σε μια ευρύτερη περιοχή γωνιών προσβολής γύρω από την ιδανική γωνία πρόσπτωσης. Η πτέρυγα συνεπώς μπορεί να θεωρηθεί ότι δημιουργείται από μια επιφάνεια “μέσων γραμμών” και μια τρισδιάστατη κατανομή πάχους γύρω από τη μέση επιφάνεια. Φανερό είναι ότι η μορφή των μέσων γραμμών και η γωνία πρόσπτωσης μπορεί να μεταβάλλεται κατά το άνοιγμα της πτέρυγας. Σε μια τρισδιάστατη πτέρυγα, που βρίσκεται σε γωνία πρόσπτωσης μέσα σε παράλληλη ροή, στο πάνω μέρος της επικρατούν χαμηλότερες πιέσεις σε σύγκριση με το κάτω μέρος της πτέρυγας, όποτε το ρευστό τείνει να περάσει από τα ακροπτερύγια στο επάνω μέρος της πτέρυγας, αναπτύσσοντας έτσι μια εγκάρσια κυκλοφορία, όποτε και εξισώνεται στα ακροπτερύγια αυτή η διαφορά πιέσεων. Οι γραμμές ροής συνεπώς έχουν τη μορφή του παρακάτω σχήματος.



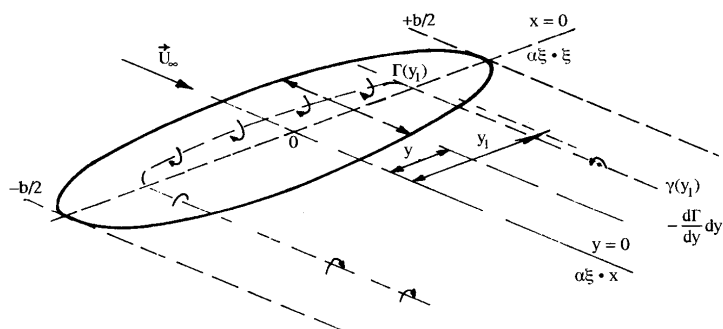
Σχήμα 14. Ανάπτυξη της εγκάρσιας κυκλοφορίας.

Διαπιστώνεται ότι σε οποιοδήποτε σημείο πάνω στην πτέρυγα το ρευστό έχει αντίθετη ταχύτητα κατά τον άξονα y για $z > 0$ και $z < 0$, δηλαδή στην πάνω και κάτω επιφάνεια της πτέρυγας οι εγκάρσιες ταχύτητες του ρευστού είναι αντίθετες. Η κίνηση αυτή του ρευστού μπορεί να θεωρηθεί ότι δημιουργείται από γραμμή δίνης, η οποία εκφεύγει από το σημείο της ακμής φυγής της πτέρυγας και έχει κατεύθυνση που συμπίπτει με τη διεύθυνση της τοπικής ταχύτητας ροής.

Η πτέρυγα λοιπόν μπορεί να προσομοιωθεί με ένα σύστημα δυο φύλλων στροβιλότητας που το πρώτο είναι σταθερά δεμένο στην πτέρυγα και το δεύτερο είναι ελεύθερο και περιλαμβάνει τους ελεύθερους ή τους ακολουθούντες την πτέρυγα δινωσωλήνες.



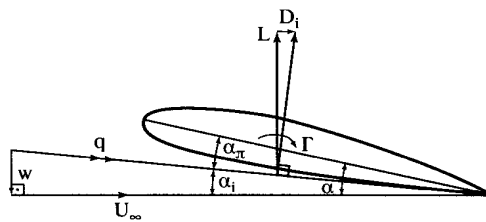
Σχήμα 15. Το σύστημα στρόβιλων του αεροσκάφους.



Σχήμα 16. Τα δυο φύλλα στροβιλότητας, σταθερό και ελεύθερο.

Οι δυνωσολήνες που ακολουθούν την πτέρυγα (ελεύθεροι δυνωσολήνες) επάγουν στην επιφάνεια της πτέρυγας ταχύτητα \vec{w} , η οποία έχει και συνιστώσα w κατά την διεύθυνση την κάθετη στην έπ' άπειρο ταχύτητα U_∞ . Αποτέλεσμα του γεγονότος αυτού είναι η μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης a (γεωμετρική γωνία πρόσπτωσης) κατά την ποσότητα w/U_∞ , όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα, οπότε η πραγματική γωνία πρόσπτωσης της πτέρυγας είναι

$$a_\pi = a + \frac{w}{U_\infty}.$$



Σχήμα 17. Η γεωμετρική και η πραγματική γωνία πρόσπτωσης.

Ως συνέπεια της αλλαγής της γωνίας πρόσπτωσης, λόγω επαγόμενης ταχύτητας, η δυναμική άνωση (σε στοιχειώδες άνοιγμα της πτέρυγας dy) είναι κάθετη στη συνισταμένη ταχύτητα (U_∞, \vec{w}) .

Η στοιχειώδης δύναμη που είναι κάθετη στην έπ' άπειρο ταχύτητα U_∞ (άνωση με την τυπική έννοια) είναι ίση με dL , μικρότερη της dL' (άνωση αν δεν υπήρχε η επαγόμενη ταχύτητα \vec{w}),

$$dL = dL' \left\{ 1 - \left(\frac{w}{U_\infty} \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \cong dL'$$

Το άξιο παρατήρησης στην περίπτωση αυτή είναι ότι το στοιχειώδες τμήμα dy της πτέρυγας εμφανίζει αεροδυναμική αντίσταση ίση με dD_i ,

$$dD_i = dL \frac{w}{U_\infty}$$

Η αντίσταση αυτή καλείται επαγόμενη, βλέπε και τη χρήση του δείκτη i (induced = επαγόμενη), και είναι αποτέλεσμα δυναμικού αίτιου, της άνωσης, και όχι της συνεκτικότητας του ρευστού. Συμπέρασμα της προηγούμενης ανάλυσης είναι ότι η πεπερασμένη πτέρυγα παρουσιάζει ελαφρώς μειωμένη δυναμική άνοση αλλά συγχρόνως και επαγόμενη αντίσταση.

Ορίζοντας τον τοπικό συντελεστή άνωσης c_l και επαγόμενης αντίστασης c_{di} από τις σχέσεις,

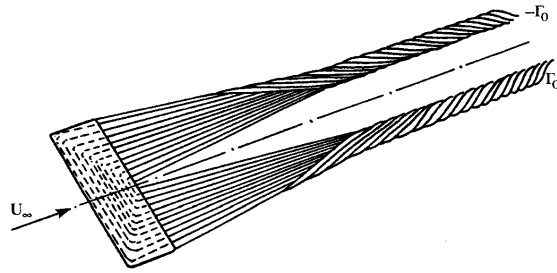
$$c_l = \frac{dL}{\rho / 2 U_\infty^2 c dy}$$

$$c_{di} = \frac{dD_i}{\rho / 2 U_\infty^2 c dy}$$

όπου ρ η πυκνότητα του ρευστού, c η χορδή και dy το στοιχειώδες πλάτος της πτέρυγας, συμπεραίνεται ότι ο τοπικός επαγόμενος συντελεστής αντίστασης συνδέεται με τον τοπικό συντελεστή άνωσης με τη σχέση,

$$c_{di} = c_l \frac{w}{U_\infty}$$

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι το φύλλο στροβιλότητας που ακολουθεί την πτέρυγα στην πραγματικότητα δεν συμπεριφέρεται ως γεωμετρικά παγωμένο, δηλαδή η γεωμετρία του να παραμένει επίπεδη αλλά λόγω των αυτεπαγόμενων ταχυτήτων μια χορδή περίπου κατάντι της ακμής εκφυγής καμπυλώνεται με μετατόπιση των δινογραμμών προς τα ακροπτερύγια. Τελικά, μερικές χορδές κατάντι, το φύλλο στροβιλότητας αναδιπλώνεται και ολόκληρη η ελεύθερη στροβιλότητα συγκεντρώνεται σε δυο διακριτούς δινοσωλήνες κοντά στα ακροπτερύγια της πτέρυγας. Το παρακάτω σχήμα δείχνει την αναδίπλωση του αρχικά παγωμένου ομόρου της πτέρυγας για διάφορες θέσεις κατάντι.



Σχήμα 18. Η διαδικασία αναδίπλωσης του ελεύθερου φύλλου στροβιλότητας.

2. Αεροδυναμική Σήραγγα

2.1 Σημαντικές Πειραματικές Παράμετροι

Όταν ένα σώμα κινείται μέσα σε ένα υλικό μέσο αναπτύσσονται σε αυτό δυνάμεις, οι οποίες οφείλονται στη συνεκτικότητα του μέσου, στην αδράνεια του, στην ελαστικότητα του και στη βαρύτητα. Η αδρανειακή δύναμη είναι ανάλογη της μάζας του αέρα που επηρεάζεται και της επιτάχυνσης που προσδίδεται σε αυτήν τη μάζα. Επομένως, ενώ είναι αλήθεια ότι μια μεγάλη ποσότητα αέρα επηρεάζεται από ένα κινούμενο σώμα (και κάθε στοιχείο του αέρα με διαφορετική ένταση), μπορούμε να πούμε ότι η αδρανειακή δύναμη είναι αποτέλεσμα της πρόσδοσης μιας σταθερής επιτάχυνσης σε έναν “ενεργό” όγκο αέρα. Ας πούμε ότι αυτός ο ενεργός όγκος αέρα είναι kl^3 , όπου l είναι ένα χαρακτηριστικό μήκος του σώματος και k μια σταθερά εξαρτώμενη από το σχήμα του σώματος. Οπότε μπορούμε να γράψουμε,

$$\text{Δύναμη αδρανείας} \sim \rho l^3 V / t$$

Όπου ρ η πυκνότητα του αέρα σε slug/ft³, V η ταχύτητα του αέρα σε ft/sec, t ο χρόνος σε sec.

Αντικαθιστώντας το l/V στη θέση του t , έχουμε

$$\text{Δύναμη αδρανείας} \sim \rho l^2 V^2$$

Η δύναμη συνεκτικότητας, σύμφωνα με τον ορισμό της, μπορεί να γραφτεί,

$$\text{Δύναμη συνεκτικότητας} \sim \mu V l$$

όπου μ ο συντελεστής συνεκτικότητας σε slug/ft*sec

Η βαρυτική δύναμη είναι,

$$\text{Βαρυτική δύναμη} = \rho l^3 g$$

όπου g η βαρυτική επιτάχυνση.

Εξ' ορισμού, μέτρο της ελαστικότητας ενός αερίου είναι η πίεση που απαιτείται, ώστε μια μονάδα αερίου να αλλάξει ως προς τον όγκο του. Δίνεται το σύμβολο E (p/ft²). Οπότε έχουμε,

$$\text{Ελαστική δύναμη} \sim El^2$$

Η ταχύτητα του ήχου στον αέρα a σχετίζεται με την ελαστικότητα του αέρα σύμφωνα με τον τύπο,

$$E = \rho a^2$$

Οπότε μπορούνε να γράψουμε,

$$\text{Ελαστική δύναμη} \sim \rho a^2 l^2$$

Οι σημαντικές αδιάστατες παράμετροι (όπως αυτές ορίστηκαν από τους ανθρώπους, οι οποίοι πρώτοι παρατήρησαν την σημασία τους), που έχουν κυρίαρχο ρόλο κατά την πειραματική διαδικασία είναι οι παρακάτω,

$$\text{Αριθμός Reynolds} = \text{Δύναμη αδρανείας} / \text{Δύναμη συνεκτικότητας} = \frac{\rho V l}{\mu}$$

$$\text{Αριθμός Mach} = \text{Δύναμη αδρανείας} / \text{Ελαστική δύναμη} = \frac{V}{a}$$

$$\text{Αριθμός Froude} = \text{Δύναμη αδρανείας} / \text{Βαρυτική δύναμη} = \sqrt{\frac{V^2}{lg}}$$

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι πολλές αεροδυναμικές σήραγγες είναι σημαντικά ευαίσθητες στις μεταβολές του αριθμού Reynolds, όποτε χρειάζεται ιδιαίτερη προσοχή και εμπειρία για την σωστή χρήση τους σε πειραματικές διαδικασίες.

Επίσης, αξιοσημείωτο είναι ότι η τελευταία εξίσωση χρησιμοποιεί τη ρίζα του λόγου και όχι τον λόγο καθ' εαυτόν.

Εάν σε μια πειραματική μέτρηση ενός μοντέλου διατηρούνται οι τιμές των αριθμών Reynolds και Mach ίδιες με αυτές του πραγματικού οχήματος, τότε η ροή γύρω από το μοντέλο και το πραγματικό όχημα θα είναι ίδια. Υπό αυτές τις συνθήκες, οι δυνάμεις και οι ροπές που αναπτύσσονται στο μοντέλο μπορούν κατ' ευθείαν να μετατραπούν στην πραγματική κλίμακα.

Το μεγαλύτερο ποσοστό των πειραμάτων σε αεροδυναμικές σήραγγες γίνονται με άκαμπτα μοντέλα τοποθετημένα σε μια σταθερή θέση μέσα στη σήραγγα, οπότε δεν είναι ανάγκη ο αριθμός Froude να είναι ο ίδιος. Η διατήρηση της τιμής του αριθμού Mach επιβάλλεται στην περίπτωση ροών υψηλών ταχυτήτων, στις οποίες η επίδραση του αριθμού Mach κυριαρχεί, ενώ η επίδραση του αριθμού Reynolds δεν είναι σημαντική και άρα δεν είναι απαραίτητη η διατήρηση της τιμής του. Αντιθέτως, στις ροές χαμηλών ταχυτήτων όπου κυριαρχεί η επίδραση του αριθμού Reynolds είναι απαραίτητη η διατήρηση της τιμής του, ενώ η διατήρηση του Mach δεν είναι τόσο απαραίτητη. Εν τούτοις, για οποιοδήποτε πείραμα μια προσεκτική εκτίμηση της επίδρασης των αριθμών Reynolds και Mach θα πρέπει να γίνεται για την διασφάλιση της εγκυρότητας των αποτελεσμάτων.

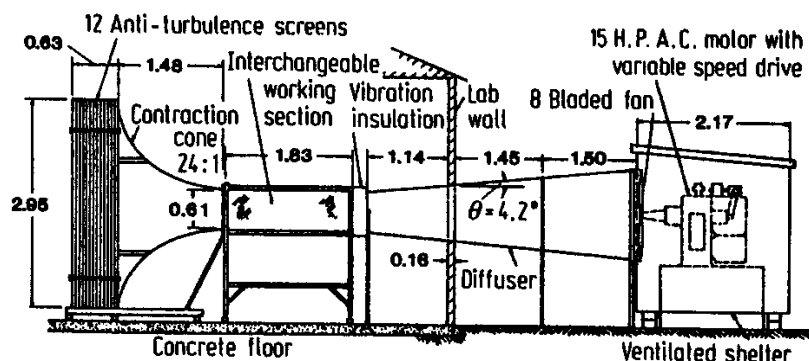
Παρά το γεγονός ότι είναι δύσκολο, εάν όχι αδύνατο, να διατηρήσουμε τις τιμές και των δυο αριθμών Reynolds και Mach στις περισσότερες αεροδυναμικές σήραγγες, η αεροδυναμική σήραγγα είναι το πιο χρήσιμο εργαλείο στα χέρια ενός μηχανικού αεροδυναμικής.

2.2 Τύποι Αεροδυναμικών Σηράγγων

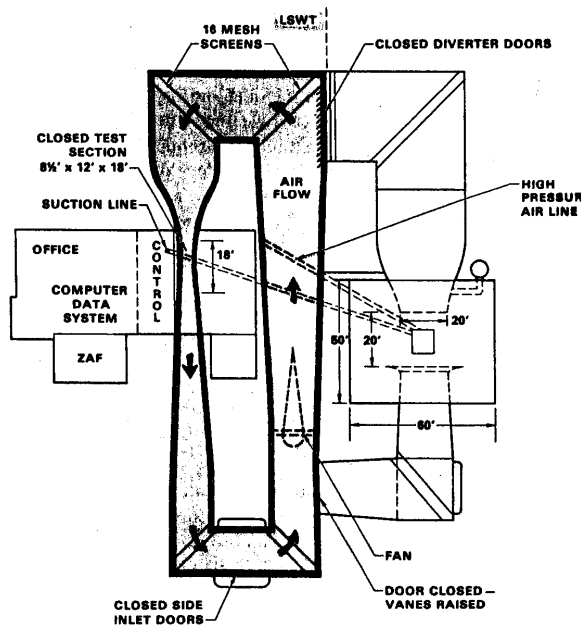
Υπάρχουν δυο βασικοί τύποι αεροδυναμικών σηράγγων και δυο βασικές διαμορφώσεις του τμήματος όπου γίνονται οι μετρήσεις (τμήμα μέτρησης).

Ο πρώτος βασικός τύπος είναι η ανοικτού κυκλώματος σήραγγα. Σε αυτό τον τύπο σήραγγας ο αέρας ακολουθεί ευθεία διαδρομή από την είσοδο μέσω ενός συγκλίνοντος αγωγού στο τμήμα μέτρησης, στη συνέχεια περνά από έναν διαχύτη, από το τμήμα του φυσητήρα και καταλήγει από την έξοδο της σήραγγας στο περιβάλλον. Το τμήμα μέτρησης της σήραγγας μπορεί να μην περιβάλλεται από στέρεο σύνορο (ανοικτής δέσμης ή τύπος Eiffel) ή να περιβάλλεται από στέρεο σύνορο (κλειστής δέσμης ή τύπος NPL).

Ο δεύτερος βασικός τύπος είναι η κλειστού κυκλώματος αεροδυναμική σήραγγα (τύπος Prandtl ή Göttingen). Σε αυτόν τον τύπο σήραγγας ο αέρας ακολουθεί μια κλειστή συνεχόμενη διαδρομή. Το μεγαλύτερο ποσοστό των κλειστού κυκλώματος σηράγγων έχουν μονή επιστροφή (όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα), αλλά έχουν χτιστεί και σήραγγες με διπλή επιστροφή. Και για τις κλειστού κυκλώματος σήραγγες ισχύει ότι μπορεί να έχουν ανοικτό ή κλειστό τμήμα μέτρησης και μερικές βέβαια έχουν χτιστεί ώστε να έχουν και τις δυο επιλογές.



Σχήμα 19. Σήραγγα τύπου NPL ή ανοικτού κυκλώματος.



Σχήμα 20. Σήραγγα τύπου Göttingen ή κλειστού κυκλώματος.

Όπως σε κάθε μηχανολογική σχεδίαση, έτσι και για τους δυο βασικούς τύπους σήραγγας υπάρχουν πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα. Γενικά, ο τύπος της σήραγγας που θα επιλεγθεί εξαρτάται από το διαθέσιμο κεφαλαίο και το σκοπό.

Μια ανοικτού κυκλώματος σήραγγα έχει τα ακόλουθα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα:

Πλεονεκτήματα

1. Χαμηλό κατασκευαστικό κόστος.
2. Εάν κάποιος επιθυμεί να τρέξει εσωτερικής καύσεως μηχανές ή να κάνει οπτικοποίηση ροής με καπνό, δεν υπάρχει κάποιο πρόβλημα καθαρισμού της σήραγγας εφόσον και η είσοδος και η έξοδος του αέρα είναι ανοικτά στην ατμόσφαιρα.

Μειονεκτήματα

1. Εάν είναι εγκατεστημένη σε δωμάτιο, τότε μπορεί να χρειαστεί εκτεταμένη διόρθωση της ροής με τη χρήση σίτων στην είσοδο της σήραγγας, ώστε να εξασφαλιστεί υψηλής ποιότητας ροή, αυτό βέβαια εξαρτάται από τη σχέση των μεγεθών της σήραγγας και

του δωματίου. Το ίδιο μπορεί να ισχύει όταν η είσοδος και/ή έξοδος είναι ανοικτά στην ατμόσφαιρα, όποτε η κακοκαιρία μπορεί να επηρεάσει την ποιότητα της ροής και επομένως τη λειτουργία της σήραγγας.

2. Για δεδομένο μέγεθος και ταχύτητα της σήραγγας απαιτείται περισσότερη ενέργεια για τη λειτουργία της.
3. Γενικά, είναι θορυβώδης. Για μεγάλες σήραγγες (τμήμα μέτρησης μεγαλύτερο των 70 ft²) ο θόρυβος αποτελεί περιβαλλοντικό πρόβλημα, οπότε και οι ώρες λειτουργίας της σήραγγας περιορίζονται.

Εξ' αιτίας του χαμηλού αρχικού κόστους, μια ανοικτού κυκλώματος σήραγγα είναι ιδανική για σχολεία και πανεπιστήμια, όπου μια σήραγγα χρησιμοποιείται για εκπαιδευτικούς και ερευνητικούς σκοπούς και δεν υπάρχουν υψηλές λειτουργικές απαιτήσεις.

Μια κλειστού κυκλώματος σήραγγα έχει τα παρακάτω πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα:

Πλεονεκτήματα

1. Μέσω της χρήσης καθοδηγητικών πτερυγίων και σίτων, η ποιότητα της ροής μπορεί εύκολα να ελεγχθεί.
2. Λιγότερη ενέργεια απαιτείται για δεδομένο μέγεθος του τμήματος μέτρησης και της ταχύτητας. Αυτό είναι σημαντικό για μια σήραγγα με υψηλές λειτουργικές απαιτήσεις (δυο ή τρεις βάρδιες, πέντε με έξι μέρες την εβδομάδα).
3. Λιγότερος θόρυβος κατά τη λειτουργία.

Μειονεκτήματα

1. Υψηλότερο αρχικό κόστος που οφείλεται στον αγωγό ανακυκλοφορίας του αέρα και στα καθοδηγητικά πτερύγια.
2. Εάν χρησιμοποιείται εκτεταμένα για μετρήσεις με καπνό ή για δόκιμη μηχανών εσωτερικής καύσης, τότε θα πρέπει να υπάρχει κάποιος τρόπος να καθαριστεί η σήραγγα.

3. Εάν η σήραγγα λειτουργεί εντατικά, τότε μπορεί να χρειαστεί ένας εναλλάκτης αέρος ή κάποια άλλη μέθοδος ψύξης κατά τη διάρκεια των ζεστών ημερών του καλοκαιριού.

2.3 Ανοικτό και Κλειστό Τμήμα Μέτρησης

Ένα ανοικτό τμήμα μέτρησης σε συνδυασμό με μια ανοικτού κυκλώματος σήραγγα απαιτεί περίφραξη γύρω από το τμήμα μέτρησης, ώστε να αποτραπεί η είσοδος αέρα σε αυτό.

Στις κλειστού κυκλώματος σήραγγες μεγάλου μεγέθους, με εξωτερικό ζυγό, το ανοιχτό τμήμα μέτρησης συνήθως έχει ένα στερεό σύνορο, από τη στιγμή που δεν πρέπει να προσπίπτει δέσμη αέρα στον ζυγό.

Η τοποθέτηση δαπέδων προσομοίωσης εδάφους είναι πιο δύσκολη σε ένα ανοικτό τμήμα μέτρησης. Στις μεγάλου μεγέθους σήραγγες η πρόσβαση για να γίνουν αλλαγές επί του μοντέλου είναι πιο δύσκολες.

Επομένως, στις περισσότερες σήραγγες είναι επιθυμητό ένα κλειστού τύπου τμήμα μέτρησης. Θα πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι στις μεγάλου μεγέθους σήραγγες προτιμάται το τμήμα μέτρησης να έχει ορθογωνική διατομή διότι είναι ευκολότερες οι αλλαγές επί του μοντέλου.

2.4 Μέγεθος Τμήματος Μέτρησης

Το μέγεθος του τμήματος μέτρησης θα πρέπει να είναι όσο το δυνατόν μεγαλύτερο. Ιδανικά, μια σήραγγα θα πρέπει να είναι τόσο μεγάλη, ώστε να χωράει ένα πραγματικής κλίμακας αεροσκάφος. Αρκετές σήραγγες χτίστηκαν από το 1920 μέχρι το 1940 προκειμένου να επιτύχουν αυτό το στόχο. Όμως, από τα τέλη του 1940 το μέγεθος των αεροσκαφών άρχισε να αυξάνεται δραματικά. Επίσης, το εκπέτασμα του μοντέλου θα πρέπει να είναι μικρότερο του 0.8 του πλάτους του τμήματος μέτρησης της σήραγγας. Τα προηγούμενα σε συνδυασμό με το γεγονός ότι η κατασκευή, η μεταφορά και η τοποθέτηση στη σήραγγα ενός μοντέλου

πραγματικής κλίμακας είναι αρκετά ακριβά καθιστούν την ιδέα της πραγματικής κλίμακας σήραγγας οικονομικά ανέφικτη. Οπότε, οι περισσότερες σήραγγες έχουν πλάτος από 10 μέχρι 20 ft.

2.5 Σήραγγες Υψηλού Αριθμού Reynolds

Δεν είναι εφικτό να ανακτήσουμε την τιμή του αριθμού Reynolds πραγματικής κλίμακας χρησιμοποιώντας αεροσκάφη πραγματικής κλίμακας. Εν τούτοις, υπάρχουν μέθοδοι αύξησης της τιμής του αριθμού Reynolds σε μικρότερες σήραγγες και με μικρότερα μοντέλα.

Μια από τις παλαιότερες μεθόδους είναι να χτιστεί σήραγγα, η οποία μπορεί να συμπιεστεί, δηλαδή να παρέχει πεπιεσμένο αέρα (η σήραγγα στο Langley της NASA μπορεί να συμπιεστεί στις 20 atm). Η μέθοδος αυτή μπορεί να εξηγηθεί εξετάζοντας την εξίσωση του αριθμού Reynolds και την εξίσωση κατάστασης του τέλειου αερίου:

$$\text{Αριθμός Reynolds} : \rho V l / \mu$$

$$\text{Εξίσωση κατάστασης} : P = \rho R T$$

Επομένως, εάν κάποιος αυξήσει την πίεση με ένα συντελεστή π.χ. 20 τότε η πυκνότητα και άρα ο αριθμός Reynolds για δεδομένο χαρακτηριστικό μήκος και ταχύτητα θα αυξηθεί κατά 20 φορές. Υπάρχουν, όμως, κάποια μειονεκτήματα της μεθόδου αυτής:

1. Το κόστος του κελύφους της σήραγγας, το οποίο θα πρέπει να αντέχει υψηλές εσωτερικές πιέσεις.
2. Ο χρόνος που απαιτείται να συμπιεστεί η σήραγγα, το κόστος του συστήματος συμπίεσης κλπ.
3. Υψηλή πυκνότητα σημαίνει μεγάλη δυναμική πίεση και πιθανόν υπερβολικό φορτίο επί του μοντέλου.

4. Για τις μεγαλύτερες σήραγγες θα πρέπει να υπάρχει μηχανισμός που θα μονώνει αεροστεγώς το τμήμα μέτρησης και θα επιτρέπει σε αυτό να αποσυμπιέζεται προκειμένου να υπάρχει πρόσβαση στο μοντέλο.

Ένας δεύτερος τρόπος είναι να χρησιμοποιηθεί διαφορετικό εργαζόμενο ρευστό. Για δεδομένη ισχύ εισόδου η χρήση του Freon 12 μπορεί να αυξήσει τον αριθμό Mach κατά 2.5 φορές και τον αριθμό Reynolds κατά 3.6 φορές. Και πάλι υπάρχουν κάποια προβλήματα όπως το αρχικό κόστος, το κόστος των αντλιών, το κόστος του αερίου και στη μέθοδο που θα επιτρέπει να γίνονται αλλαγές επί του μοντέλου στο τμήμα μέτρησης.

Μια τρίτη μέθοδος είναι οι κρουογενείς σήραγγες. Παρόλο που οι σήραγγες αυτές προορίζονται για διηχητικές δοκιμές, η ίδια μέθοδος μπορεί να δουλέψει και στις σήραγγες χαμηλών ταχυτήτων. Αυτές οι σήραγγες έχουν την ικανότητα να αλλάζουν την πίεση μέχρι 9 atm. Το εργαζόμενο ρευστό είναι άζωτο, και ρίχνοντας υγρό άζωτο ανάντι του φουσητήρα πέφτει η θερμοκρασία του αερίου. Με αυτή την τεχνική είναι δυνατή η λειτουργία σε ένα εύρος δυναμικών πιέσεων και αριθμών Reynolds με σταθερή τη θερμοκρασία μέχρι το όριο της πίεσης ανακοπής της σήραγγας. Διαφορετικά, η σήραγγα μπορεί να δουλεύει με σταθερή δυναμική πίεση και μεταβάλλοντας τη θερμοκρασία να μεταβάλλεται ο αριθμός Reynolds. Το εύρος μεταβολής του αριθμού Reynolds για δεδομένο μοντέλο και τιμή του αριθμού Mach είναι εντυπωσιακό από 1×10^6 έως 100×10^6 . Το αρχικό κόστος και το κόστος λειτουργίας της εγκατάστασης αυτής είναι ιδιαίτερα υψηλό, εν τούτοις δείχνει τι μπορεί να επιτευχθεί σε μια αεροδυναμική σήραγγα.

2.6 Σχεδίαση Αεροδυναμικής Σήραγγας

Καμιά αεροδυναμική σήραγγα δεν είναι επαρκής για όλες τις πιθανές αεροδυναμικές δοκιμές. Γενικά, οι αεροδυναμικές σήραγγες μπορούν να χωριστούν σε τέσσερις μεγάλες κατηγορίες:

1. Υποηχητικές με μέγιστο αριθμό Mach 0.4.
2. Διηχητικές με μέγιστο αριθμό Mach 1.3.
3. Υπερηχητικές με μέγιστο αριθμό Mach 4 με 5.
4. Υπέρ-υπερηχητικές με αριθμό Mach μεγαλύτερου του 5.

Σε αυτήν τη εργασία θα ασχοληθούμε με τις υποηχητικές σήραγγες. Πέραν των υποηχητικών σιηράγγων που προορίζονται για ειδικού τύπου δόκιμες, οι υπόλοιπες σήραγγες προορίζονται για γενικές εφαρμογές γι' αυτό και ονομάζονται γενικού τύπου υποηχητικές σήραγγες. Τα βασικά τμήματα των σιηράγγων αυτών παρουσιάζονται παρακάτω, πρώτα όμως θα παρατεθούν κάποιες γενικές πληροφορίες. Το εμβαδόν της διατομής του τμήματος μέτρησης καθορίζει το συνολικό μέγεθος της σήραγγας. Το μέγεθος του τμήματος μέτρησης και η ταχύτητα αποτελούν τους καθοριστικούς παράγοντες για την απαιτούμενη ισχύ. Το μέγεθος της σήραγγας καθορίζει το κατασκευαστικό κόστος και η απαιτούμενη ισχύς και οι ώρες λειτουργίας καθορίζουν το λειτουργικό κόστος. Παρά το γεγονός ότι το μεγαλύτερο ποσοστό του λειτουργικού κόστους το αποτελούν οι μισθοί του προσωπικού, το κόστος της καταναλισκόμενης ηλεκτρικής ισχύος για τη λειτουργία της σήραγγας και των διάφορων βοηθητικών συστημάτων δεν είναι ασήμαντο. Οπότε κατά το σχεδιασμό θα πρέπει να υπάρχει μια ισορροπία μεταξύ του αρχικού και του λειτουργικού κόστους.

2.6.1 Τμήμα Μέτρησης

Οι παράγοντες που καθορίζουν το μέγεθος του τμήματος μέτρησης και κατά συνέπεια της συνολικής εγκατάστασης είναι το αρχικό κόστος και ο επιθυμητός αριθμός Reynolds.

Κατά το πέρασμα των χρόνων διάφορα σχήματα έχουν χρησιμοποιηθεί για το τμήμα μέτρησης όπως κυκλικό, ελλειπτικό, τετραγωνικό, ορθογωνικό, εξαγωνικό, οκταγωνικό, ορθογωνικό με λοξοτομημένες γωνίες.

Για εύκολη εγκατάσταση των μοντέλων, αλλαγές επί του μοντέλου, εγκατάσταση επιφανειών προσομοίωσης εδάφους και βαθμονόμηση εξωτερικών ζυγών τίποτα δεν είναι καλύτερο από ένα τμήμα μέτρησης με επίπεδους τοίχους. Οι επίπεδοι τοίχοι απλοποιούν την εγκατάσταση μηχανισμών για την αλλαγή της γωνίας εκτροπής των μοντέλων και επιτρέπει την εύκολη εγκατάσταση παραθύρων για την παρακολούθηση και φωτογράφιση της οπτικοποιημένης ροής.

