

ΤΕΙ ΠΑΤΡΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΙΑΣ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΩΝ



**ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ:
«ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΜΙΚΡΟΥ ΕΛΑΦΡΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ»**

ΕΙΣΗΓΗΤΗΣ: ΑΝΔΡΕΑΣ ΑΠΑΤΑΓΓΕΛΟΣ

ΣΠΟΥΔΑΣΤΗΣ: ΣΩΤΗΡΙΟΣ ΑΡΒΑΝΙΤΗΣ

ΠΑΤΡΑ 2000

ΑΡΙΘΜΟΣ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ	3149
----------------------	------

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

	Σελ.
Εισαγωγή	1
Παράμετροι σχεδιασμού	2

ΜΕΡΟΣ ΠΡΩΤΟ Στοιχεία Αεροδυναμικής

1.1 Αεροτομές	3
1.2 Καμπύλη απώσεως	10
1.3 Καμπύλη οπισθέλκουσας	10
1.4 Λόγος καμπύλης απώσεως προς οπισθέλκουσα	10
1.5 Κέντρο πίεσεως και Συντελεστής Ροπής	11
1.6.1 Οριζόντια πτήση	13
1.6.2 Σχέση μεταξύ της ταχύτητας του αέρα και της γωνίας προσβολής	16
1.6.3 Επιδράσεις ύψους στη σχέση της ταχύτητας του αέρα και της γωνίας προσβολής	18
1.6.4 Ανακεφαλαίωση της οριζόντιας πτήσης	19
1.7 Ολίσθηση και προσγείωση	20
1.7.1 Ολίσθηση	20
1.7.2 Γωνία ολίσθησης	21
1.7.3 Προσγείωση	22
1.7.4 Φόρτιση πτερυγίου και οι επίδρασή της	23
1.7.5 Ανακεφαλαίωση ολίσθησης και προσγείωσης	24
1.8 Ευστάθεια και Έλεγχος	24
1.8.1 Επίτευξη της Ευστάθειας	28
1.8.2 Διαμήκης Ευστάθεια	29
1.9 Επιφάνειες Ελέγχου	32

ΜΕΡΟΣ ΔΕΥΤΕΡΟ Πρόωση

2.1 Επιλογή κινητήρα	34
2.1.2 Τι χρειάζεται	35
2.2 Έλικας	38
2.2.1 Βασική λειτουργία	39
2.2.2 Κιβώτια ταχυτήτων και έλικες μεταβλητού pitch	41
2.2.3 Κατασκευή	43
2.2.4 Αριθμός πτερυγίων, βήματος και διαμέτρου	44
2.2.5 Πιθανές επιλογές	46
2.3 Βοηθήματα	47
2.3.1 Διακριτές δεξαμενές	48
2.3.2 Δεξαμενές τύπου bladder	48
2.3.3 Ενσωματωμένη δεξαμενή	48
2.3.4 Τοποθέτηση του κινητήρα	49
2.4 Έλεγχος κινητήρα	52

ΜΕΡΟΣ ΤΡΙΤΟΣ

Κεφάλαιο Υπολογισμών – Διαγράμματα

Υπολογισμοί πτέρυγας	54
Υπολογισμός διαστάσεων	55
Υπολογισμός βάρους	57

ΕΙΣΑΓΩΓΗ:

Ο σκοπός αυτής της εργασίας είναι ο σχεδιασμός ενός μικρού αεροσκάφους για χρήση άθλησης και αναψυχής. Το αεροσκάφος θα σχεδιαστεί με συγκεκριμένες παραμέτρους σχεδίασης όπως αναφέρονται λεπτομερώς στην επόμενη παράγραφο. Η γενική ιδέα είναι ένα διθέσιο με σταθερούς πτέρυγες αεροσκάφος μεσαίας απόδοσης και περιορισμένης αεροβατικής ικανότητας.

Η εργασία χωρίστηκε σε τρία κομμάτια. Τα τρία κομμάτια αυτά είναι: κατανεμημένοι χώροι σχεδιασμού, η αεροδυναμική, δομή του πλαισίου και συστήματα ελέγχου και το προωστικό σύστημα του αεροσκάφους. Αυτά τα τρία μέρη καθορίζουν το πλάνο αυτής της εργασίας. Ο απώτερος στόχος αυτής της εργασίας είναι να δώσει ένα γενικό πλάνο του αεροσκάφους καθώς και τις κατασκευαστικές τεχνικές που πρέπει να χρησιμοποιηθούν. Τα χαρακτηριστικά απόδοσης και οι εγκαταστάσεις παραγωγής δυνάμεως είναι επίσης επιλεγμένες για μια δυνητική παραγωγή του αεροσκάφους. Πολλά επιπλέον χαρτιά με σχέδια και μοντέλα hardware περιλαμβάνονται μέσα σε αυτή την αναφορά και αναφέρονται ως απαραίτητα.

ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΙ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

1.1 Σκοπός

Το αεροσκάφος προορίζεται για πτήση μέσα στα πλαίσια της άθλησης και αναψυχής με ελάχιστη διάρκεια δύο ώρες. Το κόστος κατασκευής, συντήρησης και λειτουργίας πρέπει να είναι χαμηλό. Η κατασκευή είναι βασικά κατάλληλη για σειρά παραγωγής ή κατασκευή στο σπίτι.

1.2 Απαιτήσεις

- α) Η μηχανή θα είναι τύπου περύγων με σταθερή γωνία προσβολής και σταθερό εκπέτασμα, οποιασδήποτε διαμόρφωσης
- β) Θα είναι διαθέσιο. Δεν είναι απαραίτητο πλήρες διπλό χειριστήριο.
- γ) Θα διαθέτει τραχύ σύστημα προσγείωσης και θα είναι κατάλληλο για λειτουργία σε χορτάρι και χωμάτινους διαδρόμους.
- δ) Συνήθης μηχανή παραγωγής.
- ε) Επιβαίνοντες: δύο άτομα των 90 κιλών και ελάχιστη χωρητικότητα 30 λίτρα καυσίμου σε συνθήκες μηδενικού ανέμου. Θα μπορεί να απογειωθεί από διάδρομο απογείωση 150 μέτρων.
- στ) Φρένα τροχών.
- ζ) Ελάχιστη ταχύτητα ανόδου 750 ft/min με δύο άτομα και 30 λίτρα καύσιμα.
- η) φρένα αέρος ή περύγια καμπυλότητας.
- θ) Συμμόρφωση με συνήθεις κανονισμούς ηχορύπανσης.
- ι) Ανοιχτή ή κλειστή θέση χειριστού με τη μέγιστη δυνατή ορατότητα.
- ια) Οι πτέρυγες μπορούν να είναι αναδιπλώμενες ή γρήγορα αποσπώμενες, χωρίς ειδικά εργαλεία ή τη βοήθεια άλλων ατόμων για τη φύλαξη σε υπόστεγα.
- ιβ) Κατασκευή από ετοιμοπαράδοτα υλικά.
- ιγ) Υποσυστήματα με τον ελάχιστο αριθμό εξαρτημάτων.

ΜΕΡΟΣ ΠΡΩΤΟ

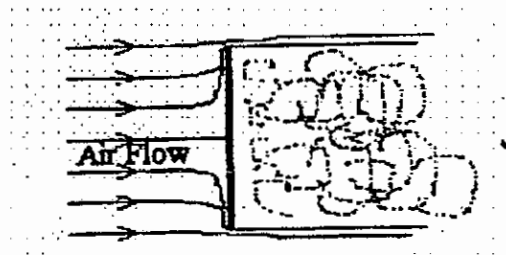
Στοιχεία Αεροδυναμικής

1.1 Αεροτομές

Η αεροδυναμική είναι ένα τμήμα στο σχεδιασμό του αεροσκάφους που απαιτεί πολλή σκέψη, εξηγεί τις αρχές της πτήσης με αεροσκάφος λαμβάνοντας υπόψη την επίδραση της αεροτομής στη βελτίωση της απόδοσης του αεροσκάφους.

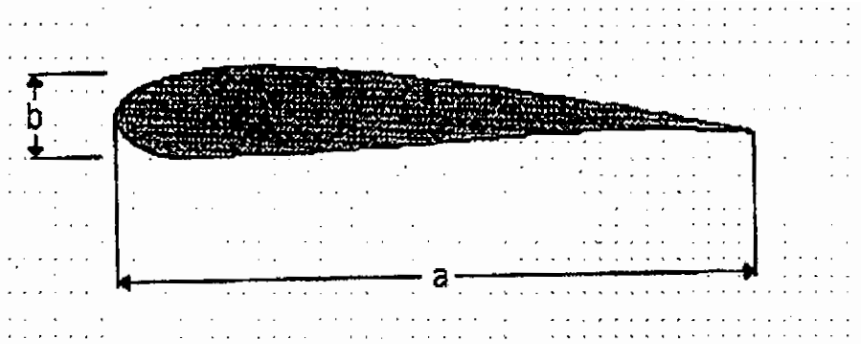
Είναι απαραίτητο να γνωρίζουμε δύο σημαντικούς όρους της αεροδυναμικής. «Ροϊκές Γραμμές», είναι οι γραμμές που δείχνουν την κατεύθυνση της γραμμής ρευστού ανά πάσα στιγμή. Ένα σώμα που είναι διαμορφωμένο έτσι ώστε να προκαλεί την ελάχιστη αντίσταση είναι ένα «σχήμα ροικών γραμμών», ότι δηλαδή είναι μια αεροτομή.

Κάθε στερεό σώμα που πετάει στον αέρα πρέπει να υπερβεί δύο τύπους αντιστάσεων, την τριβή επιφάνειας και την οπισθέλκουσα σχήματος, οι οποίες και οι δύο είναι γνωστές ως οπισθέλκουσα προφίλ. Η οπισθέλκουσα αντίσταση είναι ένας τύπος αντίστασης που επιτρέπει την εμφάνιση στροβίλων.



Σχ. 1.1.1

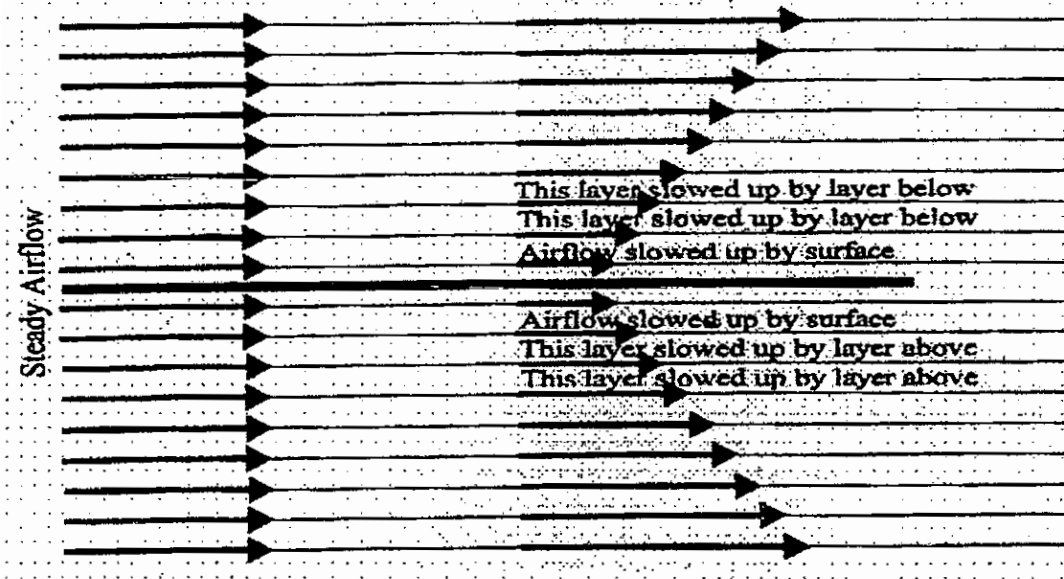
Ένα παράδειγμα που φαίνεται στο σχ. 1.1.1 είναι η αντίσταση που δημιουργείται από ένα επίπεδο πλάτο τοποθετημένο κάθετα στην κατεύθυνση της αεροροής. Αυτό μπορεί να μειωθεί όσο αυξάνεται η αναλογία λεπτότητας όπως φαίνεται στο σχ. 1.1.2.



Σχ 1.1.2

Η αναλογία λεπτότητας, όπως φαίνεται στο σχ.1.1.2 είναι η αναλογία από το a στο b . Για ένα αεροσκάφος που ταξιδεύει με υποηχητικές ταχύτητες, η αναλογία συνήθως είναι μεταξύ 3 και 4. Συγκρίνοντας το αεροσκάφος μας με αυτά που είχαν τις ίδιες αποδόσεις, είναι λογικό να ορίσουμε την αναλογία λεπτότητας στο 3.5.

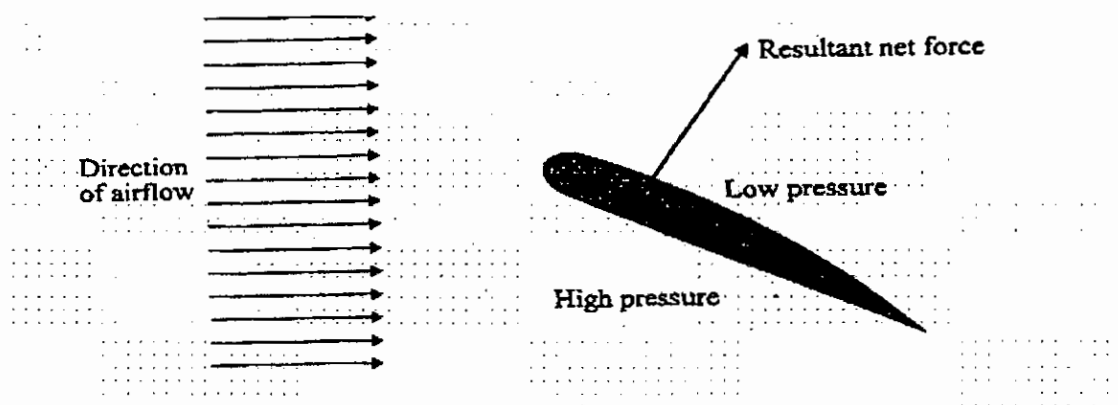
Η τριβή επιφάνειας είναι ο τρόπος με τον οποίο δημιουργείται αντίσταση ανάλογα με τον βαθμό τραχύτητας της επιφάνειας του πτερυγίου, και το πώς αυτός επηρεάζει την ταχύτητα του αέρα φαίνεται στο σχ.1.1.3. Αυτό που πρέπει να σημειωθεί για αυτόν τον τύπο αντίστασης, όσον αφορά την επίδρασή του στην ταχύτητα του ανέμου, είναι ότι όσο πιο μακριά είναι ο αέρας τόσο πιο μεγάλη είναι η ταχύτητα του αέρα.



Σχ.1.1.3 Τριβή επιφάνειας

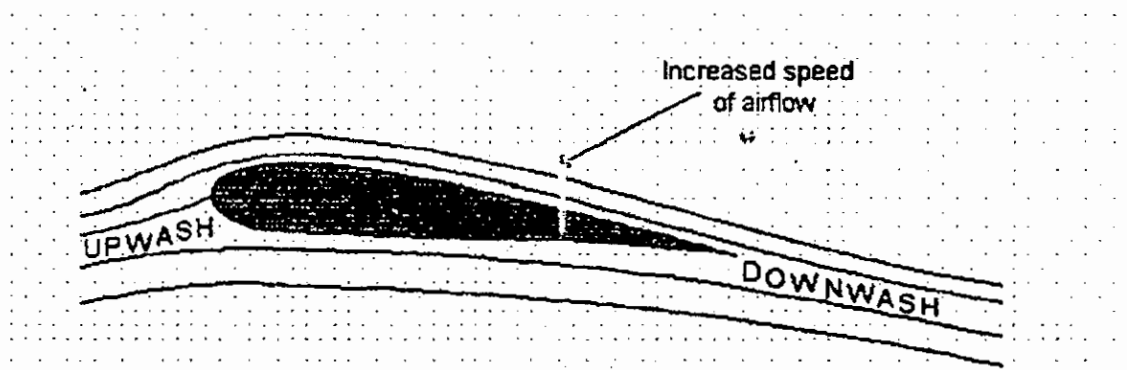
Σε αυτό το στάδιο είναι σημαντικό να παρουσιάσουμε την μαθηματική έκφραση της αντίστασης που γράφεται ως εξής: $R=KS_pV^2$. Το K εξαρτάται από το σχήμα του

σώματος και ανάλογα με το πώς έχει αποκτηθεί η οπισθέλκουσα ή η άντωση, το K μπορεί να αντικατασταθεί με $1/2C_d$ ή $1/2C_l$.



Σχ.1.1.4 Συνολική δύναμη που ασκείται στην αεροτομή λόγω της διαφοράς πίεσης

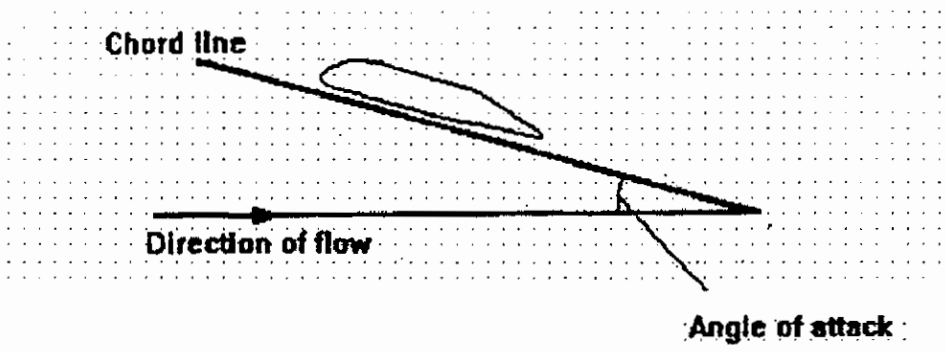
Για να παραχθεί άντωση σε μια αεροτομή, στην περίπτωση πτερυγίου αεροπλάνου, η αεροτομή πρέπει να έχει κλίση με γωνία προς τη ροή του ανέμου. Αυτό που συμβαίνει τότε είναι ότι η πίεση του αέρα στην πάνω επιφάνεια γίνεται λιγότερη από την πίεση στην κάτω επιφάνεια όπως φαίνεται και στο σχήμα 1.1.4. Παρατηρώντας το σχ.1.1.5, βλέπουμε ότι υπάρχει μια ελαφρά άνοδος πριν φτάσει ο αέρας στην αεροτομή και συνεπώς μια κάθοδος μετά. Το τελευταίο είναι σημαντικό λόγω του γεγονότος ότι επηρεάζει την κατεύθυνση του ανέμου που χτυπά στην ουρά του αεροπλάνου ή σε άλλα μέρη του αεροσκάφους πίσω από το χείλος εκφυγής της πτέρυγας.



Σχ.1.1.5

Όπως αναφέραμε νωρίτερα, η κλίση της αεροτομής προς την κατεύθυνση ροής του ανέμου είναι σημαντική, αλλά για να βρεθεί αυτή η γωνία πρέπει να υφίσταται μια κοινή ίσια γραμμή. Αυτό αποδείχθη ιδιαίτερα δύσκολο αλλά γρήγορα έγινε

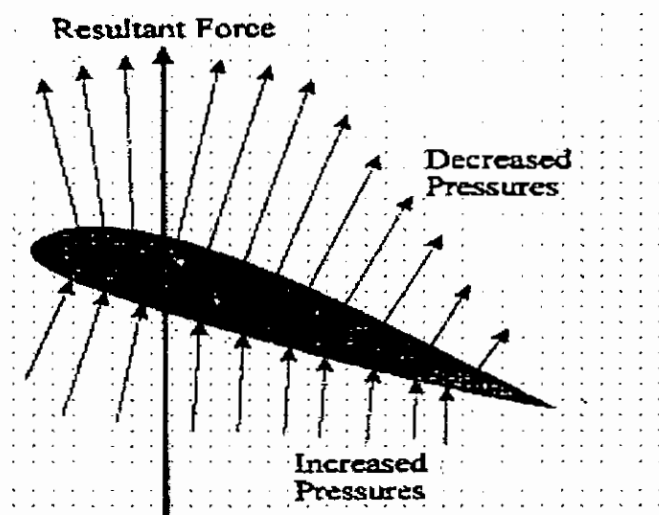
κατανοητό ότι αυτή η ίσια γραμμή μπορούσε να είναι η μικρότερη δυνατή ίσια γραμμή από το χείλος προσβολής μέχρι το χείλος εκφυγής του πτερυγίου και που αναφέρεται ως γραμμή χορδής στο Σχ.1.1.6.



Σχ. 1.1.6

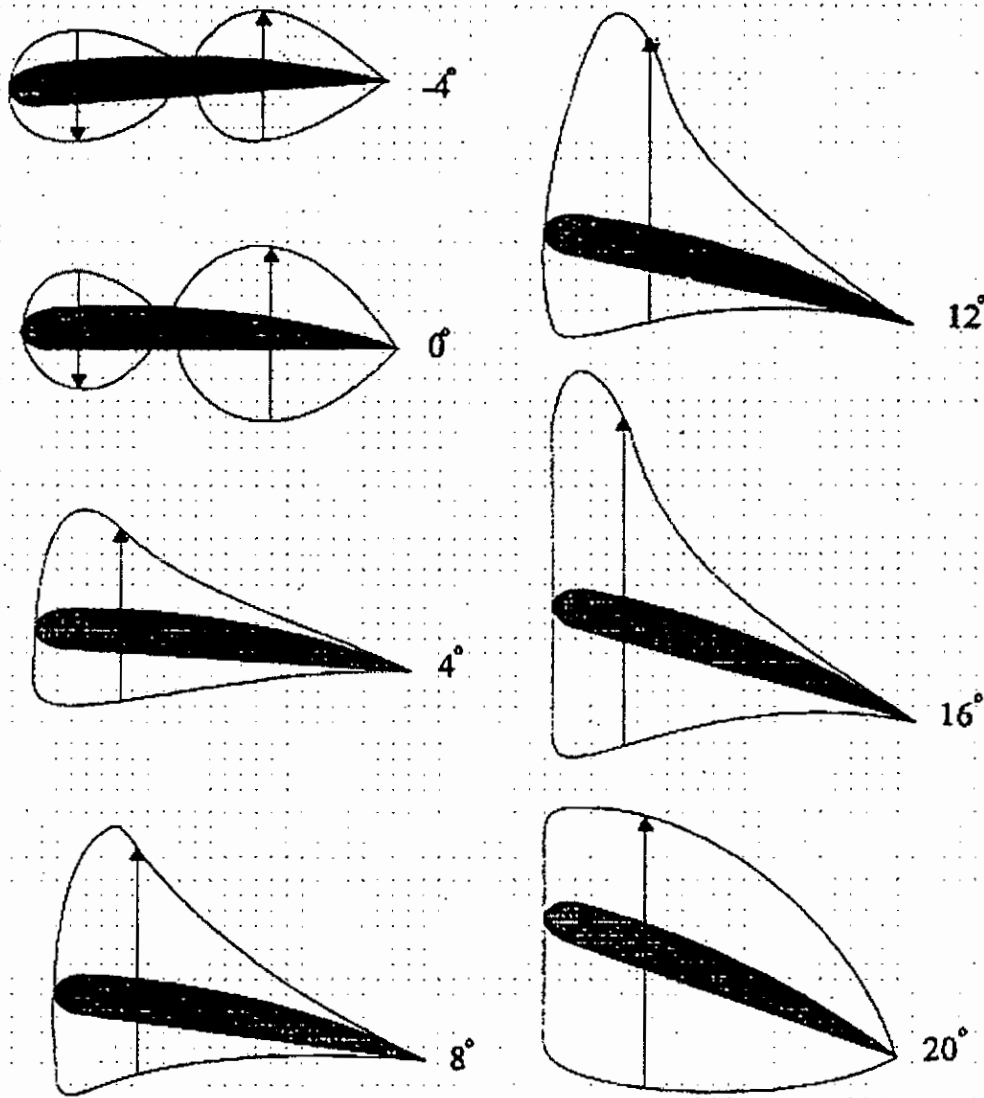
Η γωνία που δημιουργεί αυτή τη γραμμή χορδής με την οριζόντια γραμμή θεωρείται ως η γωνία προσβολής ή γωνία προσπτώσεως. Όμως, αυτό που ενδιαφέρει περισσότερο τους σχεδιαστές αεροσκαφών είναι το πώς η αλλαγή αυτής της γωνίας επηρεάζει την απόδοση του αεροσκάφους. Αυτό θα εξηγηθεί σε βάθος αργότερα μέσα στο κείμενο, αλλά για τώρα είναι απαραίτητο να συνειδητοποιήσουμε ότι η αεροτομή έχει τέτοιο σχήμα που θα δώσει ύψος στο αεροσκάφος ακόμα και όταν η κλίση της είναι μια μικρή αρνητική γωνία. Ίσως αυτή η ιδέα να φαίνεται λίγο παράξενη αλλά η εξήγησή της είναι αρκετά απλή. Η αεροτομή δεν έχει αρνητική κλίση ακόμα και αν η γραμμή χορδής έχει. Λόγω των πολλών καμπύλων που υπάρχουν σε μια αεροτομή, και οι οποίες είναι κεκλιμένες και προς θετική και προς αρνητική γωνία, η καθαρή γωνία θα είναι ελαφρώς θετική και προφανώς θα προκαλέσει την άνοδο. Πάντως, αυτό που απαιτείται είναι να δοκιμάσουμε το πτερύγιο του αεροσκάφους μας σε αεροδυναμική σήραγγα, γέρνοντας τη μύτη της αεροτομής προς τα κάτω μέχρι του σημείου που δεν θα προκαλεί άντωση. Η γωνία στην οποία συμβαίνει αυτό, ονομάζεται γωνία μηδενικής άντωσης. Όταν το αεροσκάφος κατασκευάζεται, το πτερύγιο θα πρέπει να μπορεί να λειτουργεί με εκκίνηση τη μηδενική αυτή γωνία, που είναι περίπου στις $-1,8$ μοίρες μέχρι τις 14 μοίρες, που γέρνει αρχικά σε αυτή τη μηδενική γωνία άντωσης.

