

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΕΛΙΚΟΦΟΡΑ ΠΡΟΩΘΗΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ



ΦΟΙΤΗΤΕΣ:
ΑΝΔΡΙΟΠΟΥΛΟΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ (Α.Μ. 7010)
&
ΛΥΚΙΑΡΔΟΠΟΥΛΟΣ ΓΕΡΑΣΙΜΟΣ (Α.Μ. 6956)

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΠΟΛΥΖΑΚΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΟΣ

ΠΑΤΡΑ 2020

Πρόλογος

Το παρόν τεύχος αποτελεί τη διπλωματική εργασία που εκπονήθηκε στο τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Πελοποννήσου και αναφέρεται στην εξέλιξη, αλλά και στα στοιχεία που αποτελούν του έλικες και τα προωθητικά συστήματα των παλαιών όσο και των πολύ νεότερων αεροσκαφών. Περιγράφει αναλυτικά την επιστήμη της αεροδυναμικής του αεροσκάφους, το πως αυτή εξελίχθηκε με όλα τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιούνται στην άτρακτο αλλά και στα πτερύγια του αεροσκάφους.

Τέλος, αναλύει πολλές από τις δυνάμεις που επιδρούν στο αεροσκάφος την ώρα της πτήσης, της απογείωσης καθώς και της προσγείωσης.

Ευχαριστούμε θερμά τον επιβλέποντα καθηγητή μας κ. Απόστολο Πολυζάκη, αναπληρωτή καθηγητή του τμήματος Μηχανολόγων μηχανικών για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση που μας πρόσφερε για την υλοποίηση της εργασίας.

Υπεύθυνη Δήλωση Φοιτητών

Οι κάτωθι υπογεγραμμένοι Φοιτητές έχουμε επίγνωση των συνεπειών του Νόμου περί λογοκλοπής και δηλώνουμε υπεύθυνα ότι είμαστε συγγραφείς αυτής της Πτυχιακής Εργασίας, αναλαμβάνοντας την ευθύνη επί ολοκλήρου του κειμένου εξ ίσου, έχουμε δε αναφέρει στην Βιβλιογραφία μας όλες τις πηγές τις οποίες χρησιμοποιήσαμε και λάβαμε ιδέες ή δεδομένα. Δηλώνουμε επίσης ότι, οποιοδήποτε στοιχείο ή κείμενο το οποίο έχουμε ενσωματώσει στην εργασία μας προερχόμενο από Βιβλία ή άλλες εργασίες ή το διαδίκτυο, γραμμένο ακριβώς ή παραφρασμένο, το έχουμε πλήρως αναγνωρίσει ως πνευματικό έργο άλλου συγγραφέα και έχουμε αναφέρει ανελλιπώς το όνομά του και την πηγή προέλευσης.

Οι Φοιτητές

(Ονοματεπώνυμο)

(Ονοματεπώνυμο)

Ανδριόπουλος Γεώργιος

Λυκιαρδόπουλος Γεράσιμος

.....
(Υπογραφή)

.....
(Υπογραφή)



Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία αναφέρεται στα ελικοφόρα και προωθητικά συστήματα, από τα οποία αποτελούνται τα αεροπλάνα και τα ελικόπτερα. Η ανάπτυξη του θέματος γίνεται σε 4 κεφάλαια.

Στο πρώτο κεφάλαιο αναφέρονται τα είδη των εμβολοφόρων κινητήρων, το βάρος τους, οι διαστάσεις τους και η ισχύς τους, καθώς και πως από το εμβολοφόρο κινητήρα περάσαμε στον ελικοστροβιλοκινητήρα λόγω της αυξημένης ισχύς του και του μειωμένου βάρους του.

Στο δεύτερο κεφάλαιο αναλύονται τα γεωμετρικά στοιχεία του έλικα, η ταχύτητα του, συντελεστές και το βήμα του έλικα καθώς οι δυνάμεις και οι ροπές που επενεργούν πάνω στον έλικα και στα ακροπτερυγιά του. Επίσης αναφέρεται και στην συντήρηση του έλικα.

Στο τρίτο κεφάλαιο περιγράφεται περισσότερο η αεροδυναμική του αεροσκάφους, από τι στοιχεία μπορούν να κατασκευάζονται τα πτερύγια έτσι ώστε να αυξάνεται η απόδοσή τους, καθώς και οι δυνάμεις που επενεργούν πάνω στα πτερύγια αλλά και την άτρακτο του αεροσκάφους. Τέλος αναλύονται έννοιες όπως είναι η άντωση, η οπισθέλκουσα, η ροπή πρόνευσης και οι περιοχές ταχυτήτων των αεροσκαφών.

Το τέταρτο κεφάλαιο ασχολείται με τις επιδόσεις του αεροσκάφους, την ειδική κατανάλωση καυσίμου αλλά και τη μέγιστη αυτονομία και εμβέλεια του αεροσκάφους την ώρα της πλεύσης.

Τα συμπεράσματα που βγαίνουν από αυτή την εργασία είναι ότι με τα κατάλληλα σύνθετα υλικά αλλά και με τις μελέτες που γίνονται στους ελικοστροβιλοκινητήρες μπορούμε να επιτύχουμε καλύτερες αποδόσεις και επιδόσεις στα αεροσκάφη.

Η ανάγκη που υπάρχει παγκοσμίως στο επίπεδο του χρόνου μετακίνησης έχει δημιουργήσει μια τεράστια ζήτηση για καινούργιες έρευνες που θα καταφέρνει να υπερνικάει τα ήδη σύγχρονα αεροσκάφη, θα έχει να απασχολεί ένα μεγάλο αριθμό επιστημόνων και μηχανικών ώστε να μειώνεται συνεχώς ο χρόνος και να είναι πιο δημοφιλής το εναέριο μεταφορικό από όλο τον πληθυσμό της Γης .

Τέλος , η πολυπλοκότητα των σύγχρονων κινητήρων αεροσκαφών δημιουργεί μία συνθήκη που αναγκάζει τις αεροπορικές εταιρίες να χρειάζονται έναν μεγάλο αριθμό ατόμων στην κατασκευή – συντήρηση όσο και στην μελέτη που γίνεται για να επιτευχθεί το σωστό αποτέλεσμα .Αυτό μας ευχαριστεί διότι σαν μηχανικοί έχουμε την ευκαιρία να εργαστούμε στον μεγαλύτερο τομέα μεταφοράς επιβατικού στόλου , βοηθώντας στην αποσυμφόρηση αυτής της πιεστικής κατάστασης που βιώνουμε την σημερινή εποχή .

Περιεχόμενα

Εισαγωγή.....	1
Κεφάλαιο 1: Ελικοφόρα προωθητικά συστήματα	3
1.1 Πλεονεκτήματα – μειονεκτήματα.....	3
1.2 Βάρος και διαστάσεις κινητήρα.....	3
1.3 Ισχύς εμβολοφόρου κινητήρα και ελικοστροβιλοκινητήρα.....	4
1.4 Ανάλυση και υπολογισμός χαρακτηριστικών έλικας.....	5
1.5 Είδη εμβολοφόρων κινητήρων.....	6
1.6 Κινητήρες Έλξης – Ώθησης	8
1.7 Θέση εγκατάστασης εμβολοφόρων κινητήρων	9
1.8 Βάρος και διαστάσεις κινητήρα.....	10
1.9 Ισχύς εμβολοφόρου κινητήρα	11
1.10 Ισχύς ελικοστροβιλοκινητήρα.....	13
1.11 Εγκατάσταση εμβολοφόρου κινητήρα	15
Κεφάλαιο 2: Αρχή λειτουργίας και στοιχεία έλικα	16
2.1. Εισαγωγή	16
2.2. Θεωρία ορμής για αξονική ροή	16
2.3 Θεωρία διατήρησης ορμής με γωνιακή ταχύτητα.....	20
2.4 θεωρία στοιχείου πτερυγίου	21
2.5 Θεωρία Στροβίλων	25
2.6 Γεωμετρικά στοιχεία και Ταχύτητες Έλικα.....	26
2.6.1 Γενικά	26
2.6.2. Βήμα έλικα.....	27
2.6.3. Βήμα Έλικα και Ταχύτητα.....	31
2.6.4. Ο Έλικας «Ανεμόμυλος».....	33
2.7 Ελικόρευμα (slipstream)	33
2.8. Αεροτομή Πτερυγίου Έλικα	34
2.9 Αριθμός Πτερυγίων Έλικα	36
2.10 Ολίσθηση και Λόγος Ολίσθησης.....	38
2.11 Συντελεστές Έλικα.....	38
2.11.1 Εισαγωγή	38
2.11.2 Συντελεστής άντωσης και οπισθέλκουσας στοιχείου πτερυγίου.....	39
2.11.3 Συντελεστές ώσης και ισχύος και βαθμός απόδοσης έλικα.....	40
2.12 Στατική ώση	41
2.13. Δυνάμεις και ροπές έλικα	42
2.14 Ταχύτητα ακροπτερυγίου.....	45

2.15 Κωδικοποίηση – Αναγνώριση έλικα	46
2.16 Εφαρμοσμένη ανάλυση και υπολογισμός χαρακτηριστικών έλικα	48
2.16.1 Γενικά	48
2.16.2 Μεθοδολογία ανάλυσης έλικα για πλεύση.....	49
2.16.3 Μεθοδολογία ανάλυσης έλικα για απογείωση.....	49
2.17. Τάση περιστροφής και εκτροπής αεροσκάφους.....	50
2.17.1. Εισαγωγή	50
2.17.2. Παράγοντας P	50
2.17.3 Ροπή έλικα.....	51
2.17.4. Γυροσκοπική εκτροπή	51
2.18 Κατασκευή έλικα.....	52
2.18.1 Εισαγωγή	52
2.19 Αντοχή πτερυγίων.....	52
2.19.1. Μεθοδολογίες υπολογισμού	52
2.19.2 Βασικές απαιτήσεις αντοχής πτερυγίου	53
2.20. Τρόποι και υλικά κατασκευής πτερυγίων έλικα.....	54
2.20.1. Εισαγωγή	54
2.20.2. Πτερύγια έλικα από ξύλο	54
2.20.3. Πτερύγια από ξύλο και σύνθετα υλικά	55
2.20.4. Μεταλλικά πτερύγια	56
2.20.5. Πτερύγια από σύνθετα υλικά	57
2.20.6 Πλεονεκτήματα πτερυγίων έλικα από σύνθετα υλικά.....	57
2.21 Πλήμνη έλικα.....	58
2.22 Κώνος έλικα	59
2.23 Έλεγχος βήματος έλικα	60
2.23.1 Εισαγωγή	60
2.24 Δυνάμεις – ροπές ελέγχου βήματος έλικα.....	60
2.25 Αλλαγή βήματος έλικα με αντίβαρα.....	63
2.26 Ρυθμιστής βήματος έλικα με αντίβαρα.....	64
2.27 Συνθήκες λειτουργίας ρυθμιστή με αντίβαρα	66
2.28 Πτέρωση- αποπτέρωση έλικα με ρυθμιστή αντίβαρων.....	68
2.29 Αλλαγή βήματος έλικα με πέδηση	68
2.30 Υδραυλικός έλικας μεταβλητού βήματος.....	69
2.31 Ηλεκτρικός έλικας μεταβλητού βήματος	69
2.32 Υδραυλο - αυτόματος έλικας.....	69
2.33 Έλικας αναστροφής ώσης	72

2.34 Μοχλοί – διακόπτες ελέγχου έλικα στο χειριστήριο	73
2.35 Ανάστροφη ώση και έλεγχος <<βήτα>> ελικοστροβιλοκινητήρα	76
2.36 Συγχρονισμός έλικα	77
2.36.1 Εισαγωγή	77
2.36.2 Μέθοδοι ελέγχου θορύβου και δονήσεων στα αεροσκάφη.....	77
2.36.3. Ενεργός έλεγχος θορύβου αεροσκαφών.....	78
2.36.4. Σύστημα ενεργού ελέγχου θορύβου.....	79
2.36.5 Συμβατικά συστήματα συγχρονισμού στροφών και φάσεων	80
2.37. Αντιπαγωγτική προστασία έλικα	81
2.37.1 Εισαγωγή	81
2.37.2 Ανίχνευση πάγου	82
2.38 Συστήματα προστασίας από πάγο.....	84
2.38.1 Αποπάγωση εδάφους	84
2.38.2 Αντιπάγωση εν πτήση	85
2.39 Έλεγχος συστημάτων προστασίας από πάγο.....	86
2.40 Συντήρηση έλικα.....	87
2.40.1 Εισαγωγή	87
2.40.2 Ζυγοστάθμιση πτερυγίων.....	87
2.40.3 Γεωμετρική ή αεροδυναμική ζυγοστάθμιση	87
2.40.4 Στατική ζυγοστάθμιση.....	88
2.40.5 Δυναμική ζυγοστάθμιση	90
2.41 Ιχνηλασία πτερυγίων.....	93
2.42 Έλεγχος γεωμετρίας πτερυγίων	93
2.43 Επισκευή πτερυγίων	94
Κεφάλαιο 3: Αεροδυναμική αεροσκάφους	97
3.1 Εισαγωγή	97
3.3 Πτέρυγα	97
3.3.1. Στρόβιλοι	97
3.3.2. Άντωση	99
3.3.2.1. Καμπύλη άντωσης.....	99
3.3.2.2. Κλίση καμπύλης άντωσης.....	100
3.3.2.3. Επίδραση γεωμετρικών στοιχείων πτέρυγας στο συντελεστή άντωσης.	104
3.3.3 Οπισθέλκουσα	104
3.3.3.1. Εισαγωγή	104
3.3.3.2. Ανασκόπηση βασικών εννοιών και σχέσεων.....	105
3.3.3.3. Υπολογισμός παράσιτης οπισθέλκουσας.....	105

3.3.3.4. Υπολογισμός επαγόμενης οπισθέλκουσας	107
3.3.4. Ροπή πρόνευσης	108
3.4. Συνδυασμός πτέρυγας ατράκτου	109
3.4.1. Άντωση	109
3.4.2. Οπισθέλκουσα	110
3.4.3. Κανόνας εμβαδών.....	111
3.4.4. Ροπή πρόνευσης	112
3.5 Άτρακτος.....	112
3.5.1. Οπισθέλκουσα	112
3.5.1.1 Υποηχητική ροή.....	112
3.5.1.2. Διηχητική περιοχή	113
3.5.1.3. Υπερηχητική περιοχή	114
3.6. Αεροσκάφος	114
3.6.1. Άντωση	114
3.6.2. Οπισθέλκουσα	115
3.6.2.1. Εισαγωγή	115
3.6.2.2. Παράσιτη οπισθέλκουσα.....	115
3.6.2.3. Οπισθέλκουσα κινητήρα σε κράτηση	119
3.6.2.4. Οπισθέλκουσα διαρροών και προεξοχών	120
3.6.2.5. Οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης	120
3.6.3. Διηχητική περιοχή ταχυτήτων	121
3.7 Πεπερασμένη Πτέρυγα	122
3.7.1. Χαρακτηριστικά Ροής σε Πεπερασμένη Πτέρυγα.	122
3.7.2 Υπολογισμός της Άντωσης σε Πεπερασμένη Πτέρυγα	126
3.7.3 Μεταβολή της Άντωσης σε Πεπερασμένη Πτέρυγα.....	128
3.7.4 Επαγωγική Οπισθέλκουσα	129
3.7.4 Τρόποι Ελάττωσης Επαγωγικής Οπισθέλκουσας	132
3.7.6 Ολική Οπισθέλκουσα Πτέρυγας	133
3.7.7 Ολική Οπισθέλκουσα του Αεροσκάφους.....	135
3.7.8 Ροπή Πρόνευσης.....	135
3.7.9 Συμπεριφορά των στροβίλων των ακροπτερυγίων Αεροσκάφους.....	137
3.7.10 Πολική Καμπύλη	139
3.7.11 Τυπολόγιο	140
Κεφάλαιο 4 : Επιδόσεις Αεροσκάφους.....	142
4.1 Γενικά (εμβέλεια-αυτονομία).....	142
4.1.1 Τύποι εμβέλειας	142

4.2 Εμβέλεια αυτονομία jet	144
4.4.1 Συνθήκες μεγίστης αυτονομίας	144
4.4.6.1 Γενικά.....	147
4.4.6.2 Εμβέλεια για πτήση με σταθερή γωνία προσβολής	148
4.4.6 Αναλυτικές εκφράσεις εμβέλειας	149
4.4.7.1 Γενικά	149
4.4.4.3 Εμβέλεια για πτήση σταθερής ταχύτητας και γωνίας προσβολής	149
4.4.8 Γενικά.....	150
4.4.8.1 Πτήση σταθερής ταχύτητας και γωνίας προσβολής.....	150
4.4.8.2 Πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ύψους.....	150
4.5 Εμβέλεια - αυτονομία ελικοφόρων	151
4.5.1 Συνθήκες μεγίστης αυτονομίας	151
4.5.5.2 Αυτονομία για πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ύψους	153
4.5.5.3 Αυτονομία για πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ταχύτητας.....	154
4.5.6 Αναλυτικές εκφράσεις εμβέλειας.....	155
4.5.6.1 Γενικά.....	155
4.5.6.2 Πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ή σταθερού ύψους ή σταθερής ταχύτητας.....	155
4.6. Προκαταρκτικός Υπολογισμός Κενού Βάρους	159
4.6.1 Εξειδικευμένη Ορολογία Βάρους Αεροσκάφους.....	160
4.6.2 Ανάλυση Βάρους Απογείωσης προκαταρκτικής Σχεδίασης.....	162
4.6.3 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός κενού Βάρους	163
4.6.4 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός Βάρους Καυσίμου	167
4.6.5 Στατιστικά Στοιχεία	168
4.6.5.1 Εμπειρικοί Τύποι – Διαγράμματα	168
4.7 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός Αεροδυναμικών Συντελεστών Αεροσκάφους.....	170
4.7.1 Εισαγωγή	170
4.7.2 Συντελεστής Οπισθέλκουσας μηδενικής Αντωσης cD0	171
4.7.2.1 Εισαγωγή	171
4.7.3 Συντελεστής Άντωσης cL	193
4.7.3.1 Εισαγωγή	193
4.7.3.2 Λόγος Διατάμματος.....	193
4.7.3.3 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός του Συντελεστού Αντωσης CL.....	195
4.7.3.4 Συντελεστής Αντωσης cL σε Πλεύση	195
4.7.4 Αναλογία (L/D)Μεγ	197
4.8 Ειδική Κατανάλωση Καυσίμου	198
4.9 Βάρος Καυσίμου Φάσεων Πτήσης.....	201

4.9.1 Μεθοδολογία Υπολογισμού Βάρους Καυσίμου	205
4.10 Υπολογισμός Βάρους Απογείωσης και.....	207
κενού Βάρους Αεροσκάφους	207
4.10.1 Σταθερό ή επί Πληρωμή Φορτίο.....	207
4.10.2 Ροή Εργασιών	208
4.10.3 Αεροσκάφη χωρίς Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση	214
4.10.4 Αεροσκάφη με Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση.....	215
4.10.4.1 Περιγραφή Μεθοδολογίας - Διαδικασίας.....	215
4.11 Ειδική κατανάλωση καυσίμου	220
4.12 Προσδιορισμός Ώσης και Διαστάσεων Κινητήρα	221
4.12.1 Φόρτιση Ώσης Απογείωσης $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$	221
4.12.2 Προσδιορισμός με Βάση τις Απαιτήσεις Αποστολής - Συνθήκες Πτήσης.....	224
4.12.3 Προσδιορισμός Διαστάσεων και Βάρους Κινητήρα	230

Εισαγωγή

Με τον όρο ελικοφόρο προωθητικό σύστημα ή ελικοφόρος κινητήρας εννοείται ο εμβολοφόρος κινητήρας και ο στροβιλοκινητήρας με έλικα ή ελικοστροβιλοκινητήρας.

Οι πρώτοι κινητήρες που χρησιμοποιήθηκαν στα α/φη ήταν οι εμβολοφόροι κινητήρες , με αύξηση της ταχύτητας των α/φων , μετά από τον Β παγκόσμιο πόλεμο οι αμιγείς στροβιλοκινητήρες και οι στροβιλοκινητήρες διπλής ροής αντικατέστησαν σταδιακά τους ελικοστροβιλοκινητήρας στα αεροσκάφη.

Στα 1500 μ.Χ ο Leonardo da Vinci στα σχέδια για το “ελικόπτερο” που έκανε, η άντωση δημιουργείται από την περιστροφή μίας έλικας. Η πρώτη πρακτική εφαρμογή της έλικας έγινε στη Γαλλία το 1784 για την κίνηση μιας βάρκας και τον ίδιο χρόνο για την προώθηση αερόστατου-α/φους. Όπως είναι γνωστό η έλικα του α/φους των αδελφών Wright ήταν ξύλινη και είχε διάμετρο $d=2,6m$, ενώ οι τεχνολογικές βελτιώσεις που έγιναν κατά την περίοδο του πρώτου παγκοσμίου πολέμου οδήγησαν σε έλικες μεταβλητού βήματος.

Η προωθητική απόδοση του έλικα είναι πολύ υψηλή για μικρές σχετικά ταχύτητες μέχρι 0,5 έως 0,6 Ma, ενώ σε μεγαλύτερες ταχύτητες εμφανίζει ραγδαία πτώση. Η απόδοση του στροβιλοκινητήρα διπλής ροής είναι μεγαλύτερη από αυτήν του αμιγή στροβιλοκινητήρας με την ίδια ώση. Ο ελικοστροβιλοκινητήρας είναι αποδοτικότερος από τους προηγούμενους κινητήρες . Κύριο μειονέκτημα των ελικοφόρων προωθητικών συστημάτων , είναι σχετικά μικρός φάκελος ταχύτητας πτήσης τους.

Ο έλικας δημιουργεί μια σχετικά μεγάλη επιτάχυνση σε μια σχετικά μεγάλη μάζα αέρα, ενώ αντιθέτως ο αμιγής και ο διπλής ροής στροβιλοκινητήρας δημιουργούν μια σχετικά μεγαλύτερη επιτάχυνση σε μια σχετικά μικρότερη μάζα αέρα. Ο ελικοστροβιλοκινητήρας είναι ο πιο αποτελεσματικός από όλα τα αεροπορικά συστήματα. Ο έλικας προσφέρει ένα επιπρόσθετο πλεονέκτημα στην αεροδυναμική σχεδίαση ενός πολυκινητηρίου αεροσκάφους βραχείας απογείωσης - προσγείωσης , επειδή το μεγαλύτερο τμήμα της επιφάνειας της πτέρυγας κείται μέσα στο υψηλής δυναμικής ενέργειας ελικόρευμα. Το ελικόρευμα παράγει σημαντική ποσότητα άντωσης στη πτέρυγας , ανεξάρτητα από τις επιδράσεις της δυναμικής πίεσης της ελεύθερης ροής και έχει σαν συνέπεια σημαντική αύξηση στου συντελεστή άντωσης της πτέρυγας .Βελτιστοποιώντας τη σχεδίαση του έλικα για συνθήκες στατικής ώσης, μπορούν να επιτευχθούν μεγάλες τιμές επιτάχυνσης κατά την απογείωση .Τέλος ,ο έλικας διασφαλίζει στο αεροσκάφος μεγάλη επιτάχυνση στη φάση απογείωσης και επιβράδυνση στη φάση προσγείωσης με αναστροφή του βήματος. Η βέλτιστη επιλογή για αεροσκάφη μικρών ταχυτήτων , με συνολική ισχύ των 500hp, είναι ο ελικοστροβιλοκινητήρας και για αεροσκάφη με ισχύ μικρότερη των 500hp καθώς και για ελαφρά α/φη ο εμβολοφόρος κινητήρας.

Ο πρώτος επιτυχής αεροπορικός κινητήρας χρησιμοποιήθηκε από τους αδελφούς Wright στο αεροσκάφος τους στη πρώτη πτήση το 1903. Από τότε έχουν δοκιμασθεί στα αεροσκάφη όλες οι εφικτές πρακτικά διαμορφώσεις εμβολοφόρων κινητήρων από εν σειρά έως αστεροειδής κινητήρες , δίχρονοι και τετράχρονοι με ανάφλεξη συμπίεσης και σπινθηριστή , αερόψυκτοι και υδρόψυκτοι . Κάθε διαμόρφωση έχει τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα της. Σήμερα έχει επικρατήσει ο αερόψυκτος οριζόντιος αντιδιαμετρικά εγκατεστημένος τετράχρονος κινητήρας με ανάφλεξη σπινθηριστή .Ο κινητήρας αυτός χρησιμοποιείται στη μεγάλη πλειοψηφία των ελαφρών εμβολοφόρων αεροσκαφών. Οι στροβιλοκινητήρες δεν χρησιμοποιούνται στα ελαφρά αεροσκάφη για τους λόγους που αναφέρονται στις παραγράφους που ακολουθούν.

Ο εμβολοφόρος κινητήρας εσωτερικής καύσης ήταν ο πρώτος κινητήρας που κατασκευάστηκε με αρκετά μεγάλη αναλογία ισχύος προ βάρος ικανή να πληροί τις απαιτήσεις παροχής ισχύος αεροσκαφών. Ο κινητήρας του αεροσκάφους της πρώτης πτήσης το 1903 των αδελφών Wright ήταν

έναν υδρόψυκτο τετράχρονος εμβολοφόρο κινητήρα με ανάφλεξη σπινθηριστή. Ο κλασικός εμβολοφόρος κινητήρας είναι ένας κινητήρας με έμβολα που παλινδρομούν μέσα στους κυλίνδρους και συνδέονται στη πάνω κεφαλή του διωστήρα ο οποίος μεταφέρει την κίνηση του εμβόλου στο στροφαλοφόρο άξονα.

Οι υδρόψυκτοι και αερόψυκτοι κινητήρες έχουν τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά τους. Αρχικά στους κινητήρες με αυξημένη ισχύ χρησιμοποιήθηκε υδρόψυξη, πλην όμως με την εξέλιξη της τεχνολογίας της αερόψυξης η υδρόψυξη αντικαταστάθηκε από την αερόψυξη, η οποία χρησιμοποιείται σήμερα στους μεγάλους κινητήρες.

Γενικά, οι αερόψυκτοι κινητήρες είναι απλοί και έχουν μικρό βάρος. Η υδρόψυξη επιτρέπει καλύτερο έλεγχο των θερμικών φορτίων του κινητήρα με συνέπεια την αποδοτικότερη χρήση καυσίμων και μειωμένη φθορά των κυλίνδρων. Επίσης, επιτρέπει την εγκατάσταση του ψυγείου σε σημείο της ατράκτου που ελαχιστοποιεί την οπισθέλκουσα και το βάρος του α/φους. Ωστόσο το σύστημα υδρόψυξης αυξάνει το βάρος, το κόστος και την πολυπλοκότητα του κινητήρα. Τα περισσότερα ελαφρά α/φια ακόμη και σήμερα είναι αερόψυκτα λόγω της απλότητας και του κόστους του βάρους κατασκευής.

Κεφάλαιο 1: Ελικοφόρα προωθητικά συστήματα

1.1 Πλεονεκτήματα – μειονεκτήματα

Μετά τον Β παγκόσμιο πόλεμο, οι αμιγείς στροβιλοκινητήρες και οι στροβιλοκινητήρες διπλής ροής αντικατέστησαν σταδιακά στους ελικοστροβιλοκινητήρες στα α/φη. Με τον όρο ελικοστροβιλοκινητήρας εννοείται ο εμβολοφόρος κινητήρας και ο στροβιλοκινητήρας με έλικα. Η προωθητική απόδοση του έλικα είναι πολύ υψηλή για Ma μέχρι 0,5 έως 0,6, ενώ σε μεγαλύτερες ταχύτητες εμφανίζει ραγδαία πτώση.

Η απόδοση του στροβιλοκινητήρα διπλής ροής είναι μεγαλύτερη από αυτήν του στροβιλοκινητήρα με την ίδια ώση. Ο ελικοστροβιλοκινητήρας είναι αποδοτικότερος από τους άλλους δύο κινητήρες. Ο έλικας δημιουργεί μια σχετική μικρή επιτάχυνση σε σχετικά μεγάλη ροή μάζας αέρα, ενώ αντιθέτως ο αμιγής και ο διπλής ροής στροβιλοκινητήρας δημιουργούν μια σχετικά μεγάλη επιτάχυνση σε μια σχετικά μικρότερη ροή αέρα. Ο ελικοστροβιλοκινητήρας είναι πιο αποτελεσματικός από όλα τα προωθητικά συστήματα. Επιπρόσθετα, το ελικόρευμα αυξάνει το συντελεστή άντωσης της πτέρυγας, ιδιαίτερα στα πολυκινητήρια α/φη βραχείας προσγείωσης. Ο έλικας διασφαλίζει στο α/φος μεγάλη επιτάχυνση στην απογείωση και επιβράδυνση στην προσγείωση με αναστροφή του βήματος.

Η βέλτιστη επιλογή για μικρών ταχυτήτων, με συνολική ισχύ μεγαλύτερη των 500hp είναι ο ελικοστροβιλοκινητήρας και για αεροσκάφη με ισχύ μικρότερη των 500 hp καθώς και για ελαφρά α/φη ο εμβολοφόρος κινητήρας.

1.2 Βάρος και διαστάσεις κινητήρα

Η αναλογία του βάρους ενός εμβολοφόρου κινητήρα προς τη μέγιστη ισχύ άξονα απογείωσης ανέρχεται σε 0,5 έως 0,8 kg/hp ενώ η ισοδύναμη αναλογία στους ελικοστροβιλοκινητήρες κυμαίνεται μεταξύ 0,15 έως 0,25 kg/hp.

Οι διαστάσεις και το βάρος του εμβολοφόρου κινητήρα και του ελικοστροβιλοκινητήρα προσδιορίζονται σε πρώτη προσέγγιση από την ακόλουθη εμπειρική σχέση:

$$X = a(bhp)^b \quad (1.1)$$

$$X = aP^b \quad (1.2)$$

Όπου a και b δίδονται στον πίνακα 1.1

Πίνακας 1.1 Προσδιορισμός των διαστάσεων και του βάρους εμβολοφόρου κινητήρα και ελικοστροβιλοκινητήρα με βάση στατιστικά στοιχεία

X	Οριζόντιοι αντιθέμενοι κύλινδροι		Εν σειρά κύλινδροι		Αστεροειδής κινητήρας		ελικοστροβιλοκ ινητήρας	
$X = a(bhp)^b$ (lb ή ft)								
	a	b	a	b	a	b	a	b
Βάρος	5,47	0,780	5,22	0,780	4,90	0,809	1,67	0,803
Μήκος	0,32	0,424	0,49	0,424	0,52	0,310	0,35	0,373
διάμετρος	Πλάτος 2,6-2,8ft Ύψος 1,8-2,1ft		Πλάτος 2,6-2,8 ft Ύψος 1,8-2,1ft		1,7	0,130	0,8	0,120
Στροφές έλικ	2.770		2.770		2.300		-	-
Ισχύς σε bhp	60-500		100-300		200-2.000		400-5.000	
$X = aP^b$ (kg ή m)								
	a	b	a	b	a	b	a	b
Βάρος	3,12	0,780	2,98	0,780	2,82	0,809	0,96	0,803
Μήκος	0,11	0,424	0,17	0,424	0,174	0,310	0,12	0,373
Διάμετρος	Πλάτος 0,8-0,9m Ύψος 0,6-0,7m		Πλάτος 0,4- 0,5m		0,54	0,130	0,25	0,120
Στροφές έλικ	2.770		2.770		2.300		-	-
Ισχύς σε KW	45-370		75-225		150-1500		300-3728	

Ιδιαίτερο ενδιαφέρον στην αεροπορία εμφανίζει το ειδικό βάρος ενός κινητήρα , που ορίζεται ως βάρος του κινητήρα ανά μονάδα παραγόμενης στατικής ισχύος απογείωσης $W_K/P_{Σ.I.A.}$, η στατική ισχύς απογείωσης . Το ειδικό βάρος ενός ελικοστροβιλοκινητήρα δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$W_K / P_{Σ.I.A.} = 45 / (P / \dot{W})_{\Delta\text{πογ}} \quad (1.3)$$

1.3 Ισχύς εμβολοφόρου κινητήρα και ελικοστροβιλοκινητήρα

Πρακτικά , η υποδύναμη σε ίππους (hp) ενός εμβολοφόρου κινητήρα είναι προσεγγιστικά ίση 620 φορές τη ροή μάζας αέρα εισαγωγής σε lb/sec ή ισχύς σε kw είναι προσεγγιστικά ίση 1019 φορές τη ροή μάζας αέρα εισαγωγής σε kg/sec.

Η πραγματική ισχύς για δεδομένες στροφές , πίεση εισαγωγής κινητήρα , ύψος πτήσης και θερμοκρασία , δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$ph = (hp)_{\Delta} \sqrt{T_{\text{Πεπ}} / T} \quad (1.4)$$

Όπου $T_{\text{περ}}$ απόλυτη θερμοκρασία περιβάλλοντος και $T_{\text{η}}$ επικρατούσα θερμοκρασία .

Η επίδραση της πυκνότητας του αέρα στην ισχύ ενός εμβολοφόρου κινητήρα , δίδεται από την σχέση:

$$P = P_{Y.Θ.} \left[\frac{\rho}{\rho_0} - \frac{\rho/\rho_0}{7,55} \right] \quad (1.5)$$

Από την εξ. 1.5 προκύπτει ότι στα 6.100 m η ισχύς ενός εμβολοφόρου κινητήρα, ανέρχεται περίπου στο 50 % της ισχύος σε ύψος θαλάσσης . Η αύξηση της πίεσης στη είσοδο του κινητήρα επιτυγχάνεται με υπερσυμπιεστή ή στρόβιλο-υπερσυμπιεστή η με συνδυασμό τους. Η υπερσυμπίεση ή στροβιλοσυμπίεση επιδιώκει να διατηρήσει στην αναρρίχηση και πλεύση , πίεση ύψους θαλάσσης. Συνήθως αυτό επιτυγχάνεται μέχρι τα 15.000 ft έως 20.000 ft. Σε μεγαλύτερα ύψη πτήσης, η πίεση εισόδου και η ισχύς του κινητήρα μειώνεται.

1.4 Ανάλυση και υπολογισμός χαρακτηριστικών έλικας

Γενικά στη φάση της εισαγωγής σχεδίασης του α/φους αξιοποιούνται συνήθως διαφορές ημιεμπειρικές μεθοδολογίες για τον υπολογισμό των επιδόσεων του έλικα. Υπάρχουν πολυάριθμες μεθοδολογίες σύντομου υπολογισμού επιδόσεων του έλικα για α/φη συγκεκριμένου φάσματος ισχύς κινητήρων και ταχυτήτων πτήσης. Τα προς υπολογισμό χαρακτηριστικά του έλικα είναι η διάμετρος του και η απαιτούμενη ισχύς στον άξονα του κινητήρα στη συνθήκη πτήσης.

Συντελεστές και παράμετροι σχεδίασης έλικας . Η ώση του έλικα και η ισχύς του κινητήρα εκφράζονται με αδιάστατους συντελεστές ως ακολούθως :

Συντελεστής ισχύος $c_{ισχ}$:

$$c_{ισχ} = \frac{P}{\rho n^3 d^5} = \frac{550bhp}{\rho n^3 d^5} \quad (1.6)$$

Συντελεστής ώσης $c_{\Omega\sigma}$:

$$c_{\Omega\sigma} = \frac{T}{\rho n^2 d^4} \quad (1.7)$$

Όπου n ο αριθμός στροφών του έλικα ανά δευτερόλεπτο και d η διάμετρος του έλικα.

Ιδανικός βαθμός απόδοσης (ηελικ):

$$(n_{Ελικ})_{ιδαν} = \frac{\text{Ισχύς εξόδου (Ωφέλιμη ισχύ)} }{\text{ισχύς εισόδου}} = \frac{TV}{T(V+v)} = \frac{V}{V+v} \quad (1.8)$$

Βαθμός προωθητικής απόδοσης ή βαθμός απόδοσης έλικας $\eta_{πρ}$:

$$\eta_{πρ} = \frac{\Omegaση \text{ ισχύος εξόδου}}{\text{ισχύς αξονα εισόδου}} = \frac{TV}{P} = \frac{TV}{550bhp} \quad (1.9)$$

ο βαθμός απόδοσης του έλικα δίδεται και από την σχέση :

$$\eta_{πρ} = (n_{Ελικ})_{ιδαν} \eta_{μορφ} \quad (1.10)$$

όπου $\eta_{μορφ}$ είναι ο βαθμός απόδοσης μορφής.

Ταχύτητα ακροπτερυγίου $V_{ακρ}$:

A)

$$V_{Ακρ} = \omega R = \pi n d \quad (1.11)$$

Β) ελικοειδής ή εν πτήση :

$$V_{ακρ} = \sqrt{(\pi n d)^2 + V^2} \quad (1.12)$$

Η ταχύτητα ακροπτερυγίου $V_{ακρ}$ προσδιορίζει σε μεγάλο βαθμό τα επίπεδα θορύβου του α/φους. Μια τιμή της $V_{ακρ}$ της τάξης των 700 ft/στη φάση απογείωσης, θεωρείται το ανώτατο όριο για τα διεθνώς αποδεκτά επίπεδα θορύβου.

Συντελεστής ταχύτητας – ισχύος $c_{ταχ-ισχ}$:

Ωση T :

$$c_{ταχ-ισχ} = V \sqrt[5]{\rho / P_n^2} \quad (1.13)$$

Εν πτήση :

$$T = n_{1\rho} \frac{P}{V} = 550 n_{1\rho} \frac{bhp}{V} \quad (1.14)$$

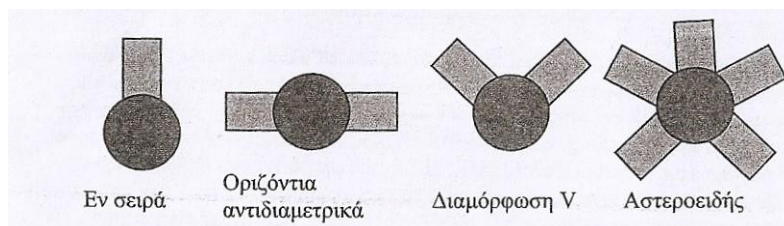
Στατική :

$$T = \frac{c_{\Omega\sigma} P}{c_{1\sigma\chi} n d} = \frac{c_{\Omega\sigma} 550 bhp}{c_{1\sigma\chi} n d} \quad (1.15)$$

Ο έλικας πρέπει να σχεδιασθεί για συνθήκη απογείωσης ή πλεύσης ανάλογα με τις απαιτήσεις αποστολής.

1.5 Είδη εμβολοφόρων κινητήρων

Οι εμβολοφόροι αεροπορικοί κινητήρες μπορεί να είναι δίχρονοι ή τετράχρονοι με ανάφλεξη σπινθηριστή ή συμπίεσης. Η ανάφλεξη με συμπίεση χρησιμοποιείται στους πετρελαιοκινητήρες. Στους κινητήρες με ανάφλεξη συμπίεσης απαιτείται αυξημένος λόγω συμπίεσης διότι στη φάση συμπίεσης για ανάφλεξη πρέπει να αναπτυχθεί θερμοκρασία μεγαλύτερη από τη θερμοκρασία του καυσίμου. Οι πετρελαιοκινητήρες έχουν αυξημένο βάρος αλλά μικρότερη κατανάλωση καυσίμου από ισοδύναμους σε ισχύ κινητήρες με ανάφλεξη σπινθηριστή. Λόγω του αυξημένου βάρους τους οι πετρελαιοκινητήρες χρησιμοποιήθηκαν ελάχιστα σε α/φη.



Σχήμα 1.1 διαμόρφωση κυλίνδρων αεροπορικών εμβολοφόρων κινητήρων

Αρχικά στην πρώτη γενιά αεροσκαφών δόθηκε μεγάλη έμφαση στους δίχρονους αεροπορικούς κινητήρες λόγω της μεγαλύτερης αναλογίας ισχύος προς βάρος συγκριτικά με τους τετράχρονους κινητήρες. Επίσης έχουν λιγότερα κινούμενα μέρη. Επιπρόσθετα η ανάμιξη του καυσίμου με το λάδι λιπαίνει τον κινητήρα.

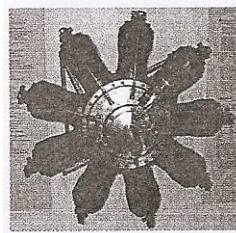
Στα αεροσκάφη χρησιμοποιούνται εμβολοφόροι κινητήρες με τις ακόλουθες διαμορφώσεις κυλίνδρων:

- Κινητήρες με κυλίνδρους εν σειρά
- Κινητήρες με κυλίνδρους σε διαμόρφωση V
- Οριζόντιους κινητήρες αντιδιαμετρικά εγκατεστημένους
- Αστεροειδής κινητήρες

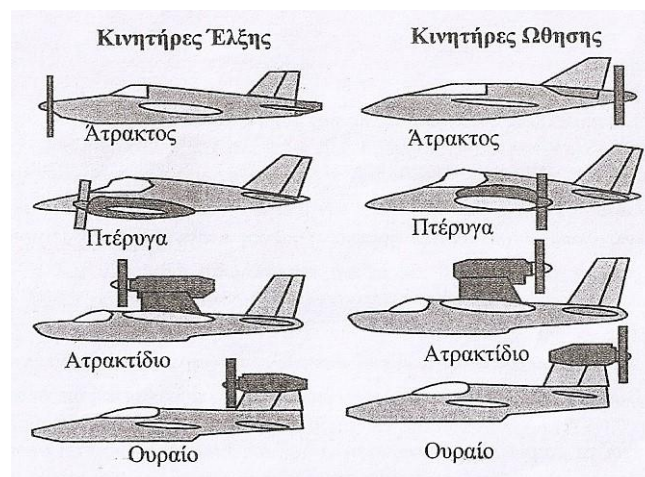
Ο κινητήρας με εν σειρά κυλίνδρους είναι βαρύτερος από τον αντίστοιχο σε ισχύ αστεροειδή κινητήρα, αλλά έχει μικρότερη μετωπική επιφάνεια και επομένως μικρότερη οπισθέλκουσα. Κύριο μειονέκτημα του εν σειρά κινητήρα είναι η δυσκολία ψύξης των κυλίνδρων. Μια ειδική περίπτωση του αστεροειδή κινητήρα αποτελεί ο αστεροειδής κινητήρας με περιστρεφόμενο κύλινδρο. Στον κινητήρα αυτόν ο στροφαλοφόρος άξονας είναι σταθερός και οι κύλινδροι περιστρέφονται μαζί με την έλικα. Χρησιμοποιήθηκε ευρέως στη διάρκεια του πρώτου παγκόσμιου πολέμου επειδή είναι ελαφρύς, έχει ομαλή λειτουργία και πολύ καλά χαρακτηριστικά ψύξης. Τα κύρια μειονεκτήματά του που διαχρονικά τον εκτόπισαν από τα αεροσκάφη είναι η δυσκολία και η πολυπλοκότητα κατασκευής πολλαπλής εξάτμισης και συστήματος ανάμειξης καυσίμου αέρα.

Οι κινητήρες με οριζόντιους αντιδιαμετρικά εγκατεστημένους κυλίνδρους διασφαλίζουν στο αεροσκάφος καλή αεροδυναμική διαμόρφωση ,μειωμένη οπισθέλκουσα και πολύ καλή ορατότητα στους χειριστές του αεροσκάφους συγκριτικά με τις άλλες διαμορφώσεις κυλίνδρων των εμβολοφόρων κινητήρων. Η αναστροφή εν σειρά διαμόρφωση ,η αναστροφή V διαμόρφωση διασφαλίζει την βέλτιστη αεροδυναμική του αεροσκάφους άλλα εμφανίζει σοβαρά προβλήματα με διαρροές λαδιού και φθορές κινητήρα. Γενικά, οι κινητήρες με οριζόντιους αντιδιαμετρικά εγκατεστημένους κυλίνδρους σε ισχύ που απαιτούν τα ελαφριά αεροσκάφη είναι πλέον κατάλληλοι και έχουν επικρατήσει σχεδόν ολοκληρωτικά.

Οι σύγχρονοι εμβολοφόροι αεροπορικοί κινητήρες έχουν βελτιωθεί διαχρονικά με την αντικατάσταση καυσίμου – αέρα από ηλεκτρονική έγχυση καυσίμου. Έχουν μειωμένο βάρος , μεγαλύτερες επιδόσεις και μειωμένο θόρυβο και κραδασμούς. Γενικά , όμως υστερούν σε τεχνολογία από τους αντίστοιχους κινητήρες των Ι.Χ. αυτοκινήτων. Οι εμβολοφόροι κινητήρες αποτελούν και σήμερα το κατεξοχήν προωθητικό σύστημα των ελαφρών αεροσκαφών. Οι στροβιλοκινητήρες αν και υπερέχουν σε τεχνολογία και έχουν πολύ μεγαλύτερη αναλογία ώσης προς βάρος δεν χρησιμοποιούνται σε ελαφρά αεροσκάφη κυρίως λόγω του υψηλού κόστους προμήθειας και αυξημένης κατανάλωσης καυσίμου . Είναι αξιοσημείωτο ότι έχουν κατασκευασθεί και εγκατασταθεί σε ελαφρά αεροσκάφη μικροί στροβιλοκινητήρες.



Σχήμα 1.2 αστεροειδής κινητήρας με περιστρεφόμενους κυλίνδρους



Σχήμα 1.3 θέση εγκατάστασης εμβολοφόρων κινητήρων και διαμόρφωση έλξης και ώθησης

1.6 Κινητήρες Έλξης – Ώθησης

Στα ελικοφόρα αεροσκάφη ο κινητήρας είναι γενικά << ψηλά>> καθ' ύψος εγκατεστημένος. Στις διεθνείς προδιαγραφές των αεροσκαφών υπάρχει μια βασική απαίτηση για την τήρηση μιας απόστασης ασφαλείας του έλικα από το έδαφος. Ο εμβολοφόρος κινητήρας μπορεί να είναι έλξης ή ώθησης. Η μεγάλη πλειοψηφία των αεροσκαφών φέρει κινητήρες έλξης. Στον κινητήρα έλξης ο έλικας εγκαθίσταται μπροστά από το σημείο προσαρμογής του , ενώ στον κινητήρα ώθησης πίσω. Οι εμβολοφόροι κινητήρες τοποθετούνται στο αεροσκάφος στις ακόλουθες διαμορφώσεις :

- Ένας μεγάλος κινητήρας στο ριναίο
 - Δυο κινητήρες στις πτέρυγες
- Υπάρχουν α/φη με έναν κινητήρα έλξης και έναν ώθησης εγκατεστημένους στο επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους . Η διαμόρφωση αυτή χρησιμοποιείται μόνο σε συγκεκριμένες απαιτήσεις , όπως για παράδειγμα αμφίβια αεροσκάφη ή απαίτηση συμμετρικής ώσης ακόμη και σε περίπτωση που ένας κινητήρας τίθεται εκτός λειτουργίας. Διαχρονικά κατασκευάστηκαν μεγάλα εμβολοφόρα αεροσκάφη με τέσσερις κινητήρες και άνω. Με την ανάπτυξη της τεχνολογίας των ελικοστροβιλοκινητήρων εδώ και δεκαετίες δεν κατασκευάζονται πλέον μεγάλα εμβολοφόρα α/φη καθότι μετά τους 500 ίππους οι ελικοστροβιλοκινητήρες στην κατηγορία αυτή ισχύος είναι αποτελεσματικότεροι των εμβολοφόρων .
- Συνοπτικά τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα των κινητήρων έλξης και ώθησης έχουν ως ακολούθως:

Πλεονεκτήματα διαμόρφωσης έλξης

- Το Κ.β του αεροσκάφους μετακινείται προς τα εμπρός , λόγω του βάρους του κινητήρα , με συνέπεια τη μείωση των διαστάσεων του ουραίου πτερώματος (ευστάθεια).
- Ο έλικας λειτουργεί σε ελεύθερη ροή χωρίς διαταράξεις .
- Η ροή του αέρα για την ψύξη του κινητήρα , είναι αποτελεσματικότερη .

Μειονεκτήματα διαμόρφωσης έλξης

- Το ελικόρευμα διαταράσσει τη ροή στην πτέρυγα και στην άτρακτο.
- Η αυξημένη ταχύτητα και τύρβωση της ροής στην άτρακτο , λόγω του ελικορεύματος αυξάνει την τοπική επιφάνεια τριβής της ατράκτου.

Πλεονεκτήματα διαμόρφωσης ώθησης

- Η ροή στην άτρακτο και στις πτέρυγες δεν επηρεάζεται από τον κινητήρα.
- Ο οπίσθιος έλικας βελτιώνει τη ροή στο οπίσθιο τμήμα της ατράκτου και μειώνει την τάση αποκόλλησης της με συνέπεια τη μείωση του μήκους της ατράκτου .
- Μειώνεται ο θόρυβος του κινητήρα στο χώρο των επιβατών.
- Διασφαλίζεται βελτιωμένη ορατότητα στον πιλότο.
- Μειώνεται η οπισθέλκουσα τριβής του αεροσκάφους .
- Στην περίπτωση εγκατάστασης πάνω από την άτρακτο , μειώνεται το εμβαδόν της περιρρεόμενης επιφάνειας.

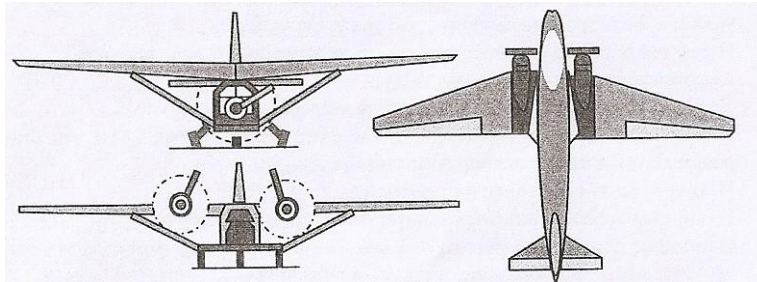
Μειονεκτήματα διαμόρφωσης ώθησης

- Το Κ.Β. του αφ/ους μετακινείται προς τα πίσω ,λόγω του βάρους του κινητήρα με συνέπεια τη μείωση της διαμήκους ευστάθειας του αεροσκάφους .
- Αυξημένη πιθανότητα βλάβης του έλικα στη φάση προσγείωσης από ιπτάμενα σωματίδια – αντικείμενα.
- Αυξημένα προβλήματα ψύξης του κινητήρα .
- Αυξάνεται το ύψος των σκελών προσγείωσης.