Καθώς ο αέρας διασχίζει το τμήμα μέτρησης το οριακό στρώμα παχαιίνει. Το γεγονός αυτό μειώνει την ενεργή επιφάνεια της δέσμης αέρα με αποτέλεσμα την αύξηση της ταχύτητας. Η αύξηση της ταχύτητας έχει ως αποτέλεσμα την πτώση της τοπικής στατικής πίεσης γεγονός που δημιουργεί μια επιπλέον δύναμη οπισθέλκουσας. Αυτή η επιπρόσθετη αντίσταση ονομάζεται “horizontal buoyancy” και κατάλληλες διορθώσεις, όπως αυτές θα αναλυθούν σε παρακάτω κεφάλαιο, υπάρχουν για την αύξηση της ακρίβειας των πειραματικών αποτελεσμάτων.

Μία σταθερή τιμή της στατικής πίεσης μπορεί να διατηρηθεί εντός του τμήματος μέτρησης, εάν το εμβαδόν της διατομής της δέσμης αυξηθεί αρκετά, ώστε να επιτρέπει την ανάπτυξη του οριακού στρώματος. Εν τούτοις, καμία σχεδιαστική μέθοδος δεν μπορεί να διασφαλίσει κάτι τέτοιο. Για μια πρώτη προσέγγιση κάθε τοίχος ενός κλειστού τμήματος μέτρησης θα πρέπει να έχει κλίση περίπου $\frac{1}{2}^\circ$, ώστε να διατηρείται η στατική πίεση της ροής κατά μήκος του τμήματος μέτρησης κατά το δυνατόν σταθερή. Βέβαια, πιο λεπτομερείς προσαρμογές θα χρειαστούν μετά του στησίματος της σήραγγας και της μέτρησης της στατικής πίεσης εντός του τμήματος μέτρησης. Επίσης, για την ελαχιστοποίηση προβλημάτων δευτερευουσών ροών οι γωνίες των ορθογωνικής διατομής των συγκλινόντων αγωγών λοξοτομούνται κατά 45° και παίρνουν σχήμα οκταγώνου. Η πρακτική αυτή εφαρμόζεται και στο τμήμα μέτρησης για να αποφευχθεί η έντονη ανάπτυξη του οριακού στρώματος στις γωνίες.

Το μήκος το τμήματος μέτρησης σε κοινές εφαρμογές κυμαίνεται από μια έως δυο φορές της κύριας διάστασής του. Η ισχύς που χάνεται, οφειλόμενη στην υψηλή ταχύτητα, είναι μετρήσιμη και μπορεί να διατηρηθεί σε χαμηλά επίπεδα μειώνοντας κατά το δυνατόν το μήκος του τμήματος μέτρησης.

Επίσης, στο τμήμα μέτρησης υπάρχουν αρκετά παράθυρα, ώστε κατά τη διάρκεια των δοκίμων να παρακολουθείται το μοντέλο, να είναι δυνατή η χρήση Laser για οπτικοποίηση της ροής και να φωτογραφίζεται τόσο η ροή όσο και το μοντέλο. Τέλος, υπάρχει επαρκής φωτισμός για τους παραπάνω λόγους και για τις σήραγγες που έχουν λοξοτομημένες γωνίες στο τμήμα μέτρησης οι προβολείς συνήθως βρίσκονται μέσα σε αυτό.

2.6.2 Διαχύτης

Ο διαχύτης σε μια κλειστού κυκλώματος σήραγγα διαιρείται από το φουσητήρα σε δυο τμήματα. Το πρώτο τμήμα εκτίνεται από την έξοδο του φουσητήρα προς την πρώτη γωνία. Το δεύτερο τμήμα εκτίνεται κατάντι της εξόδου του τμήματος μέτρησης προς την τρίτη γωνία και μαζί με τον φουσητήρα ονομάζονται αγωγός επιστροφής. Ο σκοπός του διαχύτη είναι να μειώσει την ταχύτητα της ροής διευρύνοντας την και να ανακτήσει την στατική πίεση, η οποία λόγω των απωλειών ισχύος στα διάφορα τμήματα της σήραγγας ελαττώνεται. Η ροή σε ένα διαχύτη είναι ευαίσθητη σε διακοπτόμενη ή σταθερή αποκόλληση. Το γεγονός ότι η ροή εισόδου του δεύτερου τμήματος του διαχύτη είναι ο ομόρρους του μοντέλου, ο οποίος είναι ασύμμετρος τόσο αξονικά όσο και εγκάρσια, αυξάνει τον κίνδυνο αποκόλλησης. Οι αποκολλήσεις αυτές προκαλούν ταλαντούμενη φόρτιση στο φουσητήρα, ταλαντώσεις της ταχύτητας στο τμήμα μέτρησης και αυξημένες απώλειες. Γι' αυτό απαιτείται ιδιαίτερη προσοχή κατά το σχεδιασμό των διαχυτών (κατάλληλη επιλογή του λόγου των εμβαδών των διατομών εισόδου και εξόδου και της γωνίας κώνου) αλλά και τοποθέτηση σίτων στην είσοδο του διαχύτη για ομαλοποίηση της ροής. Επίσης, η ροή εξόδου του διαχύτη δεν είναι

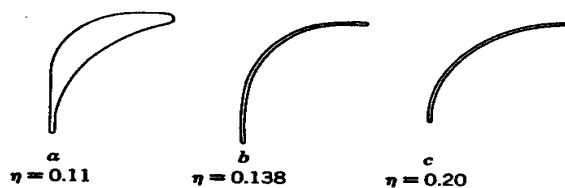
ομοιόμορφη γεγονός που μπορεί να δημιουργήσει πρόβλημα στη λειτουργία των καθοδηγητικών πτερυγίων (αποκολλημένη ροή, αυξημένες απώλειες) στην πρώτη γωνία της σήραγγας, αλλά και στη λειτουργία του φυσητήρα. Οπότε, τοποθετούνται σίτες στην έξοδο και των δυο τμημάτων του διαχύτη.

2.6.3 Γωνίες

Οι περισσότερες γωνίες αποτελούνται από δυο καμπές των 90° , στις οποίες παρεμβάλλεται ένας μικρός, ευθύς αγωγός. Οι γωνίες συνήθως έχουν διατομή σταθερού εμβαδού. Για να αποφευχθούν μεγάλες απώλειες οι γωνίες έχουν εξοπλιστεί με καθοδηγητικά πτερύγια. Το σχήμα αυτών των πτερυγίων ποικίλει από λυγισμένες πλάκες μέχρι αεροτομές με μεγάλη γωνία καμπυλότητας. Οι πρώτες δυο γωνίες είναι κρίσιμες από την άποψη των απωλειών (λόγω της υψηλής ταχύτητας) και από την απαίτηση της κατά το δυνατόν ομοιόμορφης ροής στην είσοδο του φυσητήρα. Για αυτούς τους λόγους τα πτερύγια θα πρέπει να προσαρμοστούν έτσι ώστε να στρέφουν τη ροή κατάλληλα. Οι απώλειες στις γωνίες οφείλονται τόσο στην τριβή όσο και στις αποκολλήσεις της ροής. Οι απώλειες αυτές εκφράζονται ως πτώση της στατικής πίεσης ΔP . Οπότε, οι απώλειες εκφράζονται με τον παρακάτω βαθμό απόδοσης,

$$\eta = \frac{\Delta p}{q}$$

όπου q η δυναμική πίεση στην γωνία με ταχύτητα αναφοράς αυτή στον ευθύ αγωγό. Μια απότομη γωνία χωρίς τα πτερύγια μπορεί να εμφανίσει απώλεια 100% της δυναμικής πίεσης ($\eta = 1.00$). Με κατάλληλο σχεδιασμό των πτερυγίων ο βαθμός απόδοσης είναι της τάξης του 0.15 και αυτό διότι με τα πτερύγια διαιρούμε τη γωνία σε πολλές μικρές γωνίες με υψηλό λόγο επιμήκους. Διάφορα προφίλ πτερυγίων δίνονται στο παρακάτω σχήμα μαζί με τους αντιστοίχους βαθμούς απόδοσης για ροή αριθμού Reynolds ≈ 40000 .



Σχήμα 21. Διάφοροι τύποι καθοδηγητικών πτερυγίων και οι βαθμοί απόδοσης τους.

2.6.4 Συγκλίνον Αγωγός

Τοποθετείται στην είσοδο του τμήματος μέτρησης και σκοπός του είναι να επιταχύνει τη ροή εισόδου του τμήματος μέτρησης. Δυο είναι τα προβλήματα στο σχεδιασμό του συγκλίνοντα αγωγού. Το πρώτο είναι η έντονη κλίση της πίεσης στην είσοδο και την έξοδο του. Εάν κάποια από αυτές τις κλίσεις γίνει μεγάλη, τότε το οριακό στρώμα αποκολλάται, υποβαθμίζεται η ποιότητα της ροής στο τμήμα μέτρησης και αυξάνεται η απαιτούμενη ισχύς. Το δεύτερο είναι ότι σε ορθογωνικής διατομής συγκλίνοντα αγωγό αναπτύσσονται δευτερεύουσες ροές κοντά στις γωνίες με αποτέλεσμα να υπάρχει κίνδυνος αποκόλλησης της ροής. Το δεύτερο αυτό πρόβλημα μπορεί να περιοριστεί λοξοτομώντας τις γωνίες της ορθογωνικής διατομής κατά 45° . Αυτή η λοξοτόμηση αρχίζει από την είσοδο του συγκλίνοντα αγωγού και συνήθως συνεχίζει στο τμήμα μέτρησης και στον πρώτο διαχύτη. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι ο συγκλίνοντας αγωγός είναι ευαίσθητος στις ανομοιομορφίες της ροής εισόδου του, γι' αυτό και στην είσοδο του τοποθετούνται κυψελωτοί αγωγοί ή/και σίτες. Γενικά, ο ρόλος του συγκλίνοντα αγωγού είναι κρίσιμος για την ποιότητα της ροής στο τμήμα μέτρησης γι' αυτό και απαιτείται ιδιαίτερη προσοχή στον σχεδιασμό του.

Τέλος, σε μια σήραγγα διακρίνουμε, επίσης, το τμήμα του φουσητήρα και τα συστήματα ψύξης, όταν πρόκειται για σήραγγα υψηλών ταχυτήτων.

2.7 Ποιότητα Ροής στο Τμήμα Μέτρησης

2.7.1 Προδιαγραφές Ποιότητας Ροής

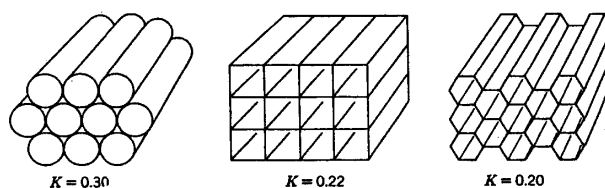
Σε ένα τμήμα μέτρησης, το οποίο είναι καθαρό (χωρίς προεξέχοντα τμήματα του ζυγού κλπ.) η ροή έξω από το οριακό στρώμα θα πρέπει να είναι ομοιόμορφη, δηλαδή το προφίλ της ταχύτητας να είναι ομοιόμορφο σε κάθε διατομή του τμήματος μέτρησης, χωρίς δευτερεύουσες ροές και τύρβη. Από τη στιγμή που μια τέτοια ροή είναι πρακτικά αδύνατον να επιτευχθεί θα πρέπει να οριστούν κάποια όρια μέσα στα οποία η ποιότητα της ροής είναι αποδεκτή για λογικό επίπεδο λειτουργίας της σήραγγας και λειτουργικού κόστους της.

Έτσι λοιπόν, η τιμή της ταχύτητας δεν θα πρέπει να αποκλίνει περισσότερο από 0.20-0.30% της μέσης τιμής της ταχύτητας της ροής. Αυτό σημαίνει ότι η δυναμική πίεση θα αποκλίνει το πολύ κατά 0.4-0.6%. Όσον αφορά την γωνιακή απόκλιση από την μέση γωνία της ροής, αυτή θα πρέπει να είναι το πολύ 0.1° . Επίσης, η ροή θα πρέπει να είναι μόνιμη, όμως και αυτό είναι επίσης πρακτικά αδύνατο. Οπότε, κάθε χρονικά εξαρτώμενη διακύμανση της ταχύτητας θα πρέπει να είναι μικρής κλίμακας και μικρής συχνότητας, ώστε να μη γίνεται αντιληπτή από τα όργανα μέτρησης του ζυγού και πίεσης. Γενικά, μια μη μόνιμη (χρονικά εξαρτώμενη) ροή είναι αποτέλεσμα συνεχούς ή διακοπτόμενης αποκόλλησης. Αυτός ο ορισμός χρησιμοποιείται για τον διαχωρισμό της μη μόνιμης ροής από την τυρβώδη ροή, η οποία μπορεί να προκύψει από τον ομόρου των καθοδηγητικών πτερυγίων, το θόρυβο κλπ. και εμφανίζεται σε μεγαλύτερες συχνότητες. Οπότε, θα πρέπει να εντοπιστούν η πηγές αποκολλημένων ροών και να περιοριστούν. Μια τέτοια διαδικασία είναι εξαιρετικά δύσκολη καθώς οι επιδράσεις εντοπίζονται συνήθως σε απόσταση από την πηγή τους. Πιθανές θέσεις-πηγές αποκολλημένης ροής είναι στον πρώτο διαχύτη, στην πρώτη γωνία, στον συγκλίνοντα αγωγό, στις περιοχές διαρροής του αέρα (κοντά στις πόρτες, στις τρύπες τοποθέτησης οργάνων μέτρησης). Άλλες πηγές μη μόνιμης ροής είναι ο φυσστήρας, όταν η ροή εισόδου του

δεν είναι ομοιόμορφη, αλλά και σε άλλες θέσεις, οι οποίες αναφέρονται στην περιγραφή κάθε τμήματος της σήραγγας.

2.7.2 Μείωση των Επιπέδων Τύρβης

Το επίπεδο τύρβης στο τμήμα μέτρησης μειώνεται με την εγκατάσταση σίτων και κυψελωτών αγωγών (honeycombs) ανάντι του συγκλίνοντος αγωγού. Οι σίτες μειώνουν περισσότερο την τύρβη κατά την αξονική κατεύθυνση από ότι την τύρβη κατά την εγκάρσια κατεύθυνση. Οι σίτες προκαλούν μια σχετικά υψηλή πτώση πίεσης κατά την διεύθυνση της ροής, γεγονός που προκαλεί μεγαλύτερη μείωση των υψηλότερων ταχυτήτων από ότι των μικρότερων και επομένως δημιουργείται μια πιο ομοιόμορφη ταχύτητα κατά την αξονική διεύθυνση. Οι κυψελωτοί αγωγοί προκαλούν μικρότερη πτώση πίεσης και επομένως έχουν μικρότερη επίδραση στη αξονική ταχύτητα, όμως λόγω του μήκους μειώνουν την ταχύτητα κατά την εγκάρσια διεύθυνση. Το ελάχιστο μήκος των κυψελωτών αγωγών πρέπει να είναι 6-8 φορές της διαμέτρου τους. Παρά το γεγονός ότι τοποθετούνται στο τμήμα της σήραγγας, όπου επικρατούν οι μικρότερες ταχύτητες οι σίτες και οι κυψελωτοί αγωγοί αυξάνουν την απαιτούμενη ισχύ. Ένα πρόβλημα με τις σίτες είναι ότι συγκεντρώνουν εύκολα σκόνη. Το πρόβλημα αυτό επιδεινώνεται με τη χρήση λαδιού και καπνού για οπτικοποίηση της ροής. Έτσι, αλλάζει το πορώδες και η πτώση πίεσης που προκαλεί η σίτα με αποτέλεσμα η ταχύτητα και η γωνιακή διανομή της ροής στο τμήμα μέτρησης να μεταβάλλεται χρονικά και μάλιστα με τυχαίο τρόπο. Οπότε, οι σίτες θα πρέπει να τοποθετούνται με τρόπο ώστε να είναι εφικτός ο καθαρισμός τους.



Σχήμα 22. Διάφοροι τύποι κυψελωτών αγωγών και οι απώλειες τους.

3. Μέθοδοι Μείωσης της Επαγόμενης Αντίστασης

3.1 Σημασία της Μείωσης της Επαγόμενης Αντίστασης Πτέρυγας

Στα εμπορικά αεροσκάφη η επαγόμενη αντίσταση αποτελεί ένα μεγάλο ποσοστό της αντίστασης του αεροσκάφους κατά την φάση της πλεύσης (τυπικά περίπου το 40%) και επομένως οι ιδέες που αποσκοπούν στη μείωση της επαγόμενης αντίστασης ίσως έχουν σημαντική επίδραση στην μείωση της κατανάλωσης καύσιμου και άρα και στην προστασία του περιβάλλοντος. Η επαγόμενη αντίσταση είναι ακόμα περισσότερο σημαντική στις χαμηλές ταχύτητες, όπου αποτελεί το 80-90% της συνολικής αντίστασης του αεροσκάφους κατά την άνοδο σε κρίσιμες συνθήκες απογείωσης. Βέβαια, κάποιος θα ισχυριζόταν ότι η απογείωση αποτελεί ένα μικρό ποσοστό της συνολικής πτήσης, όμως το τμήμα της απογείωσης επηρεάζει σε σημαντικό βαθμό τη συνολική σχεδίαση του αεροσκάφους, διότι κατά τη διάρκεια αυτής απαιτούνται συνθήκες μέγιστης άνωσης. Από τη στιγμή που οι συνθήκες οι σχετικές με τη μηχανή κατά τη διάρκεια της απογείωσης αποτελούν συνήθως κρίσιμους παράγοντες της σχεδίασης του αεροσκάφους, αλλαγές στις επιδόσεις του αεροσκάφους σε αυτές τις συνθήκες επηρεάζουν τη συνολική σχεδίαση και επομένως έχουν έμμεση αλλά ισχυρή επίδραση στην απόδοση του κατά την πλεύση. Επίσης, η κατά 1% μείωση της αντίστασης λόγω άνωσης μπορεί να βελτιώσει το λόγο άνωσης προς αντίσταση L/D κατά 0.4% με όμοια επίδραση στην εμβέλεια και η βελτίωση της επίδοσης κατά την αναρρίχηση μπορεί να έχει σαν αποτέλεσμα την επίτευξη απογείωσης με 1% περισσότερο βάρος, γεγονός που οδηγεί σε σημαντική αύξηση της εμβέλειας του αεροσκάφους με μια μικρή αύξηση του λόγου L/D . Συμπερασματικά, η επαγόμενη αντίσταση είναι σημαντική στη συνολική σχεδίαση και επίδοση του αεροσκάφους και όχι μόνο κατά τη διάρκεια της πλεύσης. Ακόμα και στις περιπτώσεις αεροσκαφών για τα οποία δεν απαιτείται συγκεκριμένος ρυθμός ανόδου, η μείωση της επαγόμενης αντίστασης στις συνθήκες υψηλής άνωσης οδηγεί στη μείωση του θορύβου.

3.2 Μέθοδοι Μείωσης Επαγόμενης Αντίστασης Πτέρυγας

3.2.1 Εισαγωγή

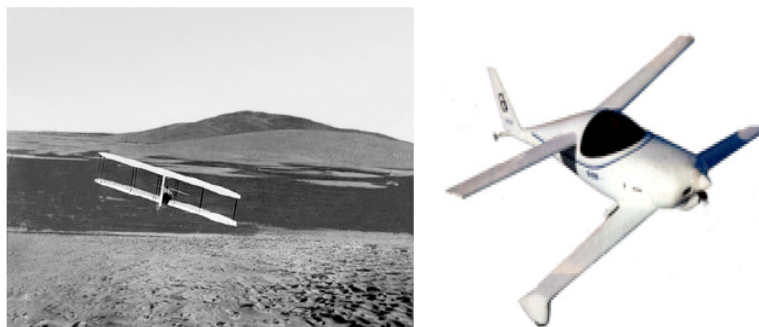
Φυσικά, η επαγόμενη αντίσταση μπορεί εύκολα να μειωθεί αυξάνοντας το εκπέτασμα μιας συμβατικής (planar) πτέρυγας. Η αύξηση κατά 10% του εκπετάσματος της πτέρυγας έχει σαν αποτέλεσμα τη μείωση κατά 17% της επαγόμενης αντίστασης για συγκεκριμένη ταχύτητα και άνοση. Ο κύριος λόγος για τον οποίο δεν χρησιμοποιείται αυτή η μέθοδος είναι ότι αυξάνοντας το εκπέτασμα αυξάνεται το βάρος του αεροσκάφους και άρα το κόστος και η κατανάλωση καύσιμου.

Όσον αφορά στις μη συμβατικές (nonplanar) ιδέες σχεδίασης πτερύγων, μερικές από αυτές υπόσχονται πολλά περισσότερα λόγω των δομικών τους χαρακτηριστικών παρά των αεροδυναμικών. Μερικά σχέδια εκμεταλλεύονται την μη συμβατική γεωμετρία σχεδίασης για να βελτιώσουν τη δομή του συστήματος της πτέρυγας και μπορούν να πετύχουν μείωση της επαγόμενης αντίστασης έμμεσα χρησιμοποιώντας αυτή τη βελτιωμένη δομή για να εξασφαλίζουν μεγαλύτερο εκπέτασμα χωρίς επιπλέον δομικό βάρος. Άλλες σχεδιαστικές ιδέες εκμεταλλεύονται τη διαφορετική μεταβολή του φορτίου με το συντελεστή άνοσης μεταξύ της μη συμβατικής και συμβατικής σχεδίασης για να μειώσουν το δομικό φορτίο και να εξοικονομήσουν βάρος ή να προσθέσουν εκπέτασμα διατηρώντας το βάρος σταθερό. Ακόμη, άλλες μη συμβατικές ιδέες σχεδίασης γεννήθηκαν με σκοπό να βελτιωθούν οι επιδόσεις σε συνθήκες υψηλής άνοσης ή να βελτιωθεί η ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους.

3.2.2 Μερικές Ιδέες Μη Συμβατικής (nonplanar) Σχεδίασης Πτερύγων

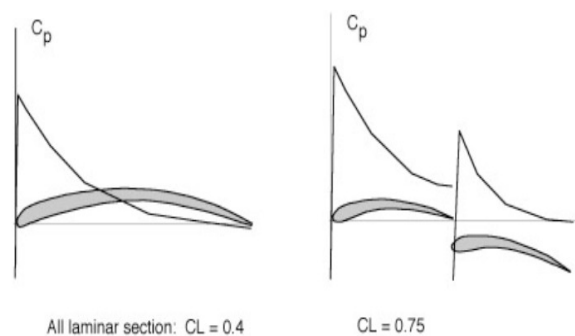
Σχεδιασμός πολλαπλών πτερύγων: Ένας απλός τρόπος να δημιουργήσουμε μια μη συμβατική διαμόρφωση πτέρυγας είναι να χρησιμοποιήσουμε πολλαπλές πτέρυγες, οι οποίες μπορεί να μην είναι συνεπίπεδες. Τέτοια συστήματα είναι τα διπλάνα (biplanes), τα πολυπλάνα (multiplanes) και μη συμβατικές μορφές πτερύγων που εκμεταλλεύονται την επίδραση του

εδάφους. Η σύλληψη της ιδέας του πολυπλάνου έγινε από τον Phillips το 1924. Το αεροσκάφος αυτό περιελάμβανε 20 πτέρυγες και θα είχε υψηλή απόδοση εκπετάσματος (span efficiency $e = C_{Dielliptic_wing}/C_{Diactual_wing}$), αλλά η πολύ χαμηλή τιμή του αριθμού Reynolds της ροής σε κάθε μια από τις πτέρυγες οδηγούσε σε λειτουργία με χαμηλή απόδοση. Στα πολυπλάνα ανήκουν και τα διπλάνα όπως το Wright 1902 glider, το οποίο εικονίζεται στο σχήμα 23. Παρά το γεγονός ότι οι αδελφοί Wright εκμεταλλεύτηκαν τα δομικά πλεονεκτήματα του διπλάνου, και όχι τόσο την μειωμένη επαγόμενη αντίσταση για συγκεκριμένο εκπέτασμα και άνωση, κατά το σχεδιασμό της διαμόρφωσης του διπλάνου είχαν κατά νου και την αεροδυναμική. Βασιζόμενοι στα δικά τους τεστ και σε αυτά του Otto Lilienthal, ήταν προφανές ότι σε χαμηλές τιμές του αριθμού Reynolds τα λεπτά τμήματα με υψηλή καμπυλότητα απέδιδαν καλύτερα από πιο χοντρά τμήματα, με αποτέλεσμα τα στηριζόμενα με καλώδια (cable-braced) μοντέλα του Lilienthal και η ιδέα του διπλανού από τους Wright να γίνουν ιδιαίτερα ελκυστικά. Όμως, λόγω των χαμηλών ταχυτήτων που απαιτούνταν από τον Lilienthal κατά την απογείωση και την προσγείωση αλλά και των μηχανών ισχύος που διέθεταν οι Wright, είχε σαν αποτέλεσμα τα σχέδια να είναι ελαφριά με πτέρυγες μεγάλου εμβαδού. Οι παραπάνω απαιτήσεις ικανοποιούνταν επαρκώς από τα διπλάνα.



Σχήμα 23. Διαμορφώσεις διπλάνων: Wright 1902 glider και το πιο πρόσφατο Rutan Quickie.

Η επαγόμενη αντίσταση ενός πολυπλάνου είναι μικρότερη από ότι σε ένα μονοπλάνο ίσου εκπετάσματος και άνωσης, διότι το μη συμβατικό σύστημα μπορεί να επηρεάσει περισσότερη μάζα αέρα, προσδίδοντας σε αυτή τη μάζα αέρα μικρότερη κατά μέσο όρο μεταβολή της ταχύτητας και άρα μικρότερη ενέργεια και αντίσταση. Εάν σε ένα διπλάνο η κατακόρυφη απόσταση μεταξύ των δυο πτερύγων είναι μεγάλη, κάθε μια πτέρυγα επιβαρύνεται με τη μίση της συνολικής άνωσης, επομένως η επαγόμενη αντίσταση κάθε μιας πτέρυγας είναι το $\frac{1}{4}$ της αντίστασης στην περίπτωση της μιας πτέρυγας. Άρα, η επαγόμενη αντίσταση του διπλάνου είναι ίση με τη μισή ενός μονοπλάνου. Πέραν της μειωμένης επαγόμενης αντίστασης, η αλληλεπίδραση των δυο πτερύγων ενός διπλάνου με τις δυο πτέρυγες σε κοντινή απόσταση βελτιώνει και την συνολική λειτουργία του αεροσκάφους. Το γεγονός ότι η ταχύτητα στην ακμής εκφυγής της πρώτης πτέρυγας είναι μικρότερη της ελεύθερης ροής αλλά και η ύπαρξη του νέου οριακού στρώματος κατάντι της πτέρυγας μπορούν να εκμεταλλευτούν και μερικές από τις δυσκολίες που προκύπτουν λόγω των χαμηλών Reynolds στα διπλάνα να μπορούν να ξεπεραστούν αλλά ακόμη και να μετατραπούν σε πλεονεκτήματα. Για παράδειγμα, ένα τμήμα στο οποίο η ροή είναι παντού στρωτή (100% στρωτή ροή στην επάνω και κάτω επιφάνεια) μπορεί να υποστηρίξει έναν συντελεστή άνωσης C_L περίπου 0.4. Μια πτέρυγα με δυο τμήματα μπορεί να σχεδιαστεί για συνολικό C_L περίπου 0.75. Αυτό μπορεί να βοηθήσει στην εξήγηση της προτίμησης των διπλάνων στον χαμηλό αριθμό Reynolds κόσμο των εντομών.



Σχήμα 24. Η αλληλεπίδραση των δυο πτερύγων στα διπλάνα έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση του συντελεστή άνωσης C_L και ιδιαίτερα σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds.

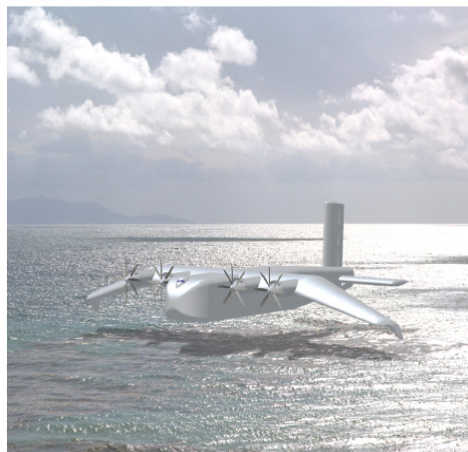
Τα διπλάνα αντιπροσωπεύουν τα πρώτα παραδείγματα μη συμβατικών πτερύγων και οι πρώτοι αεροδυναμιστές δεν έχασαν το ενδιαφέρον τους για την δυναμική της μείωσης της επαγόμενης αντίστασης. Υποθέτοντας ελλειπτική φόρτιση σε κάθε μια από τις πτέρυγες, ο Prandtl κατέληξε σε μια απλή έκφραση, την οποία χρησιμοποιούσαν για τον καθορισμό της επαγόμενης αντίστασης ενός διπλάνου με παραμέτρους την κατακόρυφη απόσταση των πτερύγων και τον λόγο επιμήκους. Η εξίσωση διπλάνου του Prandtl είναι:

$$D_i = L_1^2 / q \pi b_1^2 + 2L_1 L_2 \sigma / q \pi b_1 b_2 + L_2^2 / q \pi b_2^2$$

Ο συντελεστής αλληλεπίδρασης, σ , είναι συνάρτηση του λόγου των εκπετασμάτων των δυο πτερύγων και της κατακόρυφης απόστασης των δυο πτερύγων. Εάν οι δυο πτέρυγες έχουν το ίδιο εκπέτασμα και φέρουν την ίδια άνωση και η κατακόρυφη απόσταση τους είναι μεγάλη τότε η επαγόμενη αντίσταση του διπλάνου είναι περίπου ίση με το 50% της αντίστασης ενός μονοπλάνου με το ίδιο εκπέτασμα και συνολική άνωση. Καθώς η απόσταση μεταξύ των πτερύγων ελαττώνεται τότε αυτές προσεγγίζουν τη συμπεριφορά μιας και μοναδικής πτέρυγας με συνολική απόδοση εκπετάσματος στο 1.0. Τα υποστηρίγματα και τα καλώδια των πρώτων διπλάνων οδηγούσαν σε μεγάλη παρασιτική αντίσταση, οπότε και οι επιδράσεις της βελτιωμένης απόδοσης εκπετάσματος δεν ήταν ορατές. Πολλές μοντέρνες προτάσεις διπλάνων, όπως αυτή του Lange (1974) ή το Rutan's Quickie (Downie 1984), πετύχαιναν μείωση της επαγόμενης αντίστασης. Όμως, τα προβλήματα λόγω του αυξημένου δομικού βάρους, της αυξημένης ποσότητας καύσιμου και των χαμηλών αριθμών Reynolds στάθηκαν σημαντικότερα.

Μια άλλη ιδέα σχετιζόμενη με αυτή των διπλάνων εκμεταλλεύεται την επίδραση του εδάφους, όπου το ρόλο της δεύτερης πτέρυγας τον παίζει η επιφάνεια του εδάφους-θάλασσας. Και πάλι η εξίσωση του διπλάνου του Prandtl ή κάποια παραλλαγή της μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να αποδειχθεί ότι η συνολική επαγόμενη αντίσταση είναι ίση με το 1/2 της συνολικής αντίστασης της πτέρυγας χωρίς την επίδραση του εδάφους. Για τις περισσότερες

περιπτώσεις των αεροσκαφών η επίδραση του εδάφους δεν παίζει σημαντικό ρόλο για το μεγαλύτερο ποσοστό της πτήσης, παρόλα αυτά ο σχεδιασμός αεροσκάφους που θα εκμεταλλεύεται την επίδραση του εδάφους είναι τουλάχιστον ενδιαφέρον. Μεγάλα μεταφορικά αεροσκάφη που θα εκμεταλλεύονται την επίδραση του εδάφους έχουν μελετηθεί από τον Lockheed Georgia (Lange 1980) και εφαρμογές αεροσκαφών για υπερατλαντικές μεταφορές έχουν μελετηθεί πρόσφατα. Ενδιαφέρουσα εργασία έχει γίνει στη Ρωσία, όπου δημοσιεύσεις (Besyadovskiy 1993) και συνέδρια αφιερωμένα σε αυτήν την προοπτική διαρκώς λαμβάνουν μέρος. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι την ιδέα αυτή εκμεταλλεύονται τα πούλια συμπεριλαμβανομένων και των πελεκάνων, τα οποία πετυχαίνουν μεγάλη μείωση στην αντίσταση πετώντας σε μικρή απόσταση από την επιφάνεια του νερού (Hainsworth 1988).