Η κατανομή της πίεσης, όπως φαίνεται στο σχ.1.1.7, δείχνει ότι η μεγαλύτερη αυξανόμενη πίεση και η μεγαλύτερη μειούμενη πίεση εμφανίζονται σε μια απόσταση μικρότερη από τη μισή ανάμεσα στην πρόσθια ακμή κατά μήκος της χορδής.



Σχ.1.1.7 Κατανομή πίεσης σε μια αεροτομή

Αυτό μπορεί να απλουστευθεί αντικαθιστώντας τις πιέσεις που ενεργούν στο σχ.1.1.7 με μια απλή συνισταμένη δυνάμεων που ενεργεί στο σημείο που καθορίζεται. Αυτό θα αποκαλείται το κέντρο της πίεσης. Οι αρχές του κέντρου πίεσεως είναι οι ίδιες με τις αρχές του κέντρου βάρους. Η συνισταμένη των δυνάμεων που δρα στο κέντρο της πίεσης πρέπει να έχει ελαφρά κλίση προς τα πίσω σε σχέση με την κατεύθυνση πτήσης του αεροσκάφους, κάτι που βοηθά να αποφευχθεί η παρουσίαση προβλήματος σε μπροστινό εξάρτημα. Αυτό που πρέπει επίσης να τύχει σημασίας, είναι το πώς η αλλαγή της γωνίας προσβολής επηρεάζει την κίνηση του κέντρου πίεσης (βλέπε σχ.1.1.8).



Σχ. 1.1.8 Η κατανομή της άντωσης αλλάζει με τη γωνία προσβολής

Σε γωνίες μικρότερες του μηδενός, για παράδειγμα το κέντρο της πίεσης είναι -4 μοίρες πίσω, το μόνο μέρος που μπορεί να τοποθετηθεί μια δύναμη που θα προκαλέσει μια ροπή στρέψης στην αεροτομή, είναι αρκετά μακριά από το χείλος εκφυγής. Στη μηδενική άντωση δεν υπάρχει σκαμπανέβασμα (pitching) εκτός αν βρίσκεται σε μια άοριστη απόσταση, κάτι το οποίο προφανώς δεν βγάζει νόημα. Καθώς η γωνία προσβολής ανεβαίνει στις 16 μοίρες (για τα περισσότερα μονοκινητήρια αεροσκάφη συνήθως η γωνία είναι μεταξύ 14 και 16 μοιρών), η συνισταμένη σταδιακά προχωράει μπροστά. Όταν φτάσει τις 16 μοίρες, το κέντρο της πίεσης είναι περίπου στο ένα τρίτο της απόστασης από την προσθια ακμή, και αυτό μπορεί να αποδειχθεί με διάφορα τεστ που γίνονται σε αεροδυναμικές σήραγγες.

Γωνίες μεγαλύτερες από αυτή θα είχαν ως αποτέλεσμα την μετακίνηση της συνισταμένης προς τα πίσω.

Όπως αναφέρθηκε πριν, τα $\frac{1}{2} C$ και $\frac{1}{2} C_d$ αντικατέστησαν το K ανάλογα με το αν ασχολούμασταν με την άντωση ή την οπισθέλκουσα του αεροσκάφους. Μια άλλη πλευρά της εξίσωσης ήταν ότι όταν επρόκειτο για τις αεροτομές, το S αντικαθιστούσε την εμπρόσθια πλευρά με την επίπεδη μορφή του πτερυγίου. Αυτό συμβαίνει γιατί η κύρια δύναμη για την οποία ενδιαφερόμαστε είναι σε ευθείες γωνίες με την κατεύθυνση της κίνησης και σχεδόν σε ευθεία γωνία με το ίδιο το πτερύγιο. Ο μόνος τρόπος για να μετρηθούν τα χαρακτηριστικά των αεροτομών είναι τα πειράματα και η χρήση των γραφικών όπως φαίνονται στα σχ. 1.9α έως 1.9γ.

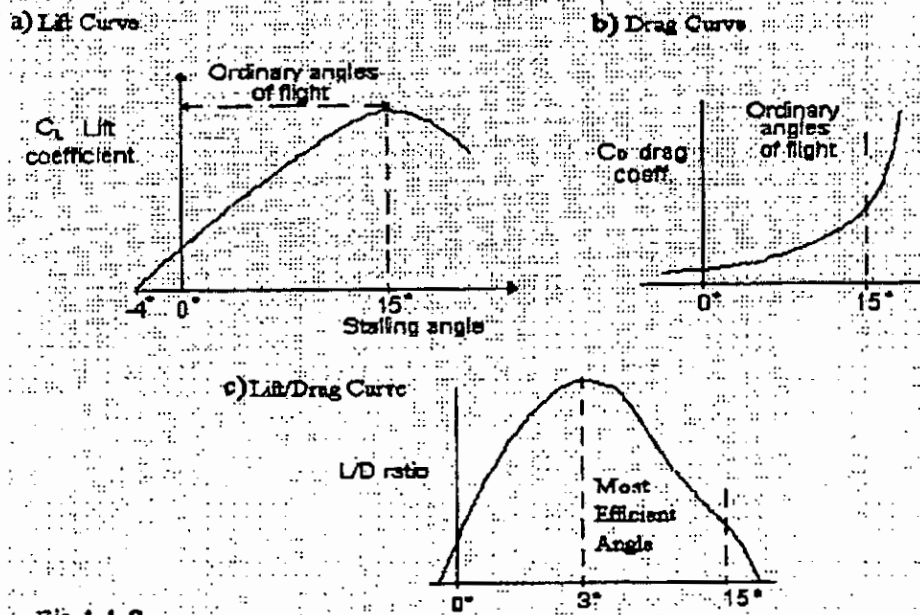


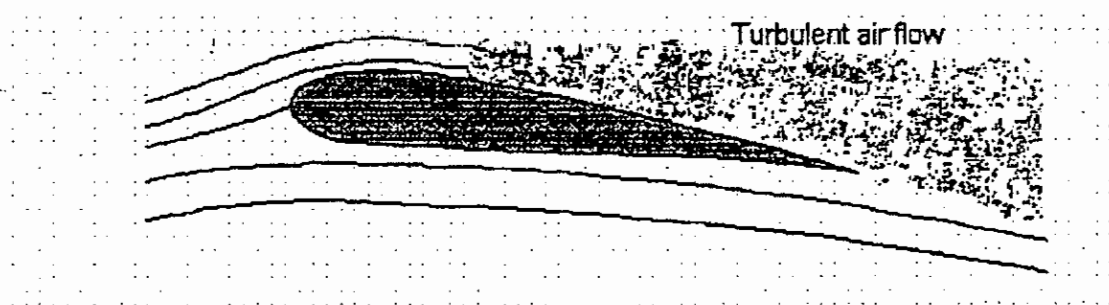
Fig 1.1.9

Σχ. 1.1.9

Τα χαρακτηριστικά της αεροτομής, όπως ο συντελεστής αντήσεως, ο συντελεστής οπισθέλκουσας, ο λόγος αντήσεως προς οπισθέλκουσα και η θέση του κέντρου πίεσης, όλα αλλάζουν όταν η γωνία προσβολής αυξάνεται πάνω από τις φυσιολογικές γωνίες πτήσης. Αυτές οι γραφικές παραστάσεις δεν αναφέρονται σε κάποιο συγκεκριμένο τύπο αεροτομής, αλλά δείχνουν τον τύπο καμπυλών που αποκτάμε από μια επίπεδη αεροτομή.

1.2 Καμπύλη αντώσεως

Όπως βλέπουμε από αυτή την καμπύλη, η γωνία προσβολής είναι 0 μοίρες και έχει ήδη μια ορισμένη άντωση, ενώ μια επίπεδη πλάκα δεν θα δώσει καμία άντωση σε αυτή τη γωνία προσβολής. Από τις 0 μέχρι τις 12 μοίρες έχουμε μια ευθεία γραμμή, μετά από αυτή τη γωνία και αυτή η αύξηση της άντωσης αρχίζει σταδιακά να μειώνεται. Η γωνία όπου σταματά οποιαδήποτε περαιτέρω αύξηση άντωσης θεωρείται ως η γωνία στολλαρίσματος και το σχ.1.2.1 δείχνει ακριβώς τι συμβαίνει όταν μια αεροτομή στολλάρει.



Σχ.1.2.1 ΣΤΟΛΛΑΡΙΣΜΑ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

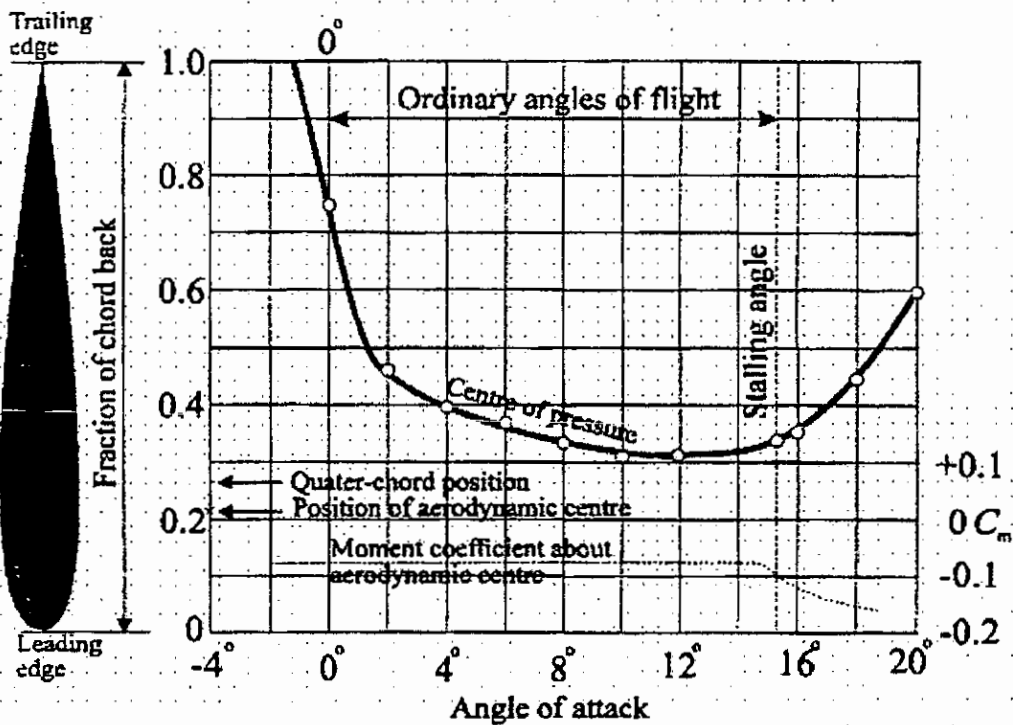
1.3 Καμπύλη οπισθέλκουσας

Αυτό που φαίνεται από αυτή την καμπύλη είναι ότι αυτή είναι το ελάχιστο στις 0 μοίρες της γωνίας προσβολής και παρατηρείται στα γραφικά ότι υπάρχει μια σταθερή αύξηση μέχρις ότου η γωνία προσβολής φτάσει τις 15 μοίρες, όπου μπορούμε να δούμε μια γρήγορη αύξηση.

1.4 Λόγος καμπύλης αντώσεως προς οπισθέλκουσα

Είναι προφανές ότι μια αεροτομή με υψηλό λόγο αντώσεως προς οπισθέλκουσα είναι η πιο ιδανική, αλλά όπως αναφέραμε νωρίτερα κατά τη διάρκεια της πτήσης η γωνία προσβολής αλλάζει συνέχεια. Αν παρατηρήσουμε την καμπύλη, θα δούμε ότι η πιο αποτελεσματική γωνία προσβολής είναι αυτή των περίπου 3 μοιρών, ή μεταξύ των 3 και 4, όπου η αεροτομή μπορεί να αποδώσει καλύτερα την κύρια λειτουργία της και να δώσει άντωση στο αεροσκάφος με τη λιγότερη δυνατή οπισθέλκουσα.

1.5 Κέντρο πίεσεως και Συντελεστής Ροπής



Σχ.1.5.1 Κέντρο πίεσεως και καμπύλες του συντελεστή ροπής

Η γραφική παράσταση στο σχ.1.5.1 δείχνει τι συμβαίνει στο κέντρο πίεσεως όταν αυξάνει η γωνία προσβολής. Επίσης, αυτή η γραφική παράσταση επιβεβαιώνει ότι το κέντρο πίεσεως κινείται έμπροσθεν και όπισθεν ανάλογα με τη γωνία προσβολής.

Καθώς οι καμπύλες εξετάστηκαν μια προς μια, είναι απαραίτητο να βρούμε την ιδανική αεροτομή που μπορούμε να κατασκευάσουμε. Είναι γνωστό ότι αυτό το ερώτημα δεν μπορεί να απαντηθεί πλήρως αλλά μπορεί να βρεθεί η χρυσή τομή για να επιτύχουμε το καλύτερο δυνατό αποτέλεσμα. Ας αναφερθούμε πρώτα σε όλα τα χαρακτηριστικά μιας ιδανικής αεροτομής.

Μια ιδανική αεροτομή με τον μέγιστο συντελεστή ανώσεως πρέπει να έχει πάνω από 1.6 $C_L \max$ διότι όσο μεγαλύτερος είναι ο συντελεστής ανώσεως, τόσο μικρότερη είναι η ταχύτητα προσγειώσης, και όσον αφορά την ασφάλεια, δεν υπάρχει τίποτα πιο ασφαλές για τον πλότο από το να γνωρίζει ότι το αεροσκάφος θα προσγειωθεί με χαμηλή ταχύτητα. Αυτά τα κριτήρια καλύπτονται από το πτερύγιο που έχει $C_L \max$ 1.8.

Μαζί με τον υψηλό συντελεστή άντωσης, το αεροσκάφος πρέπει να έχει και χαμηλό συντελεστή οπισθέλκουσας, δηλαδή η αεροτομή θα έχει χαμηλή οπισθέλκουσα και επομένως θα επιτρέπει στο αεροσκάφος να φτάσει σε μεγάλες ταχύτητες υπό κανονικές συνθήκες πτήσης. Αυτό το αεροσκάφος έχει λογικά χαμηλό Cd της τάξης του 0,447.

Σε αυτό το σημείο είναι σημαντικό να δούμε τι επιπτώσεις θα έχει η αλλαγή της μορφής του σχεδίου στα χαρακτηριστικά της απόδοσης του αεροσκάφους. Το πιο σημαντικό στοιχείο είναι η αναλογία όψης μιας αεροτομής, δηλαδή η αναλογία του ανοίγματος προς τη χορδή. Αυτή η αναλογία στα περισσότερα μονοκινητήρια αεροσκάφη είναι φυσιολογικά ανάμεσα στο 6 και το 7 συγκρινόμενα με τα ανεμόπτερα που έχουν διάταγμα πτέρυγας πολύ υψηλότερο. Το δικό μας αεροσκάφος σχεδιάστηκε με αναλογία όψεως 6,6, κάτι που είναι αρκετά καλό συγκρινόμενο με άλλα της ίδιας επίδοσης με το δικό μας. Τα πλεονεκτήματα της υψηλής αναλογίας όψεως έναντι της χαμηλής είναι ότι αυξάνεται ο μέγιστος συντελεστής άντωσης στην αυξανόμενη γωνία προσβολής, το οποίο οδηγεί στη μείωση της ελάχιστης ταχύτητας προσγείωσης.

Εκτός από την επίδραση που έχει η αναλογία όψεως στην απόδοση του αεροσκάφους, οι σχεδιαστές αεροσκαφών αναγκάστηκαν να δεχτούν ότι η λεπτυνόμενη προς τα άκρα μορφή έχει κάποια επιπλέον πλεονεκτήματα.

Τα πτερύγια καμπυλότητας και τα πτερύγια εξομάλυνσης ροής είναι απλά εφευρέσεις που προστίθενται στην πτέρυγα του αεροπλάνου για να κάνουν κάπως πιο εύκολη την πτήση, μπορούν να χωριστούν σε υποομάδες, όπως: σταθερά πτερύγια, πτερύγια ελέγχου, αυτόματα πτερύγια και ροής αέρα, ενώ τα πτερύγια καμπυλότητας χωρίζονται σε κυρτά πτερύγια καμπυλότητας, σχιστά πτερύγια καμπυλότητας, πτερύγια καμπυλότητας με εγκοπές, άντωσης, άκρης, αποσβεστήρες άντωσης, αποθηκευτές αντώσεως και αερόφρενα. Τα αποτελέσματα αυτών των εξαρτημάτων είναι με τη σειρά τα εξής: αύξηση της άντωσης, αλλαγή της γωνίας στολλαρίσματος, μείωση της άντωσης και αύξηση της οπισθέλκουσας.

Για το συγκεκριμένο αεροσκάφος και για λόγους ευκολίας στην κατασκευή, πρέπει να τονίσουμε ότι ενδιαφερόμαστε μόνο για πτερύγια καμπυλότητας.

Το σχ.1.5.2 δείχνει τους διάφορους τύπους πτερυγίων καμπυλότητας και slots και πώς αυτά βελτιώνουν τη μέγιστη άντωση του αεροσκάφους. Μπορούμε επίσης να δούμε ενδείξεις των πλεονεκτημάτων των πτερυγίων καμπυλότητας στον συντελεστή άντωσης με αύξηση της γωνίας προσβολής.

Τα επίπεδα πτερύγια καμπυλότητας προτάθηκαν από την ομάδα κατασκευής ως μια αεροτομή που είναι εύκολο να κατασκευαστεί. Τα επίπεδα πτερύγια καμπυλότητας λειτουργούν όπως τα πτερύγια κλίσεως αέρος και η βασική τους λειτουργία είναι να μειώνουν την ταχύτητα στην προσγείωση και να αυξάνουν καθώς και να διατηρούν την ταχύτητα σε κανονικές συνθήκες πτήσης. Αυτά τα πτερύγια καμπυλότητας είναι κατασκευασμένα για περιπτώσεις όπως η προσγείωση σε κατάστρωμα πλοίου, όπου δεν υπάρχουν σχεδόν καθόλου διάδρομοι προσγείωσης.

Type of flap	Increase of max. lift	Angle of basic aerofoil at max lift	Remarks
Basic aerofoil		15	High lift devices depend on basic shape
Plain or camber	50%	12	Much drag, nose down pitching moment
Split flap	60%	14	More drag than plain flap, nose down pitching moment
Zap flap	90%	13	Much drag, nose down pitching moment
Slotted flap	65%	16	Stalling delayed, not so much drag increased camber
Double slotted	70%	18	Same as single slotted only more so
Fowler flap	90%	15	Best flaps for lift, nose down pitching moment, complicated mechanism

Note: since the effects of flaps depends on the shape of the basic aerofoil and the exact design of the devices themselves the values given are only approximations, they still allow however comparison between the flaps.

Fig 1.5.2

Σχ.1.5.2 Τύπου πτερυγίων καμπυλότητας

1.6.1 Οριζόντια πτήση

Ένας πολύ σημαντικός παράγοντας στη διαδικασία σχεδιασμού ενός ελαφρού αεροσκάφους είναι τα χαρακτηριστικά του σε οριζόντια πτήση. Για να μπορέσουμε να παράγουμε ένα σχετικά επιτυχημένο και αποτελεσματικό σχέδιο έπρεπε να

κάνουμε μια μεγάλη έρευνα και συγκρίσεις με τα υπάρχοντα μοντέλα που βρίσκονται επί του παρόντος σε χρήση.

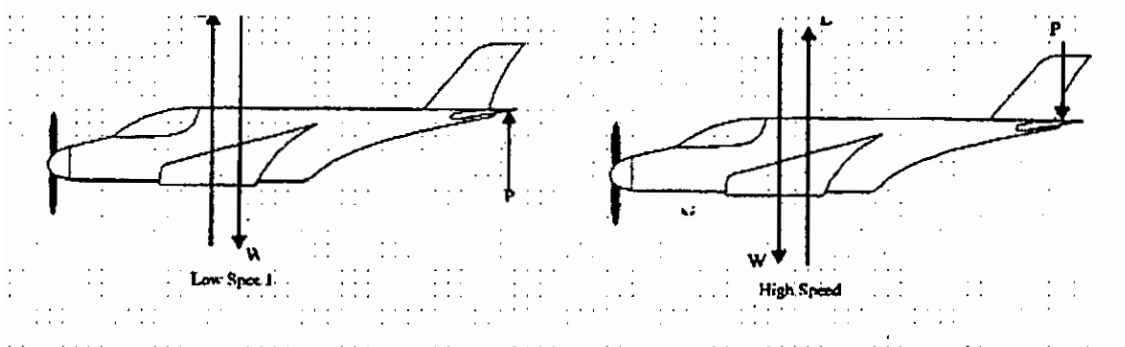
Ένα σημαντικό σημείο που πρέπει να ληφθεί υπόψη σε σχέση με τις γωνίες στις οποίες τοποθετούνται στα αεροπλάνα με πτέρυγες, είναι το εξής: στις περισσότερες περιπτώσεις ο αέρας που χτυπά τα οριζόντια σταθερά έχει ήδη περάσει από τα κύρια πτερύγια και προκαλεί κατώρευμα στα οριζόντια σταθερά, όπως και φαίνεται στο σχ.1.6.1.

Η γωνία της καθόδου θα είναι τουλάχιστον το μισό της γωνίας προσβολής των πτερυγίων. Η γωνία προσβολής στο κύριο σώμα μπορεί να υπολογιστεί μέσω του συντελεστή άντωσης από τους πίνακες, και αυτό θα το εξηγήσουμε λεπτομερώς παρακάτω.

Αν το βασικό πτερύγιο χτυπούσε τη ροή του ανέμου στις 4 μοίρες, ο αέρας που χτυπά τα οριζόντια σταθερά θα ήταν τουλάχιστον 2 μοίρες, έτσι ώστε αν τα οριζόντια σταθερά είχαν γωνία πρόσπτωσης 2 μοίρες, θα χτυπούσαν απευθείας στη ροή του ανέμου και συμμετρικά δε θα προκαλούσε καμία ανοδική ή καθοδική δύναμη. Βέβαια, η γωνία καθόδου θα αλλάξει σύμφωνα με την γωνία προσβολής του βασικού πτερυγίου και αυτός είναι ο λόγος για τον οποίο η γωνία που θα τοποθετηθεί το οριζόντιο σταθερό είναι ένα από τα δύσκολα προβλήματα που αντιμετωπίζει ο σχεδιαστής.