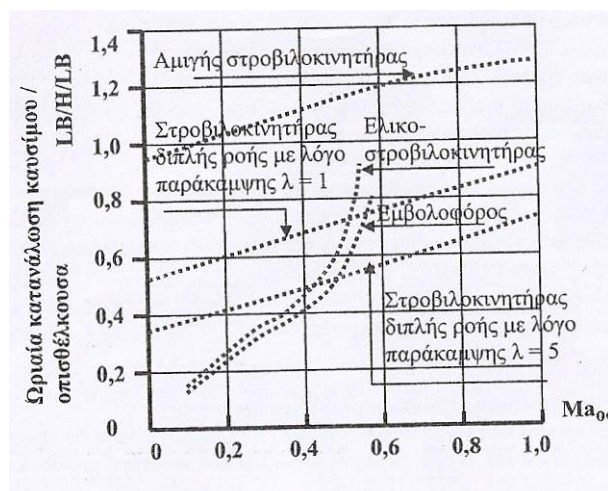
1.7 Θέση εγκατάστασης εμβολοφόρων κινητήρων

Οι εμβολοφόροι κινητήρες τοποθετούνται στην πτέρυγα μόνο σε πολυκινητήρια α/φη. Η εγκατάσταση εμβολοφόρου κινητήρα μπροστά από το χείλος προσβολής της πτέρυγας εμφανίζει τα περισσότερα αεροδυναμικά και δομικά πλεονεκτήματα. Το ελικόρευμα επηρεάζει θετικά τα χαρακτηριστικά απώλειας στήριξης του α/φους, ιδιαίτερα όταν είναι κατεβασμένα τα πτερύγια καμπυλότητας. Στα α/φη βραχείας απογείωσης – προσγείωσης, επιδιώκεται η μέγιστη κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας εκμετάλλευση των ευνοϊκών επιδράσεων του ελικορεύματος. Το ελικόρευμα αυξάνει την ταχύτητα του αέρα στη ράχη της πτέρυγας και κατά συνέπεια την άντωση, πλην όμως αυξάνει και την οπισθέλκουσα στην πλευση.

Η εγκατάσταση των εμβολοφόρων κινητήρων σε ατρακτίδιο στο χείλος προσβολής στην κοιλία της πτέρυγας είναι ευκολότερη στα υψηλοπτέρυγα και λιγότερο στα χαμηλοπτέρυγα α/φη λόγω της απαιτούμενης απόστασης ασφαλείας του έλικα από το διάδρομο προσγείωσης. Η εγκατάσταση κινητήρων στην πτέρυγα μειώνει της και την οπισθέλκουσα της ατράκτου. Σε περίπτωση κράτησης του κινητήρα δημιουργούνται προβλήματα ευστάθειας, λόγω ροπών περιστροφής και εκτροπής, με συνέπεια την αύξηση των διαστάσεων του κάθετου ουραίου πτερώματος. Η θέση του πληρώματος πρέπει να βρίσκεται εκτός του χώρου που ορίζεται +5 έως -5 μοίρες του επιπέδου περιστροφής του έλικα.



Σχήμα 1.4 εγκατάσταση ενός ή δύο εμβολοφόρων κινητήρων



Σχήμα 1.5 κατανάλωση κινητήρων αεροσκαφών σε φάση πλευσης

Γενικά οι ελικοστροβιλοκινητήρες εγκαθίστανται σε ατρακτίδια χαμηλότερα από την πτέρυγα διότι ελαχιστοποιείται το βάρος της εγκατάστασης και μειώνεται το μήκος του αγωγού εξόδου καυσαερίων. Η εγκατάσταση κινητήρων στην πτέρυγα στην χαμηλοπτέρυγη διαμόρφωση αυξάνει το

μήκος των σκελών και την αλληλεπίδραση πτέρυγας – έλικας , ο οποίος ορισμένες φορές είναι πάνω από το επίπεδο της πτέρυγας.

Η εγκατάσταση κινητήρων σε ατρακτίδια πάνω από την άτρακτο και στον ουραίο πτέρωμα , συνηθίζεται σε αμφίβια α/φη και υδροπλάνα λόγω της απαίτησης αυξημένης απόστασης του έλικα από το νερό κατά την προσθαλάσωση και αποθαλάσωση.

Συνοπτικά η θέση εγκατάστασης του προωθητικού συστήματος στην άτρακτο ή στην πτέρυγα επηρεάζει τα ακόλουθα :

- Την αεροδυναμική και τις επιδόσεις του αεροσκάφους
- Το ύψος των σκελών (απόσταση ασφαλείας του έλικα από το έδαφος)
- Τη θέση του Κ.Β. του α/φους και κατά συνέπεια την ευστάθεια του
- Τις διαστάσεις του ουραίου πτερώματος λόγω επίδρασης της θέσης του Κ.Β.
- Το επίπεδο θορύβου στον χώρο των επιβατών και την ορατότητα των χειριστών
- Την είσοδο ξένων σωματιδίων στον κινητήρα
- Τη δομική ενίσχυση της περιοχής εγκατάστασης του κινητήρα
- Την ευχέρεια φόρτωσης και εκφόρτωσης επιβατών και εμπορευμάτων .

Η θέση του προωθητικού συστήματος εξαρτάται από το είδος του και για συγκεκριμένο είδος προωθητικού συστήματος, έχει πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα.

1.8 Βάρος και διαστάσεις κινητήρα

Η αναλογία βάρους ενός εμβολοφόρου κινητήρα προς τη μέγιστη ισχύ άξονα απογείωσης ανέρχεται σε 1,1 έως 1,75lb/hr ,ενώ η ισοδύναμη αναλογία στους ελικοστροβιλοκινητήρες κυμαίνεται μεταξύ 0,35 έως 0,55 lb/hr. Το βάρος και οι διαστάσεις του εμβολοφόρου κινητήρα εξαρτώνται μεταξύ άλλων από τη διάταξη των κυλίνδρων μεταξύ τους και ως προς το στροφαλοφόρο άξονα. Ιδιαίτερα , πριν την ανάπτυξη του ελικοστροβιλοκινητήρα οι εμβολοφόροι κινητήρες των αεροσκαφών έφεραν μεγάλο αριθμό κυλίνδρων , με συνέπεια να επινοηθούν διάφορες διάταξης των επιπέδων των κυλίνδρων , με σκοπό τη μείωση της μετωπικής επιφάνειας.

Οι διαστάσεις και το βάρος του εμβολοφόρου κινητήρα και ελικοστροβιλοκινητήρα , προσδιορίζονται σε πρώτη προσέγγιση από την ακόλουθη εμπειρική σχέση που έχει προκύψει από διεθνή στατικά στοιχεία :

$$x = a \square (bhp)^b \quad (1.16)$$

$$X = a \square p^b \quad (1.17)$$

Το βάρος ενός εμβολοφόρου κινητήρα μπορεί να προσδιορισθεί σε πρώτη προσέγγιση , από την ακόλουθη εμπειρική σχέση :

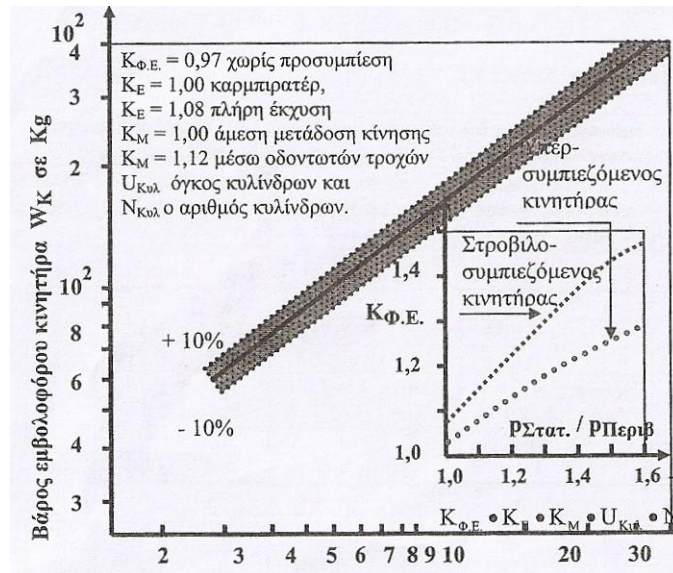
$$W_{K} = C \square K_{\phi.E.} \square K_E \square K_M \square U_{\kappa\upsilon\lambda} \square N_{\kappa\upsilon\lambda}^{1/3} \quad (1.18)$$

Όπου C είναι μια σταθερά και για τετράχρονους κινητήρες ανέρχεται σε C=4,4866 για U_{κλ} σε in³ και W_κ βάρος σε lb, W_κβάρος κινητήρα , K_{φ.ε.}= 0,97 για φυσική είσοδο αέρα , K_E = 1,00 για κινητήρα με καρμπρατέρ και K_E=1,08 για πλήρη ενίσχυση , K_M=1,12 για μετάδοση κίνησης μέσω οδοντωτών τροχών , U_{κλ}, ο όγκος των κυλίνδρων και N_{κλ}, ο αριθμός κυλίνδρων

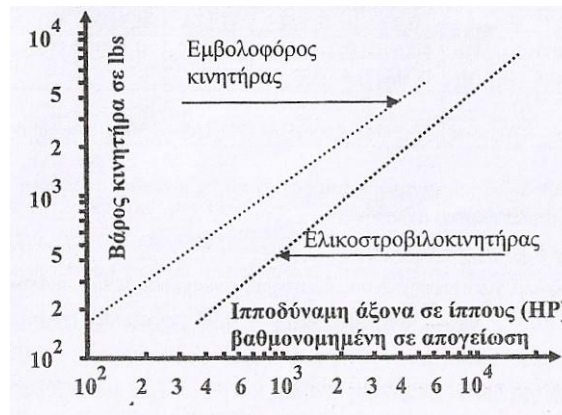
$$K_{\phi.E.} \square K_E \square K_M \square U_{\kappa\upsilon\lambda} \square N_{\kappa\upsilon\lambda}^{1/3} \quad (1.19)$$

Η κλασική διαμόρφωση των κυλίνδρων των εμβολοφόρων κινητήρων είναι η οριζόντια αντιδιαμετρική διάταξη . Τελευταία , έχουν κατασκευασθεί και εγκατασταθεί σε αεροσκάφη δίχρονοι κινητήρες με 200 hp, οι οποίοι παρέχουν μεγαλύτερη ισχύ , αλλά με αυξημένο επίπεδο θορύβου

και κατανάλωση καυσίμου. Εκτιμάται ότι η εξέλιξη των δίχρονων κινητήρων , θα επιτύχει σύντομα επίπεδα θορύβου και κατανάλωση καυσίμου μικρότερα από τους τετράχρονους κινητήρες.



Σχήμα 1.6 μεταβολή βάρους εμβολοφόρου κινητήρα συναρτήσει της έκφρασης (4.4)



Σχήμα 1.7 μεταβολή βάρους εμβολοφόρου κινητήρα και ελικοστροβιλοκινητήρα συναρτήσει της ιπποδύναμης άξονα βαθμονομημένης απογείωσης

Στο σχήμα 1.5 απεικονίζεται η μεταβολή του βάρους εμβολοφόρων κινητήρων και ελικοστροβιλοκινητήρων συναρτήσει της παρεχόμενης μέγιστης ιπποδύναμης άξονα.

Στη μεγάλη πλειοψηφία των στροβιλοκινητήρων του σχήματος 1.5 εμπεριέχεται το βάρος του υποπολλαπλασιαστή που απαιτείται για την εγκατάστασή τους .

Ιδιαίτερο ενδιαφέρον στην αεροπορία εμφανίζει το ειδικό βάρος ενός κινητήρα που ορίζεται ως προς το βάρος του κινητήρα ανά μονάδα παραγόμενης στατικής ισχύος απογείωσης $W_K/P_{\Sigma.I.A}$ όπου $P_{\Sigma.I.A}$ η στατική ισχύς απογείωσης.

Το ειδικό βάρος ενός ελικοστροβιλοκινητήρα , δίδεται από την σχέση :

$$W_K / P_{\Sigma.I.A} = 45 / (P/\dot{W})_{Απογ} \quad (1.20)$$

1.9 Ισχύς εμβολοφόρου κινητήρα

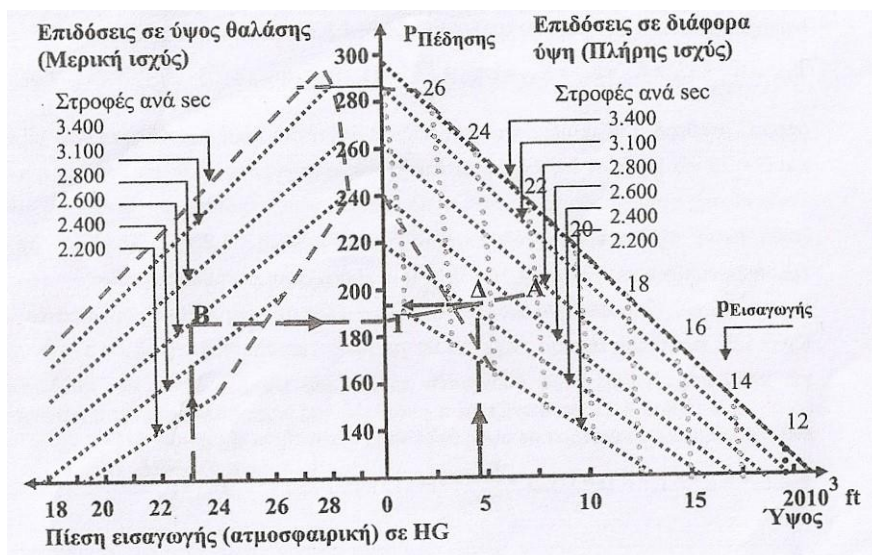
Οι εμβολοφόροι κινητήρες αεροσκαφών λειτουργούν με βάση τον τετράχρονο κύκλο otto, όπως οι κινητήρες των αυτοκινήτων. Η βασικότερη παράμετρος που καθορίζει την ισχύ του κινητήρα είναι η ροή μάζας αέρα εισαγωγής, δεδομένου ότι η ισχύς είναι ανάλογη της. Πρακτικά, η ιπποδύναμη σε ίππους είναι προσεγγιστικά ίση με 620 φορές τη ροή μάζας αέρα εισαγωγής σε lb/sec ή η ισχύς σε KW είναι προσεγγιστική ίση με 1019 φορές τη ροή μάζας αέρα εισαγωγής σε kg/sec.

Επίσης απεικονίζεται η μέθοδος προσδιορισμού της πραγματικής ισχύος σε δεδομένες στροφές και πίεση εισαγωγής κινητήρα και ύψος πτήσης ως ακολούθως:

1. Επιλέγεται το σημείο Α σε πλήρη ισχύ για τις δεδομένες στροφές και πίεση εισαγωγής κινητήρα
2. Επιλέγεται το σημείο Β σε μικρή ισχύ και ύψος θαλάσσης για τις δεδομένες στροφές και πίεση εισαγωγής κινητήρα και προσδιορίζεται το σημείο Γ του άξονα ισχύος πέδησης σε hp
3. Το σημείο Δ προσδιορίζεται επί του ευθύγραμμου τμήματος ΑΓ για το δεδομένο ύψος πτήσης.
4. Προσδιορίζεται η ιπποδύναμη πέδησης σε ίππους (hp) στον άξονα ισχύος (Ρπέδησης)Δ
5. Η πραγματική ισχύς για δεδομένες στροφές πίεσης εισαγωγής κινητήρα, ύψος πτήσης και θερμοκρασία δίδεται από τη σχέση:

$$ph = (hp)_\Delta \sqrt{T_{περ} / T} \quad (1.21)$$

Όπου Τπερ η απόλυτη θερμοκρασία περιβάλλοντος και Τ είναι η πραγματική θερμοκρασία.



Η ροή μάζας αέρα εισαγωγής στον κινητήρα εξαρτάται από την πυκνότητα του αέρα και κατά συνέπεια από την πίεση εισαγωγής. Η επίδραση της πυκνότητας του αέρα στην ισχύ ενός εμβολοφόρου κινητήρα δίδεται από την σχέση:

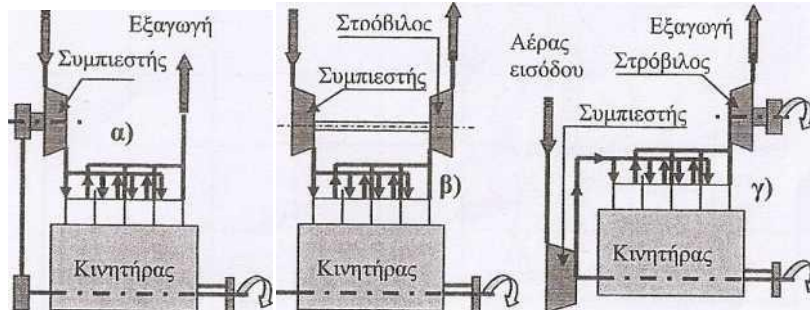
$$P = P_{Y.\Theta.} \left(\frac{\rho}{\rho_0} - \frac{\rho}{\rho_0} / 7,55 \right) \quad (1.22)$$

Όπου P_{Y.Θ.} είναι η ισχύς σε ύψος θαλάσσης. από την εξίσωση προκύπτει ότι για 6.100m η ισχύς του κινητήρα ανέρχεται περίπου στο 50% της ισχύος ύψους θαλάσσης. Εάν με μια διάταξη συμπιεζόταν ο αέρας στο ύψος αυτό πτήσης σε πίεση ύψους θαλάσσης η ισχύς θα ήταν ίση με αυτή σε επίπεδο θαλάσσης. Η αύξηση της πίεσης στην είσοδο του κινητήρα επιτυγχάνεται με υπερσυμπίεστή ή στροβιλουπερσυμπίεστή.

Ο υπερσυμπίεστής είναι ένας φυγοκεντρικός συμπίεστής που λαμβάνει ενέργεια από τον άξονα του κινητήρα. Η μείωση ισχύος του κινητήρα λόγω υπερσυμπίεστή ανέρχεται σε 6 έως 10%. Η ροή μάζας αέρα του συμπιεστού είναι ανάλογη των στροφών του κινητήρα. Ο στροβιλουπερσυμπίεστής ή

στροβιλοσυμπιεστής, λαμβάνει ενέργεια από ένα στρόβιλο εγκατεστημένο στην έξοδο της πολλαπλής και αυξάνει όχι μόνο την πίεση εισαγωγής αλλά και την πίεση εξόδου. Τα αέρια εξαγωγής του στροβίλου αξιοποιούνται για παραγωγή ώσης.

Τέλος υπάρχουν και οι σύνθετοι κινητήρες, οι οποίοι έχουν διάφορες διαμορφώσεις. Ο σύνθετος κινητήρας έχει μηχανική υπερσυμπιεστή και τα εξερχόμενα καυσαέρια αξιοποιούνται για τη λειτουργία του στροβίλου. Ο σύνθετος κινητήρας αντιπροσωπεύει ένα ενδιάμεσο κινητήρα μεταξύ εμβολοφόρου και στροβιλοκινητήρα . Λόγω της πολυπλοκότητας του δεν έχει ευρεία εφαρμογή.



Σχήμα 1.8 μέθοδοι αύξησης ισχύος εμβολοφόρων κινητήρων με υπερσυμπιεστή

Κατά κανόνα , η υπερσυμπιεστή ή στροβιλοσυμπιεστή αξιοποιείται για να διατηρήσει στην αναρρίχηση και πλεύση πίεση ύψους θαλάσσης. Συνήθως, η πίεση ύψους θαλάσσης μπορεί να διατηρηθεί μέχρι 15.000 ft έως 20.000 ft.

Σε μεγαλύτερα ύψη πτήσης η πίεση εισόδου και κατά συνέπεια η ισχύς του κινητήρα μειώνεται. Αύξηση της πίεσης εισόδου σε τιμές μεγαλύτερες του ύψους θαλάσσης είναι εφικτές, πλην όμως απαιτούν ενίσχυση του κινητήρα και κατά συνέπεια αύξηση του βάρους του.

Η ισχύς ενός εμβολοφόρου κινητήρα , δίδεται από την ακόλουθη ημιεμπειρική σχέση κατά αναλογία προς την εμπειρική σχέση του βάρους του:

$$P_{\Sigma.A} = C \cdot K_{\Phi.E.} \cdot K_n \cdot K_E \cdot K_M \cdot U_{Kυλ} \cdot \frac{P_{Eισ}}{P_{περ}} \left[1 - (p_{εξ.Σ} / p_{Eισ})^{-1/3} \right] \frac{\Sigma \text{τροφές}}{1000} \quad (1.23)$$

Όπου C σταθερά. Για τετράχροτους κινητήρες ανέρχεται σε C=4,41 για U_{κυλ} σε in³ και C=25 για U_{κυλ} σε ltr, PΣ.Α. η στατική ισχύς απογείωσης σε lb, P_{εις} / P_{περ} η αναλογία πίεσης στην είσοδο του κινητήρα προς πίεση περιβάλλοντος , P_{εξΣ} / P_{εις} . Σ αναλογία πίεσης εξόδου προς εισόδου του συμπιεστού ,

$$K = 1,16 - 0,16 \left(p_{Eισ} / p_{περ} \right) \quad (1.24)$$

Για υπερσυμπιεστή και για στροβιλοσυμπιεστή,

$$K = 1 - 0,1X \quad (1.25)$$

(Στροφές ανάsec/1000)² , K_E=1,02 για πλήρη έκχυση , K_M =1,00 για άμεση μετάδοση κίνησης και K_M=0,98 για μετάδοση κίνησης μέσω οδοντωτών τροχών και U_{κυλ} ο όγκος των κυλίνδρων

$$K_{\Phi.E.} \cdot K_n \cdot K_E \cdot K_M \cdot U_{Kυλ} \cdot \frac{P_{Eισ}}{P_{περ}} \left[1 - (p_{Eξ.Σ} / p_{Eισ.Σ}) \right]^{-1/3} \frac{\Sigma \text{τροφές}}{1000} \quad (1.26)$$

1.10 Ισχύς ελικοστροβιλοκινητήρα

Ο ελικοστροβιλοκινητήρας είναι ουσιαστικά ένας στροβιλοκινητήρας σχεδιασμένος να περιστρέφει έναν έλικα . Ο έλικας λαμβάνει κίνηση από τον άξονα του συμπιεστού - στροβίλου μέσω υποπολλαπλασιαστή . Η ώση παράγεται στο μεγαλύτερο ποσοστό της από τον έλικα και σε ένα μικρό ποσοστό της τάξης του 10% έως 20% από τα εξερχόμενα αέρια ενός ακροφύσιου.

Τα κυριότερα πλεονεκτήματα του έναντι του αμιγή στροβιλοκινητήρα είναι συνοπτικά τα ακόλουθα:

- Επιταχύνει μεγαλύτερη μάζα αέρος
 - Επιτυγχάνει μεγαλύτερη ώση σε μικρές ταχύτητες και μικρά ύψη
 - Εμφανίζει βελτιωμένα χαρακτηριστικά κατά την φάση απογείωσης -προσγείωσης του οχήματος που προωθεί καθώς επίσης και κατά την πλεύση σε μικρά ύψη
 - Απαιτεί μικρότερο διάδρομο προσγείωσης -απογείωσης
τα κυριότερα μειονεκτήματα του έναντι του αμιγή στροβιλοκινητήρα είναι:
 - Πολύπλοκη κατασκευή
 - Μεγαλύτερο βάρος από τον αντίστοιχο σε ισχύ αμιγή στροβιλοκινητήρα
 - Μειωμένη απόδοση σε μεγάλα ύψη και μεγάλες ταχύτητες
 - Έναντι του εμβολοφόρου εμφανίζει τα ακόλουθα πλεονεκτήματα::
 - Μειωμένο βάρος από το αντίστοιχο σε ισχύ εμβολοφόρο κινητήρα
 - Χαμηλότερη κατανάλωση καυσίμου
 - Μειωμένες απαιτήσεις συντήρησης
- Οι ελικοστροβιλοκινητήρες διακρίνονται με βάση το συμπιεστή τους:

- Ελικοστροβιλοκινητήρας με φυγόκεντρο συμπιεστή μιας βαθμίδας και δύο βαθμίδων
 - Ελικοστροβιλοκινητήρας με αξονικό συμπιεστή με ένα στροφέιο και με δύο στροφέια
 - Ελικοστροβιλοκινητήρας με ξεχωριστό άξονα έλικας . ο κινητήρας αυτός εμφανίζει αυξημένη απόδοση σε κάθε σύστημα στροφέιου
- Η σχεδίαση και κατασκευή των ελίκων στη παρούσα φάση εξέλιξης περιορίζει την αξιοποίηση των ελικοστροβιλοκινητήρων σε ταχύτητες μικρότερες των 500 knots .

$$K_{\Phi.E} K_n K_E K_M U_{Kυλ} \left[\frac{P_{εισ}}{P_{Περ}} \left[1 - \left(P_{Eξ.Σ} / P_{Eισ.Σ} \right) \right] \right]^{-1/3} \frac{\Sigma \text{τροφές}}{1000} \quad (1.27)$$

Οι σχέσεις που συνδέουν την ώση του έλικα με την ώση των εξερχόμενων καυσαερίων και την ισχύ συνοπτικά είναι οι ακόλουθες :

A. Διαθέσιμη ισχύς κατά τη πτήση:

$$P_{\Deltaιαθεσ} = (T_{Eλικ} + T_{Eξερχ}) V_{\infty} \quad (1.28)$$

$$P_{\Deltaιαθεσ} = n_{ελικ} P_{Aξον} + T_{Eξερχ} V_{\infty} \quad (1.29)$$

B. Ισοδύναμη ισχύ άξονα Ρισοδ:

$$P_{ισοδ} = P_{Aξον} + \frac{T_{Eξερχ} V_{\infty}}{n_{ελικ}} \quad (1.30)$$

Όπου ηελικ είναι η προωθητική απόδοση του έλικα και λαμβάνεται ηελικ=0,8

Η εξίσωση 1.30 δεν ισχύει για στατικές συνθήκες (V=0) και γενικά V<100 Knots και η ισοδύναμη υποδύναμη άξονα δίδεται για τις συνθήκες αυτές από τη σχέση :

$$P_{ισοδ} = P_{Aξον} + \frac{T_{εξερχ} V_{\infty}}{2,5} \quad (1.31)$$

Γενικά , λαμβάνεται ότι 2,5 lbώσης ισοδυναμούν με ισχύ ενός hp. Η μεταβολή της διαθέσιμης ισχύος συναρτήσει του ύψους δίδεται από τη σχέση:

$$(P_{\Deltaιαθεσ}/P_{\Deltaιαθεσ,0}) = (\rho/\rho_0)^A \quad (1.32)$$

Όπου $A=0,7$ για έναν τυπικό ελκιστροβλοκινήτρα , $P_{\text{διαθες}}$, θ και ρ_0 είναι διαθέσιμη ισχύς του κινητήρα και η πυκνότητα του αέρα σε ύψος θαλάσσης.

Κατά την αναλογία προς τον ορισμό της C_T , η ειδική κατανάλωση καυσίμου ισχύος C_P αναφέρεται στην ισχύ και μάλιστα στην καθαρή διαθέσιμη $P_{\text{διαθες}}$, στη ισχύ άξονα και $P_{\text{αξονα}}$ και στην ισοδύναμη ισχύ $P_{\text{ισοδ}}$ σύμφωνα με τις ακόλουθες σχέσεις:

$$(C_P)_{\text{Διαθ}} = \frac{\dot{W}}{P_{\text{Διαθες}}} \quad (1.33)$$

$$(C_P)_{\text{Αξ}} = \frac{W_{\text{Κανσ}}}{P_{\text{Αξον}}}$$

$$(C_P)_{\text{ισοδ}} = \frac{\dot{W}_{\text{Κανσ}}}{P_{\text{ισοδ}}} \quad (1.35)$$

1.11 Εγκατάσταση εμβολοφόρου κινητήρα

Οι εμβολοφόροι κινητήρες έχουν ειδικές απαιτήσεις εγκατάστασης που επηρεάζουν άμεσα την όλη διαμόρφωση του ρύγχους του α/φους. Ένας σημαντικός παράγοντας είναι η ψύξη του κινητήρα καθότι ένα σημαντικό ποσοστό της τάξης του 10% της ισχύς του κινητήρα αναλώνεται για την οπισθέλκουσα του αέρα ψύξης. Με σκοπό τη μείωση της οπισθέλκουσας ψύξης η παροχή του αέρα ψύξης πρέπει να είναι όσο το δυνατόν μικρή και η αξιοποίηση της βέλτιστη. Εμπειρικά προκύπτει ότι το εμβαδόν της επιφάνειας εισαγωγής του αέρα ψύξης ανέρχεται στο 30% έως 50% της μετωπικής επιφάνειας του κινητήρα . Η έξοδος πρέπει είναι περίπου 30% μεγαλύτερη και να είναι μεταβλητής γεωμετρίας για καλύτερο έλεγχο του αέρα ψύξης.

Στους κινητήρες έλξης η εισαγωγή του αέρα ψύξης είναι εγκατεστημένη μπροστά από τους κυλίνδρους. Ο αέρας εκτρέπεται πάνω από το άνω τμήμα του κινητήρα με τη βοήθεια διαφραγμάτων από μεταλλικά φύλλα , εισέρχεται στο εσωτερικό του κινητήρα , περιρρέει στους κυλίνδρους και εξέρχεται από το κάτω τμήμα της ατράκτου. Η μεθοδολογία αυτή χαρακτηρίζεται ως ψύξη καθοδικού ρεύματος αέρα. Η πίεση στη θέση εξόδου του αέρα στο κάτω τμήμα της ατράκτου είναι αυξημένη και κατά συνέπεια ακατάλληλη.

Ο θερμός εξερχόμενος αέρας προσπίπτει στο αλεξήνεμο και το θερμαίνει και γενικά μπορεί να αξιοποιηθεί για τη θέρμανση του χώρου διακυβέρνησης του α/φους. Βέβαια μια διαρροή ελαίου μπορεί να καλύψει το αλεξήνεμο και να μειώσει την ορατότητα του πιλότου. Επίσης ένα μειονέκτημα της μεθοδολογίας αυτής είναι ότι επειδή οι εξαγωγές των κυλίνδρων είναι στο κάτω τμήμα τους, ο διερχόμενος ψυχρός αέρας θερμαίνεται περιρρέοντας τις εξαγωγές πριν ακόμα πλησιάσει στους κυλίνδρους.

Ο έλικας σε έναν κινητήρα έλξης εμψυαίει αέρα στη είσοδο του αγωγού ψύξης , πράγμα που δεν συμβαίνει σε έναν κινητήρα ώθησης. Επιπρόσθετα το πάχος του οριακού στρώματος στην είσοδο του αγωγού της ψύξης σ έναν κινητήρα ώθησης είναι αυξημένο και η ταχύτητα μικρή. Στους κινητήρες ώθησης με ψύξη ανοδικού ρεύματος αέρα , η άτρακτος φέρει μεγάλη προεξοχή πριν την είσοδο του αγωγού και σε ορισμένες περιπτώσεις τοποθετούνται εσωτερικά ανεμιστήρες ψύξης.

Η βάση της μηχανής είναι ένα απλό δικτύωμα από συγκολλημένους χαλυβδοσωλήνες το οποίο μεταφέρει τα φορτία του κινητήρα στη δομή της ατράκτου. Η βάση του κινητήρα συγκρατεί τον κινητήρα μπροστά από τον αντιτυρικό κάλυμμα και ο χώρος αυτός αξιοποιείται για την τοποθέτηση των μπαταριών και της συνδεσμολογίας του ριναίου σκέλους. Το αντιτυρικό κάλυμμα είναι κατασκευασμένο από χαλύβδινο έλασμα αυξημένης αντίστασης σε θερμοκρασία πάχους 0,4 mm και προσαρμόζεται στο διάφραγμα της ατράκτου η βάση του κινητήρα. Ο σκοπός του αντιτυρικού

καλύμματος είναι να αποτρέψει τη μετάδοση φωτιάς από τον χώρο του κινητήρα στον υπόλοιπο τμήμα του αεροσκάφους.

Κεφάλαιο 2: Αρχή λειτουργίας και στοιχεία έλικα

2.1. Εισαγωγή

Ο κινητήρας περιστρέφει έναν άξονα στον οποίο είναι προσαρμοσμένος ο έλικας. Καθώς ο έλικας περιστρέφεται ωθεί τον αέρα προς τα πίσω, δηλ. τον επιταχύνει. Σύμφωνα με τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα <<δράσης -αντίδρασης >>, ο αέρας ωθεί τον έλικα προς τα εμπρός. Με τον τρόπο αυτό ο έλικας παράγει <<ώση >> η οποία κινεί το αεροσκάφος. Από την ενεργειακή θεώρηση, ο έλικας μετατρέπει την παρεχόμενη σ' αυτόν ενέργεια σε ελκτική ή ωθητική δύναμη ή και αεροδυναμική δύναμη πέδησης.

Οι επιδόσεις του έλικα αναλύονται με μία από τις ακόλουθες κλασικές θεωρίες:

- Θεωρία διατήρησης ορμής για αξονική ροή
- Θεωρία διατήρησης ορμής ενσωματώνοντας τη γωνιακή κίνηση
- Θεωρία του στοιχειώδους πτερυγίου
- Συνδυασμό θεωρίας στοιχειώδους πτερυγίου και διατήρησης της ορμής
- Θεωρία στροβίλων

Κάθε μέθοδος έχει τα δικά της πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα. Οι ανωτέρω μέθοδοι περιγράφονται συνοπτικά στις παραγράφους που ακολουθούν.

Τις τελευταίες δεκαετίες έχουν αναπτυχθεί υπολογιστικά προγράμματα που υπολογίζουν τις επιδόσεις του έλικα σε τρισδιάστατη ροή με την ανάλυση των εξισώσεων Euler Navier Stokes.

2.2. Θεωρία ορμής για αξονική ροή

Η θεωρία αυτή είναι γνωστή και ως θεωρία ιδανικής ώσης. Κάθε αεροδυναμικό προωθητικό παράγει ώση μεταβάλλοντας την ορμή μίας ροής μάζας αέρα. Η θεωρία της ορμής παρέχει τη μέγιστη θεωρητική αποτελεσματικότητα του έλικα και ισχύει με τις ακόλουθες παραδοχές οι οποίες διαφοροποιούν τις συνθήκες της ροής από τις αντίστοιχες πραγματικές:

1. Ο έλικας αντικαθίσταται από ένα απειροελάχιστο λεπτό κινούμενο δίσκο ο οποίος αποτελείται από έναν άπειρο αριθμό πτερυγίων. Ο δίσκος αυτός υπόκειται σε ομοιόμορφη κατανομή πίεσης, ταχύτητας και επιτάχυνσης στη διερχόμενη μέσω του έλικα ροή.
2. Ο περιστρεφόμενος δίσκος περιβάλλεται από έναν ρευματοσωλήνα ο οποίος διαχωρίζει τη ροή που διέρχεται μέσα από τον έλικα από την ελεύθερη ροή. Η πίεση στα τοιχώματα του ρευματοσωλήνα είναι ίση με τη στατική πίεση της ελεύθερης ροής. Η ροή του αέρα επιταχύνεται μόνο σε αξονική διεύθυνση.
3. Το ρευστό εργασίας (αέρας) θεωρείται ασυμπίεστο και μη ιξώδες, συνεπώς ο έλικας δεν παρέχει περιστροφή στον αέρα και τα πτερύγια δεν έχουν απώλειες μορφής.

Η αύξηση της ορμής της ροής μέσα στην επιφάνεια ελέγχου ανά μονάδα χρόνου είναι ίση με τη δύναμη ώθησης που ασκείται από τη μάζα του ρευστού σε αυτήν και είναι ίση με την ιδανική ώση.

Η μάζα του υγρού που διέρχεται από το δίσκο ανέρχεται σε:

$$m_{\Delta} = \rho S_{\Delta} (V_0 + v_2) \quad (2.1)$$

Όπου S_{Δ} είναι το εμβαδόν της επιφάνειας του δίσκου, $S_{\Delta} = \pi \frac{d^2}{4}$ (2.2)

Για την ορμή της ροής στη είσοδο και έξοδο της επιφάνειας ελέγχου ισχύει :
Ορμή ροής εισερχόμενης στην επιφάνεια ελέγχου :

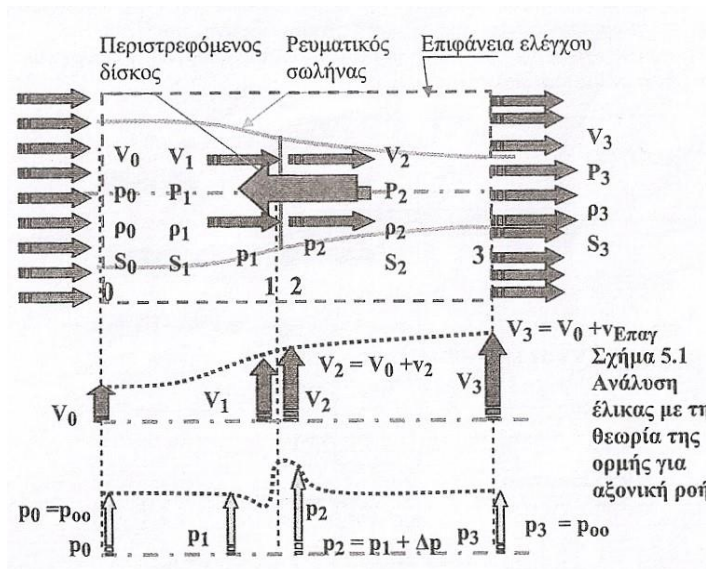
$$I_{εισ} = mV_0 \quad (2.3)$$

Ορμή ροής εισερχόμενης στην επιφάνεια ελέγχου :

$$I_{εξ} = m(V_0 + v_3) \quad (2.4)$$

Αύξηση ορμής ροής στην επιφάνεια ελέγχου :

$$\Delta I = m(V_0 + v_3) - mV_0 = \rho S_{\Delta} (V_0 + v_2) v_3 \quad (2.5)$$



Κατά συνέπεια για την ιδανική ώση του έλικα προκύπτει

$$F_{ιδαν} = \rho S_{\Delta} (V_0 + v_2) v_{επαγ} \quad (2.6)$$

Από την εφαρμογή της εξ. Bernoulli στη είσοδο της επιφάνειας ελέγχου και στη μετωπική επιφάνεια του δίσκου προκύπτει :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho (V_0 + v_2)^2 \quad (2.7)$$

Από την εφαρμογή της εξ. Bernoulli στην οπίσθια επιφάνεια του δίσκου και στην έξοδο της επιφάνειας ελέγχου προκύπτει:

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho (V_0 + v_2)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho (V_0 + v_{επαγ})^2 \quad (2.8)$$

Αφαιρώντας κατά μέλη της εξ. 5.7 και 5.8 προκύπτει :

$$p_2 - p_1 = \rho v_{επαγ} \left(V_0 + \frac{1}{2} \right) v_{επαγ} \quad (2.9)$$

Η διαφορά πίεσης στις δύο πλευρές του δίσκου ωθεί τον δίσκο προς τα εμπρός και ασκεί σ αυτόν τη δύναμη ιδανικής ώσης, η οποία δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$F_{ιδαν} = S_{\Delta} (P_2 - P_1) = \rho S_{\Delta} v_{επαγ} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) \quad (2.10)$$

Από τις εξ. 5.6 και 5.7 προκύπτει :

$$F_{ιδαν} = \rho S_{\Delta} (V_0 + v_2) v_{επαγ} = \rho S_{\Delta} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) v_{επαγ} \Rightarrow$$

$$v_2 = v_{επαγ} / 2 \quad \text{και} \quad v_{επαγ} = 2v_2 \quad (2.11)$$

Η ταχύτητα $v_{επαγ}$ είναι γνωστή και ως επαγόμενη ταχύτητα του έλικα .

Η ενέργεια που αναλώνεται από τον έλικα δίδεται από την σχέση :

$$E_{\Delta ναλ} = \frac{1}{2} m \left[(V_0 + v_{επαγ})^2 - V_0^2 \right] = m v_{επαγ} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) =$$

$$m v_3 V_0 + \frac{1}{2} m v_{επαγ}^2 = F_{ιδαν} V_0 + \frac{1}{2} m v_{επαγ}^2 \quad (2.12)$$

Η ενέργεια που παράγεται από τον έλικα δίδεται από τη σχέση :

$$E_{παραγ} = m v_{επαγ} V_0 = F_{ιδαν} V_0 \quad (2.13)$$

Για τον ιδανικό βαθμό απόδοσης του έλικα $(\eta_{ελικ})_{ιδαν.Ωσης}$ προκύπτει :

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν.Ωσης} = \frac{\text{Ισχύς εξόδου}}{\text{Ισχύς εισόδου}} = \frac{m v_3 V_0}{m v_3 \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right)} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{v_{επαγ}}{V_0}} \quad (2.14)$$

Θεωρούμε έναν έλικα με στοιχειώδη πτερυγία να περιστρέφεται με γωνιακή ταχύτητα $\omega = 2\pi r$ σε ομοιόμορφη αξονική ροή. Τότε ισχύουν οι ακόλουθες σχέσεις :

Εμβαδόν δακτυλίου στοιχείου πτερυγίου :

$$dS_{\Delta} = 2\pi r dr \quad (2.15)$$

Ροή μάζας που διέρχεται από το δακτυλιοειδές στοιχείο :

$$dm = \rho dS_{\Delta} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) \quad (2.16)$$

Πολική ροπή αδράνειας μάζας δακτυλίου στοιχείου πτερυγίου :

$$J_{πολ} = dm r^2 = \rho dS_{\Delta} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) r^2 \quad (2.17)$$

Από τη θεωρία της ορμής σε γωνιακή κίνηση προκύπτει η ακόλουθη ροπή :

$$M = J_{πολ} d\omega / dt \quad (2.18)$$

Μπροστά από τον περιστρεφόμενο δίσκο ισχύει :

$$\omega' = 0 \quad (2.19)$$

Πίσω και μακριά από τον περιστρεφόμενο δίσκο ισχύει :

$$\omega'' = v_{3εφαπ} / r \quad (2.20)$$

Όπου $v_{3εφαπ}$ είναι η εφαπτομενική ταχύτητα λόγω γωνιακής ταχύτητας στο σταθμό (3).

Για μικρό χρονικό διάστημα (ανά μονάδα χρόνου) ισχύει :

$$M = dF_{ιδαν} r = J_{πολ} (\omega'' - \omega') = dmr^2 \frac{v_{εφαπ}}{r} \Rightarrow dF_{ιδαν} = dm v_{3εφαπ} \quad (2.21)$$

Όπου $dF_{ιδαν}$ είναι η δύναμη που περιστρέφει τον αέρα πίσω από τον έλικα .

Για το συντελεστή φόρτισης ώσης του έλικα ισχύει :

$$\sigma_{\Sigma.\Phi.\Omega} = \frac{T_{ιδαν}}{\rho V_0^2 S_{\Delta} / 2} = \frac{\rho S_{\Delta} (V_0 + v_3 / 2)}{\rho V_0^2 S_{\Delta} / 2} v_{επαγ} = \left(1 + \frac{1}{2} \frac{V_{επαγ}}{V_0}\right) \frac{V_{επαγ}}{V_0} \quad (2.22)$$

Από την ανωτέρω εξ. Προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ταχύτητα :

$$\frac{V_{επαγ}}{V_0} = -1 + \sqrt{1 + \sigma_{\Sigma.\Phi.\Omega}} \quad (2.23)$$

Από τις εξ. 2.14 και 2.23 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για τον ιδανικό συντελεστή – βαθμό απόδοσης του έλικα $(\eta_{ελικ})_{ιδαν.\Omegaσης}$:

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν.\Omegaσης} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2}(-1 + \sqrt{1 + \sigma_{\Sigma.\Phi.\Omega}})} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \sigma_{\Sigma.\Phi.\Omega}}} \quad (2.24)$$

Εάν $V_{2εραπ}$ είναι η επαγόμενη εραπτομενική ταχύτητα στην επιφάνεια του δίσκου , τότε από την κινητική θεωρία προκύπτει :

$$dF_{ιδαν} v_{2εραπ} = (dm v_{3εραπ}) v_{2εραπ} = \frac{1}{2} dm v_{3εραπ}^2 \Rightarrow \quad (2.25)$$

$$v_{2εραπ} = \frac{1}{2} v_{3εραπ}$$

Από τις εξ. 2.10 και 2.11 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ώση του έλικα :

$$F_{ιδαν} = \rho S_{\Delta} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) v_{επαγ} \quad (2.26)$$

Η απαιτούμενη ισχύς γνωστή ,γνωστή επαγόμενη ισχύς , $P_{επαγ}$ ανέρχεται σε:

$$P_{επαγ} = F_{ιδαν} \left(V_0 + \frac{1}{2} v_{επαγ} \right) \quad (2.27)$$

Από την εξ. 2.25 προκύπτει ότι η επαγόμενη ταχύτητα ανέρχεται σε :

$$v_{επαγ} = -V_0 + \sqrt{\left(V_0^2 + \frac{2F_{ιδαν}}{\rho S_{\Delta}} \right)} \quad (2.28)$$

Από τις εξ. 2.26 και 2.27 προκύπτει :

$$P_{επαγ} = \frac{F_{ιδαν}}{2} \left(V_0 + \sqrt{\left(V_0^2 + \frac{2F_{ιδαν}}{\rho S_{\Delta}} \right)} \right) \quad (2.29)$$

Για σταθερή $P_{επαγ}$ προκύπτει η ακόλουθη σχέση :

$$\frac{F_{ιδαν}}{(F_{ιδαν})_0} = 2 / \frac{V}{V_0} + \sqrt{\left(\frac{V}{V_0} \right)^2 + 4 \left(\frac{T}{T_0} \right)} \quad (2.30)$$

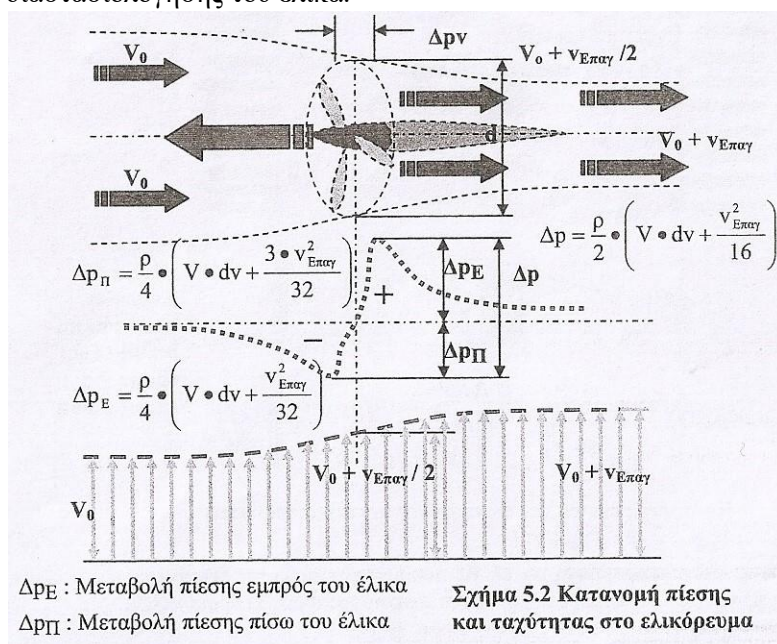
Όπου ο δείκτης 0 χαρακτηρίζει την στατική συνθήκη .

Μια ικανοποιητική προσέγγιση της εξ. 2.30 είναι η ακόλουθη :

$$F_{ιδαν} / (F_{ιδαν})_0 = 1 - 0,32V / V_0 \quad \text{για } V / V_0 > 1 \quad (2.31)$$

Από τις εξ. 2.27 προκύπτουν τα ακόλουθα συμπεράσματα:

1. Η ελαχιστοποίηση της V_3 και συνεπώς $P_{επαγ}$ για δεδομένη ώση $F_{ιδαν}$ και ταχύτητα ελεύθερης ροής V_0 , επιτυγχάνεται όταν η φόρτιση του δίσκου $F_{ιδαν} / S_{\Delta}$ ελαχιστοποιείται. Με τη θεωρία της ορμής με αυξανόμενη διάμετρο έλικας μειώνεται η απαιτούμενη ισχύς και η ενέργεια για την παραγωγή συγκεκριμένης ώσης.
2. Για δεδομένη ώση με αυξανόμενη ταχύτητα V_0 πρέπει να μειωθεί η επαγόμενη ταχύτητα V_3 . Η αύξηση της V_0 είναι μεγαλύτερη από τη μείωση της V_3 με συνέπεια η απαιτούμενη ισχύς P να αυξάνεται με αυξανόμενη V_0 . Πρακτικά μεταβαλλόμενη ταχύτητα V_0 δεν παραμένει σταθερή η ώση, αλλά η ισχύς του κινητήρα. Λόγω των παραδοχών της θεωρίας της ορμής, με αυξανόμενη ταχύτητα θα παραμείνει σταθερή η διαθέσιμη ισχύς του κινητήρα και θα μειωθεί η ώση. Η θεωρία της ορμής δεν παρέχει τη δυνατότητα προσδιορισμού απωλειών του έλικα, καθότι λαμβάνει υπόψη της αποκλειστικά την επιφάνεια του δίσκου από το σύνολο των στοιχείων της γεωμετρικής διαμόρφωσης και διαστασιολόγησης του έλικα.



2.3 Θεωρία διατήρησης ορμής με γωνιακή ταχύτητα

Η θεωρία αυτή είναι γνωστή και ως θεωρία του ιδανικού έλικα. Εν αντιθέσει προς τη θεωρία της ιδανικής ώσης ενσωματώνει και τη γωνιακή κίνηση του αέρα που διέρχεται από τον έλικα. Η θεωρία αυτή ισχύει με τις ακόλουθες παραδοχές:

- Ο αέρας θεωρείται ιδανικό και ασυμπύεστο ρευστό
- Η επαγόμενη εφαπτομενική ταχύτητα του αέρα είναι ομοιόμορφη και ίδια σε ίσες ακτίνες και μεταβάλλεται κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου.
- Η επαγόμενη εφαπτομενική ταχύτητα του αέρα στη μετωπική επιφάνεια του δίσκου είναι μηδενική
- Η επαγόμενη εφαπτομενική ταχύτητα του αέρα μετά τον δίσκο παραμένει σταθερή και αμετάβλητη.