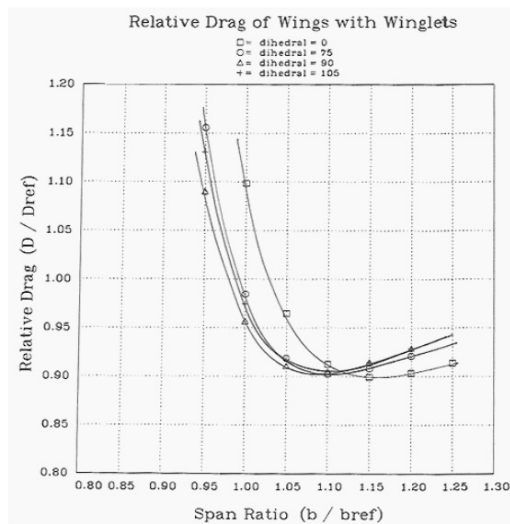


Σχήμα 25. Σχεδιασμός μεταφορικού αεροσκάφους που εκμεταλλεύεται την επίδραση του εδάφους (Boeing Pelican).

Διατάξεις ακροπτερυγίων (winglets and wing tip devices): Εξ' αιτίας της συγκέντρωσης της στροβιλότητας κοντά στα ακροπτερύγια, έχουν μελετηθεί συσκευές με στόχο την αναδιανομή της στροβιλότητας και την αλληλεπίδραση με αυτήν στην περιοχή αυτή. Αρχικά πιστευόταν ότι οι επίπεδες επιφάνειες στα ακροπτερύγια (endplates) με χαμηλό λόγο επιμήκους θα μπορούσαν να καθυστερήσουν την ανάπτυξη των στροβίλων στα ακροπτερύγια, όμως τέτοιες συσκευές αλληλεπιδρούν κυρίως με τη στροβιλότητα του ομμόρου της πτέρυγας. Η μείωση της αντίστασης σχετίζεται άμεσα με το σχήμα και την έκταση της στροβιλότητας του

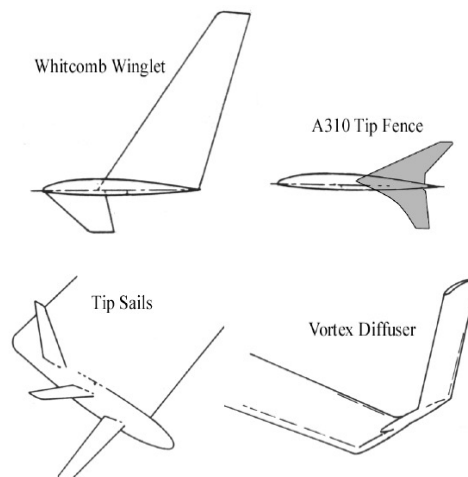
ομμόρου. Μικρές συσκευές στα ακροπτερύγια δεν είναι ικανές να περιορίσουν ή να διαχέουν ικανοποιητικά την στροβιλότητα του ομμόρου της πτέρυγας, και όπως στην περίπτωση της αύξησης του εκπετάσματος, μείωση της επαγόμενης αντίστασης προκαλεί αύξηση των καμπτικών ροπών επί της πτέρυγας. Για να προκληθεί μεγάλη μεταβολή στην επαγόμενη αντίσταση αποφεύγοντας μεγάλη αύξηση της βρεχόμενης επιφάνειας, τα endplates με χαμηλό λόγο επιμήκους αντικαταστάθηκαν με επιφάνειες με υψηλότερο λόγο επιμήκους, οι οποίες ορίστηκαν από τον Richard Whitcomb ως winglets. Όταν το εκπέτασμα μιας πτέρυγας είναι συγκεκριμένο, καλά σχεδιασμένα winglets μπορούν να αποδώσουν σημαντικές μειώσεις στην αντίσταση και γι' αυτό το λόγω έχουν ενσωματωθεί σε ποικιλία αεροσκαφών από ανεμόπτερα μέχρι και σε μεγάλα εμπορικά. Μελέτες της NASA Langley συνέκριναν την χρήση των winglets και της αύξησης του εκπετάσματος για συγκεκριμένη καμπτική ροπή στη ρίζα της πτέρυγας και κατέληξε στην επιλογή των winglets. Μελέτες με συγκεκριμένη ολική καμπτική ροπή έδειξαν ότι και οι δυο αυτές διαμορφώσεις έδιναν παρόμοια αποτελέσματα. Από τα παραπάνω αλλά και όπως φαίνεται στο σχήμα 26 είναι δύσκολη η επιλογή μεταξύ των winglets και της αύξησης του εκπετάσματος.

Για την εκτίμηση των πλεονεκτημάτων των συσκευών στα ακροπτερύγια πρέπει να ληφθούν υπ' όψιν μια σειρά από παραμέτρους. Αυτές οι παράμετροι περιλαμβάνουν τις επιδράσεις στα αεροελαστικά φορτία και στις αεροελαστικές παραμορφώσεις (deflection), στην ταχύτητα που εμφανίζεται το φαινόμενο του πτερυγισμού (flutter), στις ροπές αντιστάθμισης, στην ευστάθεια, στον έλεγχο, στην εκτός σχεδίασης λειτουργία και τελικά στην επίδραση στη μέγιστη άνωση.



Σχήμα 26. Σχετική αντίσταση πτερύγων με επεκτάσεις εκπετάσματος και διατάξεις ακροπτερυγίων για διάφορες τιμές δίδερης γωνίας. Η συνολική βρεχόμενη επιφάνεια είναι σταθερή. Λόγος χορδών του ακροπτερυγίου και της ρίζας της πτέρυγας (Taper ratio) 0.2, λόγος επιμήκους 8.

Τα αποτελέσματα όλων αυτών των επιδράσεων οδήγησαν τους σχεδιαστές να υιοθετήσουν winglet μεγάλων επιφανειών, όπως σε μερικά αεροσκάφη σχεδίασης με πτερύγια canard, ή πολύ μικρά winglet, τα οποία επηρεάζουν σε μικρό βαθμό της ιδιότητες του αεροσκάφους αλλά παράλληλα προσδίδουν μικρό όφελος στη μείωση της αντίστασης, ή να μην τα χρησιμοποιήσουν καθόλου. Δεν υπάρχει ξεκάθαρη απάντηση στην βέλτιστη επιλογή, γι' αυτό το λόγο και η γεωμετρία των winglet που χρησιμοποιούνται ποικίλει, όπως φαίνεται και στο σχήμα 27.



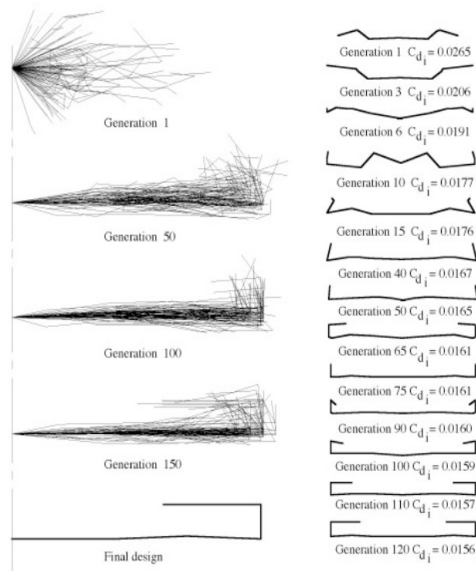
Σχήμα 27. Διάφορες διατάξεις ακροπτερυγίων (winglet).

Μια ενδιαφέρουσα παραλλαγή της ιδέας των winglet περιλαμβάνει την διαμήκη μετατόπιση των επιφανειών αυτών προς τα πίσω. Ο “στρόβιλο-διαχύτης” (“vortex diffuser”), όπως ονομάζεται η ιδέα αυτή, μελετήθηκε από τον Lockheed τη δεκαετία του 1980 και ενώ είναι γνωστό ότι η μείωση της επαγόμενης αντίστασης είναι ανεξάρτητη της διαμήκους θέσης, εν τούτοις τοποθετώντας επιφάνειες μη συμβατικών μορφών πιο πίσω περιορίζονται κάποιες δυσκολίες που αφορούν στις διηχητικές και συνεκτικές αλληλεπιδράσεις μεταξύ της πτέρυγας και της κάθετης επιφάνειας. Η ελάχιστη επαγόμενη αντίσταση είναι ανεξάρτητη της διαμήκους θέσης του στρόβιλο-διαχύτη μόνο εάν επιτευχθεί η βέλτιστη κατανομή της κυκλοφορίας επί της πτέρυγας. Καθώς οι επιφάνειες μη συμβατικών μορφών μεταφέρονται προς τα πίσω, θα πρέπει να αλλάξει η διανομή της συστροφής προκειμένου να διατηρηθεί η ιδανική κατανομή κυκλοφορίας. Εάν βέβαια η συστροφή γίνει πολύ μεγάλη, τότε δημιουργούνται προβλήματα στην εκτός σχεδίασης λειτουργία της πτέρυγας.

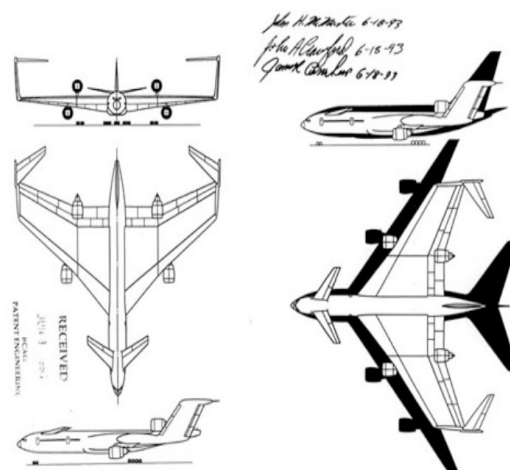
Τα wing tip sails (Spillman 1978) είναι μια συχνά αναφερόμενη παραλλαγή των winglet, τα οποία αποτελούνται από πολλαπλά ανωστικά στοιχεία μεγάλου λόγου επιμήκους και τα οποία τοποθετούνται στο ακροπερύγιο υπό διάφορες γωνίες. Αυτές οι πολλαπλές επιφάνειες είναι λιγότερο αποτελεσματικές από ένα κάθετο winglet, εν τούτοις παρουσιάζουν λειτουργία με μειωμένες διηχητικές και συνεκτικές αλληλεπιδράσεις στη σύνδεση των wing tip sails με την πτέρυγα.

Με τόσες πολλές πιθανές γεωμετρίες για την μη συμβατική σχεδίαση της πτέρυγας κάποιος ενδεχομένως να αναζητούσε την βέλτιστη μορφή. Διαδικασίες βελτιστοποίησης κατέληξαν σε winglets μορφής C (σχήμα 28). Αυτή η μορφή επιτυγχάνει μείωση της επαγόμενης αντίστασης κοντά στη μέγιστη μείωση που επιτυγχάνει μια σχεδίαση τύπου box (θα αναλυθεί παρακάτω), με σημαντικά μικρότερη επιφάνεια σε σχέση με αυτή που απαιτείται στη σχεδίαση box. Περαιτέρω μελέτη έδειξε ότι η βέλτιστη φόρτιση του οριζόντιου τμήματος της μορφής C είναι κλιμακωτής μορφής, με αποτέλεσμα την μείωση της καμπτικής ροπής στη

ρίζα της C διαμόρφωσης και την εμφάνιση θετικής ροπής πρόνευσης όταν η διαμόρφωση αυτή ενσωματωθεί σε μια οπισθοκλινή πτέρυγα. Τα παραπάνω χαρακτηριστικά της C διαμόρφωσης οδήγησαν στην ιδέα της εφαρμογής της σε ένα πολύ μεγάλο αεροσκάφος (McMasters 1998).

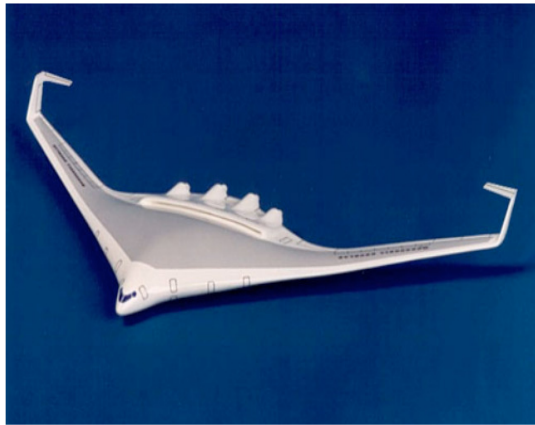


Σχήμα 28. Εξέλιξη της γεωμετρίας της C διαμόρφωσης.



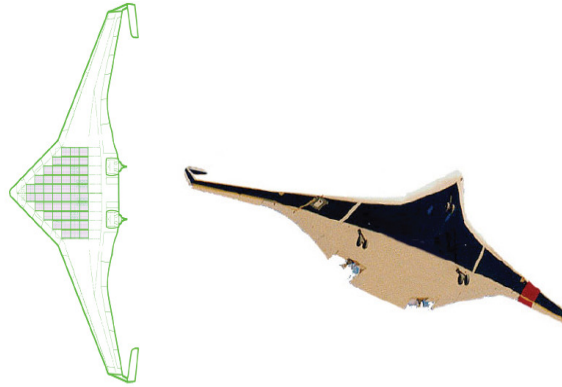
Σχήμα 29. Αρχικού σταδίου σχεδιασμός μεγάλου αεροσκάφους, όταν επιβάλλεται περιορισμός στο μήκος του εκπετάσματος.

Η αρχική ιδέα προήλθε από τους αυστηρούς περιορισμούς στο εκπέτασμα στα μεγάλα αεροδρόμια. Η ενσωμάτωση πολύ παχιών αεροτομών και η μερική συγκέντρωση του ωφέλιμου φορτίου στο εσωτερικό των φτερών δεν επιδιώχθηκαν περαιτέρω, αντί αυτού προτάθηκαν κάποιες ενδιαφέρουσες παραλλαγές. Στο σχήμα 30 παρουσιάζεται μια από αυτές, όπου το επιπρόσθετο οριζόντιο τμήμα της διάταξης του ακροπτερυγίου προσφέρει αποδοτικές αντισταθμιστικές ροπές και συγχρόνως αυξάνει την ευστάθεια πρόνευσης και εκτροπής.



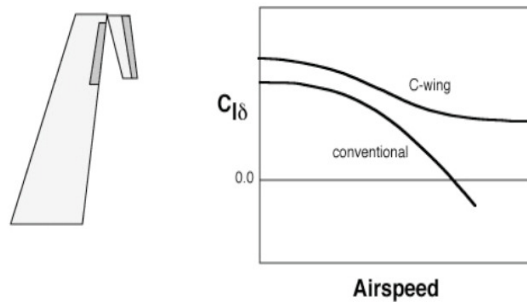
Σχήμα 30. Σχεδιασμός αεροσκάφους με ένωση πτέρυγας και ατράκτου και C διαμόρφωση στα ακροπτερύγια για βελτίωση της ευστάθειας και του ελέγχου.

Η οριζόντια επέκταση του ακροπτερυγίου προσδίδει πολύ μεγαλύτερη ευστάθεια απ' ό,τι θα περίμενε κανείς από την πτέρυγα την ίδια, διότι το κατώρευμα στην περιοχή αυτή είναι ιδιαίτερα μειωμένο. Σαν αποτέλεσμα αυτού το αεροδυναμικό κέντρο μετακινείται αρκετά προς τα πίσω και επομένως γίνεται δυνατή η αποδοτική αντιστάθμιση (trim) χωρίς να απαιτείται μεγάλη γωνία βέλους (sweep) των φτερών. Επίσης, το κέντρο της επιπρόσθετης άνωσης λόγω της εκτροπής των υπεραντωτικών επιφανειών (flaps) τοποθετείται λιγότερο προς τα πίσω σε σχέση με το αεροδυναμικό κέντρο, γεγονός που επιτρέπει τη χρήση συσκευών υψηλής άνωσης. Σημαντικό είναι ότι η μειωμένη γωνία οπισθόκλισης των πτερυγίων δημιουργεί την ευκαιρία για άλλες τεχνικές μείωσης της αντίστασης όπως σχεδιασμός για στρωτή ροή.



Σχήμα 31. Η μειωμένη γωνία οπισθόκλισης των φτερών σε συνδυασμό με τη C διαμόρφωση στα ακροπερυγία προσφέρει αυξημένη απόδοση στις χαμηλές ταχύτητες και δυνατότητα σχεδίασης για στρωτή ροή.

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η C μορφή δίνει την δυνατότητα χρήσης επιφανειών ελέγχου για καλύτερη αεροελαστική απόδοση του αεροσκάφους.



Σχήμα 32. Η C διαμόρφωση δίνει την δυνατότητα χρήσης επιφανειών έλεγχου (ailerons στην πτέρυγα και elevons στην επέκταση του ακροπερυγίου) για καλύτερη αεροελαστική απόδοση του αεροσκάφους (μειώνει το aileron reversal, όπως φαίνεται και στο διάγραμμα).

Άλλες, διαμορφώσεις στα ακροπερυγία είναι η διαμόρφωση winggrid (LaRoche 1998) και η σπειροειδής (Gratzer 1999).



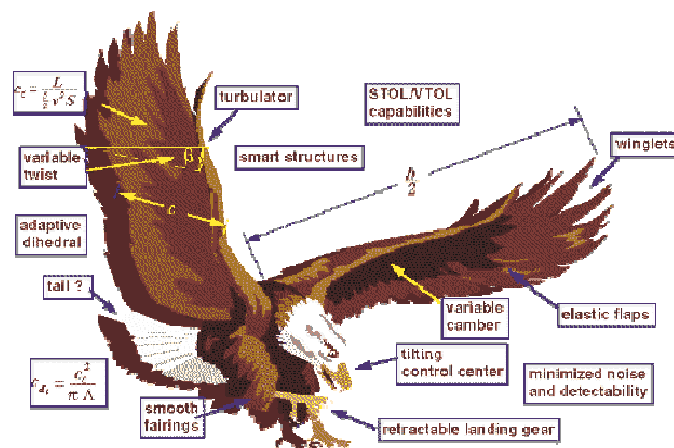
Σχήμα 33. Αεροσκάφος με winggrid διαμόρφωση στα ακροπερυγία.



Σχήμα 34. Αεροσκάφος με σπειροειδή διαμόρφωση στα ακροπτερυγία.

Η winggrid διαμόρφωση έχει τα εξής χαρακτηριστικά: Μπορεί να προκαλέσει μείωση της επαγόμενης αντίστασης μέχρι και 60% για απόδοση εκπετάσματος πάνω από 3.0, το οποίο σημαίνει ότι η συνολική αντίσταση μπορεί να μειωθεί μέχρι και 50% ανάλογα με την ταχύτητα και το σχεδιασμό. Η winggrid διαμόρφωση έχει δυο διακριτές περιοχές λειτουργίας 1) κάτω από μια κρίσιμη γωνία προσβολής (και πάνω από συγκεκριμένη ταχύτητα σχεδιασμού) η απόδοση εκπετάσματος είναι μεταξύ του 2.0 και του 3.0 με πλήρη την επίδραση του winggrid, 2) πάνω από μια κρίσιμη γωνία προσβολής (και κάτω από μια συγκεκριμένη ταχύτητα σχεδιασμού) η μείωση της επαγόμενης αντίστασης μειώνεται δραστικά και στο winggrid παρουσιάζεται υψηλή αντίσταση αποκόλλησης.

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η winggrid διαμόρφωση χρησιμοποιείται και από τη φύση, όπως φαίνεται στο σχήμα 35.

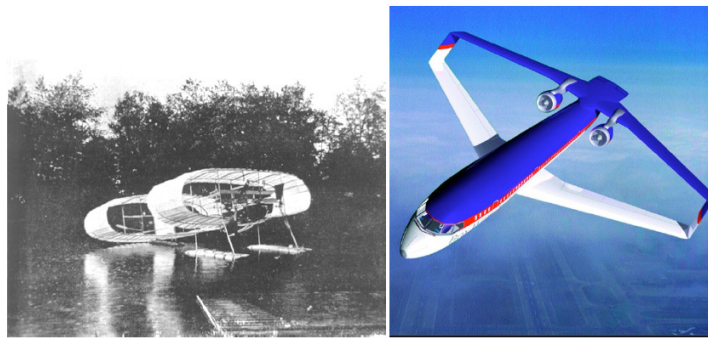


Σχήμα 35. Η φύση δίνει ιδέες για βελτίωση της αεροδυναμικής απόδοσης των αεροσκαφών.

Με την σπειροειδή διαμόρφωση μειώνεται η συγκεντρωμένη στροβιλότητα στα ακροπερύγια και επιτυγχάνεται μείωση της κατανάλωσης καύσιμου μέχρι και 6-10% .

Κλειστά Συστήματα Τύπου Box, Συστήματα Με Ενωμένες Πτέρυγες:

Κάποιος θα μπορούσε να αποφύγει τις συσκευές στα ακροπερύγια με διαμορφώσεις όπως πτέρυγες τύπου δαχτυλιδιού (ring wing, Terry 1964), πτέρυγες τύπου box (Mirinda 1972), με ενωμένες πτέρυγες (Wolkovitch 1986).



Σχήμα 36. Δυο σχεδιαστικές ιδέες τύπου box: Bleriot 3 (αριστερά) και Lockheed (δεξιά).

Παρά το γεγονός ότι οι διαμορφώσεις αυτές είναι ιδιαίτερα πολύπλοκες παρουσιάζουν κάποιες ενδιαφέρουσες ιδιότητες. Οι πτέρυγες τύπου box επιτυγχάνουν την ελάχιστη επαγόμενη αντίσταση για δεδομένη άνωση, εκπέτασμα και κατακόρυφη απόσταση. Επίσης, οι πτέρυγες τύπου δαχτυλιδιού ή οι διαμορφώσεις με ενωμένα φτερά μπορούν να πετύχουν αποδόσεις εκπετάσματος μεγαλύτερες από 1 χάρις στην μη συμβατική τους γεωμετρία.



Σχήμα 37. Ο σχεδιασμός ενωμένων πτερύγων μειώνει σχετικά λίγο την επαγόμενη αντίσταση, αλλά μειώνει αποτελεσματικά την αντίσταση trim.

4. Μη Επανδρωμένα Αεροσκάφη (UAV)

Μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV) ονομάζονται τα οχήματα τα οποία δεν φέρουν ανθρώπινο δυναμικό αλλά είναι τηλεκατευθυνόμενα. Μπορούν να είναι τηλεχειριζόμενα ή να πετάνε αυτόνομα βασισμένα σε ένα προσχεδιασμένο σχέδιο πτήσης ή σε πιο σύνθετα δυναμικά συστήματα αυτοματισμού. Τα UAV ποικίλουν ανάλογα με το μέγεθος, το βάρος, τη μορφή, την αποστολή και τον εξοπλισμό, τις επιδόσεις (εμβέλεια, μέγιστη ταχύτητα και ύψος πτήσης) και το σύστημα κίνησης. Τα περισσότερα είναι μικρού βάρους (λιγότερο από 200 kg) και κινούνται με εμβολοφόρο μηχανή, όμως υπάρχουν και UAVs μεγαλύτερου βάρους, τα οποία κινούνται με στροβιλοαντιδραστήρα (π.χ. το RQ-4A Global Hawk) ή ακόμα και με ηλιακή ενέργεια (Helios – NASA). Μπορούν να κατηγοριοποιηθούν με βάση τις επιδόσεις τους στο ύψος πτήσης και στην εμβέλεια στους παρακάτω τύπους, όπως φαίνεται στον πίνακα 2.

ΚΑΤΗΓΟΡΙΑ	ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ
Handheld	ύψος πτήσης 2000 ft, εμβέλεια περίπου 2 km
Close	ύψος πτήσης 5000 ft, εμβέλεια μέχρι 10 km
NATO	ύψος πτήσης 10000 ft, εμβέλεια μέχρι 50 km
Tactical	ύψος πτήσης 18000 ft, εμβέλεια περίπου 160 km
MALE	(μέσου ύψους πτήσης, μεγάλης διάρκειας) μέχρι 30000 ft, εμβέλεια πάνω από 200 km
HALE	(μεγάλου ύψους πτήσης, μεγάλης διάρκειας) πάνω από 30000 ft, εμβέλεια ακαθόριστη
Υπερηχητικά (Mach 1-5), υπερηχητικά υψηλών ταχυτήτων (Mach 5+) και υποτροχιακού ύψους πτήσης 50000 ft	εμβέλεια πάνω από 200 km
ORBITAL	χαμηλού γήινου τροχιακού (Mach 25+)
CIS	για μεταφορές από γη σε σελήνη

Πίνακας 2. Κατηγορίες και επιδόσεις μη επανδρωμένων αεροσκαφών.

Οι αποστολές των UAVs, που προορίζονται για κοινωνική χρήση, αναφέρονται παρακάτω:

- Εντοπισμός ατόμων και ζώων που βρίσκονται σε έκτακτη ανάγκη, ώστε να διευκολυνθεί η διάσωσή τους.
- Μετεωρολογικοί σκοποί, ακριβή πρόβλεψη ακραίων καιρικών φαινομένων.
- Έλεγχος και ανάλυση της ρύπανσης και γενικά περιβαλλοντικών ζητημάτων.
- Έγκαιρος εντοπισμός πυρκαγιών.
- Για επιστημονικούς και ερευνητικούς σκοπούς.
- Και σε μερικές περιπτώσεις για μεταφορές αντικειμένων.

Επομένως, ο εξοπλισμός των UAVs ποικίλει ανάλογα με την αποστολή τους. Για λειτουργίες τηλεπισκόπισης τα UAVs είναι εξοπλισμένα με ηλεκτρομαγνητικούς αισθητήρες φάσματος, βιολογικούς αισθητήρες και χημικούς αισθητήρες. Οι ηλεκτρομαγνητικοί αισθητήρες τους περιλαμβάνουν το οπτικό φάσμα, υπέρυθρες φωτογραφικές μηχανές και συστήματα ραντάρ. Επίσης, σε μερικές περιπτώσεις χρησιμοποιούνται ηλεκτρομαγνητικοί ανιχνευτές κύματος, όπως αισθητήρες μικροκυμάτων και υπεριώδους ακτινοβολίας. Οι βιολογικοί αισθητήρες είναι ικανοί να ανιχνεύουν την παρουσία διάφορων μικροοργανισμών και άλλων βιολογικών ουσιών στον αέρα. Οι χημικοί αισθητήρες χρησιμοποιούν την φασματοσκοπία Laser για να αναλύσουν την συγκέντρωση των στοιχείων στον αέρα. Για μεταφορές εμπορευμάτων τα UAVs έχουν συνήθως έναν αποθηκευτικό χώρο στην άτρακτο τους.

Μερικά χαρακτηριστικά παραδείγματα UAV είναι:



Σχήμα 38. Μη επανδρωμένο αεροσκάφος RQ-4A Global Hawk.

RQ-4A Global Hawk

Βάρος άδειου αεροσκάφους (empty weight)	4173 kg
Ωφέλιμο φορτίο (payload)	861 kg
Βάρος καυσίμου στην απογείωση	6577 kg
Συνολικό βάρος (gross weight)	11611 kg
Κινητήρας	Rolls-Royce AE3007H turbofan
Μέγιστη διάρκεια αναμονής (endurance)	42 ώρες
Μέγιστο ύψος πτήσης	65000 ft
Μήκος αεροσκάφους	13.5 m
Ύψος αεροσκάφους	4.6 m
Επιφάνεια πτέρυγας	50.2 m ²
Εκπέτασμα πτέρυγας	35.4 m
Λόγος επιμήκους (aspect ratio)	25:1
Επιφάνεια κάθετου-οριζόντιου σταθερού (V-tail)	3.98 m ²
Εκπέτασμα κάθετου-οριζόντιου σταθερού	3.47 m
Λόγος επιμήκους (aspect ratio) κάθετου-οριζόντιου σταθερού	3:1

Πίνακας 3. Χαρακτηριστικά του μη επανδρωμένου αεροσκάφους RQ-4A Global Hawk.



Σχήμα 39. Μη επανδρωμένο αεροσκάφος Helios της NASA.

Helios (NASA)

Βάρος άδειου αεροσκάφους (empty weight)	600 kg
Μέγιστο βάρος απογείωσης	929 kg
Μέγιστη ταχύτητα	274 km/h
Τυπικό / μέγιστο ύψος πτήσης	50000-70000 ft / 100000 ft
Μήκος αεροσκάφους	3.66 m
Εκπέτασμα	75.29 m
Διάρκεια πτήσης (κινούμενο μόνο με ηλιακή ενέργεια)	~14 ώρες
Διάρκεια πτήσης (εφοδιασμένο και με συμπληρωματική πηγή ηλεκτρικής ενέργειας για τη νύχτα)	Ακόμα και μήνες
Κινητήρας	Ηλεκτρικοί κινητήρες 2hp ο καθένας

Πίνακας 4. Χαρακτηριστικά του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Helios της NASA.

Ένα τυπικό μικρό μη-επανδρωμένο αεροσκάφος έχει χαρακτηριστικά που παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.



Σχήμα 40. Μη επανδρωμένο αεροσκάφος RQ-2B της Pioneer.

Helios (NASA)

Εμβέλεια (Range)	185 km
Αναμονή (Loiter)	5.5 hr
Ύψος πτήσης	15000 ft
Εγκατεστημένη ισχύς	26 hp
Μέγιστο συνολικό βάρος	204 kg
Ωφέλιμο βάρος	45.4 kg
Ταχύτητα πτήσης	148 km/h
Μέγιστη ταχύτητα	185 km/h
Μήκος αεροσκάφους	4.27 m
Εκπέτασμα πτέρυγας	5.15 m

Πίνακας 5. Χαρακτηριστικά του μη επανδρωμένου αεροσκάφους RQ-2B της Pioneer.

Προκειμένου να ικανοποιηθούν οι απαιτήσεις για μικρό μέγεθος και βάρος η απογείωση των μικρών UAVs γίνεται με την βοήθεια καταπέλτη, ενώ η προσγείωση με χρήση αλεξιπτώτου ή και με πιάσιμο σε δίχτυ. Με αυτόν τον τρόπο αποφεύγεται η χρήση κινητήρα μεγαλύτερης ισχύος που θα χρειαζόταν το αεροσκάφος για να απογειωθεί από διάδρομο, γεγονός που θα αύξανε το συνολικό βάρος του αεροσκάφους. Επίσης, αποφεύγεται η μεγάλη πτερυγική επιφάνεια που απαιτείται κατά την προσγείωση σε διάδρομο αλλά και η χρήση υπεραντωτικών επιφανειών για την αύξηση της άνωσης (flaps) κατά την προσγείωση ή την απογείωση, οπότε και εξοικονομείται σημαντικό βάρος. Μικρά μη επανδρωμένα αεροσκάφη έχουν κατασκευαστεί αρκετά και από πολλά κράτη όπως το Pioneer (Η.Π.Α-Ισραήλ), το Hermes 180 (Ισραήλ), το W-50 (Κίνα), το Mirach 26 (Alenia, Ιταλία) και τα Shadow 200, 300,400 (Η.Π.Α).

5. Αεροδυναμική Συμπεριφορά Ατράκτου Ορθογωνικής Διατομής

Στο σχεδιασμό των UAVs προτιμάται η χρήση ατράκτων ορθογωνικής διατομής χάρις στα χαρακτηριστικά μη αναγνώρισης από ραντάρ (stealth) που παρουσιάζουν και στη βέλτιστη εκμετάλλευση του εσωτερικού χώρου που προσφέρουν.

Όσον αφορά στην ρευστοδυναμική συμπεριφορά, τα τετραγωνικής ή τα ορθογωνικής διατομής σώματα παρουσιάζουν υψηλότερες τιμές των δυνάμεων που είναι κάθετες στον διαμήκη άξονα του σώματος (normal forces) από ότι τα αξονοσυμμετρικά. Εν τούτοις, σε αυτά αναπτύσσονται ανεπιθύμητες πλάγιες δυνάμεις όταν περιστραφούν, σε αντιπαράθεση με τα αξονοσυμμετρικά σώματα των οποίων η αεροδυναμική συμπεριφορά είναι ανεξάρτητη της περιστροφής εφόσον αυτά δεν έχουν πολύ οξύ ρύγχος και η γωνία πρόσπτωσης δεν είναι μεγάλη (Lamont 1982, Ericson και Reding 1986). Αμβλύνοντας τις γωνίες της διατομής τόσο η άνωση όσο και η πλάγια δύναμη μειώνονται και το σώμα τείνει να συμπεριφέρεται όπως ένα αξονοσυμμετρικό σώμα (Schneider 1982).