Επίσης, η τοποθέτηση των αποτελεσμάτων του ουραίου επηρεάζει τη σταθερότητα του αεροσκάφους και προκύπτουν και περαιτέρω δυσκολίες από το γεγονός ότι σε ένα ελικοκίνητο αεροσκάφος (όπως στη δική μας περίπτωση), το οριζόντιο σταθερό είναι βρίσκεται στη «ροή του έλικα προς τα πίσω», που είναι μια περιστρεφόμενη μάζα αέρα που θα χτυπήσει και τις δυο πλευρές της ουράς από διαφορετικές γωνίες. Αυτό το θέμα θα το αναπτύξουμε παρακάτω με λεπτομέρειες.

Το παρακάτω διάγραμμα (σχ.1.6.1) δείχνει τις επιπτώσεις της καθόδου στο οριζόντιο σταθερό.



Σχ.1.6.1

Το διάστημα της ταχύτητας στο οποίο μπορεί να πετάξει ένα αεροσκάφος σε ευθεία και οριζόντια πτήση είναι ένα πολύ σημαντικό στοιχείο και εξαρτάται κυρίως από το σχεδιασμό και τη δύναμη της μηχανής. Αν ασχολούμασταν με το πώς ένα αεροσκάφος διατηρεί την οριζόντια πτήση του σε διάφορες ταχύτητες και τους λόγους για τους οποίους αυτό το διάστημα ταχύτητας είναι περιορισμένο, θα ανακαλύπταμε μια σχέση. Ο καθοριστικός παράγοντας είναι ότι η άντωση πρέπει να είναι ίση με το βάρος. Ξέρουμε πως η άντωση αυξάνεται με το τετράγωνο της ταχύτητας, αλλά επίσης αυξάνεται με τη γωνία προσβολής. Αυτές είναι οι δυο πηγές πληροφόρησης που μπορούν να καθορίσουν το διάστημα της ταχύτητας.

Για να πετάξει το αεροσκάφος με τη μέγιστη ταχύτητα, ο ελεγκτής θα πρέπει να μειώσει την γωνία προσβολής και να αυξήσει τη δύναμη της μηχανής (λόγω της αύξησης της οπισθέλκουσας που προκαλείται από την αύξηση της ταχύτητας) μέχρις ότου, ακόμα και με πλήρη δύναμη, η οριζόντια πτήση δεν μπορεί να διατηρηθεί. Για να πετάξει με την ελάχιστη ταχύτητα σε οριζόντια πτήση, ο ελεγκτής θα αυξήσει τη γωνία προσβολής και τη δύναμη της μηχανής (λόγω της αύξησης της οπισθέλκουσας από την γωνία προσβολής) ξανά μέχρις ότου δεν μπορεί να διατηρηθεί η οριζόντια πτήση. Αυτά αποκαλούνται αντίστοιχα «η μέγιστη και η ελάχιστη ταχύτητα της οριζόντιας πτήσης». Η διαφορά μεταξύ της μέγιστης και της ελάχιστης ταχύτητας, ή αυτό που μερικές φορές ονομάζεται λόγος της μέγιστης προς την ελάχιστη ταχύτητα, ονομάζεται «πεδίο ταχύτητας».

Μέχρι τώρα έχουν γίνει προσπάθειες να αυξηθεί το πεδίο ταχύτητας και στις δυο κατευθύνσεις αλλά μέχρι πρόσφατα η επέκταση έχει γίνει εξ ολοκλήρου μόνο προς τα πάνω και μάλιστα εις βάρος της ελάχιστης διαφοράς ταχύτητας, πχ «όσο αυξάνει η μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους τόσο αυξάνει και η ελάχιστη».

Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η αύξησης της μέγιστης ταχύτητας επετεύχθη κυρίως λόγω της αυξημένης δύναμης της μηχανής μαζί με το βελτιωμένο σχήμα, το μειωμένο μέγεθος και την περιοχή των πτερυγίων σε σχέση με το βάρος του.

1.6.2 Σχέση μεταξύ της ταχύτητας του αέρα και της Γωνίας Προσβολής

Όπως αναφέρθηκε ήδη, ένα αεροσκάφος που πετάει σε οριζόντια πτήση σε διαφορετικές ταχύτητες αέρα, θα πετάει και σε διαφορετικές γωνίες προσβολής, πχ σε διαφορετικές στάσεις στον αέρα. Εφόσον θεωρείται δεδομένη η οριζόντια πτήση, αυτό σημαίνει διαφορετικές στάσεις ως προς το έδαφος.

Για κάθε ταχύτητα του αέρα όπως φαίνεται στο δείκτη ταχύτητας του αέρα, υπάρχει μια αντίστοιχη γωνία προσβολής όπου μπορεί να διατηρηθεί η οριζόντια πτήση. Αυτό γίνεται πιο σαφές με την εξίσωση της άντωσης που ακολουθεί:

$$\text{Άντωση} = C_L * 1/2 \rho V^2 * S$$

Όπου C_L	= συντελεστής άντωσης
ρ	= πυκνότητα του αέρα
V	= ταχύτητα του αέρα
S	= εκπέτασμα πτέρυγας

Για να διατηρηθεί η οριζόντια πτήση πρέπει η άντωση να είναι ίση με το βάρος. Ας υποθέσουμε ότι το βάρος παραμένει σταθερό, τότε η άντωση πρέπει και αυτή να παραμείνει αμετάβλητη και ίση με το βάρος. Η περιοχή εκπετάσματος του πτερυγίου μένει και αυτή αμετάβλητη. Αν κοιτάξουμε το $1/2 \rho V^2$ θα συμπεράνουμε ότι αυτό αντιπροσωπεύει μια διαφορά πίεσεως και ότι το $1/2 \rho V^2$ αναπαριστά την ενδεικνυόμενη ταχύτητα του αέρα. Μένει άλλος ένας παράγοντας, ο συντελεστής άντωσης C_L . Εδώ καταλήγουμε στο ότι για να διατηρηθεί η οριζόντια πτήση, αν για παράδειγμα η ενδεικνυόμενη $1/2 \rho V^2$ ταχύτητα του αέρα αυξάνει τότε ο C_L συντελεστής άντωσης πρέπει να μειωθεί αντίστοιχα. Αν δεν διατηρηθεί, η άντωση θα γίνει μεγαλύτερη από το βάρος και ως αποτέλεσμα η οριζόντια πτήση θα ανέβει. Επίσης, εφαρμόζεται και η αντίστροφη διαδικασία, δηλαδή όταν η ενδεικνυόμενη ταχύτητα του αέρα μειώνεται, η τιμή του συντελεστή άντωσης αυξάνεται αντίστοιχα για να διατηρηθεί η ισορροπία.

Από τα παραπάνω δεδομένα μπορούμε να πάρουμε τιμές για τον συντελεστή άντωσης σε πολλές διαφορετικές ενδεικνυόμενες ταχύτητες του αέρα απλά γνωρίζοντας το βάρος του αεροπλάνου, $p\chi$ άντωση = βάρος * βαρύτητα. Από αυτές τις τιμές του C_L μπορούμε να βρούμε μέσω των πινάκων που ακολουθούν, τις τιμές για τις αντίστοιχες γωνίες και το συντελεστή οπισθέλκουσας.

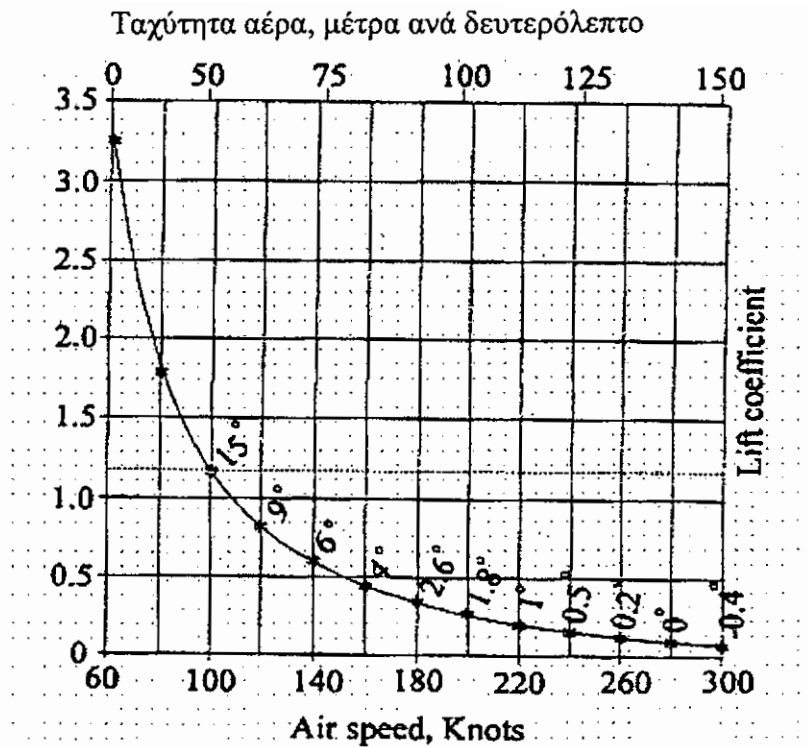
Τυπικές τιμές του C_L και των ενδεικνυόμενων ταχυτήτων του αέρα για ένα εμπορικό αεροσκάφος αναφέρονται στον πίνακα και τη γραφική παράσταση που ακολουθούν στα σχ.1.6.2α& 1.6.2β

Air speed	Air speed	Angle of	L/D Ratio	L/D Ratio	Total
Knots	m/s	attack	Wing	Aeroplane	Drag (N)
100	51.5	15°	10.7	6.0	8330
120	61.8	9°	17.2	10.6	4720
140	72.0	6°	20.6	11.8	4240
160	82.4	4°	22.7	12.0	4170
180	92.6	2.6°	23.8	10.7	4670
200	103.0	1.7°	22.8	8.5	5880

Σχ. 1.6.2α

Air speed	Air speed	Angle of	L/D Ratio	L/D Ratio	Total
Knots	m/s	attack	Wing	Aeroplane	Drag (N)
220	113.2	1°	20.8	7.2	6940
240	123.7	0.5°	18.8	6.0	8330
260	134.0	0.2°	16.4	5.2	9615
280	144.0	0°	13.9	4.5	11110
300	154.0	-0.4°	12.8	3.8	13160

Σχ.1.6.2β



Σχ.1.6.2β

1.6.3. Επιδράσεις του Ύψους στη Σχέση της Ταχύτητας του Αέρα και της Γωνίας Προσβολής

Ο συγκεκριμένος τομέας εξετάστηκε για να βρεθεί η επίπτωση που έχει το ύψος στη διατήρηση της οριζόντιας πτήσης. Το αποτέλεσμα απεδείχθη απλό αλλά πολύ σημαντικό. Όποιο και αν είναι το ύψος, η ανάγνωση του δείκτη ταχύτητας καθορίζεται από την πίεση $1/2 \rho V^2$. Εδώ βρέθηκε ότι η άντωση και η οπισθέλκουσα εξαρτώνται από την τιμή της $1/2 \rho V^2$ ενδεικνυόμενης ταχύτητας του αέρα. Επομένως, στην ίδια ενδεικνυόμενη ταχύτητα η άντωση και η οπισθέλκουσα θα είναι ίδιες στο επίπεδο του εδάφους συγκρινόμενες στο ίδιο ύψος πάνω από το έδαφος, και όλα τα άλλα όπως το C_L θα είναι ίσα. Άρα, η γωνία προσβολής παραμένει η ίδια στην οριζόντια πτήση σε όλα τα ύψη δεδομένου ότι κρατάμε σταθερή την ενδεικνυόμενη ταχύτητα.

1.6.4 Ανακεφαλαίωση της οριζόντιας πτήσης

- Επιδράσεις της καθόδου στο επίπεδο της ουράς
- Σε υψηλές ταχύτητες → Φορτίο προς τα κάτω στο επίπεδο ουράς
Σε χαμηλές ταχύτητες → Φορτίο προς τα πάνω στο επίπεδο ουράς

Αποφασίστηκε ότι μια σταθερή οριζόντια γωνία μπορεί να οδηγήσει στη βέλτιστη απόδοση και να ελαχιστοποιήσει την οπισθέλκουσα. Για παράδειγμα, η ουρά πρέπει να είναι συμβατικού οριζόντιου και κάθετου τύπου για ευκολία στον έλεγχο και πρωτίστως ευκολία στην κατασκευή. Το οριζόντιο πτερύγιο της ουράς πρέπει να τοποθετηθεί ψηλά για να αποφευχθούν οι αναταράξεις και οι δίνες. Αυτό επιτρέπει την ελευθερία κινήσεως στην απογείωση και την προσγείωση.

Για μεγαλύτερη άντωση στην απογείωση απαιτείται μεγαλύτερη γωνία πρόσπτωσης. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί με το να χαμηλωθούν τα πτερύγια καμπυλότητας της ουράς ή να ρυθμιστεί η ουρά έτσι ώστε να ευνοεί την άντωση, όπως στην περίπτωση μας. Βεβαίως, όσο υψηλότερα είναι η ουρά, τόσο μεγαλύτερη είναι και η γωνία που μπορεί να δημιουργηθεί στην απογείωση και επομένως τόσο μεγαλύτερη είναι και η άντωση και τόσο μικρότερος διάδρομος απογείωσης απαιτείται.

$$\text{Άντωση} = C_L \cdot (1/2 \rho V^2) \cdot S$$

$$\text{Όπου} \quad S = \text{Σταθερό}$$

$$\rho = \text{Σταθερό για να διατηρηθεί το επίπεδο πτήσης}$$

Όσο ανεβαίνει το $(1/2 \rho V^2)$, το C_L κατεβαίνει.

Και Όσο κατεβαίνει το $(1/2 \rho V^2)$, το C_L ανεβαίνει

Επίσης

Όσο το C_L κατεβαίνει, τόσο πέφτει η γωνία προσβολής.

Και Όσο το C_L ανεβαίνει, τόσο μεγαλώνει η γωνία προβολής.

Οι αντίστοιχες τιμές του (C_L) συντελεστή άντωσης μπορούν να βρεθούν από την εξίσωση της άντωσης με διαφορετικές ενδεικνυόμενες ταχύτητες αέρα. Από τους σχετικούς πίνακες και τις τιμές του C_L μπορούν επίσης να υπολογιστούν οι

αντίστοιχες τιμές του C_D , του συντελεστή της οπισθέλκουσας και της γωνίας προσβολής.

1.7 Ολίσθηση και προσγείωση

Ένα άλλο θέμα για το οποίο διεξήχθη εκτενής έρευνα είναι η ολίσθηση και η προσγείωση του αεροσκάφους. Εξετάστηκε επίσης τó πώς θα μπορούσαν να δοκιμαστούν η απόδοση και η αποτελεσματικότητα και άλλα σημαίνοντα χαρακτηριστικά που συνδέονται με αυτά. Εδώ, χρειάστηκε η κάλυψη μιας σειράς παραγόντων και προϋποθέσεων ασφάλειας, οι οποίοι έπρεπε να είναι και όσο πιο ακριβής γινόταν. Για παράδειγμα, ένας παράγοντας ασφάλειας ήταν στην περίπτωση βλάβης της μηχανής, όταν το αεροσκάφος θα χρειαζόταν να ολισθήσει σε μια λογική περιοχή και μετά να προσγειωθεί. Αν το σχέδιο υστερεί στο χαρακτηριστικό της ολίσθησης, δεν θα έχει μεγάλη ζήτηση.

1.7.1 Ολίσθηση

Όταν θεωρούμε ότι ένα αεροσκάφος πετάει, δηλαδή ολισθαίνει υπό την επίδραση της βαρύτητας και χωρίς τη χρήση πρόωσης, για παράδειγμα χωρίς τη χρήση μηχανής, από τις τέσσερις δυνάμεις, σε αυτήν την περίπτωση στερούμαστε την ώθηση και επομένως όταν ταξιδεύουμε με μια σταθερή ολίσθηση το αεροσκάφος θα πρέπει να κρατηθεί σε μια κατάσταση ισορροπίας μόνο από την άντωση, την οπισθέλκουσα και το βάρος. Με άλλα λόγια, αυτό σημαίνει ότι η συνολική δύναμη, δηλαδή η συνισταμένη της άντωσης και της οπισθέλκουσας πρέπει να είναι ίση και να έχει αντίθετη κατεύθυνση από το βάρος. Όμως, η άντωση βρίσκεται τώρα σε ορθή γωνία με την τροχιά της ολίσθησης, όπως φαίνεται στο σχ.1.7.1, ενώ η οπισθέλκουσα ασκείται προς τα πίσω παράλληλα στην τροχιά της ολίσθησης.

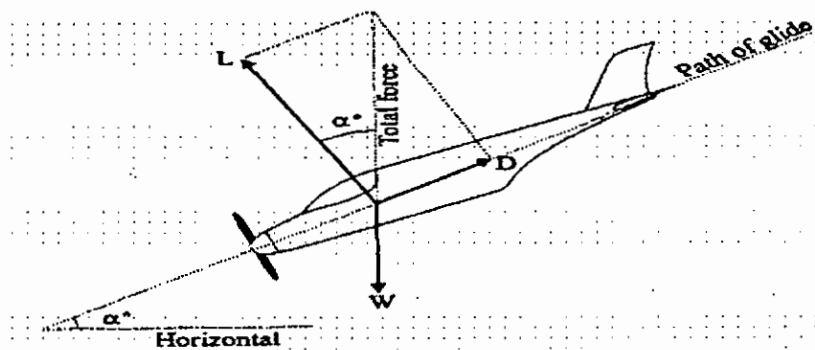


Fig 1.7.1

Σχ.1.7.1

1.7.2 Γωνία ολίσθησης

Αυτό μπορεί να γίνει κατανοητό με τη βοήθεια της απλής γεωμετρίας από το σχ.1.7.1. Σαφώς, η γωνία της άντωσης και αυτή της συνολικής δύναμης είναι η ίδια ως γωνία (Γωνία ολίσθησης).

Επομένως:

Οπισθέλκουσα / Άντωση = Εφαπτομένη

Γωνία $\alpha = \text{Εφαπτομένη}^{-1}$ (Οπισθέλκουσα / Άντωση)

Αυτό μπορεί επίσης να εκφραστεί ως: όσο μεγαλύτερος ο λόγος Άντωσης προς Οπισθέλκουσα και τόσο πιο επίπεδη η γωνία ολίσθησης.

Από αυτή τη γεωμετρία μπορούμε να καταλήξουμε μια σειρά σημαντικών παραγόντων που είναι οι εξής:

1) Η γωνία ολίσθησης θα είναι συνάρτηση του λόγου άντωσης προς ολίσθησης, κάτι που μπορεί να εκφραστεί ως η αποτελεσματικότητα του σχεδιασμού του αεροσκάφους. Έτσι, η μέτρηση της γωνίας ολίσθησης θα δώσει μια απλή εικόνα της απόδοσης του αεροσκάφους. Η απόδοση, πάντως, δεν απασχολεί τη δύναμη ή το βάρος αλλά την απόκτηση της μέγιστης άντωσης με την ελάχιστη δυνατή οπισθέλκουσα. Αυτό επίσης εκφράζεται ως η Αεροδυναμική τελειότητα του αεροσκάφους. Επιπλέον, βλέπουμε ότι αν μπορεί να επιτευχθεί μια επίπεδη γωνία ολίσθησης, τότε το σχέδιο θα είναι αποτελεσματικό και για πτήσεις σε μεγάλη ακτίνα δράσης.

2) Όταν θέλουμε ολίσθηση για μεγάλη ακτίνα δράσης, απαιτείται η μέγιστη αναλογία άντωσης προς οπισθέλκουσα. Ο πλότος θα κρίνει πως είναι πολύ εύκολο να διατηρήσει οριζόντια πτήση γιατί η άτρακτος θα είναι λίγο-πολύ οριζόντια. Πάντως, στη θέση ολίσθησης το ίδιο πράγμα δεν είναι τόσο εύκολο αλλά ευτυχώς, όπως προαναφέρθηκε και στο κεφάλαιο για την οριζόντια πτήση, υπάρχει μια άμεση σχέση μεταξύ της ταχύτητας του αέρα και τη γωνία προσβολής και επομένως μπορούμε να βρούμε την ταχύτητα του αέρα που δίνει την καλύτερη γωνία ολίσθησης. Πάντως, σε αυτή την περίπτωση απαιτείται μεγάλη ικανότητα από τον πλότο για να ολισθήσει στην πιο επίπεδη δυνατή γωνία.

3) Αν ο πλότος ολισθήσει σε γωνία προσβολής μεγαλύτερη ή μικρότερη από αυτή που δίνει η καλύτερη αναλογία άντωσης προς οπισθέλκουσα, και στις δύο περιπτώσεις η κάθοδος θα είναι απότομη.

1.7.3 Προσγείωση

Η προσγείωση συνιστάται στο να έρθει το αεροσκάφος σε επαφή με το έδαφος με τη μικρότερη κάθετη ταχύτητα και ταυτόχρονα κοντά στη μικρότερη δυνατή οριζόντια ταχύτητα. Ειδικότερα, σε αναγκαστικές προσγειώσεις είναι πολύ σημαντικό να πετυχαίνεται η ελάχιστη οριζόντια ταχύτητα.

Όταν μετράμε την ταχύτητα του ανέμου κοντά στο έδαφος, έχει αποδειχθεί ότι σε αυτή την τοποθεσία έχει την τάση να γίνεται ακανόνιστη και τέτοιες ιδιαιτερότητες είναι σημαντικές κατά την προσγείωση. Αν η ταχύτητα του ανέμου μειωθεί ξαφνικά, το αεροσκάφος, λόγω της αδράνειάς του θα έχει την τάση να συνεχίσει στην ίδια ταχύτητα εδάφους και έτσι θα χάσει την ταχύτητα του αέρα. Αυτό μπορεί να προκαλέσει το στολλάρισμα του αεροσκάφους, αν αυτό βρίσκεται ήδη κοντά στην οριακή του ταχύτητα. Παρομοίως, αν η ταχύτητα του ανέμου ξαφνικά αυξηθεί, το αεροσκάφος θα κερδίσει προσωρινά την ταχύτητα αέρα και θα σηκωθεί προς τα πάνω, δυσκολεύοντας την επαφή με το έδαφος τη σωστή στιγμή. Σε περίπτωση υψηλής εντάσεως του ανέμου και όταν πρόκειται για ελαφρύ αεροσκάφος, όπως το δικό μας, η προφανής λύση είναι η προσέγγιση με μεγαλύτερη από τη συνήθη ταχύτητα.

Η κάθετη ταχύτητα προσγείωσης μπορεί να μειωθεί σε πρακτικά μηδενική, δεδομένου ότι η εμπρόσθια ταχύτητα είναι επαρκής για να κρατήσει το αεροσκάφος σε οριζόντια πτήση. Για να γίνει αυτό πρέπει η άντωση των πτερυγίων να είναι επαρκής για να ισορροπήσει το βάρος του αεροσκάφους. Έτσι, η άντωση που παράγεται από τα πτερύγια θα είναι συνάρτηση των εξής:

- του σχήματος της αεροτομής
- της γωνίας προσβολής
(όσο πιο κοντά είναι η γωνία στη γωνία στολλαρίσματος → μεγαλύτερη άντωση)
- της πυκνότητας του αέρα
(μεγαλύτερη πυκνότητα → μεγαλύτερη άντωση)
- η περιοχή των πτερυγίων
(μεγαλύτερη περιοχή → μεγαλύτερη άντωση)
- η ταχύτητα
(μεγαλύτερη ταχύτητα → μεγαλύτερη άντωση)

Εφόσον γνωρίζουμε ότι η άντωση πρέπει να είναι ίση με το βάρος και πρέπει να είναι ίση και με $C_L \cdot 1/2 \rho V^2 \cdot S$, το οποίο είναι το γινόμενο του συντελεστή άντωσης, της ενδεικνυόμενης ταχύτητας του αέρα και της περιοχής δοκού πτερυγίου, μπορούμε να πούμε ότι αν το V κρατηθεί στο ελάχιστο, τότε ο συντελεστής άντωσης θα είναι στο μέγιστο. Ο πιλότος θα αυξήσει τότε το C_L αυξάνοντας τη γωνία προσβολής μέχρι το σημείο όπου οποιαδήποτε περαιτέρω αύξηση της γωνίας προσβολής θα μειώσει αντί να αυξήσει την άντωση.