Για την ιδανική απόδοση του δακτυλιοειδούς στοιχείου του δίσκου προκύπτουν οι ακόλουθες σχέσεις απόδοσης:

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν} = \frac{dmv_{επαγ}}{dmv_{εφαπ}} \frac{V}{\omega r} = \frac{v_{επαγ}}{v_{εφαπ}} \frac{V_0}{\omega r} = \frac{\omega r - \frac{1}{2}V_{εφαπ} \frac{V_0}{r}}{V_0 + \frac{1}{2}V_{επαγ} r} = \frac{V_0}{V_0 + \frac{1}{2}V_{εφαπ}} \frac{\omega r - \frac{1}{2}V_{εφαπ}}{\omega r} \quad (2.32)$$

Από την ανωτέρω σχέση προκύπτει η ακόλουθη εξ. Απόδοσης:

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν} = (\eta_{ελικ})_{ιδαν.Ωσης} (\eta_{ελικ})_{ιδαν.Εφαπ} \quad (2.33)$$

Όπου $(\eta_{ελικ})_{ιδαν.Ωσης}$ είναι η προωθητική απόδοση του έλικα σύμφωνα με τη θεωρία της ιδανικής ώσης που δίνεται από την εξ. :

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν.Ωσης} \frac{V_0}{V_0 + \frac{1}{2}V_{επαγ}} = \frac{1}{1 + \frac{1}{2} \frac{V_{επαγ}}{V_0}} \quad (2.34)$$

Και $(\eta_{ελικ})_{ιδαν.εφαπ}$ είναι η προωθητική απόδοση του έλικα σύμφωνα με τη θεωρία του ιδανικού έλικα που δίδεται από την εξ. :

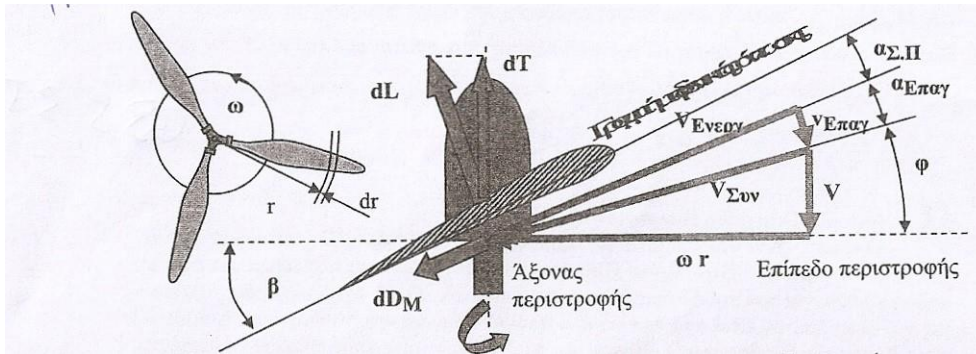
$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν.εφαπ} \frac{\omega r - \frac{1}{2}V_{εφαπ}}{\omega r} \quad (2.35)$$

2.4 θεωρία στοιχείου πτερυγίου

Ο έλικας είναι ένα πτερύγιο με αεροδυναμικά διαμορφωμένη αεροτομή που περιστρέφεται γύρω από τον έναν άξονα. Η θεωρία του στοιχείου πτερυγίου είναι σχετικά απλή μέθοδος για τον προσδιορισμό της απόδοσης του έλικα. Θεωρούμε ότι το πτερύγιο του έλικα αποτελείται από έναν μεγάλο αριθμό πεπερασμένων στοιχείων (τιμημάτων) κατά μήκος της χορδής του. Σύμφωνα με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου οι επιδόσεις του έλικα προκύπτουν από το συνολικό άθροισμα των επιμέρους συνεισφορών όλων των στοιχείων πτερυγίου. Η κλασική θεωρία στοιχείου πτερυγίου θεωρεί ότι κάθε στοιχείο είναι ανεξάρτητο από τα γειτνιάζοντα στοιχεία. Η δισδιάστατη θεώρηση της ροής δεν λαμβάνει υπόψη της τρισδιάστατα φαινόμενα όπως τρισδιάστατες συνιστώσες ταχύτητες που δημιουργούνται από την περιστροφή του έλικα (π.χ. στρόβιλοι στα ακροπτερύγια ,ακτινικές ταχύτητες).

Η ακρίβεια υπολογισμού της θεωρίας στοιχείου πτερυγίου συγκριτικά με τα πραγματικά μετρήσιμα μεγέθη του έλικα είναι πολύ ικανοποιητικά. Γενικά , προκύπτει μια αυξημένη ώση και μειωμένη ροπή με συνέπεια μια αύξηση της θεωρητικής απόδοσης περίπου 5 έως 10% πάνω από τις μετρήσιμες αποδόσεις.

Γενικά , η θεωρία στοιχείου πτερυγίου είναι πολύ χρήσιμη για συγκριτικές μελέτες , όπως βελτιστοποίησης του βήματος του έλικα σε δεδομένη ταχύτητα πλεύσης ή προσδιορισμό της βέλτιστης αντοχής του έλικα. Επίσης, παρέχει πολύ ικανοποιητικά αποτελέσματα για τον υπολογισμό της ώσης της ροπής και της απόδοσης του έλικα σε ένα πολύ ευρύ φάσμα συνθηκών λειτουργίας.



Σχήμα 5.3 δυνάμεις, ταχύτητες και γωνίες στοιχείου πτερυγίου

Κάθε στοιχείο του πτερυγίου μπορεί να αναλυθεί ανεξάρτητα από τα άλλα με την παραδοχή ότι σε κάθε στοιχείο οι ταχύτητες είναι αξονικές και εφαπτομενικές και δεν αλληλοεπηρεάζονται μεταξύ των στοιχείων. Η άντωση του στοιχείου οφείλει να είναι κάθετη στην ενεργό ταχύτητα, $V_{ενεργό}$ και να σχηματίζει με τον άξονα περιστροφής μια γωνία $\varphi + \alpha_{επαγ} = \varepsilon\varphi^{-1} [(V + v_{επαγ})\omega r]$. Για ταχύτητες ελεύθερης ροής μεγαλύτερες από μέσες υποχηητικές, η γωνία αυτή είναι μικρή και ισχύει:

$$\eta\mu(\varphi + \alpha_{επαγ}) = \varepsilon\varphi(\varphi + \alpha_{επαγ}) = \varphi + \alpha_{επαγ} \text{ σε ακτίνα}$$

$$\sigma\upsilon\nu(\varphi + \alpha_{επαγ}) = \varphi + \alpha_{επαγ} \quad (2.36)$$

Η ώση του στοιχείου πτερυγίου ανέρχεται σε :

$$dT = dLX\sigma\upsilon\nu(\varphi + \alpha_{επαγ}) = dL \quad (2.37)$$

Η οπισθέλκουσα του στοιχείου αποτελείται από επαγόμενη οπισθέλκουσα $D_{επαγ}$ και

οπισθέλκουσα μορφής dD_M :

$$dD = dD_M\sigma\upsilon\nu(\varphi + \alpha_{επαγ}) + dL\eta\mu(\varphi + \alpha_{επαγ}) = dD_M + dL(\varphi + \alpha_{επαγ}) \quad (2.38)$$

Η παραγόμενη από το στοιχείο ώση δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$dT = dL = (\rho V_{επαγ}^2 / 2)(cdr)(c_L)_{στοιχ} \quad (2.39)$$

Όπου $(c_L)_{στοιχ}$ είναι ο δισδιάστατος συντελεστής άντωσης του στοιχείου.

Εάν N ο αριθμός των πτερυγίων τότε η ολική ώση ανέρχεται σε:

$$T = N \int_0^R \frac{1}{2} \rho V_{ενεργ}^2 c (c_L)_{στοιχ} dr \quad (2.40)$$

Πρακτικά τα πτερύγια δεν αρχίζουν από τον άξονα περιστροφής, διότι απαιτείται κάποιο διάκενο για την εγκατάσταση της πλήμνης και του μηχανισμού αλλαγής βήματος. Κατά συνέπεια το κάτω όριο του ολοκληρώματος της εξ.2.40 δεν είναι 0, αλλά $r_{E\sigma}$ το οποίο συνήθως λαμβάνεται $r_{E\sigma} = 0,1R$.

Επιπρόσθετα, οι απώλειες των ακροπτερυγίων λαμβάνονται υπόψη θέτοντας ως άνω όριο του ολοκληρώματος της εξ.5.40 όχι R αλλά CR όπου συνήθως C=0.96.

Αγνοώντας τις συνέπειες της συμπίεσότητας από την εξ.2.40 προκύπτει:

$$T = \frac{1}{2} \rho N \int_{r_{E\sigma}}^{CR} V_{ενεργ}^2 c (c_L)_{στοιχ} dr \quad (2.41)$$

Όπου η ενεργός ταχύτητα $V_{ενεργ}$ μεταβάλλεται κατά μήκος του r και c , μπορεί να μεταβάλλονται κατά μήκος του r ή να είναι σταθερά μεγέθη.

Κατά κανόνα ισχύει : $c=f(r)$ και για τον υπολογισμό της ώσης πρέπει να είναι γνωστά $V_{ενεργό}=V_{ενεργό}(r)$ και $(c_L)_{στοιχ}=(c_L)_{στοιχ}(r)$.

Ο συντελεστής άντωσης $(c_L)_{στοιχ}$ δίδεται από τη σχέση:

$$(c_L)_{στ} = \frac{d(c_L)}{da} a_{σ.π} = \frac{d(c_L)_{στ}}{da} [\beta - (\varphi + \alpha_{επ})] \approx \frac{d(c_L)}{da} \left[\beta - \frac{V + v_{επ}}{\omega r} \right] \quad (2.42)$$

Η κλίση $dc_{Lστοιχ}/da$ ακόμη και για σταθερή αεροτομή είναι μια συνάρτηση του r λόγω της μεταβολής του τοπικού αριθμού Μα κατά μήκος του εκπετάσματος του πτερυγίου. Με σκοπό τη διευκόλυνση των υπολογισμών λαμβάνεται συνήθως μια μέση τιμή $d(c_L)_{στοιχ}/da$ στη θέση $r=0,75R$. Το μόνο άγνωστο μέγεθος παραμένει $v_{επαγ}$ που μπορεί να υπολογισθεί από τη θεωρία της ορμής σε ένα στοιχείο πτερυγίου.

Η ώση που παράγεται από το δακτύλιο αυτό δίδεται από τη σχέση:

$$dT = \rho(2\pi r dr)(V + v_{επαγ})2v_{επαγ} \quad (2.43)$$

Σύμφωνα με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου η ώση που παράγεται από το δακτύλιο είναι ίση με την ώση ενός απλού στοιχείου πτερυγίου σε απόσταση r από τον άξονα περιστροφής επί τον αριθμό των πτερυγίων του έλικα.

$$dT = \frac{N}{2} \rho \left[(v_{επαγ} + V)^2 + (\omega r)^2 \right] c \frac{d(c_L)}{da} \left[\beta - \frac{V + v_{επαγ}}{\omega r} \right] \quad (2.44)$$

Από τις εξ. 2.43 και 2.44 προκύπτει :

$$v_{επαγ} = \left(\frac{V}{2} + (c_L)' \frac{Nc\omega}{16\pi} \right) \left[\sqrt{1 + \frac{2\omega r \left(\beta - \frac{V}{\omega r} \right)}{4\pi V^2 \frac{Nc\omega}{16\pi}} - 1} \right] \quad (2.45)$$

Όπου $(c_L)' = d(c_L)/da$.

Με ολοκλήρωση προκύπτει η συνολική ώση του έλικα με τυχαία κατανομή συστροφής:

$$T = \frac{N}{2} \int_r^{CR} \rho \left[(v_{επαγ} + V)^2 + (\omega r)^2 \right] c \frac{d(c_L)_{στοιχ}}{da} \left[\beta - \frac{V + v_{επαγ}}{\omega r} \right] \quad (2.46)$$

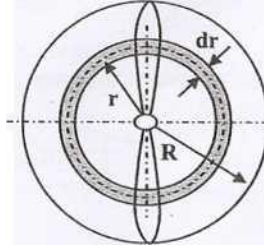
Η ολοκλήρωση της εξ.2.46 είναι αρκετά δυσχερής και για αυξημένο αριθμό στοιχείων πτερυγίου είναι εφικτή μόνο γραφικά ή αριθμητικά με τη βοήθεια Η/Υ. Η ολοκλήρωση της εξ.2.46 απλοποιείται σημαντικά με την παραδοχή ότι η τοπική $v_{επαγ}$ είναι σταθερή εγκάρσια στο πτερύγιο , όταν η έκφραση $2\omega r(\beta - V/\omega r)$ είναι σταθερή.

Αυτό επιτυγχάνεται προσδιορίζοντας σε κάθε στοιχείο πτερυγίου την ιδανική συστροφή συναρτήσει r , στο οποίο η γεωμετρική γωνία πρόνευσης δίδεται από τη σχέση : CR

$$\beta = \beta_{ακρ} R / r \quad (2.47)$$

Όπου $\beta_{ακρ}$ είναι η γωνία πρόνευσης στο ακροπτερύγιο.

Λόγω της απροσδιοριστίας για $r \rightarrow 0 \Rightarrow \beta \rightarrow \pi / 2$. Για περιορισμένο αριθμό συνδυασμών ώσης και ταχύτητας αέρα μία μοναδική κατανομή συστροφής είναι ιδανική.



Σχήμα 5.4 Δακτυλιοειδής δίσκος

Η θεωρία στοιχείου περυγίου παρέχει μια μέθοδο προσεγγιστικού προσδιορισμού των απαιτήσεων της ολικής ισχύος του έλικα .

Για ένα απλό πεπερασμένο στοιχείο ισχύει:

$$dP = \omega r dD_M \sigma \nu (\varphi + \alpha_{\text{επαγ}}) + \omega r dL \eta (\varphi + \alpha_{\text{επαγ}}) \quad (2.48)$$

Όπου dD_M είναι η οπισθέλκουσα μορφής ή σχήματος του στοιχείου και

$$dD_M = \rho V_{\text{επαγ}}^2 c_{D_M} dr / 2 \quad (2.40)$$

Ο πρώτος όρος της εξ.2.48 απεικονίζει την ισχύ μορφής και ο δεύτερος την επαγόμενη ισχύ , δηλαδή :

$$dP = dP_M + dP_{\text{επαγ}} \quad (2.41)$$

κατά την ολοκλήρωση της εξ.2.48 ο όρος της επαγόμενης ισχύος $dP_{\text{επαγ}}$ πρέπει να λάβει υπόψη την απώλεια ώσης στα ακροπτερύγια και κατά συνέπεια οφείλει να ολοκληρωθεί μεταξύ των ορίων $r_{\text{Εσ}}$ και CR ενώ ο όρος dP_M λαμβάνει υπόψη την απώλεια μορφής και κατά συνέπεια οφείλει να ολοκληρωθεί μεταξύ των ορίων $r_{\text{Εσ}}$ και R.

Από την εξ.2.48 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για τη απαιτούμενη ολική ισχύ του έλικα

$$P = \frac{N}{2} \rho \left[\int_{r_{\text{Εσ}}}^R (\omega r)^2 V_{\text{εναργ}} c_{D_M} dr \right] + \frac{N}{2} \rho \left[\int_{r_{\text{Εσ}}}^{CR} V_{\text{εναργ}} c (\beta \omega r - V - v_{\text{επαγ}}) (V + v_{\text{επαγ}}) dr \right] \quad (2.42)$$

Η εξ.2.51 στη γενική μορφή είναι κατάλληλη για σύγχρονες και μοντέρνες έλικες μεγάλης ταχύτητας ιδανικής συστροφής. Στις μεγάλες ταχύτητες πτήσης και αυξημένο αριθμό στροφών , δηλαδή για απαίτηση αυξημένης ώσης , ο αριθμός Ma στο ακροπτερύγιο μπορεί να προσεγγίσει η να καταστεί μεγαλύτερος από τον κρίσιμο αριθμό $(Ma_{\text{κρίσι}})$ της αεροτομής στο ακροπτερύγιο $((Ma)_{\text{κρίσι}} = 0,9)$ και c_{D_M} αυξάνεται ραγδαία όταν $r \rightarrow R$.

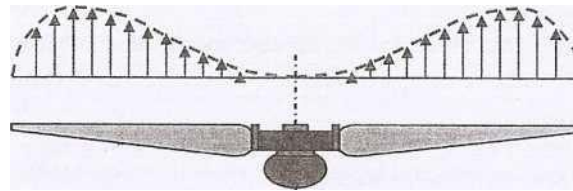
Για απλοποίηση των υπολογισμών θεωρείται ότι ο συντελεστής c_{D_M} εμπεριέχει την επιφανειακή τριβή , την οπισθέλκουσα πίεσης και την κυματική οπισθέλκουσα.

Από τη εξ. 2.50 προκύπτει ότι σε χαμηλές έως μέτριες ταχύτητες πτήσης με c_{D_M} σταθερό η απαιτούμενη ισχύς περυγίου μπορεί να μειωθεί με ελαχιστοποίηση της χορδής στην περιοχή του ακροπτερυγίου , όπου η δυναμική πίεση είναι αυξημένη. Η αυξημένη δυναμική πίεση στην περιοχή του ακροπτερυγίου , είναι υπεύθυνη για το μεγαλύτερο ποσοστό της αναπτυσσόμενης ώσης και κατά

συνέπεια στην περιοχή του ακροπτερυγίου είναι επιθυμητή η αύξηση και όχι η μείωση του μήκους της χορδής.

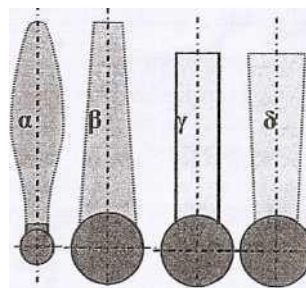
Από το σχήμα 5.2 , στο οποίο απεικονίζεται η κατανομή της ώσης ενός έλικα κατά μήκος της διαμέτρου προκύπτει ότι η συνεισφορά της περιοχής του ακροπτερυγίου στην ώση είναι ιδιαίτερα αυξημένη. Πρακτικά , επιδιώκεται ένας συμβιβασμός μεταξύ ελαχιστοποίησης της απαίτησης ισχύος του έλικα και της παραγόμενης ισχύος του έλικα και της παραγόμενης ώσης, όπως παραστατικά απεικονίζεται στις κατόψεις των ελίκων του σχήματος 5.3.

Το πτερύγιο του σχήματος 5.3 α αξιοποιείται σε αεροσκάφη μικρών ταχυτήτων , εμφανίζει μια κυκλική η ελλειψοειδή τομή στη ρίζα , η οποία εξελίσσεται σε μια αεροτομή πάχους 8% έως 12% στο ακροπτερύγιο. Για αριθμούς Ma ακροπτερυγίου της τάξης του 0,8 , ο έλικας με το πτερύγιο αυτό μπορεί να εκτελεί πτήσεις με ταχύτητα μέχρι $Ma=0,4$ χωρίς να εμφανίζονται φαινόμενα συμπίεσότητας.



Σχήμα 5.5 Κατανομή ώσης έλικα κατά μήκος της διαμέτρου της

Το πτερύγιο του σχήματος 5.3 β είναι σχεδιασμένο για μεγάλες υποηχητικές ταχύτητες και η αεροτομή του στην περιοχή του ακροπτερυγίου είναι λεπτή με μειωμένη χορδή, με συνέπεια την ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας στις διηχητικές συνθήκες του ακροπτερυγίου. Ο τύπος αυτός πτερυγίου έχει ελάχιστη πρακτική εφαρμογή, καθότι η περιοχή ταχυτήτων για την οποία είναι σχεδιασμένα ($Ma = 0,6 - 0,8$) καλύπτεται αποτελεσματικότερα από στροβιλοκινητήρες διπλής ροής. Το πτερύγιο του σχήματος 5.3 γ είναι σχεδιασμένο για μέσες υποηχητικές ταχύτητες. Η γεωμετρική του διαμόρφωση είναι όμοια με τα «πτερύγια» κωπηλασίας και χρησιμοποιείται στα αεροσκάφη C -130 και Electra. Η απόδοση του πτερυγίου με αυξημένο μήκος χορδής στο ακροπτερύγιο είναι μεγαλύτερη από ότι σε ένα τραπεζοειδές πτερύγιο (σχήμα β), που παράγει την ίδια ώση στις ίδιες συνθήκες λειτουργίας, επειδή οι αεροτομές στο ακροπτερύγιο του μη τραπεζοειδούς πτερυγίου λειτουργούν σε μικρότερες τιμές του $(Cl)_{\text{πτερ}}$ και εμφανίζουν μεγαλύτερο κρίσιμο αριθμό Ma .



Σχήμα 5.6 Τυπική κάτοψη πτερυγίου έλικα

2.5 Θεωρία Στροβίλων

Αν και η θεωρία στοιχείου πτερυγίου παρέχει μια ταχεία μέθοδο προκαταρκτικού υπολογισμού των επιδόσεων του έλικα, δεν παρέχει την απαιτούμενη ακρίβεια για εργασίες αναλυτικής σχεδίασης. Δεν μπορεί να ενσωματώσει με ικανοποιητική ακρίβεια ορισμένους παράγοντες, όπως την απώλεια των

ακροπτερυγίων , τις τρισδιάστατες επιδράσεις της ροής και την αλληλοεπίδραση. Π.χ. από τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου προκύπτει ότι για γραμμική αύξηση της ώσης χωρίς μεταβολή της απόδοσης απαιτεί επιπρόσθετα πτερύγια στον έλικα , ενώ πρακτικά ο πιο αποδοτικός έλικας αποτελείται από ένα πτερύγιο. Η αύξηση του αριθμού των πτερυγίων μειώνει την απόδοση του.

Η θεωρία στροβίλων η στροβιλική θεωρία , αφενός δεν έχει τους περιορισμούς των προηγούμενων δύο θεωριών και αφετέρου παρέχει τη δυνατότητα αυξημένης ακρίβειας υπολογισμών.

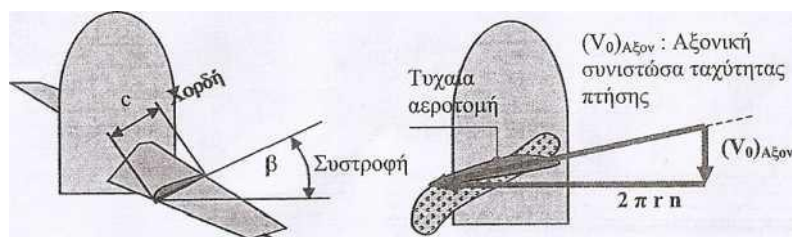
2.6 Γεωμετρικά στοιχεία και Ταχύτητες Έλικα

2.6.1 Γενικά

Η γεωμετρική διαμόρφωση του έλικα επηρεάζει άμεσα τη ροή που διέρχεται από αυτόν και κατά συνέπεια την απόδοση του. Στην παράγραφο κρίθηκε σκόπιμο να αναφερθούν οι ορισμοί των βασικών γεωμετρικών στοιχείων του έλικα και οι επιμέρους ταχύτητες της ροής κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου. Κατά αναλογία προς την πτέρυγα , η γεωμετρία του πτερυγίου του έλικα προσδιορίζεται από το μήκος του (διάμετρο d) που αντιστοιχεί στο εκπέτασμα της πτέρυγας και τα στοιχεία της αεροτομής που μεταβάλλονται κατά μήκος του πτερυγίου (Σχήμα 5.4). Σε αντίθεση με την πτέρυγα το πτερύγιο του έλικα έχει μία πολύ αυξημένη μεταβολή της συστροφής του κατά μήκος της ακτίνας.

Ταχύτητες . Η τοπική ροή , όπως απεικονίζεται σε μία τυχαία αεροτομή του πτερυγίου στο σχήμα 5.5, αποτελείται από δύο μέρη:

- Τη αξονική συνιστώσα της ταχύτητας πτήσης του α/φους V_0 .
- Την εφαπτομενική συνιστώσα της ταχύτητας λόγω περιστροφής του πτερυγίου $2\pi r n$, όπου n οι στροφές του πτερυγίου ανά μονάδα χρόνου(1/min).



Σχήμα 5.7 βασικά γεωμετρικά στοιχεία πτερυγίου σήμα 5.8 ροπή σε τυχαία αεροτομή πτερυγίου

Χαρακτηριστικά έλικα

Η εφαπτομενική ταχύτητα του αέρα λόγω περιστροφής του πτερυγίου δεν είναι σταθερή αλλά μεταβάλλεται κατά μήκος της ακτίνας του και αυξάνεται από τη ρίζα του πτερυγίου $r=0$ προς το ακροπτερύγιο όπου λαμβάνει τη μέγιστη τιμή. Σε μία τυχαία διατομή δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$V_{\text{εφαπτ}} = 2\pi nr \quad (2.52)$$

Η εφαπτομενική ταχύτητα του αέρα λόγω περιστροφής του πτερυγίου στη ρίζα του είναι μηδενική και στο ακροπτερύγιο δίδεται από τη σχέση:

$$(V_{\text{εφαπτ}})_{\text{ακροπτ}} = \pi nd \quad (2.53)$$

Όπου d η διάμετρος του πτερυγίου.

Η συνολική ταχύτητα της ροής του αέρα σε τυχαία αεροτομή του πτερυγίου ονομάζεται ελικοειδής ταχύτητα και δίδεται από τη σχέση :

$$V_r = \sqrt{(V_0)_{\alpha_{\xi\sigma\nu}}^2 + (V_{\varepsilon\pi\varphi})_r^2} = \sqrt{(V_0)_{\Lambda_{\xi\sigma\nu}}^2 + 4\pi^2 n^2 r^2} \quad (2.54)$$

Η συνολική ταχύτητα της ροής του αέρα σε τυχαία στο ακροπερύγιο λαμβάνει τη μέγιστη τιμή και δίδεται από τη σχέση :

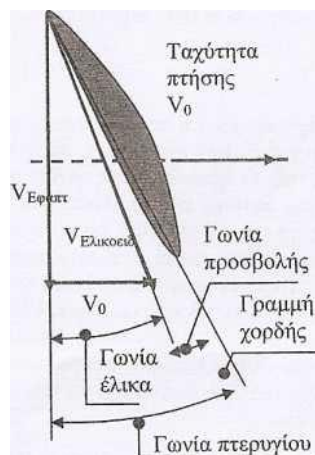
$$V_r = \sqrt{(V_0)_{\alpha_{\xi\sigma\nu}}^2 + (\pi n d)^2} \quad (2.55)$$

Η αξονική συνιστώσα $(V_0)_{\alpha_{\xi\sigma\nu}}$ της ταχύτητας πτήσης είναι σταθερή στο δίσκο του πτερυγίου. Κατά συνέπεια η συνισταμένη (ολική) ταχύτητα της ροής του πτερυγίου αυξάνεται ραγδαία από τη ρίζα προς το ακροπερύγιο του.

Διάμετρος. Η διάμετρος ενός πτερυγίου δεδομένης διαμόρφωσης προσδιορίζει σε πολύ μεγάλο βαθμό την απαιτούμενη ισχύ του κινητήρα και αντιστρόφως. Η ισχύς του κινητήρα που απαιτείται για να περιστρέψει έναν έλικα είναι ανάλογη του αριθμού των πτερυγίων και αυξάνεται εκθετικά στην πέμπτη δύναμη με τη διάμετρο του πτερυγίου, όπως χαρακτηριστικά αναφέρεται στην παράγραφο 2.9. Π.χ. ο διπλασιασμός της διαμέτρου του πτερυγίου αυξάνει την απαιτούμενη ισχύ $2^5 = 32$ φορές. Θεωρώντας δεδομένη τη διαμόρφωση του α/φους και τον κινητήρα, η διάμετρος του έλικα προσδιορίζεται βασικά από τις στροφές του, τη ισχύ που παρέχει ο κινητήρας μέσω του άξονα ισχύος και από την ταχύτητα πτήσης του α/φους. Για κάθε συγκεκριμένο τύπο έλικα η διάμετρος μειώνεται με αυξανόμενη ταχύτητα πτήσης και αντιστρόφως. Όταν όλοι οι άλλοι παράμετροι παραμένουν σταθεροί η διάμετρος αυξάνεται με αυξανόμενη ισχύ κινητήρα και μειώνεται με αυξανόμενες στροφές του άξονα ισχύος.

2.6.2. Βήμα έλικα

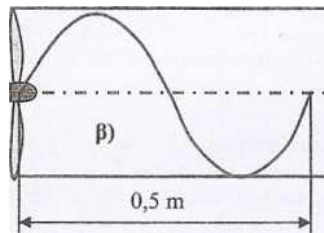
Γωνία πτερυγίου. όπως αναφέρθηκε ανωτέρω και όπως προκύπτει από την εξ. 2.52 η συνισταμένη ταχύτητα της ροής του πτερυγίου αυξάνεται ραγδαία από τη ρίζα προς το ακροπερύγιο του. Συνεπώς η γωνία προσβολής του, εάν δεν είχε συστροφή, θα αυξανόταν ραγδαία από τη ρίζα προς το ακροπερύγιο με επακόλουθο την απώλεια στήριξης της ροής. Για το λόγο αυτό τα πτερύγια του έλικα έχουν συστροφή. Με τη συστροφή του πτερυγίου επιδιώκεται η βέλτιστη – ομοιόμορφη κατανομή της γωνίας προσβολής κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου.



Σχήμα 5.9 γωνία πτερυγίου, γωνία προσβολής, γωνία έλικα

Η γωνία πτερυγίου (η γωνία πρόνευσης) είναι η γωνία που σχηματίζεται από τη γραμμή χορδής της αεροτομής με το επίπεδο περιστροφής του έλικα. Λόγω της συστροφής του πτερυγίου η γωνία πτερυγίου μεταβάλλεται κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου. Η γωνία που σχηματίζεται από την ελικοειδή ταχύτητα και το επίπεδο περιστροφής του έλικα είναι η **γωνία του έλικα η γωνία προπορείας**. Η γωνία προσβολής και η γωνία του έλικα μεταβάλλονται συναρτήσει της ταχύτητας

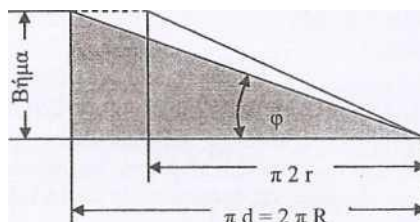
πτήσης και τις στροφές του έλικα. Η γεωμετρική διαμόρφωση του πτερυγίου του έλικα είναι πιο σύνθετη από της πτέρυγας και για το λόγο αυτό εξετάζεται στη παράγραφο 2.8.



Σχήμα 5.10 Μετακίνηση έλικας βήματος 0,5 m Σε μια πλήρη περιστροφή

Ορισμός βήματος . Συνήθως αντί της γωνίας πτερυγίου ή της συστροφής χρησιμοποιείται ο όρος βήμα. Το βήμα του σπειρώματος ενός κοχλίας ορίζεται ως η απόσταση που διανύει ο κοχλίας σε μία πλήρη περιστροφή. Ο ορισμός αυτός ισχύει μόνο σε έναν έλικα με σταθερό βήμα σε όλο το μήκος της ακτίνας της. Ο έλικας δεν έχει σταθερό βήμα και συνεπώς ο ορισμός της γεωμετρίας του σε μια με μια τιμή βήματος είναι πολύ προσεγγιστικός. το θεωρητικό βήμα του έλικα ορίζεται κατά αναλογία προς το βήμα του κοχλίας, δηλ. είναι η απόσταση που μετακινείται ο έλικας σε μια πλήρη περιστροφή. Το θεωρητικό βήμα του έλικα μεταβάλλεται με τη γωνία πτερυγίου καθώς και με τη διάμετρο.

Γεωμετρικό βήμα. Ορίζεται ως το γινόμενο της περιμέτρου του δίσκου του έλικα ($2\pi r$) σε ένα στοιχείο του πτερυγίου σε ακτίνα r και της εφαπτόμενης της γωνίας πτερυγίου (σχήμα 5.8). Συνεπώς το γεωμετρικό βήμα είναι το διάστημα που «προχωράει» ο έλικας του και το a/ϕ στη διάρκεια μιας πλήρους περιστροφής του έλικα εάν το στοιχείο του πτερυγίου ακολουθούσε μια πορεία κατά μήκος του αναπτύγματος της γωνίας πτερυγίου.



Σχήμα 5.11 Γεωμετρικός ορισμός βήματος έλικας

Το βήμα του έλικα αναφέρεται σε κάποιο σταθμό (ακτίνα) του πτερυγίου και συνήθως στο 75% της ακτίνας του. Σύμφωνα με τον ανωτέρω ορισμό προκύπτει η ακόλουθη σχέση για το βήμα του έλικα στο ακροπτερύγιο :

Βήμα ακροπτερυγίου = απόσταση που διανύει το a/ϕ σε μια περιστροφή έλικα

$$\begin{aligned} &= \text{ταχύτητα πτήσης} \times \text{χρόνος περιστροφής} \\ &= V_0 X t_{\text{περ}} = V_0 X (1/n) = V_0 / n \end{aligned} \quad (2.56)$$

Όπου V_0 είναι η ταχύτητα πτήσης και n οι στροφές του έλικα. Ο έλικας για να παράγει ώση οφείλει να έχει τουλάχιστον το βήμα που προκύπτει από την ανωτέρω σχέση.

Επειδή όλοι οι σταθμοί του πτερυγίου πρέπει να προχωρήσουν την ίδια απόσταση στη διάρκεια μια περιστροφής, πρέπει να έχουν το ίδιο βήμα. Για το λόγο αυτό οι έλικες είναι σχεδιασμένοι έτσι ώστε το βήμα του πτερυγίου να είναι ίδιο σε όλο το μήκος του. Επειδή όμως η περίμετρος ανά περιστροφή εξαρτάται από την ακτίνα του στοιχείου του πτερυγίου πρέπει να μειώνεται η γωνία βήματος από τη ρίζα του πτερυγίου προς το ακροπτερύγιο. Στη ρίζα του πτερυγίου, δηλ. στον άξονα περιστροφής του η γωνία του βήματος είναι πρέπει να ανέρχεται στις 90 μοίρες.

Το ιδανικό βήμα του έλικα είναι η θεωρητική απόσταση που << προχωράει >> το α/φος ανά περιστροφή με μηδενική γωνία προσβολής της αεροτομής . Συνεπώς ο έλικας δεν παράγει ώση και θεωρώντας την οπισθέλκουσα του πτερυγίου αμελητέα , η ταχύτητα του α/φους θα ήταν η μέγιστη θεωρητικά εφικτή .

Ένας έλικας με μικρό βήμα έχει μικρή γωνία πτερυγίου . Επιταχύνει μικρή ποσότητα αέρα σε κάθε περιστροφή του και συνεπώς για την περιστροφή του απαιτείται μικρή ισχύ. Επιτρέπει αυξημένες στροφές έλικα αλλά επιτυγχάνει μικρές ταχύτητες πτήσης.

Ένας έλικας με μεγάλο βήμα έχει μεγάλη γωνία πτερυγίου. Επιταχύνει μεγάλη ποσότητα αέρα σε κάθε περιστροφή του και συνεπώς για τη περιστροφή του απαιτείται μεγάλη ισχύ. Επιτρέπει περιορισμένες στροφές έλικας αλλά επιτυγχάνει μεγάλες ταχύτητες πτήσης.

Στα ελαφρά αεροσκάφη οι βασικές διαστάσεις του έλικα συνήθως χαρακτηρίζονται από τον αριθμό πτερυγίων, τη διάμετρο και το βήμα σε ίντσες. Το βήμα αναφέρεται στο γεωμετρικό βήμα και μάλιστα στο σταθμό 75% της ακτίνας του πτερυγίου .

Τύποι βήματος έλικα. Υπάρχουν οι εξής τέσσερις κύριες κατηγορίες ελίκων:

- **Σταθερού βήματος**
- **Ρυθμιζόμενου βήματος στο έδαφος**
- **Ρυθμιζόμενου βήματος στην πτήση**
- **Σταθερής ταχύτητας**

Οι δυο τελευταίες κατηγορίες είναι γνωστές και ως έλικες μεταβλητού βήματος

Κάθε κατηγορία έχει τα δικά της πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα.

Έλικας σταθερού βήματος . Το βήμα του έλικα είναι σταθερό . κατά συνέπεια οι επιδόσεις του αεροσκάφους είναι προκαθορισμένες. Το αεροσκάφος είναι σαν ένα I.X.A με μια μόνο ταχύτητα στο κιβώτιο ταχυτήτων. Είναι φθηνός έλικας και έχει ευρεία εφαρμογή κυρίως στα ελαφρά α/φη . Συνήθως είναι σχεδιασμένος είτε για βέλτιστη άνοδο είτε για βέλτιστη πλευση. Ο έλικας για βέλτιστη άνοδο έχει μικρό βήμα ενώ ο έλικας για βέλτιστη πλευση έχει μεγαλύτερο βήμα . Συνήθως έχει δύο πτερύγια.

Έλικας ρυθμιζόμενου βήματος στο έδαφος. Χρησιμοποιείται κυρίως στα υπερλαφρά α/φη και πειραματικά α/φη. Το κύριο πλεονέκτημα του έναντι του έλικα σταθερού βήματος είναι ότι το βήμα του ρυθμίζεται πριν κάθε πτήση για τις απαιτήσεις της συγκεκριμένης πτήσης. Χρησιμοποιείται επίσης για τον πειραματικό προσδιορισμό του κατάλληλου βήματος έλικας με δοκιμές σε πτήσεις με διάφορα βήματα έλικας. Ο έλικας αυτός αντιστοιχεί στο κιβώτιο ταχυτήτων ενός I.X.A που πριν την εκκίνηση ρυθμίζεται σε μια ταχύτητα. Η γωνία πτερυγίου ρυθμίζεται λύνοντας τους δύο σφικκτήρες των πτερυγίων και περιστρέφοντας τα πτερύγια στην επιθυμητή γωνία .

Έλικας μεταβλητού Βήματος. Αντιστοιχεί στο κιβώτιο ταχυτήτων ενός σύγχρονου I.X.A. με τέσσερις ή πέντε ταχύτητες. Το βήμα του έλικα μεταβάλλεται στη διάρκεια της πτήσης για να επιτευχθεί στην εκάστοτε συνθήκη πτήσης η βέλτιστη απόδοση. Το αεροσκάφος απογειώνεται συνήθως με μικρό βήμα έλικας και αυξημένες στροφές κινητήρα και εκτελεί πλευση με αυξημένο βήμα και σχετικά χαμηλές στροφές.

Τα κυριότερα πλεονεκτήματα του έλικα μεταβλητού βήματος είναι :

Μειώνει τη διαδρόμηση απογείωσης και αυξάνει τις επιδόσεις αναρρίχησης. Το μικρό βήμα επιτρέπει στον κινητήρα να λειτουργεί σε μέγιστες στροφές και μέγιστη ισχύ στις μικρές ταχύτητες πτήσης γεγονός ιδιαίτερα απαραίτητο στην απογείωση, άνοδο και προσέγγιση προσγείωσης.

Μειώνει την κατανάλωση καυσίμου και αυξάνει την εμβέλεια. Το σχετικά μεγάλο βήμα του έλικα επιτρέπει την πτήση του αεροσκάφους στην επιθυμητή ταχύτητα με χαμηλή ισχύ (στροφές) κινητήρα και μικρότερες στροφές έλικα.

- Αυξάνει τη μέγιστη ταχύτητα πτήσης του α/φους. Το αυξημένο βήμα του έλικα διασφαλίζει τη μη υπερτάχυνση του κινητήρα και την αυξημένη απορρόφηση ισχύος από αυτόν με συνέπεια την αύξηση της μέγιστης ταχύτητας του α/φους.
- Αυξάνει τη γωνία καθόδου και μειώνει τη διαδρόμηση προσγείωσης. Το μικρό βήμα και οι χαμηλές στροφές του έλικα σε μειωμένη ισχύ του κινητήρα αυξάνουν την οπισθέλκουσα του έλικα και επιβραδύνουν το αεροσκάφος.

Ο ρυθμιζόμενος εν πτήση έλικας επιτρέπει στον πιλότο να ρυθμίζει το βήμα του κατά βούληση και να τον προσαρμόζει στην εκάστοτε συνθήκη πτήσης. Ο έλεγχος του βήματος συνδυάζεται αυτόματα με τον έλεγχο της ισχύος του κινητήρα και επιτρέπει την πτήση του α/φους σε ένα ευρύ φάσμα ταχυτήτων διατηρώντας ταυτόχρονα τις στροφές του κινητήρα στα επιτρεπόμενα όρια. Διαχρονικά έχει καθιερωθεί σε πολλές κατηγορίες ελαφρών ελικοφόρων αεροσκαφών και έχει ευρεία εφαρμογή

Υπάρχουν διάφορες κατηγορίες ελικών μεταβλητού βήματος ανάλογα τη μέθοδο ελέγχου του βήματος, οι βασικότερες από τις οποίες είναι:

- Έλικας δύο θέσεων. Επιτρέπει στον πιλότο να αλλάξει το βήμα από μία γωνία σε μία άλλη στη διάρκεια της πτήσης.
- Έλικας ρυθμιζόμενος εν πτήση.
- Αυτόματος έλικας
- Έλικας με έλεγχο Beta. Επιτρέπει στον πιλότο τη ρύθμιση της γωνία του πτερυγίου με μοχλό κάτω από την κανονική κάτω θέση. Χρησιμοποιείται συνήθως σε ελαφρά αεροσκάφη στα οποία η ώση συνήθως ελέγχεται με ρύθμιση της γωνίας πτερυγίου με το μοχλό ισχύος.

Από τις ανωτέρω κατηγορίες ελικών ενδιαφέρον εμφανίζουν ο ρυθμιζόμενος εν πτήση έλικας και ο έλικας σταθερού βήματος.

Έλικας σταθερής Ταχύτητας. Ο έλικας σταθερής ταχύτητας είναι μία ειδική κατηγορία των ελικών μεταβλητού βήματος που εξετάζεται χωριστά λόγω των ιδιαίτερων λειτουργικών του πλεονεκτημάτων. Το αεροσκάφος έχει ένα κομβίο ελέγχου της ταχύτητας του έλικα. Με το σύστημα αυτό το βήμα του έλικα μεταβλητού βήματος αλλάζει αυτόματα από ένα ρυθμιστή. Ο πιλότος επιλέγει και ρυθμίζει τις επιθυμητές στροφές κινητήρα / έλικα με το ρυθμιστή ελέγχου ταχύτητας του έλικα. Μετά τη ρύθμιση ο ρυθμιστής φροντίζει να διατηρείται σταθερή και αμετάβλητη η ταχύτητα του έλικα. Όταν ο ρυθμιστής εντοπίσει αύξηση της ταχύτητας του έλικα αυξάνει ελαφρά το βήμα του ώστε η ταχύτητα του να διατηρηθεί μέσα στα προκαθορισμένα όρια ρύθμισης. Αντιθέτως εάν εντοπίσει μείωση της ταχύτητας του έλικα μειώνει το βήμα του.

Η λειτουργία του συστήματος ελέγχου ταχύτητας (στροφών) του έλικα είναι ανάλογη με αυτήν του αυτόματου κιβωτίου ταχυτήτων των I.X.A στο οποίο αλλάζουν οι ταχύτητες αυτόματα για να λειτουργεί ο κινητήρας στις κατάλληλες στροφές. Το σύστημα ελέγχου ταχύτητας του έλικα περιγράφεται λεπτομερώς στο οικείο κεφάλαιο.

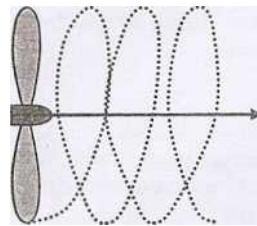
Ο έλικας σταθερής ταχύτητας παρέχει αυτόματα τα πλεονεκτήματα του έλικα μεταβλητού βήματος που αναφέρθηκαν ανωτέρω χωρίς επέμβαση του πιλότου. Ο πιλότος αφού επιλέξει και ρυθμίσει μία ταχύτητα κινητήρα / έλικας ελέγχει πλέον την ισχύ του κινητήρα με τον μοχλό ελέγχου ισχύος και ο ρυθμιστής ελέγχου ταχύτητας έλικας διατηρεί την ταχύτητα κινητήρα / έλικας στην επιλεγείσα ρύθμιση. Ουσιαστικά ο πιλότος ασχολείται ελάχιστα με τον έλικα και φροντίζει να επιλέγει την κατάλληλη ταχύτητα κινητήρα / έλικας για τις εκάστοτε συνθήκες πτήσης ως ακολούθως :

- Απογείωση, επανακύκλωση και προσγείωση. Στην απογείωση επιλέγεται υψηλή ταχύτητα κινητήρα / έλικας με μέγιστη ισχύ μικρής διάρκειας. Στην προσέγγιση και προσγείωση επιλέγεται

επίσης υψηλή ταχύτητα κινητήρα / έλικας για να έχει ο έλικας μικρό βήμα και να παρέχει την επιθυμητή οπισθέλκουσα και να μπορεί να εκτελέσει επανακύκλωση εάν απαιτηθεί.

- Άνοδος και πλεύση με μεγάλη ταχύτητα. Επιλέγεται μέση ταχύτητα κινητήρα / έλικας όταν απαιτείται μεγάλη ισχύς μεγάλης σχετικά διάρκειας όπως σε παρατεταμένη αναρρίχηση και πλεύση με μεγάλη ταχύτητα.
- Οικονομική πλεύση. Επιλέγεται χαμηλή ταχύτητα κινητήρα / έλικας για άνετη πλεύση με χαμηλές στροφές και χαμηλή ισχύ κινητήρα. Η ρύθμιση αυτή διασφαλίζει μικρή κατανάλωση καυσίμου, αυξημένη εμβέλεια, αθόρυβη πτήση και μικρές φθορές κινητήρα.

Ειδικές επιλογές Βήματος. Ορισμένα είδη ελίκων μεταβλητού βήματος εκτός από τη δυνατότητα αλλαγής βήματος στην πτήση έχουν επιπρόσθετες δυνατότητες λειτουργίας πολύ χρήσιμες σε ορισμένες συνθήκες πτήσης.



Μικρό βήμα (απογείωση)



Μεγάλο βήμα(πλεύση)

Σχήμα 5.12 Έλεγχος βήματος έλικας

Πτέρωση. Ένας έλικας πτέρωσης μπορεί να αλλάζει το βήμα των πτερυγίων του μέχρι και 90 μοίρες. Η αλλαγή του βήματος του πτερυγίου κατά 90° σημαίνει ότι το χείλος εκφυγής της αεροτομής του είναι στη διεύθυνση της ταχύτητας πτήσης με συνέπεια την ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσάς του. Η επιλογή αυτή επιτρέπει τη διακοπή της περιστροφής του έλικα χωρίς επιπρόσθετη αύξηση της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους. Η πτέρωση μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τη βελτίωση της επίδοσης του α/φους μετά από βλάβη ενός κινητήρα. Συνήθως χρησιμοποιείται στα ελαφρά α/φη για πτήση κατολίσθησης ως ανεμοπλάνα. Το α/φος αναρριχάται με τον κινητήρα σε λειτουργία στο επιθυμητό ύψος πτήσης, πτερώνεται ο έλικας και αμέσως μετά ο κινητήρας παύει να λειτουργεί και το α/φος εκτελεί πτήση κατολίσθησης.

Αναστροφή. Ένας έλικας με αναστροφή του βήματος μπορεί να αλλάζει το βήμα των πτερυγίων του μέχρι και σε αρνητικές γωνίες. Σε αρνητική γωνία βήματος έλικας το χείλος εκφυγής της αεροτομής του πτερυγίου κείται λίγο επάνω από τη διεύθυνση πτήσης του α/φους. Η επιλογή αυτή επιτρέπει την αναστροφή της ώσης που παράγεται από τον έλικα. Στα μεγάλα επιβατικά α/φη η επιλογή αυτή χρησιμοποιείται για να επιβραδύνει τα α/φη αμέσως μετά την προσγείωση στη φάση της πέδησης. Στα ελαφρά α/φη χρησιμοποιείται για ελιγμούς του α/φους στο έδαφος.

Ιδιαίτερα χρήσιμη είναι η εφαρμογή του στα υδροπλάνα στα οποία απαιτείται ο ελιγμός του α/φους προς τα πίσω και ορισμένες φορές υπάρχει απαίτηση μηδενικής ώσης.

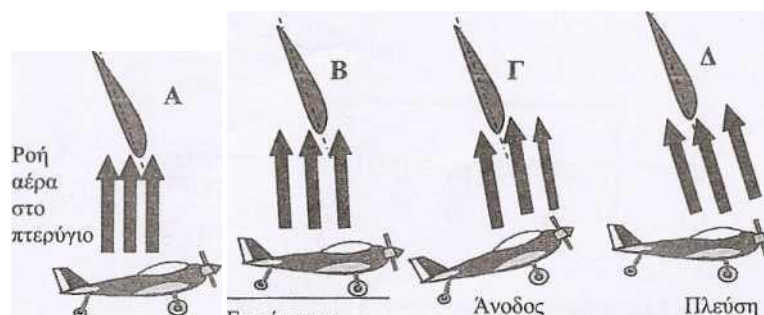
2.6.3. Βήμα Έλικα και Ταχύτητα

Οι επιδόσεις των αεροσκαφών με έλικα σταθερού βήματος ή έλικα ρυθμιζόμενου βήματος στο έδαφος εξαρτώνται άμεσα από τη σταθερή στην πτήση προεπιλεγείσα τιμή της γωνίας του πτερυγίου. Ο έλικας σταθερού βήματος περιορίζει τις στροφές του κινητήρα σε μικρές ταχύτητες πτήσης, όπως η τροχοδρόμηση και απογείωση. Λειτουργεί με τη βέλτιστη απόδοσή του σε ένα μόνο συνδυασμό ισχύος κινητήρα και ταχύτητας πτήσης. Η γωνία πτερυγίου επιλέγεται συνήθως για βέλτιστη απόδοση σε μία συγκεκριμένη συνθήκη πτήσης, όπως π.χ. την αναρρίχηση (έλικα αναρρίχησης), την πλευση (έλικας πλευσης) ή υψηλή ταχύτητα πτήσης (έλικας υψηλής ταχύτητας).