Το κυρίαρχο χαρακτηριστικό του πεδίου ροής γύρω από ορθογωνικής διατομής σώμα είναι η παρουσία δυο αντίθετα στρεφόμενων στροβίλων στις πλευρές χαμηλών πιέσεων, η ένταση των οποίων αυξάνεται με αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης και της γωνίας διατοιχισμού (Lijewski et al. 1982, Wilcox et al. 2004). Η ανάπτυξη της πλάγιας δύναμης οφείλεται κυρίως στην ασύμμετρη θέση των στροβίλων, και μεγιστοποιείται σε μια γωνία διατοιχισμού 22.5° (Lijewski et al. 1982). Σε αυτή την συγκεκριμένη γωνία διατοιχισμού, ο ένας στρόβιλος είναι πιο κοντά στο σώμα σε σχέση με τον άλλο, και επομένως επάγονται χαμηλές πιέσεις στη μια πλευρά και υψηλές πιέσεις στην άλλη πλευρά του σώματος. Αντιθέτως, σε γωνία διατοιχισμού 45° και οι δυο στρόβιλοι είναι μεγάλης έντασης και συμμετρικά τοποθετημένοι. Σαν αποτέλεσμα, η πλάγια δύναμη ελαχιστοποιείται και η κάθετη στον διαμήκη άξονα του σώματος (normal) δύναμη μεγιστοποιείται εξ' αιτίας των χαμηλών πιέσεων που επάγονται από τους στροβίλους. Αυξάνοντας την γωνία διατοιχισμού πάνω από τις 45° , η θέση των πυρήνων

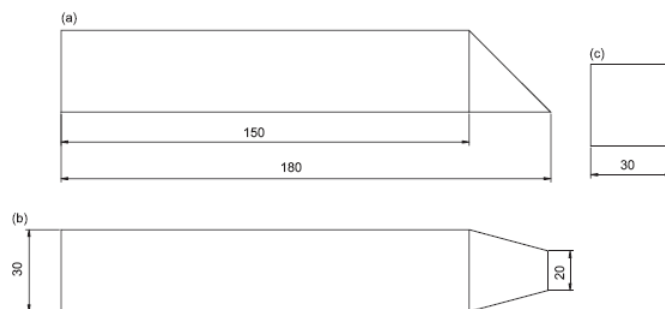
των στροβίλων αλλάζουν με τέτοιο τρόπο, ώστε η διεύθυνση της πλάγιας δύναμης αντιστρέφεται (Schneider 1982). Τα χαρακτηριστικά αυτά της ροής έχουν παρατηρηθεί τόσο στην υποηχητική (Lijewski et al. 1982, Daniel et al. 1982) όσο και στην υπερηχητική περιοχή (Schneider 1982, Wilcox et al. 2004). Όταν οι γωνίες της διατομής δεν είναι πολύ οξείες, οι αναπτυσσόμενοι στροβίλοι είναι μικρής έντασης και βρίσκονται κοντά στην επιφάνεια του σώματος, και άρα μειώνεται κάθε ασύμμετρη φόρτιση. Αυτό αποδείχθηκε πειραματικά από τον Lijewski et al. (1982) και τον Schneider (1982) για τετραγωνικής και ορθογωνικής διατομής σώματα για διάφορες γωνίες καμπυλότητας των στρογγυλεμένων γωνιών της διατομής. Όσον αφορά στην επίδραση του αριθμού Reynolds της ροής, ο Daniel et al. (1984) έδειξε πειραματικά ότι ο συντελεστής της normal δύναμης ενός τετραγωνικής διατομής σώματος εξαρτάται από την γωνία διατοχισμού, δηλαδή για μηδενική γωνία διατοχισμού αυτός είναι πρακτικά ανεξάρτητος του Reynolds, ενώ για γωνία διατοχισμού 45° ο συντελεστής της normal δύναμης παρουσιάζει μείωση τύπου μετάβασης σε τύρβη, όπως συμβαίνει στα αξονοσυμμετρικά σώματα κυκλικής διατομής. Έτσι, πειράματα που έγιναν σε ένα σώμα τετραγωνικής διατομής έδειξαν:

Μοντέλο: Τετραγωνικής διατομής με οξείες γωνίες, πλευράς 30 mm και μήκους 180 mm. Το ρύγχος κατασκευάστηκε από τέσσερις επιφάνειες με αιχμηρές άκρες. Το υλικό κατασκευής του χαλκός. Περιμετρικά της διατομής του μοντέλου και σε απόσταση 150 mm από την άκρη του ρύγχους ανοίχθηκαν 12 οπές πίεσης, τρεις σε κάθε πλευρά (μια στη μέση και δυο σε απόσταση 5 mm από κάθε άκρη).

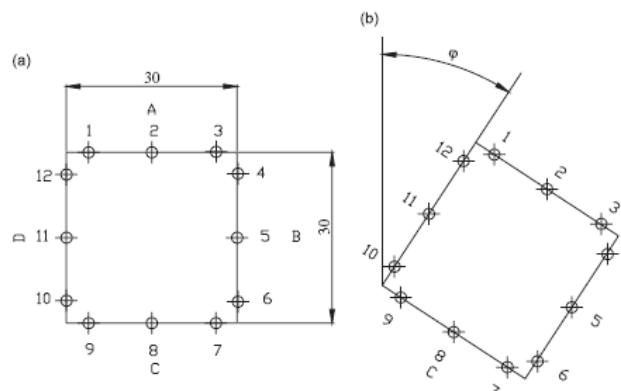
Πειραματική διάταξη: Οι μετρήσεις έγιναν σε σήραγγα ανοικτού κυκλώματος διατομής 420 mm (οριζόντια) × 230 mm (κατακόρυφα). Το μοντέλο τοποθετήθηκε πάνω σε μηχανισμό που έδινε την δυνατότητα της ανεξάρτητης μεταβολής της γωνίας πρόσπτωσης και διατοχισμού του μοντέλου.

Χαρακτηριστικά ροής: Ταχύτητα ελεύθερης ροής 17 m/s με μέγιστη μεταβολή 0.5% και επίπεδο τύρβης 0.3% (μετρούμενο με θερμονήμα). Η ταχύτητα ελεύθερης ροής ελεγχόταν με ένα σωλήνα Prandtl. Τα πειράματα έγιναν σε μέσο αριθμό Reynolds 3.38×10^4 με μήκος αναφοράς $\ell_{rA} = 33.85\text{mm}$, το οποίο είναι η διάμετρος κυκλικού εμβαδού ίσου με το εμβαδόν της διατομής του σώματος στην περιοχή μετά το ρύγχος.

Πειραματικοί μέθοδοι: Η στατική πίεση στην επιφάνεια του μοντέλου (στην περιοχή των 12 οπών) μετρήθηκε με χωρητικού τύπου μετατροπέων, τα σήματα εξόδου των οποίων ψηφιοποιούνταν από A/D μετατροπέα. Η οπτικοποίηση της ροής γύρω από το σώμα έγινε με την χρήση καπνού και ενός Argon Ion Laser συνεχούς πηγής φωτός. Για την οπτικοποίηση της ροής στην επιφάνεια του σώματος χρησιμοποιήθηκε στρώμα μίγματος λάδι-TiO₂. Τέλος, μια CCD κάμερα τοποθετήθηκε κατάντι του μοντέλου, έξω από τη σήραγγα και κατέγραφε τη διαμόρφωση του καπνού σε ένα βίντεο εγγραφής με ρυθμό 25 εικόνες/ δευτερόλεπτο.



Σχήμα 41. Άτρακτος: (a) πλάγια όψη, (b) κάτοψη, (c) διατομή, οι διαστάσεις σε mm.



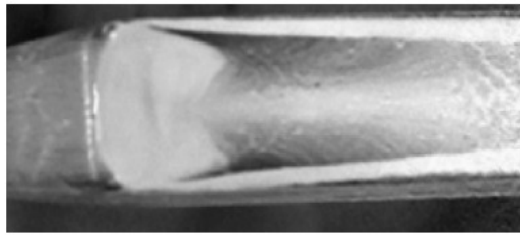
Σχήμα 42. Άτρακτος- θέσεις οπών πίεσης: (a) γωνία διατοίχισμού 0°, (b) γωνία διατοίχισμού φ°.

Πειραματικά αποτελέσματα και σχολιασμός: Η επιφανειακή οπτικοποίηση έδειξε ότι, ανεξαρτήτως της γωνίας πρόσπτωσης και διατοιχισμού, υπάρχει μια φυσαλίδα αποκόλλησης στην περιοχή της σύνδεσης του ρύγχους με το υπόλοιπο σώμα, στην πλευρά χαμηλών πιέσεων (πλευρά A, σχήμα 42). Η ροή αποκολλάται καθ' όλο το μήκος της πλευράς αυτής και επανακολλάται κατά μήκος μια γραμμής που μοιάζει με το γράμμα M (σχήμα 43). Συγκεκριμένα η επανακόλληση της ροής γίνεται νωρίτερα στο επίπεδο συμμετρίας (οπή πίεσης 2, σχήμα 42), γεγονός που αναδεικνύει το τρισδιάστατο χαρακτήρα της αποκόλλησης. Το μήκος της περιοχής αυτής κατά την κατεύθυνση της ροής συρρικνώνεται μέχρι και 50% όταν το σώμα περιστρέφεται (σχήμα 44), γεγονός που πιθανότατα οφείλεται στην ύπαρξη των στροβίλων, οι οποίοι ασκούν ροπή στο σχεδόν στάσιμο ρευστό της φυσαλίδας αποκόλλησης. Για κάθε γωνία πρόσπτωσης (στο μελετούμενο εύρος $0-30^\circ$) και για γωνία διατοιχισμού 0° , η ροή αποκολλάται στην περιοχή σύνδεσης του ρύγχους με το σώμα (σχήμα 45) κατά μήκος των δυο άκρων, που ανήκουν στην πλευρά της υποπίεσης (πλευρές B και D, σχήμα 42). Όμως, περιστρέφοντας το σώμα αυτή η περιοχή αποκόλλησης συρρικνώνεται, και συγκεκριμένα αυτή η οποία ανήκει στην πλευρά υψηλών πιέσεων εξαφανίζεται. Δυο αντίθετα περιστρεφόμενοι στρόβιλοι προέρχονται από την πλευρά υψηλών πιέσεων και άλλοι δυο από την πλευρά χαμηλών πιέσεων, ως αποτέλεσμα της αποκόλλησης της δευτερεύουσας ροής (cross-flow). Τα ίχνη των στροβίλων στην πλευρά χαμηλών πιέσεων για $\alpha = 30^\circ$ φαίνονται στο σχήμα 46(a) (πλευρά A), ενώ αυτοί που προέρχονται από την πλευρά υψηλών πιέσεων φαίνονται στο σχήμα 46(b) (πλευρά B). Οι στρόβιλοι των πλευρών χαμηλών πιέσεων απεικονίζονται επίσης στο σχήμα 47 για $x = 120 \text{ mm}$, χρησιμοποιώντας οπτικοποίηση με καπνό και για τη ίδια γωνία πρόσπτωσης. Το πεδίο ταχυτήτων της δευτερεύουσας ροής που μετρήθηκε 10 mm κατάντι του σώματος, για $\varphi = 0^\circ$ και $\alpha = 30^\circ$ (χρησιμοποιώντας σωλήνα Pitot 7 οπών) παρουσιάζεται στο σχήμα 48. Αυτοί οι στρόβιλοι είναι μικρότερης έντασης σε σχέση με αυτούς που εμφανίζονται για μη μηδενικές γωνίες διατοιχισμού. Δηλαδή, διατηρώντας την γωνία α σταθερή, μια αύξηση

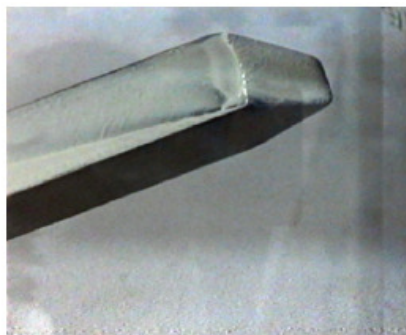
της γωνίας διατοιχισμού αυξάνει την ένταση των στρόβιλων αυτών και την ίδια στιγμή μετατοπίζει το κέντρο τους επάνω στην επιφάνεια του σώματος. Αυτό διακρίνεται εύκολα στα σχήμα 49(a)-(c) για γωνίες διατοιχισμού $\varphi = 20^\circ, 40^\circ$ και 60° και $\alpha = 30^\circ$. Για $\varphi = 20^\circ$, ο στρόβιλος στα αριστερά του διαμήκους άξονα του μοντέλου (port side) βρίσκεται πιο κοντά στο σώμα σε σχέση με αυτόν στα δεξιά. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την εμφάνιση μιας πλάγιας δύναμης με φορά προς τα αριστερά, εξ' αιτίας των χαμηλών πιέσεων που επάγονται από τον στρόβιλο που είναι πιο κοντά στο σώμα. Δηλαδή, περιστρέφοντας το σώμα ωρολογιακά εμφανίζεται μια πλάγια δύναμη με διεύθυνση προς τα αριστερά. Εν τούτοις, σε γωνία διατοιχισμού 45° οι δυο στρόβιλοι τείνουν να τοποθετηθούν συμμετρικά σε σχέση με τη διαγώνιο της διατομής του σώματος, και επομένως ελαχιστοποιείται το μέτρο της πλάγιας δύναμης. Από την άλλη μεριά, για γωνία διατοιχισμού 45° , εξ' αιτίας των χαμηλών πιέσεων που επάγουν οι στρόβιλοι των πλευρών χαμηλών πιέσεων η άνωση παίρνει υψηλές τιμές. Περαιτέρω αύξηση της γωνίας διατοιχισμού, πέραν των 45° , έχει σαν αποτέλεσμα την αλλαγή της διεύθυνσης της πλάγιας δύναμης, δεδομένου ότι ο στρόβιλος στα δεξιά είναι τώρα πιο κοντά στο σώμα. Οι ταχύτητες της δευτερεύουσας ροής (cross-flow) παίρνουν την μέγιστη τιμή τους στον πυρήνα των στρόβιλων και είναι 80% μεγαλύτερες από την αξονική συνιστώσα της ταχύτητας της ροής. Μειώνοντας τις γωνίες πρόσπτωσης και διατοιχισμού, οι ταχύτητες της δευτερεύουσας ροής μειώνονται. Η μεταβολή της θέσης των στρόβιλων με μεταβολή της γωνίας διατοιχισμού φ διακρίνεται καθαρά στα σχήματα 50(a)-(c) χρησιμοποιώντας οπτικοποίηση με καπνό στη θέση $x = 120$ mm.

Η μεταβολή της αεροδυναμικής δύναμης σε συνάρτηση με τη γωνία διατοιχισμού φαίνεται από την κατανομή της στατικής πίεσης p κατά μήκος της περιφέρειας της διατομής στη θέση $x = 150$ mm. Τα σχήματα 51(a)-(c) απεικονίζουν την κατανομή του συντελεστή πίεσης, $cp = (p - p_\infty) / q$ (όπου q η δυναμική πίεση της ελεύθερης ροής) για $\alpha = 20^\circ$ και $\varphi = 20^\circ, 40^\circ$ και 60° , αντίστοιχα. Ο οριζόντιος άξονας σε κάθε γράφημα του σχήματος 51

αναφέρεται στις οπές πίεσης 1-12. Για $\varphi = 20^\circ$ οι πιέσεις 1-3 (πλευρά A, σχήμα 42) είναι υψηλότερες από εκείνες στην πλευρά D (πιέσεις 10-12). Επιπροσθέτως, οι πιέσεις στις πλευρές B και D είναι ακόμη υψηλότερες από την στιγμή που αυτές ανήκουν στην πλευρά υψηλών πιέσεων του σώματος για την συγκεκριμένη αυτή θέση ($\varphi = 20^\circ$). Για γωνία διατοιχισμού 40° η ασυμμετρία στη κατανομή της πίεσης περιορίζεται, ενώ για γωνία διατοιχισμού 60° η εικόνα αλλάζει και οι πιέσεις στην πλευρά D είναι υψηλότερες από αυτές στην πλευρά A. Ένα κοινό χαρακτηριστικό των κατανομών πίεσης σε αυτές τις περιπτώσεις, είναι ότι οι παράγωγοι τους στις γωνίες είναι υψηλές, όπως αναφέρει και ο Wilcox et al. (2004).



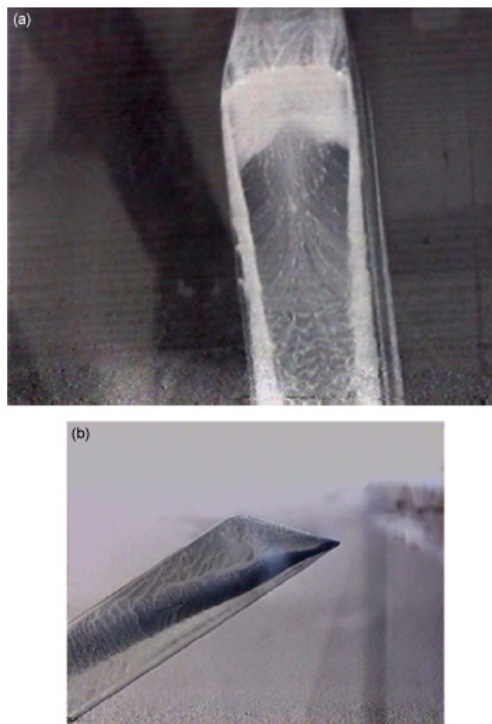
Σχήμα 43. Φυσαλίδα αποκόλλησης στην χαμηλών πιέσεων περιοχή της σύνδεσης του ρύγχους με το σώμα (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 0°), ροή από τα αριστερά στα δεξιά.



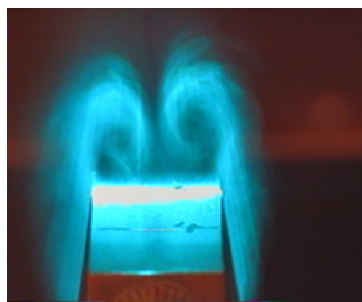
Σχήμα 44. Φυσαλίδα αποκόλλησης στην χαμηλών πιέσεων περιοχή σύνδεσης του ρύγχους με το σώμα (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 20°), ροή από τα δεξιά στα αριστερά.



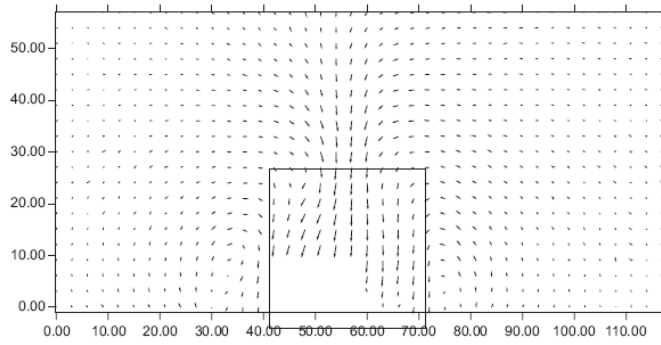
Σχήμα 45. Φυσαλίδα αποκόλλησης στην περιοχή σύνδεσης του ρύγχους με το σώμα στην κατακόρυφη πλευρά (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 0°), ροή από τα αριστερά στα δεξιά.



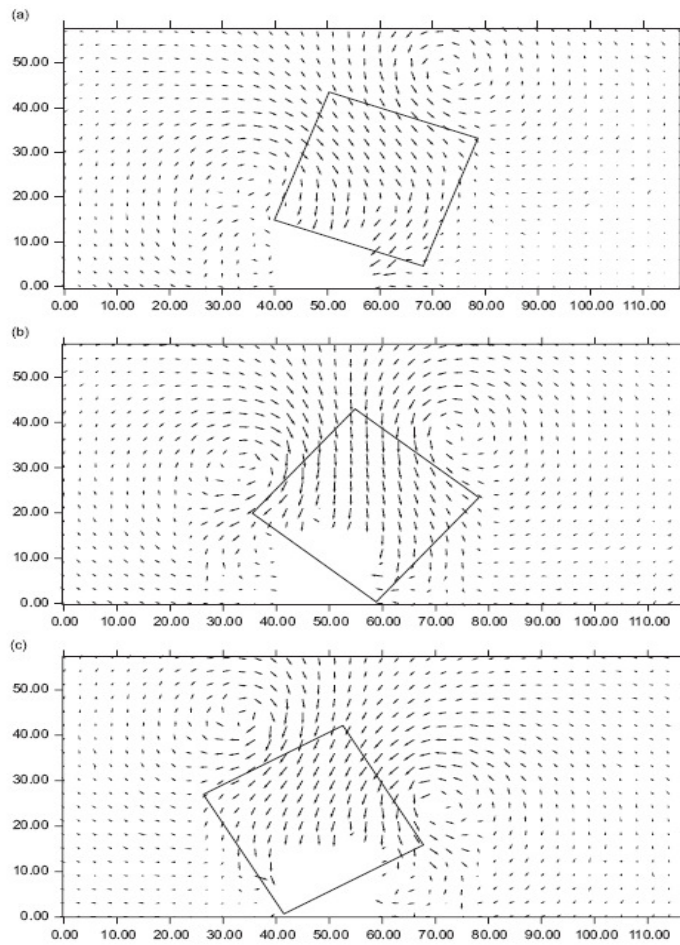
Σχήμα 46. Ίχνη των στροβίλων (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 0°): (a) πλευρά χαμηλών πιέσεων A (ροή από την κορυφή), (b) πλευρά B (ροή από τα δεξιά στα αριστερά).



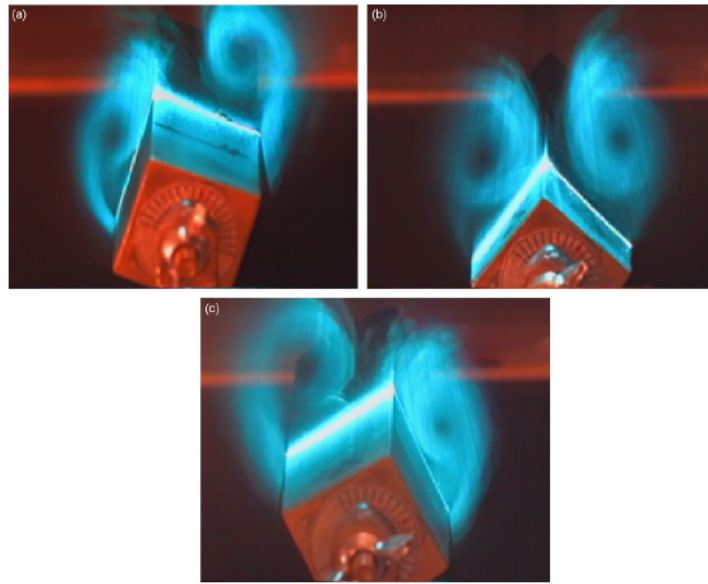
Σχήμα 47. Στρόβιλοι στην πλευρά χαμηλών πιέσεων (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 0° , $x = 120 \text{ mm}$).



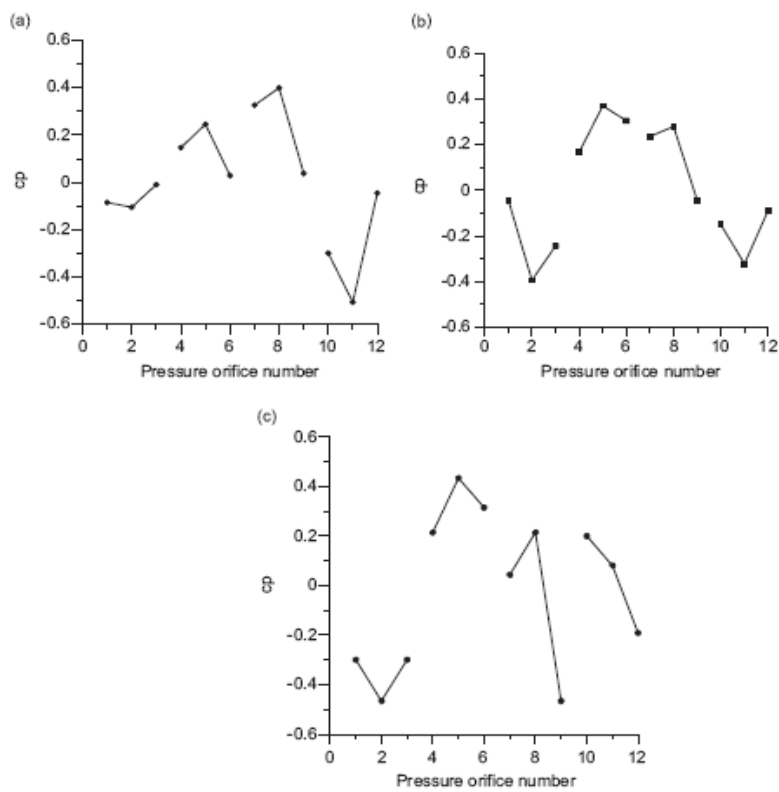
Σχήμα 48. Πεδίο ταχυτήτων δευτερεύουσας ροής (γωνία πρόσπτωσης = 30° , γωνία διατοιχισμού = 0°), οι διαστάσεις σε mm.



Σχήμα 49. Πεδίο ταχυτήτων δευτερεύουσας ροής για γωνία πρόσπτωσης 30° : (a) γωνία διατοιχισμού = 20° , (b) γωνία διατοιχισμού = 40° και (c) γωνία διατοιχισμού = 60° , οι διαστάσεις σε mm.



Σχήμα 50. Στρόβιλοι στις πλευρές χαμηλών πιέσεων για γωνία πρόσπτωσης = 30° : (a) γωνία διατοιχισμού = 20° , (b) γωνία διατοιχισμού = 40° και (c) γωνία διατοιχισμού = 60° .



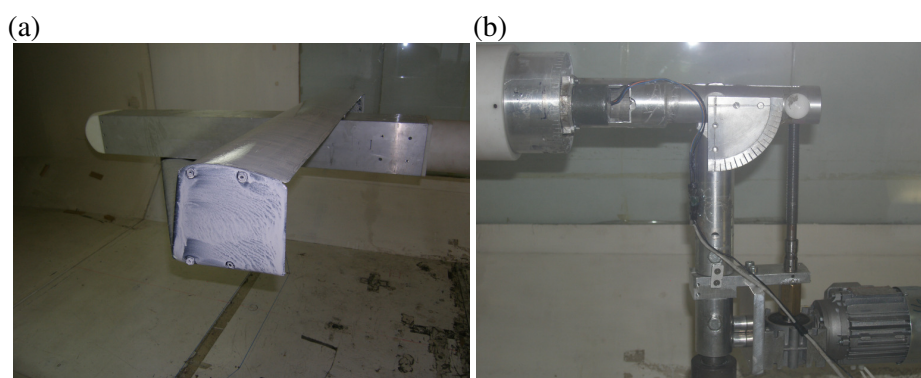
Σχήμα 51. Κατανομή πίεσης για γωνία πρόσπτωσης = 20° : (a) γωνία διατοιχισμού = 20° , (b) γωνία διατοιχισμού = 40° και (c) γωνία διατοιχισμού = 60° .

6. Πειραματικό Μέρος

6.1 Περιγραφή Μοντέλου

Άτρακτος	
Κύριο σώμα:	
Διατομή	Τετραγωνική με γωνίες ορθές
Μήκος	1100 mm
Πλάτος	150 mm
Ύψος	150 mm
Υλικό	Αλουμίνιο
Ρύγχος:	
Σχήμα	Περίπου ημισφαιρικό, ακτίνας 130 mm
Υλικό	Πολυμερές
Πτέρυγα	
Ανω πτέρυγα	
Ανω πτέρυγα	Ορθογωνική
Εκπέτασμα	1300mm
Αεροτομή	NACA 4415
Χορδή	180mm
Γωνία σφήνωσης	0°
Υλικό	Balsa, επικάλυψη «μονοκότ»
Κάτω πτέρυγα	
Κάτω πτέρυγα	Οπισθοκλινής
Εκπέτασμα	1300mm
Αεροτομή	NACA 4415
Χορδή	180mm
Γωνία οπισθόκλισης	45°
Γωνία σφήνωσης	0°
Υλικό	Balsa, επικάλυψη «μονοκότ»
Διάταξη ακροπτερυγίων	
Διάταξη ακροπτερυγίων	Κάθετα τμήματα, με στρογγυλεμένα άκρα, ενώνουν τα άκρα των δυο πτερύγων
Υλικό	Balsa, επικάλυψη «μονοκότ»

Πίνακας 6. Χαρακτηριστικά του πειραματικού μοντέλου.



Σχήμα 52. (a) Πειραματικό μοντέλο σε διαμόρφωση με τις δυο πτέρυγες ενωμένες (b) μηχανισμός αλλαγής της γωνίας πρόσπτωσης και διατοιχισμού.

Το εκπέτασμα και των δυο τμημάτων της πτέρυγας αποφασίστηκε να είναι 1300mm, δηλαδή κάτω από το 80% του οριζόντιου μήκους της διατομής της σήραγγας, ώστε να ελαχιστοποιηθεί η επίδραση των τοιχωμάτων, όπως θα αναλυθεί και παρακάτω. Επίσης, χρησιμοποιήθηκε η αεροτομή NACA 4-ψηφίων, η οποία είναι γενικής χρήσεως.

6.2 Πειραματική Διάταξη

Οι μετρήσεις έγιναν σε σήραγγα κλειστού κυκλώματος διατομής ορθογωνικής με λοξοτομημένες γωνίες 1800mm (οριζοντίως) × 1400mm (κατακόρυφα). Το μοντέλο τοποθετήθηκε πάνω σε μηχανισμό που έδινε την δυνατότητα της ανεξάρτητης μεταβολής της γωνίας πρόσπτωσης και διατοιχισμού του μοντέλου. Ο μηχανισμός αυτός αποτελείται από δυο άξονες, οι οποίοι είναι συνδεδεμένοι με άρθρωση. Ο ένας άξονας εφαρμόζει στο ζυγό έξι συνιστωσών της σήραγγας και στον άλλον άξονα στηρίζεται το μοντέλο. Η μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης γίνεται με τη χρήση ενός ηλεκτροκινητήρα, ο οποίος κινεί έναν εξωτερικό κοχλία. Ο κοχλίας αυτός είναι παράλληλος στον άξονα που εφαρμόζει στον ζυγό και συνδέεται με τον άλλο άξονα μέσω ενός περικοχλίου και με αυτόν τον τρόπο γίνεται η αλλαγή στην γωνία πρόσπτωσης. Η μέτρηση της γωνίας πρόσπτωσης γίνεται με μια κλίμακα, η οποία είναι στηριγμένη στον άξονα που εφαρμόζει στον ζυγό. Η μεταβολή της γωνίας διατοιχισμού του μοντέλου γίνεται με χρήση ενός ζεύγους γραναζιών και ενός ηλεκτροκινητήρα. Ο ηλεκτροκινητήρας κινεί το πηνιόν εξωτερικής οδόντωσης και το πηνιόν κινεί γρανάκι εσωτερικής οδόντωσης και έτσι γίνεται η μεταβολή της γωνίας διατοιχισμού του μοντέλου. Η μεταβολή της γωνίας εκτροπής του μοντέλου γίνεται με μηχανισμό του ζυγού, ο οποίος ελέγχεται από τον πίνακα έλεγχου της σήραγγας. Η μέτρηση της γωνίας εκτροπής γίνεται με μια κλίμακα στη βάση του ζυγού.

Για την μέτρηση της δυναμικής πίεσης $\frac{1}{2} \rho U^*{}^2$, και άρα της ταχύτητας της ελεύθερης ροής, χρησιμοποιήθηκε σωλήνας prandtl σε απόσταση 500mm ανάντι του μοντέλου, ώστε να

ελαχιστοποιηθεί η επίδραση του στην μετρούμενη ροή. Ο σωλήνας prandtl ήταν συνδεδεμένος με χωρητικού τύπου μετατροπέα πίεσης. Τέλος, θερμόμετρο χρησιμοποιήθηκε για την μέτρηση της θερμοκρασίας της ροής.

Χαρακτηριστικά ροής: Ταχύτητα ελεύθερης ροής 20 m/s με μέγιστη μεταβολή 7.7%. Τα πειράματα έγιναν σε μέσο αριθμό Reynolds 2.4547×10^5 με μήκος αναφοράς τη χορδή των αεροτομών των πτερύγων (180mm).