1.7.4 Φόρτιση πτερυγίου και οι επιδράσεις της

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, η περιοχή του πτερυγίου πρέπει να μείνει σταθερή. Αν, όμως, θεωρήσουμε μια περιοχή πτερυγίου μεταβλητή θα οδηγηθούμε στα παρακάτω:

$$\text{Εφόσον} \quad \text{Βάρος} = C_L \cdot 1/2 \rho V^2 \cdot S$$

$$\text{Τότε} \quad \text{Βάρος} / \text{Περιοχή πτερυγίου} = C_L \cdot 1/2 \rho V^2$$

Το κλάσμα W / S , δηλαδή το βάρος διαιρούμενο με την περιοχή πτερυγίου αναφέρεται ως Φόρτιση πτερυγίου του αεροσκάφους. Βέβαια, μια αύξηση της περιοχής του πτερυγίου οδηγεί στη μείωση της τιμής του W / S και μειώνει επίσης την ελάχιστη ταχύτητα στην οποία μπορεί να διατηρηθεί η οριζόντια πτήση. Η ένσταση για μια μεταβλητή περιοχή είναι ότι είναι πολύ δύσκολη μηχανική και δαπανηρή. Στην πράξη, ο μηχανισμός, πχ τα φρένα, σημαίνει επιπλέον βάρος και εφόσον το βάρος θα αυξηθεί οπωσδήποτε ο λόγος W / S θα μειωθεί αν η περιοχή πτερυγίου αυξηθεί. Έτσι, ενώ στη θεωρία φαίνεται καλή πρακτική η ύπαρξη μεταβλητής περιοχής πτερυγίου, στην πράξη τα πράγματα είναι κάπως διαφορετικά.

Εκτός από την αλλαγή στην περιοχή του πτερυγίου, η παραπάνω εξίσωση δείχνει και άλλα που θεωρούνται ίσα: ένα αεροσκάφος με χαμηλή φόρτιση πτερυγίου θα έχει μικρότερη ελάχιστη ταχύτητα από ένα άλλο με μεγάλη φόρτιση πτερυγίου. Εδώ ασχολούμαστε με το βάρος σε σύγκριση με την περιοχή πτερυγίου που καθορίζει την ελάχιστη ταχύτητα.

Στην περίπτωση μικρής περιοχής πτερυγίου όπου η φόρτιση πτερυγίου είναι σχετικά μεγάλη, που έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση της μέγιστης ταχύτητας του αεροσκάφους, τα πτερύγια καμπυλότητας χρησιμοποιούνται για να κρατήσουν χαμηλή την ταχύτητα προσγείωσης.

1.7.5 Ανακεφαλαίωση Ολίσθησης και Προσγείωσης

- Όταν ολισθαίνει, το αεροσκάφος στερείται τη δύναμη της ώθησης.
- Γωνία ολίσθησης = Εφαπτομένη⁻¹ (Οπισθέλκουσα / Άντωση).
- Μεγαλύτερη αναλογία άντωσης προς οπισθέλκουσα = Πιο επίπεδη γωνία ολίσθησης.
- Λόγος (Άντωση / Οπισθέλκουσα) = Αποδοτικότητα του σχεδίου.
- Αποδοτικότητα = Η επίτευξη μέγιστης άντωσης με την ελάχιστη οπισθέλκουσα.
- Μέγιστη (Άντωση / Οπισθέλκουσα) = Παραγωγή μέγιστης ακτίνας
- Η βέλτιστη γωνία ολίσθησης καθορίζεται από τη σχέση της ταχύτητας του αέρα με τη γωνία προσβολής.
- Στην προσγείωση, μια ξαφνική μείωση της ταχύτητας του αέρα προκαλεί τη μείωση της ταχύτητας του αεροσκάφους και επομένως αυτό στολλάρει.

- Μια ξαφνική αύξηση της ταχύτητας του αέρα προκαλεί την άνοδο της ταχύτητας του αεροσκάφους, προκαλώντας του άνοδο.
- Στην προσγείωση $V \rightarrow$ ελάχιστο, $C_L \rightarrow$ μέγιστο
Γωνία προσβολής \rightarrow μέγιστη
- Φόρτιση πτερυγίου \rightarrow Βάρος / Περιοχή Πτερυγίου
 $= C_L \cdot (1/2 \rho V^2)$
- Η αύξηση της φόρτισης του πτερυγίου έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση της ελάχιστης ταχύτητας οριζόντιας πτήσης. (Δεν είναι πρακτικό).
- Μεγάλη φόρτιση πτερυγίου \rightarrow μεγάλη ελάχιστη ταχύτητα
Μικρή φόρτιση πτερυγίου \rightarrow μικρή ελάχιστη ταχύτητα

Παρότι διεξήχθησαν εκτενείς έρευνες για να πετύχουμε το στόχο μας, το σχέδιο πρέπει να δοκιμαστεί σε αεροδυναμική σήραγγα με τη βοήθεια ενός μοντέλου και τότε ίσως τροποποιηθούν κάποια από τα συμπεράσματα και τις διευκρινίσεις.

1.8 Ευστάθεια και Έλεγχος

Η αποδοτικότητα της ευστάθειας και του ελέγχου ενός αεροσκάφους περιγράφουν τα βασικά πτητικά χαρακτηριστικά του. Είναι σχετικά εύκολο να σχεδιάσει κανείς ένα αεροσκάφος που θα μπορεί να πετάει, αλλά η επίτευξη των σωστών χαρακτηριστικών χειρισμού, είναι ένα δύσκολο πρόβλημα.

Η βασική έννοια της ευστάθειας είναι πως όταν ένα σταθερό αεροσκάφος αναταράσσεται είτε από τον πιλότο είτε από δίνες, αυτό τείνει να επιστρέψει στην αρχική του θέση (βήμα, περιστροφή, τάση στροφής, ταχύτητα, κλπ.). Για πιο λεπτομερή περιγραφή της συμπεριφοράς του αεροσκάφους, η ευστάθεια πρέπει να χωριστεί σε δυναμική και στατική.

Η στατική ευστάθεια υπάρχει σε ένα αεροσκάφος αν οι δυνάμεις που δημιουργούνται από μια ταρασσουσα κατάσταση, π.χ αναταραχή που οφείλεται στην αύξηση της γωνίας προσβολής, δίνει ώθηση προς τη σωστή κατεύθυνση έτσι ώστε το αεροσκάφος να επιστρέψει στην αρχική του θέση. Αν αυτές οι δυνάμεις είναι πολύ δυνατές, το αεροσκάφος θα ξεφύγει τελείως από την αρχική του θέση και θα ταλαντεύεται όλο και περισσότερο μέχρι που θα τεθεί πλήρως εκτός ελέγχου. Αυτό μπορούμε να το δούμε στο σχ.1.8.1. Αν και υπάρχει στατική ευστάθεια, το

αεροσκάφος δεν έχει δυναμική ευστάθεια. Η δυναμική ευστάθεια υπάρχει αν οι δυναμικές κινήσεις του αεροσκάφους αν τελικά το επαναφέρουν στην αρχική του θέση. Η ταχύτητα με την οποία το αεροσκάφος επιστρέφει στην αρχική του θέση εξαρτάται από τις δυνάμεις αποκατάστασης, τη διανομή μάζας και τις δυνάμεις απόσβεσης. Τα σχ.1.8.1 έως 1.8.1 δείχνουν τους συνδυασμούς της στατικής και της δυναμικής ευστάθειας.

Το σχ.1.8.1 δείχνει ένα αεροσκάφος με ουδέτερη ευστάθεια και που απλά παραμένει στη γωνία βήματος που παράγεται από την διαταραχή. Μερικά αεροβατικά αεροσκάφη έχουν ουδέτερη ευστάθεια αλλά είναι πολύ κουραστικά στην πτήση μεγάλης διάρκειας. Το σχ.1.8.2 δείχνει τη στατική αστάθεια. Οι δυνάμεις που παράγονται από την μεγαλύτερη γωνία βήματος ουσιαστικά προκαλούν την αύξηση της γωνίας βήματος. Το σχ.1.8.3 δείχνει στατική ευστάθεια με πολύ υψηλή απόσβεση, όπου το αεροσκάφος επαναφέρεται στην αρχική του θέση χωρίς σκαμπανεβάσματα. Το σχ.1.8.4 δείχνει στατική ευστάθεια με χαμηλή απόσβεση. Το αεροσκάφος επαναφέρεται στην αρχική του θέση μετά από συγκλίνουσες ταλαντεύσεις. Το σχ.1.8.5 δείχνει ένα αεροσκάφος με στατική ευστάθεια, ισχυρές δυνάμεις αποκατάστασης με χαμηλή απόσβεση, που οδηγούν σε συγκλίνουσες ταλαντώσεις. Αυτό το αεροσκάφος είναι δυναμικά ασταθές.

Fig 1.8.1 Perfectly neutral

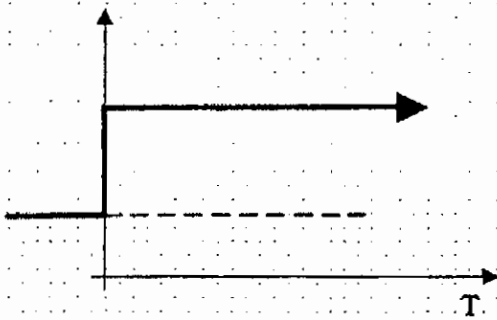


Fig 1.8.2 Statically unstable

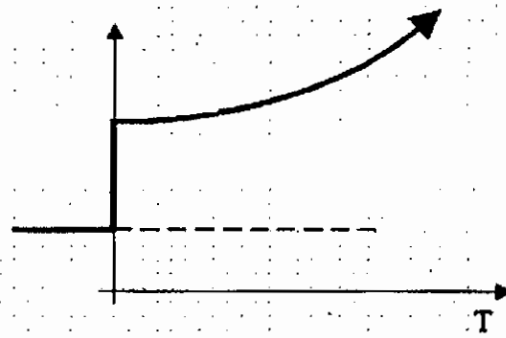


Fig 1.8.3 Stable, highly damped

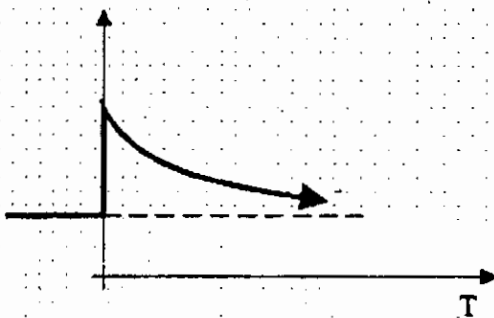


Fig 1.8.4 Stable, lightly damped

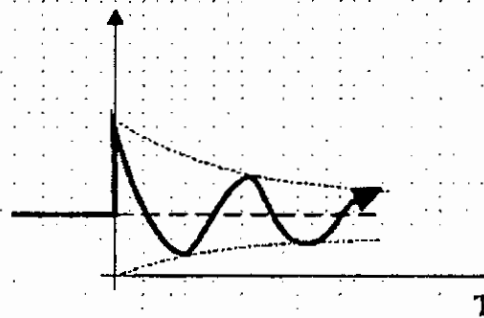
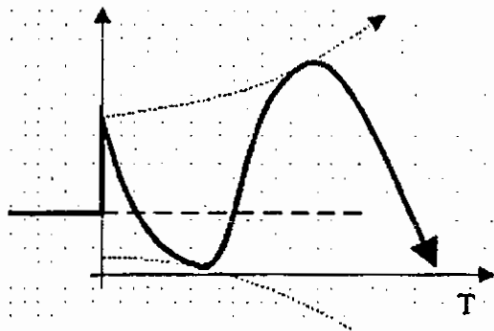


Fig 1.8.5 Statically stable, dynamically unstable



Σχ.1.8.1 – 1.8.5

Πριν αποφασίσουμε τα χαρακτηριστικά που θα δοθούν στο αεροπλάνο, είναι απαραίτητο να κοιτάξουμε την αγορά του αεροσκάφους. Το αεροσκάφος μας είναι σχεδιασμένο για να πουληθεί σε συσκευασία και να κατασκευαστεί στο σπίτι, οπότε ο πλότος του μπορεί να μην είναι έμπειρος αλλά μπορεί να είναι ενθουσιώδης. Το αεροπλάνο έχει προβλεφθεί να χρησιμοποιηθεί για αναψυχή και αθλητική χρήση. Πρέπει να είναι άνετο στο εσωτερικό του και εύκολο στην πτήση, χωρίς δυσκολίες στο χειρισμό. Δεν είναι σχεδιασμένο να είναι αεροβατικό, αν και μπορεί να έχει ικανότητες ανάστροφης πτήσης ανάλογα με τις προδιαγραφές. Θα είναι κατάλληλο

για πτήσεις σε όλες τις καιρικές συνθήκες αν και δεν είναι εξοπλισμένο για τυφλές προσγειώσεις. Λαμβάνοντας υπόψη όλους αυτούς τους παράγοντες, γίνεται σαφές ότι το αεροσκάφος πρέπει να έχει στατική και δυναμική ευστάθεια και μεγάλη απόσβεση, σχ1.8.4. Πρέπει, ωστόσο, να σημειωθεί ότι αυτές οι ιδιότητες θα είναι μόνο στη διαμήκη κατεύθυνση, ενώ στην περιστροφή το αεροπλάνο θα είναι δυναμικά ασταθές, όπως είναι τα περισσότερα αεροπλάνα. Όταν αυτό συμβαίνει αργά δεν δημιουργεί πρόβλημα, εφόσον μπορεί πολύ εύκολα να διορθωθεί από τον πιλότο.

1.8.1 Επίτευξη της ευστάθειας

Στο σχεδιασμό ενός αεροσκάφους δεν είναι μόνο ένας παράγοντας που καθορίζει τα χαρακτηριστικά της πτήσης και του χειρισμού, αλλά ένα σύνολο αυτών. Η θέση και το μέγεθος της ουράς, η διανομή του βάρους και το μέγεθος της επιφάνειας ελέγχου, όλα παίζουν σημαντικό ρόλο στον καθορισμό της ευστάθειας και του ελέγχου. Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, το αεροσκάφος σχεδιάζεται έτσι ώστε να έχει καλή ευστάθεια (στατική και δυναμική), επομένως η ουρά, η διανομή του βάρους και η επιφάνεια ελέγχου, όλα σχεδιάζονται με αυτό το σκοπό.

1.8.2 Διαμήκης Ευστάθεια

Η κατάσταση ισορροπίας πρέπει να επιτυγχάνετε όταν το αεροσκάφος βρίσκεται σε οριζόντια, ατάραχη πτήση αλλά και όταν συμβαίνουν διαταραχές. Όταν συμβαίνει αυτό και αλλάζει η θέση του αεροσκάφους, πρέπει να επαναφέρεται στην οριζόντια θέση μηδενικού βήματος, σχεδόν στο κέντρο βάρους.

Για την επαναφορά στην οριζόντια θέση μετά από ένα σκαμπανέβασμα, το περιθώριο ευστάθειας του αεροσκάφους πρέπει να είναι επαρκώς μεγάλο. Το περιθώριο ευστάθειας είναι η απόσταση ανάμεσα στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους και το κέντρο της ασκούμενης αεροδυναμικής πίεσης. Το κέντρο βάρους πρέπει να οδηγεί το κέντρο της πίεσης στο να παρέχει δυναμική ευστάθεια, αν αυτή είναι αναστρεφόμενη και το ουδέτερο σημείο οδηγεί στο κέντρο βάρους όπου το αεροσκάφος δεν θα είναι πλέον δυναμικά σταθερό και δεν θα επανέρθει εύκολα σε οριζόντια πτήση μετά από μια διαταραχή. Για την επίτευξη αυτού του περιθωρίου ευστάθειας για μια από αυτές στις συνθήκες είναι εύκολο, τα προβλήματα αρχίζουν όταν προσπαθούμε να σχεδιάσουμε το σωστό περιθώριο ευστάθειας για όλους τους

πιθανούς συνδυασμούς συνθηκών. Κάτω από αυτές τις συνθήκες και ακόμα και κατά τη διάρκεια της ίδιας πτήσης, το κέντρο βάρους και το ουδέτερο σημείο θα μετακινηθούν και πιθανότατα θα συμπέσουν. Επομένως, το αεροσκάφος θα πρέπει να σχεδιαστεί έτσι ώστε να κρατά το κέντρο βάρους και το ουδέτερο σημείο όσο το δυνατόν πιο σταθερά κάτω από όλες τις συνθήκες.

Το κέντρο βάρους ενός αεροσκάφους είναι το σημείο όπου η δεξιόστροφος και η αριστερόστροφος ροπή της μάζας είναι ίσες. Οπότε, το βάρος του αεροσκάφους πρέπει να ισοσταθμιστεί περίπου στο κέντρο βάρους. Παρόλα αυτά, εδώ τίθεται ένα πρόβλημα με το «κινητό» βάρος, όπως είναι τα καύσιμα, οι επιβάτες και οι αποσκευές. Όλα αυτά τα βάρη είναι μεταβλητά και μπορούν να διαφέρουν από πτήση σε πτήση, για παράδειγμα οι αποσκευές, ή και κατά τη διάρκεια της πτήσης, για παράδειγμα τα καύσιμα. Προφανώς, κάτι τέτοιο επηρεάζει το κέντρο βάρους, από όπου προκύπτει και η ανάγκη να παραμείνει όσο το δυνατόν πιο σταθερό το κέντρο βάρους. Για να λύσουμε αυτό το πρόβλημα, στο αεροσκάφος μας όλα τα «μεταβλητά» βάρη θα τοποθετούνται όσο πιο κοντά γίνεται στο κέντρο βάρους. Ο πλότος και οι επιβάτες θα κάθονται γύρω από το κέντρο βάρους, έτσι ώστε η αλλαγή του να μην εξαρτάται από το βάρος ή τον αριθμό των επιβατών. Τα καύσιμα θα τοποθετηθούν σε δυο δεξαμενές στο πτερύγιο και από τις δυο πλευρές του κέντρου βάρους, και οι δυο αυτές δεξαμενές θα αδειάζουν με τον ίδιο ρυθμό για να μην οδηγήσουν σε αστάθεια κατά την περιστροφή. Οι αποσκευές θα τοποθετηθούν πίσω από την καμπίνα και το κέντρο βάρους, αν και αυτό θα μπορούσε να οδηγήσει σε κάποια αστάθεια με τη διαφορά του ελάχιστου με του μέγιστου βάρους τους. Το ανώτατο επιτρεπόμενο όριο για τις αποσκευές είναι μόλις το 7% του συνολικού βάρους του αεροσκάφους, οπότε η επίπτωση θα είναι μικρή.

Τοποθετώντας τους επιβάτες, τα καύσιμα και τις αποσκευές σε αυτές τις θέσεις, το κέντρο βάρους θα παραμείνει όσο το δυνατόν πιο σταθερό κατά τη διάρκεια των πτήσεων. Σε σταθερή οριζόντια πτήση το ουδέτερο σημείο μένει σταθερό, αλλά και η αλλαγή της γωνίας προσβολής μπορεί να προκαλέσει τη διαφοροποίηση του ουδέτερου σημείου σε μεγάλες αποστάσεις και να διαταράξει το περιθώριο ευστάθειας. Το τμήμα του πτερυγίου σε ένα αεροσκάφος είναι αυτό που παράγει τη μεγαλύτερη άντωση, οπότε είναι και αυτό που καθορίζει τη θέση του ουδέτερου σημείου. Όσο αυξάνει η γωνία προσβολής, τόσο το ουδέτερο σημείο του πτερυγίου κινείται έμπροσθεν προς το χείλος προσβολής. Όταν αυτό περάσει το κέντρο βάρους, το αεροσκάφος θα καταστεί ασταθές και δύσκολο στην πτήση. Επομένως, το τμήμα

του πτερυγίου θα σχεδιαστεί έτσι ώστε να μειωθεί όσο το δυνατόν περισσότερο η μετακίνηση του ουδέτερου σημείου. Ένα σταθερό κέντρο βάρους και ένα σταθερό ουδέτερο σημείο, οδηγούν στο να παραμείνει σταθερό και το περιθώριο ευστάθειας σε πολλές διαφορετικές συνθήκες, οπότε έχουμε ένα αεροσκάφος με δυναμική ευστάθεια. Το περιθώριο ευστάθειας στο αεροσκάφος μας θα είναι τέτοιο που θα επιτρέπει την επαναφορά σε οριζόντια πτήση μετά από σκαμπανέβασμα χωρίς τη χρήση του χειριστηρίου.

Ένας άλλος σημαντικός παράγοντας στην επίτευξη καλής ευστάθειας είναι το μέγεθος της ουράς και η τοποθέτησή της σε σχέση με το κέντρο βάρους. Αν το αεροσκάφος έχει μεγάλη ουρά τότε θα δημιουργηθεί οπισθέλκουσα, το αεροσκάφος θα γίνει βαρύτερο και θα το κάνει αργοκίνητο και απαθές στην πτήση. Από την άλλη, μια πολύ μικρή ουρά θα μειώσει την ευστάθεια του αεροσκάφους και θα το καταστήσει κουραστικό και ίσως επικίνδυνο στην πτήση.

Στον καθορισμό του σωστού μεγέθους της ουράς, δεν πρέπει να λάβουμε υπόψη μόνο την περιβρέχουσα περιοχή αλλά και την απόσταση από το κέντρο βάρους. Μια μεγάλη ουρά κοντά στο κέντρο βάρους θα έχει την ίδια επίδραση στην ευστάθεια όσο και μια μικρότερη ουρά πιο μακριά από το κέντρο βάρους. Για να μπορέσουμε να κάνουμε συγκρίσεις μεταξύ αεροσκαφών για το μέγεθος και τη θέση της ουράς, πολλαπλασιάζουμε τα δύο μεγέθη, το μέγεθος της οριζόντιας ουράς και την απόσταση από το κέντρο βάρους, για να μας δώσουν τον όγκο της ουράς. Για να υπολογίσουμε το μέγεθος του αεροσκάφους, διαιρούμε τον αριθμό που βρήκαμε με την περιοχή του πτερυγίου δια τη χορδή, σύμφωνα με την παρακάτω μέθοδο:

$$\begin{aligned} \text{Συντελεστής όγκου οριζόντιας ουράς} \quad V_h &= S_h \cdot L_h / (S_w \cdot C) \\ &= 23.34 \cdot 12.8 / (119 \cdot 4.3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Όπου} \quad V_h &= 0.58 \\ S_h &= \text{περιοχή σταθεροποίησης} \\ L_h &= \text{μήκος του βραχίονα της ουράς} \\ S_w &= \text{πτερυγική επιφάνεια} \\ C &= \text{χορδή πτερυγίου} \end{aligned}$$

**Τ.Ε.Ι. ΠΑΤΡΑΣ
ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ**

Το ίδιο γίνεται και με την κάθετη ουρά, σύμφωνα με την παρακάτω μέθοδο:

$$\begin{aligned} \text{Συντελεστής όγκου κάθετης ουράς} \quad V_v &= S_v * L_v / (S_w * b) \\ &= 9.5 * 12.8 / 119 * 32 \end{aligned}$$

$$V_v = 0.032$$

Όπου

S_v = περιοχή πτερυγίου

L_v = μήκος του βραχίονα της ουράς

S_w = πτερυγική επιφάνεια

B = άνοιγμα πτερυγίου

Αυτοί οι αριθμοί του όγκου της ουράς μπορούν τώρα να συγκριθούν με άλλα αεροσκάφη και να μας δώσουν ένα μέτρο ευστάθειας. Η επιλογή των αεροσκαφών και των όγκων της ουράς τους φαίνονται στον πίνακα που ακολουθεί:

Συντελεστές οριζόντιας ουράς

Αεροσκάφος	S_w (ft ²)	C (ft)	S_h (ft ²)	L_h (ft)	V_h
Piper J3	178.5	5.33	24.5	13.2	0.34
Cesna 140	159.6	4.9	23.3	12.5	0.374
Thorp T18	86	4.17	14.2	10.4	0.412
Cesna 170	175	4.92	34.2	14.6	0.58
Navion	184	5.22	42.8	15.5	0.692
Prototype	119	4.3	23.34	12.8	0.58

Συντελεστές κάθετης ουράς

Αεροσκάφος	S_w (ft ²)	B (ft)	S_v (ft ²)	L_v (ft)	V_v
Piper J3	178.5	35.2	10.2	13.4	0.022
Cesna 140	159.6	33.3	11.5	12.8	0.028
Bellanca 260	161.5	34.2	16.4	12.6	0.037

Ryan Navion	184	33.4	14.6	16.9	0.04
Cesna TL-19D	174	36	18.4	15.4	0.045
Prototype	119	32	9.5	12.8	0.032

Εφόσον η ευστάθεια ήταν ένας από τους κύριους παράγοντες στο σχεδιασμό του αεροσκάφους, ένας λογικός όγκος για την ουρά ήταν ο στόχος του 0.6. Αν επιτευχθεί, θα παρέχει καλή ευστάθεια χωρίς τα παρελκόμενα προβλήματα μιας πολύ μεγάλης ουράς. Ο στόχος επιτεύχθηκε με όγκο οριζόντιας ουράς 23.34 ft² και μήκος ουράς 12.8ft. Αυτό το μήκος θα κρατούσε το αεροσκάφος αρκετά σταθερό.