Ο έλικας αναρρίχησης επιλέγεται συνήθως όταν το α/φος επιχειρεί από ένα συγκεκριμένο διάδρομο ή σε συνθήκες ύψους μεγάλης σχετικά πυκνότητας αέρα. Διασφαλίζει μέγιστη απόδοση με πλήρη ισχύ κινητήρα για το βέλτιστο βαθμό και ταχύτητα ανόδου και την προσγείωση. Δυστυχώς στην αρχική φάση επιτάχυνσης του α/φους στην απογείωση, περιορίζει τις στροφές του κινητήρα περίπου στο 75% των μέγιστων στροφών. Ο έλικας πλευσης διασφαλίζει μέγιστη απόδοση στο 75% της ισχύος του κινητήρα στις ταχύτητες πλευσης του α/φους, αλλά οι επιδόσεις του α/φους στην απογείωση και άνοδο δεν είναι οι βέλτιστες. Το βήμα του έλικα πλευσης είναι συνήθως λίγο μεγαλύτερο από τον τυποποιημένο έλικα που έχει επιλεγεί για το α/φος. Ο έλικας υψηλής ταχύτητας χρησιμοποιείται συνήθως όταν το α/φος εκτελεί πτήση μικρής διάρκειας με μέγιστη ισχύ ή μεγαλύτερη από την προβλεπόμενη, όπως π.χ. σε επιδείξεις.

Ο έλικας σταθερού βήματος επιτρέπει στον κινητήρα να αναπτύξει τη μέγιστη βαθμονομημένη ισχύ και στροφές του στη φάση απογείωσης και επιτάχυνσης και να παρέχει πλήρη ισχύ στο φάσμα των κανονικών στροφών λειτουργίας του. Ο πιλότος ενός αεροσκάφους με έλικα σταθερού βήματος ελέγχει με το μοχλό ισχύος την πίεση εισαγωγής στην πολλαπλή και με το μοχλό ή κουμπί - διακόπτη ελέγχου στροφών τις στροφές του κινητήρα. Επιλέγει και ρυθμίζει τη βέλτιστη εκάστοτε ισχύ με διάφορους συνδυασμούς στροφών κινητήρα και πίεσης εισαγωγής πολλαπλής. Γενικά, ο συνδυασμός χαμηλών στροφών και υψηλής πίεσης εισαγωγής πολλαπλής διασφαλίζει καλύτερη καύση και αποδοτικότητα των κυλίνδρων με μικρότερη φθορά.

Με σκοπό τη κατανόηση της σχέσης γωνίας προσβολής και συνεπώς βήματος πτερυγίου έλικας με την ταχύτητα πτήσης εξετάζουμε την κίνηση του αεροσκάφους από τη στιγμή απογείωσης μέχρι την πλευση (σχήμα 5.10). Στη θέση Α ο κινητήρας λειτουργεί σε πλήρη ισχύ και οι τροχοί του α/φους συγκρατούνται με το σύστημα πέδησης. Ο έλικας ωθεί αέρα από εμπρός προς τα πίσω. Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας η γωνία προσβολής των πτερυγίων είναι πολύ μεγάλη και η απόδοσή τους πολύ μικρή. Καθώς το αεροσκάφος επιταχύνεται στη διάρκεια της απογείωσης αυξάνεται η ταχύτητά του και συνεπώς μειώνεται η γωνία προσβολής των πτερυγίων (Β). Ο έλικας λειτουργεί αποδοτικότερα από την προηγούμενη φάση Α. Στη φάση ανόδου (Γ) συνήθως η ταχύτητα του αεροσκάφους αυξάνεται, συνεπώς η γωνία προσβολής των πτερυγίων μειώνεται περαιτέρω και ο έλικας πλησιάζει την συνθήκη βέλτιστης απόδοσής του που είναι η συνθήκη πλευσης Δ.



Σχήμα 5.13 Γωνία προσβολής σε διάφορες φάσεις

2.6.4. Ο Έλικας «Ανεμόμυλος»

Η γωνία προσβολής ενός έλικα σταθερού βήματος και συνεπώς η ώση του εξαρτώνται από την ταχύτητα πτήσης του α/φους και τη γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του έλικα. Μετά από μία βλάβη - κράτηση του κινητήρα, ο πιλότος κατεβάζει συνήθως την κεφαλή του α/φους και διατηρεί την ταχύτητα του περίπου σταθερή, ενώ ταυτόχρονα οι στροφές του «ελεύθερα» περιστρεφόμενου έλικα μειώνονται ραγδαία. Καθώς η ταχύτητα του α/φους παραμένει αμετάβλητη και η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του έλικα διαρκώς μειώνεται, η γωνία προσβολής μειώνεται και αυτή. Σε μία ορισμένη γωνιακή ταχύτητα περιστροφής καθώς η γωνία προσβολής μειώνεται, λαμβάνει μηδενική τιμή και εν συνεχεία αρνητική. Αρνητική τιμή λαμβάνει όταν αναστρέφεται η άντωση του πτερυγίου και ο έλικας αυτοπεριστρέφεται και με τη σειρά του περιστρέφει τον άξονα του κινητήρα. Στην περίπτωση αυτή αυξάνεται ραγδαία η οπισθέλκουσα του α/φους, μειώνεται η αναλογία άντωσης/ οπισθέλκουσας του και επιδεινώνονται οι επιδόσεις κατωλιστήσής του. Η ολική οπισθέλκουσα του α/φους (μαζί με την αρνητική άντωση του έλικα) είναι πολύ μεγαλύτερη από την αντίστοιχη περίπτωση του ακίνητου έλικα.

Όταν η ταχύτητα πτήσης του α/φους αυξάνεται, αυξάνεται η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του «ελεύθερου» έλικα (ανεμόμυλος) και αντιστρόφως, όταν η ταχύτητα πτήσης μειώνεται η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του έλικα. Η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του «ελεύθερου» έλικα μηδενίζεται σε κάποια χαμηλή ταχύτητα πτήσης συνήθως λίγο πριν την απώλεια στήριξης. Η αρνητική άντωση του έλικα μειώνεται έως ότου σταματήσει η περιστροφή του από τις εσωτερικές τριβές του κινητήρα.

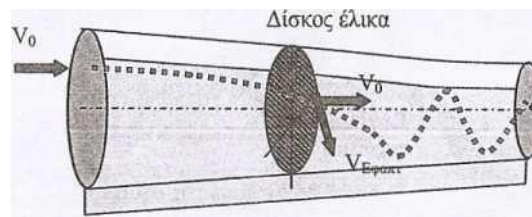
Ο έλικας μεταβλητού βήματος οφείλει να έχει μία διάταξη πτέρωσης η οποία στρέφει τα πτερύγια του έλικα σε θέση ελάχιστης οπισθέλκουσας σε περίπτωση κράτησης κινητήρα και λειτουργεί τον έλικα ως «ανεμόμυλο». Συνήθως η θέση ελάχιστης οπισθέλκουσας του πτερυγίου είναι περίπου η θέση ευθυγράμμισης του στη ροή του αέρα. Η διάταξη πτέρωσης δεν εγκαθίσταται συνήθως σε μονοκινητήρια αεροσκάφη αλλά συνήθως σε υπέρ ελαφρά α/φη. Τα υπέρ ελαφρά σ/φη έχουν μεγάλο εκπέτασμα, μεγάλο λόγο διατάμματος με αναλογία άντωσης / οπισθέλκουσας γύρω στο 30:1.

2.7 Ελικόρευμα (slipstream)

Όπως αναλύεται στις παραγράφους 2.2 και 2.3 ο αέρας που διέρχεται από το δίσκο του έλικα έχει δύο βασικές συνιστώσες ταχύτητες, την αξονική ταχύτητα που είναι περίπου ίδια με την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους και την εφαπτομενική ταχύτητα λόγω της περιστροφής του δίσκου του πτερυγίου. Ο θεωρητικός υπολογισμός του ελικορέυματος είναι αρκετά σύνθετος και δεν είναι αντικείμενο του παρόντος εγχειριδίου.

Το ελικόρευμα περιρρέει περιμετρικά ελικοειδώς ολόκληρο το α/φος. Σε ένα μονοκινητήριο α/φος με δεξιόστροφο κινητήρα το ελικόρευμα είναι δεξιόστροφο. Καθώς περιρρέει ελικοειδώς περιμετρικά την άτρακτο διαφοροποιεί τη ροή γύρω από αυτήν στη δεξιά και αριστερή πλευρά της. Η πίεση του αέρα στις επάνω αριστερές επιφάνειες της άτρακτου είναι μεγαλύτερη από τις αντίστοιχες στη δεξιά πλευρά. Συνεπώς η ροή του αέρα διαφοροποιείται στην αριστερή και δεξιά του οριζόντιου και κάθετου ουραίου πτέρωμα. Η αυξημένη πίεση του αέρα από την αριστερή πλευρά του ουραίου πτερώματος τείνει να το μετακινήσει προς τα δεξιά. Δηλ., λόγω της επίδρασης του ελικορέυματος το κάθετο ουραίο πτέρωμα κινείται προς τα δεξιά και η κεφαλή του α/φους προς τα αριστερά. Το α/φος τείνει να παρεκκλίνει αριστερά, ιδιαίτερα στο αρχικό στάδιο της απογείωσης, όταν το ελικόρευμα καλύπτει ένα πολύ μεγάλο ποσοστό του οριζόντιου και κάθετου ουραίου πτερώματος. Η δυσμενής επίδραση του ελικορέυματος στην κίνηση του α/φους μειώνεται καθώς το α/φος επιταχύνεται και αυξάνεται η ταχύτητά του. Επίσης, μειώνεται η γωνία με την οποία το ελικόρευμα προσπίπτει στο ουραίο πτέρωμα και αυξάνεται η αποτελεσματικότητα του ηλιαίου διεύθυνσης. Όταν ο κινητήρας

είναι εγκατεστημένος στη ράχη της ατράκτου το ελικόρευμα επηρεάζει λιγότερο του ουραίο πτέρωμα. Η επίδραση του ελικορεύματος στο α/φ ος είναι ίδια για κινητήρα έλξης και ώθησης και είναι πολύ μικρότερη στο οριζόντιο ουραίο πτέρωμα είναι από την αντίστοιχη στο κάθετο ουραίο πτέρωμα.



Σχήμα 5.14 δημιουργία ελικορεύματος

Η επίδραση του ελικορεύματος στην κίνηση του αεροσκάφους αντισταθμίζεται με αντίστοιχη κλίση του πηδαλίου διεύθυνσης. Η αντιστάθμιση εξαρτάται από την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους και την ισχύ του κινητήρα. Η επίδραση του ελικορεύματος λαμβάνεται υπόψη στη φάση σχεδίασης ενός αεροσκάφους και το κάθετο ουραίο πτέρωμα εγκαθίσταται με μία μικρή γωνία προς το επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους για να αντισταθμίσει το ελικόρευμα.

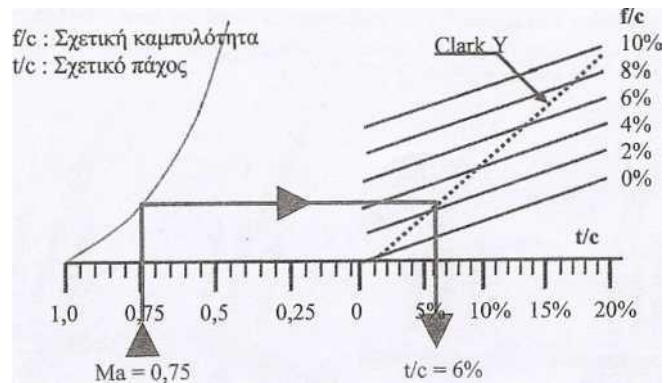
2.8. Αεροτομή Πτερυγίου Έλικα

Ο έλικας αναπτύσσει τα επιθυμητά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του όταν συνεργάζεται αρμονικά με την καμπύλη ισχύος και τις στροφές του κινητήρα και την πολική οπισθέλκουσας του αεροσκάφους. Η εξέλιξη των σύνθετων υλικών αυξημένης αντοχής συνετέλεσε στην βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του έλικα.

Ένα βασικό μέγεθος της αεροτομής του πτερυγίου του έλικα είναι το σχετικό πάχος και η σχετική καμπυλότητα. Το πτερύγιο του έλικα, ιδιαίτερα στην περιοχή του ακροπτερυγίου, λειτουργεί σε μεγάλους υποηχητικούς αριθμούς Mach. Η ροή στο πτερύγιο είναι συμπιεστή και τα φαινόμενα συμπιεστότητας μειώνουν την απόδοσή του.

Μία πρακτική μέθοδος μείωσης της οπισθέλκουσας του πτερυγίου είναι η μείωση του σχετικού πάχους και της καμπυλότητας της αεροτομής του. Γενικά, υπάρχει μία τιμή του σχετικού πάχους και της καμπυλότητας της αεροτομής του πτερυγίου η υπέρβαση της οποίας έχει σαν συνέπεια την αύξηση της οπισθέλκουσας του σε μη επιτρεπτά όρια.

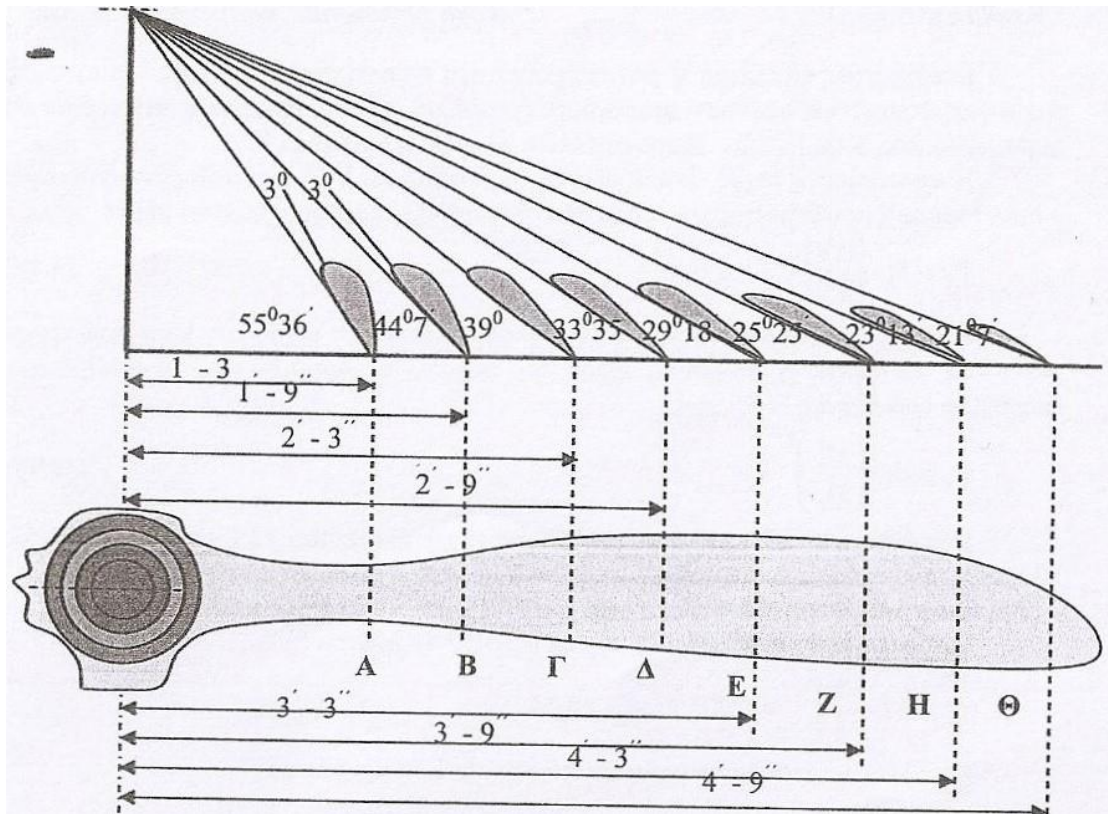
Ως γνωστό ο αριθμός Me στον οποίον επιτυγχάνεται υπερηχητική ροή σε κάποιο σημείο της αεροτομής ονομάζεται κρίσιμος αριθμός Mach. Ορισμένες φορές επιλέγεται μία πολύ μικρή υπερηχητική ροή στο ακροπτερύγιο διότι η μείωση της διαμέτρου του πτερυγίου για αποφυγή της υπερηχητικής ροής θα είχε σαν συνέπεια τη μείωση των επιδόσεων του. Γενικά, ο έλικας σχεδιάζεται να λειτουργεί σε υποηχητική ροή αποφεύγοντας την υπερηχητική ροή στην περιοχή των ακροπτερυγίων με κατάλληλη επιλογή του σχετικού πάχους της αεροτομής και της διαμέτρου του πτερυγίου.



Σχήμα 5.15 Διάγραμμα προσδιορισμού μεγίστου σχετικού πάχους και σχετικής καμπυλότητας αεροτομής πτερυγίου συναρτήσει αριθμού Mach

Η ανάλυση της συμπιεστής ροής στην αεροτομή του πτερυγίου είναι σύνθετη και δεν είναι αντικείμενο του παρόντος εγχειριδίου. Υπάρχει ένας πρακτικός κανόνας που έχει προκύψει από πολυάριθμα πειράματα για τον προσδιορισμό του μεγίστου επιτρεπτού σχετικού πάχους και της σχετικής καμπυλότητας της αεροτομής του πτερυγίου συναρτήσει του αριθμού Mach και αντιστρόφως. Ο πρακτικός αυτός κανόνας απεικονίζεται στο σχήμα 5.10. Γενικά η επιλογή της αεροτομής και της διαμέτρου του έλικα είναι πιο σύνθετη διότι πρέπει να λάβει υπόψη της, το α/ϕ , τον κινητήρα, την ταχύτητα πτήσης, κ.τ.λ. . Οι έλικες σχεδιάζονται και κατασκευάζονται σήμερα από εξειδικευμένες εταιρίες με σύγχρονα υπολογιστικά προγράμματα και σύγχρονα υλικά για συγκεκριμένα α/ϕ , συγκεκριμένη ισχύ κινητήρα και συγκεκριμένες ταχύτητες πτήσης.

Η γεωμετρική διαμόρφωση του πτερυγίου του έλικα είναι σύνθετη, διότι μεταβάλλεται το βήμα του και η γωνία πτερυγίου κατά μήκος της ακτίνας του. Οι αεροτομές που χρησιμοποιούνται στις αντωτικές επιφάνειες του α/ϕ (πτέρυγα και ουραίο πτέρωμα) είναι τυποποιημένες και αναφέρονται αναλυτικά στα εγχειρίδια αεροδυναμικής. Έχουν τυποποιημένη γεωμετρική διαμόρφωση και τα αεροδυναμικά τους χαρακτηριστικά, που έχουν επιβεβαιωθεί από πειραματικές μετρήσεις αναφέρονται σε πίνακες ή διαγράμματα. Συνοπτικά οι αεροτομές με βάση τη γεωμετρική τους διαμόρφωση μπορεί να ταξινομηθούν στις ακόλουθες κατηγορίες : συμμετρικές, ημισυμμετρικές, επίπεδης κοιλιάς, διαφοροποιημένης επίπεδης κοιλιάς, αυξημένης καμπυλότητας και αναστροφή χείλους εκφυγής.



Σχήμα 5.16 γεωμετρική διαμόρφωση αεροτομών τυπικού πτερυγίου έλικα

Κάθε μία από τις κατηγορίες αυτές καλύπτει ένα ευρύ φάσμα επιλογών.

Συμμετρικές Αεροτομές. Χρησιμοποιούνται κυρίως σε μονοκινητήρια ακροβατικά αεροσκάφη. Γενικά, στα ακροβατικά αεροσκάφη χρησιμοποιούνται συμμετρικές επιφάνειες (πτέρυγα και ουραίο πτέρωμα).

Ημι - συμμετρικές Αεροτομές. Χρησιμοποιούνται κυρίως σε εκπαιδευτικά αεροσκάφη, υδροπλάνα και αθλητικά ακροβατικά διπλανά. Τα υδροπλάνα έχουν ημισυμμετρικές αεροτομές μικρού σχετικά πάχους και πολύ μεγάλης αναλογίας άντωσης / οπισθέλκουσα.

Αεροτομές επίπεδης Κοιλιάς. Συνήθως δεν χρησιμοποιούνται αεροτομές με επίπεδη κοιλιά αλλά με διαφοροποιημένη επίπεδη κοιλιά . Είναι ιδιαίτερα κατάλληλες για άνετη πτήση με χαμηλή ταχύτητα. Δεν έχουν καλά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Οι αεροτομές με διαφοροποιημένη επίπεδη κοιλιά χρησιμοποιούνται σε α/φη με απαίτηση πτήσης σε πολύ χαμηλές ταχύτητες.

Αεροτομές αυξημένης Καμπυλότητας. Χρησιμοποιούνται σε πρότυπα μοντέλα , υδροπλάνα και περιπτώσεις με απαίτηση πολύ μεγάλης άντωσης . Χρησιμοποιήθηκαν στα πρώτα βήματα της εξέλιξης του αεροσκάφους.

Οι αεροτομές που χρησιμοποιούνται στα πτερύγια του έλικα είναι πιο σύνθετες από τις ανωτέρω αεροτομές των αντωτικών επιφανειών του αεροσκάφους και κατά κανόνα δεν είναι κοινοποιήσιμες, διότι είναι αποτελέσματα μελετών και μετρήσεων των εταιριών κατασκευής ελίκων.

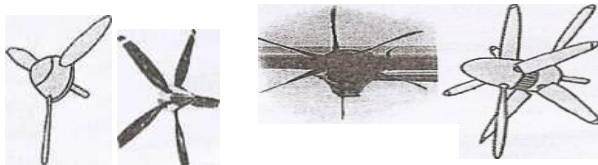
2.9 Αριθμός Πτερυγίων Έλικα

Ο έλικας οφείλει να έχει τουλάχιστον δύο και πολλές φορές τρία πτερύγια, όπως απεικονίζεται στο σχήμα 5.33. Με αυξανόμενο αριθμό πτερυγίων αυξάνεται η μάζα του αέρα που διέρχεται και επιταχύνεται από τον έλικα.

Κάθε πτερύγιο του έλικα για να περιστραφεί με συγκεκριμένη γωνιακή ταχύτητα σε συγκεκριμένη ταχύτητα πτήσης χρειάζεται μία συγκεκριμένη ισχύ. Οι έλικες των αεροσκαφών έχουν όπως αναφέρθηκε δύο τουλάχιστον πτερύγια. Το σύνηθες πρόβλημα είναι ο προσδιορισμός ενός ισοδύναμου έλικα με τρία πτερύγια στη θέση ενός υπάρχοντος έλικα με δύο πτερύγια.

Στην παρούσα παράγραφο αναλύεται ο υπολογισμός ενός έλικα με τρία πτερύγια ο οποίος έλικας αρχικά είχε δυο πτερύγια.

Όταν σε ένα α/φος με έλικα δύο πτερυγίων τοποθετείται ένα τρίτο πτερύγιο, τότε αυξάνεται η απαιτούμενη ισχύς κατά 50%. Δεδομένου ότι ο κινητήρας του α/φους δεν αλλάζει και η συνολική ισχύς παραμένει ίδια, απαιτείται η εγκατάσταση πτερυγίων με μικρότερη διάμετρο. Τα δύο πτερύγια του έλικα αντικαθίστανται από τρία μικρότερα σε διάμετρο πτερύγια της ίδιας κατηγορίας που προβλέπεται από τον κατασκευαστή, δηλ. τα πτερύγια πρέπει να έχουν την ίδια αεροτομή και την ίδια κατανομή βήματος.



Σχήμα 5.17 Έλικες αεροσκαφών με δύο έως

οκτώ πτερύγια

Όταν στον έλικα αυξάνεται ο αριθμός πτερυγίων από B1 σε B2 τότε αυξάνεται και η απαίτηση ισχύος από P1 σε P2 ως ακολούθως:

$$P_2 = P_1 B_2 / B_1 \quad (2.58)$$

Η ανωτέρω σχέση ισχύει με την προϋπόθεση ότι τα τρία πτερύγια είναι ίδια σε γεωμετρική διαμόρφωση, έχουν την ίδια διάμετρο και το ίδιο βήμα.

Με την παραδοχή ότι ο κινητήρας λειτουργεί στις ίδιες στροφές αλλάζοντας τη διάμετρο των πτερυγίων από d1 σε d2 χωρίς αλλαγή του αριθμού πτερυγίων η απαιτούμενη ισχύς P2 ανέρχεται σε :

$$P_2 = P_1 \left(\frac{d_2}{d_1} \right)^5 \quad (2.59)$$

Με την αλλαγή της διαμέτρου των πτερυγίων αλλάζει και το ύψος του βήματος από h1 σε h2 με γεωμετρική ομοιότητα , δηλ. ισχύει :

$$h_2 / h_1 = d_2 / d_1 \quad (2.60)$$

Επειδή στον νέο έλικα η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής (στροφές/min) και η ταχύτητα πτήσης παραμένουν αμετάβλητες , οφείλει και το βήμα των πτερυγίων να παραμείνει ίδιο , δηλ. h2=h1. Κατά συνέπεια αλλάζει η αναλογία h/d.

Η απαιτούμενη ισχύς είναι ανάλογη της αναλογίας h/d. Για απαιτούμενη διάμετρο ο διπλασιασμός του βήματος του πτερυγίου διπλασιάζει την απαιτούμενη ισχύ:

$$P_2 = P_1 \frac{(h/d)_2}{(h/d)_1} \quad (2.61)$$

Από τις ανωτέρω σχέσεις με την προϋπόθεση ότι η ισχύς του κινητήρα παραμένει ίδια , προκύπτει η ακόλουθη σχέση που συνδέει τη διάμετρο και τον αριθμό των πτερυγίων του έλικα :

$$d_2 = d_1 \left(\frac{B_1}{B_2} \right)^{1/4} \quad (2.62)$$

Παράδειγμα: Ένας έλικας με δύο πτερύγια διαμέτρου 12 ίντσες και βήματος 10 ίντσες πρέπει να αντικατασταθεί από έλικα με τρία ή τέσσερα πτερύγια .

Τα πτερύγια του νέου έλικα οφείλουν να έχουν το ίδιο βήμα , δηλ. 10 ίντσες .

Για έλικα με τρία πτερύγια από την εξ. 2.59 προκύπτει :

$$d_2 = 12 \left(\frac{2}{3} \right)^{1/4} = 12 \times 0,9036 = 10,84$$

Για έλικα με τέσσερα πτερύγια από την εξ.2.59 προκύπτει:

$$d_2 = 12 \left(\frac{2}{4} \right)^{1/4} = 12 \times 0,8409 = 10,09$$

Ο έλικας των δύο πτερυγίων 12X10 μπορεί να αντικατασταθεί με τρία πτερύγια 10,84X10 ή με τέσσερα πτερύγια 12X10.

2.10 Ολίσθηση και Λόγος Ολίσθησης.

Θεωρούμε έλικα να εκτελεί n πλήρεις περιστροφές σε ένα χρονικό διάστημα t.

Στο διάστημα αυτό ο έλικας <<προχωράει>> στην αξονική διεύθυνση απόσταση $V_{αξον}$ ενώ η απόσταση των άκρων της ελικοειδούς κίνησης ανέρχεται σε Pn .

Η ολίσθηση $S_{ολισθ}$ ορίζεται ως το διάστημα: $S_{ολισθ} = (Pn - V_{αξον}) / n$

$$S_{ολισθ} = \frac{Pn - V_{αξον}}{Pn} = 1 - \frac{V_{αξον}}{Pn} = 1 - \frac{J}{P/d} \quad (2.63)$$

Η ολίσθηση του έλικα, η οποία εκφράζεται σε ποσοστά ορίζεται ως διαφορά της απόστασης που έπρεπε ο έλικας με συγκεκριμένο βήμα να μετακινηθεί προς τα εμπρός (προχωρήσει), λόγω της περιστροφής του και της πραγματικής απόστασης που διανύει. Π.χ. Θεωρούμε έναν έλικα με βήμα 10" να μετακινείται (προχωράει) προς τα εμπρός μόνο 8,5" σε κάθε περιστροφή, δηλ. μετακινείται $8,5" / 10" = 85\%$ της θεωρητικής μετακίνησης . Η ολίσθηση του έλικα ανέρχεται σε $= 15\%$.

Η ολίσθηση του έλικα εξαρτάται από τη διάμετρο, τη γωνία πτερυγίου και τη γωνία προσβολής. Με αυξανόμενο διάμετρο και / ή γωνία πτερυγίου μειώνεται η ολίσθηση και ο βαθμός απόδοσης μειώνεται και η ώση. Θεωρούμε α/φος με έλικα σταθερού βήματος. Η συνήθης ολίσθηση του έλικα είναι της τάξης του 20%. Η ολίσθηση αυτή παραμένει σταθερή σε πλευση. Σε μία ελαφρά αναρρίχηση η ολίσθηση παραμένει στο 20% εφόσον ο πιλότος αυξήσει την ώση. Η ολίσθηση παραμένει στο 20% και σε άνοδο με τη βέλτιστη γωνία ανόδου εφόσον ο πιλότος αυξήσει την ώση.

2.11 Συντελεστές Έλικα

2.11.1 Εισαγωγή

Η ώση που παράγει ο έλικας οφείλεται στις αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές που αναπτύσσονται σε αυτόν. Κατά αναλογία προς την πτέρυγα τα χαρακτηριστικά του έλικα εκφράζονται με αδιάστατους συντελεστές. Ως γνωστόν στην αεροδυναμική ισχύει η αεροδυναμική ομοιότητα και

συνεπώς οι αδιάστατοι συντελεστές απλοποιούν σημαντικά τον προσδιορισμό των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του έλικα με μετρήσεις με μοντέλα σε αεροσήραγγες. Όπως τα χαρακτηριστικά μίας αεροτομής προσδιορίζονται με σχέσεις της γωνίας προσβολής, του συντελεστή άντωσης και οπισθέλκουσας έτσι σε έναν έλικα προσδιορίζονται από το λόγο προχωρήσεως (advanceratio), το συντελεστή ώσης και το συντελεστή ισχύος. Ο βαθμός απόδοσης, ο οποίος αντιστοιχεί στην αναλογία (L/D) της πτέρυγας προσδιορίζεται από τους τρεις αυτούς συντελεστές.

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός στοιχείου του πτερυγίου, δηλ. της αεροτομής του προσδιορίζονται με τους γνωστούς συντελεστές άντωσης, οπισθέλκουσας και ροπής πρόνευσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής.

Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφονται συνοπτικά οι μεταβολές των ανωτέρω συντελεστών του έλικα.

2.11.2 Συντελεστής άντωσης και οπισθέλκουσας στοιχείου πτερυγίου

Οι συντελεστές άντωσης c_L και οπισθέλκουσας c_D του στοιχείου του πτερυγίου δίνονται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{ενεργ}^2 c_{dL} (c_L)_{στοιχείου} \quad (2.64)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_{ενεργ}^2 c_{dD} (c_D)_{στοιχείου} \quad (2.65)$$

Σύμφωνα με τη θεωρία του στοιχείου πτερυγίου, που εξετάστηκε στην παράγραφο 2.4 ο συντελεστής άντωσης (c_L)στοιχ δίνεται από τη σχέση :

$$(c_L)_{στοιχ} = \frac{d(c_L)}{da} \alpha_{\Sigma, \Pi} = \frac{d(c_L)_{στοιχ}}{da} [\beta - (\varphi + \alpha_{\epsilon\pi})] \approx \frac{d(c_L)_{\sigma\tau}}{da} \left[\beta - \frac{V + v_{\epsilon\pi}}{\omega r} \right] \quad (2.66)$$

Όπου V είναι η αληθής ταχύτητα, $v_{\epsilon\pi}$ στοιχειώδης επαγωγική ταχύτητα, φ ενεργός γωνία

πρόνευσης, β γεωμετρική γωνία πρόνευσης και $\alpha_{\epsilon\pi}$ στοιχειώδης επαγωγική γωνία προσβολής που απεικονίζονται.

Η κλίση $d(c_L)_{στοιχ} / da$ ακόμη και για σταθερή αεροτομή είναι μια συνάρτηση του γλόγω της μεταβολής του τοπικού αριθμού Μακατά μήκος του εκπετάσματος του πτερυγίου. Με σκοπό τη διευκόλυνση των υπολογισμών λαμβάνεται συνήθως μια μέση τιμή του $d(c_L)_{στοιχ} / da$ στη θέση

$r=0,75R$. Το μόνο άγνωστο μέγεθος παραμένει $v_{\epsilon\pi}$ που μπορεί να υπολογισθεί από τη θεωρία της ορμής σε ένα στοιχείο πτερυγίου. Σε πρακτικές εφαρμογές η καμπυλότητα της αεροτομής ορίζεται από το (CI) $_{\sigma\tau}$ και η καμπυλότητα του πτερυγίου προσδιορίζεται στη θέση $r=0,7R$. Γενικά $[(c_L)_{\sigma\tau}]_{0,7R}$ μεταβάλλεται από 0,4 έως 0,6.

Η οπισθέλκουσα του στοιχείου αποτελείται από επαγόμενη οπισθέλκουσα $D_{\epsilon\pi}$ και οπισθέλκουσα μορφής dD_M και σύμφωνα με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$dD = dD_M \sin(\varphi + \alpha_{\epsilon\pi}) + dL \mu(\varphi + \alpha_{\epsilon\pi}) = dD_M + dL(\varphi + \alpha_{\epsilon\pi}) \quad (2.67)$$

Η θεωρία στοιχείου πτερυγίου χρήζει βελτίωσης για τον υπολογισμό των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας καθώς οι αγνοεί ορισμένα μεγέθη όπως την επαγόμενη ταχύτητα, το σύστημα στροβίλων, κ.τ.λ. Ενδεικτικά στο ακροπτερύγιο δίδει μηδενική άντωση.

2.11.3 Συντελεστές ώσης και ισχύος και βαθμός απόδοσης έλικα

Οι συντελεστές ώσης και ισχύος και ο βαθμός απόδοσης προσδιορίζουν τα χαρακτηριστικά του έλικα, επιτρέπουν τη σύγκριση των χαρακτηριστικών των ελίκων και ορίζονται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$\text{Συντελεστής ώσης } C_T : \quad C_T = \frac{T}{\rho n^2 d^2} \quad (2.68)$$

$$\text{Συντελεστής ισχύος } C_p : \quad C_p = \frac{P}{\rho n^3 d^5} = \frac{550bh\dot{p}}{\rho n^3 d^5} \quad (2.69)$$

Βαθμός απόδοσης έλικα η:

$$\eta = \frac{\text{ισχύς ώσης}}{\text{ισχύς πέδησης}} = \frac{\text{ισχύς παρεχόμενη από έλικα (ωφέλιμη)}}{\text{ισχύς παρεχόμενη στον έλικα (καταναλισκόμενη)}} \quad (2.70)$$

Συντελεστής ώσης C_T : Σύμφωνα με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου που εξετάστηκε στην παράγραφο 2.4, η παραγόμενη από τον έλικα με N πτερύγια δίδεται από την εξ.2.44, η ολοκλήρωση της οποίας όπως αναφέρθηκε είναι αρκετά δυσχερής και για αυξημένο αριθμό πτερυγίου είναι εφικτή μόνο γραφικά ή αριθμητικά με την εξ.2.67 διευκολύνει σημαντικά τους υπολογισμούς. Ο

συντελεστής C_T προσδιορίζεται συνήθως με πειραματικές μετρήσεις σε αεροσήραγγες.

Για την κατανόηση της παρεχόμενης από τον έλικα ώσης και ισχύος καθώς και του βαθμού απόδοσης απαιτείται η εισαγωγή ενός βασικού συντελεστή του έλικα που είναι γνωστός ως λόγος προχωρήσεως J και ορίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\text{Λόγος προχωρήσεως } J : \quad J = \frac{V}{nd} \quad (2.71)$$

Ο λόγος προχωρήσεως J εκφράζει την αναλογία της αληθούς ταχύτητας V προς την ταχύτητα περιστροφής ακροπτερυγίου V_{akr} και είναι πολύ σημαντική σχεδιαστική παράμετρος του έλικα επειδή συνδέεται με το βαθμό απόδοσης του έλικα και με τους αεροδυναμικούς συντελεστές.

Ο συντελεστής ώσης C_T εκτός από τον λόγο προχωρήσεως εξαρτάται και από τη γωνία πτερυγίου.

Συντελεστής ισχύος C_p . Οι επιδόσεις των ελικοφόρων κινητήρων αναφέρονται ως γνωστόν σε ισχύ ενώ των στροβιλοκινητήρων σε ώση. Κατά συνέπεια ο προσδιορισμός της απαιτούμενης ισχύος του έλικα είναι πολύ σημαντικός για τις διάφορες φάσεις πτήσης. Κατά αναλογία προς το συντελεστή

ώσης, C_T ο συντελεστής ισχύος C_p του έλικα εξαρτάται κυρίως από το λόγο προχωρήσεως J . Επίσης εξαρτάται και από τη γωνία πτερυγίου.

Συντελεστής στρέψης C_Q . Ο συντελεστής στρέψης ορίζεται από τη σχέση:

$$c_Q = \frac{Q}{\rho n^2 d^5} \quad (2.72)$$

Ο συντελεστής στρέψης εξαρτάται από τη γεωμετρική διαμόρφωση του έλικα και το συντελεστή προχωρήσεως J.

$$\text{Ως γνωστόν ισχύει :} \quad P = 2\pi n Q \quad (2.73)$$

Από τις εξ. 2.68, 2.71, 2.72 προκύπτει :

$$c_P = \frac{P}{\rho n^3 d^5} = \frac{2\pi n Q}{\rho n^3 d^5} = 2\pi \frac{P}{\rho n^2 d^5} = 2\pi c_Q \quad (2.74)$$

Βαθμός απόδοσης έλικα η. Ο βαθμός απόδοσης του έλικα χαρακτηρίζει το επί τις εκατό ποσοστό της ισχύος του κινητήρα που μετατρέπεται σε ισχύ ώσης. Εξαρτάται από τη γεωμετρική διαμόρφωση του έλικα και τη γωνία προσβολής των πτερυγίων του. Γενικά με αυξανόμενο λόγο διατάμματος (d/c) αυξάνεται ο βαθμός απόδοσης και αντιστρόφως. Η μέγιστη απόδοση επιτυγχάνεται στη μέγιστη γωνία προσβολής των πτερυγίων του έλικα. Ο βαθμός απόδοσης του έλικα εξαρτάται επίσης από τις στροφές του και την ταχύτητα πτήσης. Κατά συνέπεια εξαρτάται από τον λόγο προχωρήσεως J. Εμπεριέχει τις απώλειες μορφής και τις επαγόμενες απώλειες.

Ο βαθμός απόδοσης του έλικα σε απλοποιημένη μορφή δίδεται από την σχέση :

$$\eta = (\eta_{ελικ})_{ιδαν} \eta_{μορφ} \quad (2.75)$$

Όπου $(\eta_{ελικ})_{ιδαν}$ είναι ο ιδανικός βαθμός απόδοσης και δίδεται από την σχέση:

$$(\eta_{ελικ})_{ιδαν} = \frac{\text{ισχύς εξόδου (ωφέλιμη ισχύς)}}{\text{ισχύς εξόδου}} = \frac{TV}{T(V+v)} = \frac{V}{V+v} \quad (2.76)$$

Και η μορφ είναι ο βαθμός απόδοσης μορφής.

Για το βαθμό απόδοσης του έλικα προκύπτει:

$$\eta = \frac{\text{ώση ισχύος εξόδου}}{\text{ισχύς άξονα εισόδου}} = \frac{TV}{P} = \frac{TV}{Q\omega} = \frac{\rho n^2 d^4 c_T V}{\rho n^2 d^5 c_Q 2\pi n} = \frac{1Vc_T}{2\pi n d c_Q} \\ \Rightarrow \eta = \frac{Jc_T}{2\pi c_Q} \quad (2.77)$$

Από τις εξ. 2.73 και 2.76 προκύπτει:

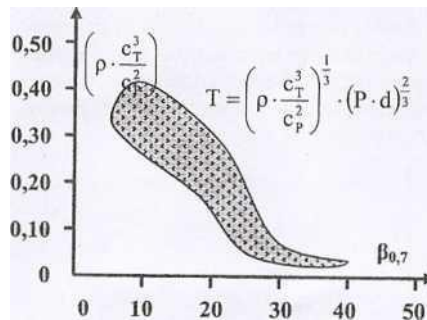
$$\eta = J \frac{c_T}{c_Q} \quad (2.78)$$

Ο βαθμός απόδοσης λαμβάνει τη μέγιστη τιμή του για τον έλικα σταθερού βήματος, σε μια συγκεκριμένη τιμή του λόγου προχωρήσεως. Οι έλικες με μεγάλη γωνία είναι περισσότερο αποδοτικές σε μεγάλες τιμές του λόγου προχωρήσεως J και οι έλικες με μικρή γωνία πτερυγίου είναι αποδοτικότερες σε μικρές τιμές του λόγου προχωρήσεως. Σε έναν έλικα σταθερής ταχύτητας η γωνία πτερυγίου μεταβάλλεται σε ένα ευρύ φάσμα μικρών έως μεγάλων τιμών και λειτουργεί με τη βέλτιστη γωνία προσβολής. Για το λόγο αυτό είναι αποδοτικότερος σε διάφορες τιμές του λόγου προχωρήσεως J.

2.12 Στατική ώση

Όταν το α/φος δεν κινείται ο έλικας λειτουργεί σε στατικές συνθήκες. Δεν υπάρχει ροή αέρα προς τον έλικα. Ο έλικας δημιουργεί μόνος του ροή αέρα. Η αεροδυναμική διαμόρφωση των πτερυγίων του έλικα είναι σχεδιασμένη για συνθήκες πτήσης και συνεπώς σε στατική συνθήκη δεν λειτουργεί αποδοτικά. Σε αντίθεση με τον έλικα του Ε/Π που έχει πολύ μεγάλη διάμετρο, η ροή στο μικρό έλικα του α/φους δεν είναι ομοιόμορφη. Η απόδοση του έλικα σύμφωνα με τη θεωρία διατήρησης της ορμής εξαρτάται

σε μεγάλο βαθμό από τη φόρτιση του δίσκου η οποία για τον έλικα του α/φους είναι πολύ μεγαλύτερη από αυτήν του Ε/Π. Πρακτικά στη συνθήκη σχεδίασης του έλικα επιτυγχάνεται το 80% έως 90% της ώσης που προσδιορίζεται από τη θεωρία διατήρησης της ορμής , ενώ σε στατική συνθήκη μόνο το 50% και λιγότερο.



Σχήμα 5.18 μεταβολή στατικής ώσης έλικας συναρτήσει της γωνίας πτερυγίου

Η στατική ώση εξαρτάται από τη ροή του αέρα που διέρχεται από τον έλικα , η οποία ροή επηρεάζεται από τη διαμόρφωση του α/φους στο γειτνιάζοντα χώρο του έλικα (άτρακτος, εγκάρσιος άνεμος , απόσταση εδάφους , κ.τ.λ.). Η στατική ώση του έλικα προσδιορίζεται με πειραματικές μετρήσεις και όχι θεωρητικούς υπολογισμούς.

Γενικά , η στατική ώση του έλικα μειώνεται όταν αυξάνεται η γωνία των πτερυγίων (βήμα) με κρίσιμη τιμή τις 25 μοίρες (σχήμα 5.49). Επίσης , οι έλικες με μικρό αριθμό πτερυγίων έχουν αυξημένη στατική ώση έναντι των ελικών με μεγάλο αριθμό πτερυγίων.

Η στατική ώση δίδεται από τη ακόλουθη σχέση :

$$T = \frac{c_T}{c_p} \frac{P}{nd} = \frac{c_T}{c_p} \frac{550bhp}{nd} \quad (2.79)$$

Στατική ώση :

Η ώση εν πτήση δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$T = n_{\pi\rho} \frac{P}{V} = 550n_{\pi\rho} \frac{bhp}{V} \quad (2.80)$$

Ωση T εν πτήση :

Στην περίπτωση πτερυγίου μεταβλητού βήματος , η γωνία βήματος επιλέγεται για τη βέλτιστη γωνία προσβολής του πτερυγίου σε κάθε συνθήκη πτήσης με σκοπό να επιτευχθεί σταθερή τιμή των στροφών ανά δευτερόλεπτο ανεξάρτητα από την ισχύ του κινητήρα. Στην περίπτωση πτερυγίου με σταθερό βήμα η γωνία προσβολής του πτερυγίου δεν μπορεί να μεταβληθεί κατά την πτήση για να διατηρήσει τον αριθμό στροφών του κινητήρα σταθερό σε κάθε συνθήκη πτήσης. Κατά συνέπεια, ο αριθμός στροφών και η ισχύς του κινητήρα μεταβάλλονται συναρτήσει της ταχύτητας , με επακόλουθο τη μείωση της προωθητικής απόδοσης και της ώσης σε ταχύτητες που δεν συμπίπτουν με την ταχύτητα σχεδίασης του πτερυγίου

Προσεγγιστικά, η στατική ώση ενός έλικα με σταθερό βήμα θεωρείται ότι είναι ίση με την ώση σε ταχύτητα 50 knots. Σημειώνεται ότι ο βαθμός απόδοσης του έλικα σε στατική συνθήκη είναι μηδενική.

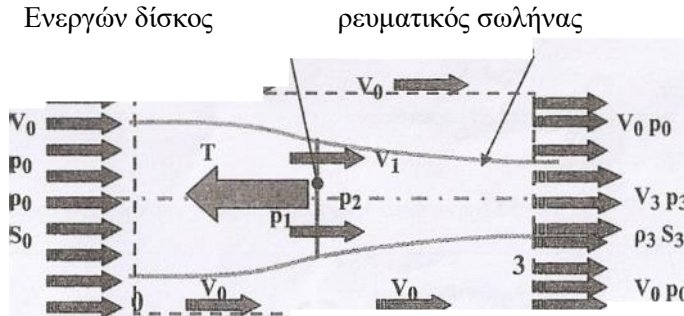
2.13. Δυνάμεις και ροπές έλικα

Ωση. Σύμφωνα με τη θεωρία του στοιχείου πτερυγίου , που εξετάστηκε στην παράγραφο 2.4 , η ώση ενός έλικα με N αριθμό πτερυγίων δίδεται από τη σχέση:

$$T = \frac{N}{2} \int_{r_{\sigma\sigma}}^{CR} \rho \left[(v_{\epsilon\pi\alpha\gamma} + V)^2 + (\omega r)^2 \right] c \frac{d(c_L)_{\sigma\tau\omega\chi}}{da} \left[\beta - \frac{V + v_{\epsilon\pi\alpha\gamma}}{\omega r} \right] \quad (2.81)$$

Η θεωρία στοιχείου πτερυγίου δεν είναι η πιο κατάλληλη για τον προσδιορισμό των δυνάμεων και ροπών που αναπτύσσονται στο πτερύγιο. Η θεωρία του ενεργούντα δίσκου παρέχει πιο απλή μεθοδολογία υπολογισμού της ώσης του πτερυγίου.

Θεωρία ενεργούντος Δίσκου. Η θεωρία του ενεργούντος δίσκου παρέχει μία πολύ πιο απλή μέθοδο προσδιορισμού της ώσης αλλά και της ισχύος του έλικα συγκριτικά με τη θεωρία στοιχείου πτερυγίου



Σχήμα 5.19 Ροή και ώση σε ενεργούντα δίσκο

Η θεωρία του ενεργούντα δίσκου ισχύει με τις κάτωθι προϋποθέσεις για τη ροή που διέρχεται από αυτόν και απεικονίζονται στο σχήμα 5.52:

- Η περιστροφική κίνηση της ροής θεωρείται αμελητέα.
- Η ροή είναι ασυμπίεστη
- Η ολική πίεση του αέρα (πίεση ανακοπής) έξω από το ρευματικό σωλήνα του δίσκου είναι σταθερή.
- Η ροή είναι μόνιμη

Προκύπτει η ακόλουθη σχέση για ώση T:

$$T = S_{\text{δίσκ}} (p_2 - p_1) \quad (2.82)$$

Από την εξ. Bernoulli προκύπτουν οι ακόλουθες σχέσεις:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_{\text{δίσκ}}^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad (2.83)$$

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho V_{\text{δίσκ}}^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_3^2 \quad (2.84)$$

Από τις εξ. 2.81 και 2.82 προκύπτει:

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \rho (V_3^2 - V_0^2) \quad (2.85)$$

Από τις εξ. 2.80 και 2.83 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ώση του ενεργούντα δίσκου :

$$T = \frac{1}{2} \rho (V_3^2 - V_0^2) S_{\text{δίσκ}} = \rho S_{\text{δίσκ}} \left(\frac{V_3^2 - V_0^2}{2} \right) \quad (2.86)$$

Η ισχύς του δίσκου ανέρχεται σε :

$$P = TV_{\text{δίσκ}} \quad (2.87)$$

Από τις εξ. 2.80 και 2.85 προκύπτει

$$P = S_{\text{δίσκ}} (p_2 - p_1) V_{\text{δίσκ}} \quad (2.88)$$

Ως γνωστόν για την ισχύ του δίσκου ισχύει:

$$P = m \left(\frac{V_3^2 - V_0^2}{2} \right) = m(V_3 - V_0) \left(\frac{V_3 + V_0}{2} \right) \quad (2.89)$$

Από τις εξ.2.86 και 2.87 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ταχύτητα του ενεργού δίσκου:

$$V_{\delta\sigma\kappa} = \left(\frac{V_3 + V_0}{2} \right) \quad (2.90)$$

Για την παροχή της ροής αέρα που διέρχεται από το δίσκο ισχύει η σχέση:

$$m = \rho V_{\delta\sigma\kappa} S_{\delta\sigma\kappa} = \rho S_{\delta\sigma\kappa} \left(\frac{V_3 + V_0}{2} \right) \quad (2.91)$$

Από την εξ.2.89 προκύπτει ότι η ώση του έλικα αυξάνεται με αυξανόμενη ταχύτητα εξόδου του έλικα V_3 , μειώνεται με αυξανόμενη ταχύτητα πτήσης V_0 , μειώνεται με αυξανόμενο ύψος πτήσης (ρ) και αυξάνεται με αυξανόμενη διάμετρο d .