Σφάλματα: Σφάλμα μέτρησης γωνίας πρόσπτωσης $\pm 0.25^\circ$, γωνίας εκτροπής $\pm 0.25^\circ$, γωνίας διατοιχισμού $\pm 1^\circ$, πίεσης ± 2 Pa, θερμοκρασίας ± 0.1 °C. Τέλος, θα πρέπει να σημειωθεί ότι τα όργανα μέτρησης του ζυγού παρουσίαζαν ολίσθηση.

6.3 Πειραματική Διαδικασία και Αποτελέσματα

6.3.1 Μέτρηση Ολικών Δυνάμεων και Ροπών

Έγιναν μετρήσεις για τις παρακάτω διατάξεις:

- Άτρακτος και δύο πτέρυγες ενωμένες (box wing).
- Άτρακτος και δύο πτέρυγες μη ενωμένες (διπλάνο).
- Άτρακτος και άνω πτέρυγα-ορθογωνική.
- Άτρακτος και κάτω πτέρυγα-οπισθοκλινής.

Για κάθε μια από τις παραπάνω διατάξεις έγιναν τέσσερα σετ μετρήσεων, δηλαδή για γωνίες εκτροπής 0° , 2.5° , 5° , 7.5° . Σε κάθε ένα από αυτά τα σετ έγιναν μετρήσεις των ολικών δυνάμεων άνωσης, αντίστασης, πλάγιας δύναμης και των τριών ροπών για γωνίες πρόσπτωσης από 2.5° μέχρι 17.5° με βήμα 2.5° . Θα πρέπει να σημειωθεί ότι εξ' αιτίας της ολίσθησης που παρουσίαζαν τα μετρητικά όργανα του ζυγού σε κάθε γωνία πρόσπτωσης έγιναν δυο μετρήσεις για μεγαλύτερη ακρίβεια των αποτελεσμάτων. Επίσης, οι μετρήσεις έγιναν για σταθερές στροφές του ανεμιστήρα και συγκεκριμένα στις 500 rpm (και όχι για σταθερή δυναμική πίεση της ελεύθερης ροής). Θα πρέπει να σημειωθεί ότι για διαφορετικές θέσεις του μοντέλου η

δυναμική πίεση της ελεύθερης ροής αλλάζει και αυτό διότι αλλάζει η ελεύθερη επιφάνεια από την οποία διέρχεται το ρευστό. Όμως, όπως φάνηκε από τα αποτελέσματα η μεταβολή αυτή ήταν της τάξης του 12%. Όποτε και η μεταβολή του αριθμού Reynolds ήταν μικρή, ώστε να αλλάξει ουσιωδώς τον χαρακτήρα της ροής γύρω από το μοντέλο.

Αναλυτικά η πειρακτική διαδικασία είχε ως εξής: Για κάθε θέση μέτρησης αρχικά καταγράφαμε, για μηδενικές στροφές περιστροφής του ανεμιστήρα, από τον πίνακα έλεγχου της σήραγγας τα σήματα εξόδου του ζυγού σε mVolt για τις ολικές δυνάμεις και ροπές. Στη συνέχεια ρυθμίζαμε τις στροφές του ανεμιστήρα στις 500rpm και καταγράφαμε τα αντίστοιχα σήματα του ζυγού, την δυναμική πίεση της ελεύθερης ροής και την θερμοκρασία εντός της σήραγγας.

Η ανάλυση των πειραματικών αποτελεσμάτων είχε ως εξής: Για τον υπολογισμό των ολικών δυνάμεων σε (Nt) και ροπών σε (Ntm) χρησιμοποιήσαμε τους παρακάτω τύπους μετασχηματισμού,

$$\text{Lift} = 0.44 * (\text{dif_L} + 0.000296 * \text{dif_D} + 0.00422 * \text{dif_S} - 0.000214 * \text{dif_Y})$$

$$\text{Drag} = 0.079617 * \text{dif_D} - 0.63 * \text{dif_L} * 10\text{E-}9$$

$$\begin{aligned} \text{Side Force} = & 0.116058 * (\text{dif_S} + 0.010303 * \text{dif_D} - 0.00236 * \text{dif_Y} \\ & + 0.000109 * \text{dif_P}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Rolling Moment} = & (0.033589 + 1.6 * \text{dif_L} * 10\text{E-}10) * (\text{dif_R} + 0.16809 * \text{dif_L} \\ & + 0.01882 * \text{dif_D} + 0.04431 * \text{dif_S} - 0.04332 * \text{dif_Y} \\ & - 0.02024 * \text{dif_P}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Yawing Moment} = & (0.0589 - 2.29 * \text{dif_L} * 10\text{E-}10) * (\text{dif_Y} + 0.00413 * \text{dif_L} \\ & + 0.0076 * \text{dif_D} - 0.03693 * \text{dif_S}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Pitching Moment} = & (0.0597 + 2.1 * \text{dif_L} * 10\text{E-}10) * (\text{dif_P} + 0.01406 * \text{dif_L} \\ & - 0.01158 * \text{dif_D} + 0.04009 * \text{dif_S} + 0.01097 * \text{dif_R}) \end{aligned}$$

όπου dif_L, dif_D, dif_R, dif_S, dif_Y, dif_P η διάφορα των σημάτων εξόδου του ζυγού για στροφές ανεμιστήρα 500 και 0 rpm στις ενδείξεις Lift, Drag, Side Force, Rolling Moment, Yawing Moment, Pitching Moment του πίνακα έλεγχου.

Στην συνέχεια για τον υπολογισμό των μετρούμενων-πειραματικών (με αστεράκι) συντελεστών άνωσης C_L^* , αντίστασης C_D^* και πλευρικής δύναμης C_{SF}^* διαιρέσαμε τις τιμές των αντίστοιχων δυνάμεων με το γινόμενο $\frac{1}{2}\rho U^2 s$. Για τον υπολογισμό των μετρούμενων-πειραματικών συντελεστών ροπής διατοχισμού C_{RM}^* , εκτροπής C_{YM}^* και πρόνευσης C_{PM}^* διαιρέσαμε τις τιμές των αντίστοιχων ροπών με το γινόμενο $\frac{1}{2}\rho U^2 sc$. Όπου, $\frac{1}{2}\rho U^2$ η μετρούμενη δυναμική πίεση, c το μήκος της χορδής της αεροτομής και s η επιφάνεια αναφοράς, η οποία ορίζεται ως το γινόμενο του μήκους της χορδής της αεροτομής επί του μήκους της πτέρυγας.

6.3.2 Διορθώσεις Πειραματικών Αποτελεσμάτων Ολικών Δυνάμεων και Ροπών

6.3.2.1 Επιδράσεις των Στερεών Τοιχωμάτων της Σήραγγας στα Χαρακτηριστικά της Ροής

Οι συνθήκες υπό τις οποίες γίνεται η μελέτη ενός μοντέλου στην σήραγγα δεν είναι οι ίδιες με αυτές που επικρατούν σε πραγματικές συνθήκες πτήσης. Δεν υπάρχει κάποια εμφανής διάφορα όταν το μοντέλο διατηρείται ακίνητο και ο αέρας κινείται σε σχέση με την αντίστροφη περίπτωση. Όμως, η διαμήκης κλίση της στατικής πίεσης η οποία συνήθως εμφανίζεται στο τμήμα μέτρησης και η παρουσία των τοιχωμάτων στο τμήμα μέτρησης στις περισσότερες περιπτώσεις παράγουν επιπλέον δυνάμεις, οι οποίες πρέπει να εντοπισθούν, να υπολογισθούν και να απαλειφθούν.

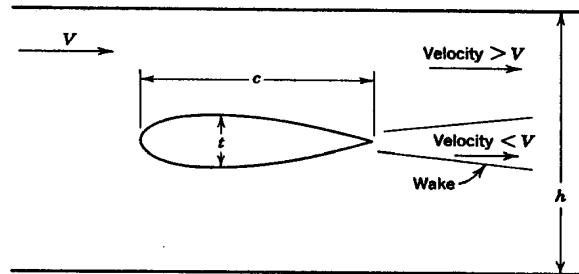
Καθώς αναπτύσσεται το οριακό στρώμα κατά μήκος του τμήματος μέτρησης, το εμβαδό της διατομής της ελεύθερης ροής μειώνεται. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα η ταχύτητα της

ελεύθερης ροής να αυξάνεται, για δεδομένη παροχή σύμφωνα με την συνθήκη της συνέχειας, και η στατική πίεση να μειώνεται, σύμφωνα με την εξίσωση του Bernoulli. Η μεταβολή της στατικής πίεσης κατά μήκος του τμήματος μέτρησης παράγει μια δύναμη αντίστασης, η οποία ονομάζεται “horizontal buoyancy”. Είναι συνήθως μικρή, κατά την κατεύθυνση της δυνάμεως της αντίστασης στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης και αμελητέα στα ανοικτού τύπου τμήματα μέτρησης. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι το μέγεθος της “horizontal buoyancy” είναι αμελητέο (της τάξης του 1%), για κανονικά μεγέθη μοντέλων και όταν το εκπέτασμα της πτέρυγας είναι μικρότερο του 80% του πλάτους του τμήματος μέτρησης.

Έτσι, η παρουσία των πλευρικών τοιχωμάτων παράγει:

1. Έναν πλευρικό περιορισμό στην ανάπτυξη και διαμόρφωση της ροής γύρω από ένα σώμα. Η παρουσία του μοντέλου στο τμήμα μέτρησης μειώνει τον χώρο στον οποίο ο αέρας μπορεί να ρέει, και σύμφωνα με την εξίσωση της συνέχειας η ταχύτητα του αέρα αυξάνεται καθώς ο αέρας ρέει πάνω από το μοντέλο. Αυτή η αύξηση της ταχύτητας ονομάζεται “solid blockage”. Το μέγεθος της επίδρασης του “solid blockage” εξαρτάται από το πάχος του μοντέλου, την διανομή του πάχους και το μέγεθος του μοντέλου και δεν εξαρτάται από την καμπυλότητα (camber). Σε ένα κλειστού τύπου τμήμα μέτρησης το “solid blockage” εκδηλώνεται σαν μια αύξηση της δυναμικής πίεσης, γεγονός που αυξάνει την τιμή όλων των μετρούμενων δυνάμεων και ροπών για δεδομένη γωνία πρόσπτωσης. Στα ανοικτού τύπου τμήματα μέτρησης το “solid blockage” είναι αμελητέο, από την στιγμή που το ρεύμα αέρος είναι ελεύθερο να διευρυνθεί με ομαλό τρόπο.
2. Έναν πλευρικό περιορισμό στην ανάπτυξη και διαμόρφωση της ροής στην περιοχή του ομμόρου της ροής. Στην περιοχή του ομμόρου η μέση ταχύτητα είναι μικρότερη από αυτή της ελεύθερης ροής. Επομένως, σύμφωνα με τον νόμο της συνέχειας η ταχύτητα της ροής έξω από την περιοχή του ομμόρου σε ένα κλειστού τύπου τμήμα μέτρησης είναι μεγαλύτερη από αυτή της ελεύθερης ροής και άρα και η πίεση είναι μικρότερη. Η μείωση αυτή της πίεσης θέτει το

μοντέλο υπό κλίση πίεσης με αποτέλεσμα την αύξηση της ταχύτητας της ροής πάνω στο μοντέλο, όπως δείχνει και το σχήμα 53.



Σχήμα 53.

Η επίδραση αυτή των τοιχωμάτων ονομάζεται “wake blockage” και αυξάνει με αύξηση του μεγέθους του ομμόρου-αντίστασης του μοντέλου. Σε κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης το “wake blockage” εκδηλώνεται σαν μια αύξηση της αντίστασης του μοντέλου. Το “wake blockage” είναι συνήθως αμελητέο στα ανοικτού τύπου τμήματα μέτρησης, από την στιγμή που το ρεύμα αέρος είναι ελεύθερο να διευρυνθεί με ομαλό τρόπο.

3. Μια μεταβολή στην τοπική γωνία πρόσπτωσης κατά μήκος του εκπέτασματος μιας πτέρυγας. Στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης η γωνία πρόσπτωσης κοντά στα ακροπτερύγια ενός μοντέλου με μεγάλο εκπέτασμα αυξάνει υπερβολικά, με αποτέλεσμα στην περιοχή αυτή η ροή να αποκολλάται νωρίς. Η επίδραση αυτή σε ένα ανοικτού τύπου τμήματος μέτρησης είναι ακριβώς αντίθετη, δηλαδή κοντά στα ακροπτερύγια η αποκόλληση της ροής καθυστερεί. Και στις δυο περιπτώσεις η παραπάνω επίδραση ελαχιστοποιείται σε μεγάλο βαθμό διατηρώντας το εκπέτασμα του μοντέλου μικρότερο του 80% του πλάτους της σήραγγας.

4. Μια μεταβολή στην καμπυλότητα της ροής γύρω από μια πτέρυγα. Η παρουσία του πατώματος και της οροφής περιορίζει την κανονική κυρτότητα της ελεύθερης ροής, η οποία εμφανίζεται γύρω από κάθε ανωστικό σώμα, και το σώμα εμφανίζεται να έχει περισσότερη

καμπυλότητα (camber) (περίπου 1% για συνήθη μεγέθη μοντέλων). Η επίδραση αυτή έχει σαν αποτέλεσμα ο συντελεστής ροπής, η άνωση και η γωνία πρόσπτωσης της πτέρυγας να αυξάνονται στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης και να μειώνονται στα ανοικτού τύπου.

5. Μια μεταβολή στο κατώρευμα ανάντι της πτέρυγας με αποτέλεσμα η μετρούμενη άνωση και αντίσταση να εμπεριέχει σφάλμα. Στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης η επίδραση αυτή εκδηλώνεται σαν αύξηση της άνωσης και μείωση της αντίστασης για δεδομένη γεωμετρική γωνία πρόσπτωσης. Στα ανοικτού τύπου τμήματα μέτρησης η επίδραση αυτή έχει τα αντίθετα αποτελέσματα.

6. Μια μεταβολή στο κατώρευμα κατάντι της πτέρυγας με αποτέλεσμα η μετρούμενη tailsetting και στατική ευστάθεια να εμπεριέχει σφάλμα. Στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης το μοντέλο έχει πολύ αυξημένη ευστάθεια και η περιοχή του ομμόρου τοποθετείται προς τα πάνω. Τα αντίθετα συμβαίνουν στα ανοικτού τύπου τμήματα μέτρησης. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η επίδραση στην ευστάθεια του μοντέλου είναι μεγάλη.

7. Μια μεταβολή στην ανάπτυξη και διαμόρφωση της ροής τέτοια ώστε οι ροπές επί του μοντέλου (hinge moments) να είναι πολύ μεγάλες στα κλειστού τύπου τμήματα μέτρησης και πολύ μικρές στα ανοικτού τύπου.

8. Μια μεταβολή στην ανάπτυξη και διαμόρφωση της ροής γύρω από πτέρυγα, που υποβάλλεται σε ασύμμετρη φόρτιση, τέτοια ώστε οι επιδράσεις των τοιχωμάτων να είναι ασύμμετρες. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα οι μετρούμενες ροπές διατοιχισμού και εκτροπής να εμπεριέχουν σφάλμα.

Εν τούτοις, θα πρέπει να σημειωθεί ότι είναι λίγες οι περιπτώσεις δοκίμων σε σήραγγα, στις οποίες θα πρέπει να γίνουν όλες οι παραπάνω διορθώσεις.

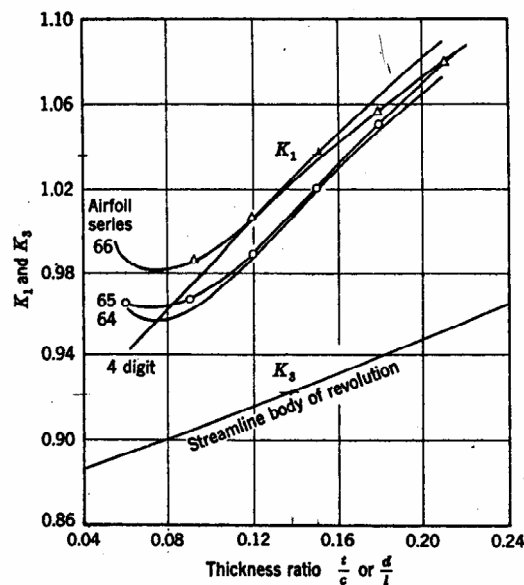
6.3.2.2 Μέθοδοι Διόρθωσης των Επιδράσεων των Τοιχωμάτων της Σήραγγας

Διόρθωση της επίδρασης “solid blockage”: Όπως έχει ήδη αναφερθεί λόγω της παρουσίας των στέρεων τοιχωμάτων η ταχύτητα της ελεύθερης ροής, στην οποία είναι εκτεθειμένο το μοντέλο, είναι μεγαλύτερη από τη μετρούμενη. Η αύξηση ΔU της μετρούμενης-πειραματικής ταχύτητας U^* μπορεί να εκτιμηθεί με την μέθοδο που περιγράφει ο Rae και Pope, 1984, σελ. 364-366. Έτσι, έχουμε για

α) Άτρακτος

$$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sf} = \frac{k_3 \tau_1 V}{C^{3/2}}, \text{ όπου}$$

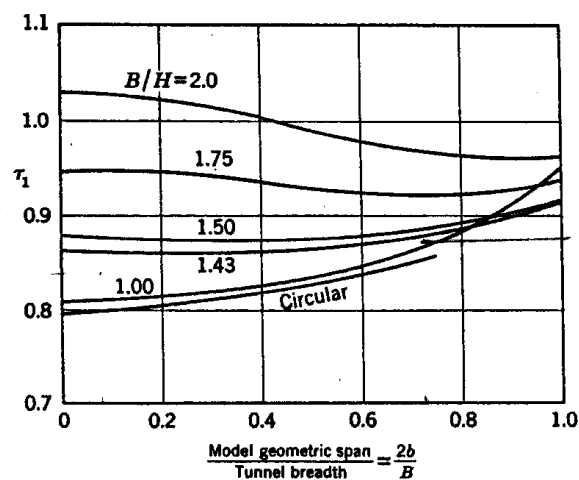
$k_3 = 0.921$, συντελεστής που εξαρτάται από το σχήμα του σώματος, δηλαδή από τον λόγο πάχους d/l και λαμβάνεται από το σχήμα 54.



Σχήμα 54. Τιμές του K_1, K_3 για διάφορα σώματα.

Στο σχήμα 54, όπου $d = 0.1693$ m είναι η μέγιστη διάμετρος της ατράκτου και $l = 1.23$ m το συνολικό της μήκος. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι για ορθογωνικής διατομής σώματα ως d λαμβάνεται η μέγιστη ισοδύναμη υδραυλική διάμετρος, άρα $d = 2\sqrt{b^2/\pi}$ με b εδώ την

πλευρά της τετραγωνικής διατομής. Επίσης, l είναι το άθροισμα του μήκους του κύριου σώματος της ατράκτου και του μήκους του ρύγχους. $\tau_1 = 0.836$, συντελεστής που εξαρτάται από το σχήμα της διατομής του τμήματος μέτρησης, δηλαδή τον λόγο $B/H = 1.286$ του πλάτους προς το ύψος της διατομής του τμήματος μέτρησης, και από τον λόγο $2b/B = 0.083$ του εκπετάσματος του μοντέλου προς το πλάτος της σήραγγας. Το τ_1 λαμβάνεται από το σχήμα 55.



Σχήμα 55. Τιμές του τ_1 για διάφορους τύπους σηράγγων.

$V = 0.034 \text{ m}^3$ ο όγκος της ατράκτου. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι το ρύγχος θεωρήθηκε σαν ημισφαίριο.

$C = 2.37 \text{ m}^2$ το εμβαδό της διατομής του τμήματος μέτρησης.

Έτσι, προκύπτει $(\frac{\Delta U}{U^*})_{sf} = 0.0072$.

β) Πτέρυγα

$$(\frac{\Delta U}{U^*})_{sw} = \frac{k_1 \tau_1 V}{C^{3/2}}, \text{ όπου}$$

$k_1 = 1.036$, συντελεστής που εξαρτάται από τον λόγο t/c του μέγιστου πάχους της αεροτομής προς την χορδή και από το είδος της αεροτομής. Στην περίπτωση μας $t/c = 0.15$ και το είδος

είναι 4-digit. Το k_1 λαμβάνεται από το σχήμα 54. $\tau_1 = 0.878$ το οποίο λαμβάνεται από το σχήμα 55 για $B/H = 1.286$ και $2b/B = 0.722$. V είναι όγκος της πτέρυγας. Για τον υπολογισμό του όγκου της πτέρυγας υπολογίστηκε το εμβαδό της αεροτομής, το οποίο προσεγγιστικά είναι ίσο με 0.002m^2 . Επομένως, στην περίπτωση μέτρησης της κάτω πτέρυγας είναι $V = 0.0032\text{m}^3$, της άνω πτέρυγας $V = 0.0026\text{m}^3$ και των δυο πτερύγων $V=0.0058\text{m}^3$.

Έτσι, προκύπτει για την κάτω πτέρυγα $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw} = 0.0007913$, για την άνω πτέρυγα $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw} = 0.00064819$, και για τις δύο πτέρυγες $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw} = 0.0014$.

γ) Μοντέλο (άτρακτος και πτέρυγα)

Η συνολική αύξηση της ταχύτητας της ελεύθερης ροής, στην οποία εκτίθεται το μοντέλο λόγω της επίδρασης “solid blockage” είναι $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_s = \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sf} + \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw}$.

Έτσι, για τον συνδυασμό ατράκτου και κάτω πτέρυγας έχουμε $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_s = 0.008$, ατράκτου και άνω πτέρυγας $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_s = 0.0078$, ατράκτου και δυο πτερύγων $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_s = 0.0086$.

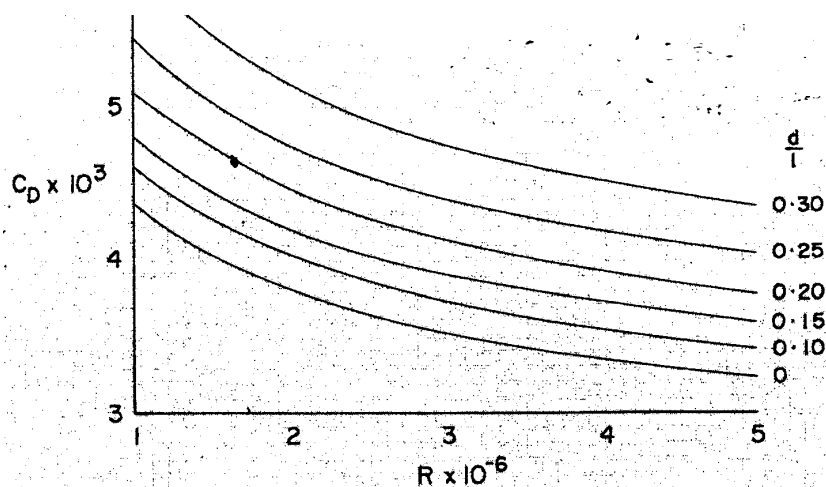
Διόρθωση της επίδρασης “wake blockage”: Όπως, έχει ήδη αναφερθεί η παρουσία των στερεών τοιχωμάτων έχει σαν αποτέλεσμα την μείωση της πίεσης της ροής έξω από την περιοχή του ομμόρου του μοντέλου, γεγονός που σημαίνει την αύξηση της ταχύτητας της ελεύθερης ροής στην περιοχή αυτή. Η επιτάχυνση αυτή μπορεί να εκτιμηθεί με την μέθοδο που περιγράφει ο Maskel, 1963. Έτσι έχουμε για,

α) Άτρακτος

$$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{wf} = \left(1 + \frac{\varepsilon S}{C} C_D^*\right)^{1/2} - 1, \text{ όπου}$$

$\varepsilon = 2.5$, είναι μια τυπική τιμή για τρισδιάστατα σώματα. S είναι το εμβαδό της προβολής της επιφάνειας της ατράκτου στο κατακόρυφο επίπεδο. Αυτό σημαίνει ότι για κάθε γωνία

πρόσπτωσης και εκτροπής το S λαμβάνει διαφορετικές τιμές. C_D^* ο μετρούμενος-πειραματικός συντελεστής αντίστασης της ατράκτου. Η εκτίμηση αυτού έγινε με την υπόθεση ότι η αντίσταση των σωμάτων, όπως αυτό της ατράκτου, δεν μεταβάλλεται αισθητά με αλλαγή της γωνίας (στο εύρος των τιμών που έγιναν τα πειράματα) πρόσπτωσης και εκτροπής. Έτσι, για αριθμό Reynolds = $\bar{\rho}\bar{V}l/\bar{\mu} = 1.6779 \times 10^6$ (όπου $\bar{\rho} = 1.2152 \frac{kg}{m^3}$, $\bar{V} = 1993 \frac{m}{s}$, $\bar{\mu} = 1.7757 \times 10^{-5} \frac{kg}{msec}$ οι μέσες τιμές της πυκνότητας, ταχύτητας και δυναμικής συνεκτικότητας αντίστοιχα, που λήφθηκαν κατά τις μετρήσεις και l το συνολικό μήκος της ατράκτου) και λόγο υδραυλικής διαμέτρου προς συνολικό μήκος ατράκτου $d/l = 0.12$, προκύπτει από το σχήμα 56 $C_D^* = 0.00424$.



Σχήμα 56. Ο συντελεστής αντίστασης για αξονοσυμμετρικά σώματα.

β) Πτέρυγα

Για προσκολλημένη ροή: Για γωνίες πρόσπτωσης από -2.5° μέχρι και 10° , όπως φαίνεται στα διαγράμματα του συντελεστή άνωσης στην παράγραφο 6.3.3, η ροή είναι προσκολλημένη για όλες τις περιπτώσεις. Σε αυτή την περίπτωση έχουμε,

$$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{ww} = 0.25 \frac{s}{C} C^*_{D0}, \text{ όπου}$$

s η επιφάνεια αναφοράς. C^*_{D0} ο συντελεστής της μετρούμενης αντίστασης για μηδενική άνωση, η τιμή του οποίου υπολογίστηκε εφαρμόζοντας γραμμική παρεμβολή στο διάγραμμα $C^*_D - C^*_L^2$ για κάθε περίπτωση.

Για αποκολλημένη ροή: Όπως φαίνεται στα διαγράμματα του συντελεστή άνωσης στην παράγραφο 6.3.3, για γωνίες προσβολής 12.5, 15, 17.5 η ροή σε όλες τις περιπτώσεις, εκτός της περίπτωσης της οπισθοκλινούς πτέρυγας, είναι αποκολλημένη, δηλαδή με αύξηση της γωνίας προσβολής η τιμή της άνωσης μειώνεται και μάλιστα έντονο ρυθμό. Σε αυτή την περίπτωση έχουμε έναν προσθετό όρο όποτε ισχύει,

$$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{ww} = 0.25 \frac{s}{C} C^*_{D0} + \left(\frac{1.25s}{C}\right) (C^*_D - C^*_{Di} - C^*_{D0}), \text{ όπου}$$

C^*_{Di} ο συντελεστής της μετρούμενης επαγόμενης αντίστασης και η τιμή του οποίου είναι κάποιο ποσοστό του $C^*_L^2$. Η εκτίμηση της τιμής του όρου $C^*_{Ds} = (C^*_D - C^*_{Di} - C^*_{D0})$ έγινε ως εξής: Κατασκευάστηκε το διάγραμμα $C^*_D - C^*_L^2$. Το διάγραμμα αυτό παρουσιάζει σε κάθε περίπτωση μέτρησης μια γραμμική περιοχή (περιοχή προσκολλημένης ροής). Η γραμμική αυτή σχέση μεταξύ των τιμών $C^*_D, C^*_L^2$ εμφανίζεται για γωνίες πρόσπτωσης από 0° μέχρι 10° . Στη συνέχεια βρέθηκε η γραμμική συνάρτηση που ακολουθεί αυτή η γραμμική περιοχή. Τελικά, εκτιμάται η τιμή του όρου C^*_{Ds} σε κάθε γωνία πρόσπτωσης στην περιοχή

της αποκόλλησης, ως η διαφορά της μετρούμενης τιμής του C^*_D από αυτή που προκύπτει από την γραμμική συνάρτηση.

γ) Μοντέλο (άτρακτος και πτέρυγα)

Η συνολική αύξηση της ταχύτητας της ελεύθερης ροής, στην οποία εκτίθεται το μοντέλο λόγω της επίδρασης “wake blockage”, είναι $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_w = \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{wf} + \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{ww}$. Στον

παρακάτω πίνακα δίνεται ενδεικτικά η $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_w$ για όλες τις διαμορφώσεις και για γωνία εκτροπής 0°.

	Δύο ενωμένες πτέρυγες	Δυο μη ενωμένες πτέρυγες	Άνω-ορθογωνική πτέρυγα	Κάτω-οπισθοκλιής πτέρυγα
Γωνία πρόσπτωσης (°)	$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_w$			
-2.5	0.0072	0.0071	0.0063	0.0064
-2.5	0.0072	0.0071	0.0063	0.0064
0	0.0072	0.0071	0.0063	0.0064
0	0.0072	0.0071	0.0063	0.0064
2.5	0.0072	0.0072	0.0063	0.0065
2.5	0.0072	0.0072	0.0063	0.0065
5	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
5	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
7.5	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
7.5	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
10	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
10	0.0073	0.0072	0.0064	0.0065
12.5	0.0129	0.0137	0.0100	0.0065
12.5	0.0133	0.0127	0.0100	0.0065
15	0.0303	0.0324	0.0351	0.0065
15	0.0297	0.0342	0.0348	0.0065
17.5	0.0501	0.0520	0.0462	0.0066
17.5	0.0483	0.0520	0.0466	0.0066

Πίνακας 7. Η συνολική αύξηση της μετρούμενης ταχύτητας της ελεύθερης ροής, λόγω της επίδρασης “wake blockage” για όλες τις διαμορφώσεις και για γωνία εκτροπής 0°.

Η συνολική αύξηση της ταχύτητας της ελεύθερης ροής, στην οποία εκτίθεται το μοντέλο, λόγω των επιδράσεων “solid” και “wake blockage” είναι $\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw} = \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_s + \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_w$.

Οπότε, για να υπολογίσουμε του συντελεστές άνωσης C'_L και αντίστασης C'_D λαμβάνοντας υπ' όψιν τις παραπάνω διορθώσεις, διαιρούμαι τα ήδη υπολογισθέντα C_L^*, C_D^* με τα

αντίστοιχα $\left(1 + \left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{sw}\right)^2$.

	Δύο ενωμένες πτέρυγες	Δυο μη ενωμένες πτέρυγες	Άνω-ορθογωνική πτέρυγα	Κάτω-οπισθοκλινής πτέρυγα
Γωνία πρόσπτωσης (°)	$\left(\frac{\Delta U}{U^*}\right)_{ws}$			
-2.5	0.0158	0.0157	0.0141	0.0144
-2.5	0.0158	0.0157	0.0141	0.0144
0	0.0158	0.0157	0.0141	0.0144
0	0.0158	0.0157	0.0141	0.0144
2.5	0.0158	0.0158	0.0142	0.0144
2.5	0.0158	0.0158	0.0142	0.0144
5	0.0159	0.0158	0.0142	0.0144
5	0.0159	0.0158	0.0142	0.0144
7.5	0.0159	0.0158	0.0142	0.0145
7.5	0.0159	0.0158	0.0142	0.0145
10	0.0159	0.0158	0.0142	0.0145
10	0.0159	0.0158	0.0142	0.0145
12.5	0.0215	0.0223	0.0178	0.0145
12.5	0.0219	0.0213	0.0178	0.0145
15	0.0389	0.0410	0.0429	0.0145
15	0.0383	0.0428	0.0426	0.0145
17.5	0.0587	0.0606	0.0540	0.0145
17.5	0.0569	0.0606	0.0544	0.0145

Πίνακας 8. Η συνολική αύξηση της μετρούμενης ταχύτητας της ελεύθερης ροής λόγω των επιδράσεων “solid” και “wake blockage” για όλες τις διαμορφώσεις και για γωνία εκτροπής 0°.