Για την κάθετη ουρά θεωρήθηκε ιδανικό το 0.035, εφόσον ξανά μια μεγάλη ουρά θα αύξανε το βάρος και την οπισθέλκουσα ενώ με μια μικρή ουρά το αεροσκάφος θα μπορούσε να μπει σε μια περιδίνηση χωρίς να μπορεί να ξεφύγει. Μια κάθετη ουρά 9.5 ft² μας δίνει έναν όγκο κάθετης ουράς 0.032. Για να ελεγχθεί αν αυτή η ουρά είναι αρκετά μεγάλη για να αποτρέψει το αεροσκάφος από το να μπει σε μια περιδίνηση, εφαρμόστηκε η παρακάτω εξίσωση:

$$10^3 * C * (S_f / S_w) * (L_v / b) > 5 = 350 * (9.5 / 119) * (12.8 / 32) = 11.1$$

όπου C = 0.35

S_f = περιοχή πτερυγίου

L_f = μήκος του βραχίονα της ουράς

S_w = πτερυγική επιφάνεια

B = άνοιγμα πτερυγίου

Το αποτέλεσμα δείχνει πως η ουρά είναι αρκετά μεγάλη για να αποτρέψει την εμφάνιση μιας περιδίνησης από απροσεξία.

1.9 Επιφάνειες Ελέγχου

Ο χειρισμός ενός αεροσκάφους εξαρτάται κατά ένα μεγάλο βαθμό από τον έλεγχο, σε συνδυασμό βέβαια με την ευστάθεια και τις δυναμικές του ιδιότητες. Οι επιφάνειες ελέγχου ενός αεροσκάφους είναι τα πηδάλια κλίσεως αέρος, τα πηδάλια ύψους

βάθους και το πηδάλιο διεύθυνσης, αντίστοιχα ο έλεγχος κλίσης, πόρευσης και εκτροπής.

Η επιφάνεια ελέγχου, η οποία βρίσκεται στο πίσω μέρος του πτερυγίου ή της ουράς, μπορεί να έχει τη μορφή επίπεδων ή εντετημένων πτερυγίων καμπυλότητας. Η κίνηση σε αυτές τις επιφάνειες προκαλεί αύξηση της κλίσης στο πτερύγιο ή την ουρά και επομένως άντωση, άρα διαφοροποιεί και την ισορροπία του αεροσκάφους. Ο σχεδιασμός του μεγέθους και της κίνησης αυτών των επιφανειών είναι πολύ σημαντικός γιατί πρέπει να είναι αποτελεσματικές. Ένα αεροσκάφος με αναποτελεσματικές και βαριές επιφάνειες ελέγχου μπορεί να είναι κουραστικό και πολύ δύσκολο στην πτήση.

Είναι αδύνατο να σχεδιαστούν ακριβώς οι επιφάνειες ελέγχου ενός αεροσκάφους, αλλά οι ακόλουθες διαστάσεις είναι ένα σημείο εκκίνησης για περαιτέρω ανάπτυξη. Θα πρέπει να γίνουν δοκιμαστικά και προσαρμογές για να καταλήξουμε στα επιθυμητά χαρακτηριστικά χειρισμού.

Τα πηδάλια κλίσεως θα εκτείνονται από 50% έως 90% στο άνοιγμα του πτερυγίου με μια χορδή 20% της χορδής του πτερυγίου. Οι διαστάσεις τους θα είναι 5.6ft επί 0.86ft και θα καταλαμβάνουν χώρο συνολικού εμβαδού 4.82 ft² . Είναι ένας καλός μέσος όρος και ένα σημείο εκκίνησης για περαιτέρω δοκιμαστικές πτήσεις.

Τα πηδάλια ύψους βάθους θα ξεκινούν από το κύριο σώμα του αεροσκάφους και θα εκτείνονται στο 90% της οριζόντιας ουράς με μια χορδή 40% της ουράς. Έτσι, οι διαστάσεις των πηδαλίων ύψους βάθους θα είναι 5 ft επί 0.93 ft και το εμβαδόν θα είναι 4.67 ft² . Το πηδάλιο θα έχει 90% άνοιγμα του σταθερού πτερυγίου και πάνω από 40% του τόξου, ενώ οι διαστάσεις του θα είναι 4 ft επί 0.8 ft με εμβαδόν 3.28 ft² . Αν και αυτά τα νούμερα βασίζονται σε υπάρχοντα παραδείγματα και αναγνωρισμένες οδηγίες, οι επιφάνειες ελέγχου σχεδιάστηκαν λίγο μεγαλύτερες από το φυσιολογικό για να ξεπεραστεί η συμφυής ευστάθεια που σχεδιάστηκε μέσα στο αεροσκάφος.

Οι επιφάνειες ελέγχου θα ενεργοποιούνται από ένα συνηθισμένο καλώδιο και σύστημα μοχλού για απλούστευση και αξιοπιστία.

Αν και ο σχεδιασμός της αεροδυναμικής του αεροσκάφους έχει στηριχτεί σε δοκιμασμένες αρχές και μεθόδους, δεν έχει γίνει προς το παρόν δοκιμασθεί. Το επόμενο στάδιο στη διαδικασία σχεδιασμού είναι η κατασκευή ενός μοντέλου σε κλίμακα (1:10 ή κάτι παρόμοιο) και πολλές ώρες σε αεροδυναμική σήραγγα για να το δοκιμάσουμε. Τα τεστ περιλαμβάνουν γενική συμπεριφορά του αεροσκάφους υπό κανονικές αλλά και εξαιρετικές συνθήκες πτήσης. Μόνο όταν βεβαιωθούμε ότι το

αεροσκάφος είναι ασφαλές θα προχωρήσουμε στην κατασκευή ενός πρωτοτύπου σε κανονικές διαστάσεις για να γίνουν οι δοκιμαστικές πτήσεις.

ΜΕΡΟΣ ΔΕΥΤΕΡΟ

Πρόωση

Υπάρχουν τρία κύρια μέρη του συστήματος πρόωσης και αυτά είναι: ο κινητήρας, ο έλικας καθώς και μια σειρά από συστήματα υποστήριξης που απαιτούνται από τον κινητήρα. Αυτά αναφέρονται λεπτομερώς στα επόμενα μέρη. Το σύστημα πρέπει να επιλεγεί έτσι ώστε να συμφωνεί με τις λεπτομέρειες σχεδιασμού.

2.1 Επιλογή Κινητήρα

Το πρόβλημα της επιλογής του κινητήρα, αρχικά φαίνεται μια εξαιρετικά επίπονη διαδικασία αν λάβουμε υπόψη όλες τις πιθανές επιλογές. Ήταν απαραίτητο, όμως, να περιορίσουμε τις επιλογές ανάλογα με το ποιες θα είναι διαθέσιμες σε εμάς. Η πρώτη επιλογή που έπρεπε να κάνουμε ήταν αν θα κατασκευάζαμε ή όχι τον κινητήρα εκ νέου, αν θα χρησιμοποιούσαμε τροποποιημένο κινητήρα ή αν απλά θα αγοράζαμε έναν που θα ήταν διαθέσιμος στο εμπόριο ώστε να τον χρησιμοποιήσουμε στη δική μας κατασκευή.

Η κατασκευή ενός λειτουργικού κινητήρα αποφασίστηκε ότι είναι μια πολύ δύσκολη διαδικασία και έξω από τα πλαίσια αυτής της εργασίας, ωστόσο η ιδέα της χρήσης ενός τροποποιημένου κινητήρα μελετήθηκε. Βρήκαμε ότι υπάρχουν ήδη αρκετές μελέτες κινητήρων αυτοκινήτων που έχουν τροποποιηθεί για χρήση σε αεροσκάφη και ο κινητήρας του «σκαραβαίου» της Volkswagen ήταν η κύρια επιλογή μας. Η μηχανή του σκαραβαίου είναι πιθανότατα το καλύτερα επεξεργασμένο μοντέλο για χρήση σε αεροσκάφη, έχει όμως αρκετά προβλήματα.

Αρχικά, ο κινητήρας του WV «σκαραβαίου» έχει αποσυρθεί από την παραγωγή και επομένως δεν είναι πια διαθέσιμος. Οι περισσότερες αεροεφαρμογές της μηχανής χρησιμοποιούν το λανθασμένο άκρο του στροφάλου για δυναμική απογείωση και η ταχύτητα του άξονα της μηχανής είναι πολύ μεγάλη για πολλές χρήσεις, δίνοντας

υψηλές ταχύτητες στους έλικες, τη στιγμή ακριβώς, όπου ο κινητήρας ξεκινά να παράγει ικανοποιητική ισχύ εξόδου. Η υψηλή ταχύτητα προκαλεί ελάττωση στην απόδοση του έλικα που οφείλεται στην επίδραση της συμπεστικότητας.

Τα προβλήματα μπορούν να λυθούν με δύο τρόπους. Είτε θα κατασκευαστεί ένα αεροσκάφος που θα συμφωνεί με τον κινητήρα, ή θα εφαρμόζαμε έναν υποπολλαπλασιαστή για να ταιριάξουμε τη μηχανή στο αεροσκάφος.

Μετά από μελέτη βρέθηκε ότι θα ήταν προτιμότερο να χρησιμοποιήσουμε για τον σκοπό αυτό έναν ελαφρύ κινητήρα στο σχέδιό μας.

Η επιλογή ενός κινητήρα διαθέσιμου στο εμπόριο ξεκίνησε με τη συλλογή πληροφοριών ώστε να αποκλείσουμε ακατάλληλους κινητήρες. Όλες οι τιμές καταγράφησαν και ένας κατάλογος περίπου δώδεκα πιθανών εκδοχών δημιουργήθηκε. Για το καθένα φτιάχτηκε ένας πίνακας και έγιναν γραφικές παραστάσεις για να συγκρίνουμε τις αποδόσεις ισχύος, το λόγο ισχύος / βάρους, αποδόσεις, μέγιστες τιμές Rpm (στροφές ανά λεπτό) κλπ.

Στη συνέχεια προσπαθήσαμε να επιλέξουμε έναν κινητήρα που ήταν πιο στενά συνδεδεμένος με αυτό που πιστεύαμε ότι ψάχνουμε. Ακολουθώντας αυτή τη λογική προσέγγιση σήμαινε ότι αν αργότερα άλλαζε κάποια παράμετρος θα ήταν πολύ απλό να επιστρέψουμε στο τελικό στάδιο της διαδικασίας επιλογής και να δούμε ξανά αν υπάρχει ένας πιο κατάλληλος κινητήρας.

2.1.2 Τι χρειάζεται

Αρχικά ήταν δύσκολο να αποφασίσουμε τι χρειαζόταν από την εγκατάσταση παραγωγής δυνάμεως, επειδή δεν είχαμε αρκετές πληροφορίες για τον τρόπο προώθησης του αεροσκάφους. Γνωρίζαμε ωστόσο κατά προσέγγιση το βάρος και την οπισθέλκουσα του αεροσκάφους και είχαμε πληροφορίες για αεροσκάφη με παρόμοιες ιδιότητες με αυτές. Τέλος, γνωρίζαμε ότι ιδανικά το αεροσκάφος θα ήταν ικανό να λειτουργήσει ως ένα ταχύ μέσο περιήγησης, ενώ παράλληλα θα είχε ημι – αεροβατική ικανότητα.

Αρχικά αποφασίσαμε ότι ένας κινητήρας που θα απέδιδε περίπου 80 με 100hp θα ήταν αρκετός για να δώσει στο αεροσκάφος την απόδοση που επιζητούσαμε. Η επόμενη σημαντική παράμετρος μελέτης ήταν αυτή του βάρους. Ο κύριος σκοπός του κινητήρα του αεροσκάφους είναι να παρέχει εμπρόσθια ώθηση, ώστε να παράγει επαρκή ροή αέρα στα πτερύγια ώστε να οδηγήσει σε άντωση, υπερνικώντας το

βάρος. Ξεκάθαρα, λοιπόν, η ισχύς και το βάρος της εγκατάστασης παραγωγής δυνάμεως είναι σημαντικές, και είναι επιθυμητό να έχουμε όσο περισσότερη ισχύ και όσο λιγότερο βάρος γίνεται. Ο λόγος ισχύος προς βάρος είναι επομένως καθοριστικός για την επιλογή του κινητήρα.

Δύο τύποι κινητήρων προέκυψαν ως πιο κατάλληλοι: ο ARROW GT1000R και ROTAX 912A. Ήταν ιδιαίτερα ενδιαφέρον ωστόσο το γεγονός ότι παρόλο που και οι δύο κινητήρες ήταν κατάλληλοι για την εφαρμογή μας, ήταν πολύ διαφορετικοί ως προς την κατασκευή τους. Η πιο σημαντική διαφορά τους είναι ότι ο ARROW είναι δίχρονος, ενώ ο ROTAX είναι τετράχρονος.

Και οι δύο παράγουν επαρκή ισχύ και έχουν ικανοποιητικό λόγο ισχύος προς βάρος. Υπήρχε κάποια ανησυχία ως προς τον προσδοκώμενο χρόνο ζωής του ARROW, θεωρήσαμε όμως ότι η υψηλότερη απόδοση ισχύος και το εξαιρετικά μικρό βάρος του θα προσέλκυαν έναν πιλότο του οποίου το κύριο μέλημα θα είναι η ξεκάθαρη λειτουργία, ίσως η αεροβατική.

Αντίθετα ο ROTAX θα ταίριαζε περισσότερο σε έναν πιλότο που εκτιμά την οικονομία, μια ξεκούραστη πτήση με πιθανότατα κύρια χρήση περιήγησης εντός της χώρας.

Ήταν δύσκολο να επιλέξουμε ανάμεσα στους 2 αυτούς κινητήρες και τελικά αποφασίσαμε να δώσουμε στον πιλότο τη δυνατότητα επιλογής ανάλογα με τις ανάγκες του. Ο σκελετός του αεροσκάφους τελικά σχεδιάστηκε έτσι ώστε να δέχεται και τους δύο κινητήρες.

ARROW GT1000R

Παρακάτω αναγράφονται οι πρότυπες λειτουργίες του κινητήρα για το ARROW GT1000R:

Τύπος	2χρονο 4κύλινδρο
Εσωτερική διάμετρος εμβόλου	74.6 x 57 mm x 4
Όγκος κυλίνδρου	995 cc
Μέγιστοι Ίπποι	115 HP
Μέγιστες Στροφές ανά λεπτό	6800 rpm
Κατεύθυνση περιστροφής	Αριστερόστροφη (χωρίς μειωτή)
Σύστημα ψύξεως	Αερόψυκτος
Λίπανση	Μίγμα 2 χρόνων (Λάδι /Πετρέλαιο)

Τύπος Λιπαντικού	Συνθετικό (CASTROL TTS)
Μίγμα πετρελαίου καύσεως	40 : 1 = 2.5%
Καρμπυρατέρ	Κεντρικός πλωτήρας
Αντλία Καυσίμου	Τύπος Διαφράγματος
Σύστημα ανάφλεξης	Διπλό Ανεξάρτητο Κύκλωμα συμπτυκνωτή Εκκένωσης
Γεννήτρια	Ανεξάρτητο Κύκλωμα AC12V-180W
Εκκινητήρας	Ηλεκτρικός 700W (Bendix)
Μπαταρία	12V 10AH
Μήκος	765mm
Πλάτος	500mm
Ύψος	450mm
Βάρος	60 χιλιόγραμμα
Τύπος καυσίμου	98 Οκτανίων ή Avgas 100 οκτανίων

Ο ARROW GT1000R είναι εφοδιασμένος με τα παρακάτω εξαρτήματα:

Standard: Ανεξάρτητος μετασχηματιστής 180W με ρυθμιστή τάσεως
Μείωση: ARROW μηχανικός πλανητικός υποπολλαπλασιαστής
Αναμικτήρας με αθόρυβο φίλτρο αέρος
Έναρξη λειτουργίας: 12V – 700W Ηλεκτρικός Εκκινητήρας
Σύστημα εξατμίσεως με σιγαστήρες αλουμινίου
Μοντάρισμα κινητήρα με μονωτικό σωλήνα (προστασίας καλωδίων), από καουτσούκ για αποφυγή κραδασμών
Πλήρης συσκευή ασυρμάτου με κομβίο έναρξης λειτουργίας του διακόπτη καύσεως, φως προειδοποίησης επαναφόρτισης γεννήτριας και καλώδια μπαταρίας.

Προαιρετικά: «Διπλή» ηλεκτρονική ανάφλεξη ARROW με δύο μπουζί ανά κύλινδρο
Ειδικός μειωτής μετατόπισης

ROTAX 912A

Ο κινητήρας σχεδιάστηκε ειδικά για χρήση σε αεροσκάφη και προστέθηκε στη σειρά του ROTAX το 1988. Μπορεί να εφοδιαστεί με υδραυλικό ρυθμιστή για χρήση με σταθερή ταχύτητα έλικα.

Οι προδιαγραφές του ROTAX 912A δίδονται παρακάτω:

Τύπος	4χρονο, 4κύλινδρο
Εσωτερική διάμετρος εμβόλου	79.5 x 61mm x 4
Όγκος κυλίνδρου	1211.2 cc
Μέγιστοι Ίπποι	80HP
Μέγιστες στροφές ανά λεπτό	5500 rpm
Σύστημα ψύξεως	Αερόψυκτοι κύλινδροι – Υγρόψυκτες κεφαλές
Λίπανση	Υγρή Λεκάνη Αποστραγγίσεως Λαδιού Ενισχυμένης Λίπανσης
Αντλία καυσίμων	Τύπος διαφράγματος
Σύστημα ανάφλεξης	Διπλός συμπτυκνωτής εκκένωσης χωρίς φρένο
Εκκινητήρας	Ηλεκτρικός εκκινητήρας
Βάρος	65.2 χιλιόγραμμα
Τύπος καυσίμου	Με μόλυβδο ή αμόλυβδη ROV 95 ή AVGAS 100LL

2.2 Έλικας

Ο έλικας είναι το τμήμα του συστήματος πρόωσης του αεροσκάφους που μετατρέπει τη δύναμη του κινητήρα σε ώθηση που δίνει στο αεροσκάφος εμπρόσθια κίνηση. Η χρήση του σωστού έλικα είναι πολύ σημαντική, όχι μόνο για να αυξήσουμε στο μέγιστο βαθμό τη λειτουργία του αεροσκάφους, αλλά και για να βελτιώσουμε τη διάρκεια ζωής του κινητήρα ανάμεσα σε επανασυνδέσεις. Τα ελαφρά αεροσκάφη μπορούν να χρησιμοποιούν στους κινητήρες μέγιστες στροφές και περιορίζουν την παραγωγή δυνάμεως ώστε να λειτουργήσουν με συγκεκριμένο ελιγμό, αλλά επειδή ο έλικας δεν είναι κατάλληλος για το συνδυασμό κινητήρα / πλαισίου του αεροσκάφους.

Υπάρχουν πολλές δυνατές επιλογές και παράγοντες που πρέπει να ληφθούν υπόψη, όταν επιλέγουμε τον έλικα του αεροσκάφους. Παρακάτω υπάρχει η περίληψη των κύριων παραμέτρων και προδιαγραφών λειτουργίας του αεροσκάφους που έχουν

κατατεθεί ως τώρα σε αυτή τη μελέτη. Ο κάθε έλικας πρέπει να είναι ικανός να συνδυάζει τις παρακάτω παραμέτρους με την απαιτούμενη λειτουργία.

Παράμετροι:

Βάρος	544 χιλιόγραμμα
Συντελεστής οπισθέλκουσας	0.447
Μέγιστες στροφές κινητήρα (Rotax)	5500 στροφές / λεπτό
Μέγιστες στροφές κινητήρα (Arow)	6800 στροφές / λεπτό
Στροφές κινητήρα κατά την πτήση (Rotax)	4800 στροφές / λεπτό
Στροφές κινητήρα κατά την πτήση (Arow)	5500 στροφές / λεπτό

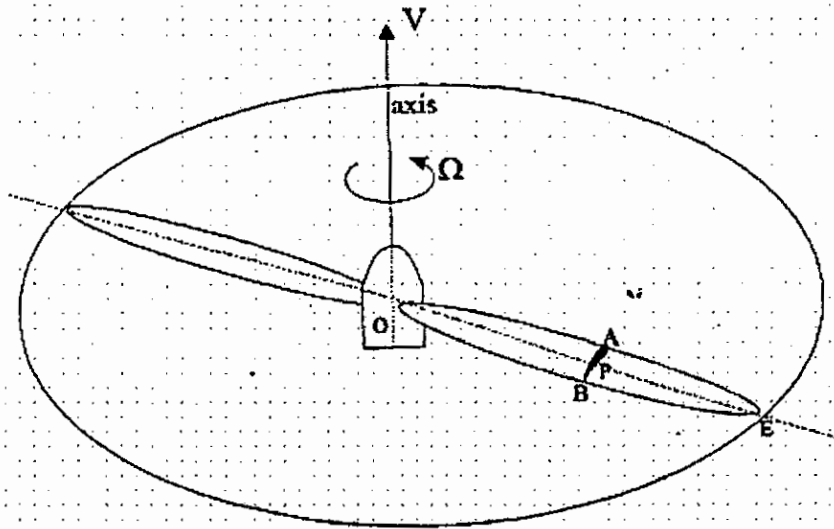
Απαιτήσεις απόδοσης:

Μέγιστη ταχύτητα	120mph
Ταχύτητα πτήσης	90mph
Ελάχιστος ρυθμός ανόδου	3.8 m/s
Απόσταση απογείωσης	150 μέτρα

Υπάρχουν πολλές εκδοχές που πρέπει να εξετασθούν για την επιλογή του έλικα. Η κύρια επιλογή είναι το αν θα χρησιμοποιηθεί μια μονάδα ελαχιστοποίησης της κινητήριας δύναμης ή όχι, αν θα έχουμε σταθερό ή μεταβλητό βήμα έλικα, το υλικό που θα χρησιμοποιηθεί για την κατασκευή του έλικα, το βήμα, η διάμετρος και ο αριθμός των πτερυγίων που θα έχει ο έλικας.