Οπισθέλκουσα. η θεωρία του ενεργού δίσκου δεν είναι η κατάλληλη για τον προσδιορισμό της οπισθέλκουσας του έλικα. Σύμφωνα με τη θεωρία του στοιχείου πτερυγίου που εξετάστηκε στην παράγραφο 2.4 η οπισθέλκουσα του στοιχείου του πτερυγίου αποτελείται από την επαγόμενη

οπισθέλκουσα $D_{\varepsilon\pi\alpha\gamma}$ και οπισθέλκουσα μορφής dD_M και δίδεται από την σχέση:

$$dD = dD_M \sin(\varphi + \alpha_{\varepsilon\pi\alpha\gamma}) + dL \mu(\varphi + \alpha_{\varepsilon\pi\alpha\gamma}) = dD_M + dL(\varphi + \alpha_{\varepsilon\pi\alpha\gamma}) \quad (2.92)$$

Όπου dD_M είναι η οπισθέλκουσα μορφής ή σχήματος του στοιχείου και

$$dD_M = \rho V_{\varepsilon\pi\alpha\gamma}^2 c_{DM} dr / 2 \quad (2.93)$$

Ροπή στρέψης έλικα. Από την εξ.2.86 μετά από μετασχηματισμούς προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ταχύτητα εξόδου του έλικα σύμφωνα με τη θεωρία του ενεργού δίσκου :

$$\left(\frac{V_3}{V_0} \right)^2 = \frac{T}{S_{\delta\sigma\kappa} V_0^2 \frac{\rho}{2}} + 1 \quad (2.94)$$

Από τις εξ.2.88 και 2.92 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ταχύτητα του ενεργού δίσκου :

$$\frac{V_{\delta\sigma\kappa}}{V_0} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T}{S_{\delta\sigma\kappa} V_0^2 \frac{\rho}{2}} + 1} + \frac{1}{2} \quad (2.95)$$

Από τις εξ.2.89 και 2.93 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για την ισχύ του ενεργού δίσκου :

$$P = TV_{\delta\sigma\kappa} = \frac{1}{2} TV_0 \left(\sqrt{\frac{T}{S_{\delta\sigma\kappa} V_0^2 \frac{\rho}{2}} + 1} + \frac{1}{2} \right) \quad (2.96)$$

Η ισχύς της εξ.2.95 είναι ελάχιστη απαιτούμενη ισχύ για την περιστροφή του έλικα. Γενικά , η πραγματική απαιτούμενη ισχύ είναι περίπου 15% μεγαλύτερη.

Από τις εξ.2.69 και 2.92 προκύπτει η ακόλουθη η ακόλουθη σχέση για τη ροπή στρέψης του έλικα:

$$M_{\Sigma\tau\rho\acute{\epsilon}\psi\eta\varsigma} = \frac{1}{4\pi n} TV_0 \left(\sqrt{\frac{T}{S_{\delta\sigma\kappa} V_0^2 \frac{\rho}{2}} + 1} + \frac{1}{2} \right) \quad (2.97)$$

Ροπή στρέψης κινητήρα. Η μετάδοση των στροφών του κινητήρα στον έλικα επιτυγχάνεται με ένα κιβώτιο οδοντοτροχών. Οι στροφές του έλικα είναι πάντοτε μικρότερες από τις στροφές του άξονα ισχύος του κινητήρα με τις οποίες συνδέονται με την ακόλουθη σχέση:

$$n_{κιν} = λn_{ελικ} \quad (2.98)$$

Όπου λ είναι ο λόγος υποπολλαπλασιασμού οδοντοτροχών.

Κατά συνέπεια για την ισχύ και τη ροπή στρέψης του άξονα ισχύος του κινητήρα ισχύουν οι ακόλουθες σχέσεις :

$$P_{ελικ} = n_{κιν} P_{κιν} \quad (2.99)$$

$$(M_{στρέψης})_{ελικας} = n_{κιν} λ (M_{στρέψης})_{κιν} \quad (2.100)$$

2.14 Ταχύτητα ακροπτερυγίου

Σύμφωνα με τη θεωρία του στοιχείου πτερυγίου που εξετάστηκε στην παράγραφο 2.4 η ολική ταχύτητα σε ένα στοιχείο του πτερυγίου δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$V_{ενεργ} \approx \sqrt{[(v_{επαγ} + V)^2 + (\omega r)^2]} \quad (2.101)$$

Η στατική ταχύτητα περιστροφής του ακροπτερυγίου $V_{ακρ}$ ανέρχεται σε :

$$A) \text{ Στατική : } V_{ακρ} = \omega R = \pi n d \quad (2.102)$$

Για ελικοειδή ή εν πτήση ταχύτητα περιστροφής του ακροπτερυγίου $V_{ακρ}$ σε πρώτη προσέγγιση από την εξ.2.100 προκύπτει:

$$V_{ακρ} = \sqrt{(\pi n d)^2 + V^2} \quad (2.103)$$

Η ταχύτητα στο ακροπτερύγιο είναι η μεγαλύτερη ταχύτητα του πτερύγιου λόγω της περιστροφικής ή στατικής ταχύτητας (Ωr). Είναι μια βασική και κύρια παράμετρος σχεδίασης και επιλογής του έλικα. Όταν η ελικοειδής ταχύτητα στο ακροπτερύγιο υπερβαίνει τον αριθμό 0.85 Ma η απόδοση του έλικα μειώνεται ραγδαία. Η μείωση αυτή της απόδοσης του έλικα οφείλεται στην τοπική αύξηση της ταχύτητας του αέρα στην περιοχή του ακροπτερυγίου. Πιο συγκεκριμένα η ταχύτητα του αέρα στην περιοχή της θέσης του μέγιστου σχετικού πάχους της αεροτομής καθίσταται υπερηχητική, δημιουργείται κύμα κρούσης και η ροή αποκολλάται. Η περιοχή του ακροπτερυγίου χρήζει ιδιαίτερης γεωμετρικής διαμόρφωσης για την αποφυγή υπερηχητικών ταχυτήτων και αποκόλλησης ροής. Η γωνία προσβολής της αεροτομής δεν επιτρέπει να λαμβάνει μεγάλες τιμές. Η τοπική γωνία προσβολής εξαρτάται άμεσα από την τοπική γωνία πτερυγίου β η οποία ως γνωστόν β δεν είναι σταθερή κατά μήκος του πτερυγίου, αλλά μειώνεται προς το ακροπτερύγιο. Η γωνία πτερυγίου ορίζεται για όλο το πτερύγιο στη θέση $r=0,7R$ και δίδεται από την σχέση :

$$\text{Κλίση πτερυγίου } \epsilon\phi\beta_{0,75} : \quad \epsilon\phi\beta_{0,75} = \frac{4H}{3\pi d} \quad (2.104)$$

$$\text{Κλίση πτερυγίου } \epsilon\phi\beta_{ακρ} : \quad \epsilon\phi\beta_{ακρ} = \frac{1H}{\pi d} \quad (2.105)$$

Η ελικοειδής ταχύτητα ακροπτερυγίου αυξάνεται όταν η ταχύτητα περιστροφής και η διάμετρος του πτερυγίου. Για το λόγο αυτό ορισμένοι σύγχρονοι έλικες υψηλής απόδοσης έχουν πτερύγια με λεπτές αεροτομές (μικρό σχετικό πάχος) σχεδιασμένες για διηχητική και χαμηλή υπερηχητική ταχύτητα. Έχουν αυξημένο αριθμό πτερυγίων για να μειωθεί η φόρτιση τους και μια μικρή καμπυλότητα προς τα πίσω για να βελτιστοποιήσουν την αεροακουστική συμπεριφορά τους.

Η $V_{ακρ}$ προσδιορίζει σε μεγάλο βαθμό το επίπεδο θορύβου του α/φους. Η τιμή $V_{ακρ} = 213$ m/s στην απογείωση θεωρείται ανώτατο όριο για τα διεθνώς αποδεκτά επίπεδα θορύβου. Ενδεικτικά το α/φος C-130 και Electra έχουν $V_{ακρ} = 720$ ft/s και είναι οριακά. Σε επίπεδο θαλάσσης η ελικοειδής

ταχύτητα $V_{\text{ακρ}}$ των μεταλλικών πτερυγίων δεν πρέπει να υπερβαίνει τα 290 m/s και των πτερυγίων ξύλου τα 260m/s. Ο θόρυβος και οι δονήσεις του έλικα με πολλά πτερύγια μπορεί να μειωθεί με συγχρονισμό της φάσης και του βήματος. Η μέγιστη ελικοειδής ταχύτητα ακροπτερυγίου είναι ο κύριος παράγοντας που περιορίζει τις στροφές και τη διάμετρο του έλικα.

2.15 Κωδικοποίηση – Αναγνώριση έλικα

Υπάρχουν διάφορες τυποποιήσεις αναγνώρισης των στοιχείων ενός έλικα και των πτερυγίων του. Οι μεγάλες εταιρείες κατασκευής ελίκων έχουν δικό τους σύστημα κωδικοποίησης που συνήθως ακολουθεί τους κανονισμούς τυποποίησης της χώρας τους. Ενδεικτικά αναφέρεται κατωτέρω η τυποποίηση μιας μεγάλης ευρωπαϊκής εταιρείας κατασκευής ελίκων.

1. Έλικας σταθερού βήματος

$$\frac{MT}{1} \frac{150}{2} \frac{L}{3} \frac{90}{4} \frac{-1}{5} \frac{A}{6} \frac{()}{7}$$

Κωδικοποίηση αριθμών και γραμμάτων τυποποίησης

1: στοιχεία κατασκευαστή

Κατηγορία φόρτισης	Μεγ. Ισχύ KW	Μέγ. Στροφές rpm	Μεγ. Διάμετρος cm	Βήμα σε 0,75R cm	Βάρος kg
1	65	3600	160	40-160	3,2
2	100	2800	183	60-170	5,5
3	120	2700	188	89-190	6,7
4	134	2700	188	90-190	7,9
	156	2340	200	100-200	9,2
	111	2300	211	100-210	9,6

2:

διάμετρος σε cm

3: φορά περιστροφής (προς διεύθυνση πτήσης) και διαμόρφωση

R : δεξιόστροφος έλικας έλξης

RD : δεξιόστροφος έλικας ώσης

L : αριστερόστροφος έλικας έλξης

LD: αριστερόστροφος έλικας ώσης

4: βήμα σε cm στο 75% της ακτίνας του έλικα

5: κατηγορία φόρτισης (σύμφωνα με τον κατωτέρω πίνακα

6: διάμετρος εγκατάστασης πλήμνης σύμφωνα με τον πίνακα του κατασκευαστή

7: μικρές αποκλίσεις από τον χαρακτηρισμό 6

2. Έλικας μεταβλητού βήματος πιστοποιημένη σύμφωνα με JAR -P

$\frac{MT}{1} \frac{V}{2} \frac{-25}{3} \frac{-1}{4} \frac{-D}{5} \frac{-()}{6} \frac{-()}{7} \frac{-()}{8} \frac{()}{9} \frac{-()}{10} \frac{()}{11} \frac{-()}{12} \frac{-165}{13} \frac{-6}{14}$

Κωδικοποίηση αριθμών και γραμμάτων τυποποίησης

Πλήμνη 1: στοιχεία κατασκευαστή

2: έλικας μεταβλητού μεγέθους

3: τρέχον αριθμός βασικού μοντέλου

4: τρέχον αριθμός σειράς κατασκευής

5: τύπος φλάντζας

6: αριθμοί που χαρακτηρίζουν αντίβαρα

7: αριθμοί που χαρακτηρίζουν τη μέθοδο πτέρωσης

8: αριθμοί που χαρακτηρίζουν το σύστημα αντίστροφης ώσης

9: μέθοδος αντίστροφης ώσης

10: μικρές αλλαγές που δεν επηρεάζουν την εναλλαξιμότητα περυγίου

11: θέση πείρου αλλαγής βήματος

12: φορά περιστροφής και θέση εγκατάστασης

13: διάμετρος έλικα σε cm

14: τρέχον αριθμός του πτερυγίου

2.16 Εφαρμοσμένη ανάλυση και υπολογισμός χαρακτηριστικών έλικα

2.16.1 Γενικά

Αν και οι θεωρητικές μεθοδολογίες ανάλυσης του έλικα των προηγούμενων παραγράφων παρέχουν αρκετά ακριβή στοιχεία των επιδόσεων ενός έλικα γνωστής γεωμετρικής διαμόρφωσης και διαστασιολόγησης, αποδεικνύεται πρακτικά ότι είναι ιδιαίτερα δυσχερείς για πρακτικές εφαρμογές. Στη διεθνή βιβλιογραφία αναφέρονται πολυάριθμες ημιεμπειρικές μεθοδολογίες σύντομου υπολογισμού επιδόσεων του έλικα για αεροσκάφη συγκεκριμένου φάσματος ισχύος κινητήρων και ταχυτήτων πτήσης.

Η μεθοδολογία που αναλύεται στις παραγράφους που ακολουθούν εφαρμόζεται για κινητήρες μέχρι 1.000hp και $Ma=0,8$. Ο προσδιορισμός των χαρακτηριστικών ενός έλικα για συγκεκριμένες προδιαγραφές επιδόσεων είναι ένα διπλό πρόβλημα, το οποίο συνιστάται στον επιτυχή συσχετισμό – συνταίριασμα της διαθέσιμης ισχύος προς τη παραγόμενη από τον έλικα ώση, τόσο στη φάση απογείωσης όσο και στην πλεύση.

Η οπισθέλκουσα του α/φους και των ατρακτιδίων των κινητήρων θεωρείται ότι είναι γνωστή. Τα προς υπολογισμό χαρακτηριστικά του έλικα είναι η διάμετρος του και η απαιτούμενη ισχύς στον άξονα του κινητήρα στη συνθήκη πτήσης. Οι περιορισμοί της διαμέτρου του έλικα που καθορίζονται τόσο από σχεδιαστικές αναλύσεις, όπως από τη θέση εγκατάστασης στην πτέρυγα ή οι περιορισμοί από το σύστημα προσγείωσης όσο και από τις αεροδυναμικές θεωρήσεις, όπως η αναλογία της διαμέτρου του έλικα προς τη χορδή της πτέρυγας, αφενός απλοποιούν γενικά την όλη μεθοδολογία υπολογισμού και αφετέρου μειώνουν την ακρίβεια της.

Για την ανάλυση και τον προσδιορισμό των χαρακτηριστικών του έλικα απαιτούνται επιπρόσθετα οι ακόλουθοι συντελεστές:

Συντελεστής δραστηριότητας πτερυγίου :

$$(c_{\delta p})_{\epsilon\lambda\iota\kappa} = \frac{10^5}{16} \int_{0,15}^{1,0} \frac{c}{d} \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (2.106)$$

Σε ένα πτερύγιο με λόγο εκλέπτυνσης λ από την εξ. 5.105 προκύπτει:

$$(c_{\delta p})_{\epsilon\lambda\iota\kappa} = \frac{10^5 c}{16d} [0,25 - 0,2(1 - \lambda)] \quad (2.107)$$

Συντελεστής δραστηριότητας έλικα :

$$(c_{\delta p})_{\epsilon\lambda\iota\kappa} = N(c_{\delta p})_{\pi\tau\epsilon\rho} \quad (2.108)$$

Οι τιμές των συντελεστών δραστηριότητας πτερυγίων κυμαίνονται από 90-200.

Τυπικές τιμές για ελαφρά α/φη είναι της τάξης των 100 και για α/φη με ελικοστροβλοκινητήρες της τάξης του 140. Ο συντελεστής δραστηριότητας του πτερυγίου προσδιορίζει τη συνολική ικανότητα απορρόφησης ισχύος από όλα τα στοιχεία του πτερυγίου.

Συντελεστής ταχύτητας – ισχύος :

$$c_{\alpha\chi-\sigma\chi} = V\sqrt[5]{\rho/Pn^2} \quad (2.109)$$

2.16.2 Μεθοδολογία ανάλυσης έλικα για πλεύση

Η διαδικασία σχεδίασης του έλικα μπορεί να αρχίσει είτε από τη συνθήκη απογείωσης είτε από τη συνθήκη πλεύσης ανάλογα με τις απαιτήσεις αποστολής, οι οποίες κατά κανόνα δεν είναι συμβατικές και πρέπει να εξευρεθεί μια συμβιβαστική λύση.

Στην παρούσα ανάλυση, θεωρείται ότι η σχεδίαση του αεροσκάφους οφείλει να βελτιστοποιηθεί για συνθήκη πλεύσης, με συνέπεια οι επιδόσεις απογείωσης να μην είναι καθοριστικές. Η διαδικασία υπολογισμού προϋποθέτει ότι είναι γνωστά τα ακόλουθα στοιχεία:

- Οπισθέλκουσα αεροσκάφους
- Ειδική κατανάλωση καυσίμου συναρτήσει της ρύθμισης ισχύος του κινητήρα και των συνθηκών πτήσης.

Επιπρόσθετα γνωστά στοιχεία, όπως η διάμετρος του έλικα, οι επιδόσεις κινητήρων κ.τ.λ., μπορούν να αξιοποιηθούν σε ενδιάμεσα στάδια.

Η προκαθορισμένη τιμή του συντελεστή άντωσης πτερυγίου (c_L)στοιχ=0,5, θεωρείται πολύ ικανοποιητική προσέγγιση.

$$\text{Γενικά ισχύει: } 0,4 < (c_L)_{\text{στοιχ}} < 0,6$$

Ο ολικός βαθμός απόδοσης η_{πρ} προσδιορίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\eta_{\text{πρ}} = (\eta_{\text{ελικ}})_{\text{ιδαν}} n_{\text{μορφ}} + \Delta\eta_{\text{συμπ}} \quad (2.110)$$

Η ισχύς άξονα ή υποδύναμη άξονα, είναι η ισχύς εξόδου του κινητήρα, η πραγματική διαθέσιμη ισχύς για τη περιστροφή του έλικα και είναι ίση με την ισχύ του κινητήρα στις συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης διορθωμένη για όλες τις απώλειες <<αφαιμάξης>> ισχύος, π.χ. για βοηθητικές εγκαταστάσεις και τη μείωση της ισχύος στον υποπολλαπλασιαστή. Η θεώρηση αυτή δε λαμβάνει υπόψη της την απώλεια ενέργειας της περιστροφικής κίνησης του ελικορεύματος στις απλές περιστρεφόμενες έλικες.

Εκτιμάται ότι το 60% της απώλειας της περιστροφικής ενέργειας, μπορεί να ανακτηθεί με την αξιοποίηση αντιπεριστρεφόμενων ελίκων.

Για το βαθμό επαγόμενης απόδοσης αντιπεριστρεφόμενων ελίκων ισχύει:

$$\eta_{\text{επαγ}} = \eta'_{\text{επαγ}} + \Delta\eta_{\text{επαγ}} + 0,6 \frac{P_{\text{περιστρ}}}{P} \quad (2.111)$$

2.16.3 Μεθοδολογία ανάλυσης έλικα για απογείωση

Η μέθοδος προσδιορισμού των χαρακτηριστικών ενός έλικα για συνθήκες απογείωσης είναι συνήθως απλούστερη από την αντίστοιχη πλεύσης επειδή τα διαθέσιμα στοιχεία είναι περισσότερα. Στην περίπτωση που έλικας έχει βελτιστοποιηθεί για συνθήκη πλεύσης, έχουν προσδιορισθεί ο συντελεστής δραστηριότητας $(c_{\delta\rho})_{\text{ολικ}}$, η διάμετρος d και οι στροφές n ανά sec. Η ειδική κατανάλωση καυσίμου ή ισχύς άξονα στην πλεύση για μια συγκεκριμένη κατηγορία κινητήρων προσδιορίζει την απαιτούμενη ισχύ απογείωσης και συνεπώς και την παραγόμενη ώση από το συνδυασμό έλικας-

κινητήρα, που είναι απαραίτητη για τον υπολογισμό της της διαδρομής απογείωσης. Εάν ο έλικας πρέπει να βελτιστοποιηθεί για συνθήκες απογείωσης, τότε η μεθοδολογία προσδιορισμού των χαρακτηριστικών του έλικα για ελάχιστη ισχύ και βάρος κινητήρα είναι μια αρκετά χρονοβόρα εργασία επαναληπτικής διαδοχικής προσέγγισης.

Η ταχύτητα απογείωσης οφείλει να είναι γνωστή και στις δύο περιπτώσεις. Το πρόβλημα στην απογείωση είναι ο προσδιορισμός της σχέσης μεταξύ της παραγόμενης ώσης και της απαιτούμενης ισχύος ή των συντελεστών c_T και c_P .

Ο συντελεστής ισχύος δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$c_p = (M)(c_p)_M \quad (2.112)$$

Όπου $(c_p)_M$ είναι ένας μέσος συντελεστής ισχύος μη διορθωμένος για μεταβλητούς συντελεστές δραστηριότητας.

Η ταχύτητα ακροπτερυγίου είναι μια πολύ σημαντική παράμετρος κατά τον προσδιορισμό των χαρακτηριστικών και επιδόσεων του έλικα, καθότι μεταξύ των άλλων καθορίζει και τα επίπεδα θορύβου αυτής.

Η ταχύτητα ακροπτερυγίου στη φάση απογείωσης, δεν είναι απαραίτητη ίση με αυτήν της πλεύσης και εξαρτάται από τον τύπο του κινητήρα.

Γενικά ισχύει : (Νακροπτ)απογ>(Νακροπτ)πλεύσης

Κατά τη σχεδίαση του έλικα ισχύει η γνωστή βασική αρχή ότι πρέπει να εξευρεθεί ο βέλτιστος συμβιβασμός επιδόσεων απογείωσης – πλεύσης. Ένας έλικας με μεγάλο βαθμό απόδοσης στην πλεύση, θα έχει μειωμένη καμπυλότητα αεροτομής πτερυγίου, σε αντίθεση με το πτερύγιο βέλτιστης απόδοσης στην απογείωση, που έχει αυξημένη καμπυλότητα. Το πτερύγιο του έλικα με μεταβλητή καμπυλότητα αεροτομής, διασφαλίζει τη βέλτιστη απόδοση τόσο στην απογείωση όσο και στην πλεύση, πλην όμως έχει αυξημένο βάρος και κόστος κατασκευής. Ο έλικας αυτός διασφαλίζει πολύ μικρές ταχύτητες ακροπτερυγίου και χαμηλά επίπεδα θορύβου.

2.17. Τάση περιστροφής και εκτροπής αεροσκάφους.

2.17.1. Εισαγωγή

Όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 2.7 στα περισσότερα ελικοφόρα αεροσκάφη απαιτείται απόκλιση του ηδάλιου διεύθυνσης για να διατηρηθεί ευθύγραμμη απογείωση του αεροσκάφους. Η απαίτηση αυτή απόκλισης του ηδάλιου διεύθυνσης οφείλεται στους ακόλουθους τρεις παράγοντες:

- Ελικόρευμα
- Παράγοντας P
- Ροπή στρέψης κινητήρα
- Γυροσκοπική εκτροπή

2.17.2. Παράγοντας P

Ο παράγοντας P χαρακτηρίζει την ασύμμετρη φόρτιση του έλικα. Η επίδραση της ασύμμετρης φόρτισης του έλικα είναι ιδιαίτερα έντονη στα ελικόπτερα. Όταν το ελικόπτερο κινείται ευθεία οριζόντια, τότε η ταχύτητα στην μια πλευρά του έλικα είναι μεγαλύτερη από την άλλη λόγω της

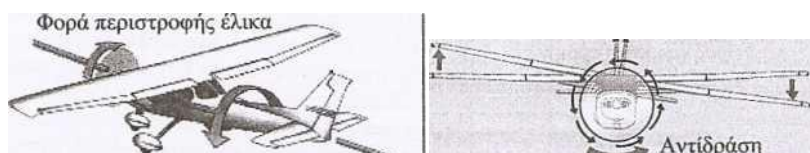
ταχύτητας πτήσης. Εάν τα πτερύγια του έλικα είχαν σταθερή γωνία προσβολής , τότε το <<προχωρούν>> πτερύγιο θα είχε μεγαλύτερη άντωση από το <<υποχωρούν>> πτερύγιο.

Το φαινόμενο αυτό μπορεί να εμφανισθεί και στο αεροσκάφος αλλά η επίδραση του είναι πολύ μικρή. Για να μην εμφανισθεί το φαινόμενο της ασύμμετρης ώσης θα πρέπει ο άξονας περιστροφής του έλικα να σχηματίζει μια γωνία με την ταχύτητα πτήσης . Εάν θεωρήσουμε ένα αεροσκάφος να εκτελεί οριζόντια ευθύγραμμη πτήση με πολύ μεγάλη κλίση(κεφαλή άνω), τότε το κατερχόμενο πτερύγιο κινείται προς κάτω και εμπρός ενώ το ανερχόμενο πτερύγιο κινείται προς τα άνω και πίσω. Το κατερχόμενο πτερύγιο έχει λίγο μεγαλύτερη ταχύτητα από το ανερχόμενο. Σε ένα δεξιόστροφο έλικα η ώση από τη δεξιά πλευρά είναι μεγαλύτερη από την αντίστοιχη της αριστερής πλευράς , με συνέπεια το ρύγχος το αεροσκάφους να έχει τη τάση να εκτραπεί αριστερά, δηλ. απαιτείται ενεργοποίηση του δεξιού ποδωστηρίου.

Γενικά ο παράγοντας Ρασύμμετρης ώσης θεμελιώνεται στην βασική αρχή ότι η συνισταμένη ταχύτητα του πτερυγίου που <<προχωράει>> είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα του πτερυγίου που <<υποχωρεί>>.

2.17.3 Ροπή έλικα

Στα περισσότερα μονοκινητήρια α/φη ο έλικας περιστρέφεται δεξιόστροφα, δηλ. για τον πιλότο στη φορά των δεικτών του ρολογιού. Σύμφωνα με τον τρίτο νόμο του Newton σε κάθε δράση υπάρχει μια ίση και αντίθετη αντίδραση. Συνεπώς το α/φος τείνει να περιστραφεί αριστερόστροφα (σχήμα 5.16) . Επειδή η μάζα του α/φους είναι πολύ μεγαλύτερη από τη μάζα του έλικα η τάση περιστροφής του α/φους είναι πολύ μικρή , σχεδόν μηδαμινή.



Σχήμα 5.20 Ροπή έλικα και αντίδραση α/φους

2.17.4. Γυροσκοπική εκτροπή

Σύμφωνα με την αρχή της γυροσκοπικής εκτροπής κάθε εξωτερική δύναμη που ενεργεί σε κάποιο σημείο ενός περιστρεφόμενου τροχού μετατρέπεται σε αντίστοιχη δύναμη 90 μοιρών στη διεύθυνση δράσης της. Το φαινόμενο της γυροσκοπικής εκτροπής απεικονίζεται στο σχήμα 5.69. Η εξωτερική δύναμη F_1 που ασκείται στον άξονα του περιστρεφόμενου τροχού του σχήματος 5.69 μετατρέπεται στην αντίστοιχη δύναμη F_2 , η οποία είναι κάθετη στην αρχική δράση F_1 . Η τελική συνισταμένη δύναμη F_3 εκτρέπει τον τροχό προς τα αριστερά . Για το λόγο αυτό όταν ποδηλάτης κλίνει προς τη μια πλευρά του ποδηλάτου εκτρέπεται προς την πλευρά αυτή.

Η γυροσκοπική ροπή που εξαρτάται από τον ρυθμό μεταβολής πρόνευσης και εκτροπής του αεροσκάφους , τη γωνιακή ταχύτητα περιστροφής και τις ροπές αδράνειας του έλικα που εξαρτώνται από τη κατανομή μάζας και τη διάμετρο του έλικα. Τα γυροσκοπικά φορτία μεταφέρουν στη βάση του κινητήρα και στη δομή του αεροσκάφους. Αυξάνονται με αυξανόμενη διάμετρο έλικας. Μπορεί να καταστούν έντονα στην τροχοδρόμηση με απότομη και έντονη πέδηση, εκτροπή του πεδαλιού διεύθυνσης και μετακίνηση του μοχλού ισχύος. Το αεροσκάφος έχει την τάση δεξιάς εκτροπής όταν

ανεβάζει κεφαλή και αριστερής εκτροπής όταν κατεβάζει κεφαλή. Ενδεικτικά στο σχήμα 5.18 απεικονίζεται η τάση αριστερής εκτροπής ενός α/φους στη φάση απογείωσης λόγω της δύναμης που ασκείται στον ουραίο τροχό.

2.18 Κατασκευή έλικα

2.18.1 Εισαγωγή

Οι έλικες των αεροσκαφών έχουν συνήθως 2,3,4,5 και 6 πτερύγια . Το βήμα του πτερυγίου μπορεί να είναι σταθερό ή μεταβλητό(συνήθως ηλεκτρικά ή υδραυλικά) . Οι έλικες σχεδιάζονται και κατασκευάζονται για συγκεκριμένους συνδυασμούς κινητήρων – αεροσκαφών. Η σχεδίαση και κατασκευή των ελίκων να διασφαλίσει τα ακόλουθα:

- Μεγάλη αντοχή και μικρό βάρος
- Ομαλή και ήρεμη λειτουργία χωρίς κραδασμούς με χαμηλό επίπεδο θορύβου.
- Μεγάλη ώση στις κύριες φάσεις πτήσης (απογείωση , ακροβατικούς ελιγμούς).
- Μικρές ροπές αδράνειας
- Υψηλό βαθμό ανόδου στο αεροσκάφος
- Μικρά διαστήματα κύριων επιθεωρήσεων και χαμηλό κόστος συντήρησης .
- Να πληρούν τις απαιτήσεις των διεθνών προδιαγραφών , όπως την FAR.

2.19 Αντοχή πτερυγίων

2.19.1. Μεθοδολογίες υπολογισμού

Η φόρτιση και καταπόνηση των πτερυγίων του έλικα είναι αυξημένη και μάλιστα δυναμική. Κατά συνέπεια πρέπει να έχουν αυξημένη δομική αντοχή για να παραλαμβάνουν χωρίς αστοχίες τα αναπτυσσόμενα φορτία. Τα κύρια φορτία των πτερυγίων του έλικα είναι τα αεροδυναμικά (ώση και ροπή στρέψης) και τα φυγοκεντρικά.

Τα ανωτέρω φορτία είναι περιοδικά . Η μέγιστη καταπόνηση εμφανίζεται στη ρίζα των πτερυγίων. Για τον υπολογισμό της αντοχής των πτερυγίων απαιτείται ο ακριβής προσδιορισμός της κατανομής των ανωτέρω φορτίων κατά μήκος της αεροτομής και της ακτίνας των πτερυγίων. Υπάρχουν διάφοροι μέθοδοι υπολογισμού της αντοχής των πτερυγίων οι κυριότερες από τις οποίες είναι :

Εμπειρικές μεθοδολογίες. Κύριο πλεονέκτημα τους είναι ότι είναι απλές και σύντομες και ιδιαίτερα κατάλληλες για τον αρχικό προσεγγιστικό προσδιορισμό της αντοχής των πτερυγίων . Διασφαλίζουν ικανοποιητική ακρίβεια υπολογισμών.

Αναλυτικές μεθοδολογίες. Στις μεθοδολογίες αυτές το πτερύγιο θεωρείται ως πρόβολος με συγκεντρωμένο ή κατανεμημένο φορτίο αλλά πάντοτε στατικό. Επειδή τα φορτία είναι περιοδικά απαιτείται μελέτη κόπωσης. Επίσης, απαιτείται ανάλυση αντοχής σε συνθήκες μειωμένης ζυγοστάθμισης, διότι τότε τα φορτία είναι πολύ μεγάλα.

Αριθμητικές μεθοδολογίες. Τις τελευταίες δεκαετίες οι αριθμητικές μέθοδοι έχουν επικρατήσει των προηγούμενων μεθόδων λόγω της μεγάλης ακρίβειας και μικρής διάρκειας των υπολογισμών. Τα σύγχρονα υπολογιστικά προγράμματα επιτρέπουν τη σύντομη όχι μόνο στατική αλλά και δυναμική ανάλυση των καταπονήσεων. Η ακρίβεια τους εξαρτάται κυρίως από την ακρίβεια προσδιορισμού των φορτίων και της κατανομής τους κατά μήκος της χορδής και της ακτίνας του πτερυγίου. Η ανάλυση

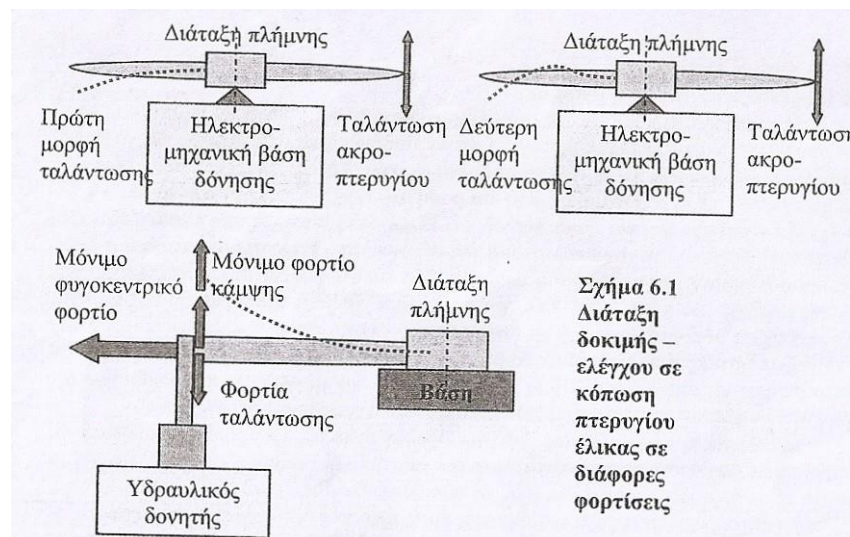
των ανωτέρω μεθοδολογιών δεν είναι του παρόντος εγχειριδίου αλλά της στατικής και δυναμικής αντοχής των αεροπορικών κατασκευών.

2.19.2 Βασικές απαιτήσεις αντοχής πτερυγίου

Τα πτερύγια του έλικα υφίστανται δυναμική , περιοδική καταπόνηση τόσο κατά την πτήση όσο και στο έδαφος και συνεπώς υφίστανται κόπωση. Η αεροναυπηγική διαθέτει ως γνωστόν διάφορες φιλοσοφίες και τρόπους κατασκευής για να εξασφαλίσει την κατασκευή ενός ασφαλούς και ελαφρού αεροσκάφους , ώστε σε περίπτωση που υπάρξουν δομικές αστοχίες να μην προκαλούνται ατυχήματα. Οι φιλοσοφίες αυτές εφαρμόζονται και στην κατασκευή των πτερυγίων και συνοπτικά είναι οι ακόλουθες:

Φιλοσοφία Safe-Life. Αποκλείει στατική ή δυναμική αστοχία της δομής για ολόκληρη τη ζωή του πτερυγίου . Κύριο πλεονέκτημα της είναι ότι μειώνει το κόστος συντήρησης(λιγότερες επιθεωρήσεις) αλλά αυξάνει το βάρος χωρίς να αποκλείει απόλυτα αστοχία από απρόβλεπτους παράγοντες , όπως π.χ. αστοχία πρώτης ύλης.

Φιλοσοφία Fail-Safe. Επιτρέπει δυναμικές αστοχίες, που όμως δεν είναι επικίνδυνες μέσα σε ορισμένες ώρες λειτουργίας . Για το λόγο αυτό καθιερώνονται από τον κατασκευαστή περιοδικές επιθεωρήσεις. Τα πτερύγια κατασκευάζονται έτσι ώστε και στην περίπτωση να παρουσιαστούν ρωγμές , να σταματάει η επέκτασή τους ή να γίνεται πολύ αργά. Σε κάθε περίπτωση απαιτείται να μην υπάρχει αστοχία στα χρονικά όρια μεταξύ δυο διαδοχικών επιθεωρήσεων. Τα πλεονεκτήματα της φιλοσοφίας αυτής είναι το μικρότερο κόστος και βάρος των πτερυγίων σε σχέση με την προηγούμενη φιλοσοφία. Το βασικό μειονέκτημα της είναι το κόστος συντήρησης.



Σύμφωνα με τις διεθνείς προδιαγραφές (π.χ.FAA 35) για τη σχεδίαση , υπολογισμό, της αντοχής και την κατασκευή των πτερυγίων του έλικα απαιτείται η εκπόνηση μελέτης κόπωσης και επέκτασης ρωγμών. Η μελέτη κόπωσης απαιτείται και στις δυο ανωτέρω φιλοσοφίες κατασκευής. Τα αποτελέσματα της θεωρητικής μελέτης κόπωσης ελέγχονται και τεκμηριώνονται με πειραματικές μετρήσεις και ελέγχους κόπωσης σε δοκίμια – πτερύγια τα οποία καταπονούνται με τα προβλεπόμενα φορτία. Οι απαιτήσεις της θεωρητικής μελέτης κόπωσης και οι πειραματικοί έλεγχοι των πτερυγίων διαφέρουν στα πτερύγια που είναι κατασκευασμένο από ξύλο ή μέταλλο από αυτά που είναι κατασκευασμένα με σύνθετα υλικά.

2.20. Τρόποι και υλικά κατασκευής πτερυγίων έλικα

2.20.1. Εισαγωγή

Ο τρόπος κατασκευής των τμημάτων του έλικα (πετύγια , πλήμνη) πρέπει να διασφαλίζει μικρό βάρος , μεγάλη ακρίβεια κατασκευής και μικρό κόστος κατασκευής και συντήρησης. Ιδιαίτερα τα πετύγια που έχουν πολύπλοκη γεωμετρία οφείλουν να έχουν μεγάλη ακρίβεια κατασκευής και πολύ λεία εξωτερική επιφάνεια. Η ακρίβεια της κατασκευής επηρεάζει την ομαλή λειτουργία, την απόδοση και τη ζυγοστάθμιση τους. Επίσης, η εγκατάσταση των πτερυγίων στην πλήμνη πρέπει να είναι απλή και ασφαλής.

Ο τρόπος κατασκευής των πτερυγίων πρέπει να διασφαλίσει όσο το δυνατόν μικρότερες ροπές αδράνειας. Οι μικρές ροπές αδράνειας συντελούν στην ασφαλή , ομαλή και μακρόχρονη λειτουργία του κινητήρα. Οι μεγάλες ροπές αδράνειας συντελούν στην έμφαση γυροσκοπικής συμπεριφοράς στα πετύγια. Αυτό έχει ως συνέπεια την αύξηση της καταπόνησης των βάσεων έδρασης του μειωτήρα όταν το αεροσκάφος αλλάζει πορεία , τη δυσκολία αλλαγής πορείας και την εμφάνιση δονήσεων. Οι μικρές ροπές αδράνειας των πτερυγίων μειώνουν τον χρόνο αντίδρασης του κινητήρα στις κινήσεις του μοχλού ισχύος. Η μείωση του βάρους των πτερυγίων μειώνει τις ροπές αδράνειας τους.

Ως γνωστόν διακρίνονται οι ακόλουθοι τρεις βασικοί τρόποι κατασκευής:

- Διαφορικός τρόπος κατασκευής
- Ολοκληρωτικός τρόπος κατασκευής
- Μικτός τρόπος κατασκευής

Ο τρόπος κατασκευής των πτερυγίων εξαρτάται κυρίως από την πρώτη ύλη κατασκευής. Οι σύγχρονες εργαλειομηχανές που ελέγχονται με Η/Υ και τα σύγχρονα προηγμένα σύνθετα υλικά διασφαλίζουν κατασκευή πτερυγίων με μεγάλη αντοχή και γεωμετρική ακρίβεια και μικρό βάρος. Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφονται οι σύγχρονοι τρόποι και τα υλικά κατασκευής πτερυγίων.

2.20.2. Πτερύγια έλικα από ξύλο

Τα πετύγια του έλικα των πρώτων αεροσκαφών ήταν κατασκευασμένα από ξύλο. Την εποχή εκείνη το ξύλο ήταν ιδανικό υλικό για την κατασκευή των πτερυγίων του έλικα. Είχε αυξημένη αντοχή, αυξημένη αντίσταση σε διάβρωση, ήταν ανθεκτικό, υπήρχε εν αφθονία , ήταν φθινό και εύκολο στην κατεργασία και διαμόρφωση.

Διαχρονικά έχουν χρησιμοποιηθεί πάρα πολλά είδη ξύλου στην κατασκευή πτερυγίων. Στα πρώτα βήματα της αεροπορίας ευρεία εφαρμογή είχε το μαόνι. Το μαόνι χρησιμοποιήθηκε τότε ευρέως στη βιομηχανία επίπλων και ήταν εύκολα διαθέσιμο και φθινό. Είναι ελαφρύ , εύκολα κατεργάσιμο, έχει διαμήκης ίνες (νευρώσεις) και σχετικά μεγάλη αντοχή.

Όλα τα ξύλινα πετύγια εκτός εξαιρέσεων ήταν κατασκευασμένα από συγκολλημένα φύλλα ξύλου. Ο τρόπος αυτός κατασκευής απλοποιούσε τις εργασίες κοπής, ξήρανσης και διαμόρφωσης. Οι σύγχρονες εργαλειομηχανές διασφαλίζουν μικρό κόστος διαμόρφωσης και μεγάλη ακρίβεια κατασκευής από <<μασίφ>> ξύλο.

Σε πολλά ξύλινα πετύγια η περιοχή των ακροπτερυγίων ή ακόμη και ένα μεγάλο τμήμα του χείλος προσβολής του πτερυγίου καλύπτεται με ύφασμα. Το υφασμάτινο περιτύλιγμα αυξάνει την αντοχή του πτερυγίου στις περιοχές αυτές. Τα περισσότερα πετύγια βελανιδιάς δεν είχαν υφασμάτινο περιτύλιγμα, εν αντιθέσει τα πετύγια από καρυδιά και μαόνι που είχαν όλα. Επίσης,

χρησιμοποιήθηκαν αρχικά και μεταλλικά περιτυλίγματα αλλά εγκαταλείφθηκαν σύντομα λόγω των αποκολλήσεων και των ατυχημάτων που προκάλεσαν. Η επιφάνεια των πτερυγίων επικαλύπτεται με αντιδιαβρωτικά και προστατευτική επιστρώση χρώματος. Τις τελευταίες δεκαετίες οι περιοχές του χείλος προσβολής και των ακροπτερυγίων των πτερυγίων του έλικα επικαλύπτονται με επιστρώσεις πλαστικών και σύνθετων υλικών.

Τα σύγχρονα ξύλινα πτερύγια κατασκευάζονται από δυο τμήματα. Η περιοχή της ρίζας του πτερυγίου κατασκευάζεται από συμπίεσμένο με μεγάλη πίεση ξύλο οξιάς το οποίο συνδέεται με το υπόλοιπο τμήμα που κατασκευάζεται από ελαφρύ ξύλο, συνήθως από έλατο ή κέδρο. Η εξωτερική επιφάνεια του πτερυγίου επικαλύπτεται με αντιδιαβρωτική, προστατευτική επιστρώση χρώματος.

Τα σύγχρονα πτερύγια από ξύλο φέρουν σε όλη την εξωτερική επιφάνεια δύο ή περισσότερες επιστρώσεις από σύνθετα υλικά και η περιοχή του χείλους προσβολής έχει επιπρόσθετη εξωτερική προστασία και ενίσχυση.

2.20.3. Πτερύγια από ξύλο και σύνθετα υλικά

Τα πτερύγια από ξύλο, όπως περιγράφονται στην προηγούμενη παράγραφο αφορούν την κλασική ξύλινη κατασκευή χωρίς τις επιστρώσεις σύνθετων υλικών. Στην παράγραφο αυτή περιγράφονται τα σύγχρονα πτερύγια με εσωτερικό πυρήνα από ξύλο και εξωτερικά φέρουν πολλαπλές επιστρώσεις από σύνθετα υλικά. Ο ξύλινος πυρήνας κατασκευάζεται συνήθως από πολλά στρώματα ξύλου που συνδέονται – επικολλούνται μεταξύ τους και σπάνια από <<μασίφ>> ξύλο. Η κατασκευή από πολλά στρώματα αυξάνει την ακαμψία του πτερυγίου. Χρησιμοποιούνται διάφορα είδη ξύλου, όπως η κίτρινη σημύδα, μαύρη καρυδιά και μαύρη κερασιά. Τα πτερύγια αυτού του τύπου χρησιμοποιούνται συνήθως σε ένα ευρύ φάσμα ελικοφόρων αεροσκαφών από τα μικρά έως μεγάλα αεροσκάφη.

Η κατάσταση των σύγχρονων πτερυγίων είναι πολύ πολύς μεγάλης ακρίβειας σε γεωμετρική διαμόρφωση και κατανομή μάζας. Η ακρίβεια αυτή της κατασκευής επιτυγχάνεται με τη χρήση των σύγχρονων εργαλειομηχανών που ελέγχονται από Η/Υ (CNC). Ουσιαστικά σχεδιάζεται η γεωμετρία του πτερυγίου σε ένα αξονικό σύστημα τριών συντεταγμένων (x,y,z) και η εργαλειομηχανή που είναι συνδεδεμένη με έναν Η/Υ και εκτελεί το πρόγραμμα. Με τη διαδικασία αυτή κατασκευής εκτός από την ακρίβεια επιτυγχάνεται πλήρη ομοιομορφία όλων των πτερυγίων, διότι οι κατασκευαστικές ανοχές είναι πάρα πολύ μικρές. Η ακρίβεια κατασκευής των πτερυγίων συντελεί σημαντικά στην ομαλή λειτουργία του κινητήρα και τη μείωση της καταπόνησης του. Επιλέγεται ένα αξονικό σύστημα (x,y,z) στο οποίο προσδιορίζονται:

- Οι σταθμοί αναφοράς κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου (άξονας z). Συνήθως αναφέρονται στο επί τις % ποσοστό της ακτίνας του πτερυγίου, π.χ. ο σταθμός 40 αντιστοιχεί στη θέση 40% της ακτίνας του πτερυγίου.
- Η γωνία πτερυγίου στους σταθμούς αναφοράς. Η γωνία του πτερυγίου σε κάθε σταθμό αναφοράς προσδιορίζεται από το μήκος της χορδής και την καθ' ύψος απαιτούμενη αφαίρεση υλικού από την πρώτη ύλη.
- Το μήκος της χορδής
- Το πάχος της χορδής
- Το πάχος της χορδής σε κάθε σταθμό αναφοράς συναρτήσει y
- Την απαιτούμενη καθ' ύψος αφαίρεση υλικού (άξονας z)
- Χαράσσονται οι σταθμοί αναφοράς

- Αφαιρείται πρώτη ύλη στη περιοχή του χείλους εκφυγής
- Χαράσσεται και αφαιρείται το πάχος της πρώτης ύλης στην περιοχή του χείλους εκφυγής
- Αφαιρείται σε κάθε σταθμό αναφοράς και από τις δύο πλευρές του πτερυγίου το απαιτούμενο πάχος πρώτης ύλης

Μετά την κατασκευή και τον έλεγχο του ξύλινου πυρήνα των πτερυγίων με την ως άνω μέθοδο συνήθως τοποθετείται ένα μεταλλικό χείλος προσβολής. Αυτό διασφαλίζει προστασία από φθορές λόγω βροχής , πρόσπτωσης αμμοχάλικα , κ.τ.λ. Το μεταλλικό χείλος προσβολής είναι συνήθως από ανοξείδωτο χάλυβα. Στα α/φη με ελικοστροβιλοκινητήρα λόγω των υψηλών στροφών του έλικα χρησιμοποιείται νικέλιο το οποίο παρέχει διπλάσια περίπου αντίσταση σε εγκοπές από τον ανοξείδωτο χάλυβα. Κατόπιν τα πτερύγια επικαλύπτονται από πολλές επιστρώσεις σύνθετων υλικών , όπως εποξειδική ρητίνη / υαλούφασμα. Οι επιστρώσεις από σύνθετα υλικά αυξάνουν την ακαμψία του πτερυγίου σε στρέψη και το προστατεύουν από διάβρωση. Τέλος , το πτερύγιο υφίσταται την τελική επίστρωση με το κατάλληλο προστατευτικό χρώμα. Οι εξωτερικές επιστρώσεις με σύνθετο υλικό διασφαλίζουν εύκολη και απλή επισκευή των πτερυγίων.

Η περιοχή της ρίζας του πτερυγίου υφίσταται τη μέγιστη καταπόνηση. Για το λόγο αυτό είναι πιο ενισχυμένη από την υπόλοιπη περιοχή του πτερυγίου. Συνήθως φέρει μεταλλική ενίσχυση από αεροπορικό κράμα αλουμινίου ή χάλυβα.

Σημειώνεται ότι σε μεγάλα ελικοφόρα α/φη χρησιμοποιούνται πτερύγια από Kevlar 49 και ανθρακονήματα. Γενικά, μπορεί να ειπωθεί ότι τις τελευταίες δεκαετίες έχουν επικρατήσει τα σύνθετα υλικά στη κατασκευή πτερυγίων του έλικα.