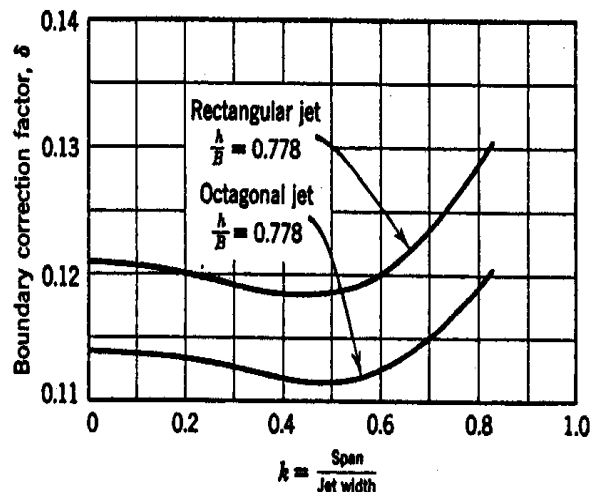
Διόρθωση της επίδρασης στο κατώρευμα ανάντι της πτέρυγας: Όπως έχει ήδη αναφερθεί, η παρουσία των στέρεων τοιχωμάτων περιορίζει την ανάπτυξη των στροβίλων στα ακροπτερυγία. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα το μοντέλο στις μετρήσεις να εμφανίζει μειωμένη ταχύτητα κατωρεύματος ανάντι της πτέρυγας και άρα βελτιωμένη αεροδυναμική απόδοση, δηλαδή αυξημένη άνοση και μειωμένη αντίσταση.

α) Διόρθωση άνοσης

Η διόρθωση αυτή πραγματοποιείται με διόρθωση-αύξηση της μετρούμενης γωνίας πρόσπτωσης α^* με τη χρήση του τύπου,

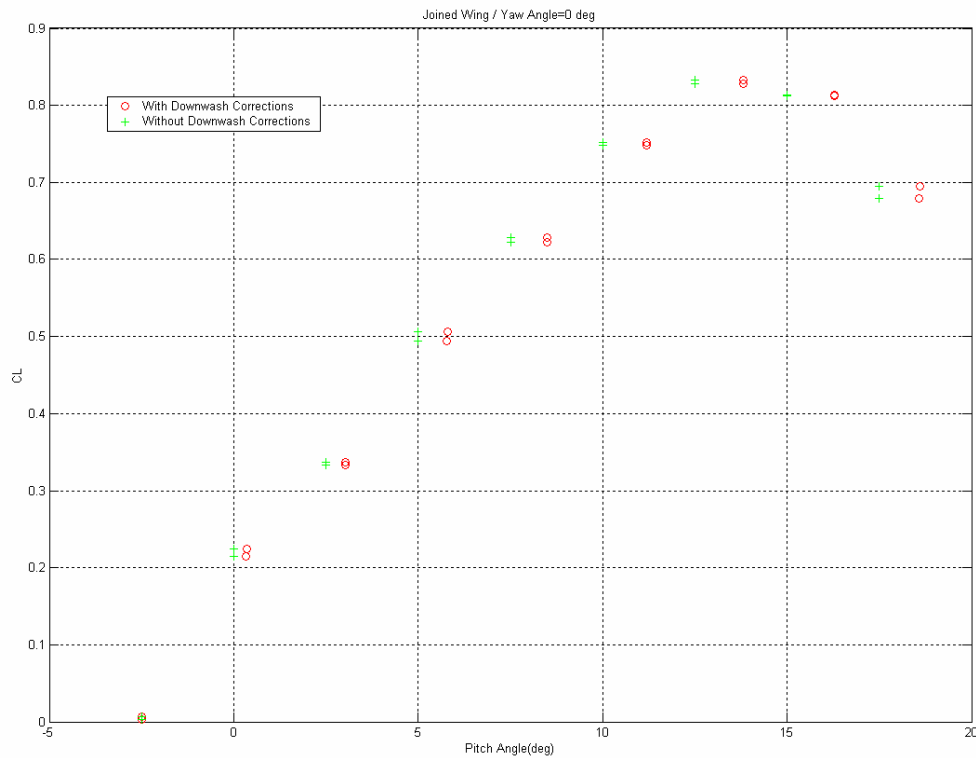
$$a = a^* + 57.3\delta \frac{S}{C} C'_L, \text{ όπου}$$

$\delta = 0.126$, συντελεστής που εξαρτάται από τον λόγο k του εκπετάσματος του μοντέλου προς το πλάτος της διατομής του τμήματος μέτρησης, το σχήμα της διατομής του τμήματος μέτρησης και του λόγου h/B του πλάτους προς το ύψος του. Στην περίπτωση μας έχουμε $k = 0.72$, ορθογωνική διατομή και $h/B = 0.778$. Το δ λαμβάνεται από το σχήμα 57.



Σχήμα 57. Τιμές του δ για πτέρυγες με ελλειπτική φόρτιση σε οκταγωνικής και ορθογωνικής διατομής τμήματα μέτρησης με λοξοτομημένες γωνίες.

Στο σχήμα 58 φαίνεται αυτή η μεταβολή της καμπύλης άνωσης, για την περίπτωση για την περίπτωση των δυο πτερύγων ενωμένων και για γωνία εκτροπής μηδέν.



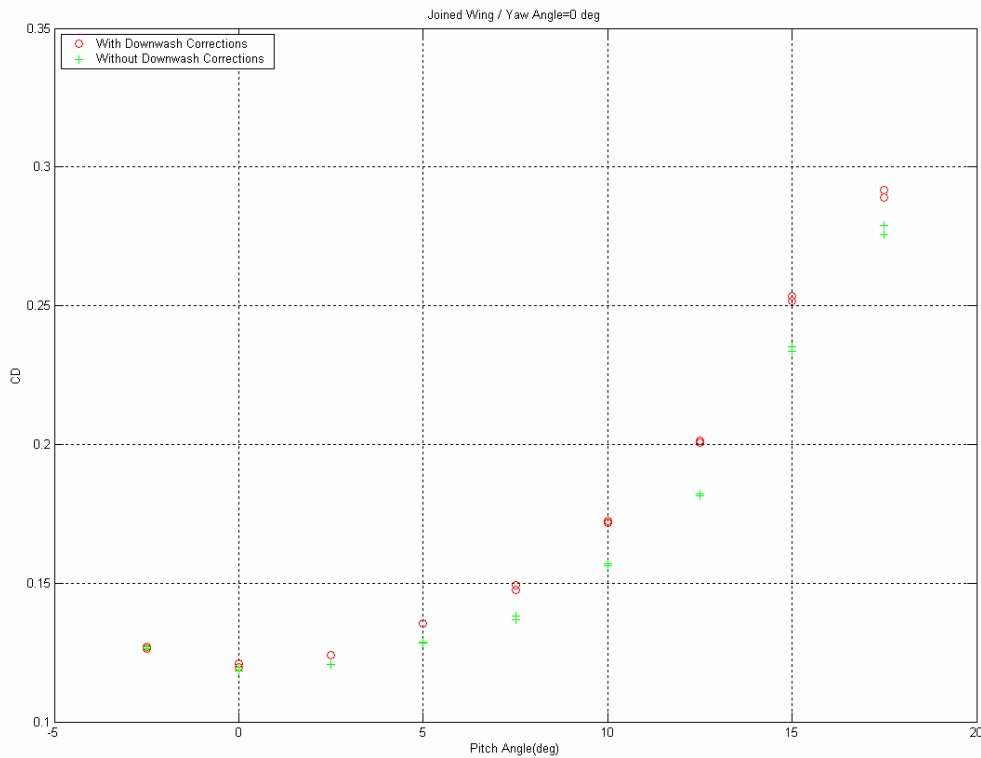
Σχήμα 58. Η μεταβολή της καμπύλης άνωσης λόγω της επίδρασης των στέρεων τοιχωμάτων στις τιμές των ταχυτήτων κατωρεύματος ανάντι της πτέρυγας, για την περίπτωση των δυο πτερύγων ενωμένων και για γωνία εκτροπής μηδέν.

β) Διόρθωση αντίστασης

Η διόρθωση αυτή πραγματοποιείται με διόρθωση-αύξηση του μετρούμενου συντελεστή αντίστασης με τη χρήση του τύπου,

$$C_D = C'_D + \delta \frac{S}{C} C'_L{}^2$$

Στο σχήμα 59 φαίνεται η μεταβολή της καμπύλης αντιστάσης, για την περίπτωση για την περίπτωση των δυο πτερύγων ενωμένων και για γωνία εκτροπής μηδέν.



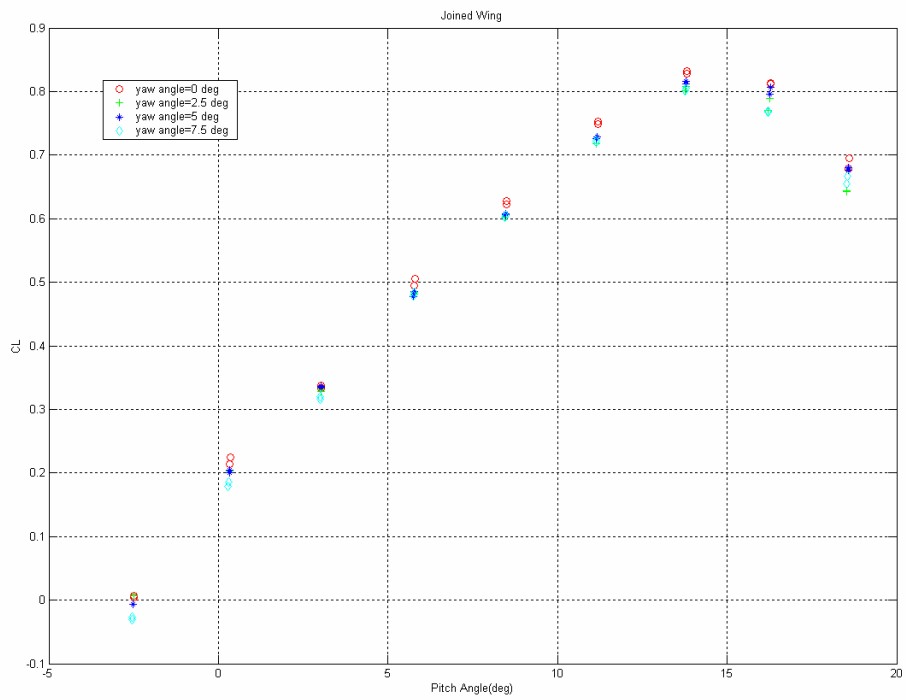
Σχήμα 59. Η μεταβολή της καμπύλης άνωσης λόγω της επίδρασης των στέρεων τοιχωμάτων στις τιμές των ταχυτήτων κατωρεύματος ανάντι της πτέρυγας, για την περίπτωση των δυο πτερύγων ενωμένων και για γωνία εκτροπής μηδέν.

6.3.3 Πειραματικά αποτελέσματα

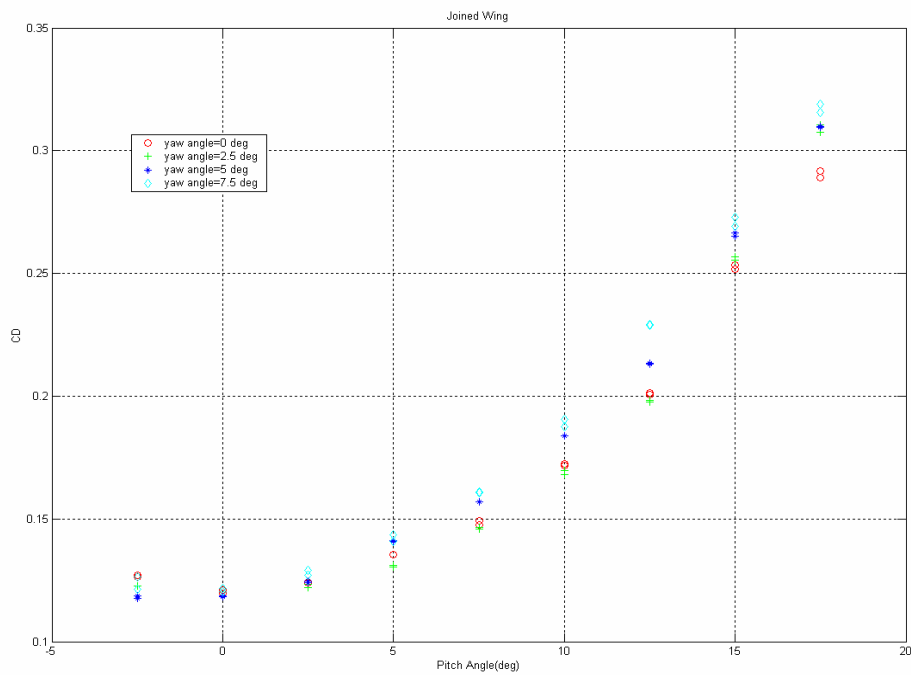
Παρακάτω δίνονται οι μεταβολές των συντελεστών των ολικών δυνάμεων και ροπών με την γωνία πρόσπτωσης (το * υποδηλώνει μέγεθος αδιόρθωτο, όπως προέκυψε από τις μετρήσεις), για τις διάφορες διατάξεις.

α) Άτρακτος και δύο πτέρυγες ενωμένες (box wing).

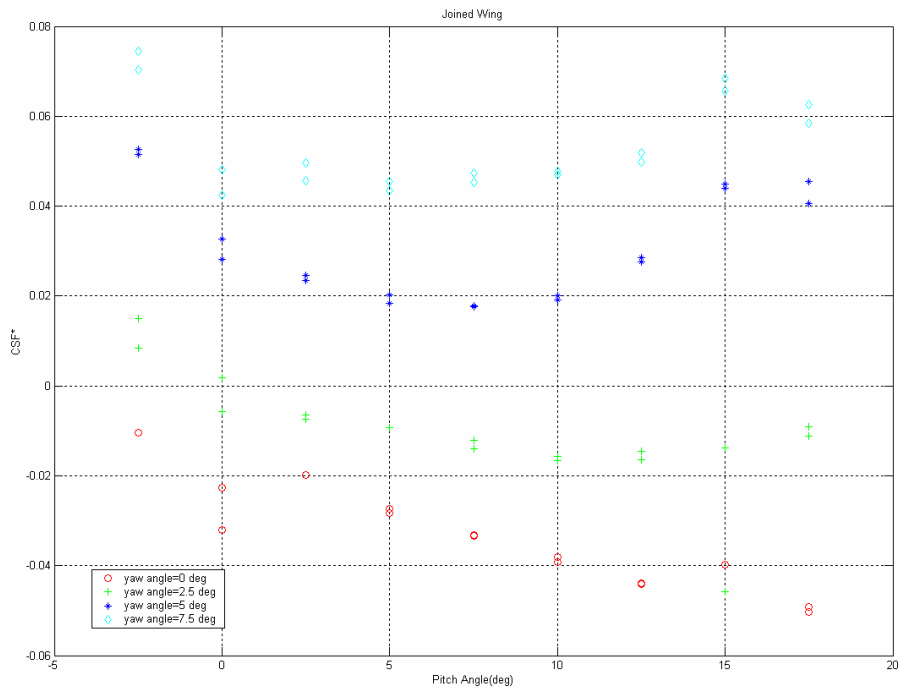
(a)



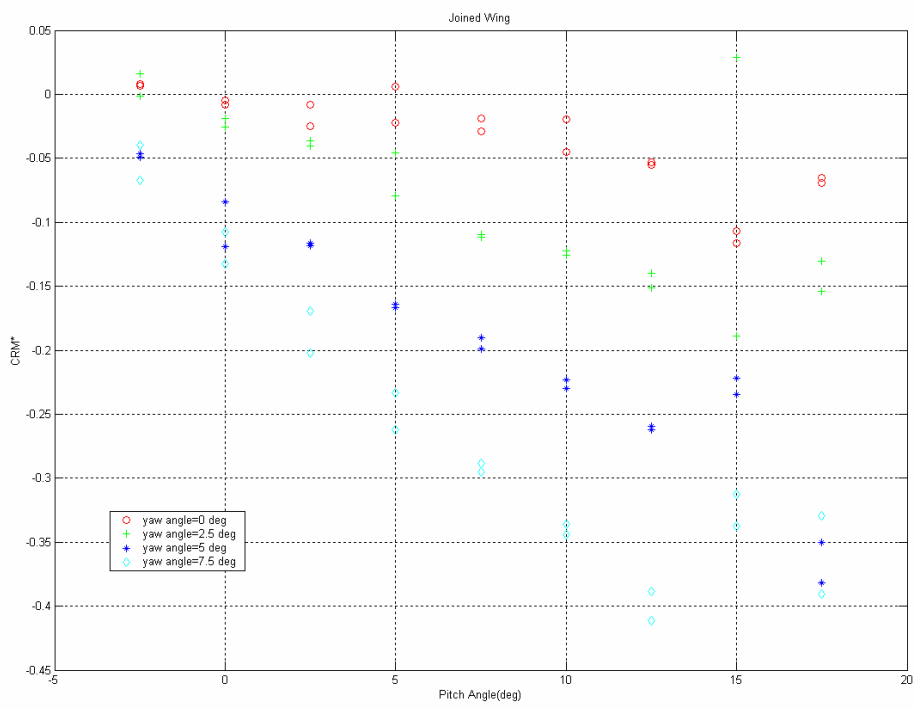
(b)



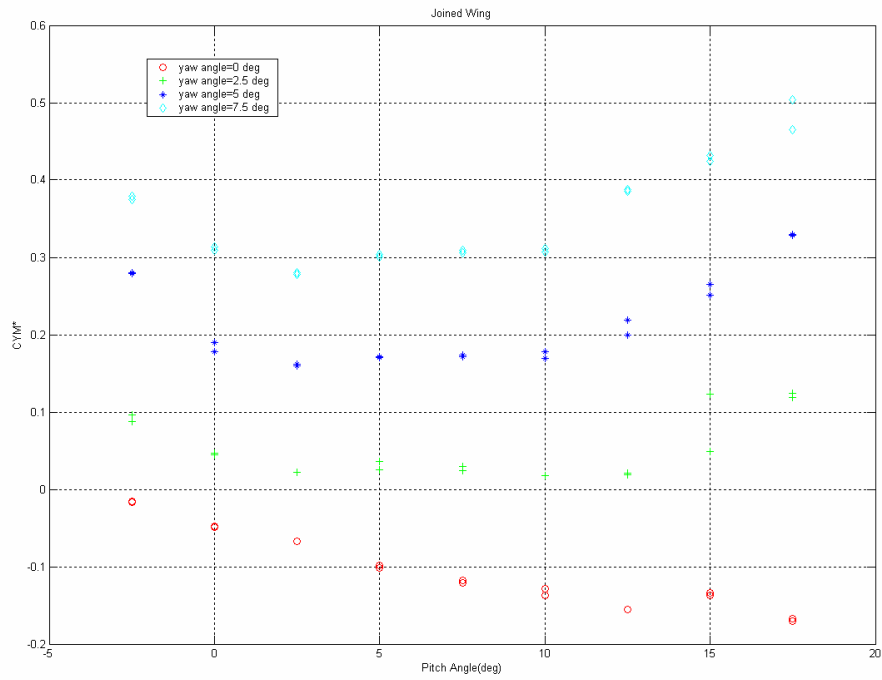
(c)



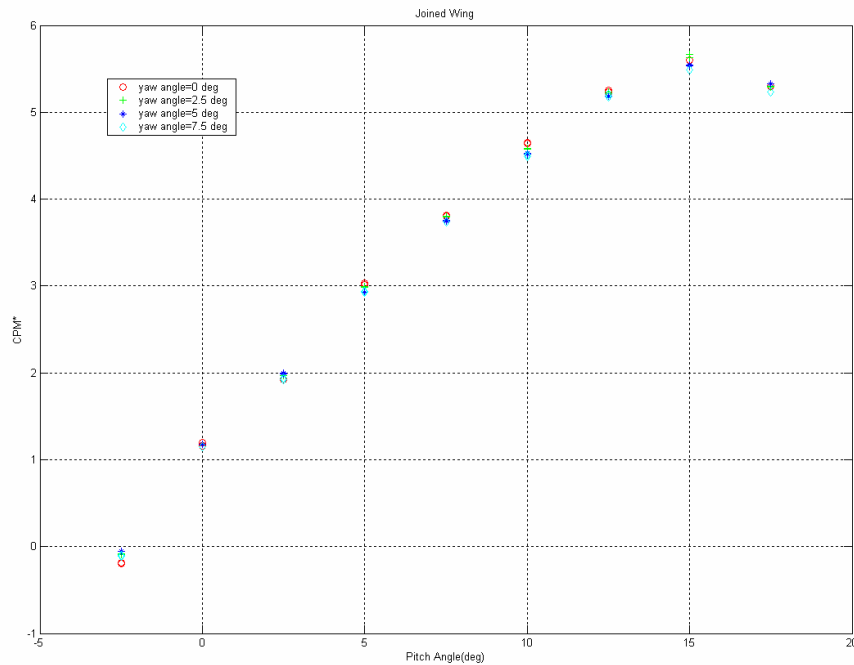
(d)



(e)



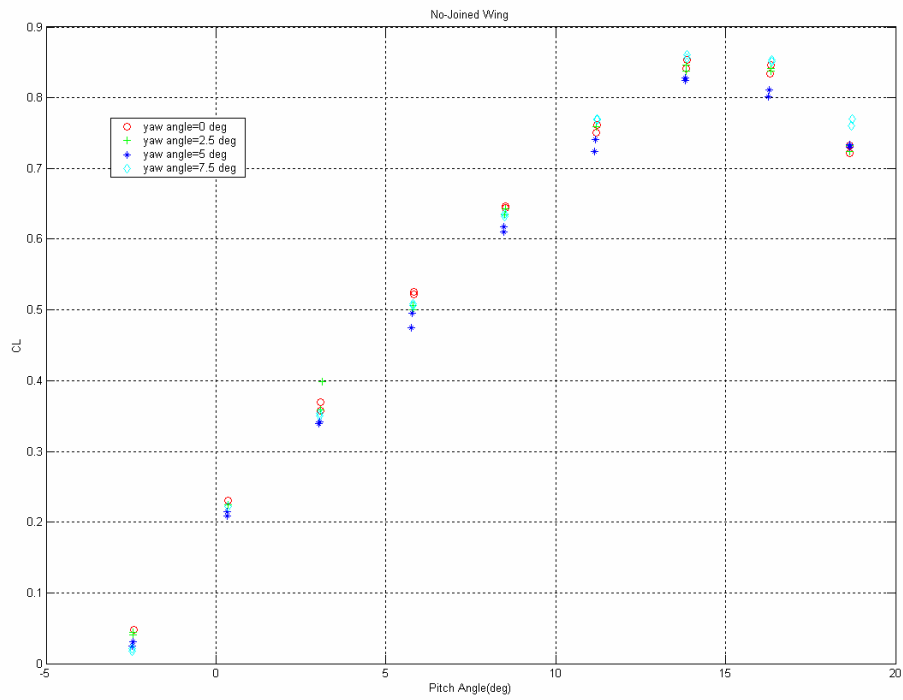
(f)



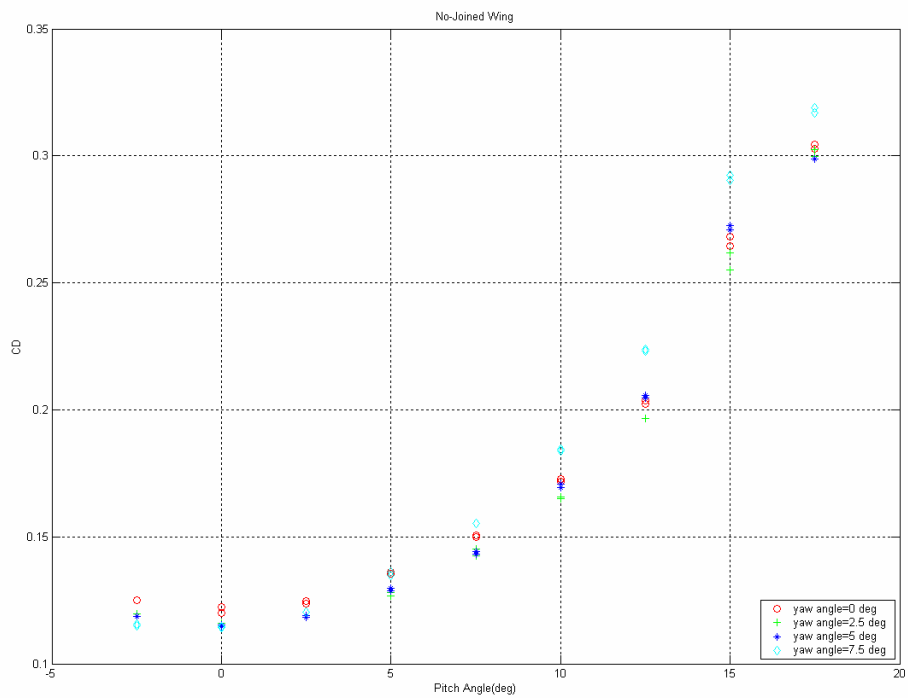
Σχήμα 60. Διαγράμματα συντελεστών δυνάμεων (a) άνωσης CL, (b) αντίστασης CD, (c) πλευρικής δύναμης CSF* και ροπών (d) διατοιχισμού CRM*, (e) εκτροπής CYM* και (f) πρόνευσης CPM*, στην περίπτωση των δυο πτερύγων ενωμένων. Το αστεράκι υποδηλώνει μέγεθος αδιόρθωτο, όπως προέκυψε από τις μετρήσεις.

β) Άτρακτος και δύο πτέρυγες μη ενωμένες (διπλάνο).

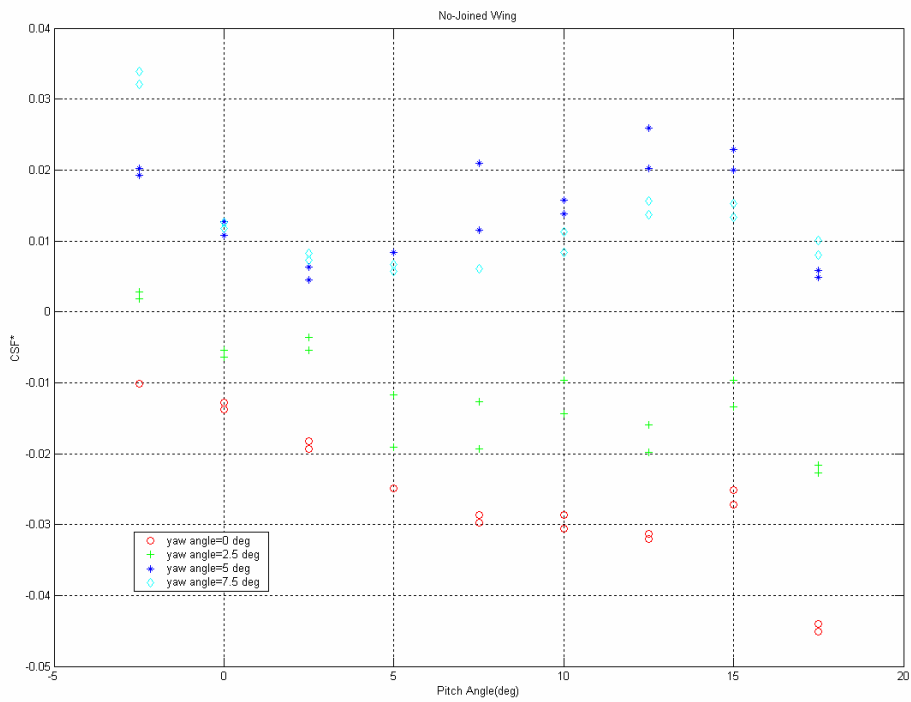
(a)



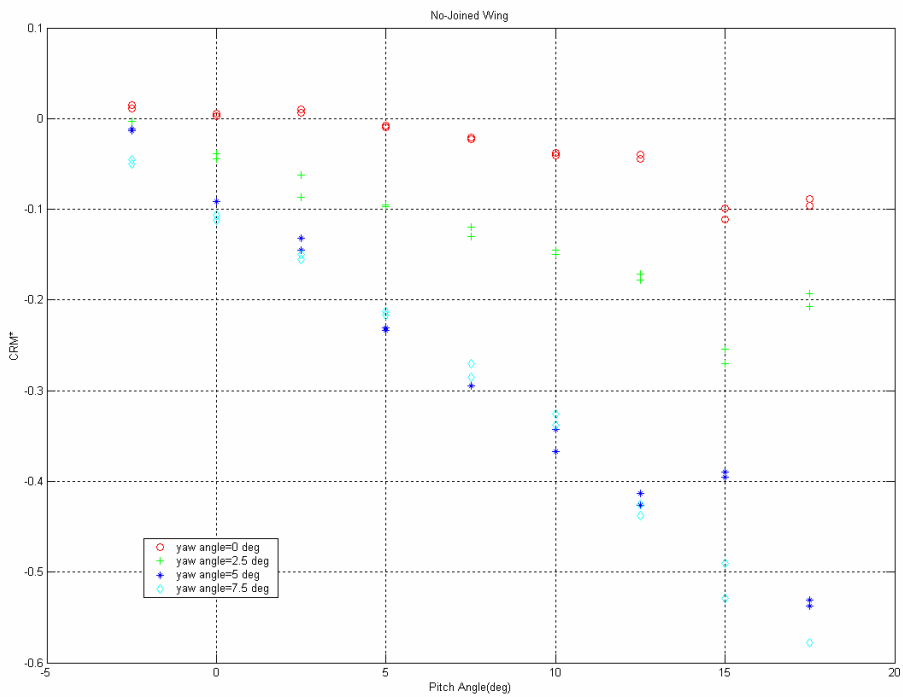
(b)



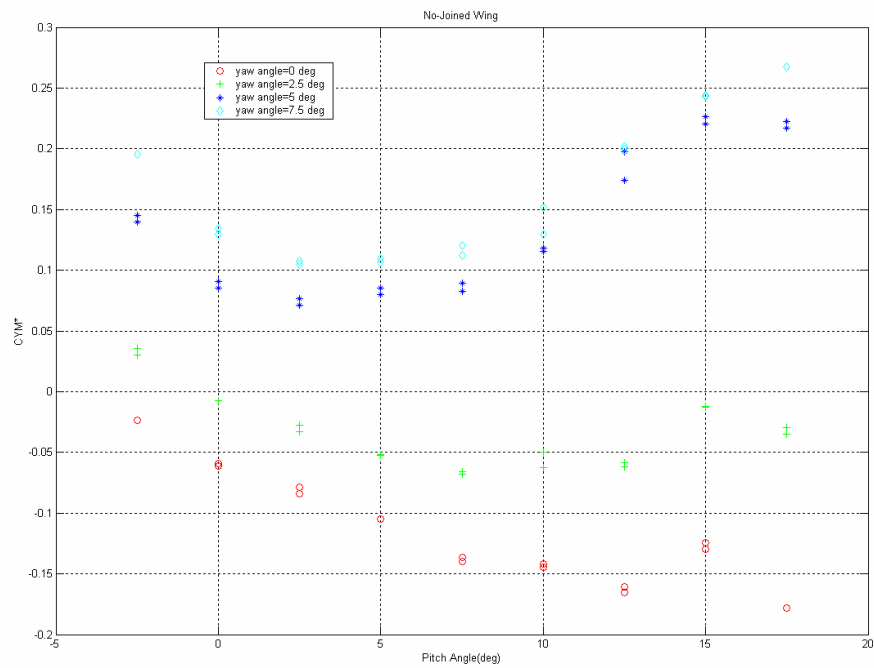
(c)



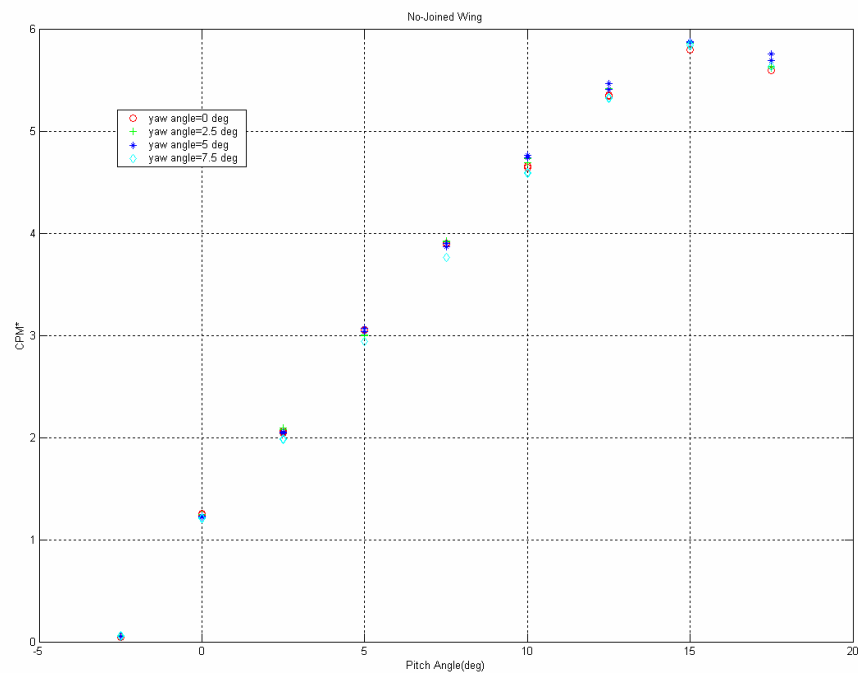
(d)