2.2.1 Βασική λειτουργία

Αρχικά είναι σκόπιμο να έχουμε μια βασική γνώση για το πώς λειτουργεί ο έλικας, ο οποίος είναι κατασκευασμένος από έναν αριθμό πτερυγίων διευθετημένων γύρω από έναν άξονα. Τα πτερύγια είναι στην πραγματικότητα «περιστροφικές» αεροτομές πτερυγίων υπό γωνία από τον άξονα περιστροφής. Ο άξονας περιστροφής είναι ο ίδιος όπως ο άξονας παραγωγής. Αυτό μπορεί να φανεί στο Σχ.2.2.1. Η χρήση του έλικα είναι να μετατρέπει την δύναμη της στρεπτικής ροπής σε ώθηση. Το διάγραμμα του Σχ.2.2.2 δείχνει τις διάφορες συνιστώσες της ροής του αέρα γύρω από τον έλικα. dL είναι η άντωση που προκαλείται από τον έλικα και dD η οπισθέλκουσα.



Σχ.2.2.1

Η ώθηση προς την κατεύθυνση V , η οποία είναι η πρόσθια κατεύθυνση του αεροσκάφους, είναι η συνιστώσα του dL της κατεύθυνσης V πλην της συνιστώσας dD της κατεύθυνσης V . Αν η γωνία του πτερυγίου στον κατακόρυφο άξονα περιστροφής είναι b , τότε η εξίσωση για την ώθηση είναι:

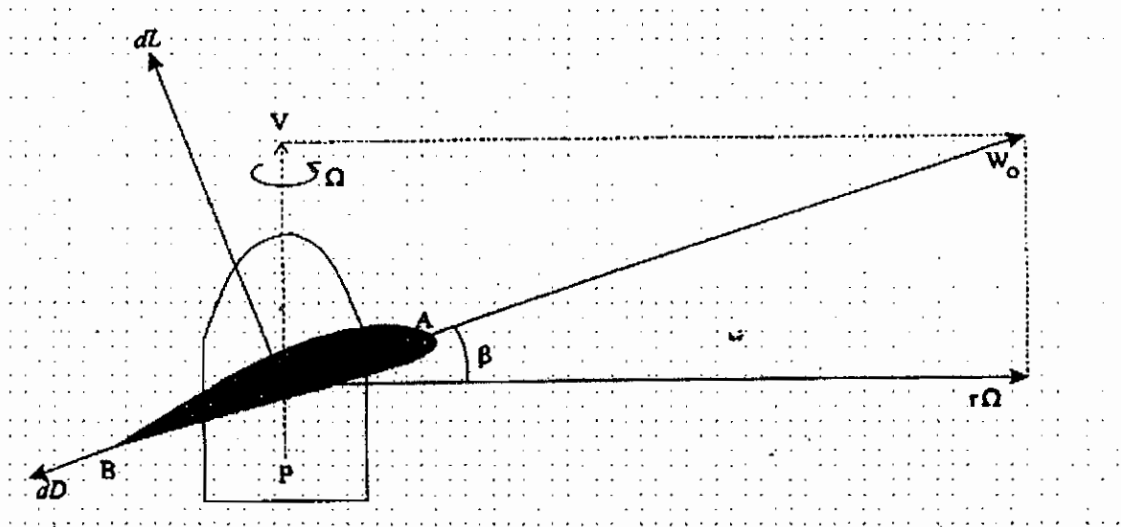
$$dT = dL \cos b - dD \sin b$$

Ο κινητήρας προκαλεί στρεπτική ροπή στον άξονα παραγωγής και επομένως στον έλικα. Η ολική ώθηση που απαιτείται για να στρέψει τον έλικα, dQ , μπορεί να εκφραστεί με τους όρους dL και dD

$$dQ = r(dL \sin b + dD \cos b)$$

Όπου r είναι η ακτίνα του έλικα στο σημείο όπου μελετάται.

Η ώθηση που παράγει ο κινητήρας σε ορισμένη ταχύτητα δίνεται από τα στοιχεία του κατασκευαστή. Η γωνιακή ταχύτητα W μπορεί να μετατραπεί από τον άξονα παραγωγής rpm (στροφές / λεπτό). Αν η συνισταμένη των δυνάμεων W_0 και ο τύπος διατομής της αεροτομής που χρησιμοποιείται για τον έλικα είναι γνωστά, τότε η οπισθέλκουσα και η άντωση που παράγονται μπορούν να εξασφαλιστούν. Επομένως, η ώθηση που παράγεται σε μια δεδομένη ταχύτητα του έλικα μπορούν να εξασφαλιστούν μαζί με την οπισθέλκουσα ώστε να διατηρηθεί η ταχύτητα του έλικα.



Σχ.2.2.2

3.2.2 Κιβώτια ταχυτήτων και έλικες μεταβλητού pitch

Υπάρχουν δύο πιθανοί τρόποι ελέγχου της ώθησης που παράγεται από τον έλικα χωρίς να μεταβάλλεται η ταχύτητα του κινητήρα εκτός από μια ορισμένη περιοχή τιμών. Αυτό επιτρέπει στον κινητήρα να λειτουργεί με τη μέγιστη δύναμή του για τον περισσότερο χρόνο. Το πρώτο είναι η χρήση κιβωτίου ταχυτήτων και το άλλο η χρήση μεταβαλλόμενου βήματος έλικα. Όπως δηλώνει το όνομα, ένας έλικας με μεταβαλλόμενο βήμα επιτρέπει το βήμα των πτερυγίων να προσαρμοστεί. Υπάρχουν πολλοί τρόποι για να συμβεί αυτό και ο συνηθέστερος είναι η χρήση κάποιου μηχανικού συστήματος ώστε να επιτρέπει τη γωνία του βήματος να μεταβάλλεται ανάλογα με τις ανάγκες.

Ο απλούστερος μηχανισμός είναι να έχει προσαρμοσθεί χειροκίνητα το πτερύγιο στο έδαφος. Ένα πτερύγιο τοποθετείται στην επιθυμητή θέση και στη συνέχεια ένας φορητός μηχανισμός χρησιμοποιείται για να ευθυγραμμίσει τα άλλα πτερύγια στην ίδια γωνία. Η ιδέα είναι φθηνή και εύκολη και επομένως λιγότερο επιρρεπής σε αποτυχία, ενώ δεν απαιτεί ιδιαίτερη συντήρηση.

Το σύστημα βασίζεται στην εμπειρία του πιλότου, ώστε να είναι ικανός να αποφασίζει πώς να ρυθμίζει τον έλικα ανάλογα με τις επικρατούσες συνθήκες πτήσης καθώς και από τον τύπο της πτήσης. Το κυριότερο μειονέκτημα είναι ότι υπάρχει

έλλειψη ελέγχου στο μηχανισμό του βήματος και περιορίζει έτσι το πλεονέκτημα της χρήσης έλικα με μεταβαλλόμενο βήμα.

Ένας μηχανισμός μεταβαλλόμενου βήματος που χρησιμοποιείται πιο συχνά είναι αυτός κατά τον οποίο τα πτερύγια είναι συνδεδεμένα άμεσα με ένα σύστημα ελέγχου στη θέση του χειριστή του αεροσκάφους έτσι ώστε το βήμα των πτερυγίων να ελέγχεται από τον πιλότο κατά τη διάρκεια της πτήσης. Αυτό σημαίνει ότι το βήμα μπορεί να ρυθμιστεί στις ιδανικές συνθήκες, ανάλογα με την κατάσταση και τον τύπο του ελιγμού και της πορείας της πτήσης που πραγματοποιείται. Το σύστημα θα μπορούσε να επιταχυνθεί αν το προσαρμοζόμενο σύστημα των πτερυγίων συνδεόταν με ένα συμπλέκτη έτσι ώστε το βήμα του έλικα να μεταβάλλεται αυτόματα είτε με τις στροφές στροφαλοφόρου άξονα είτε με τη ροπή στρέψεως του κινητήρα. Η σύνδεση μεταξύ των πτερυγίων γίνεται συνήθως από ένα σύστημα λειτουργικών βραχιόνων συζεύξεως.

Αυτοί οι τύποι συστημάτων είναι πολύπλοκοι, και ως αποτέλεσμα αυτού ακριβοί, με μεγάλο βάρος και απαιτούν περισσότερη συντήρηση από τους άλλους τύπους ελίκων που έχουν προαναφερθεί. Το πλεονέκτημά τους είναι ότι προσφέρουν απόλυτο έλεγχο του βήματος του έλικα συνεχώς κατά τη διάρκεια της πτήσης και επομένως βελτιώνουν τη λειτουργία και την κατανάλωση καυσίμων, ενώ παράλληλα μειώνουν την καταπόνηση του κινητήρα. Προσαρμόζονται ουσιαστικά στις λειτουργικές απαιτήσεις του αεροσκάφους, απομακρύνοντας έτσι το βάρος από τον κινητήρα, το οποίο είναι μια λιγότερο ευέλικτη ομάδα. Ο έλικας μπορεί να προσαρμοστεί σε υψηλότερο βήμα στην απογείωση, όπου χρησιμοποιείται μεγαλύτερη ώθηση, από ότι κατά τη διάρκεια της πτήσης, όπου το βήμα μπορεί να μειωθεί. Με χαμηλότερο βήμα, χρειάζεται μικρότερη ροπή για να στραφεί ο έλικας και επομένως ο κινητήρας καταπονείται λιγότερο και μπορεί να στραφεί με μεγαλύτερη ευκολία. Ένα επιπλέον χαρακτηριστικό των «πτερωτών», όπως ονομάζονται, ελίκων, είναι να επιτρέπουν στο βήμα που αναστρέφεται να παράγει αντίστροφη ώθηση για να δοκιμαστούν οι ελιγμοί. Αυτό αποτελεί περισσότερο πολυτέλεια παρά ανάγκη για ένα τόσο μικρό αεροσκάφος.

Ένας νεότερος τύπος έλικα που μπορεί να χαρακτηριστεί ως έλικας μεταβαλλόμενου βήματος έχει σχεδιαστεί έτσι ώστε τα πτερύγια να στρέφονται σε αναλογία με τη ροπή στροφής τους. Αυτός ο τύπος έλικα χαρακτηρίζεται ως μικτή κατασκευή και είναι η προέλευση αυτών των υλικών που έχει οδηγήσει στην εξέλιξη ενός τέτοιου συστήματος. Ένας τέτοιος έλικας θα πρέπει οπωσδήποτε να είναι τμήμα του

συστήματος ξεχωριστά αγορασμένο καθώς οι τεχνικές εξέλιξης και παραγωγής που ενέχονται στην κατασκευή του είναι πέραν των δυνατοτήτων ενός αγοραστή που θα συναρμολογούσε μόνος του το αεροσκάφος, όπως θα συνέβαινε με οποιοδήποτε τύπο έλικα μεταβαλλόμενου βήματος.

Ένας απλούστερος τρόπος βελτίωσης της δύναμης του κινητήρα είναι η χρήση κιβωτίου ταχυτήτων. Ο κινητήρας ARROW, που έχει μελετηθεί νωρίτερα, πωλείται με ενσωματωμένο κιβώτιο ταχυτήτων. Δύο τύποι κιβωτίων μπορούν να χρησιμοποιηθούν. Ο πρώτος είναι σταθερής αναλογίας που μπορεί να συνδυάσει την απόδοση των στροφών του άξονα με την απαιτούμενη ταχύτητα του έλικα, έτσι ώστε να δώσει συγκεκριμένη ώθηση. Αυτό είναι εξαιρετικά χρήσιμο σε δίχρονους κινητήρες που έχουν αρκετά υψηλές στροφές και μπορούν να μειώσουν την ταχύτητα. Η μέθοδος δεν εξιδανικεύει τη δύναμη του κινητήρα με τον τρόπο που δρα ένας έλικας μεταβαλλόμενου βήματος, επειδή το κιβώτιο ταχυτήτων πρέπει να μπορεί να λύνεται όταν αλλάζουν οι αναλογίες. Ένα καλύτερο σύστημα είναι να υπάρχει μια επιλογή αναλογιών που μπορούν να αλλάξουν από το πιλοτήριο σε ένα αυτοκίνητο, δίνοντας έτσι κάποιο βαθμό ελέγχου στη χρήση της δύναμης.

Η απόλυτη εξέλιξη αυτής της ιδέας θα ήταν ένα σύστημα συνεχώς προσαρμοζόμενου στη σχέση μεταβίβασης. Συνεχώς μεταβαλλόμενες μεταδόσεις έχουν ήδη πειραματισθεί σε αυτοκίνητα, ωστόσο, τα πρακτικά πρωτότυπα είναι ακόμα σε πρωταρχικά στάδια προμήθειας. Τα CVT συνήθως λειτουργούν με ένα σύστημα ιμάντων που έχει τροχαλία μεταβαλλόμενης διαμέτρου που δίνει αναλογίες ταχυτήτων που ποικίλλουν ανάλογα με τις στροφές του στροφαλοφόρου άξονα. Αυτό μπορεί να συνδυαστεί με την καμπύλη υποδυναμείας του κινητήρα και το ρυθμό προαγωγής του κινητήρα. Επομένως, είναι σκόπιμο να πούμε ότι το σύστημα αυτό δεν είναι κατάλληλο ως έχει για χρήση σε αεροσκάφη, θα ήταν ωστόσο μια ενδιαφέρουσα ερευνητική μελέτη.

2.2.3 Κατασκευή

Μια άλλη περιοχή που πρέπει να ερευνηθεί για την επιλογή ή την κατασκευή του έλικα είναι τα υλικά. Οι κύριες κατηγορίες υλικών είναι: πολυμερή, μέταλλα και σύνθετα. Εννοείται ότι τα κεραμικά είναι εντελώς ακατάλληλα για την κατασκευή ενός έλικα. Το ξύλο είναι φυσικό πολυμερές και χρησιμοποιείται ευρέως για την κατασκευή ενός έλικα. Είναι ένα φτηνό υλικό που δουλεύεται εύκολα και

προσφέρεται για κατασκευές στο σπίτι. Το βασικό μειονέκτημα της χρήσης ξύλου είναι η αστάθειά του στις αλλαγές θερμοκρασίας και η ανικανότητά του να αντισταθεί στις ακραίες αλλαγές καιρικών συνθηκών. Οι ξύλινοι έλικες πρέπει να συντηρούνται τακτικά είτε με βερνίκι είτε με βάψιμο για την προστασία τους.

Και άλλα πολυμερή κατασκευασμένα από τον άνθρωπο μπορούν να χρησιμοποιηθούν αλλά δεν είναι αρκετά άκαμπτα για τον σκοπό κατασκευής ενός έλικα. Τα μέταλλα είναι πολύ βαριά για έλικα αν και η ανθεκτικότητά τους στις περισσότερες περιπτώσεις είναι πάνω από επαρκής. Μερικά μεγαλύτερα αεροσκάφη έχουν αλουμινένια πτερύγια έλικα φτιαγμένα από εξωθούμενα τμήματα. Οι μεταβλητοί έλικες μπορεί να χρησιμοποιήσουν ένα σημαντικό ποσό αλουμινίου και ατσαλιού στα μηχανικά συστατικά του έλικα. Η εγκατάσταση του έλικα πρέπει επίσης να είναι από ατσάλι.

Τα σύνθετα χρησιμοποιούνται όλο και περισσότερο στην κατασκευή αεροσκαφών και όπως αναφέρθηκε και παραπάνω μπορούν να χρησιμοποιηθούν και στην κατασκευή έλικα. Το πλεονέκτημα των σύνθετων είναι ότι είναι πολύ σκληρά. Αυτό είναι πολύ σημαντικό καθώς τα πτερύγια δεν πρέπει να έχουν μεγάλη ελαστικότητα, εκτός αν έχουν σχεδιαστεί όπως περιγράφηκε νωρίτερα. Επίσης, τα σύνθετα έχουν μικρό βάρος, πολύ σημαντικό από όλες τις πλευρές της κατασκευής ενός αεροσκάφους.

2.2.4 Αριθμός πτερυγίων, βήματος και διαμέτρου

Όλοι οι παράγοντες που ελήφθησαν υπόψη μέχρι τώρα αφορούν την πρακτική πλευρά του έλικα. Το κομμάτι που ακολουθεί ασχολείται περισσότερο με την θεωρητική πλευρά της αεροδυναμικής του έλικα. Εφόσον οι περισσότεροι έλικες διατίθενται σε προκαθορισμένες διαστάσεις, δεν θα δοθεί ιδιαίτερη έμφαση σε αυτόν τον τομέα. Ένας τυπικός έλικας για το μέγεθος του αεροσκάφους που θέλουμε εμείς έχει δύο ή τρία πτερύγια. Όσα περισσότερα πτερύγια έχει ένας έλικας, τόσο μεγαλύτερη ώθηση μπορεί να παράγει σε μια δεδομένη ταχύτητα του άξονα αλλά και τόσο περισσότερη ροπή στρέψης απαιτείται για να γυρίσει ο έλικας. Γι' αυτό το λόγο χρησιμοποιούνται δύο ή τρία πτερύγια. Η επιπλέον ώθηση που θα αποκτούσε το αεροσκάφος από τα παραπάνω πτερύγια δεν χρειάζεται καθώς τα τρία πτερύγια θα παράγουν αρκετή ώθηση ενώ θα χρησιμοποιούν λιγότερη ροπή στρέψης από τη μηχανή.

Το βήμα και η διάμετρος του έλικα μπορούν να υπολογισθούν εάν η αεροδυναμική, η οπισθέλκουσα, το βάρος, η απόδοση καθώς και η ταχύτητα του άξονα που παράγει η μηχανή που απαιτούνται είναι γνωστά. Στην πτήση το αεροπλάνο πρέπει να πηγαίνει με 90 mph. Οι στροφές του κινητήρα Agrow κατά την πτήση είναι 5500στροφές/ώρα και του κινητήρα Rotax 4800στροφές/ώρα. Η ώθηση από τον έλικα πρέπει να ωθεί το αεροσκάφος με 90mph με τη δεδομένη ταχύτητα του έλικα. Αναφερόμενοι στην προηγούμενη παράγραφο 2.3.1 βλέπουμε ότι:

$$W_o = V^2 + r^2 \cdot \Omega^2$$

Η εμπρόσθια ταχύτητα σε μέτρα ανά δευτερόλεπτο μπορεί να υπολογισθεί από την ταχύτητα πτήσης των 90mph, και η γωνιώδης ταχύτητα Ω μπορεί να βρεθεί από τις στροφές της μηχανής σε στροφές ανά λεπτό. Είναι σημαντικό να σημειώσουμε ότι το Ω είναι η γωνιώδης ταχύτητα της παραγωγής. Αν ελαττώσουμε την ταχύτητα της μηχανής, τότε το Ω θα υπολογισθεί με τις στροφές ανά λεπτό της μηχανής και την αναλογία ταχύτητας. Μπορούμε να θεωρήσουμε ότι η μέγιστη διάμετρος του έλικα θα είναι γύρω στα 1.8 μέτρα για λόγους πρακτικούς. Αυτό μας δίνει ακτίνα 0.9 μέτρων και η ταχύτητα πτήσης 90mph αντιστοιχούν με 41.5 m / sec. Οι στροφές ανά λεπτό του άξονα υπολογίζονται ως εξής: $\Omega = 2\pi \cdot N$ – όπου N είναι η ταχύτητα του άξονα σε στροφές ανά λεπτό. Αυτές ισοδυναμούν με τις στροφές ανά λεπτό του κινητήρα αν θεωρήσουμε ότι δεν χρησιμοποιείται καθόλου το σύστημα μοχλών. Όπως αναφέρεται και στην εισαγωγή οι στροφές ανά λεπτό του Rotax είναι 4800 και του Agrow 5500. Τώρα μπορεί να βρεθεί μία τιμή για το W_o για μια δεδομένη διάμετρο έλικα. Το σχ.2.2.3 δείχνει τη λίστα με τις τιμές για τη συνισταμένη των ταχυτήτων για διαφορετικές διαμέτρους έλικα και στροφές κινητήρα.

Διάμετρος πτερυγίου	Ταχύτητα πτερυγίου W_o m/s			
Μέτρα	Rotax (ταξίδι)	Rotax (Max)	Agrow (ταξίδι)	Agrow (Max)
0.9	52886.3	70236.74	70236.74	105745.1
1.0	64887.7	85993.83	85993.83	129831.3
1.1	78152.5	103409.6	103409.6	156452.9
1.2	92680.5	122484	122484	185609.9

1.3	108472	143217	143217	217302.3
1.4	125527	165608.6	165608.6	251350.1
1.5	143845	189658.9	189658.9	288293.3
1.6	163426	215367.9	215367.9	327591.9
1.7	184270	242735.5	242735.5	369425.8
1.8	206378	271761.7	271761.7	413795.2

Όταν υπολογισθεί η συνισταμένη των ταχυτήτων του πτερυγίου, η άντωση dD και η οπισθέλκουσα dL μπορούν επίσης να βρεθούν αν είναι γνωστός ο τύπος του τμήματος της αεροτομής. Η γωνία προσβολής β μπορεί να βρεθεί μέσα από τις εξισώσεις της παραγράφου 2.2.1. Αυτοί οι υπολογισμοί είναι πολύ θεωρητικοί. Κανονικά δεν είναι απαραίτητο να αξιολογήσουμε όλες τις παραμέτρους λεπτομερώς καθώς οι περισσότεροι έλικες που δεν είναι πια σε παραγωγή έχουν προκαθορισμένες διαμέτρους και βήματα. Εάν χρησιμοποιείται ένα μεταβλητό βήμα έλικα (βλέπε παράγραφο 2.2.2) τότε μόνο η διάμετρος και ο αριθμός των πτερυγίων πρέπει να καθοριστούν.

2.2.5 Πιθανές επιλογές

Πολλοί είναι οι παράγοντες που επηρεάζουν την καταλληλότητα και την αποδοτικότητα του έλικα που έχουν συζητηθεί αλλά μόνο ένας έλικας μπορεί να επιλεγεί για το αεροσκάφος. Θα ήταν δυνατό να αφήσουμε τον κατασκευαστή να αποφασίσει τον τύπο έλικα που θα χρησιμοποιήσει ανάλογα με την απόδοση και τη χρήση που είχαν κατά νου για το αεροσκάφος. Όμως, επειδή υποτίθεται ότι αυτό θα είναι ένα απλό αεροσκάφος που θα κατασκευάζεται στο σπίτι, πρέπει να γίνει επιλογή ή τουλάχιστον σύσταση για τον έλικα που θα χρησιμοποιηθεί στους δύο κινητήρες για τους οποίους έχει σχεδιαστεί το πλαίσιο του αεροπλάνου.

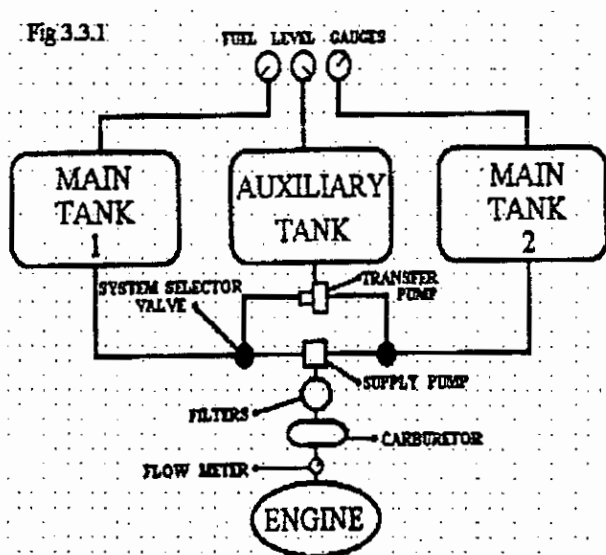
Το σύστημα έλικα “Warp Drive” φαίνεται πως είναι το πιο κατάλληλο από τα συστήματα που υπάρχουν στο εμπόριο για αυτό το σχέδιο. Είναι ένα μεταβλητό βήμα έλικα με ίνες άνθρακα που χρησιμοποιεί ένα χειροκίνητο προσαρμόσιμο σύστημα που προσαρμόζεται στο έδαφος, όπως περιγράφεται στην παράγραφο 3.2.2. Το πτερύγιο εισάγεται από την ίδια εταιρεία που εισάγει τους ιταλικούς κινητήρες

Απώ, οπότε η συμβατότητα είναι σίγουρη. Υπάρχουν πολλοί διαφορετικοί τύποι ελίκων αλλά μια έκδοση ενός με τρία πτερύγια με διάμετρο 18.8 μέτρα θα είναι αρκετά ευλύγιστος για την απόδοση που απαιτείται από το αεροσκάφος.