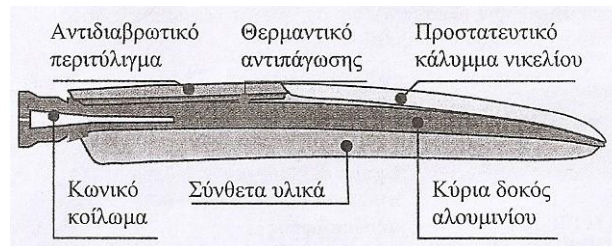
2.20.4. Μεταλλικά πτερύγια

Στη διάρκεια του Β παγκόσμιου πολέμου χρησιμοποιήθηκαν στα στρατιωτικά αεροσκάφη πτερύγια από χάλυβα. Κύριο χαρακτηριστικό των μεταλλικών πτερυγίων είναι ότι έχουν αεροτομή με μικρότερο σχετικό πάχος (λεπτή αεροτομή). Χρησιμοποιούνται ευρέως σε όλο το φάσμα των ελικοφόρων α/φων από μικρά έως μεγάλα. Τα σύγχρονα μεταλλικά πτερύγια κατασκευάζονται από μπάρες αεροπορικού κράματος αλουμινίου υψηλής αντοχής, συνήθως 7075 με τις ακόλουθες μεθόδους κατεργασίας:

Σφουρηλάτηση με πίεση σε καλούπια. Οι μπάρες αλουμινίου αφού κοπούν στο προβλεπόμενο μήκος θερμαίνονται σε κλίβανο και τοποθετούνται σε κατάλληλα διαμορφωμένα καλούπια. Τα μεταλλικά καλούπια (αρσενικό- θηλυκό) είναι εγκατεστημένα σε μεγάλη πρέσα, συνήθως κάθετη. Η θερμή μπάρα αλουμινίου πιέζεται στα μεταλλικά καλούπια και λαμβάνει το σχήμα – διαμόρφωση των καλουπιών. Συνήθως χρησιμοποιούνται δύο ή τρία ζευγάρια καλουπιών για τη τελική διαμόρφωση της αρχικής μπάρας αλουμινίου σε πτερύγιο. Εν συνεχεία υφίστανται την τελική μηχανουργική κατεργασία σε σύγχρονες αυτοματοποιημένες εργαλειομηχανές(CNC). Η μέθοδος αυτή είναι κατάλληλη για παραγωγή μεγάλων ποσοτήτων πτερυγίων διότι μειώνει ραγδαία το κόστος παραγωγής ανά πτερύγιο , αλλά έχει αυξημένο κόστος αρχικής επένδυσης για τα μεταλλικά καλούπια διαμόρφωσης.

Μηχανική αφαίρεση υλικού. Η μπάρα αλουμινίου τοποθετείται αρχικά σε μια αυτόματη φρέζα (CNC) η οποία προγραμματισμένα αφαιρεί μηχανικά υλικό από την μπάρα. Στην φάση αυτή της αρχικής κατεργασίας το πτερύγιο αποκτά την αρχική του διαμόρφωση. Εν συνεχεία τοποθετείται σε έναν σύγχρονο αυτόματο (CNC) τόρνο , όπου υφίσταται μηχανουργική κατεργασία αφαίρεσης υλικού και αποκτά την τελική του διαμόρφωση. Οι σύγχρονες αυτόματες (CNC) εργαλειομηχανές έχουν πολύ μεγάλη ακρίβεια κατασκευής και διασφαλίζουν πολύ λεία εξωτερική επιφάνεια. Η μέθοδος αυτή

παραγωγής έχει αυξημένο κόστος παραγωγής ανά πτερύγιο διότι απαιτούνται πολύ περισσότερες Ε.Ω. αλλά έχει μειωμένο αρχικό κόστος εξοπλισμού διότι δεν απαιτούνται καλούπια.



Σχήμα 6.2 πτερύγιο έλικα με κύρια δοκό από κράμα αλουμινίου και δευτερεύουσα δομή από σύνθετα υλικά

Τα κύρια μειονεκτήματα των μεταλλικών πτερυγίων είναι ότι είναι βαρύτερα από τα αντίστοιχα από σύνθετα υλικά, έχουν πολύ μεγαλύτερες ροπές αδράνειας και εμφανίζουν αυξημένη τάση φθοράς και διάβρωσης. Για το λόγο αυτό σε μεγάλα α/φη χρησιμοποιούνται έλικες από κράμα αλουμινίου και σύνθετα υλικά. Ουσιαστικά είναι η ανάλογη κατασκευή με αυτήν του ξύλου και σύνθετων υλικών. Το πτερύγιο έχει μια κύρια δοκό από κράμα 7075-T73 η οποία παραλαμβάνει τα φορτία του πτερυγίου. Το κράμα αλουμινίου 7075 έχει κύριο στοιχείο το ψευδάργυρο ο οποίος έχει πολύ υψηλές ιδιότητες μηχανικής αντοχής και χρησιμοποιείται ευρέως στην κατασκευή της κύριας δομής των πτερυγίων. Η δευτερεύουσα δομή, που διασφαλίζει τη γεωμετρική διαμόρφωση της αεροτομής, είναι κατασκευασμένη από σύνθετα υλικά. Το κωνικό κοίλωμα στη βάση του πτερυγίου χρησιμεύει για μείωση βάρους και ζυγοστάθμιση του πτερυγίου. Επιπρόσθετα το πτερύγιο φέρει στο χείλος προσβολής στην περιοχή του ακροπτερυγίου ένα προστατευτικό περιτύλιγμα νικελίου και στην περιοχή της ρίζας ένα αντιδιαβρωτικό περιτύλιγμα.

Τα μεταλλικά πτερύγια υφίστανται διεξοδικούς ποιοτικούς ελέγχους, τόσο ενδιάμεσους στη φάση παραγωγής, όσο και μετά την ολοκλήρωση της κατασκευής.

2.20.5. Πτερύγια από σύνθετα υλικά

Τις τελευταίες δεκαετίες η εξέλιξη των προηγμένων σύνθετων υλικών στην κατασκευή κύριων δομικών υλικών στα αεροσκάφη είναι ραγδαία. Τα πτερύγια του έλικα των σύγχρονων επιβατικών και στρατιωτικών αεροσκαφών κατασκευάζονται πλέον στη μεγάλη τους πλειοψηφία εξολοκλήρου από σύνθετα υλικά. Το κύριο δομικό υλικό του πτερυγίου που παραλαμβάνει τα φορτία είναι οι κύριες δοκοί του. Ανάλογα με το μέγεθος του το πτερύγιο έχει μία ή δύο κύριες δοκούς κατασκευασμένες από ανθρακόνημα και Kevlar. Η δευτερεύουσα δομή του πτερυγίου αποτελείται από αφρώδες υλικό, όπως π.χ. πολυουρεθάνη, το οποίο επικαλύπτεται με πολλές επιστρώσεις εποξειδικής ρητίνης με υαλούφασμα. Το χείλος προσβολής του πτερυγίου φέρει μια προστατευτική επικάλυψη από μεταλλικό περιτύλιγμα συνήθως κράματος νικελίου ή πολύ σκληρό στρώμα σύνθετου υλικού. Επίσης, φέρει συνήθως και από τις δύο πλευρές λεπτό μεταλλικό στρώμα για αντικεραυνική προστασία.

Οι διάφορες εταιρείες κατασκευής ελίκων έχουν αναπτύξει δικές τους τεχνολογίες για τη βελτίωση της ποιότητας των πτερυγίων. Οι διαδικασίες παραγωγής είναι συνήθως αυτοματοποιημένες με ενδιάμεσους ελέγχους του προϊόντος στις διάφορες φάσεις παραγωγής. Οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται στην παραγωγή αεροπορικών εξαρτημάτων και συγκροτημάτων από σύνθετα υλικά αποτελούν αντικείμενο ξεχωριστό και πολύ σημαντικό γνωστικό αντικείμενο της σύγχρονης αεροναυπηγικής.

2.20.6 Πλεονεκτήματα πτερυγίων έλικα από σύνθετα υλικά

Τα πτερύγια του έλικα από σύνθετα υλικά τείνουν να αντικαταστήσουν σχεδόν εξολοκλήρου τα πτερύγια από ξύλο ή μέταλλο. Συγκρινόμενα με τα μεταλλικά πτερύγια και πτερύγια ξύλου υπερέχουν σε όλα σχεδόν τα χαρακτηριστικά εκτός από το κόστος παραγωγής το οποίο όμως διαχρονικά μειώνεται και τα καθιστά πλέον ανταγωνιστικά.

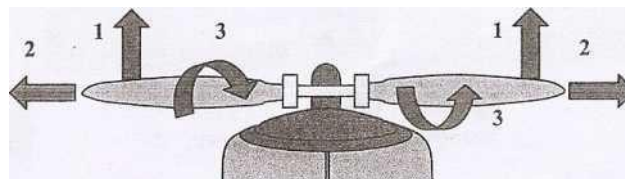
Τα βασικά πλεονεκτήματα πτερυγίων από σύνθετα υλικά συγκριτικά με τα λοιπά πτερύγια είναι συνοπτικά τα ακόλουθα:

- **Βάρος.** Ανέρχεται περίπου στο 50% του βάρους των αντίστοιχων πτερυγίων από αλουμίνιο.
- **Ροπές αδρανείας.** Είναι συνήθως μικρότερες από το 50% των αντίστοιχων πτερυγίων από αλουμίνιο.
- **Λυγισμός.** Είναι σημαντικά μειωμένος σε περίπτωση πρόσκρουσης πτηνού ή πρόσκρουσης του πτερυγίου στο έδαφος.
- **Κραδασμοί.** Πολύ μειωμένοι συγκριτικά με τα αντίστοιχα πτερύγια αλουμινίου.
- **Κόπωση.** Πολύ μειωμένη συγκριτικά με τα αντίστοιχα πτερύγια αλουμινίου.
- **Αντίσταση σε διάβρωση.** Πολύ μεγαλύτερη από τα πτερύγια αλουμινίου.
- **Επισκευασιμότητα.** Πολύ πιο απλή και εύκολη από τα πτερύγια αλουμινίου.
- **Αντικατάσταση πτερυγίων.** Τα πτερύγια αλουμινίου φθείρονται και υφίστανται επισκευές με αφαίρεση υλικού ιδιαίτερα στο χείλος προσβολής. Κατά συνέπεια όταν σε έναν έλικα με πολλά πτερύγια απαιτείται αντικατάσταση του ενός πτερυγίου τότε αυτό δεν είναι ίδιο με αυτό που αντικαθιστά.

Απόδοση. Η αυξημένη αντοχή των ανθρακονημάτων επιτρέπει την κατασκευή λεπτών αεροτομών με αυξημένη απόδοση και μειωμένη οπισθέλκουσα του έλικα.

2.21 Πλήμνη έλικα.

Η πλήμνη του έλικα χρησιμεύει αρχικά για την στερέωση και συγκράτηση των πτερυγίων του έλικα. Καταπονείται βασικά από τις φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα πτερύγια οι οποίες είναι πολύ μεγάλες και κυμαίνονται σε κανονική λειτουργία από 10.000 έως 20.000 kg. Επίσης παραλαμβάνουν τις στρεπτικές ροπές που αναπτύσσονται στη ρίζα του πτερυγίου. Δευτερευόντως χρησιμεύει για τη στήριξη του μηχανισμού αλλαγής βήματος των πτερυγίων του έλικα ο οποίος λαμβάνει εντολές από τον <<ρυθμιστή>> και μεταβάλλει τη γωνία των πτερυγίων.



1: καμπτικές τάσεις λόγω της ώσης που τείνουν να κάμψουν το πτερύγιο προς τα εμπρός

2: εφελκυστικές τάσεις λόγω φυγοκεντρικών δυνάμεων που τείνουν να απομακρύνουν το πτερύγιο από τη πλήμνη

3: τάσεις στρέψης λόγω των δυνάμεων που τείνουν να στρέψουν το πτερύγιο και να μειώσουν τη γωνία πτερυγίου.

Σχήμα 6.3 καταπόνηση πτερυγίου και πλήμνης έλικα κατά τη λειτουργία του έλικα

Η πλήμνη του έλικα στη μεγάλη πλειοψηφία των αεροσκαφών είναι κατασκευασμένη από αεροπορικό κράμα αλουμινίου με μηχανουργική αφαίρεση υλικού σε αυτόματες εργαλειομηχανές (CNC) ή με τη μέθοδο της σφυρηλάτησης και εν συνεχεία τελικής μηχανουργικής κατεργασίας. Η ποιότητα του προϊόντος ελέγχεται στη φάση παραγωγής και υφίσταται τελικό έλεγχο για τυχόν απώλειες της δομής ως τελικό προϊόν. Η εξωτερική επιφάνεια της πλήμνης υφίσταται διάφορες κατεργασίες αντιδιαβρωτικής προστασίας, όπως σφυρηλάτηση με μεταβολή, χρώση, κ.τ.λ.

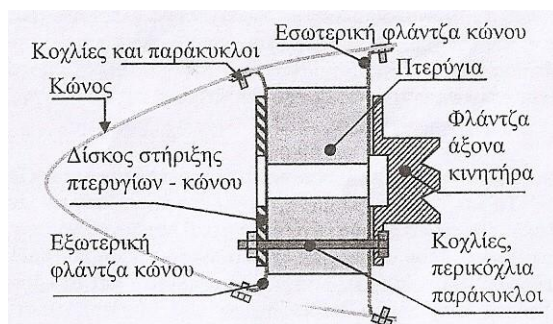
Η γεωμετρική διαμόρφωση της πλήμνης και της βάσης στήριξης σε αυτήν του πτερυγίου πρέπει να είναι σχεδιασμένες να διασφαλίζουν ασφαλή αλλά και απλή και σύντομη αποσυναρμολόγηση – συναρμολόγηση. Επίσης, η σχεδίαση και η κατασκευή της πλήμνης πρέπει να διασφαλίζει την ασφαλή και απλή εγκατάσταση του μηχανισμού αλλαγής βήματος του έλικα στους έλικες μεταβλητού βήματος.

Σε ορισμένα υπερελαφρά και ελαφρά ή ερασιτεχνικά αεροσκάφη με έλικα δύο πτερυγίων, ο έλικας προσαρμόζεται στη φλάντζα του άξονα του κινητήρα χωρίς πλήμνη. Τα δύο πτερύγια του έλικα αποτελούν μία ενιαία κατασκευή με οπές για τη σύνδεση της με τη φλάντζα του κώνου και του άξονα του κινητήρα.

2.22 Κώνος έλικα

Ο κώνος του έλικα είναι ένα κωνικό αεροδυναμικό κάλυμμα μπροστά από τη πλήμνη του έλικα. Για το λόγο αυτό χαρακτηρίζεται ορισμένες φορές και ως αεροδυναμικό κάλυμμα πλήμνης ή κωνικό περίβλημα ομφαλού έλικα. Η σχεδίαση του οφείλει να ελαχιστοποιεί την οπισθέλκουσα του ομφαλού του έλικα και το προστατεύει από πρόσκρουση σε ξένα αντικείμενα. Κατά κανόνα είναι μία ενιαία κατασκευή με εσωτερικά ενισχυτικά διαφράγματα.

Στις σύγχρονες έλικες το περίβλημα του κατασκευάζεται από σύνθετα υλικά αυξημένης αντοχής όπως ανθρακονήματα. Πολύ σπάνια κατασκευάζεται και από φύλλο αεροπορικού κράματος αλουμινίου. Τα διαφράγματα είναι κατασκευασμένα συνήθως από σύνθετα υλικά εκτός από το διάφραγμα της βάσης του που είναι κατασκευασμένο από διαμορφωμένο συνήθως με σφυρηλάτηση από φύλλο αεροπορικού κράματος αλουμινίου. Ο κώνος στηρίζεται συνήθως με κοχλίες που τοποθετούνται περιμετρικά στο διάφραγμα της βάσης του και κοχλιώνονται σε μια φλάντζα που στερεώνεται στην πλήμνη του έλικα. Η φλάντζα στερέωσης του κώνου θεωρείται παρελκόμενο του καθότι οι οπές του διαφράγματος της βάσης του κώνου είναι ευθυγραμμισμένες με τα σπειρώματα της φλάντζας. Το περίβλημα του κώνου φέρει σχισμές από τις οποίες διέρχονται ακτινωτά τα πτερύγια του έλικα. Η διαμόρφωση των οπών είναι σχεδιασμένη να ελαχιστοποιεί την οπισθέλκουσα τους. Συνήθως το περίβλημα (επικάλυψη) του κώνου φέρει περιμετρικά των οπών κατάλληλες ενισχύσεις (εκχυλώσεις) για την αποτροπή ανάπτυξης ρωγμών. Στο σχήμα 6.4 απεικονίζεται μία πολύ απλή εγκατάσταση κώνου σε έναν έλικα δύο πτερυγίων χωρίς πλήμνη. Ο κώνος στηρίζεται περιμετρικά με κοχλίες στα πτερύγια του έλικα. Τα πτερύγια του έλικα στερεώνονται με κοχλίες και το δίσκο στερέωσης κώνου στη φλάντζα του άξονα του κινητήρα.



Σχήμα 6.4 εγκατάσταση κώνου σε έλικα δυο πτερυγίων χωρίς πλήμνη

2.23 Έλεγχος βήματος έλικα

2.23.1 Εισαγωγή

Ο έλικας μεταβλητού μεγέθους είναι ένα ολόκληρο συγκρότημα που συνεργάζεται με τον κινητήρα του αεροσκάφους. Πολύ συνοπτικά αποτελείται από τα ακόλουθα στοιχεία – υποσυγκροτήματα:

- Πτερύγια και πλήμνη
- Κύριο ρυθμιστή
- Ρυθμιστής υπερτάχυνσης και κύρια αντλία
- Συγχρονιστή φάσεων
- Κώνο και βάση – διάφραγμα στήριξης του
- Σύστημα αποπάγωσης

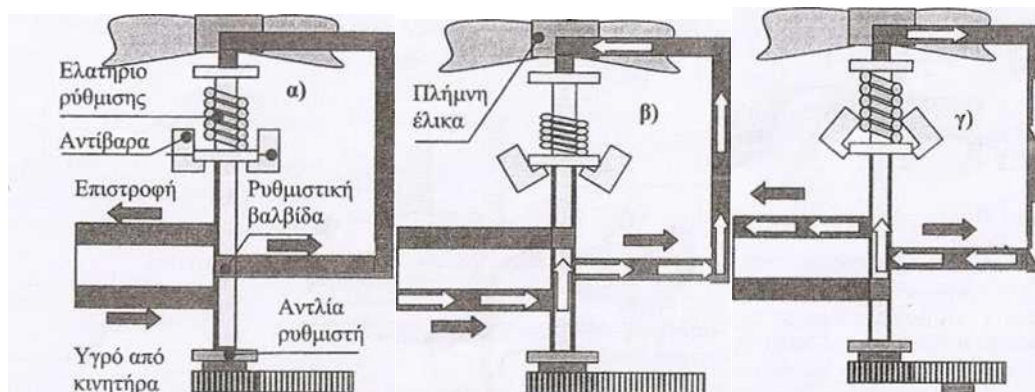
Ο έλικας επιλέγεται για τα συγκεκριμένα χαρακτηριστικά του κινητήρα, ο οποίος επιλέγεται για τα χαρακτηριστικά ενός συγκεκριμένου α/φους. Τυχόν λανθασμένη επιλογή έλικας, μπορεί να έχει σαν συνέπεια το α/φος να μην έχει τις απαιτούμενες επιδόσεις ή ο στροφαλοφόρος άξονας να υποστεί βλάβες, όπως ρωγμές και θραύση. Οι συνέπειες όμως μπορεί να είναι πιο δυσάρεστες, όπως στρεπτικές ταλαντώσεις ή θραύση των πτερυγίων από τις φυγοκεντρικές δυνάμεις και αποκόλληση του κινητήρα από τη δομή της ατράκτου και πτώση του α/φους. Όταν ο κινητήρας λειτουργεί σε υψηλές στροφές τότε ακόμη και μικρή αύξηση των στροφών του έλικα μπορεί να οδηγήσει σε θραύση των πτερυγίων. Οι φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα πτερύγια είναι ανάλογες προς το τετράγωνο της γωνιακής ταχύτητας περιστροφής τους.

Ο μοχλός ισχύος στα εμβολοφόρα α/φη ρυθμίζει την παροχή του μίγματος καυσίμου / αέρα που εισέρχεται στον κινητήρα και κατά συνέπεια ελέγχει την παρεχόμενη ισχύ. Στα αεροσκάφη με έλικα σταθερού βήματος ο μοχλός ισχύος ελέγχει τις στροφές του κινητήρα. Στα αεροσκάφη με έλικα μεταβλητού βήματος ο μετρητής πίεσης της πολλαπλής <<μετράει>> άμεσα την παρεχόμενη ισχύ του κινητήρα. Η γωνία των πτερυγίων του έλικα ελέγχεται από το μοχλό έλικας, ο οποίος ρυθμίζει τις στροφές του κινητήρα. Η παρεχόμενη ισχύς από τον κινητήρα ρυθμίζεται από τον πιλότο με το μοχλό ισχύος και το μοχλό ελέγχου βήματος. Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφεται η λειτουργία των βασικών υποσυγκροτημάτων του έλικα.

2.24 Δυνάμεις – ροπές ελέγχου βήματος έλικα

Οι ελικοφόροι κινητήρες των α/φων απαιτείται να λειτουργούν σε ένα σχετικά μικρό εύρος στροφών ανά λεπτό. Αυτό επιτυγχάνεται με το ρυθμιστή του έλικα. Ο ρυθμιστής του έλικα είναι μια συσκευή ευαίσθητη σε μεταβολές των στροφών του κινητήρα και κατά τη διάρκεια της πτήσης ελέγχει αυτόματα τη γωνία των πτερυγίων του έλικα ώστε οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα να παραμένουν σταθερές.

Οι βασικοί παράγοντες που τείνουν να μεταβάλλουν τις στροφές του κινητήρα είναι η απαιτούμενη ισχύς, η ταχύτητα πτήσης και η πυκνότητα του αέρα. Οι τρεις αυτοί παράγοντες μεταβάλλονται στη διάρκεια της πτήσης. Εάν η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του άξονα του κινητήρα (στροφές) απαιτείται να διατηρείται σταθερή, η μεταβολή της γωνίας των πτερυγίων είναι ανάλογη της πυκνότητας του αέρα. Ο ρυθμιστής του έλικα είναι μια διάταξη σχεδιασμένη να ευαισθητοποιείται από μικρές μεταβολές των στροφών του κινητήρα και να ρυθμίζει αυτόματα τη γωνία των πτερυγίων για τις διάφορες συνθήκες πτήσης και μεταβολές ισχύος του κινητήρα.



Σχήμα 7.1 Απλοποιημένη αρχή ελέγχου βήματος έλικα

A) Ισορροπία δυνάμεων σε θέση ρύθμισης ελατηρίου

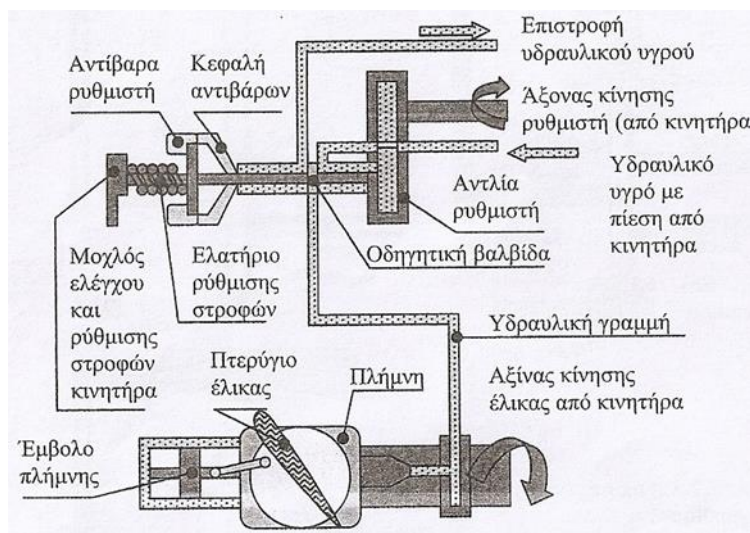
B) Τάση αύξησης της γωνίας των πτερυγίων

Γ) Τάση μείωσης της γωνίας των πτερυγίων

Η μεταβολή – έλεγχος της γωνίας των πτερυγίων επιτυγχάνεται με αξιοποίηση των ακόλουθων δυνάμεων που αναπτύσσονται στα πτερύγια και το ρυθμιστή:

- Στρεπτικές φυγοκεντρικές ροπές. Οι φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα πτερύγια τείνουν πάντοτε να μειώσουν τη γωνία τους.
- Υδραυλική δύναμη από τη γραμμή πίεσης κινητήρα. Το υδραυλικό υγρό από τη γραμμή πίεσης του κινητήρα ασκεί πίεση στην εξωτερική πλευρά του εμβόλου του ρυθμιστή και ενισχύει την τάση μείωσης της γωνίας των πτερυγίων που δημιουργείται από τις στρεπτικές φυγοκεντρικές ροπές.
- Υδραυλική δύναμη από το υδραυλικό υγρό του ρυθμιστή του έλικα. Το υδραυλικό υγρό από την εσωτερική πλευρά του εμβόλου του ρυθμιστή ασκεί δύναμη στο έμβολο και αντισταθμίζει τις προηγούμενες δύο δυνάμεις και τείνει να αυξήσει τη γωνία των πτερυγίων.

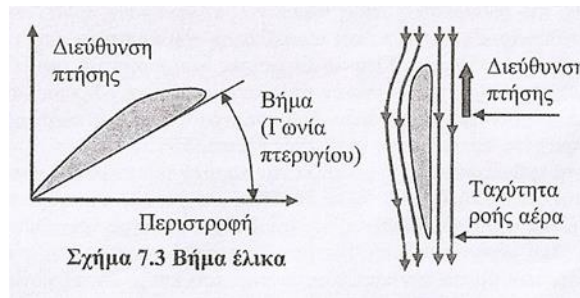
Υπάρχουν έλικες με διάταξη αντιβάρων εγκατεστημένη στα πτερύγια. Οι φυγοκεντρικές δυνάμεις των αντιβάρων τείνουν να αυξήσουν ή να μειώσουν τη γωνία των πτερυγίων (σχήμα 7.1). Οι διάφορες εταιρίες κατασκευής ελίκων έχουν αναπτύξει διαχρονικά ειδικούς ρυθμιστές έλικας και διατάξεις ελέγχου του βήματος των πτερυγίων πλην όμως η αρχή λειτουργίας τους είναι ίδια.



Σχήμα 7.2 Παραστατική απεικόνιση συστήματος έλικα / ρυθμιστή

Στο σχήμα 7.1 απεικονίζεται παραστατικά η δημιουργία των τριών βασικών δυνάμεων που αξιοποιούνται για τον έλεγχο του βήματος του έλικα. Στο σχήμα 7.1 α απεικονίζεται η λειτουργία του μηχανισμού ελέγχου στη θέση ρύθμισης των στροφών του κινητήρα με το ελατήριο ρύθμισης. Οι στροφές του κινητήρα ελέγχονται και ρυθμίζονται από το μοχλό ελέγχου του έλικα ο οποίος ρυθμίζει την τάση του ελατηρίου ρύθμισης στροφών. Ας υποθέσουμε ότι ο πιλότος που εκτελεί πτήση ΕΟΠ έχει ρυθμίσει το ελατήριο έτσι ώστε οι στροφές του κινητήρα να ανέρχονται σε 2.500 ανά λεπτό. Εάν ο πιλότος κατεβάσει κεφαλή για να κατέβει σε χαμηλότερο ύψος τότε αυξάνονται οι στροφές του κινητήρα και κατά συνέπεια οι φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα αντίβαρα. Τα αντίβαρα ανοίγουν προς τα έξω (σχήμα 7.1 β) και το ελατήριο αποφορτίζεται με συνέπεια την άνοδο του εμβόλου της ρυθμιστικής βαλβίδας. Έτσι ανοίγει η δίοδος του υδραυλικού υγρού με πίεση που τροφοδοτείται από τον κινητήρα και το υγρό μετακινεί προς τα πίσω το έμβολο της υδραυλικής πλήμνης. με την κίνηση αυτή του εμβόλου της πλήμνης αυξάνεται η γωνία των πτερυγίων του έλικα και κατά συνέπεια η οπισθέλκουσα τους. Με την αύξηση της οπισθέλκουσας των πτερυγίων μειώνεται οι στροφές του κινητήρα στις προκαθορισμένες 2.500 ανά λεπτό.

Εάν ο πιλότος ανεβάσει κεφαλή για να ανέβει σε μεγαλύτερο ύψος, τότε μειώνονται οι στροφές του κινητήρα και κατά συνέπεια οι φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα αντίβαρα. Τα αντίβαρα κλείνουν προς τα μέσα (σχήμα 7.1 γ) και το ελατήριο φορτίζεται με συνέπεια την κάθοδο του εμβόλου της ρυθμιστικής βαλβίδας. Έτσι κλείνει τη δίοδο του υδραυλικού υγρού από τον κινητήρα και ανοίγει τη δίοδο επιστροφής του υδραυλικού υγρού από την πλήμνη (σχήμα 7.2). Το υδραυλικό υγρό εξέρχεται από τον υδραυλικό κύλινδρο της πλήμνης και επιστέφει στη δεξαμενή υδραυλικού υγρού. Με τη μείωση της πίεσης στον υδραυλικό κύλινδρο της πλήμνης το έμβολο μετακινείται προς τα εμπρός (σχήμα 7.2) ή ένα ελατήριο μειώνει τη γωνία των πτερυγίων. Με τη μείωση της γωνίας των πτερυγίων η οπισθέλκουσα τους με συνέπεια την αύξηση των στροφών του κινητήρα στις προκαθορισμένες 2.500 ανά λεπτό. Όπως προαναφέρθηκε ο έλεγχος του βήματος των πτερυγίων του έλικα επιτυγχάνεται από τον πιλότο με τη βοήθεια του μοχλού ελέγχου έλικα ο οποίος ρυθμίζει τις στροφές του κινητήρα. Στο σχήμα 7.1 περιγράφεται, όπως αναφέρθηκε, η αρχή λειτουργίας της διάταξης ελέγχου βήματος του έλικα πολύ απλοποιημένα και παραστατικά. Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφονται με περισσότερες λεπτομέρειες οι διάφορες περιπτώσεις ελέγχου γωνίας πτερυγίων, όπως η πτέρωση και η αναστροφή ώσης.



Σχήμα 7.3 βήμα έλικα

2.25 Αλλαγή βήματος έλικα με αντίβαρα

Τα σύγχρονα α/φη έχουν έλικες μεταβλητού βήματος και μάλιστα σταθερής ταχύτητας (στροφών) και έχουν τη δυνατότητα πέρωσης και αναστροφή ώσης.

Σύστημα σταθερής ταχύτητας. Ένα σύστημα σταθερής ταχύτητας (δηλ. στροφών κινητήρα ανά λεπτό) επιτρέπει στον πιλότο να επιλέγει τις στροφές ανά λεπτό του έλικα και του κινητήρα σε κάθε φάση πτήσης. Οι επιλεγείσες στροφές διατηρούνται αυτόματα σε όλες τις συνθήκες πτήσης ανεξάρτητα του ύψους πτήσης και της ισχύος του κινητήρα. Με τον τρόπο διασφαλίζει τη λειτουργία του έλικα και τον κινητήρα στις αποδοτικότερες στροφές ανά λεπτό. Οι στροφές του κινητήρα ελέγχονται και ρυθμίζονται με αλλαγή του βήματος του έλικα, δηλ. της γωνίας των πτερυγίων αναφορικά προς το επίπεδο περιστροφής τους. Όταν ο πιλότος αυξάνει την ισχύ του κινητήρα στην πτήση, αυξάνεται η γωνία των πτερυγίων και η ροπή που απαιτείται για την περιστροφή του έλικα. Επίσης, αυξάνεται η ταχύτητα πτήσης και η ροπή του κινητήρα. Για οικονομική πλευση ο πιλότος μπορεί να τραβήξει προς τα πίσω το μοχλό ισχύος στην επιθυμητή πίεση πολλαπλής για συνθήκες πλευσης και να μειώσει το βήμα του έλικα διατηρώντας τις επιλεγείσες στροφές του κινητήρα.

Σύστημα πλήρους πέρωσης. Το σύστημα πλήρους πέρωσης χρησιμοποιείται μόνο σε δικινητήρια και πολυκινητήρια α/φη. Σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα ο έλικας του μπορεί να περιστρέφεται, όπως ο ανεμόμυλος με συνέπεια την αύξηση της οπισθέλκουσας του. Για την αποφυγή του φαινομένου αυτού, ο έλικας μπορεί να πτερωθεί, δηλ. να αυξηθεί πολύ η γωνία των πτερυγίων έτσι ώστε τα πτερύγια να είναι σχεδόν παράλληλα στην ροή του αέρα. Στη θέση αυτών των πτερυγίων ελαχιστοποιείται η οπισθέλκουσα τους καθώς περιστρέφονται σαν τον ανεμόμυλο. Όταν ο έλικας έχει διάταξη που μπορεί να αλλάξει το βήμα των πτερυγίων μέχρι να καταστούν παράλληλα στη ροή του αέρα, χαρακτηρίζεται έλικας **πλήρους πέρωσης**.

Αλλαγή βήματος. Σε ένα σύστημα απλής δράσης το βήμα του έλικα αλλάζει υδραυλικά. Ο ρυθμιστής του έλικα αλλάζει το βήμα των πτερυγίων του έλικα με κατάλληλο έλεγχο του υδραυλικού υγρού του κινητήρα. Στα συστήματα σταθερής ταχύτητας (στροφών) το βήμα αυξάνεται από την πίεση του υγρού του κινητήρα, ενώ αντίθετως στα συστήματα πλήρους πέρωσης το βήμα μειώνεται από την πίεση του υγρού του κινητήρα. Τυχόν πέρωση του έλικα στη διάρκεια πτήσης με τον κινητήρα εν λειτουργία θα προκαλούσε υπερφόρτωση και βλάβη στον κινητήρα. Για το λόγο αυτό οι μηχανισμοί ελέγχου έχουν εμποδιστήρες στην ακραία θέση των χαμηλότερων στροφών (μεγάλου βήματος). Οι εμποδιστήρες αυτοί αποτρέπουν την λανθασμένη ή ακούσια πέρωση του έλικα στη διάρκεια της πτήσης.

Στο σύστημα απλής δράσης του έλικα το υδραυλικό υγρό που παρέχεται από το ρυθμιστή, ασκεί στο έμβολο μία δύναμη η οποία αντιτίθεται στη φυγοκεντρική στρεπτική ροπή των πτερυγίων στον έλικα σταθερής ταχύτητας ή των αντίβαρων και των ελατηρίων στα συστήματα πέρωσης. Για την αύξηση ή την μείωση του βήματος απαιτείται η παροχή υδραυλικού υγρού με πίεση από τον κινητήρα στην πλήμνη του έλικα. Το υγρό αυτό μετακινεί προς τα πίσω το έμβολο της πλήμνης το οποίο συνδέεται με

κατάλληλους αρθρωτούς συνδέσμους με τα πτερύγια του έλικα. Με τη μετακίνηση του εμβόλου της πλήμνης στρέφονται τα πτερύγια και στον έλικα σταθερής ταχύτητας αυξάνουν τη γωνία των πτερυγίων, ενώ στον έλικα πλήρους πτέρωσης μειώνουν τη γωνία πτερυγίων.

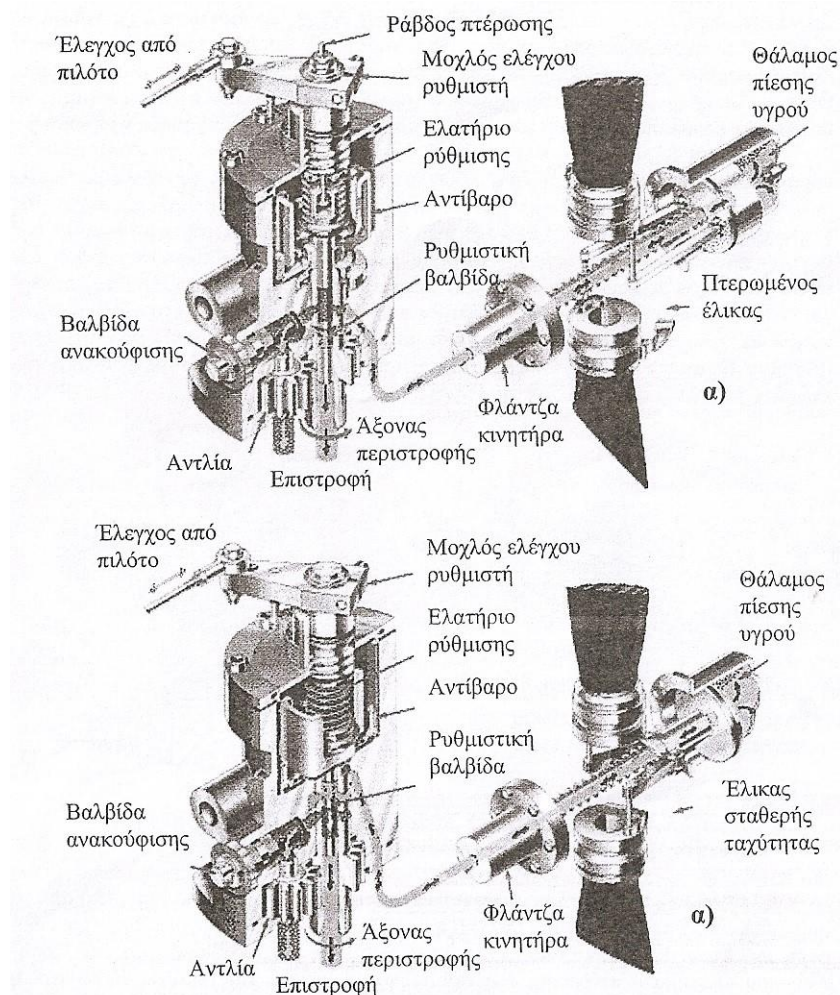
Όταν οι δυνάμεις που ασκούνται στο έμβολο είναι ίσες και αντίθετες το υδραυλικό υγρό ρέει προς τους εμποδιστήρες του έλικα και το έμβολο ακινητοποιείται. Το έμβολο παραμένει στη θέση αυτή και διατηρεί σταθερό το βήμα του έλικα έως όπου ο ρυθμιστής αρχίσει να παρέχει ροή του υγρού προς ή από τον έλικα (σχήμα 7.3).

2.26 Ρυθμιστής βήματος έλικα με αντίβαρα

Υπάρχουν διάφοροι τύποι ρυθμιστών βήματος έλικας. Ο ρυθμιστής με την ευρύτερη εφαρμογή είναι αυτός που έχει αντίβαρα. Στη παράγραφο αυτή περιγράφεται το σύστημα ρύθμισης του βήματος έλικας σταθερής ταχύτητας και πλήρους πτέρωσης.

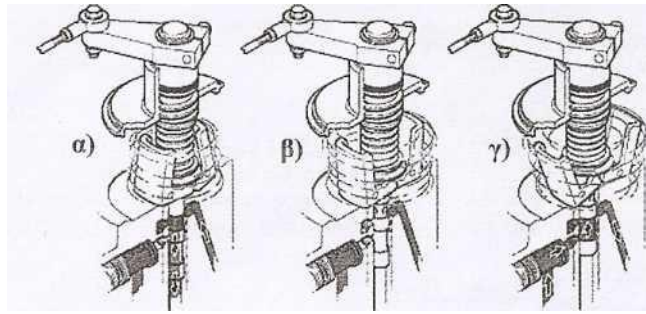
Ο ρυθμιστής είναι εγκατεστημένος πάνω στον έλικα και αποτελεί βασικό στοιχείο του. Η κύρια αποστολή του είναι ο έλεγχος της ροής του υγρού από και προς τον έλικα. Τα κύρια επιμέρους εξαρτήματα του ρυθμιστή είναι τα ακόλουθα :

- Μια υδραυλική αντλία που λαμβάνει κίνηση από τον κινητήρα του α/φους με οδοντοτροχό. Τροφοδοτείται με υγρό από το λιπαντικό σύστημα του κινητήρα και το παρέχει στον έλικα με αυξημένη προκαθορισμένη τιμή.
- Μια ανακουφιστική βαλβίδα για τη ρύθμιση της πίεσης λειτουργίας του υγρού του ρυθμιστή.
- Μια ρυθμιστική βαλβίδα που ενεργοποιείται από τα αντίβαρα και ελέγχει τη ροή του υγρού στο ρυθμιστή.
- Ένα ελατήριο ρύθμισης που ρυθμίζει τις επιθυμητές στροφές ανά λεπτό του κινητήρα. Το ελατήριο ρυθμίζεται από τον πιλότο.



Σχήμα 7.7 λειτουργία ρυθμιστή έλικα α)πλήρη πτέρωση β)σταθερή ταχύτητα (στροφές)

Ο ρυθμιστής διατηρεί την απαραίτητη ισορροπία μεταξύ των τριών δυνάμεων ελέγχοντας τη ροή του υγρού από και προς τον έλικα. Η θέση της ρυθμιστικής βαλβίδας ελέγχεται από τις φυγοκεντρικές δυνάμεις που αναπτύσσονται στα αντίβαρα οι οποίες είναι ανάλογες των στροφών ανά λεπτό του κινητήρα και συνεπώς του έλικα. Τα αντίβαρα έχουν συνήθως σχήμα L με το οριζόντιο σκέλος να προεξέχει κάτω από έναν τριβέα στη ρυθμιστική βαλβίδα. Όταν η γωνιακή ταχύτητα του έλικα είναι μικρότερη από αυτήν που έχει ρυθμίσει ο πιλότος με τη βοήθεια του ελατηρίου ρύθμισης, τότε τα αντίβαρα του ρυθμιστή μετακινούνται προς τα μέσα λόγω μείωσης των φυγοκεντρικών δυνάμεων που ασκούνται σ' αυτά. Το ελατήριο ρύθμισης ωθεί τη ρυθμιστική βαλβίδα προς τα κάτω και το υγρό ρέει, για μεν το σύστημα πτέρωσης από τον κινητήρα προς τον έλικα, για δε το σύστημα σταθερής ταχύτητας από τον έλικα προς τη δεξαμενή του κινητήρα (σχήμα 7.11 α). Αντιθέτως όταν η γωνιακή ταχύτητα του έλικα είναι μεγαλύτερη από αυτήν που έχει ρυθμίσει ο πιλότος το ρυθμιστή, τότε τα αντίβαρα του ρυθμιστή μετακινούνται προς τα έξω λόγω αύξησης των φυγοκεντρικών δυνάμεων που ασκούνται σε αυτά. Το οριζόντιο τμήμα του αντίβαρου μετακινεί τη ρυθμιστική βαλβίδα προς τα επάνω υπερνικώντας τη δύναμη αντίστασης του ελατηρίου. Έτσι το υγρό παγιδεύεται και δεν μπορεί να μετακινηθεί από και προς τον έλικα (σχήμα 7.11 β). Με περαιτέρω αύξηση της γωνιακής ταχύτητας περιστροφής των αντιβάρων αυξάνεται η προς τα έξω μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας ακόμη περισσότερο προς τα επάνω με επακόλουθο το υγρό να ρέει για με το σύστημα πτέρωσης από τον έλικα στη δεξαμενή υγρού για δε το σύστημα σταθερής ταχύτητας από τον κινητήρα προς τον έλικα (σχήμα 7.11 γ).



Σχήμα 7.8 Ροή υγρού ρυθμιστή έλικα

A) από κινητήρα προς έλικα

B) παγιδευμένο υγρό

Γ) από έλικα προς κινητήρα

Ο μοχλός ελέγχου βήματος του χειριστηρίου είναι συνδεδεμένος με μοχλό ελέγχου του ρυθμιστή, ο οποίος είναι περιορισμένος σε έναν άξονα με σπείρωμα στο άκρο. Όταν ο μοχλός μετακινείται, τότε ο άξονας με το σπείρωμα περιστρέφεται και μετακινείται προς τα επάνω ή κάτω συμπιέζοντας ή αποσυμπιέζοντας το ελατήριο ρύθμισης (σχήμα 7.12). Π.χ. όταν ο μοχλός ελέγχου του έλικα του χειριστηρίου μετακινείται προς τα εμπρός, τότε ο άξονας με το σπείρωμα του ρυθμιστή κοχλιώνεται προς τα κάτω και αυξάνει την τάση του ελατηρίου ρύθμισης. Αυτό αυξάνει την απαιτούμενη ταχύτητα περιστροφής των αντίβαρων για τη μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας και συνεπώς ρυθμίζει τον κινητήρα σε υψηλότερες στροφές ανά λεπτό. Δηλ. ο μοχλός ελέγχου του έλικα στο χειριστήριο επιτρέπει στον πιλότο να ρυθμίζει τις στροφές του κινητήρα με τη βοήθεια του ρυθμιστή έλικα.

2.27 Συνθήκες λειτουργίας ρυθμιστή με αντίβαρα

Οι συνθήκες λειτουργίας του ρυθμιστή διακρίνονται στις ακόλουθες:

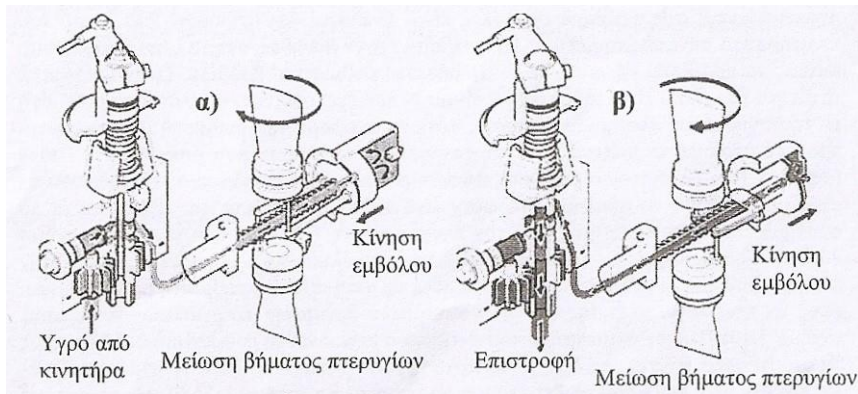
Λειτουργία σε προκαθορισμένη ταχύτητα (στροφές).

Η συνθήκη αυτή λειτουργίας χαρακτηρίζει τη λειτουργία του έλικα σε σταθερές στροφές(ταχύτητα). Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας η δύναμη που ασκούν τα αντίβαρα στο ρυθμιστή είναι ίση και αντίθετη με τη δύναμη του ελατηρίου ρύθμισης στη ρυθμιστική βαλβίδα, η οποία κλείνει πλήρως το στόμιο της ροής υγρού από και προς τον έλικα. Το υγρό είναι παγιδευμένο και το βήμα του έλικα διατηρείται σταθερό.

Συνθήκη λειτουργίας ρυθμιστή σε υπο -τάχυση.

Η συνθήκη αυτή λειτουργίας του ρυθμιστή προκύπτει, όταν οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα ή του έλικα μειωθούν κάτω από τις στροφές ανά λεπτό με τις οποίες έχει ρυθμιστεί ο ρυθμιστής ή όταν ο πιλότος μετακινεί το μοχλό ελέγχου του έλικα προς μεγαλύτερες στροφές. Π.χ. όταν το α/φος αναρριχάται ή όταν μειώνεται η ισχύς του κινητήρα. Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας του ρυθμιστή η δύναμη των αντιβάρων του είναι μικρότερη από τη δύναμη του ελατηρίου ρύθμισης με συνέπεια τη μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας προς τα κάτω. Το υγρό από την ενισχυτική αντλία ρέει προς τον έλικα και ωθεί το έμβολο του κυλίνδρου προς τα έξω με συνέπεια τη στροφή του πτερυγίου του έλικα και συνεπώς αυξάνονται οι στροφές του ανά λεπτό. Με την αύξηση των στροφών του κινητήρα ανά λεπτό αυξάνεται η δύναμη που ασκούν τα αντίβαρα του ρυθμιστή έως ότου καταστεί ίση με τη δύναμη του ελατηρίου ρύθμισης. Στο διάστημα αυτό η ρυθμιστική βαλβίδα μετακινείται προς τα επάνω και ο ρυθμιστής επανέρχεται στη συνθήκη λειτουργίας σταθερής ταχύτητας.

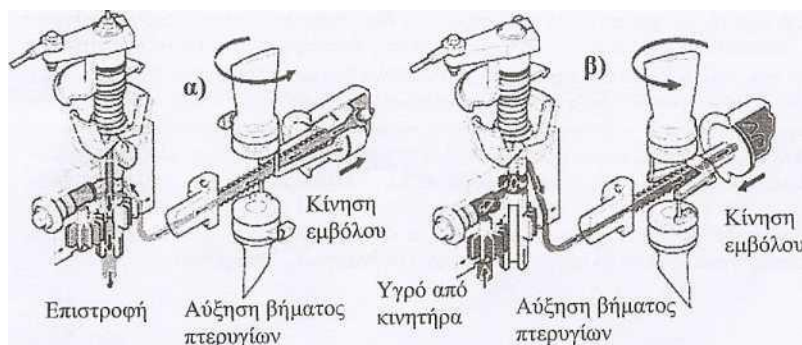
Στον έλικα με σύστημα σταθερής ταχύτητας και πτέρωσης στην αρχική φάση μετακίνησης της ρυθμιστικής βαλβίδας προς τα κάτω, το υγρό στο σύστημα πτέρωσης ρέει προς τον έλικα, ενώ στο σύστημα σταθερής ταχύτητας το υγρό από τον έλικα επιστρέφει στη δεξαμενή υγρού, όπως απεικονίζεται στο σχήμα 7.10 α και β αντιστοίχως και μειώνει το βήμα του έλικα και στις δύο περιπτώσεις.



Σχήμα 7.10 λειτουργία ρυθμιστή σε υπο - τάχυνση σε σύστημα α)σταθερής ταχύτητας β)πτέρωσης

Συνθήκη λειτουργίας ρυθμιστή σε υπέρ- τάχυνση .

Η συνθήκη αυτή λειτουργίας του ρυθμιστή προκύπτει όταν μειώνεται το ύψος πτήσης ή αυξάνεται η ισχύς ή οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα. Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας του ρυθμιστή, η δύναμη των αντιβάρων του ρυθμιστή είναι μεγαλύτερη από τη δύναμη του συμπιεσμένου ελατηρίου ρύθμισης με συνέπεια τη μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας προς τα επάνω. Έτσι ανοίγει η γραμμή υγρού του έλικα και το υγρό επιστρέφει στη δεξαμενή υγρού. Το αντίβαρο της πλήμνης του έλικα στρέφει το πτερύγιο προς μεγαλύτερο βήμα με συνέπεια να απαιτείται μεγαλύτερη ισχύς από τον κινητήρα για την περιστροφή του έλικα. Συνεπώς, μειώνονται οι στροφές του έλικα και του κινητήρα. Καθώς μειώνονται οι στροφές του κινητήρα μειώνεται η φυγοκεντρική δύναμη που ασκούν τα αντίβαρα του ρυθμιστή στο ελατήριο ρύθμισης έως ότου γίνει ίση με τη δύναμη του ελατηρίου. Η ρυθμιστική βαλβίδα μετακινείται προς τα κάτω και ο ρυθμιστής επανέρχεται στη συνθήκη λειτουργίας στην προκαθορισμένη σταθερή ταχύτητα. Στον έλικα με το σύστημα σταθερής ταχύτητας και πτέρωσης στην αρχική φάση, μετακίνησης της ρυθμιστικής βαλβίδας προς τα επάνω, το υγρό στο σύστημα πτέρωσης επιστρέφει από τον έλικα στη δεξαμενή υγρού, ενώ στο σύστημα σταθερής ταχύτητας το υγρό ρέει προς τον έλικα όπως απεικονίζεται στο σχήμα 7.18 α και β αντιστοίχως και αυξάνει το βήμα του έλικα και στις δυο περιπτώσεις.