(e)



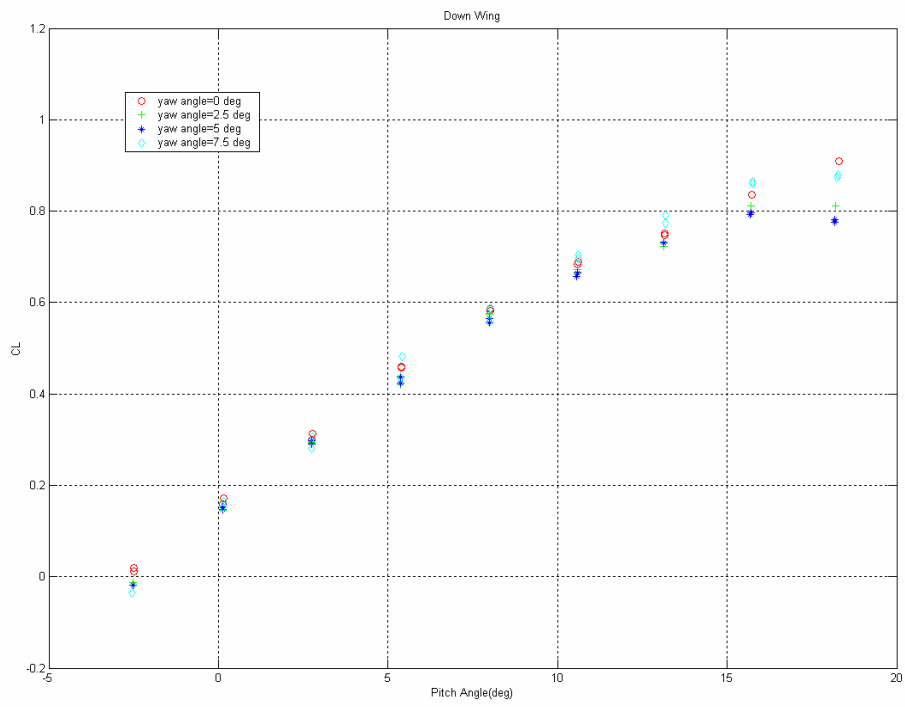
(f)



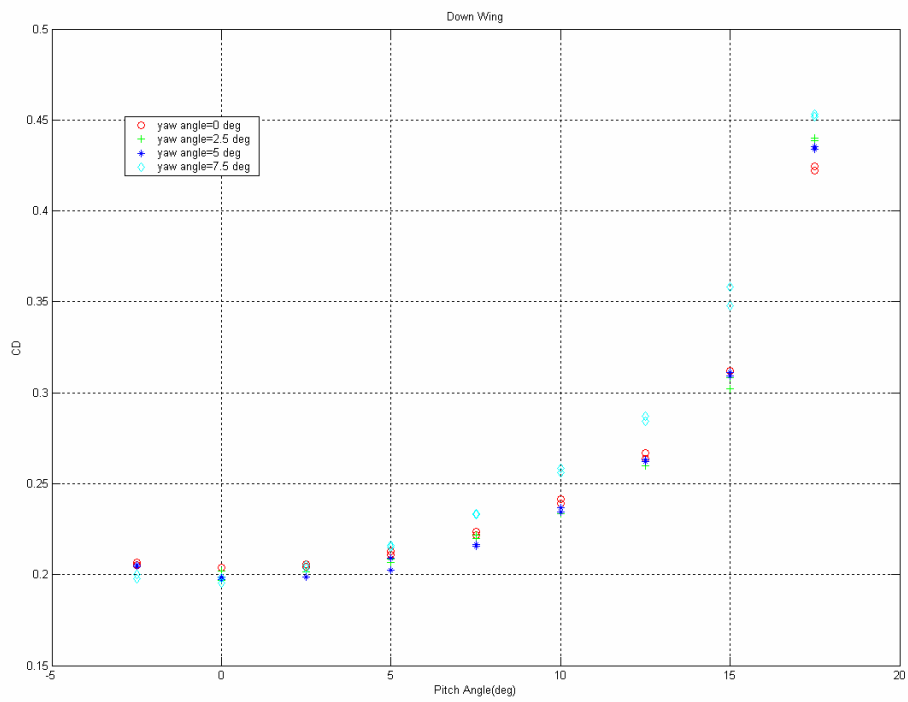
Σχήμα 61. Διαγράμματα συντελεστών δυνάμεων (a) άνωσης CL, (b) αντίστασης CD, (c) πλευρικής δύναμης CSF* και ροπών (d) διατοιχισμού CRM*, (e) εκτροπής CYM* και (f) πρόνευσης CPM*, στην περίπτωση των δυο περύγων μη ενωμένων. Το αστεράκι υποδηλώνει μέγεθος αδιόρθωτο, όπως προέκυψε από τις μετρήσεις.

γ) Άτρακτος και κάτω-οπισθοκλιής πτέρυγα.

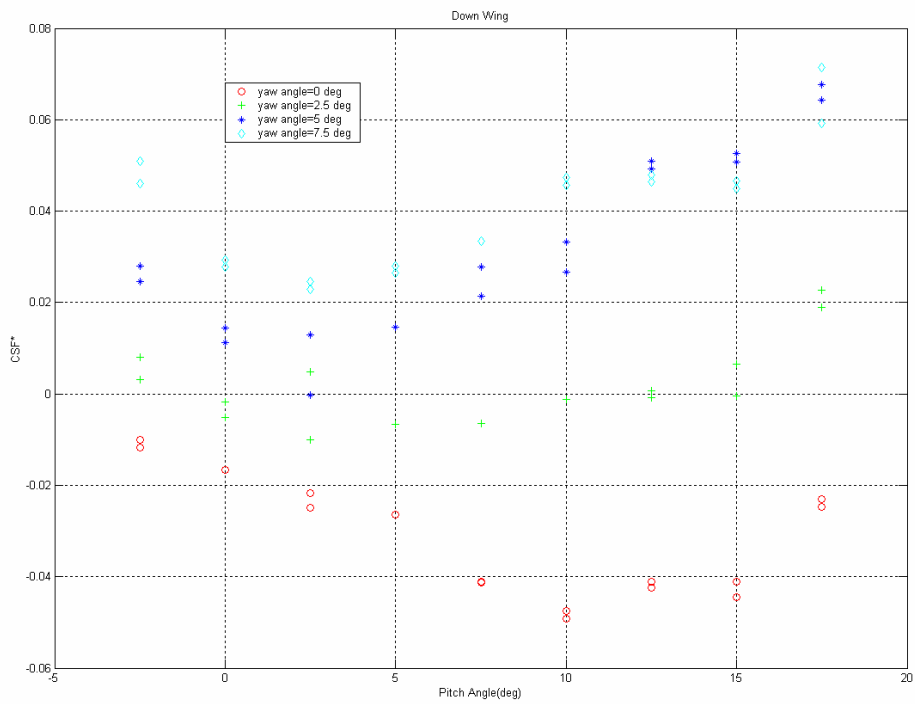
(a)



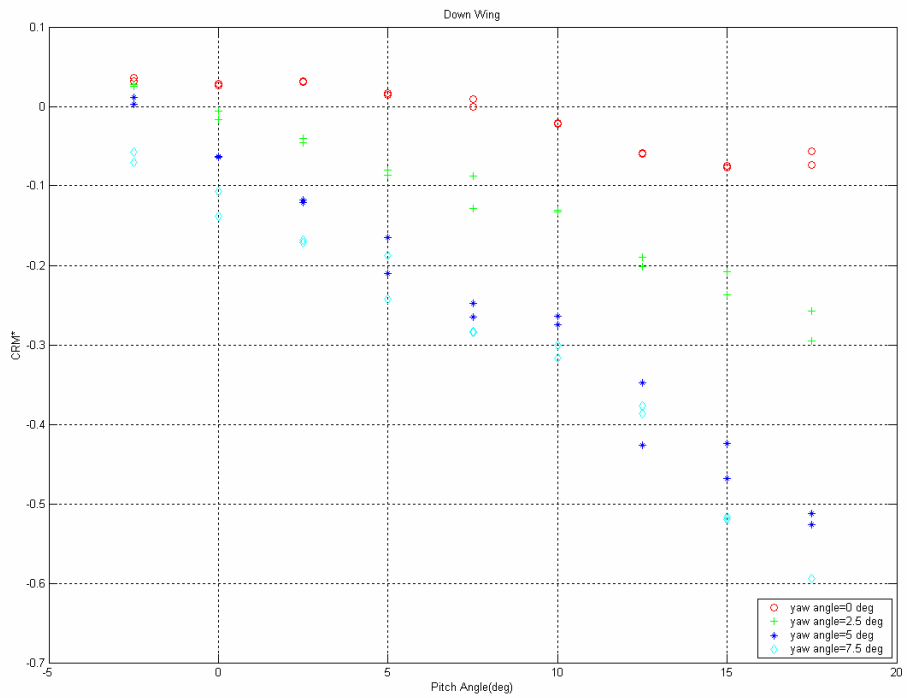
(b)



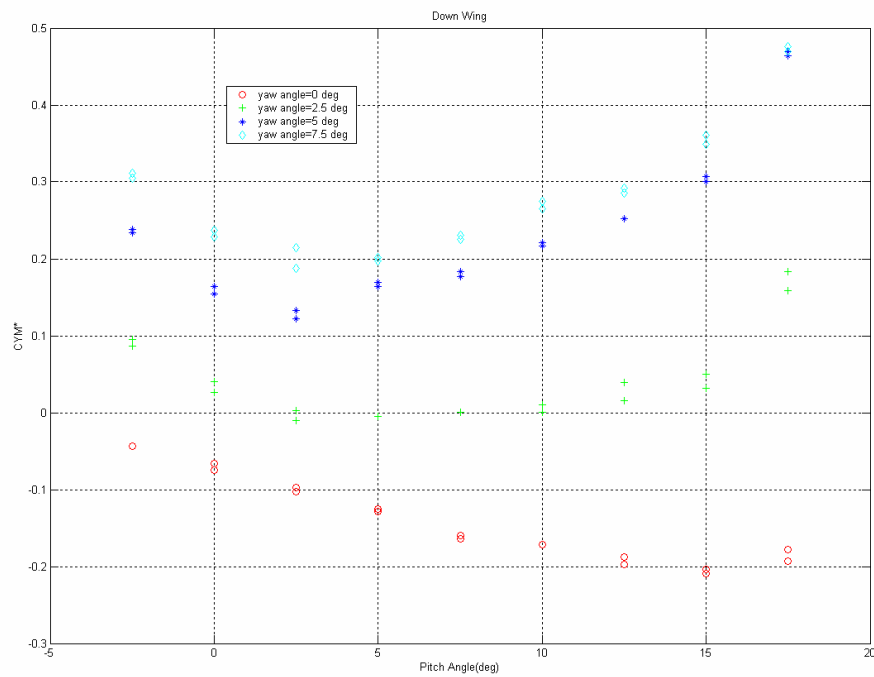
(c)



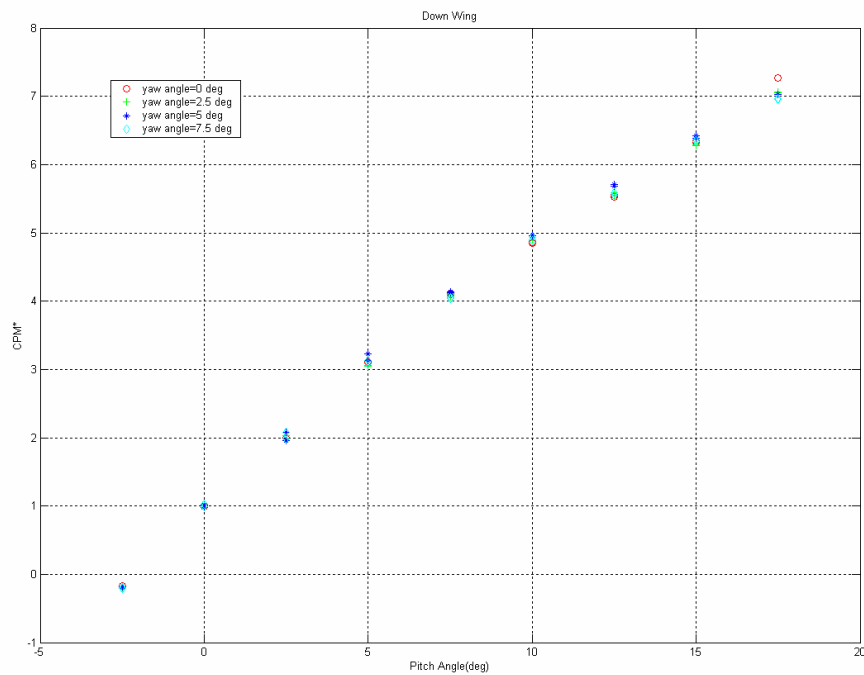
(d)



(e)



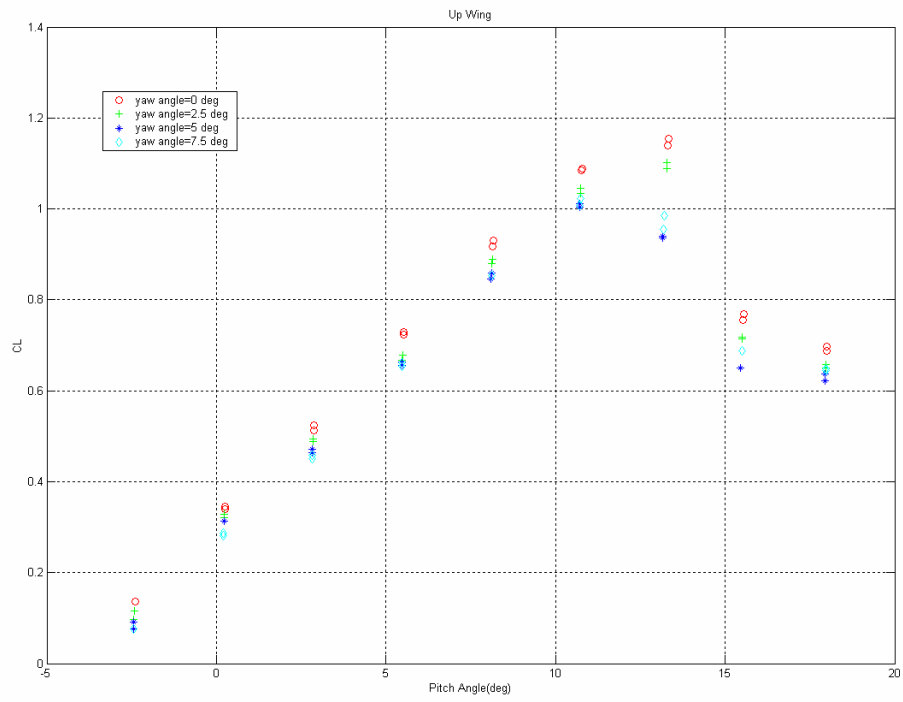
(f)



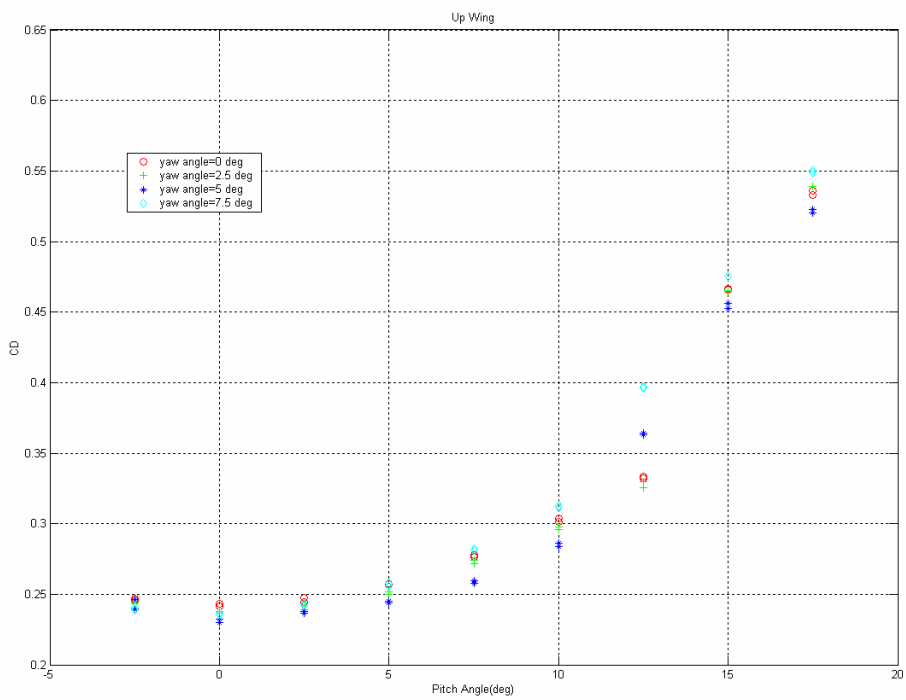
Σχήμα 62. Διαγράμματα συντελεστών δυνάμεων (a) άνωσης CL, (b) αντίστασης CD, (c) πλευρικής δύναμης CSF* και ροπών (d) διατοιχισμού CRM*, (e) εκτροπής CYM* και (f) πρόνευσης CPM*, στην περίπτωση της κάτω-οπισθοκλινούς πτέρυγας. Το αστεράκι υποδηλώνει μέγεθος αδιόρθωτο, όπως προέκυψε από τις μετρήσεις.

δ) Άτρακτος και άνω-ορθογωνική πτέρυγα.

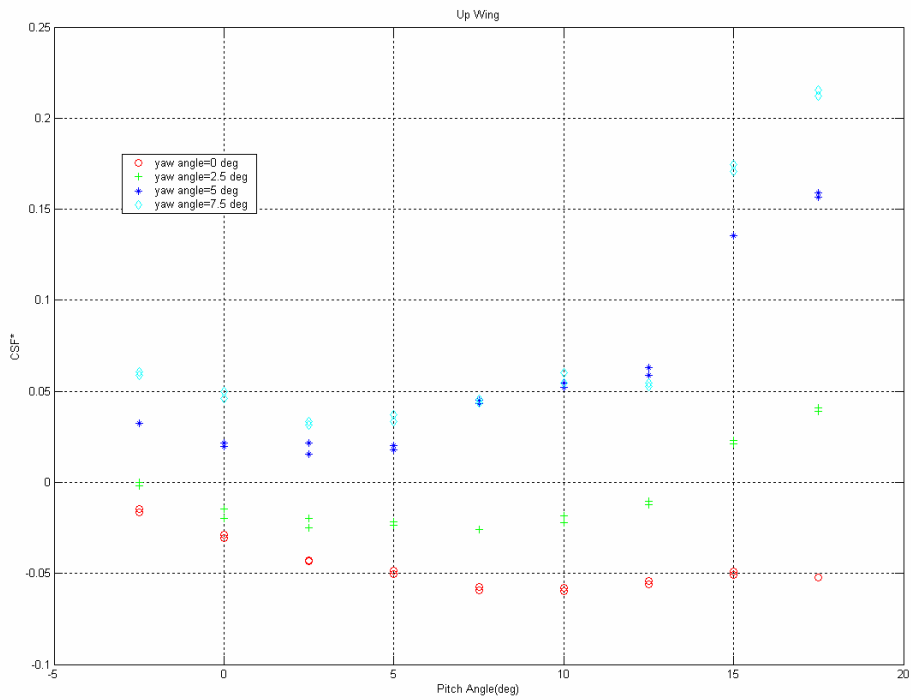
(a)



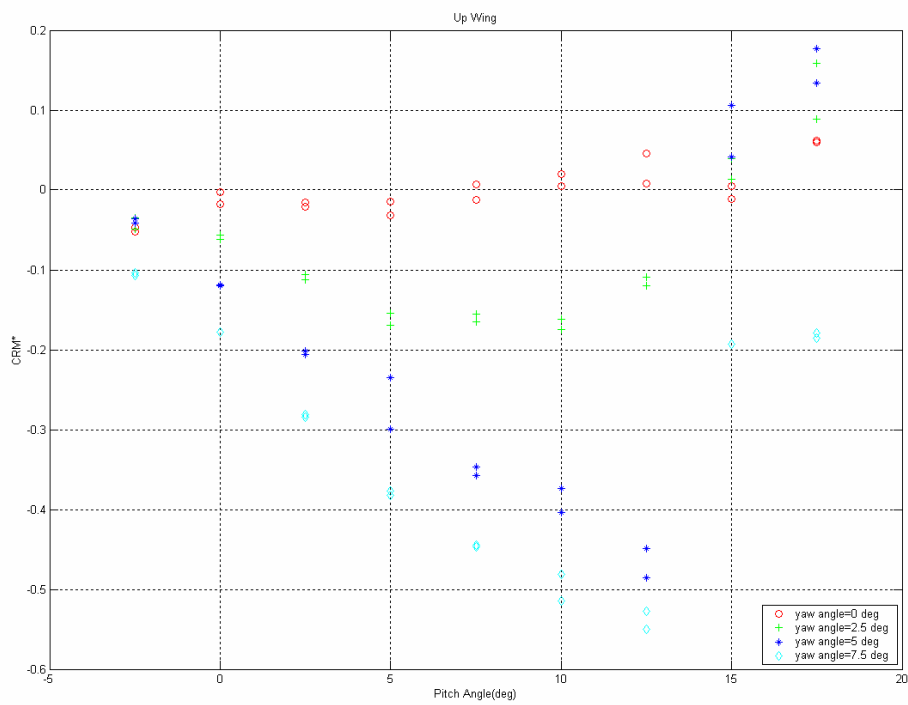
(b)



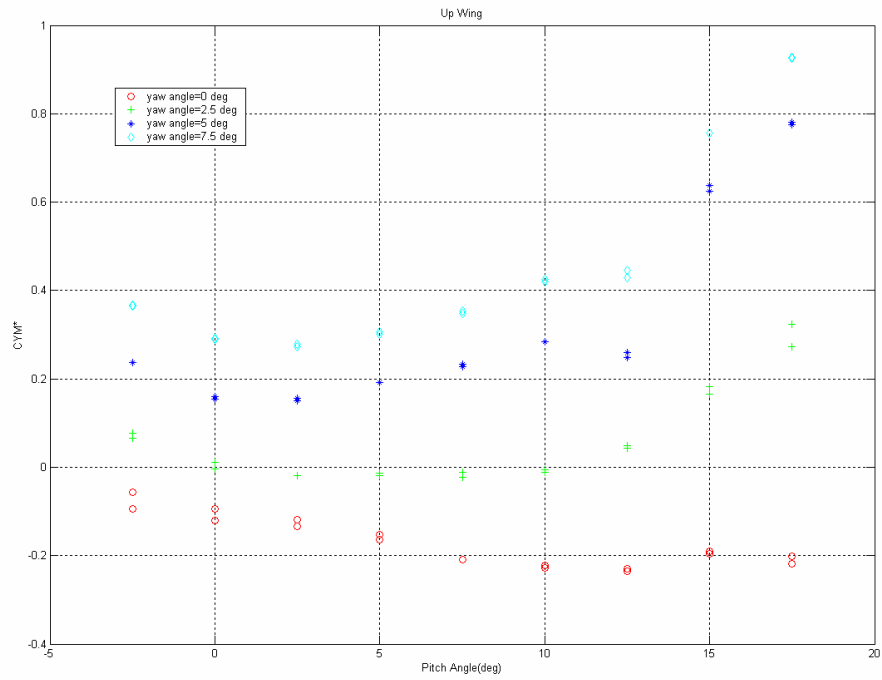
(c)



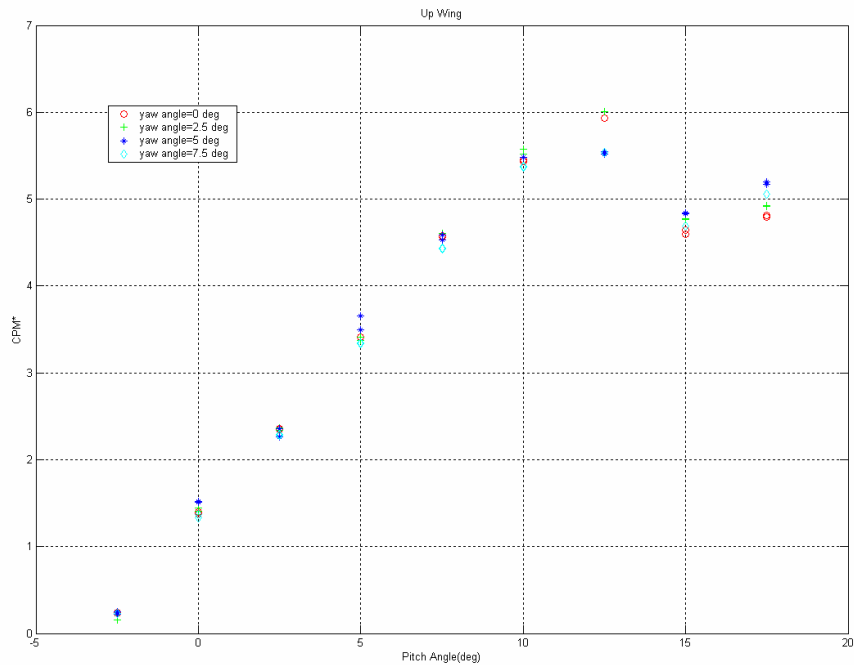
(d)



(e)

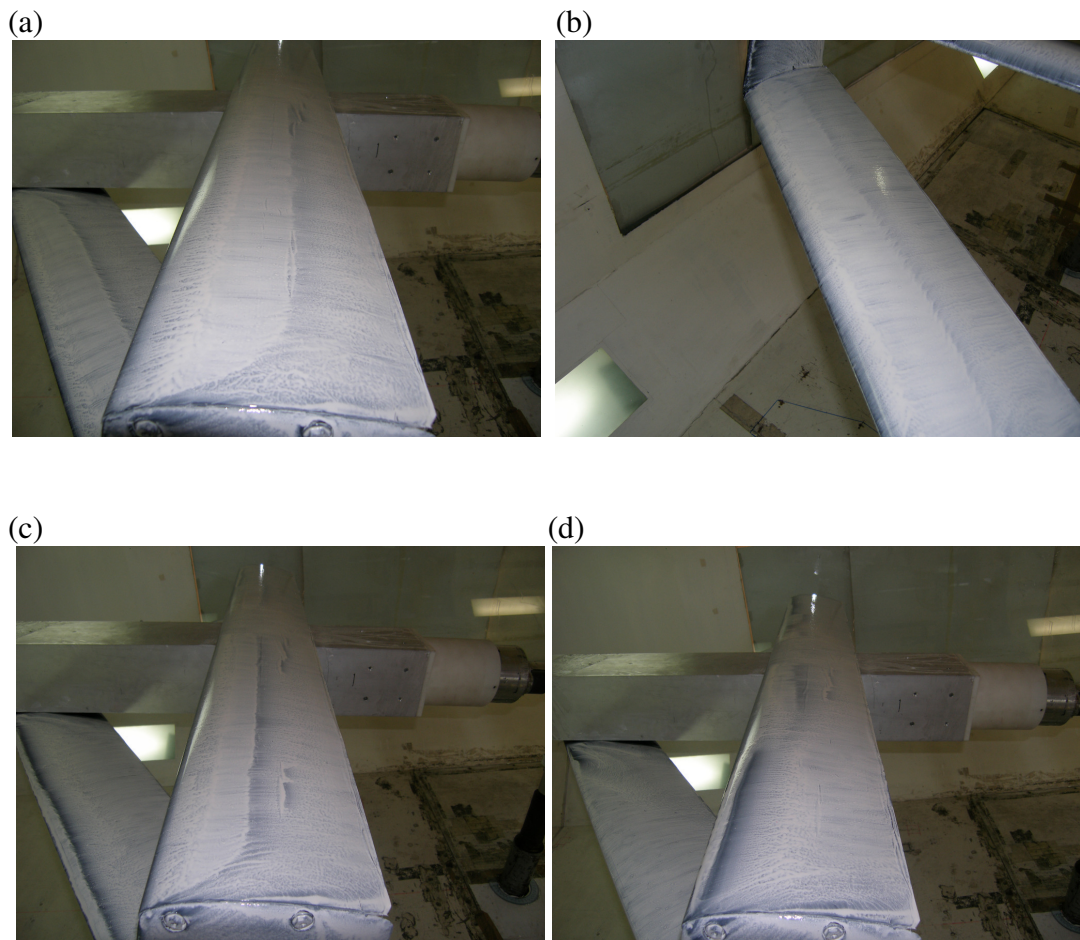


(f)

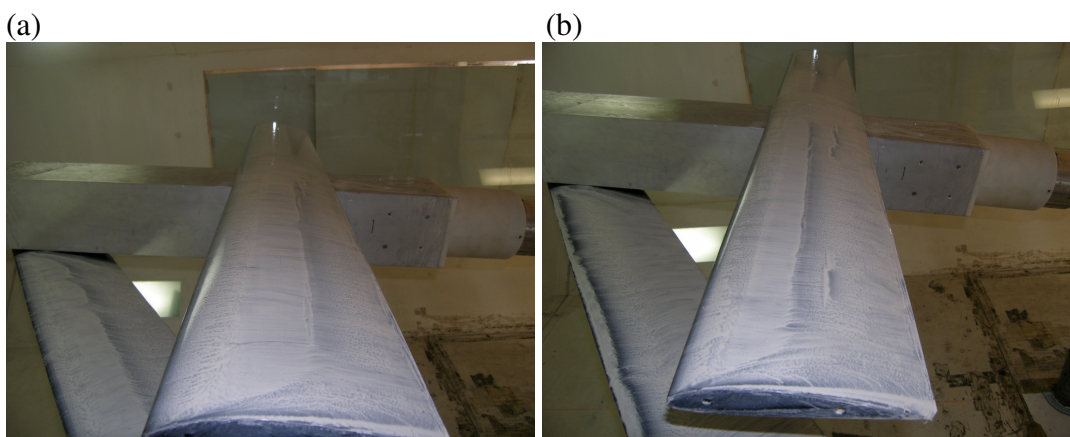


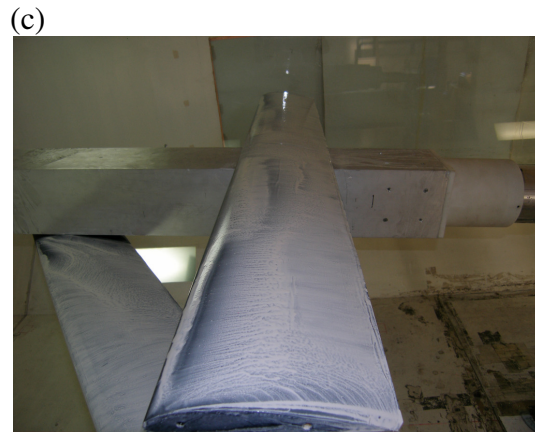
Σχήμα 63. Διαγράμματα συντελεστών δυνάμεων (a) άνωσης CL, (b) αντίστασης CD, (c) πλευρικής δύναμης CSF* και ροπών (d) διατοιχισμού CRM*, (e) εκτροπής CYM* και (f) πρόνευσης CPM*, στην περίπτωση της άνω-ορθογωνικής πτέρυγας. Το αστεράκι υποδηλώνει μέγεθος αδιόρθωτο, όπως προέκυψε από τις μετρήσεις.

Παρακάτω δίνονται τα αποτελέσματα των οπτικοποιήσεων ροής στην επιφάνεια των περύγων, με χρήση στρώματος μίγματος λάδι-TiO₂, για τις διάφορες διατάξεις.