2.3 Βοηθήματα

Ως μέρος του προωθητικού συστήματος, διάφοροι υποστηρικτικοί μηχανισμοί απαιτούνται για να παρέχουν μια αποτελεσματική αξιόπιστη δομή.

Ένα σύστημα καυσίμων για το αεροσκάφος αποτελείται από τα παρακάτω κύρια εξαρτήματα: δεξαμενές καυσίμων ύλης, σωληνώσεις βενζίνης, αντλίες καυσίμων και συστήματα ελέγχου αερίων και καυσίμων. Από αυτά τα εξαρτήματα μόνο ένα παίζει μεγάλο ρόλο στη διάταξη του αεροσκάφους. Είναι η δεξαμενή καυσίμων. Η δεξαμενή καυσίμων πρέπει να χωράει έναν σημαντικό όγκο καυσίμων για τη διάρκεια της πτήσης και επιπλέον καύσιμα για κατάσταση ανάγκης. Το σχ.2.3.1 δείχνει τη γενική διάταξη του συστήματος καυσίμων που πρόκειται να βάλουμε στο αεροσκάφος.



Σχ.2.3.1

Οι δεξαμενές καυσίμων μπορεί να είναι τριών τύπων. Υπάρχουν διακριτές δεξαμενές, οι δεξαμενές bladder και οι ενσωματωμένες.

2.3.1 Διακριτές δεξαμενές

Πρόκειται για ξεχωριστά κατασκευασμένες δεξαμενές που είναι σχεδιασμένες και συνήθως τοποθετούνται με τη χρήση απλών μεθόδων στο εσωτερικό των πτερυγίων του αεροσκάφους.

2.3.2 Δεξαμενές τύπου bladder

Μια μεγάλη ελαστική σακούλα τοποθετείται σε μια κοιλότητα. Αυτό δημιουργεί μια αυτο-σφράγιση δεξαμενή. Εάν, για παράδειγμα, κάποια πέτρα που θα χτυπήσει το φτερό στο διάδρομο προσγείωσης-απογείωσης, διατρύπησει τη δεξαμενή, η τρύπα καλύπτεται αυτόματα. Αυτό αποτρέπει τη διαρροή μεγάλων ποσοτήτων καυσίμων και σταματά οποιοδήποτε κίνδυνο για φωτιά. Το μειονέκτημα είναι ότι ο όγκος καυσίμων που χωράει αυτή η δεξαμενή είναι 10% μικρότερος από τις άλλες δεξαμενές. Επίσης, αυξάνεται το συνολικό βάρος του αεροσκάφους.

2.3.3 Ενσωματωμένη δεξαμενή

Ένα αεροσκάφος από μέταλλο θα έχει κοιλότητες. Αυτές οι κοιλότητες χρησιμοποιούνται ως δεξαμενές καυσίμων. Το μειονέκτημα στη χρησιμοποίηση αυτών των κοιλοτήτων είναι ότι το υλικό που θα χρησιμοποιηθεί δεν πρέπει να έχει πόρους.

Το σύστημα που θα χρησιμοποιηθεί στο αεροσκάφος είναι οι διακριτές δεξαμενές. Ο λόγος είναι η απλότητα της ιδέας. Η ομάδα δόμησης έχουν σχεδιάσει τα πτερύγια να είναι ξύλινα. Έτσι, οι διακριτές δεξαμενές είναι η πιο κατάλληλη επιλογή λόγω της ανάγκης κατασκευής του εσωτερικού των πτερυγίων.

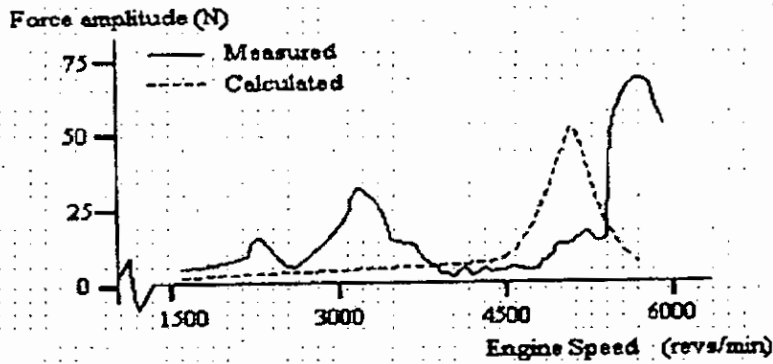
2.3.4 Τοποθέτηση του κινητήρα

Ένα στήριγμα κινητήρα χρησιμοποιείται για να στηρίζει τον κινητήρα μέσα στην άτρακτο. Ο κύριος σκοπός του στηρίγματος είναι η δημιουργία της ελάχιστης παρεμβολής στο αεροσκάφος. Η μεγαλύτερη παρεμβολή δημιουργείται αμέσως μετά την απογείωση. Αυτό συμβαίνει επειδή το αεροσκάφος ανεβαίνει. Όταν ο κινητήρας πρέπει να παράγει μεγάλη δύναμη, ο μοχλός μίγματος αερίων είναι εντελώς ανοιχτός. Όταν ο μοχλός μίγματος αερίων είναι εντελώς ανοιχτός μπορεί να δημιουργηθούν μη απαραίτητοι κραδασμοί στην άτρακτο. Άρα πρέπει να κρατηθούν στο ελάχιστο. Αυτός ο τύπος παρεμβολής μπορεί μόνο να διαγνωσθεί κατά τις δοκιμές.

Υπάρχουν μόνο δύο τρόποι με τους οποίους μπορούν να απορροφηθούν οι κραδασμοί. Το σώμα του πλαισίου όπου βρίσκεται ο κινητήρας μπορεί να απορροφήσει ένα μεγάλο ποσοστό της ενέργειας στα παρεμβύσματα του αποσβεστήρα κρούσης (αμορτισέρ). Η καλύτερη θέση για τα παρεμβύσματα είναι μεταξύ του κινητήρα και του βραχίονα. Η δομή της βάσης θα απορροφήσει και αυτή κάποιους κραδασμούς. Το πλαίσιο έχει κατασκευαστεί έτσι ώστε να ωφελεί και τις δυο μεθόδους.

Για να φροντίσουμε την επιλογή του κινητήρα που ο καταναλωτής θέλει να αγοράσει, η βάση του πρέπει να προσαρμόζεται σε όλα τα είδη κινητήρων. Αυτή η ομάδα επέλεξε να δώσει τη δυνατότητα επιλογής μεταξύ δύο κινητήρων για αυτό το αεροσκάφος. Το σχέδιο που δίδεται δείχνει μια βάση κινητήρα. Οι θέσεις βάσης για τους κινητήρες είναι διαφορετικές, οπότε οι βραχίονες που συγκρατούν τον κινητήρα στο πλαίσιο έχουν σχεδιαστεί για να κινούνται αναλόγως. Το πλαίσιο σχεδιάστηκε με το σκεπτικό ότι δεν θα περιοριζόταν σε δύο μόνιμες θέσεις για κινητήρα, που σημαίνει ότι οι περισσότεροι κινητήρες που προορίζονται για ελαφρά αεροσκάφη χωρούν σε αυτή τη θέση χωρίς κανένα πρόβλημα. Οι βραχίονες μπορούν να κινηθούν στο περύγιο X και στο περύγιο Y ελεύθερα.

Οι δυνάμεις που ασκούνται στη βάση θα ποικίλουν ανάλογα με την ταχύτητα του κινητήρα. Το σχ.2.3.2 δείχνει πώς αυξάνεται η δύναμη στη βάση όταν η ταχύτητα του κινητήρα είναι μεγάλη.



Σχ.2.3.2

Η βάση του κινητήρα πρόκειται να κατασκευαστεί από μια σειρά σωλήνων συνδεδεμένων μεταξύ τους έτσι ώστε να δημιουργούν ένα άκαμπτο πλαίσιο. Το καλύτερο υλικό που μπορεί να χρησιμοποιηθεί εξαρτάται από τη σκληρότητά του.

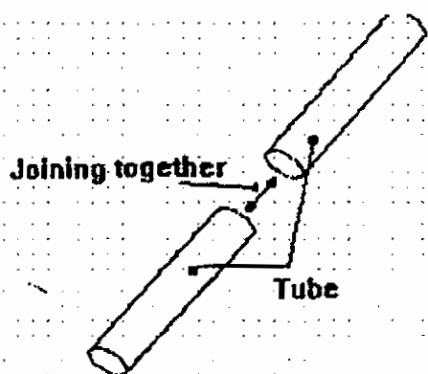
Οι επιλογές που έχουμε σε διαθέσιμα υλικά είναι: σωλήνωση από αλουμίνιο, ατσάλι και σύνθετα άνθρακα. Το αλουμίνιο είναι μαλακό μέταλλο, αλλά η σκληρότητα του σωλήνα μπορεί εύκολα να μετατραπεί αλλάζοντας την εξωτερική διάμετρο και το πάχος των τοίχων του σωλήνα. Γενικά, οι άξονες με μεγαλύτερη διάμετρο και μικρότερο πάχος τοιχώματος θα έχουν περισσότερη τάση να γείρουν, αλλά θα απορροφήσουν περισσότερη ενέργεια (όσον αφορά τους κραδασμούς, τους ήχους κλπ).

Εφόσον οι άξονες από αλουμίνιο παίρνουν πιο εύκολα μορφή, η διαδικασία κατασκευής μπορεί να είναι τέτοια ώστε οι σωλήνες να γέρνουν όσο το δυνατό στο πιο σωστό σημείο. Η κλίση των σωλήνων επιτυγχάνεται με τη χρήση ενός συσφιγκτήρα και μιας καμπτικής βίδας. Το εσωτερικό υποστηρίζεται από άμμο, οπότε ο σωλήνας έλκεται όπως είναι δεμένος γύρω από την περιστρεφόμενη βίδα. Όταν πρόκειται για μαζική παραγωγή, μια μηχανή θα μπορούσε να προγραμματιστεί έτσι ώστε ο σωλήνας να έχει πολλά δεσίματα με διαφορετικούς προσανατολισμούς (αν απαιτείται). Το αλουμίνιο είναι ένα ελαφρύ και μη διαβρωτικό μέταλλο.

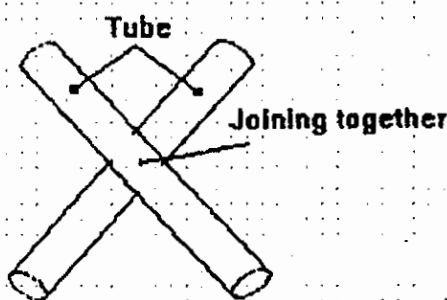
Το ατσάλι είναι πιο βαρύ από το αλουμίνιο και δεν προσφέρει επιπλέον πλεονεκτήματα. Το ατσάλι είναι διαβρωτικό και έχει μια τάση να σκουριάζει. Ένας τρόπος για να αποφευχθεί η σκουριά είναι η χρήση ανοξείδωτου ατσαλιού. Το ανοξείδωτο ατσάλι είναι σχετικά ακριβό.

Τα σύνθετα άνθρακα κυκλοφορούν σήμερα σε όλες τις μορφές, σχήματα και μεγέθη. Οι σωλήνες από ίνες άνθρακα θα ήταν μια πάρα πολύ καλή λύση για τη βάση της μηχανής λόγω των καλών ιδιοτήτων του όσον αφορά το βάρος και την ανθεκτικότητα. Τα σύνθετα άνθρακα είναι ακριβά και γενικά χρησιμοποιούνται μόνο σε κατασκευές υψηλής αποδοτικότητας.

Η κατασκευή της βάσης του κινητήρα απαιτεί τη σύνδεση των δύο σωλήνων στην ίδια διαμήκη γραμμή. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί είτε με το να σύρουμε τη μια άκρη του σωλήνα μέσα στον άλλο με μια συρτή βίδα (όπως η μέθοδος που χρησιμοποιείται για τους πασάλους των σκηνών), σχ.2.3.3 α, είτε τοποθετώντας μια δέσμη γύρω από τις άκρες που πρέπει να ενωθούν. Αν οι σωλήνες πρέπει να ενωθούν με τρόπο που θα κάνουν γωνία (σχ.2.3.3β), τότε ο καλύτερος τρόπος για να ενώσουμε τα δύο τμήματα είναι με τη χρήση συγκολλητικών μεθόδων.



Σχ.2.3.3α



Σχ.2.3.3β

Υπάρχουν πολλές μέθοδοι για κόλληση. Η συγκόλληση γίνεται με την τοποθέτηση των δύο σωλήνων μαζί και την επάλειψη των δύο πλευρών τους με κόλλα μετάλλων. Η καλύτερη μέθοδος που μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τη διαμόρφωση της βάσης του κινητήρα είναι η μέθοδος συγκόλλησης MIG. Η συγκόλληση MIG είναι μια μέθοδος κατάλληλη για τα περισσότερα μέταλλα (συμπεριλαμβανομένου του αλουμινίου). Δεν δημιουργεί σκουριά και υπάρχει η δυνατότητα για πολλές στρώσεις που παρέχουν πιο δυνατή ένωση. Η χρήση των στρωμάτων απαιτεί να μην καθαριστούν αμέσως. Είναι προτιμητέο το αέριο ηλίου για συγκόλληση αλουμινίου λόγω της μεγαλύτερης δυνατότητάς του ιονισμού(υψηλότερο ποσοστό παραγωγής ενέργειας). Τα σύνθετα άνθρακα δεν μπορούν να συγκολληθούν.

2.4 Έλεγχος κινητήρα

Μια δευτερεύουσα μελέτη σε αυτό το τμήμα της εργασίας είναι να μπορούμε να ελέγξουμε τον κινητήρα του αεροσκάφους και να συλλέξουμε πληροφορίες για την λειτουργία του έτσι ώστε να εκτιμήσουμε την καταλληλότητά του για οποιοδήποτε αεροσκάφος. Ο καλύτερος τρόπος για να κάνουμε κάτι τέτοιο είναι η κατασκευή μιας «δοκιμαστικής συσκευής». Οποιοδήποτε τέτοιο τμήμα συσκευής πρέπει να είναι ικανό να προσομοιώνει τις συνθήκες στις οποίες υπόκειται ένα αεροσκάφος κατά τη διάρκεια της πτήσης στο έπακρον. Πρέπει, επίσης, να υπάρχει η δυνατότητα προσκόλλησης των οργάνων στον κινητήρα και τη συσκευή, ώστε να λαμβάνονται οι πληροφορίες. Ο κύριος παράγοντας που πρέπει να προσομοιώνει είναι οι συνθήκες του ανέμου. Οι συνθήκες αυτές αναφέρονται σε μεταβολές της ταχύτητας και της κατεύθυνσης, π.χ. ενάντιος άνεμος, ούριος άνεμος. Η καλύτερή μέθοδος για να κάνουμε κάτι τέτοιο είναι η χρήση αεροδυναμικής σήραγγας.

Ένα μεγάλο πρόβλημα με την προσομοίωση είναι το θέμα της κλίμακας. Ίσως, σε κάποιες περιπτώσεις να μην είναι πρακτικό να συναρμολογηθεί ένα πρωτότυπο σε κανονική κλίμακα για το σύστημα πρόωσης του αεροσκάφους. Αν χρησιμοποιηθεί ένα μοντέλο σε μικρότερη κλίμακα, η «δυναμική ομοιομορφία» δημιουργεί προβλήματα και θα πρέπει να ληφθεί υπόψη στους υπολογισμούς. Ο όρος δυναμική ομοιομορφία αναφέρεται στο γεγονός ότι μια υγρή ή μηχανική ιδιότητα ενός μοντέλου δεν αλλάζει απαραίτητως ανάλογα με την αλλαγή της κλίμακας. Λόγω του μεγέθους του αεροσκάφους, οπότε και του κινητήρα και του συστήματος έλικα που αναπτύχθηκαν για αυτό το σχέδιο, θα είναι δυνατό να χρησιμοποιηθεί ένα μοντέλο του συστήματος πρόωσης σε κανονική κλίμακα.

Δεν θα ήταν καθόλου πρακτικό να φτιάξουμε μια αεροδυναμική σήραγγα λόγω του μεγέθους του έλικα. Μια καλύτερη λύση θα ήταν ένας ανεμιστήρας με άμεση ροή αέρα, που θα φυσούσε αέρα από ένα εκτεθειμένο κινητήρα. Ο κινητήρας θα μπορούσε τότε να λειτουργεί μέχρι να γίνουν οι μετρήσεις. Οι βασικές μετρήσεις που πρέπει να γίνουν είναι: η ταχύτητα της ροής του αέρα, και στην έξοδο από τον ανεμιστήρα αλλά και μετά το πέρασμά του από τον έλικα, και η γωνία του κινητήρα με την εισερχόμενη ροή του αέρα.

Η δοκιμαστική συσκευή χρησιμοποιεί μια ξεχωριστή αεροδυναμική σήραγγα που μπορεί να βιδωθεί στο μεγάλο κώνο διαχύσεως στη δοκιμαστική συσκευή. Αυτό θα καταστήσει δυνατή την αεροδυναμική σήραγγα μικρής κλίμακας που θα

χρησιμοποιηθεί σε συνδυασμό με το δοκιμαστικό παρά να πρέπει να τοποθετηθεί ο ανεμιστήρας στη δοκιμαστική συσκευή. Έτσι, θα μειωθεί και το βάρος και το κόστος της κατασκευής. Ο κινητήρας είναι τοποθετημένος σε μια πλήρως προσαρμοσμένη βάση έτσι ώστε να μπορούν να δοκιμαστούν πολλοί διαφορετικοί κινητήρες. Ο σωλήνας για τη μέτρηση πίεσεως μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε αεροδυναμική σήραγγα για να αποκτήσει την ταχύτητα του αέρα. Οι διαστάσεις του κώνου διαχύσεως στις οποίες θα προσαρμοστεί η αεροδυναμική σήραγγα είναι ήδη γνωστές, οπότε η ταχύτητα στην έξοδο από τον κώνο διαχύσεως και η ροή του αέρα που χτυπά τον έλικα μπορούν να υπολογισθούν. Είναι σημαντικό ότι η αεροδυναμική σήραγγα που χρησιμοποιείται είναι ικανή να παράγει μεγάλη ταχύτητα αέρα καθώς το μέγεθος του κώνου διαχύσεως θα επιβραδύνει σημαντικά το υγρό στην έξοδό του.

Στην πράξη, θα ήταν καλύτερο ο κώνος διαχύσεως να έχει μια στρογγυλή διατομή για να αποφύγει τις απώλειες από τις γωνίες. Επίσης, θα πρέπει να τοποθετηθεί στην έξοδο του κώνου διαχύσεως μια «κυψελίδα» για να ευθυγραμμίσει τη ροή του αέρα. Αυτό συμβαίνει γιατί η ροή του αέρα βρίσκεται σε περιδίνηση όταν βγαίνει από την αεροδυναμική σήραγγα λόγω της επίδρασης του ανεμιστήρα μέσα στη σήραγγα.

Υπάρχει μια μπάρα πίσω από τη βάση του κινητήρα που επιτρέπει τις μετρήσεις οργάνων που πρέπει να τοποθετηθούν. Η βάση του κινητήρα μπορεί να περιστραφεί έτσι ώστε να προσομοιωθούν διάφορες συνθήκες ανέμου. Επίσης, υπάρχει μια διαβαθμισμένη κλίμακα στο στήριγμα της βάσης του κινητήρα και έτσι μπορεί εύκολα να παρατηρηθεί η γωνία του κινητήρα με την κατεύθυνση του ανέμου. Το όλο σύστημα είναι τοποθετημένο σε ένα πλαίσιο φτιαγμένο από ατσάλινο τμήμα κιβωτίου. Υπάρχει ακόμα ένα αλουμινένιο πλαίσιο πάνω από το δοκιμαστικό που επιτρέπει την τοποθέτηση ενός κλουβιού για λόγους ασφαλείας. Με την παρούσα μορφή του το δοκιμαστικό μπορεί να αντέξει έλικες διαμέτρου μέχρι και δύο μέτρων. Είναι δυνατό να συνδεθούν τα όργανα μέτρησης με υπολογιστή μέσω μιας διασυνδετικής διάταξης. Το κατάλληλο λογισμικό μπορεί να γραφτεί μαζί με τις διαστάσεις της δοκιμαστικής συσκευής και την εισαγωγή παραμέτρων από το χρήστη. Αυτό θα επιτρέψει να γίνουν γραφικές παραστάσεις και πραγματική ανάλυση των αποτελεσμάτων.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΩΝ

Υπολογισμοί πτέρυγος

Περιοχή πτερυγίου

$$W = L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

$$7985,34 = 1,8 \times 0,5 \times 1,223 \times 602 \times 5$$

$$S = W / C_L \times \frac{1}{2} \rho V^2 = 295 \times 1816 / 1,8 \times 50^2 = 119 \text{ ft}^2 = 11,2 \text{ m}^2$$

$$V = 50 \text{ mph}$$

Φόρτιση πτέρυγος

$$W / S = 1816 / 119 = 15,26 \text{ lb/ft}^2 \text{ ή } 73 \text{ kg/m}^2$$

Συντελεστής Άντωσης (C_L)

$$\text{Πτερύγιο} = C_{L(\text{Max})} = 1,8 \text{ (από τους πίνακες)}$$

Συντελεστής Οπισθέλκουσας (C_D)

$$\text{Πτερύγιο} = C_{D(\text{Max})} = 0,0394$$

Λόγος όψεως = 6,6 : 1

$$\text{Εκπέτασμα} = 28 \text{ ft}$$

$$\text{Χορδή} = 4,3 \text{ ft}$$

Περιοχή πηδαλίου κλίσεως

$$S \times 13\% = 15,47 \text{ ft}^2$$

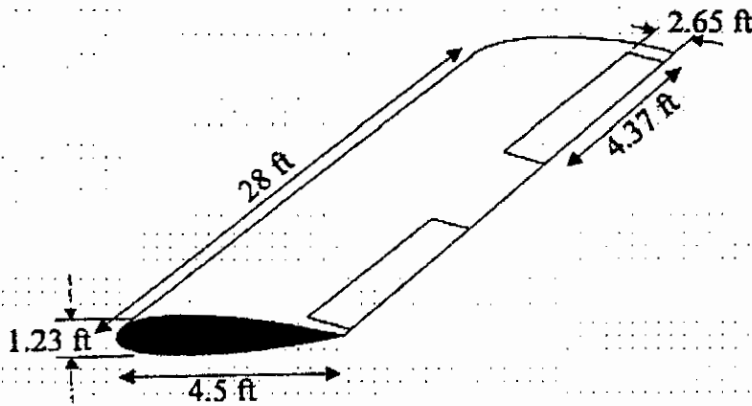
Περιοχή πτερυγίου καμπυλότητας

$$\text{Πηδάλιο κλίσης} \times 1,5 = 23,21 \text{ ft}^2$$

Αναλογία λεπτότητας = 3,5 : 1

$$\text{Οπότε χορδή} = 4,3 \text{ ft}$$

$$\text{Ύψος} = b = 4,3 \times 1/3,5 = 1,23 \text{ ft}$$



Αναλογία όψεως των πτερυγίων = 1 : 3 : 3

y x

$$\text{οπότε } x \cdot y = 23,21 \text{ ft}^2$$

$$x/y = 3,3$$

$$x = 3,3y$$

$$\text{οπότε } 3,3y^2 = 23,21 \text{ ft}^2$$

$$y = \sqrt{\frac{23,21}{3,3}} = \sqrt{7,0} \text{ Ft} = 2,65 \text{ Ft}$$

$$x = 2,65 \times 3,3 = 8,75 \text{ Ft}$$

Υπολογισμός Διαστάσεων

Υπολογισμός Διαστάσεων πτερυγίου

Όσο πιο λεπτό είναι το πτερύγιο, τόσο καλύτερη και πιο ελαφριά είναι η κατασκευή.