Σχήμα 7.11 Λειτουργία ρυθμιστή σε υπέρ-τάχυνση σε σύστημα α) σταθερής ταχύτητας β) πτέρωσης

2.28 Πτέρωση- αποπτέρωση έλικα με ρυθμιστή αντίβαρων

Η πτέρωση επιτυγχάνεται με μία μηχανική συνδεσμολογία η οποία παρακάμπτει τα αντίβαρα του ρυθμιστή και το ελατήριο ρύθμισης. Όταν ο μοχλός ελέγχου στο χειριστήριο ωθείται στη θέση <<πτέρωση>>, τότε ο μοχλός και ο άξονας του ρυθμιστή στρέφονται πέρα από το κατώτερο όριο στροφών ανά λεπτό. Η ράβδος πτέρωσης σφίγγει το σφόνδυλο της ρυθμιστικής βαλβίδας και μετακινεί προς τα επάνω στη θέση πτέρωσης. Τότε το υγρό εξέρχεται από τον έλικα και ο έλικας πτερώνεται.

Υπάρχουν α/φη που έχουν επιπρόσθετο συσσωρευτή αέρα –λαδιού για αποπτέρωση του έλικα. Ο πιλότος μπορεί να αποπτερώσει τον έλικα στα α/φη αυτά μετακινώντας το μοχλό ελέγχου του έλικα σε μεγαλύτερες στροφές ανά λεπτό, δηλ. μικρότερο βήμα. Εάν οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα είναι αρκετά υψηλές για να μπορέσουν να παρέχουν υγρό υψηλής πίεσης τότε τα πτερύγια του έλικα μπορεί να αποπτερωθούν.

Ο συσσωρευτής αποπτέρωσης επιτρέπει στον πιλότο να αποπτερώσει έναν πτερωμένο έλικα εν πτήση. Στα α/φη αυτά ο ρυθμιστής φέρει ένα εξωτερικό στόμιο υψηλής πίεσης και μια βαλβίδα ελέγχου. Το στόμιο υψηλής πίεσης συνδέεται με τον συσσωρευτή. Ο ένας θάλαμος του συσσωρευτή είναι πληρωμένος με συμπιεσμένο άζωτο και ο άλλος με υγρό. Το υγρό (λάδι) είναι αποθηκευμένο πάντοτε με υψηλή πίεση στη διάρκεια της κανονικής πτήσης. Όταν ο έλικας είναι πτερωμένος η βαλβίδα ελέγχου (μη επιστροφής) διατηρεί το υγρό στο συσσωρευτή σε υψηλή πίεση.

Όταν ο μοχλός ελέγχου του έλικα μετακινείται από τη θέση πτέρωσης σε θέση μικρού βήματος, ανοίγει η βαλβίδα ελέγχου και το υγρό με υψηλή πίεση ρέει από το συσσωρευτή στη ρυθμιστική βαλβίδα του ρυθμιστή. Με το μοχλό ελέγχου του ρυθμιστή και τον άξονα του σε θέση μικρού βήματος, το ελατήριο ρύθμισης ωθεί τη ρυθμιστική βαλβίδα προς τα κάτω. Συνεπώς, το υγρό ρέει προς τον έλικα και μειώνει το βήμα των πτερυγίων.

2.29 Αλλαγή βήματος έλικα με πέδηση

Εκτός από το ρυθμιστή έλικας με αντίβαρα που περιγράφεται στις προηγούμενες παραγράφους, υπάρχουν και άλλοι τύποι ρυθμιστών, όπως υδρομηχανικού, ηλεκτρικοί, κ.τ.λ. στην παρούσα παράγραφο περιγράφεται ένας ιστορικός μηχανισμός αλλαγής βήματος που μπορεί να αλλάξει το βήμα του έλικα από 0° έως 360° τόσο στη διάρκεια της πτήσης όσο και στο έδαφος.

Το βήμα του έλικα ρυθμίζεται πριν ή μετά την εκκίνηση του κινητήρα σε μία τιμή λίγο μικρότερη από την κανονική. Ο κινητήρας αυξάνει τις στροφές του ανά λεπτό στη μέγιστη τιμή και παρέχει την μέγιστη ισχύ του στη φάση απογείωσης. Όταν το α/φος αναρριχηθεί στο επιθυμητό ύψος και ταχύτητα πτήσης ο πιλότος με έναν διακόπτη αυξάνει το βήμα του έλικα και ο κινητήρας λειτουργεί στις πιο οικονομικές στροφές ανά λεπτό. Ο μηχανισμός αλλαγής βήματος επιτρέπει οικονομική πτήση σε ένα ευρύ φάσμα ταχυτήτων πλευσης. Καθώς το βάρος του α/φους μειώνεται με την κατανάλωση καυσίμου στη διάρκεια πλευσης, απαιτείται περαιτέρω αύξηση του βήματος του έλικα.

Στη φάση προσγείωσης ο έλικας μπορεί να αλλάξει το βήμα σε οποιαδήποτε επιθυμητή τιμή ή να προβεί σε αντιστροφή ώσης. Συνήθως η ώση του έλικα αναστρέφεται λίγα δευτερόλεπτα πριν την επαφή των τροχών του αεροσκάφους στο διάδρομο.

Ο έλικας αναστροφής ώσης χρησιμοποιείται κυρίως σε αεροσκάφη με απαίτηση προσγείωσης σε μικρούς σχετικά διαδρόμους καθότι μειώνει τη διαδρομή προσγείωσης. Επίσης, χρησιμοποιείται και σε υδροπλάνα, διότι βελτιώνει σημαντικά τη δυνατότητα ελιγμών τους. Η μείωση της απόστασης

διαδρόμησης του αεροσκάφους είναι πολύ μεγαλύτερη από κάθε άλλο σύστημα πέδησης. Επιπρόσθετα, η αναστροφή ώσης αυξάνει σημαντικά την ικανότητα ελιγμών του αεροσκάφους στο διάδρομο και τα υπόστεγα.

2.30 Υδραυλικός έλικας μεταβλητού βήματος

Ο τύπος αυτός έλικα χαρακτηρίζεται υδραυλικός διότι παρέχει υγρό με πίεση σε έναν υδραυλικό ρυθμιστή, ο οποίος αλλάζει το βήμα των πτερυγίων. Χρησιμοποιείται σε μονοκινητήρια και πολυκινητήρια α/φη με συνολική ισχύ έως 3.000 hp. Συνήθως φέρει και υδραυλικό σύστημα πτέρωσης και αναστροφής ώσης. Ο ρυθμιστής φέρει έναν κύλινδρο απλής ενέργειας που αλλάζει το βήμα των πτερυγίων με αύξηση ή μείωση της πίεσης του υγρού. Η αλλαγή του βήματος στην αντίθετη διεύθυνση άσκησης της πίεσης του υγρού επιτυγχάνεται με από τις ροπές συστροφής που αναπτύσσονται στα πτερύγια και από τη δύναμη ενός ελατηρίου υπό τάση ή από τη φυγοκεντρική δύναμη των αντίβαρων του έλικα. Η φυγοκεντρική δύναμη των αντίβαρων του έλικα αξιοποιείται ιδιαίτερα στα ακροβατικά α/φη.

2.31 Ηλεκτρικός έλικας μεταβλητού βήματος

Ο ηλεκτρικός έλικας μεταβλητού βήματος είναι μια σχετικά νέα τεχνολογία που άρχισε να εγκαθίστανται στα αεροσκάφη το 1985. Σήμερα χρησιμοποιείται σε ελαφρά αεροσκάφη με ισχύ κινητήρα έως 350hp με δυνατότητα πτέρωσης και αναστροφής ώσης. Ο μηχανισμός αλλαγής βήματος φέρει έναν κεντρικό άξονα και λαμβάνει κίνηση από έναν ηλεκτροκινητήρα. Οι συνήθεις επιλογές ελέγχου βήματος είναι οι ακόλουθες :

Χειροκίνητος έλεγχος βήματος. Ο πιλότος αλλάζει το βήμα του έλικα ανεβάζοντας και κατεβάζοντας ένα διακόπτη ελέγχου βήματος στον πίνακα οργάνων. Ο διακόπτης ενεργοποιεί τον ηλεκτροκινητήρα του ρυθμιστή έλικα και αλλάζει το βήμα των πτερυγίων. Η αλλαγή του βήματος διακόπτεται και το πτερύγιο διατηρεί το βήμα του, όταν ο πιλότος θέτει το διακόπτη στην ουδέτερη θέση. Ο πιλότος οφείλει να συνδυάσει τις στροφές του κινητήρα με το βήμα του έλικα. Στο ελάχιστο βήμα πτερυγίου ανάβει ένα πράσινο προειδοποιητικό φως. Όταν ο έλικας έχει τη δυνατότητα αναστροφής ώσης, τότε ο διακόπτης ελέγχου είναι δύο θέσεων, μια για κανονική πτήση και μία για αναστροφή ώσης με τα αντίστοιχα προειδοποιητικά φώτα.

Αυτόματος έλεγχος βήματος. Το βήμα του έλικα αλλάζει αυτόματα όταν ο πιλότος θέτει το διακόπτη ελέγχου έλικα στη θέση <<AUTO>>. Η απογείωση εκτελείται πάντοτε στη μέγιστη ισχύ κινητήρα. Ο πιλότος στην πλεύση ρυθμίζει το μοχλό ισχύος ελέγχου (συνήθως ηλεκτρονικά – ψηφιακά) στις επιθυμητές στροφές. Μια ηλεκτρονική μονάδα ελέγχου στροφών ελέγχει τις στροφές του κινητήρα και τις συγκρίνει με τις επιθυμητές στροφές ανά λεπτό. Ο μηχανισμός ελέγχου του βήματος του έλικα, λαμβάνει υπόψη την ταχύτητα πτήσης και τη μεταβολή ισχύος, ρυθμίζει αυτόματα το βήμα των πτερυγίων για να διασφαλίσει πτήση με σταθερές στροφές ανά λεπτό του κινητήρα. Η μέγιστη απόκλιση των στροφών του κινητήρα από την προκαθορισμένη τιμή που έχει επιλέξει ο πιλότος ανέρχεται σε +30 RPM.

Συνδυασμός χειροκίνητου και αυτόματου ελέγχου βήματος. Ορισμένα α/φη έχουν διακοπές ελέγχου στο χειροκίνητο και αυτόματο έλεγχο βήματος του έλικα με αντίστοιχα προειδοποιητικά φώτα.

2.32 Υδραυλο - αυτόματος έλικας

Ο τύπος αυτός έλεγχου βήματος έλικα έχει ευρεία εφαρμογή και πολύ μεγάλη αξιοπιστία συγκριτικά με τους άλλους τύπους. Ο μηχανισμός ελέγχου βήματος είναι ένα υδραυλικό σύστημα στο οποίο οι

υδραυλικές δυνάμεις που ασκούνται στο περυγίο. Πιο συγκεκριμένα η γωνιακή κίνηση των περυγίων επιτυγχάνεται με μετατροπή της γραμμικής κίνησης του εμβόλου σε περιστροφική κίνηση των έκκεντρων του μηχανισμού αλλαγής βήματος. Το έμβολο μετακινείται προς τα μέσα ή έξω του κυλίνδρου ενέργειας με την είσοδο ή επιστροφή υγρού με πίεση. Όταν η πίεση του υγρού από το ρυθμιστή στη μια πλευρά μαζί με τη φυγοκεντρική ροπή μετακινεί το έμβολο προς τα μέσα. Η μετακίνηση του εμβόλου έχει σαν συνέπεια την περιστροφή του οδοντοτροχού γωνιακής μετάδοσης κίνησης μέσω του έκκεντρου. Ο οδοντοτροχός με τη σειρά του περιστρέφει τον οδοντοτροχό αλλαγής βήματος του έλικα και μειώνεται το βήμα του περυγίου. Αντιθέτως, όταν το υγρό εισέρχεται στο κύλινδρο ενέργειας με πίεση από το ρυθμιστή, τότε το έμβολο μετακινείται προς τα έξω και το υγρό επιστρέφει στη δεξαμενή υγρού. Στην περίπτωση αυτή αντιστρέφεται η φορά περιστροφής των οδοντοτροχών και το βήμα του περυγίου αυξάνεται.

Έλικας απλής ενέργειας. Ο έλικας απλής ενέργειας έχει ένα ρυθμιστή απλής ενέργειας. Ο ρυθμιστής απλής ενέργειας παρέχει το υγρό με πίεση από το στόμιο εξόδου της αντλίας του, απευθείας στην εσωτερική πλευρά του εμβόλου του κυλίνδρου ενέργειας. Ο τύπος αυτός έλικας αξιοποιεί τις ακόλουθες τρεις δυνάμεις – ροπές στη διάρκεια της λειτουργίας με σταθερή ταχύτητα:

- Ροπή φυγοκεντρικής συστολής των περυγίων, η οποία πάντοτε τείνει να μειώσει το βήμα των περυγίων.
- Υδραυλική δύναμη που ασκεί το υγρό από τον κινητήρα στην εξωτερική πλευρά του εμβόλου. Η δύναμη αυτή προστίθεται και ενισχύει την προηγούμενη δύναμη και τείνει να μειώσει το βήμα των περυγίων.
- Υδραυλική δύναμη που ασκεί το υγρό από το ρυθμιστή στην εσωτερική πλευρά του εμβόλου. Η δύναμη αυτή έχει αντίθετη φορά προς τις δυο προηγούμενες. Το υγρό στο ρυθμιστή παρέχεται από τον κινητήρα και η πίεση του αυξάνεται στην αντλία του ρυθμιστή.

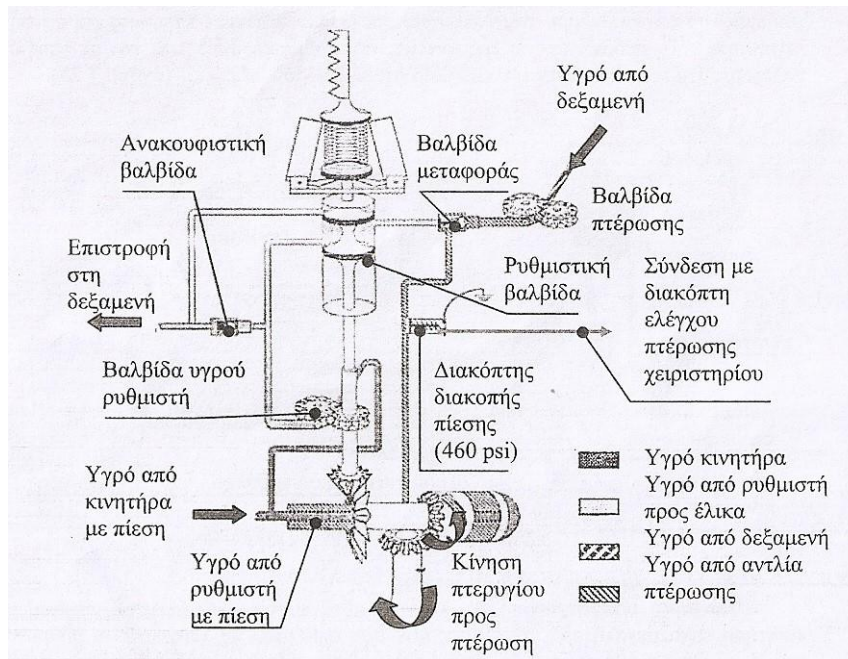
Έλικας διπλής ενέργειας. Ο έλικας διπλής ενέργειας έχει ρυθμιστή διπλής ενέργειας παρέχει υγρό με πίεσης και στις δυο πλευρές του εμβόλου του κυλίνδρου ενέργειας ανάλογα με την εκάστοτε απαίτηση και συνθήκη λειτουργίας. Το στόμιο εξόδου της αντλίας του ρυθμιστή συνδέεται και με τους δυο θαλάμους υγρού εκατέρωθεν του εμβόλου του κυλίνδρου ενέργειας.

Αρχή λειτουργίας διπλής ενέργειας

Συνθήκη υπερτάχυνσης. Η συνθήκη αυτή εμφανίζεται όταν οι στροφές του κινητήρα είναι μεγαλύτερες από αυτές που έχει ρυθμιστεί να λειτουργεί ο ρυθμιστής του έλικα. Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας το υγρό με αυξημένη πίεση παρέχεται στην εσωτερική πλευρά του εμβόλου του κυλίνδρου ενέργειας. το έμβολο μαζί με τα περιστρεφόμενα παρελκόμενα του μετακινείται προς τα έξω με συνέπεια το έκκεντρο και τα περιστρεφόμενα παρελκόμενα να αυξήσουν το βήμα των περυγίων του έλικα. Με την αύξηση του βήματος των περυγίων του έλικα αυξάνεται η οπισθέλκουσα του και συνεπώς μειώνονται οι στροφές του κινητήρα.

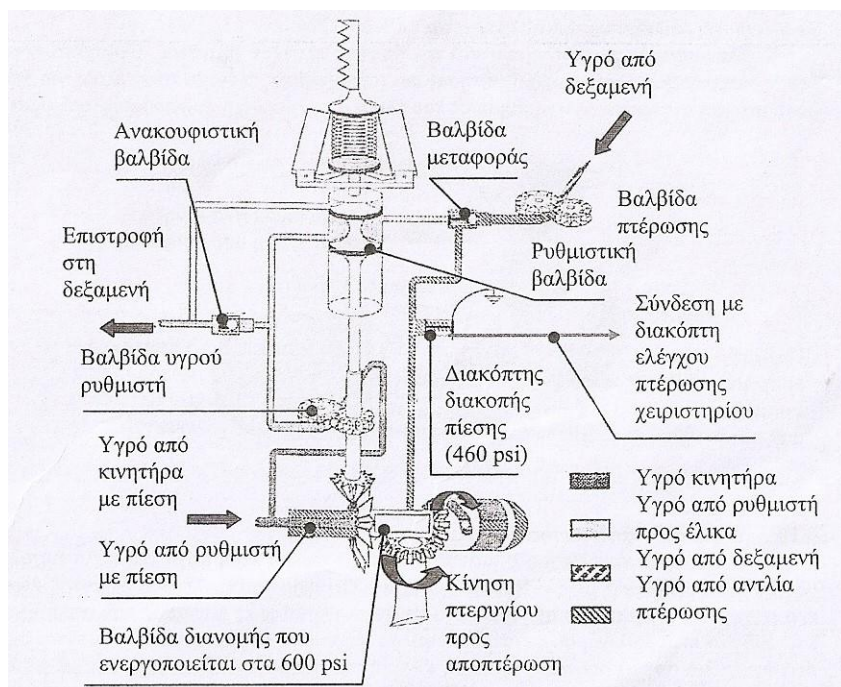
Συνθήκη υποτάχυνσης. Η συνθήκη αυτή εμφανίζεται όταν οι στροφές του κινητήρα είναι μικρότερες από αυτές που έχει ρυθμιστεί να λειτουργεί ο ρυθμιστής του έλικα. Καθώς μειώνονται οι στροφές ανά λεπτό του έλικα μειώνονται και η φυγοκεντρική δύναμη στα αντίβαρα του ρυθμιστή. Κατά συνέπεια μειώνεται η φόρτιση του ελατηρίου ρύθμισης και η ρυθμιστική βαλβίδα μετακινείται προς τα κάτω και ανοίγει η δίοδος του υγρού από την εσωτερική πλευρά του εμβόλου προς το ρυθμιστή. Στη συνθήκη αυτή λειτουργίας το υγρό επιστρέφει μέσω του ρυθμιστή στη δεξαμενή υγρού από την εσωτερική πλευρά του εμβόλου. Καθώς η πίεση στην εσωτερική πλευρά του εμβόλου μειώνεται, το υγρό από τον κινητήρα με πίεση παρέχεται, μέσω του άξονα του έλικα, στην εξωτερική πλευρά του εμβόλου του κυλίνδρου ενέργειας. Η υδραυλική δύναμη που ασκεί το υγρό αυτό στην εξωτερική πλευρά του εμβόλου ενισχυμένη με τη δύναμη λόγω φυγοκεντρικής ροπής στρέψης των περυγίων, μετακινεί

το έμβολο προς τα μέσα. Το έμβολο μαζί με τα περιστρεφόμενα παρελκόμενα του μετακινείται προς τα μέσα με συνέπεια τη μείωση του βήματος των πτερυγίων του έλικα. Με τη μείωση του βήματος των πτερυγίων του έλικα μειώνεται η οπισθέλκουσα του και συνεπώς αυξάνονται οι στροφές του κινητήρα.



Σχήμα 7.12 διάγραμμα συστήματος πτέρωσης υδραυλό αυτόματο έλικα

Παράδειγμα. Το αεροσκάφος DouglasDC – 3 φέρει υδραυλο- αυτόματο έλικα τριών πτερυγίων σταθερής ταχύτητας τύπου Hamilton. Ο ρυθμιστής του έλικα ρυθμίζει τις στροφές του κινητήρα από 1.200 έως 2.700 το λεπτό. Σε περίπτωση αστοχίας του συρματόσχοινου ή του τροχαλία του μηχανισμού του μοχλού , ένα αντισταθμιστικό ελατήριο στο σύστημα ρύθμισης διατηρεί τον κινητήρα στις 2.050 στροφές ανά λεπτό. Το μέγιστο βήμα του έλικα (πτέρωση) ανέρχεται σε 88°. Ο έλεγχος του έλικα κάθε κινητήρα εκτελείται με τον αντίστοιχο διακόπτη στο πίνακα οργάνων. Η πτέρωση ενεργοποιείται με το πάτημα των διακοπών προς τα μέσα. Όταν ο πιλότος ενεργοποιεί το διακόπτη πτέρωσης, μειώνεται η πίεση στο ρυθμιστή του έλικα και αυξάνεται στο μηχανισμό πτέρωσης. Μετά την πτέρωση του έλικα η πίεση του υγρού αυξάνεται μέχρι τα 460 PSI, όπου απενεργοποιείται η αντλία πτέρωσης. Για την αποπτέρωση του έλικα ο πιλότος πατάει το διακόπτη προς τα μέσα και τον κρατάει πατημένο έως όπου ο κινητήρας αποκτήσει τις απαιτούμενες στροφές. Ενδεικτικά στο σχήμα 7.12 απεικονίζεται το διάγραμμα πτέρωσης του έλικα και στο σχήμα 7.13 το διάγραμμα αποπτέρωσης.

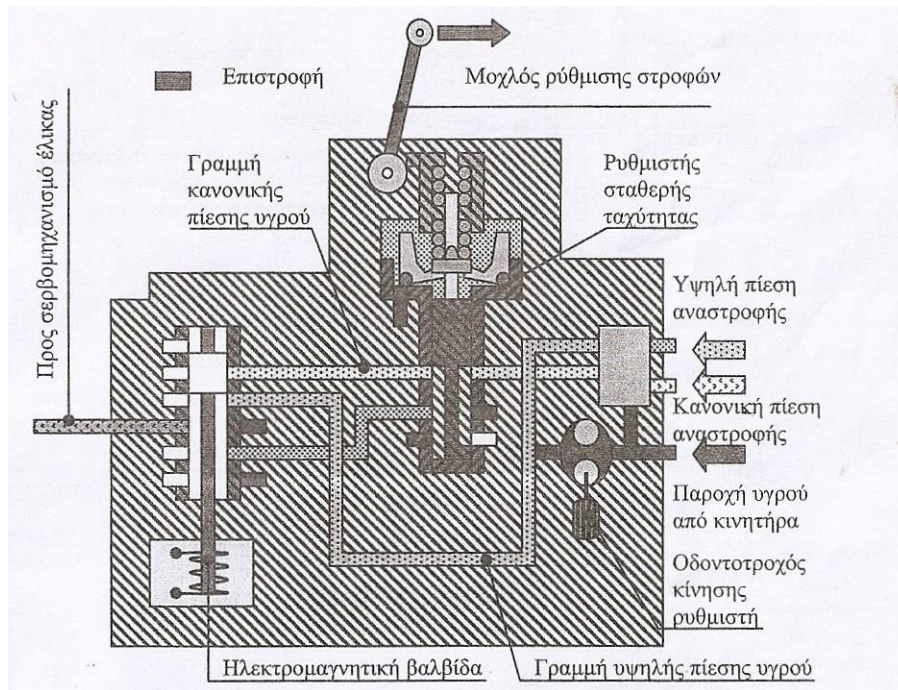


Σχήμα 7.13 διάγραμμα συστήματος αποπτέρωσης υδραυλό – αυτόματου έλικα

Τα μεγάλα ελικοφόρα αεροσκάφη έχουν πιο πολύπλοκο σύστημα έλικα με υποσυστήματα για τη λειτουργία του με σταθερή ταχύτητα, πλήρη πτέρωση, αναστροφή ώσης και αυτοπτέρωση. Ο ρυθμιστής του έλικα ελέγχεται ηλεκτρικά. Το ελατήριο ρύθμισης ρυθμίζεται με ηλεκτροκινητήρα που ενεργοποιείται από τον πιλότο με ηλεκτρική συνδεσμολογία.

2.33 Έλικας αναστροφής ώσης

Με σκοπό τη διευκόλυνση κατανόησης του έλικα αναστροφής ώσης στην παράγραφο αυτή περιγράφεται η αρχή λειτουργίας του για εμβολοφόρα α/φ με υδραυλικό έλικα σταθερής ταχύτητας. Ο υδραυλικός ρυθμιστής του έλικα είναι συνήθως απλής ενέργειας με δυνατότητα πτέρωσης και αναστροφής ώσης του υδραυλικού έλικα. Έχει ένα σύστημα δύο εμβόλων. Σε λειτουργία με κανονική πίεση, δηλ. με σταθερή ταχύτητα της τάξης των 1.700 στροφών ανά λεπτό, τα δυο έμβολα είναι ασφαλισμένα μεταξύ τους. Στη συνθήκη αναστροφής ώσης (υψηλή πίεση) το εξωτερικό έμβολο ακινητοποιείται τη θέση του εμποδιστήρα χαμηλού βήματος και το εσωτερικό έμβολο μετακινεί το πτερύγιο στη θέση του εμποδιστήρα αναστροφής ώσης. Ενώ οι εμποδιστήρες χαμηλού και υψηλού βήματος μπορεί να ρυθμιστούν από το τεχνικό προσωπικό, οι εμποδιστήρες, οι εμποδιστήρες αναστροφής ώσης καθορίζονται από την κατασκευή του έλικα.



Σχήμα 7.14 Υδραυλικό διάγραμμα ρυθμιστή έλικα διπλής πίεσης με δυνατότητα αναστροφής ώσης

Ο ρυθμιστής του έλικα με διπλά έμβολα ελέγχου πίεσης έχει δύο βαλβίδες ανακούφισης οι οποίες λειτουργούν με ηλεκτρομαγνητικές βαλβίδες. Οι ηλεκτρομαγνητικές βαλβίδες αλλάζουν την παρεχόμενη πίεση από κανονική σε υψηλή με εντολή του πιλότου από το χειριστήριο. Η μία ανακουφιστική βαλβίδα εξυπηρετεί τη γραμμή υγρού της κανονικής λειτουργίας με σταθερή ταχύτητα, ενώ η άλλη τη γραμμή υγρού υψηλής πίεσης, δηλ. τη γραμμή αναστροφής ώσης. Η υψηλή πίεση, για λόγους προστασίας υπερτάχυνσης, δεν ελέγχεται από το ρυθμιστή και κατά συνέπεια από τον πιλότο και μετακινεί όλα τα πτερύγια σε θέση ανάστροφης ώσης. Σε περίπτωση που δεν ασφαλίζουν μεταξύ τους τα δύο έμβολα μπορεί ο πιλότος να αλλάζει το βήμα, όταν οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα μειωθούν κάτω από 1.500.

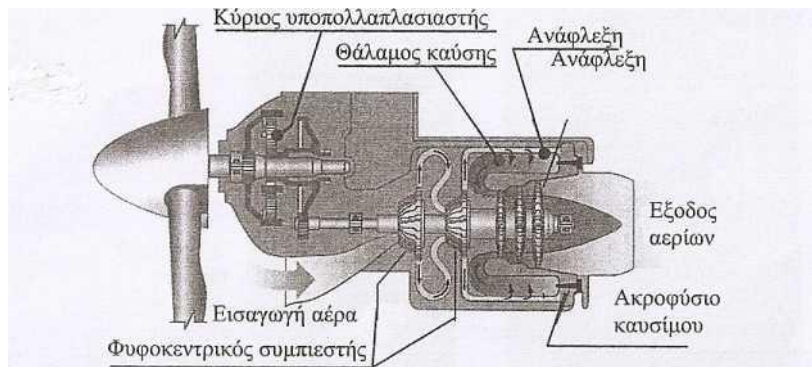
Η έξοδος από την ανάστροφη ώση επιτυγχάνεται με την ενεργοποίηση της ηλεκτρομαγνητικής βαλβίδας για επιστροφή του υγρού υψηλής πίεσης και ο ρυθμιστής του έλικα λειτουργεί σε συνθήκη σταθερής ταχύτητας καθώς τα πτερύγια μετακινούνται αυτόματα σε βήμα που παρέχει θετική ώση.

2.34 Μοχλοί – διακόπτες ελέγχου έλικα στο χειριστήριο

Στη παρούσα παράγραφο περιγράφεται η μέθοδος και τα χειριστήρια ελέγχου του έλικα στα σύγχρονα αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα. Διακρίνονται σε σταθερού άξονα και ελεύθερου στροβίλου.

Σταθερός άξονας. Ο ελικοστροβιλοκινητήρας σταθερού άξονα έχει σταθερές στροφές (κινητήρας σταθερής ταχύτητας) και χρησιμοποιείται ευρέως.

Οι υψηλές στροφές ανά λεπτό (χαμηλή ροπή) του κύριου άξονα του κινητήρα μετατρέπονται σε χαμηλές στροφές ανά λεπτό (υψηλή ροπή) με τον υποπολλαπλασιαστή, ο οποίος παρέχει κίνηση στον έλικα και τα παρελκόμενα του κινητήρα.



Σχήμα 7.15 Ελικοστροβιλοκινητήρας με σταθερό άξονα

Στον κινητήρα σταθερού άξονα σταθερής ταχύτητας (στροφών) οι στροφές του κινητήρα ανά λεπτό μεταβάλλονται ελάχιστα και κυμαίνονται από 96 έως 100 %. Όταν το αεροσκάφος λειτουργεί στο έδαφος οι στροφές ανά λεπτό ανέρχονται στο 70 %. Στην πτήση οι στροφές του κινητήρα ανά λεπτό διατηρούνται σταθερές από το μηχανισμό του ρυθμιστή του έλικα. Η μεταβολή της ισχύος επιτυγχάνεται με αύξηση της παροχής καυσίμου και μεταβολή του βήματος των πτερυγίων και όχι με τη μεταβολή των στροφών του κινητήρα. Με την αύξηση της παροχής του καυσίμου αυξάνεται η θερμοκρασία και κατά συνέπεια η παρεχόμενη ισχύς από τον στρόβιλο. Ο στρόβιλος παρέχει την αυξημένη ενέργεια υπό την μορφή ροπής στον έλικα. Η αυξημένη ροπή στον άξονα του έλικα έχει σαν συνέπεια την αύξηση του βήματος των πτερυγίων, με συνέπεια τη διατήρηση των στροφών ανά λεπτό λειτουργίας του κινητήρα.

Ο έλεγχος του προωθητικού συστήματος (κινητήρας – έλικας) επιτυγχάνεται με ένα μοχλό ελέγχου και ένα μοχλό χειρισμού για κάθε κινητήρα. Δεν υπάρχει ο κλασικός μοχλός ελέγχου του μίγματος καυσίμου / αέρα ή ο μοχλός ελέγχου των στροφών ανά λεπτό του κινητήρα, όπως στα εμβολοφόρα αεροσκάφη. Στα ελικοφόρα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα, ο μοχλός ελέγχου ισχύος ελέγχει και ρυθμίζει (αυξάνει ή μειώνει) την ώση του κινητήρα. Επίσης, χρησιμοποιείται για την παροχή ανάστροφης ώσης. Ο μοχλός χειρισμού καθορίζει τις επιθυμητές στροφές του κινητήρα ανά λεπτό συνήθως σε μία ενδιάμεση τιμή μεταξύ των στροφών ανά λεπτό που απαιτούνται στο έδαφος και στην πτήση. Τα όργανα ελέγχου και ενδείξεων του προωθητικού συστήματος για αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα σταθερού άξονα είναι τα ακόλουθα:

- Ροπή ή ισχύς σε hp
- Θερμοκρασία στρόβιλου
- Παροχή ροής καυσίμου
- Στροφές ανά λεπτό κινητήρα

Η ροπή στρέψης που παρέχει ο στρόβιλος μετασχηματίζεται σε ισχύ και το όργανο στο χειριστήριο δείχνει την ισχύ του κινητήρα σε hp επί τις εκατό. Ο δείκτης θερμοκρασίας δείχνει τη θερμοκρασία μεταξύ της πρώτης και δεύτερης βαθμίδας του στρόβιλου σε βαθμούς Celsius. Ο δείκτης στροφών δείχνει τις στροφές ανά λεπτό του κινητήρα σε ποσοστό επί τις εκατό των μέγιστων στροφών ανά λεπτό. Ο δείκτης παροχής καυσίμου δείχνει την παροχή ροής καυσίμου συνήθως σε rounds ανά ώρα.

Η πτέρωση του έλικα ενός ελικοστροβιλοκινητήρα σταθερού άξονα και σταθερής ταχύτητας εκτελείται συνήθως με το μοχλό χειρισμού. Σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα του τύπου αυτού, δημιουργείται σοβαρό πρόβλημα από την αυξημένη οπισθέλκουσα του κινητήρα. Μπορεί να δημιουργήσει μια σειρά προβλημάτων στον έλεγχο ενός δικινητήριου αεροσκάφους, εκτός εάν η βλάβη εντοπισθεί πολύ γρήγορα και πτερωθεί ο έλικας. Για το λόγο αυτό ο κινητήρας του τύπου αυτού είναι εξοπλισμένος με αισθητήρα αρνητικής ροπής. Η συνθήκη αρνητικής ροπής εμφανίζεται όταν η ροπή

του έλικα περιστρέφει τον κινητήρα, ενώ αυτόματα μεγαλώνει το βήμα του έλικα για να μειωθεί η οπισθέλκουσα του. Το σύστημα αίσθησης αρνητικής ροπής περιορίζει τη ροπή που παραλαμβάνει ο κινητήρας από τον έλικα που περιστρέφεται ελεύθερα και μειώνει την οπισθέλκουσα του αεροσκάφους. Μετακινεί αυτόματα τα πτερύγια του έλικα σε θέση πτέρωσης, μόλις διαπιστώσει απότομη – στιγμιαία απώλεια ώσης στη διάρκεια της πτήσης. Ουσιαστικά, είναι ένα εφεδρικό σύστημα έκτακτης ανάγκης σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα. Δεν είναι ένα βοηθητικό σύστημα ή σύστημα που αντικαθιστά το σύστημα πτέρωσης το οποίο ελέγχεται από το μοχλό χειρισμού στο χειριστήριο.

Διαιρετός άξονας / κινητήρας με ελεύθερο στρόβιλο. Στον κινητήρα του τύπου αυτού, ο έλικας λαμβάνει κίνηση από ξεχωριστό στρόβιλο μέσω ενός υποπολλαπλασιαστή. Ο έλικας δεν λαμβάνει κίνηση από τον άξονα του βασικού κινητήρα. Σε αντίθεση με τον κινητήρα σταθερού άξονα, στον κινητήρα αυτόν ο έλικας μπορεί να πτερωθεί στην πτήση ή στο έδαφος ενώ ο βασικός κινητήρας μπορεί να εξακολουθεί να λειτουργεί κανονικά. Η σχεδίαση και η κατασκευή που επιτρέπει στον πιλότο να επιλέγει τις επιθυμητές στροφές ανά λεπτό του έλικα ανεξάρτητα από τις στροφές ανά λεπτό του βασικού κινητήρα.

Η λειτουργία του έλικα και του κινητήρα ελέγχεται με τρεις μοχλούς για κάθε κινητήρα, το μοχλό ισχύος, το μοχλό του έλικα και το μοχλό του χειριστηρίου. Ο μοχλός ελέγχου χρησιμεύει για τον έλεγχο της ισχύος του κινητήρα από τις ελάχιστες έως τις μέγιστες στροφές ανά λεπτό. Ο μοχλός του έλικα χρησιμοποιείται συμβατικά και ελέγχει τους έλικες σταθερής ταχύτητας μέσω του κύριου ρυθμιστή. Οι στροφές του έλικα σε κανονική λειτουργία κυμαίνονται από 1.500 έως 1900 ανά λεπτό. Ο μοχλός χειριστηρίου ελέγχει την παροχή καυσίμου του κινητήρα. Όπως και στον εμβολοφόρο κινητήρα είναι τοποθετημένος δεξιά στη διάταξη των χειριστηρίων ελέγχου του κινητήρα. Στον ελικοστροβιλοκινητήρα ο μοχλός χειριστηρίου λειτουργεί, ουσιαστικά ως βαλβίδα παροχής και διακοπής (on / off) καυσίμου, δηλ. δεν έχει τη δυνατότητα να ρυθμίζει την παροχή καυσίμου. Είναι δύο θέσεων HIGHIDLE και LOWIDLE για λειτουργία στο έδαφος. Η ρύθμιση της παροχής καυσίμου εκτελείται αυτόνομα από μία διάταξη ελέγχου καυσίμου.

Τα όργανα ελέγχου και ενδείξεων της λειτουργίας του προωθητικού συστήματος για τα αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα διαιρετού άξονα / ελεύθερου στροβίλου είναι τα ακόλουθα:

- δείκτης θερμοκρασίας στροβίλου
- δείκτης ροπής
- δείκτης στροφών έλικα
- δείκτης παροχής καυσίμου
- δείκτης θερμοκρασίας / στροφών ελαίου

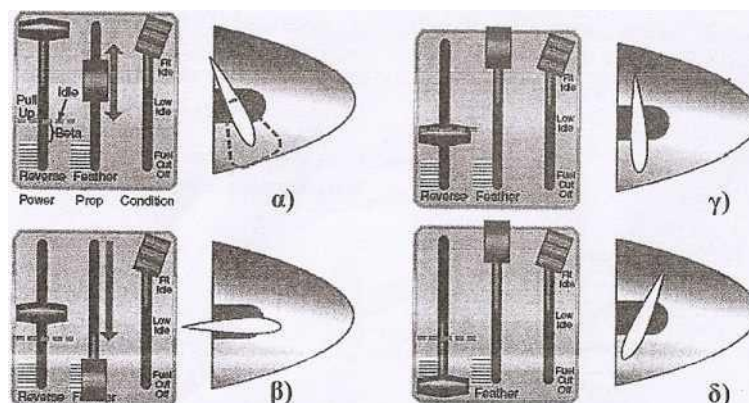
Ο δείκτης θερμοκρασίας δείχνει την εκάστοτε θερμοκρασία του αέρα μεταξύ του συμπιεστή στροβίλου και του στροβίλου και του στροβίλου ισχύος. Το όργανο ενδείξεως ροπών ανταποκρίνεται στις κινήσεις του μοχλού ισχύος και δείχνει συνήθως σε ft/lb τη ροπή που ασκείται στον άξονα του έλικα. Λόγω του ελεύθερου στροβίλου, ο άξονας του έλικα δεν έρχεται σε άμεση επαφή με τον άξονα του στροβίλου του συμπιεστή. Συνεπώς απαιτούνται δύο όργανα ένδειξης στροφών, ένα για τον έλικα και ένα για τον στρόβιλο του συμπιεστή. Το στροφόμετρο του έλικα δείχνει απευθείας τις στροφές τις εκατό ποσοστό των μέγιστων στροφών του. Ο δείκτης θερμοκρασίας και το όργανο ένδειξης ροπής χρησιμοποιούνται στη φάση απογείωσης. Στη φάση αναρρίχησης και πλεύσης χρησιμοποιούνται το όργανο ένδειξης ροπών και το στροφόμετρο του έλικα λαμβάνοντας πάντα υπόψη τα όρια θερμοκρασιών του δείκτη θερμοκρασίας.

2.35 Ανάστροφη ώση και έλεγχος <<βήτα>> ελικοστροβιλοκινητήρα

Η ώση του έλικα σε συγκεκριμένη ταχύτητα και συγκεκριμένο ύψος πτήσης είναι μία συνάρτηση της γωνίας προσβολής των πτερυγίων του έλικα και της γωνιακής ταχύτητας του. Η γωνία προσβολής των πτερυγίων μεταβάλλεται με το βήμα του έλικα. Με αυξανόμενη ταχύτητα πτήσης απαιτείται αύξηση του βήματος των πτερυγίων. Η πτέρωση επιτυγχάνεται για το μέγιστο βήμα του έλικα και η ώση του κινητήρα είναι μηδενική. Υπάρχει μια γωνία (βήμα) πτερυγίων που συνήθως χαρακτηρίζεται ως <<επίπεδο βήμα>> στο οποίο ελαχιστοποιείται η οπισθέλκουσα του έλικα και μηδενίζεται η ώση του.

Στη συνθήκη αναστροφής ώσης, ο άξονας του έλικα / κινητήρα περιστρέφεται στη ίδια φορά με αυτήν της κανονικής πτήσης. Απλώς τα πτερύγια έχουν <<ευθυγραμμισθεί>> με τη ροή του αέρα αντίστροφα, δηλ. το βήμα τους είναι αντίστροφο από αυτό της κανονικής πτήσης. Έτσι αναστρέφεται η ώση του έλικα και το αεροσκάφος επιβραδύνεται. Ο κινητήρας παρέχει ισχύ όπως στην κανονική πτήση.

Στα αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα, με σκοπό την παροχή επαρκούς ισχύος για τη πτήση, ο μοχλός ελέγχου ισχύος τοποθετείται σε μια θέση ενδιάμεσα της <<lightidle ή highidle>> και μέγιστης. Στη θέση αυτή του μοχλού ισχύος μία διάταξη ελέγχου καυσίμου ρυθμίζει την παροχή καυσίμου στον κινητήρα. Ο ρυθμιστής του έλικα επιλέγει και ρυθμίζει το εκάστοτε απαιτούμενο βήμα του έλικα και διατηρεί σταθερές στροφές ανά λεπτό στον έλικα / κινητήρα (συνθήκη σταθερής ταχύτητας). Η συνθήκη αυτή ελέγχου του βήματος του έλικα χαρακτηρίζεται ως <<Άλφα>>. Ο πιλότος στα αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα έχει τη δυνατότητα να τοποθετήσει το μοχλό ισχύος πίσω από τη θέση <<lightidle ή highidle>>. Στην περίπτωση αυτή το βήμα των πτερυγίων του έλικα ελέγχεται απευθείας από το μοχλό ελέγχου ισχύος, δηλ. από τον πιλότο. Η συνθήκη αυτή ελέγχου του βήματος του έλικα χαρακτηρίζεται ως <<Βήτα>>.



Μοχλοί ελέγχου

Σχήμα 7.11 Χαρακτηριστικές γωνίες βήματος έλικα α) κανονική πτήση β) πτέρωση (μέγιστο εμπρόσθιο βήμα) γ) <<επίπεδο βήμα>> (μηδενική ώση) δ) ανάστροφο βήμα (αναστροφής ώσης)

Στη συνθήκη ελέγχου βήματος <<Βήτα>>, όταν ο πιλότος μετακινεί το μοχλό ισχύος προς τα πίσω μειώνεται συνεχώς το βήμα των πτερυγίων, αρχικά λαμβάνει το μέγιστο <<επίπεδο βήμα>>, εν συνεχεία αποκτά αρνητικό βήμα και στο τέλος αποκτά το βήμα ανάστροφη ώσης. Αντιθέτως, στον ελικοστροβιλοκινητήρα με σταθερό άξονα / σταθερή ταχύτητα οι στροφές ανά λεπτό του κινητήρα διατηρούνται σχεδόν σταθερές καθώς το βήμα των πτερυγίων λαμβάνει αρνητικές τιμές. Γενικά, η λειτουργία σε συνθήκη <<Βήτα>> και ανάστροφη ώση απαιτεί εξοικείωση και εκπαίδευση των πιλότων στον κάθε τύπο αεροσκάφους.

2.36 Συγχρονισμός έλικα

2.36.1 Εισαγωγή

Ο όρος συγχρονισμός έλικας χρησιμοποιείται στα αεροσκάφη με δύο διαφορετικές έννοιες. Αρχικά χρησιμοποιήθηκε στα παλαιά εμβολοφόρα μαχητικά αεροσκάφη του πρώτου παγκόσμιου πολέμου. Τα αεροσκάφη αυτά είχαν κινητήρα έλξης μπροστά στο ρύγχος του αεροσκάφους. Επίσης, στο ρύγχος του αεροσκάφους ήταν εγκατεστημένο το πυροβόλο όπλο, τα βλήματα του οποίου μετά την έξοδό τους από το όπλο έπρεπε να διέλθουν από το δίσκο του περιστρεφόμενου έλικα χωρίς να προσπίπτουν στα πτερύγια του. Έτσι αναπτύχθηκε το πρώτο σύστημα συγχρονισμού πυροβόλου όπλου και έλικας.

Σήμερα ο όρος συγχρονισμός χρησιμοποιείται στα ελικοφόρα πολυκινητήρια αεροσκάφη και αφορά το μηχανισμό μείωσης του θορύβου και των κραδασμών από τη μη συγχρονισμένη λειτουργία των κινητήρων μεταξύ τους.

2.36.2 Μέθοδοι ελέγχου θορύβου και δονήσεων στα αεροσκάφη

Όταν οι έλικες στα πολυκινητήρια αεροσκάφη λειτουργούν μη συγχρονισμένα δημιουργούν θόρυβο στο θάλαμο επιβατών και δονήσεις – κραδασμούς στο αεροσκάφος. Κάθε πτερύγιο κατά την περιστροφή του δημιουργεί διαταραχές στη ροή και μικρές δονήσεις. Επίσης, ακόμη και μικρές αποκλίσεις από την τέλεια ζυγοστάθμιση του στροφείου του κινητήρα δημιουργούν δονήσεις στον άξονα περιστροφής του έλικα. Οι δονήσεις αυτές μεταφέρονται στη δομή του αεροσκάφους και την καταπονούν. Ο θόρυβος και οι δονήσεις αυτές μπορεί να είναι ανεκτοί σε πτήσεις μικρής διάρκειας, όμως κουράζουν και ενοχλούν το πλήρωμα και τους επιβάτες σε πτήσεις μεγάλης διάρκειας.

Διαχρονικά έχουν χρησιμοποιηθεί διάφορες μέθοδοι για τη μείωση του επιπέδου θορύβου και των δονήσεων στα αεροσκάφη. Ορισμένες μέθοδοι μείωσης αποκλειστικά του επιπέδου θορύβου χρησιμοποιούν ηλεκτρικές συσκευές. Συνήθως τοποθετούνται μικρόφωνα για τον προσδιορισμό του επιπέδου θορύβου στο χώρο επιβατών. Μετά τον προσδιορισμό του επιπέδου θορύβου προβαίνουν σε ανάλυση του και αποστέλλουν ηλεκτρικά σήματα αρνητικής φάσης τα οποία με τη βοήθεια μεγάφωνων, εγκατεστημένων σε κατάλληλα σημεία του θαλάμου επιβατών, επιδιώκουν να μειώσουν το αρχικό επίπεδο θορύβου. Η μείωση του επιπέδου θορύβου με τη μέθοδο αυτή θεωρείται ικανοποιητική. Η μέθοδος αυτή δεν επηρεάζει τις δονήσεις του αεροσκάφους.

Διαχρονικά έχουν χρησιμοποιηθεί συμβατικά συστήματα μείωσης ταυτόχρονα του επιπέδου θορύβου και των δονήσεων. Τα συστήματα αυτά επιδιώκουν συγχρονισμό φάσεων. Ορισμένα επιδιώκουν να διατηρήσουν σταθερή σχέση φάσης της γωνίας των διαφόρων πτερυγίων των ελίκων στη διάρκεια μιας συγκεκριμένης πτήσης, π.χ. πλευση, αναρρίχηση, κ.τ.λ. Η γωνία φάσης προεπιλέγεται έτσι ώστε ο μηχανισμός να ακυρώνει, όταν απαιτηθεί, είτε τη μείωση θορύβου είτε τη μείωση δονήσεων. Το σύστημα συγχρονισμού που απαιτείται για τη διατήρηση σταθερής φάσης γωνίας πτερυγίων πρέπει να είναι πολύ μεγάλης ακρίβειας και ευστάθειας. Σημειώνεται ότι η απαιτούμενη φάση γωνίας πτερυγίων εξαρτάται από την εκάστοτε εγκατάσταση του έλικα και τις εκάστοτε συνθήκες πτήσης, ιδιαίτερα τις στροφές ανά λεπτό του έλικα. Τα πρωτοπόρα αυτά συστήματα χρησιμοποιούν

μηχανισμούς συγχρονισμού προεπιλεγμένων πιθανών φάσεων γωνίας πτερυγίων που προκύπτουν από πειραματικές δοκιμές σε συγκεκριμένους τύπους αεροσκαφών για συγκεκριμένες φάσεις πτήσης. Κατά συνέπεια δεν επιτυγχάνουν ακριβώς την απαιτούμενη φάση της γωνίας πτερυγίων στην εκάστοτε συνθήκη πτήσης, διότι οι συνθήκες πτήσης και οι στροφές ανά λεπτό του έλικα μεταβάλλονται στις διάφορες φάσεις πτήσης. Δηλ. τα συστήματα αυτά συγχρονισμού φάσεων δεν ανταποκρίνονται πλήρως στις εκάστοτε συνθήκες πτήσης. Για το λόγο αυτό δεν έχουν την επιθυμητή μείωση επιπέδου θορύβου και των δονήσεων στο αεροσκάφος. Επίσης, λόγω της ακύρωσης ή ενίσχυσης της μίας εκ των δύο λειτουργιών (θόρυβος – δονήσεις) των συστημάτων αυτών συγχρονισμού φάσεων μπορεί να εμφανισθεί μείωση θορύβου σε ένα τμήμα του θαλάμου επιβατών και αύξηση σε άλλο τμήμα. Κατά συνέπεια το σύστημα συγχρονισμού θα έπρεπε να επιλέγει τις φάσεις γωνίας πτερυγίων στις οποίες δεν θα εμφανισθεί ταυτόχρονα μείωση του θορύβου στο ένα τμήμα του θαλάμου επιβατών και αύξηση στο άλλο.