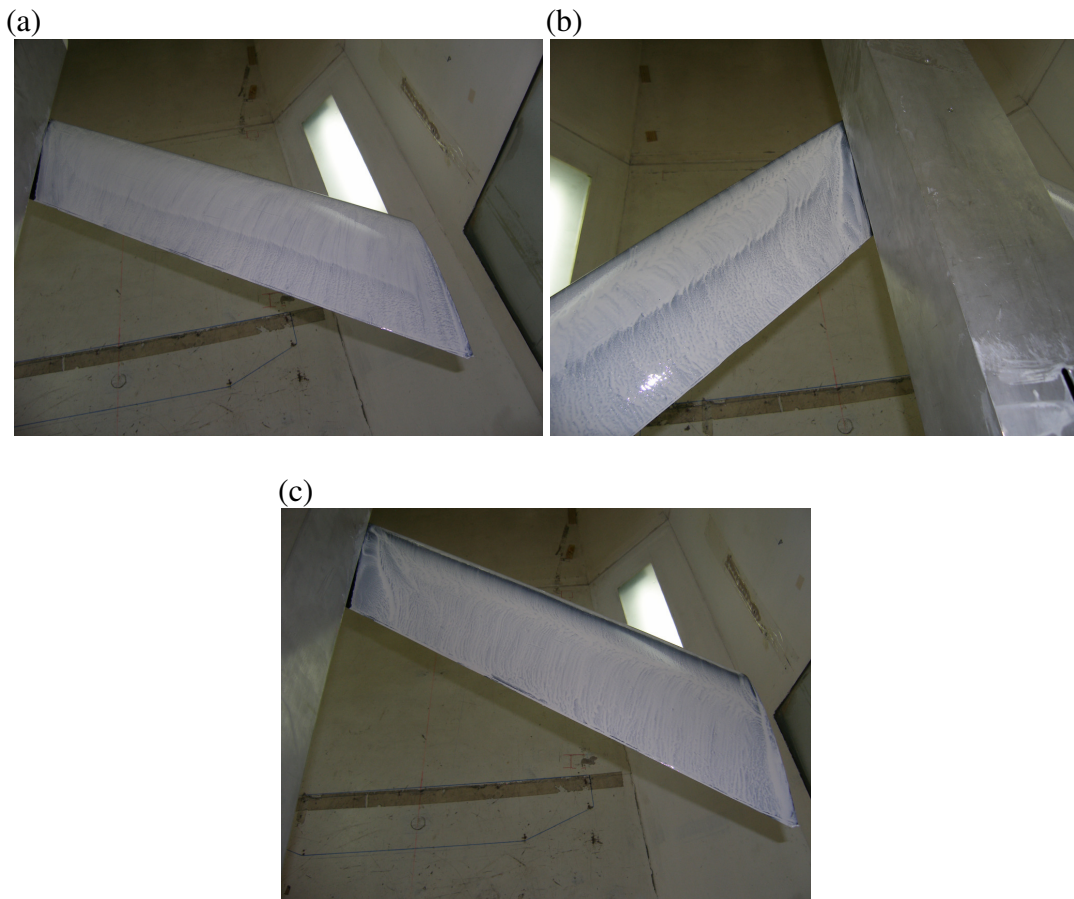


Σχήμα 64. Αποτελέσματα επιφανειακών οπτικοποιήσεων για την περίπτωση των δυο περύγων ενωμένων, για γωνία εκτροπής = 0°: (a), (b) γωνία πρόσπτωσης = 5°, (c) γωνία πρόσπτωσης = 10°, (d) γωνία πρόσπτωσης = 15°.

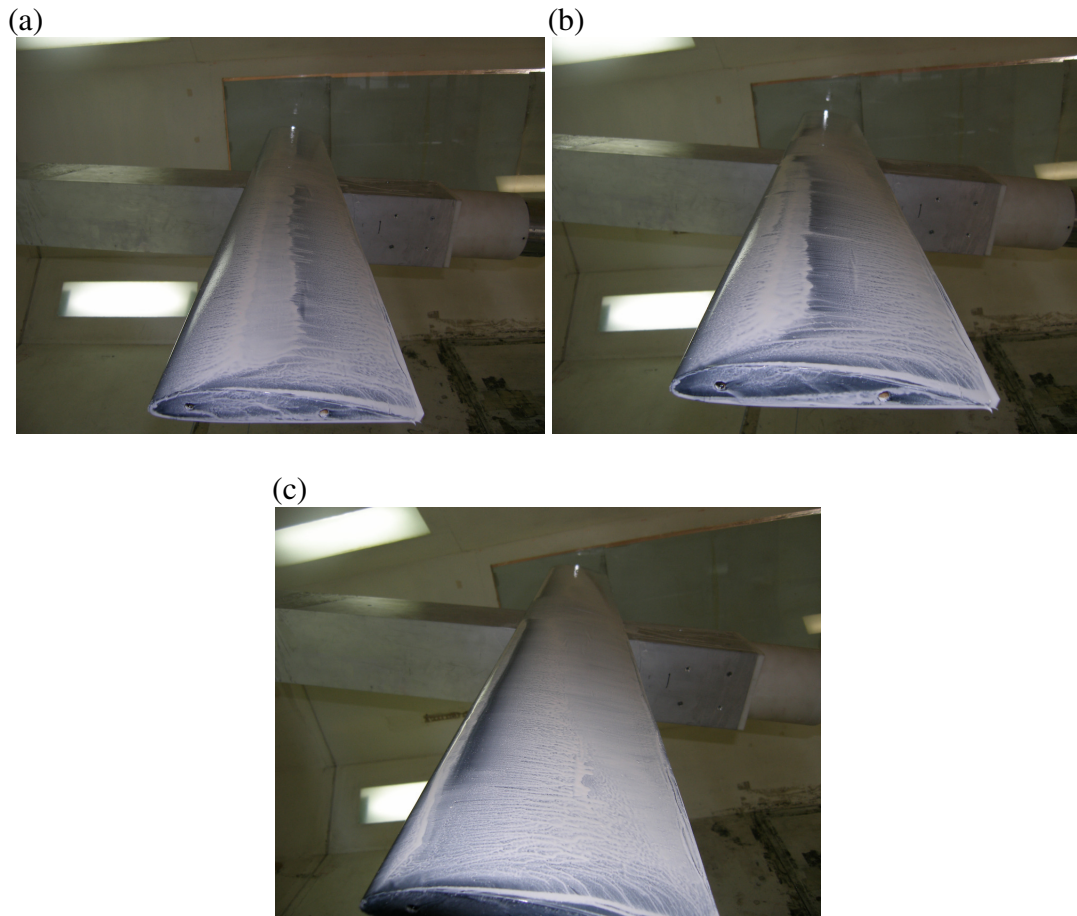




Σχήμα 65. Αποτελέσματα επιφανειακών οπτικοποιήσεων για την περίπτωση των δυο περύγων μη ενωμένων, για γωνία εκτροπής = 0° : (a) γωνία πρόσπτωσης = 5° , (c) γωνία πρόσπτωσης = 10° , (d) γωνία πρόσπτωσης = 15° .



Σχήμα 66. Αποτελέσματα επιφανειακών οπτικοποιήσεων για την περίπτωση της οπισθοκλινούς πτέρυγας, για γωνία εκτροπής = 0° : (a) γωνία πρόσπτωσης = 0° , (c) γωνία πρόσπτωσης = 5° , (d) γωνία πρόσπτωσης = 15° .



Σχήμα 67. Αποτελέσματα επιφανειακών οπτικοποιήσεων για την περίπτωση της ορθογωνικής πτέρυγας, για γωνία εκτροπής = 0° : (a) γωνία πρόσπτωσης = 5° , (c) γωνία πρόσπτωσης = 10° , (d) γωνία πρόσπτωσης = 15° .

6.3.4 Σχολιασμός Πειραματικών Αποτελεσμάτων

Από τα διαγράμματα των συντελεστών των ολικών δυνάμεων και ροπών παρατηρούμε τα εξής:

Για την διάταξη ατράκτου και ορθογωνικής πτέρυγας έχουμε: Η τιμή του CL μειώνεται με αύξηση της γωνίας εκτροπής. Η συμπεριφορά αυτή δεν εμφανίζεται για γωνία εκτροπής 7.5° , γεγονός που πιθανότατα οφείλεται στην έντονη επίδραση των τοιχωμάτων της σήραγγας, λόγω της μικρής απόστασης του μοντέλου από αυτά. Για γωνίες πρόσπτωσης 10° με 12° η κλίση της καμπύλης του CL μειώνεται, ενώ η κλίση της καμπύλης του CD αυξάνει έντονα, γεγονός που σχετίζεται με φαινόμενα αποκόλλησης. Επίσης, από την βιβλιογραφία για πτέρυγα αεροτομής NACA 4415 σε γωνία πρόσπτωσης 0° και γωνία εκτροπής 0° προκύπτει τιμή του $CD \approx 0.1$. Από τα πειραματικά

αποτελέσματα προκύπτει $CD = 0.24$, που σημαίνει ότι μια πρώτη εκτίμηση του συντελεστή αντίστασης της ατράκτου και των παρελκομένων είναι περίπου 0.10 με 0.15 (για γωνία πρόσπτωσης 0° και γωνία εκτροπής 0°). Η καμπύλη CPM* έχει την ίδια μορφή με την καμπύλη CL, γεγονός που υποδεικνύει ότι η ροπή πρόνευσης επηρεάζεται κυρίως από την δύναμη της άνωσης και δικαιολογημένα αφού και ο μοχλοβραχίονας της είναι μεγαλύτερος από αυτόν της αντίστασης, αλλά και η τιμή της άνωσης είναι μεγαλύτερη από αυτήν της αντίστασης. Οι τιμές των CSF*, CRM*, CYM* είναι ιδιαίτερα μικρές (σε σχέση με τις τιμές των CL και CPM* αντίστοιχα) και δεν μπορούμε να βγάλουμε σαφή συμπεράσματα, διότι ενδεχομένως στην διαμόρφωση τους να παίζει ρόλο η ακρίβεια των οργάνων μέτρησης αλλά και η επίδραση των παρελκομένων.

Για την διάταξη ατράκτου και οπισθοκλινούς πτέρυγας έχουμε: Η τιμή του CL, για γωνία εκτροπής 0° , δεν μειώνεται ακόμα και για γωνία πρόσπτωσης μεγαλύτερη από 15° , γεγονός που υποδεικνύει ότι στην οπισθοκλινή πτέρυγα καθυστερούν τα φαινόμενα αποκόλλησης της ροής. Αυξανόμενης, όμως, της γωνίας εκτροπής η καθυστέρηση αυτή μειώνεται και έχουμε φαινόμενα αποκόλλησης στις γωνίες πρόσπτωσης 12° με 15° (η κλίση της καμπύλης άνωσης μειώνεται), οι οποίες είναι μεγαλύτερες από τις αντίστοιχες γωνίες στην περίπτωση της ορθογωνικής πτέρυγας. Η κλίση της καμπύλης του CD αυξάνει έντονα στις γωνίες πρόσπτωσης 12° με 15° , γεγονός που σχετίζεται με τα φαινόμενα αποκόλλησης. Επίσης, παρατηρούμε ότι στις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, αυξανόμενης της γωνίας εκτροπής αυξάνεται και η τιμή του CD. Κατά τα λοιπά ισχύουν οι ίδιες παρατηρήσεις με αυτές τις ορθογωνικής πτέρυγας.

Για την διάταξη ατράκτου και των δυο πτερύγων, ενωμένων και μη, έχουμε: Για γωνίες πρόσπτωσης 10° με 12° η κλίση της καμπύλης του CL μειώνεται, ενώ η κλίση της καμπύλης του CD αυξάνει έντονα, γεγονός που σχετίζεται με φαινόμενα αποκόλλησης. Επίσης, στις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης αυξανόμενης της γωνίας εκτροπής αυξάνεται και η τιμή του CD. Κατά τα λοιπά ισχύουν οι ίδιες παρατηρήσεις με αυτές τις ορθογωνικής πτέρυγας.

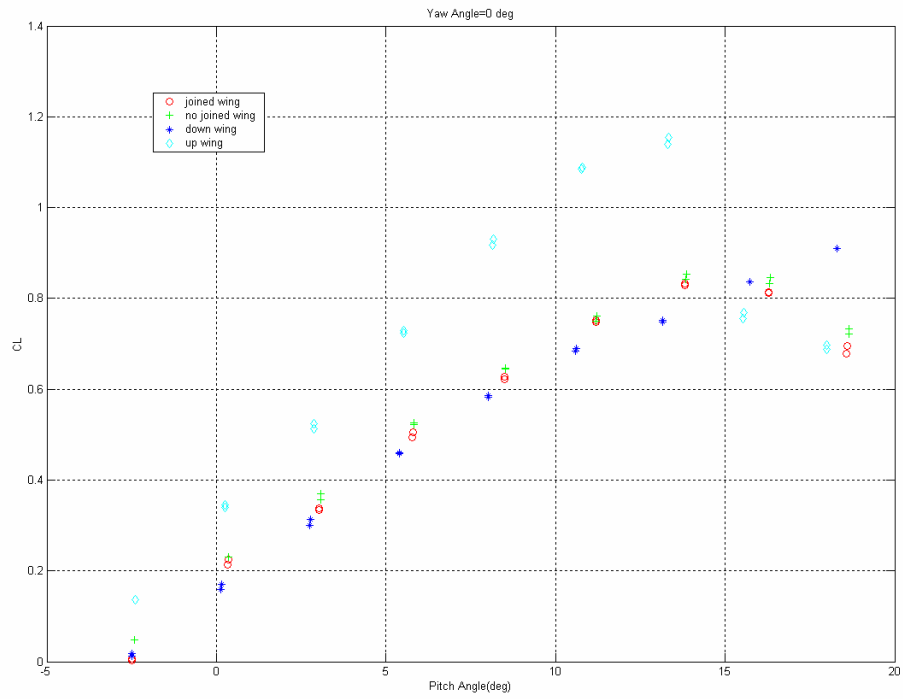
Παρακάτω συγκρίνουμε τις τιμές των CL, CD των διάφορων διατάξεων για γωνία εκτροπής 0°, ώστε να προκύψουν συμπεράσματα για την αλληλεπίδραση των δυο πτερύγων αλλά και για την επίδραση των κάθετων τμημάτων.

Σύγκριση ορθογωνικής και οπισθοκλινούς πτέρυγας: Για το ίδιο μήκος εκπετάσματος, η οπισθοκλινής πτέρυγα παρουσιάζει μειωμένη άνωση αλλά και αντίσταση σε σχέση με την ορθογωνική. Η κλίση της καμπύλης του CL στη γραμμική περιοχή για την ορθογωνική πτέρυγα είναι 0.0727, ενώ για την οπισθοκλινή 0.0559. Επίσης, η γωνία απώλειας στήριξης της οπισθοκλινούς πτέρυγας είναι μεγαλύτερη, διότι καθυστερεί η εμφάνιση των φαινομένων αποκόλλησης.

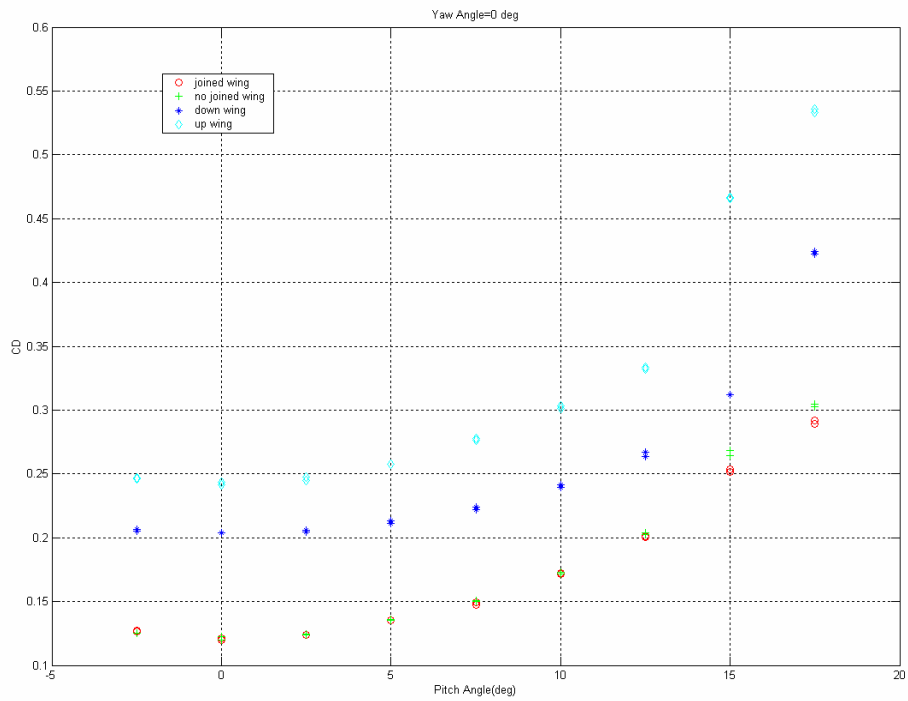
Αλληλεπίδραση των δυο πτερύγων και επίδραση των κάθετων τμημάτων: Η διαμόρφωση των δυο πτερύγων παρουσιάζει μικρότερη άνωση και αντίσταση από τα αντίστοιχα αθροίσματα των δυνάμεων άνωσης και αντίστασης κάθε πτέρυγας ξεχωριστά. Η διαμόρφωση των δυο πτερύγων παρουσιάζει απώλεια στήριξης για γωνία προσβολής περίπου στις 12° και το ίδιο συμβαίνει στην περίπτωση της ορθογωνικής πτέρυγας. Όμως, οι μεταβολές σε αυτήν την περιοχή γωνιών είναι πιο ομαλές για την διαμόρφωση των δυο πτερύγων, γεγονός που υποδηλώνει την θετική επίδραση της οπισθοκλινούς πτέρυγας. Η παρουσία των κάθετων τμημάτων στη διαμόρφωση των δυο πτερύγων έχει ως αποτέλεσμα μια μείωση στην δύναμη της αντίστασης αλλά και της άνωσης της τάξης του 3%.

Στη συνέχεια, στο σχήμα 68 παρουσιάζονται διαγράμματα σύγκρισης των συντελεστών CL, CD και των αντίστοιχων διαστατών μεγεθών και στο σχήμα 69 τα πολικά διαγράμματα για γωνία εκτροπής 0° και για όλες τις διατάξεις:

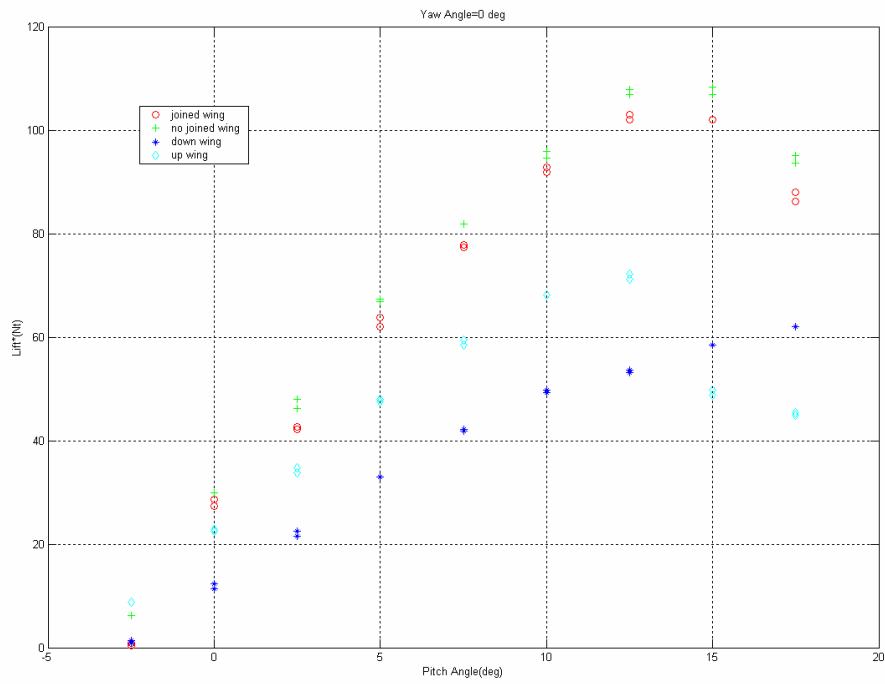
(a)



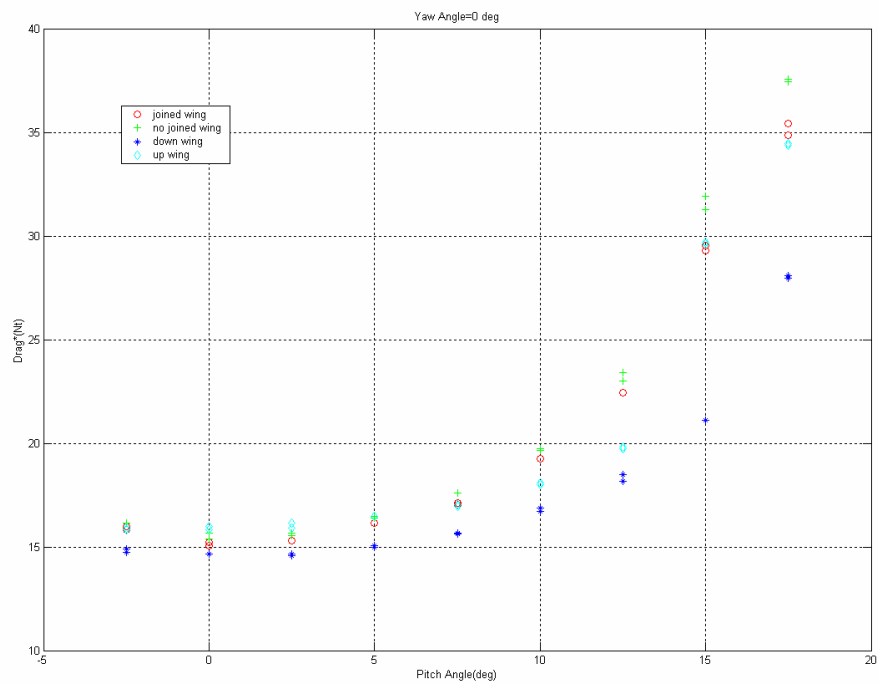
(b)



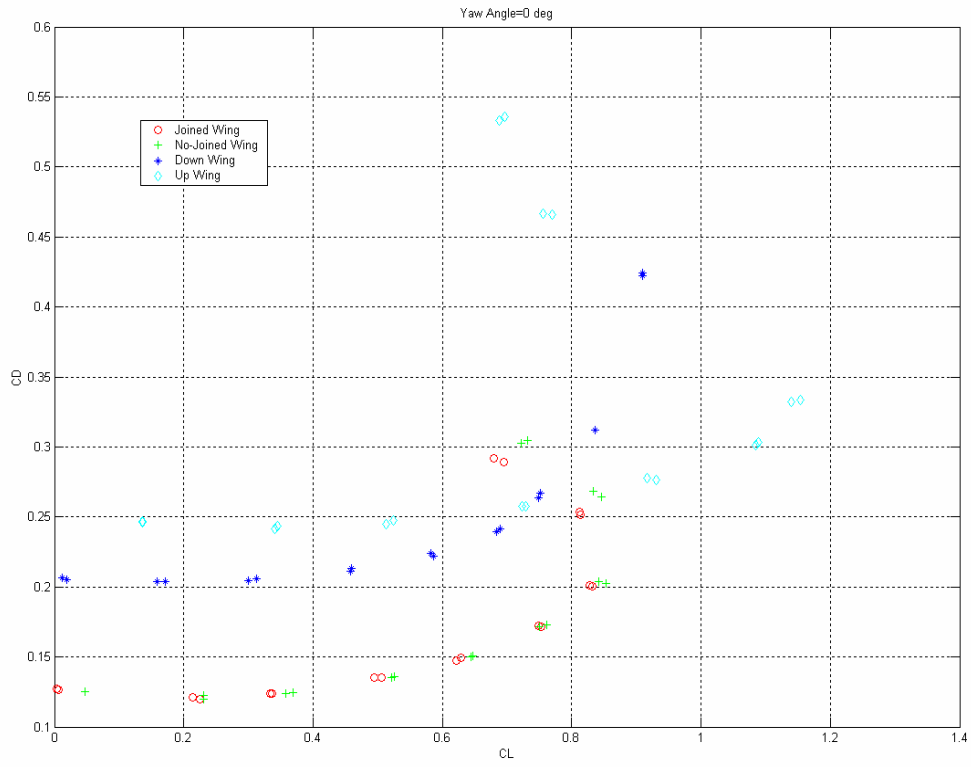
(c)



(d)



Σχήμα 68. Συγκριτικά διαγράμματα συντελεστών (a) άνωσης CL, (b) αντίστασης CD, δύναμης (c) άνωσης και (d) αντίστασης, για τις διάφορες διατάξεις.



Σχήμα 69. Πολικά διαγράμματα για όλες τις διατάξεις και για γωνία εκτροπής 0°.

Παράρτημα

Το πρόγραμμα υπολογισμού του περιγράμματος της αεροτομής NACA 4415, χορδής

180mm είναι το παρακάτω:

```
PROGRAM AIRFOIL
IMPLICIT DOUBLEPRECISION(A-H,O-Z)
PARAMETER (NIP=1000000)
DIMENSION XU(NIP),YU(NIP),XL(NIP),YL(NIP)
301 FORMAT(f14.9,X,f14.9,X,f14.9,X,f14.9)
OPEN(1,FILE='XUPPER')
OPEN(2,FILE='YUPPER')
OPEN(3,FILE='XLOWER')
OPEN(4,FILE='YLOWER')
OPEN(5,FILE='XCAMBER')
OPEN(6,FILE='YCAMBER')
OPEN(7,FILE='AIRFOIL.m')

CHORD=0.18D0
CAMBER_MAX=0.04D0*CHORD
CAMBER_MAX_POS=0.4D0*CHORD
THICKNESS_MAX=0.15D0*CHORD

DX=0.0001D0
X=0.0D0
K=0

DO 1000 I=1,1000000
K=I

IF(X.LE.CAMBER_MAX_POS)THEN
YC=(CAMBER_MAX/CHORD)*(1.D0/(CAMBER_MAX_POS/CHORD)**2)
1 *(2.D0*(CAMBER_MAX_POS/CHORD)*(X/CHORD)-(X/CHORD)**2)
DYCDX=(CAMBER_MAX/CHORD)*(1.D0/(CAMBER_MAX_POS/CHORD)**2)
1 *(2.D0*(CAMBER_MAX_POS/CHORD)*(1.D0/CHORD)-2.D0*X/CHORD)
ELSE
YC=(CAMBER_MAX/CHORD)*(1.D0/(1.D0-CAMBER_MAX_POS/CHORD)**2)
1 *(1.D0-2.D0*CAMBER_MAX_POS/CHORD+2.D0*(CAMBER_MAX_POS/CHORD)
1 *(X/CHORD)-(X/CHORD)**2)
DYCDX=(CAMBER_MAX/CHORD)*(1.D0/(1.D0-CAMBER_MAX_POS/CHORD)**2)
1 *(2.D0*(CAMBER_MAX_POS/CHORD)*(1.D0/CHORD)-2.D0*X/CHORD)
ENDIF
```

```

YC=YC*CHORD
DYCDX=DYCDX*CHORD
YT=(THICKNESS_MAX/0.2D0)*(0.2969D0*SQRT(X/CHORD)-0.126D0*X/CHORD
1      -0.3537D0*(X/CHORD)**2+0.2843D0*(X/CHORD)**3
1      -0.1015D0*(X/CHORD)**4)

THITA=ATAN(DYCDX)
XU(I)=X-YT*SIN(THITA)
YU(I)=YC+YT*COS(THITA)
XL(I)=X+YT*SIN(THITA)
YL(I)=YC-YT*COS(THITA)

WRITE(5,*)X
WRITE(6,*)YC

X=X+DX

IF(X.GT.CHORD)GOTO 20

1000 CONTINUE

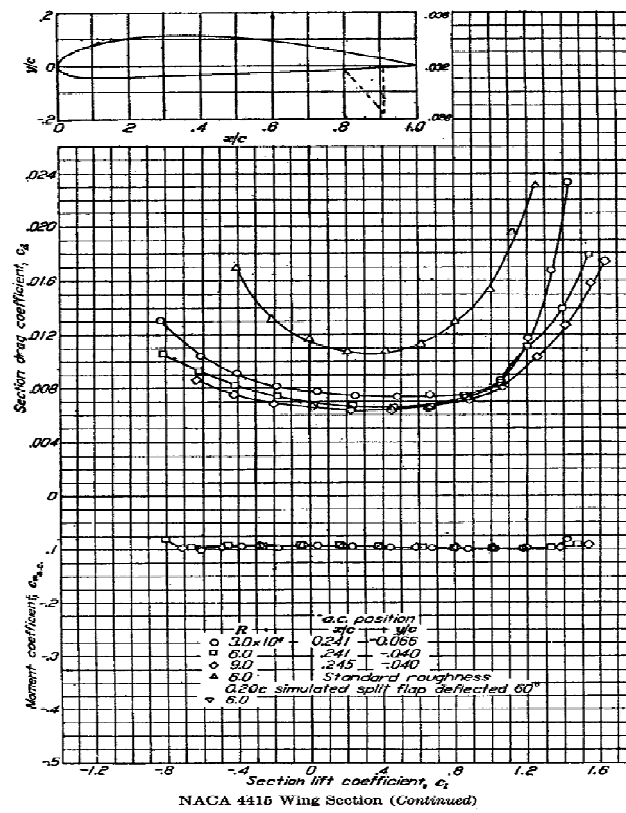
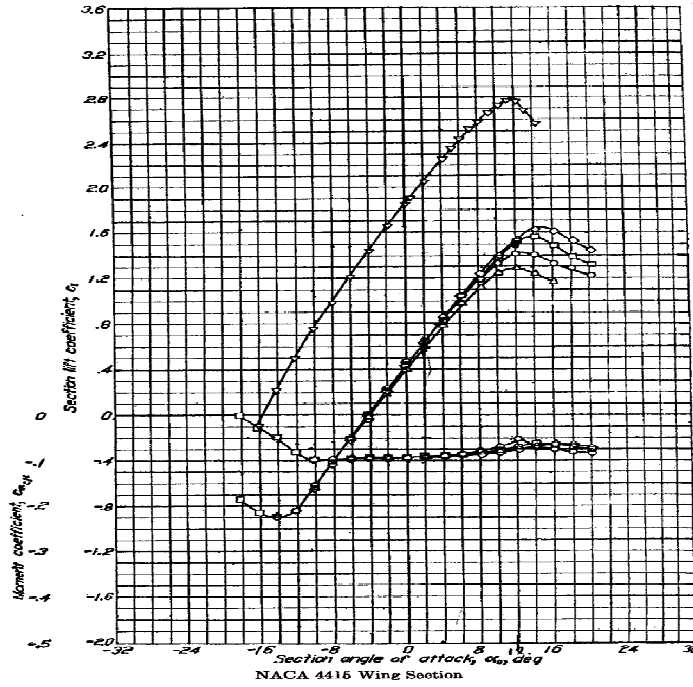
20 DO I=1,K
WRITE(1,*)XU(I)
WRITE(2,*)YU(I)
WRITE(3,*)XL(I)
WRITE(4,*)YL(I)
WRITE(7,301)XU(I),YU(I),XL(I),YL(I)
ENDDO

CLOSE(1)
CLOSE(2)
CLOSE(3)
CLOSE(4)
CLOSE(5)
CLOSE(6)
CLOSE(7)

STOP
END

```

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά πτέρυγας NACA 4415, όπως προέκυψαν από πειράματα της NACA, είναι:



Σχήμα 69. Μεταβολή των αεροδυναμικών συντελεστών άνωσης C_l , αντίστασης C_d και ροπής C_m για πτέρυγα NACA 4415.

Βιβλιογραφία

- [1] Γεώργιος Μπεργελές, «Η ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΤΟΥ ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ», εκδόσεις Παπασωτηρίου, Αθήνα 1995.
- [2] William H. Rae, JR., Alan Pope, “Low – Speed Wind Tunnel Testing”, Second Edition, John Wiley & Sons, 1984.
- [3] D.K. Pantelatos, D.C. Tzotzolakis, D.S Mathioulakis, “Two noncircular cross-section bodies and a high wing-body configuration at incidence in low subsonic free steam”, Journal of Fluids and Structures, 2007.
- [4] Δ. Σ. Μαθιουλάκης, «Τεχνικές μέτρησης Ρευστομηχανικών Μεγεθών», Ε.Μ.Π., Αθήνα 2005.
- [5] I. Kroo, “Nonplanar Wing Concepts For Increased Aircraft Efficiency”, Stanford University, U.S.A., VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft, June 6-10, 2005.
- [6] <http://www.boeing.com/commercial/737family/winglets/>
- [7] Ηλίας Τόλιας, «Παραμετροποίηση και Ανάλυση, με λογισμικό Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής, Ελαφρού Μη-Επανδρωμένου Αεροσκάφους», Διπλωματική Εργασία, 2006.
- [8] Ira H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff, “Theory of Wing Sections”, 1959 Dover Publication, Inc.
- [9] John D. Anderson, “Fundamentals of Aerodynamics”, 4th, Mc Graw Hill, 2000.