Δοκός στο 30% της Χορδής – διότι υπάρχει η οπισθέλκουσα δύναμη.

Καλή αναλογία όψεως: 7 Μεγαλύτερο σημαίνει: υπερβολική άντωση

Μικρότερο σημαίνει: μειώνουμε τις χορδές των

πτερυγίων.

Υπολογίζουμε 118 ft^2 περιοχή πτερυγίου.

Αναλογία όψεως (A.R.) = 7, οπότε:

$$A.R. = \frac{b^2}{S_w} \Leftrightarrow b = \sqrt{A.R. \times S_w} \Leftrightarrow b = \sqrt{7 \times 118} \Leftrightarrow b = 28,74 \text{ ft}$$

Οπότε: εκπέτασμα = 28,5 ft

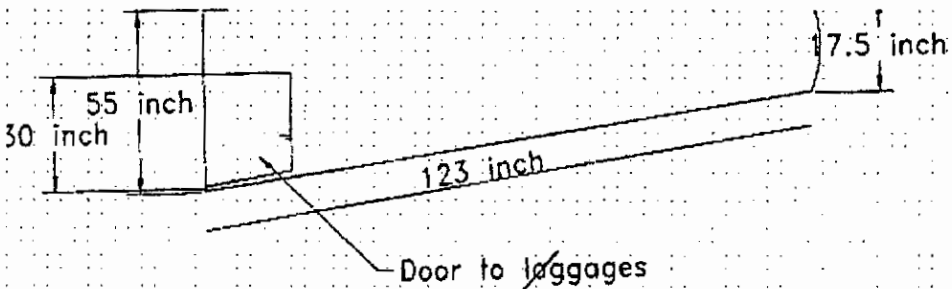
Και $c = S_w/b = 118/28,5 = 4,7 \text{ ft}$ και δεν υπάρχει λέπτυνση οπότε η χορδή είναι συνεχώς ψηλά και η χορδή = 4,7 ft

Και τέλος $A.R. = b^2/S_w = 6,883$

Σύμφωνα με το 15% η αναλογία λεπτότητας του πτερυγίου είναι : λεπτότητα = 0,705ft

Άτρακτος: Ημιμονοκόμματος

Η άτρακτος κατασκευάζεται γύρω από τέσσερις δοκούς. Αυτό δεν απαιτεί πολύπλοκα εξαρτήματα. Χρειάζεται αποτελεσματική δομή για τη μεταφορά του βάρους. Κάθε πλευρά της άτρακτου μπορεί να θεωρηθεί ως ένας δοκός και το 'κουτί' που διαμορφώνεται από αυτές τις τέσσερις πλευρές είναι για τη συστροφή και τη φόρτιση διατμήσεως (σχήμα 52).



Διάσταση ουράς (οριζόντιας)

Σύμφωνα με τις στατιστικές για την οριζόντια ουρά σε διάφορα αεροσκάφη (όπως φαίνεται στον πίνακα 7), ο λόγος της περιοχής του πτερυγίου / την περιοχή της ουράς είναι συνήθως μεταξύ 5,8 και 7 και εξαρτάται από το κόστος και το βάρος. Εφόσον η σταθερότητα του αεροσκάφους εξαρτάται μόνο από τη ουρά, συνιστάται ένας λόγος της τάξεως του 6,5. Αυτό σημαίνει ότι υπολογίζουμε την οριζόντια περιοχή = 23 ft². Η ανάλυση του βάρους θα δείξει αν κάναμε ή όχι το σωστό. Μέχρι τότε δουλεύουμε με αυτή την περιοχή.

Σύμφωνα με το $S_h * I_h / S_w * I = V_h = 0,497$, το οποίο - σύμφωνα με τον πίνακα 8 - δείχνει ότι η ουρά έτσι θα μας δώσει με 100% πηδάλιο ύψους βάθους, καλό έλεγχο.

Επίσης θεωρούμε ότι $I_h = 12$ ft, οπότε $I_h = 12/4,7 = 2,55$

Επίσης, $b_h = 8,972$ ft και τέλος $C_H = 2,56$ ft.

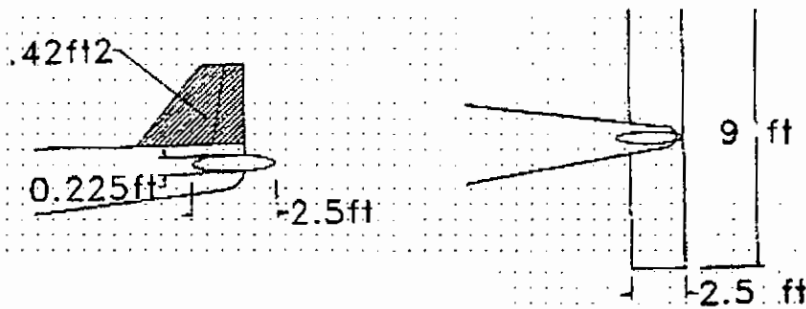
Κάθετη ουρά

Σύμφωνα με τα στατιστικά του Πίνακα 9

$S_w / S_v =$ μεταξύ 13,5-15 (προτείνεται το 14)

Οπότε: $S_w = 118 \text{ ft}^2$ και $S_v = 118/14 = 8,42 \text{ ft}^2$

Και $V_v = 0,024$



Κάθετη περιοχή = $8,42 \text{ ft}^2$

Οριζόντια περιοχή = 23 ft^2

$I = 12 \text{ ft}$

$V = 0,497$

Πτερύγιο = 9 ft

Χορδή = $2,5 \text{ ft}$

Αναλογία όψεως = $3,5$

Λεπτότητα αεροτομής = 9%

Υπολογισμός Βάρους

Ωφέλιμο Βάρος

- Πιλότοι $\times 2 = 80$ χιλιόγραμμα $\times 2 = 160$ χιλιόγραμμα
- Βενζίνη / Καύσιμα = 3 χιλιόγραμμα $\times 25$ γαλόνια = 70 χιλιόγραμμα
- Λιπαντικά λάδια = $3,5$ χιλιόγραμμα $\times 1$ γαλόνι = $3,5$ χιλιόγραμμα
- Αποσκευές = 50 χιλιόγραμμα
- Αλεξίπτωτα κλπ = 15 χιλιόγραμμα

Σύνολο ωφέλιμου φορτίου = $298,5$ χιλιόγραμμα

Παίρνοντας δείγματα από έξι ελαφριά αεροσκάφη βλέπουμε ότι ο λόγος Ωφέλιμου φορτίου / Μικτό βάρος είναι

1. Van RV-4 : $905/1500 = 0,603$
2. Brandli BX-2: $683/1212 = 0,56$
3. Van RV-6: $950/1900 = 0,5$
4. Dragonfly: $610/1150 = 0,53$

5. Pazmany PL-2: $902/1150 = 0,53$

6. Smyth Sidewinder: $867/1450 = 0,59$

Οπότε ο μέσος λόγος είναι $= (1+2+3+4+5+6)/6 = 3,33/6 = 0,55$

Λόγος των 6 δειγμάτων για Ωφέλιμο φορτίο / Μικτό βάρος = 0,55

Οπότε αν το ωφέλιμο βάρος του αεροσκάφους μας είναι 298,5 χιλιόγραμμα, τότε:

$\text{Μικτό Βάρος κατ' εκτίμηση: } 298,5 / 0,55 = 542,7 \text{ χιλιόγραμμα}^1$

Βάρος πτερυγίου

Με τον παράγοντα B και τη γραφική παράσταση έχουμε:

$$B = \frac{G.W \times n_{ult} \times \bar{S}_w \times [(1.9 \times A.R) - 4]}{1 + (0.11 \times \frac{t}{CF} \%)} =$$

$$\frac{1200 \times 9 \times 118 \times [(1.9 \times 6.83) - 4]}{1 + (0.11 \times 15)} = 4317090.1 = 13$$

Οπότε από την γραφική παράσταση της επόμενης σελίδας βρίσκουμε ότι:

$\text{Βάρος πτερυγίου} = 77 \text{ χιλιόγραμμα}$

Βάρος Ατράκτου

Από τη γραφική παράσταση και το Μικτό Βάρος = 542,7 χιλιόγραμμα

Κατώτερη γραμμή => Δομή από λεπτό φύλλο μετάλλου

Υψηλότερη γραμμή => ηλεκτροκολλημένος ατσάλινος σωλήνας και ξύλινες κατασκευές ή επίπεδο πλευρικό βαρύ φύλλο

Επιλέγουμε την κατώτερη γραμμή καθώς είναι πιο κοντά στην επιλογή που έχουμε κάνει για τα υλικά.,

Οπότε

$\text{Βάρος ατράκτου} = 32 \text{ χιλιόγραμμα}$
--

¹ Έχουν γίνει μετατροπές των λιβρών σε χιλιόγραμμα μόνο στα τελικά αποτελέσματα

Βάρος ουράς

1. Οριζόντια ουρά

Από τον παράγοντα A και την γραφική παράσταση στις παρακάτω σελίδες, έχουμε:

$$A = \frac{G.W \times n_{ult} \times S_H^2 \times A R_H}{S_w \times \frac{l}{ch(\%)}}$$
$$\frac{1220 \times 9 \times 23^2 \times 3.5}{118 \times 9} \Rightarrow A = 18828.814$$

Οπότε από τη γραφική παράσταση έχουμε:

$$\text{Βάρος οριζόντιας ουράς} = 9,5 \text{ χιλιόγραμμα}$$

2. Κάθετη ουρά

Βάρος οριζόντιας ουράς = 9,5 χιλιόγραμμα

Περιοχή οριζόντιας ουράς = 23 ft²

Βάρος μονάδας = 9,5 / 23 = 0,4 χιλιόγραμμα / ft²

Περιοχή κάθετης ουράς = 8,5 ft²

Οπότε:

$$\text{Βάρος κάθετης ουράς} = 0,4 \times 8,5 = 3,4 \text{ χιλιόγραμμα}$$

$$\text{Συνολικό βάρος ουράς} = 12,9 \text{ χιλιόγραμμα}$$

Βάρος τροχών προσγείωσης

Το βάρος των τροχών προσγείωσης υπολογίζεται στο 5,5% για τα αεροσκάφη με τρεις τροχούς, οπότε:

$$\underline{1200 \times (5.5 / 100) = 30 \text{ χιλιόγραμμα}}$$

Κατάληξη:

- 70% του βάρους για τους βασικούς τροχούς
- 30% του βάρους για τον τροχό της μπροστινής άκρης

οπότε: Βασικοί τροχοί = (70/100) x 66 = 21 χιλιόγραμμα

Τροχός μπροστινής άκρης = (30/100) x 66 = 9 χιλιόγραμμα

$$\text{Συνολικό βάρος τροχών προσγείωσης} = 30 \text{ χιλιόγραμμα}$$

Βάρος πίνακα ελέγχου

Για τα ελαφριά αεροσκάφη η επιφάνεια ελέγχου ζυγίζει περίπου το 2,5% του Μικτού Βάρους, οπότε

$$\text{Βάρος επιφάνειας ελέγχου} = 1200 \times (2,5/100) = 13,5 \text{ χιλιόγραμμα}$$

Δεξαμενές καυσίμων

Οι δεξαμενές καυσίμων από αλουμίνιο μαζί με το γέμισμα και το πάμα πλήρωσεως είναι 0,35 χιλιόγραμμα ανά γαλόνι, οπότε:

$$0,35 \times 25 = 8,75 \text{ χιλιόγραμμα}$$

Εξοπλισμός

- Ζώνη
- Βάση ώμου
- Προσκέφαλα
- Φως πιλοτηρίου
- Φως προσγείωσης
- Φως θέσεως
- Περιστρεφόμενος φάρος
- Κύλινδρος φρένων
- Παροχή ραδιοσήματος και ισχύος
- Μόνωση ήχου
- Αφρώδες ελαστικό

$$\text{Σύνολο βάρους εξοπλισμού} = 38 \text{ χιλιόγραμμα}$$

$$\text{Διάφορα} = 9 \text{ χιλιόγραμμα}$$

Συνολικά βάρη

- Μικτό βάρος = 542,7 χιλιόγραμμα
- Ωφέλιμο βάρος = 298,5 χιλιόγραμμα
- Βάρος κινητήρα = 60 χιλιόγραμμα
- Υπόλοιπα = 185 χιλιόγραμμα

Μπορούμε να κατασκευάσουμε ένα αεροσκάφος περίπου 550-600 κιλών.

HORIZONTAL TAIL STATISTICS

Airplane	$S_W(ft^2)$	$\bar{c}(ft)$	$S_H(ft^2)$	$S_H/S_W(\%)$	$l_H(ft)$	l_H/c	\bar{V}_H
Piper J3	178.5	5.33	24.5	13.7	13.2	2.47	.340
Piper Cherokee	160.0	5.08	23.0	14.4	13.1	2.57	.371
Cessna 140	159.6	4.90	23.3	14.6	12.5	2.55	.374
Cessna 150	160.0	4.95	23.7	14.8	13.0	2.63	.390
Shin 2150-A	144.0	4.80	20.8	14.5	12.7	2.64	.392
Thorp T-18	86.0	4.17	14.2	16.5	10.4	2.50	.412
Luscombe Silvaire	140.0	4.17	21.7	15.5	11.5	2.84	.442
Nesmith Cougar	82.5	4.00	14.0	17.0	11.3	2.83	.480
Emeraude CP 301	118.0	4.33	24.0	20.3	12.1	2.79	.568
Cessna 170	175.0	4.92	34.2	19.5	14.6	2.97	.580
Navion	184.0	5.22	42.8	23.3	15.5	2.96	.692

S_W = Wing Area

l_H = Tail Length

\bar{c} = Wing M.A.C.

\bar{V}_H = Tail Volume Coefficient

S_H = Tail Area

Assuming that the C.G. is located at 25% M.A.C., the following generalized criteria for \bar{V}_H selection could be used:

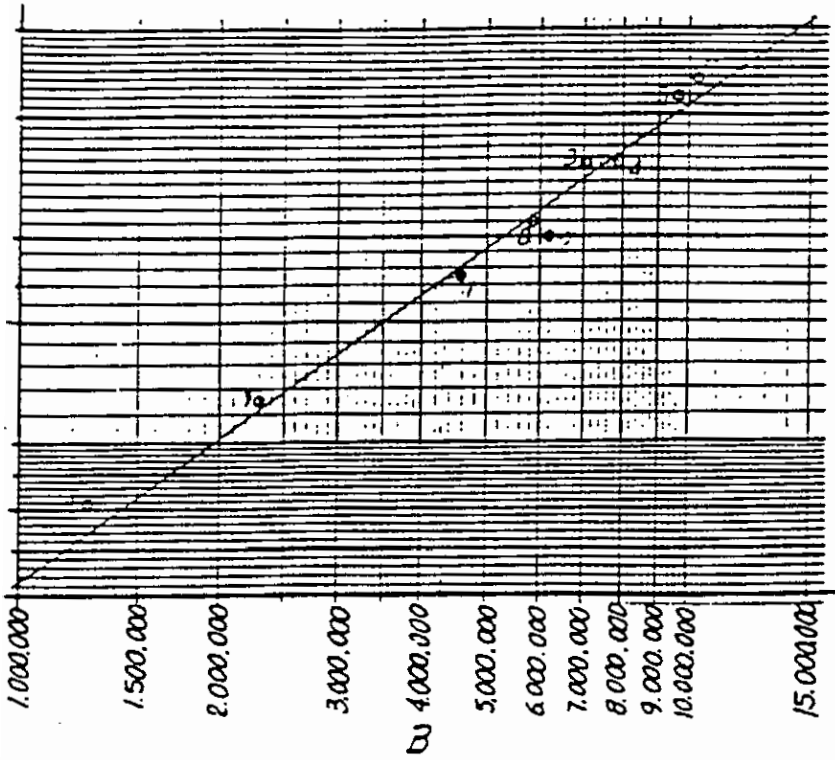
TABLE 8
TAIL VOLUMES

Typical Applications	Tail Volume \bar{V}_H	Stability Margin	Elevator Area (% of S_H)	Control Effectiveness
Split flaps Small $C_{l_{max}}$ Small C_{mac}	.300	Small	30	Very poor
			50	Poor
			* 100	Fair
Plain Flaps Moderate $C_{l_{max}}$ Moderate C_{mac}	.450	Average	30	Poor
			50	Fair
			* 100	Good
Slotted flaps High $C_{l_{max}}$ High C_{mac}	.700	Large	30	Fair
			50	Good
			* 100	Very good

* The 100% Elevator Area represents the "All Movable Tail."

VERTICAL TAIL STATISTICS

Airplane	b^2/S_W	$S_W(ft^2)$	$b(ft)$	$S_V(ft^2)$	$S_V/S_W(\%)$	$l_V(ft)$	\bar{V}_V
Piper J3	17.5	178.5	35.2	10.2	5.7	13.4	.022
Shin 2150-A	15.5	144.0	30.0	9.5	6.1	11.0	.024
Luscombe Jodel D-9	19.5	97.3	22.9	4.9	5.0	11.4	.025
Luscombe Silvaire	13.2	140.0	35.0	10.6	7.6	11.9	.026
Cessna 140	15.1	159.6	33.3	11.5	7.2	12.8	.028
Cessna 150	13.7	160.0	33.3	11.7	7.3	13.1	.029
Piper Cherokee	14.1	160.0	30.0	10.8	6.7	12.9	.029
Boeing Stearman	17.0	167.0	35.0	12.3	7.1	13.2	.029
Boeing Stearman	9.4	161.5	31.2	16.1	10.2	12.6	.037
Boeing Stearman	10.1	277.0	45.3	27.0	9.7	18.0	.039



$$B = \frac{SW(Lb) \cdot \pi_{ULT} \cdot S_w(H^2) \cdot [(1.9AR) - 4]}{1 + 0.11 t/c_r (\%)}$$

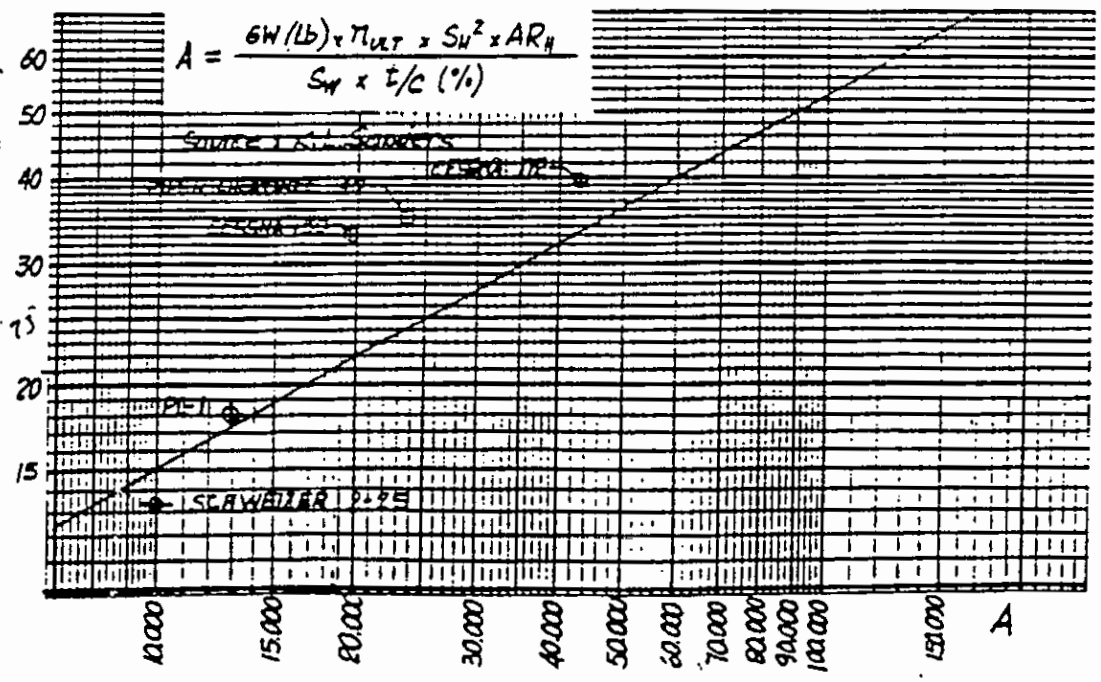
- AR : 5 TO 1
- (t/c)_{ROOT} : 12 TO 16 %
- TAPER RATIO : .7 TO 1.0
- Λ : 0 TO 10° (SHEEPBACK)
- W_w : WING WEIGHT (INCL. FLAPS ANDAILERONS).

- 1 : PI-1
- 2 : BEECH MURKETEER
- 3 : SCHWEIZER 1-21
- 4 : SAAB SAFIR
- 5 : KLEMM 363
- 6 : BEECH MENTOR
- 7 : DRIEGGS DART I
- 8 : PIPER J3C
- 9 : THORP T-18

FIG. 50. FACTOR "B" FOR WING WEIGHT ESTIMATION

Horizontal Tail

Weight of horizontal tail is estimated from Figure 52 based on factor A. Calculation of factor A for the PI-1 is shown next:



$$A = \frac{6W(Lb) \cdot \pi_{ULT} \cdot S_w^2 \cdot AR_H}{S_w \cdot t/c (\%)}$$

FIG. 52. FACTOR "A" FOR HORIZONTAL TAIL ESTIMATION

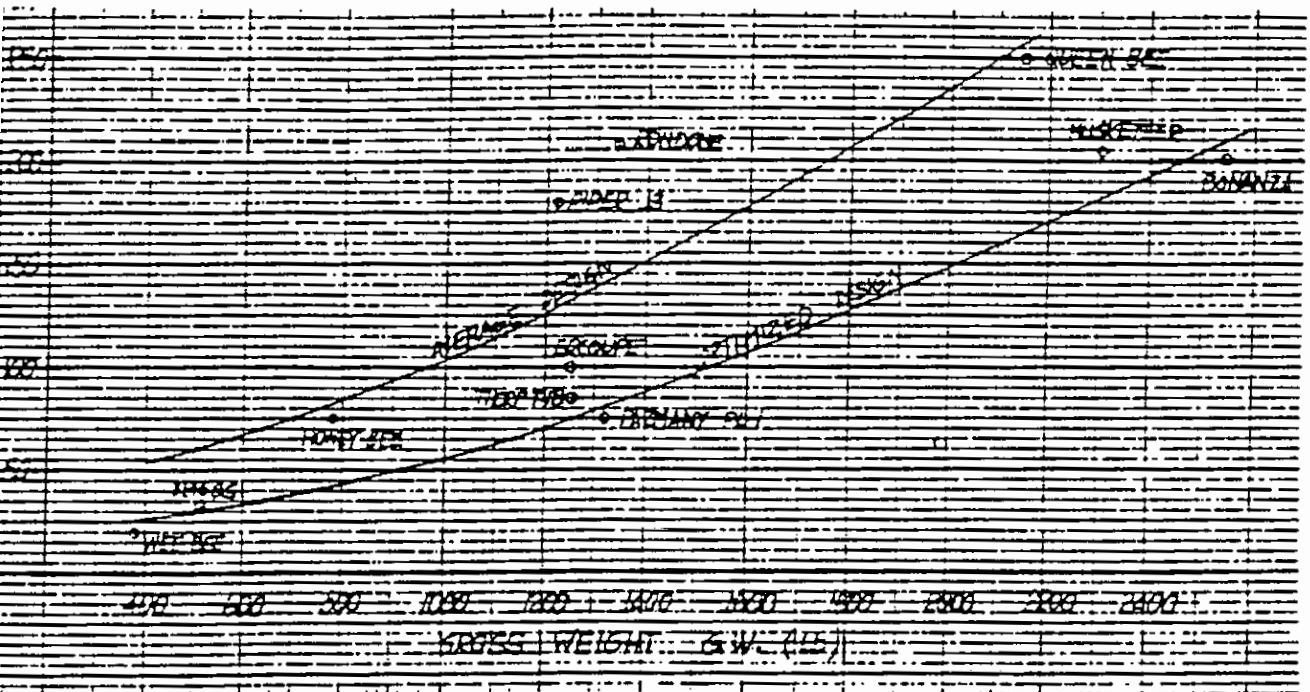


FIG. 51 - FUSELAGE WEIGHTS