Από τα ανωτέρω προέκυψε η αναγκαιότητα ανάπτυξης συστημάτων συγχρονισμού φάσεων που λαμβάνουν υπόψη τα εκάστοτε επίπεδα θορύβου και δονήσεων, δηλ. δεν λειτουργούν με προεπιλεγμένες φάσεις γωνίας πτερυγίων. Τα εξελιγμένα αυτά συστήματα συγκεντρώνουν περιοδικά τα επίπεδα θορύβου και δονήσεων του θαλάμου επιβατών, τα αναλύουν και προσδιορίζουν την εκάστοτε βέλτιστη φάση γωνίας πτερυγίων του έλικα, δηλ. προσαρμόζονται στις πραγματικές συνθήκες πτήσης. Τα συστήματα αυτά είναι γνωστά ως ενεργά συστήματα ελέγχου θορύβου και δονήσεων.

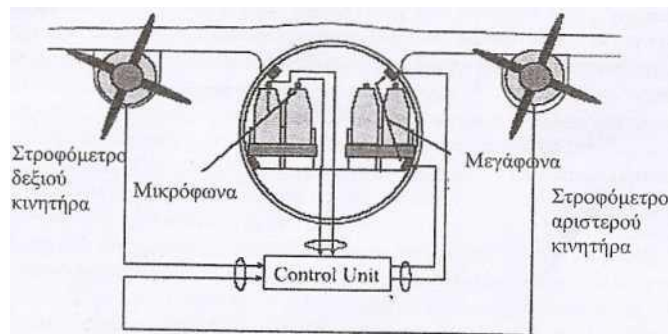
2.36.3. Ενεργός έλεγχος θορύβου αεροσκαφών

Ο έλικας είναι η κύρια πηγή θορύβου αρμονικής χαμηλής συχνότητας στο θάλαμο επιβατών στα ελικοφόρα αεροσκάφη. Ιδιαίτερα οι πρώτες τρεις από τις τέσσερις αρμονικές της συχνότητας διέλευσης πτερυγίου (ΣΔΠ) είναι οι πιο ενοχλητικές. Ο θόρυβος μεταδίδεται από τους έλικες στο θάλαμο επιβατών με διάφορους τρόπους. Τα πτερύγια του έλικα δημιουργούν πολύ μεγάλες διακυμάνσεις πίεσης στο επίπεδο περιστροφής τους έξω από την άτρακτο. Οι διακυμάνσεις αυτές πίεσης δημιουργούν θορύβους που μεταφέρονται στο εσωτερικό του θαλάμου επιβατών. Ο τρόπος μετάδοσης του θορύβου εξαρτάται από τη συχνότητα του και επηρεάζει το επίπεδο θορύβου στο θάλαμο επιβατών διαφορετικά. Ο θόρυβος από τις ΣΔΠ μεταδίδεται σχεδόν σε όλο το θάλαμο επιβατών, ενώ οι αρμονικές τείνουν να διεγείρουν κυρίως το επίπεδο περιστροφής του έλικα.

Οι κραδασμοί των κινητήρων μεταδίδονται μέσω της βάσης στήριξης τους στη δομή της πτέρυγας η οποία με τη σειρά της μεταφέρει τους κραδασμούς στην άτρακτο. Οι στρόβιλοι των πτερυγίων του έλικα διεγείρουν το οριζόντιο ουραίο πτέρωμα, το οποίο με τη σειρά του μεταφέρει τις δονήσεις σε όλο το ουραίο πτέρωμα.

Η αξιοποίηση μεθόδων παθητικής μείωσης θορύβου είναι πολύ περιορισμένη στα αεροσκάφη λόγω του πολύ μικρού φάσματος συχνοτήτων, συνήθως από 80 έως 450 Hz. Το τοίχωμα της άτρακτου του αεροσκάφους είναι κατασκευασμένο από λεπτά ελάσματα αλουμινίου με πολύ μικρή απώλεια μετάδοσης. Η απώλεια μετάδοσης μπορεί να αυξηθεί σημαντικά με τη χρήση συντονισμένων διατάξεων απόσβεσης. Μια συντονισμένη διάταξη απόσβεσης είναι ένα μηχανικό σύστημα συντονισμού που αποτελείται από μια μάζα και ένα ελατήριο με πολύ μεγάλο συντελεστή απώλειας. Η διάταξη απόσβεσης είναι συντονισμένη σε μια συχνότητα, συνήθως την συχνότητα διέλευσης πτερυγίου (ΣΔΠ) σε συνθήκες ταχύτητας πλεύσης ή σε μια από τις αρμονικές της. Με την εγκατάσταση πολλών διατάξεων απόσβεσης είναι δυνατό να επιτευχθεί μείωση θορύβου σ' ένα ευρύτερο φάσμα συχνοτήτων. Το κύριο μειονέκτημα της συντονισμένης διάταξης απόσβεσης είναι το αυξημένο βάρος της, το οποίο μπορεί να υπερβεί το βάρος ενός μέσου επιβάτη. Το επιπρόσθετο αυτό βάρος είναι απαγορευτικό για μικρά – μεσαία αεροσκάφη των 20 – 30 επιβατών. Επίσης, περιορίζεται η απόδοση της διάταξης σε μια συγκεκριμένη συνθήκη πτήσης.

Το ενεργό σύστημα ελέγχου θορύβου έχει πολύ περισσότερες δυνατότητες και είναι πιο αποτελεσματικό. Η μείωση του επιπέδου θορύβου είναι πολύ μεγαλύτερη από αυτήν της συντονισμένης διάταξης απόσβεσης. Επίσης, ο συγχρονισμός με τους κινητήρες διασφαλίζεται σε όλη τη διάρκεια και τις φάσεις πτήσης του αεροσκάφους. Τέλος, το βάρος της εγκατάστασης ενεργού συστήματος ελέγχου θορύβου είναι σημαντικά μικρότερο από το βάρος της συντονισμένης διάταξης απόσβεσης.



Σχήμα 8.1 Τυπικό ενεργό σύστημα ελέγχου θορύβου αεροσκάφους

Η τεχνολογία του ενεργού συστήματος ελέγχου θορύβου αναπτύχθηκε και εξελίχθηκε με θεωρητική έρευνα και πειραματικές μετρήσεις στη δεκαετία του 1980 και 1990. Το πρώτο αεροσκάφος με ελικοστροβιλοκινητήρα στο οποίο χρησιμοποιήθηκε το ενεργό σύστημα ελέγχου θορύβου είναι το SAAB 340 (1994). Στο σχήμα 8.1 απεικονίζεται ένα τυπικό σύστημα ελέγχου θορύβου.

Το ενεργό σύστημα ελέγχου θορύβου χρησιμοποιεί μεγάφωνα για τη δημιουργία αντιθορύβου και ως αισθητήρες θορύβου χρησιμοποιεί μικρόφωνα. Τα μικρόφωνα τοποθετούνται συνήθως στην πλάτη των καθισμάτων των επιβατών. Επίσης, ο θόρυβος που δημιουργείται από τις δονήσεις της ατράκτου μπορεί να μειωθεί με την εγκατάσταση αντιδονητών στο τοίχωμα της ατράκτου. Οι διατάξεις δονούνται με ελεγχόμενα σήματα που τις αποστέλλονται και μειώνουν τη διανομή των δονήσεων της ατράκτου με συνέπεια τη μείωση του θορύβου στο θάλαμο επιβατών. Το σύστημα αυτό είναι γνωστό ως ενεργός δομικός ακουστικός έλεγχος. Τα τελευταία έτη καταβάλλονται προσπάθειες αξιοποίησης του στα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα για τη μείωση του θορύβου που προέρχεται από τα μη ζυγοσταθμισμένα τμήματα του στροβιλοκινητήρα.

Τέλος, ιδιαίτερο ενδιαφέρον έχει η τεχνολογία των **σιωπηλών καθισμάτων και ενεργών κασκών**. Το σιωπηλό κάθισμα μειώνει τοπικά το επίπεδο του θορύβου γύρω από τη κεφαλή του επιβάτη με μεγάφωνο στο προσκέφαλο του καθίσματος. Το κύριο πλεονέκτημα της ενεργούς κάσκας είναι το πολύ μικρό κόστος προμήθειας της συγκριτικά με ενεργό σύστημα ελέγχου θορύβου.

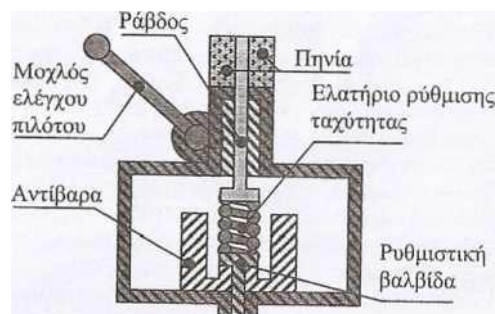
2.36.4. Σύστημα ενεργού ελέγχου θορύβου

Το σύστημα ενεργού ελέγχου θορύβου μειώνει το θόρυβο με τη δημιουργία αντί-θορύβου της ίδιας και αντίθετης έντασης με το ανεπιθύμητο ακουστικό κύμα που πρέπει να εξαλειφθεί. Λειτουργεί πολύ αποτελεσματικά σε μικρούς, όπως τα ακουστικά στις κάσκες. Σε μεγαλύτερους χώρους, όπως ο θάλαμος επιβατών απαιτούνται μεγάλα μεγάφωνα ή πολλά μικρά μεγάφωνα τα οποία αυξάνουν το βάρος του αεροσκάφους και καταλαμβάνουν πολύτιμο χώρο.

Στα πολυκινητήρια ελικοφόρα αεροσκάφη επιδιώκεται ο θόρυβος από τον ένα κινητήρα να συντονισθεί για να παράγει ακουστικό κύμα που μειώνει το θόρυβο ενός άλλου κινητήρα του αεροσκάφους. Σε κανονικές συνθήκες λειτουργίας τα επίπεδα θορύβου όλων των κινητήρων του αεροσκάφους είναι όμοια μεταξύ τους. Κατά συνέπεια απαιτείται η ρύθμιση της φάσης του ενός έλικα για να παράγει θόρυβο που ακυρώνει το θόρυβο ενός άλλου κινητήρα. Ο έλεγχος της φάσης κινητήρα

– έλικα επιτυγχάνεται με μια ηλεκτρομηχανική διάταξη που ονομάζεται **διάταξη συγχρονισμού φάσεων**. Τα περισσότερα αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα έχουν διάταξη συγχρονισμού φάσεων η οποία καθορίζει σταθερές σχέσεις γωνίας φάσης – έλικα οι οποίες προκαθορίζονται από τον κατασκευαστή. Δυστυχώς όπως προαναφέρθηκε στην παράγραφο 8.3, οι προκαθορισμένες αυτές γωνίες φάσεις δεν είναι ακουστικά βελτιστοποιημένες για μέγιστη μείωση του επιπέδου θορύβου σε όλες τις φάσεις πτήσης του αεροσκάφους.

Ο βέλτιστος έλεγχος των σχέσεων γωνίας φάσης των κινητήρων ενός πολυκινητήριου ελικοφόρου αεροσκάφους, όπως το C-130, επιτυγχάνεται με ελεγχόμενο ή ενεργό σύστημα συγχρονισμού φάσεων. Τα συστήματα αυτά αναπτύχθηκαν τη τελευταία δεκαετία και πέτυχαν μείωση θορύβου στα 10-15 dB. Στις επόμενες παραγράφους περιγράφονται συμβατικά συστήματα συγχρονισμού φάσεων αεροσκαφών.



Σχήμα 8.2 Ρυθμιστής έλικας με επιλογή συγχρονισμού στροφών

2.36.5 Συμβατικά συστήματα συγχρονισμού στροφών και φάσεων

Πολλά πολυκινητήρια ελικοφόρα αεροσκάφη φέρουν σύστημα συγχρονισμού στροφών και φάσεων για τη μείωση του θορύβου που παράγεται από τον έλικα και την αλληλεπίδραση του έλικα και της ατράκτου του αεροσκάφους. Ο συγχρονισμός των στροφών και των φάσεων επιτυγχάνεται από διατάξεις που εγκαθίστανται στο ρυθμιστή ταχύτητας (στροφών) του έλικα. Η εγκατάσταση συγχρονισμού στροφών έλικας σε ένα πολυκινητήριο αεροσκάφος, επιδιώκει τη μείωση – εξάλειψη του θορύβου και των κραδασμών που παράγονται από τους έλικες λόγω της διαφοράς των στροφών ανά λεπτό ακόμη και όταν η διαφορά αυτή είναι πολύ μικρή. Το σύστημα συγχρονισμού στροφών έλικας συνήθως χαρακτηρίζεται απλώς ως σύστημα συγχρονισμού έλικας και κύρια αποστολή του είναι η λειτουργία των ελίκων με την ίδια ακριβώς γωνιακή ταχύτητα. Ο ρυθμιστής του έλικα του συστήματος συγχρονισμού στροφών φέρει μια διάταξη από ηλεκτρομαγνήτες που φροντίζουν αυτόματα να έχουν οι έλικες την ίδια πάντοτε ταχύτητα. Ορισμένοι συγχρονισμένοι ρυθμιστές ταχύτητας αντί για ηλεκτρομαγνήτες φέρουν αντίβαρα μεγάλης ακρίβειας θέσης που αυξάνουν τις στροφές του <<αργού>> έλικα έως ότου γίνουν ίσες με τις στροφές του <<γρήγορου>> έλικα.

Στο σχήμα 8.2 απεικονίζεται ένας ρυθμιστής έλικας με ηλεκτρομαγνήτες για το συγχρονισμό στροφών. Φέρει εσωτερικά ένα πηνίο μεταξύ της ρυθμιστικής βαλβίδας και των αντίβαρων. Όταν το σύστημα ενεργοποιείται το πηνίο ασκεί ηλεκτρομαγνητική δύναμη στα αντίβαρα με συνέπεια την πολύ μικρή μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας. Με τη μετακίνηση της ρυθμιστικής βαλβίδας μεταβάλλονται οι στροφές ανά λεπτό του έλικα. Ο Η/Υ του συστήματος συγχρονισμού στροφών λαμβάνει σήματα στροφών ανά λεπτό από κάθε κινητήρα του αεροσκάφους και μεταβάλλει την τάση των πηνίων κάθε ρυθμιστή έλικας έτσι ώστε να έχουν τις ίδιες στροφές ανά λεπτό. Σε ένα πολυκινητήριο αεροσκάφος το σύστημα συγχρονισμού στροφών έχει επιλέξει έναν κινητήρα ως <<κύριο>> κινητήρα,

δηλ. ως κινητήρα αναφοράς στροφών έλικας. Ο ρυθμιστής έλικας κάθε κινητήρα ρυθμίζει τις στροφές του σύμφωνα με τις εκάστοτε στροφές του κύριου κινητήρα. Όταν ο πιλότος του αεροσκάφους αλλάζει τις στροφές του κύριου κινητήρα το σύστημα συγχρονισμού στροφών απενεργοποιείται και επιδιώκει όλοι οι κινητήρες να αποκτήσουν τις ίδιες στροφές. Το σύστημα συγχρονισμού στροφών τίθεται αυτόματα εκτός λειτουργίας στην απογείωση, προσγείωση και σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα.

Οι σύγχρονοι έλικες εκτός από το σύστημα συγχρονισμού στροφών έχουν και σύστημα συγχρονισμού φάσεων, το οποίο ουσιαστικά είναι μια περαιτέρω εξέλιξη του συστήματος συγχρονισμού στροφών. Το σύστημα συγχρονισμού φάσεων δεν ρυθμίζει – συγχρονίζει μόνο τις στροφές των ελίκων των κινητήρων σε ένα πολυκινητήριο αεροσκάφος, αλλά συγκρίνει και ρυθμίζει τη σχετική θέση κάθε πτερυγίου, κάθε έλικα, κάθε κινητήρα. Δηλ. ρυθμίζει τη φάση γωνίας κάθε πτερυγίου προς τα άλλα πτερύγια με σταθερές σχέσεις. Το σύστημα συγχρονισμού φάσεων έχει εγκατεστημένο στο ρυθμιστή έλικα συνήθως ένα στροφόμετρο. Με το σύστημα συγχρονισμού φάσεων επιτυγχάνεται σημαντική μείωση του επιπέδου θορύβου που παράγεται από του έλικες των κινητήρων.

Ο συγχρονισμός των στροφών και φάσεων των ελίκων των κινητήρων ρυθμίζεται από τον πιλότο. Τα περισσότερα δικινητήρια και γενικά πολυκινητήρια αεροσκάφη έχουν ένα πολύ μικρό δείκτη μέσα ή κοντά στο στροφόμετρο με το σύμβολο ενός έλικα που στρέφεται μέσα στο δίσκο. Ο πιλότος για να συγχρονίσει τις στροφές των ελίκων των κινητήρων του αεροσκάφους ρυθμίζει τις στροφές στο στροφόμετρο έως ότου το σύμβολο του έλικα στο δίσκο να σταματήσει τη περιστροφή του. Ορισμένα αεροσκάφη έχουν <<διακόπτη – κουμπί>> το οποίο περιστρέφει ο πιλότος για συγχρονισμό φάσεων.

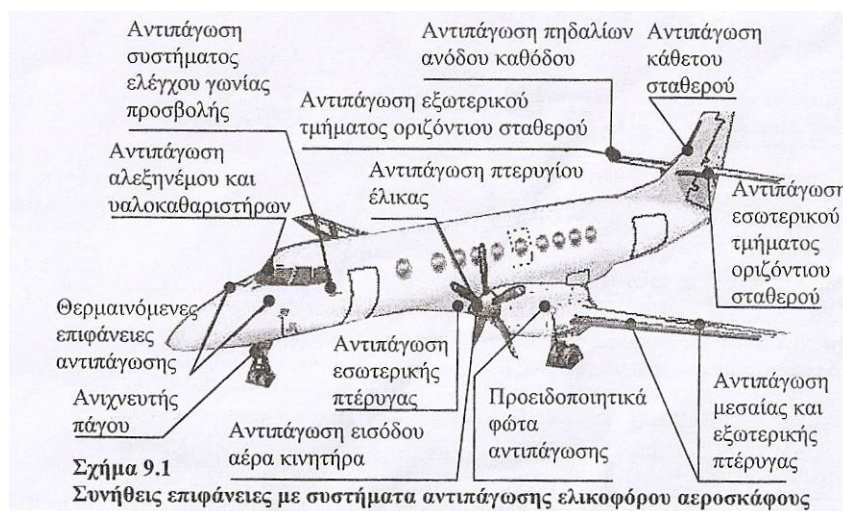
2.37. Αντιπαγωτική προστασία έλικα

2.37.1 Εισαγωγή

Ο πάγος στις επιφάνειες του αεροσκάφους μπορεί να δημιουργηθεί στο έδαφος κατά την στάθμευση και εν πτήση. Επηρεάζει δυσμενώς την πτήση του αεροσκάφους με δύο διαφορετικούς τρόπους: αλλάζει την αεροδυναμική διαμόρφωση των επιφανειών και προσθέτει ανομοιόμορφα κατανεμημένο βάρος με συνέπεια τη δυσκολία ελέγχου πτήσης του αεροσκάφους.

Οι τρόποι προστασίας από το φαινόμενο της παγοποίησης είναι οι ακόλουθοι:

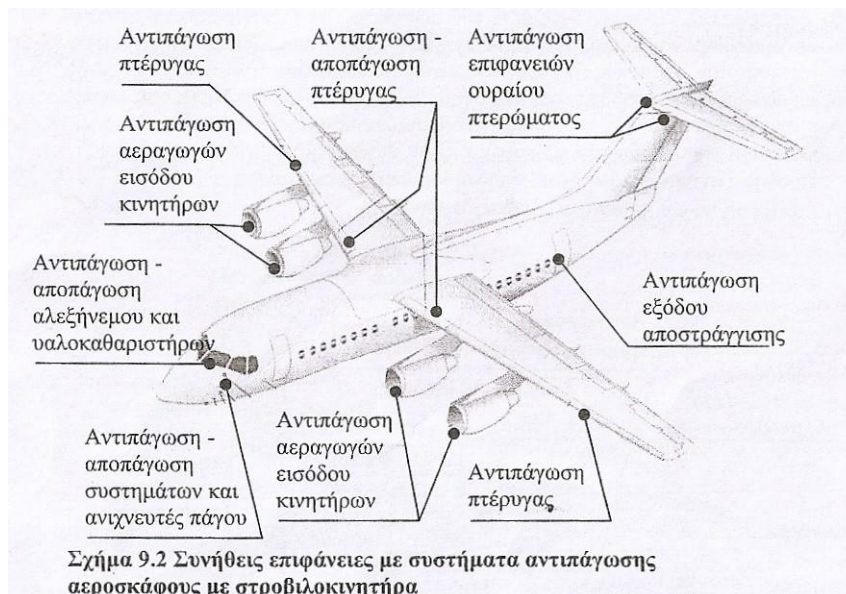
- πρόληψη σχηματισμού πάγου, γνωστή και ως αντιπαγοποίηση.
- αφαίρεση πάγου, γνωστή ως αποπαγοποίηση.



Ο πάγος αλλάζει την αεροτομή των πτερυγίων του έλικα. Η κατανομή του πάγου κατά μήκος του εκπετάσματος και της χορδής του πτερυγίου είναι ανομοιόμορφη σε όλα τα πτερύγια του έλικα. Ο σχηματισμός πάγου στα πτερύγια του έλικα έχει τις εξής συνέπειες:

- μειώνει την απόδοση του έλικα.
- λόγω της μη συμμετρικής κατανομής του πάγου ο έλικας παύει να είναι ζυγοσταθμισμένος με συνέπεια την εμφάνιση αυξημένων και καμιά φορά καταστροφικών δονήσεων.

Στα πτερύγια του έλικα δημιουργούνται οι ακόλουθοι τρεις τύποι πάγου: τραχύς πάγος, γυαλιστερός πάγος και συνδυασμός τους. Ο τραχύς πάγος σχηματίζει μια τραχιά ανομοιόμορφη επιφάνεια, επειδή το νερό παγώνει πριν προλάβει να διασκορπιστεί, λόγω της πολύ χαμηλής θερμοκρασίας. Καλύπτει συνήθως μεγάλο τμήμα της επιφάνειας. Είναι εύθραυστος όπως η πάχνη και πιο ελαφρύς από το γυαλιστερό πάγο. Σχηματίζεται όταν τα σταγονίδια της βροχής είναι μικρά. Μόλις τα σταγονίδια πέσουν στην επιφάνεια του πτερυγίου παγώνουν αμέσως πριν προλάβουν να γλιστρήσουν και πέσουν από την επιφάνεια. Επειδή μεταξύ των σταγονιδίων συγκεντρώνεται αέρας, ο τραχύς αέρας, ο τραχύς πάγος έχει την εμφάνιση μίας λευκής επιφάνειας πάχνης.



Ο γυαλιστερός πάγος, είναι μια λεία, μεγάλου σχετικά πάχους επίστρωση στα χείλη προσβολής των πτερυγίων των πτερωμάτων του αεροσκάφους. Είναι σκληρός, στιλπνός και βαρύς πάγος. Ο γυαλιστερός πάγος δημιουργείται όταν τα σταγονίδια της βροχής μετά την επαφή τους στην επιφάνεια του πτερυγίου αρχίζουν να παγώνουν, ενώ κάποιο τμήμα του νερού παγώνει και ολισθαίνει αργά στην κρύα επιφάνεια, δηλ. το νερό διασκορπίζεται πριν παγώσει πλήρως. Αυτό συμβαίνει όταν η θερμοκρασία είναι λίγο χαμηλότερη από το σημείο παγοποίησης.

Τέλος, ο τύπος συνδυασμού πάχνης και γυαλιστερού πάγου σχηματίζεται όταν τα σταγονίδια της βροχής έχουν διαφορετικό μέγεθος ή όταν τα σταγονίδια της βροχής αναμιγνύονται με χιόνι ή σωματίδια πάγου. Κάθε είδος πάγου επηρεάζει διαφορετικά την πτήση του αεροσκάφους και εγκυμονεί διαφορετικούς κινδύνους.

2.37.2 Ανίχνευση πάγου

Τα αεροσκάφη φέρουν συστήματα ανίχνευσης πάγου. Τα συστήματα ανίχνευσης πάγου μπορούν να ταξινομηθούν ανάλογα με τη χρήση τους, την εξωτερική τους διαμόρφωση, την αρχή λειτουργίας τους διαμόρφωση και την τεχνολογία που αξιοποιούν.

Με βάση τη χρήση τους διακρίνονται σε:

Βοηθητικά	Προειδοποιούν με ενδείξεις το πλήρωμα πλην όμως για τον εντοπισμό του πάγου είναι υπεύθυνο το πλήρωμα
Αυτόματα	Το σύστημα προστασίας πάγου ενεργοποιείται αυτόματα
Μη αυτόματα	Το σύστημα προστασίας πάγου ενεργοποιείται πάγου ενεργοποιείται από το πλήρωμα μετά από ένδειξη του συστήματος ανίχνευσης

Με βάση την εξωτερική τους διαμόρφωση διακρίνονται σε:

Εμφανή	Ο αισθητήρας ανίχνευσης εξέρχει από το οριακό στρώμα και το επηρεάζει αεροδυναμικά
Μη εμφανή	Ο αισθητήρας ανίχνευσης είναι μέσα στο οριακό στρώμα και δεν το επηρεάζει αεροδυναμικά

Με βάση την αρχή λειτουργίας τους διακρίνονται σε:

Οπτική ένδειξη	Οπτική ανίχνευση του σχηματισμού πάγου με τυποποιημένες ή μη οπτικές απεικονίσεις
Ανίχνευση συνθηκών παγοποίησης	Ανίχνευση παρουσίας πάγου αλλά όχι ποσότητας πάγου
Ανίχνευση σχηματισμού πάγου	Ανίχνευση πάχους πάγου ή ταχύτητας σχηματισμού πάγου
Ανίχνευση αεροδυναμικής διαταραχής	Με βάση το προσδιορισμό της διαταραχής της ροής αέρος που προκαλείται από τον πάγο
Απεικόνιση της επιφάνειας πάγου	Με βάση το σύστημα απεικόνισης της επιφάνειας του αεροσκάφους

Με βάση την τεχνολογία που χρησιμοποιούν διακρίνονται σε:

Μέθοδος	Τυπική τεχνολογία	Ταξινόμηση	Εφαρμογή
Ανίχνευση διαφορικής πίεσης	Σειρά ανιχνευτών πίεσης	Ανίχνευση κατάστασης πάγου	Σταδιακά εγκαταλείπεται

Ανίχνευση πάγου με δόνηση	Πιεζοηλεκτρικά μαγνητοσκοπικά επαγωγικά	Ανίχνευση κατάστασης πάχους και ταχύτητας σχηματισμού πάγου	Η μέθοδος με την ευρύτερη χρήση
Ανίχνευση πάγου με λανθάνουσα θέρμανση	Έλεγχος ισχύος περιοδικοί ηλεκτρικοί παλμοί	Ανίχνευση κατάστασης πάγου	Σταδιακά εγκαταλείπεται
Ανίχνευση πάγου με μικροκύματα	Διηλεκτρικά	Ανίχνευση κατάστασης πάγου	Σε εξέλιξη
Ηλεκτρομαγνητική ανίχνευση πάγου	Ηλεκτρομαγνητική πηγή (οπτική, υπέρθεση, laser ακτινοβολία)	Απεικόνιση επιφάνειας	Σε εξέλιξη
Ανίχνευση πάγου με ηχητικούς παλμούς	Πιεζοηλεκτρικοί μετατροπείς	Ανίχνευση κατάστασης πάχους και ταχύτητας σχηματισμού πάγου	Σε εξέλιξη
Τηλεπισκόπηση	Ραντάρ αεροσκάφους, ραντάρ εδάφους, δορυφόρος	Ανίχνευση κατάστασης, πάχους μπροστά από το αεροσκάφος για αποφυγή	Σε εξέλιξη

Η παγοποίηση συνήθως ανιχνεύεται οπτικά, όπως στο αλεξήνεμο, στους υαλοκαθαριστήρες, στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, στο κώνο του έλικα, κ.τ.λ. Οι ανιχνευτές πάγου συνήθως ενεργοποιούν αυτόματα το σύστημα αντιπάγωσης του αεροσκάφους. Σημειώνεται ότι το αυτόματο σύστημα ανίχνευσης πάγου δεν διαθέτουν όλα τα αεροσκάφη. Η βασική δυσκολία των συστημάτων ανίχνευσης της παρουσίας πάγου, αλλά στο ρυθμό – ταχύτητα σχηματισμού πάγου. Η μειωμένη ταχύτητα σχηματισμού πάγου είναι ιδιαίτερα σημαντική για την προστασία του αεροσκάφους από παγοποίηση. Στη παρούσα φάση αναπτύσσονται και εξελίσσονται σύγχρονα ηλεκτρονικά συστήματα ανίχνευσης της ταχύτητας σχηματισμού πάγου.

2.38 Συστήματα προστασίας από πάγο

2.38.1 Αποπάγωση εδάφους

Τα συστήματα προστασίας πάγου χρησιμεύουν για την προστασία του αεροσκάφους από την συσσωρευτή πάγου κατά την πτήση και στο έδαφος. Μπορούν να ταξινομηθούν στις ακόλουθες δύο μεγάλες κατηγορίες:

- Συστήματα αποπάγωσης. Ενεργοποιούνται μετά το σχηματισμό πάγου και τον αφαιρούν ή απομακρύνουν από τις από τις επιφάνειες του αεροσκάφους. Στα σύγχρονα αεροσκάφη το σύστημα αποπαγοποίησης έχει αντικατασταθεί από το σύστημα αντιπαγοποίησης που χρησιμοποιείται πλέον στα αεροσκάφη παλαιότερης γενιάς.

- Συστήματα αντιπάγωσης. Ενεργοποιούνται πριν ή αμέσως μετά τον σχηματισμό πάγου σε εξωτερικές μετεωρολογικές συνθήκες παγοποίησης και παρεμποδίζουν τον σχηματισμό πάγου στις εξωτερικές επιφάνειες του αεροσκάφους.

Ο πάγος που σχηματίζεται στις εξωτερικές επιφάνειες του αεροσκάφους μπορεί να είναι πολύ έντονος όταν το αεροσκάφος είναι σταθμευμένο αρκετές ώρες στο έδαφος σε συνθήκες έντονης παγοποίησης. Οι μέθοδοι αποπάγωσης στο έδαφος εξαρτώνται από τα μέσα που διαθέτει το αεροδρόμιο και είναι οι ακόλουθοι:

- Παραμονή του αεροσκάφους σε θερμαινόμενο υπόστεγο (βέλτιστη μέθοδος)
- Ψεκασμός αποπαγωγικού υγρού που περιέχει συνήθως αιθυλική αλκοόλη (τα υγρά επηρεάζουν δυσμενώς το χρώμα και τα παράθυρα του αεροσκάφους)
- Μηχανική αφαίρεση πάγου
- Θερμός αέρας (συνήθως αεραγωγοί και συμπιεστές στροβιλοκινητήρων)

2.38.2 Αντιπάγωση εν πτήση

Ο σχηματισμός πάγου στα πτερύγια του έλικα προηγείται χρονικά του σχηματισμού πάγου στην πτέρυγα και συνεπώς εντοπίζεται αμέσως από το πλήρωμα. Διακρίνονται οι ακόλουθες δύο βασικές μέθοδοι αντιπάγωσης του έλικα:

- Ψεκασμός αντιψυκτικού υγρού
- Ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία

Ψεκασμός αντιψυκτικού υγρού. Το σύστημα αποτελείται από μία δεξαμενή αντιπαγωγικού υγρού, μία αντλία, ένα φίλτρο, ένα ρεοστάτη, τη σωλήνωση και το ακροφύσιο ψεκασμού. Το αντιπαγωγικό υγρό αντλείται από τη δεξαμενή με την αντλία και μέσω των σωληνώσεων διοχετεύουν στη ρίζα του έλικα όπου ψεκάζεται από το ακροφύσιο. Η φυγοκεντρική δύναμη που αναπτύσσεται στο περιστρεφόμενο πτερύγιο του έλικα διασκορπίζει το αντιπαγωγικό υγρό κατά μήκος του χείλος προσβολής των πτερυγίων. Το σύστημα αντιπάγωσης έλικα με ψεκασμό αντιπαγωγικού υγρού χρησιμοποιήθηκε ευρέως πριν τη δεκαετία του 1960 και σταδιακά αντικαταστάθηκε από το σύστημα ηλεκτρικών θερμαντικών στοιχείων.

Αντιπάγωση – αποπάγωση με ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία. Ο σχηματισμός πάγου λαμβάνει πιο έντονα χώρα στην περιοχή της ρίζας του πτερυγίου. Από δεκαετίες τα πτερύγια του έλικα στα σύγχρονα αεροσκάφη φέρουν στη περιοχή του χείλος προσβολής ηλεκτρικό θερμαντικό στοιχείο αντιπάγωσης – αποπάγωσης. Τα θερμαντικά ηλεκτρικά στοιχεία τοποθετούνται στα πτερύγια συνήθως στη φάση κατασκευής τους. Τοποθετούνται τόσο σε μεταλλικά πτερύγια (κράματα αλουμινίου) όσο και σε πτερύγια από σύγχρονα σύνθετα υλικά. Οι διαστάσεις και το πάχος τους προσαρμόζονται στις διαστάσεις των πτερυγίων του έλικα. Αρχικά χρησιμοποιήθηκαν μεταλλικά πλέγματα, συνήθως από νικελ ή νικελ – χρώμιο. Τα σύγχρονα ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία έχουν πολύ μικρή απαίτηση ηλεκτρικής ισχύος, είναι ελαφριά, με ελάχιστη απαίτηση συντήρησης και είναι πολύ εύκολα προσαρμόσιμα.

Το σύστημα αντιπάγωσης αποτελείται από την πηγή ηλεκτρικής ενέργειας, καλωδιώσεις, τα ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία και διατάξεις ελέγχου του ηλεκτρικού συστήματος (χρονική, ηλεκτρονόμος, κ.τ.λ.). Τα θερμαντικά στοιχεία είναι τοποθετημένα εσωτερικά ή συνήθως εξωτερικά στον έλικα ή στον κώνο του έλικα.

Στο εμπόριο διατίθενται συλλογές από ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία για την εκ των υστέρων εγκατάστασή τους σε πτερυγία έλικας. Σε ένα τυπικό ηλεκτρικό θερμαντικό στοιχείο το λεπτό φύλλο αλουμινίου είναι τοποθετημένο μεταξύ ενός μονωτικού στρώματος ελαστικού ή πλαστικού, που έρχεται σε επαφή με την επιφάνεια του πτερυγίου και ενός εξωτερικού θερμικά αγωγίμου προστατευτικού στρώματος από πολυουρεθάνιο ή πολυαμίδιο. Το θερμαντικό αυτό στοιχείο διατίθεται σε μορφή ταινίας που απλώς κολλάτε επί της επιφάνειας του πτερυγίου του έλικα.

Στα μεγάλα σύγχρονα ελικοφόρα αεροσκάφη το σύστημα αντιπάγωσης – αποπάγωσης των πτερυγίων του έλικα φέρει διάφορα ηλεκτρικά θερμικά στοιχεία με διαφορετική σειρά ενεργοποίησης όπως είναι:

Προστασίας έλικας από πάγο

Σειρά ηλεκτρικών θερμαντικών στοιχείων

Προστασία εισόδου κινητήρα από πάγο

Αέρας αφαίμαξης

Πνευματικό σύστημα

Ηλεκτρικά θερμαντικά στοιχεία

Ηλεκτρικά εκτονωτικά στοιχεία

2.39 Έλεγχος συστημάτων προστασίας από πάγο

Τα σύγχρονα αεροσκάφη είναι εξοπλισμένα με σύστημα παροχής πληροφοριών και ενδείξεων, διακοπών ενεργοποίησης – απενεργοποίησης του συστήματος αντιπάγωσης και αποπάγωσης. Στο σύστημα αυτό έλεγχου είναι ενσωματωμένο και το σύστημα ανίχνευσης πάγου το οποίο είναι αυτόματο. Το σύστημα αντιπάγωσης λειτουργεί εγκαίρως και μόνο όταν απαιτείται, με συνέπεια τη μείωση της φθοράς του αλλά και τη μείωση της κατανάλωσης ηλεκτρικής ισχύος ή αέρα αφαίμαξης.

Το ηλεκτρονικό σύστημα ανίχνευσης πάγου παρέχει στο πλήρωμα στοιχεία σχηματισμού πάγου στις διάφορες κρίσιμες περιοχές του αεροσκάφους. Το σύστημα αποπάγωσης και αντιπάγωσης ελέγχεται και ρυθμίζεται από το πλήρωμα του αεροσκάφους. Για το λόγο αυτό υπάρχουν στον πίνακα οργάνων του αεροσκάφους όργανα και ενδείξεις που παρέχουν πληροφορίες στο πλήρωμα για τη λειτουργία του συστήματος και διακόπτες για τον έλεγχο του.

Σε ένα τυπικό ελαφρύ ελικοφόρο αεροσκάφος ο πιλότος έχει στον πίνακα οργάνων ακόλουθους κατ' ελάχιστων διακόπτες και φώτα προειδοποίησης:

Διακόπτης θέρμανσης έλικας – δύο θέσεων (on/off). Χρησιμοποιείται από τον πιλότο για την ενεργοποίηση / απενεργοποίηση του συστήματος αποπάγωσης – αντιπάγωσης.

Διακόπτης έντασης – δύο θέσεων High / low. Χρησιμοποιείται από τον πιλότο για την επιλογή αυξημένης ή μειωμένης θέρμανσης. Σε θερμοκρασίες περιβάλλοντος μεταξύ 0⁰C έως 16⁰C ο διακόπτης έντασης τίθεται σε θέση χαμηλής έντασης ενώ σε θερμοκρασίες μικρότερες από τους 16⁰C τίθεται σε θέση υψηλής έντασης.

Προειδοποιητικό φως δυσλειτουργίας θέρμανσης έλικας. Όταν το σύστημα αντιπάγωσης – αποπάγωσης είναι εκτός λειτουργίας δεν ανάβει προειδοποιητικό φως. Όταν το σύστημα αντιπάγωσης -αποπάγωσης είναι σε λειτουργία τότε στη μεν θέση του διακόπτη χαμηλής έντασης αναβοσβήνει αργά στη δε θέση υψηλής έντασης πιο γρήγορα. Εάν το σύστημα είναι ενεργοποιημένο αλλά δεν διέρχεται ηλεκτρικό ρεύμα από το θερμαντικό στοιχείο τότε το προειδοποιητικό φως ανάβει συνεχώς έντονα.

2.40 Συντήρηση έλικα

2.40.1 Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφεται συνοπτικά οι εργασίες συντήρησης και επισκευής των πτερυγίων του έλικα. Οι εργασίες αυτές περιγράφονται αναλυτικά και κατά βήματα στα τεχνικά εγχειρίδια συντήρησης των αεροσκαφών και συνοπτικά αφορούν :

- ζυγοστάθμιση
- ιχνηλασία
- έλεγχο διάβρωσης και αντιδιαβρωτική προστασία
- καθαρισμό
- επισκευή
- ρύθμιση

Οι εργασίες που περιγράφονται στις παραγράφους που ακολουθούν αφορούν γενικές αρχές συντήρησης των πτερυγίων του έλικα και δεν αποτελούν τεχνικές οδηγίες για όλα τα είδη πτερυγίων.

2.40.2 Ζυγοστάθμιση πτερυγίων

Τα περιστρεφόμενα στοιχεία του κινητήρα και του έλικα είναι κατασκευασμένα με πολύ μικρές ανοχές. Παρόλα αυτά μπορεί να εμφανισθούν με ζυγοσταθμισμένες συνθήκες λειτουργίας από μικρές ατέλειες με συνέπεια την εμφάνιση δονήσεων. Οι δονήσεις αυτές μπορεί να μειωθούν σημαντικά με τη ζυγοστάθμιση των πτερυγίων και του κώνου του έλικα. Γενικά, η ζυγοστάθμιση του κινητήρα μειώνει τις δονήσεις και το θόρυβο στο θάλαμο των επιβατών καθώς επίσης και τις φθορές και βλάβες σε συγκροτήματα του αεροσκάφους και του κινητήρα.

Οι δονήσεις του αεροσκάφους δεν οφείλονται όλες στη μη ζυγοσταθμισμένη λειτουργία του κινητήρα. Η ζυγοστάθμιση μάζας των περιστρεφόμενων τμημάτων του κινητήρα μειώνει τις δονήσεις του μόνο όταν το αεροσκάφος και ο κινητήρας είναι σε καλή μηχανική κατάσταση. Τα ελαττωματικά, φθαρμένα και χαλαρά στοιχεία του κινητήρα καθιστούν αδύνατη τη ζυγοστάθμιση. Τα πτερύγια του έλικα οφείλουν να υποστούν τα ακόλουθα είδη ζυγοστάθμισης:

- στατική ζυγοστάθμιση
- δυναμική ζυγοστάθμιση
- αεροδυναμική ή γεωμετρική ζυγοστάθμιση

Οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται για τα ανωτέρω τρία είδη ζυγοστάθμισης πτερυγίων διαφέρουν στους διάφορους κατασκευαστές και μπορεί να είναι απλές μηχανικές διατάξεις έως σύγχρονες ηλεκτρονικές διατάξεις.

2.40.3 Γεωμετρική ή αεροδυναμική ζυγοστάθμιση

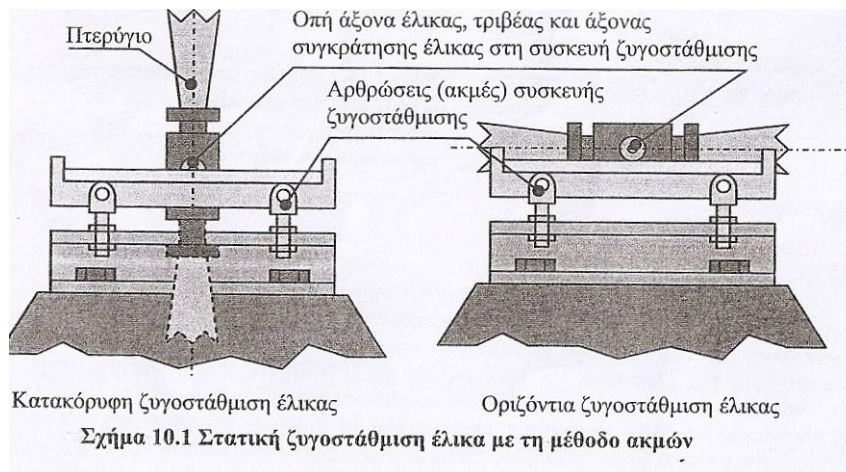
Τα πτερύγια ενός έλικα είναι αεροδυναμικά ζυγοσταθμισμένα όταν παράγουν την ίδια ώση. Η αεροδυναμική ζυγοστάθμιση διασφαλίζεται όταν τα πτερύγια έχουν την ίδια ακριβώς γεωμετρική διαμόρφωση (αεροτομή και γωνία πτερυγίου). Για το λόγο αυτό η αεροδυναμική ζυγοστάθμιση

χαρακτηρίζεται συχνά και ως γεωμετρική ζυγοστάθμιση. Η γεωμετρική ζυγοστάθμιση είναι μια μέθοδος σύγκρισης της γεωμετρικής διαμόρφωσης των πτερυγίων του έλικα μεταξύ τους για το λόγο αυτό χαρακτηρίζεται και ως <<συνταίριασμα πτερυγίων>> έλικα. Τα σημεία μέτρησης της εξωτερικής επιφάνειας των πτερυγίων πρέπει να είναι ίδια σε όλα τα πτερύγια για να διασφαλισθεί γεωμετρική ζυγοστάθμιση. Ο έλεγχος, ο ακριβής προσδιορισμός και η σύγκριση της γεωμετρικής διαμόρφωσης των πτερυγίων εκτελείται συνήθως με ιδιοσυσκευές – ιδιοκατασκευές ελέγχου ειδικές για κάθε είδος πτερυγίων. Στα ελαφρά αεροσκάφη εκτελείται και με το γωνιόμετρο πτερυγίου. Τις τελευταίες δεκαετίες έχουν αναπτυχθεί και ηλεκτρονικές συσκευές ελέγχου της γεωμετρίας των πτερυγίων σε πάρα πολλά σημεία με πολύ μεγάλη ακρίβεια και αξιολογούν αυτόματα τα αποτελέσματα των μετρήσεων.

2.40.4 Στατική ζυγοστάθμιση

Η στατική ζυγοστάθμιση είναι η μηχανική ζυγοστάθμιση του έλικα στο επίπεδο περιστροφής του. Ένας έλικας είναι στατικά ζυγοσταθμισμένος όταν το κέντρο βάρους του συμπίπτει με τον άξονα περιστροφής του. Η στατική ζυγοστάθμιση του έλικα εκτελείται πάντοτε μετά την αεροδυναμική ή γεωμετρική ζυγοστάθμιση των πτερυγίων του. Όλα τα πτερύγια του έλικα πρέπει να έχουν την ίδια γωνία πτερυγίου. Κατά συνέπεια ελέγχεται αρχικά η γωνία πτερυγίου όλων των πτερυγίων του έλικα.

Υπάρχουν διάφορες μεθοδολογίες και συσκευές στατικής ζυγοστάθμισης. Στην παράγραφο αυτή περιγράφονται δύο πολύ κλασσικές μέθοδοι.



Σχήμα 10.1 Στατική ζυγοστάθμιση έλικα με τη μέθοδο ακμών

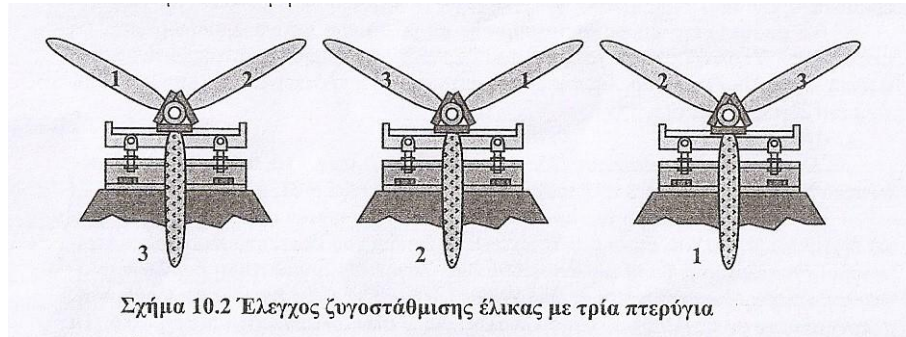
Μέθοδος ακμών. Χαρακτηρίζεται έτσι επειδή η συσκευή στατικής ζυγοστάθμισης στηρίζεται σε δύο αρθρώσεις από σκληρό χάλυβα σχήματος ακμής. Η συσκευή αυτή επιτρέπει την ελεύθερη περιστροφή του συναρμολογημένου έλικα μεταξύ των δύο βάσεων άρθρωσης. Η συσκευή ζυγοστάθμισης τοποθετείται πάνω σε μία πολύ σταθερή βάση που δεν επιτρέπει δονήσεις και σε χώρο που διασφαλίζει πλήρη νηνεμία. Οι εργασίες ζυγοστάθμισης του έλικα κατά βήματα είναι συνοπτικά οι ακόλουθες:

- τοποθετούμε τον προβλεπόμενο τριβέα στη οπή του άξονα του έλικα
- τοποθετούμε τον προβλεπόμενο άξονα στον τριβέα
- τοποθετούμε το συναρμολογημένο έλικα έτσι ώστε ο άξονας του τριβέα να επικάθεται στη βάση της συσκευής που στηρίζεται στις αρθρώσεις – ακμές.
- Ελέγχουμε την ζυγοστάθμιση του έλικα συναρμολογημένου και μάλιστα πρώτα στην κατακόρυφη θέση. Ο έλικας πρέπει να ισορροπεί, δηλ. δεν πρέπει να έχει την τάση περιστροφής. Εάν στην

κατακόρυφη θέση ο έλικας δεν ισορροπεί τότε προσθέτουμε ή αφαιρούμε βαρίδια στις προβλεπόμενες θέσεις μέχρις ότου ο έλικας ισορροπήσει πλήρως και δεν έχει τάση περιστροφής.

- Επαναλαμβάνουμε τον έλεγχο ζυγοστάθμισης σε κατακόρυφη θέση αντιστρέφοντας τη θέση των πτερυγίων (περιστροφή έλικα κατά 180 μοίρες). Δηλ. σε έλικα με δύο πτερύγια εκτελούμε δύο ελέγχους ζυγοστάθμισης κατακόρυφης θέσης.

Η μέθοδος αυτή ζυγοστάθμισης χρησιμοποιείται ευρέως, έχει μεγάλη ακρίβεια και είναι απλή και σύντομη.



Σχήμα 10.2 Έλεγχος ζυγοστάθμισης έλικας με τρία πτερύγια

Μέθοδος ανάρτησης. Στη μέθοδο αυτή ζυγοστάθμισης ο έλικας αναρτάται με σχοινί και ελέγχεται η εκκεντρότητα μεταξύ ενός δίσκου κατάλληλα συνδεδεμένου στο σχοινί και ενός κυλίνδρου προσαρμοσμένου στον έλικα. Η εκκεντρότητα καθορίζει την κατάσταση ζυγοστάθμισης του έλικα. Η μέθοδος αυτή χρησιμοποιείται σπάνια, έχει μικρότερη ακρίβεια από τη μέθοδο ακμών.

Στα μητρώο του έλικα αναφέρεται με ακρίβεια η αρχική συνθήκη ζυγοστάθμισης του έλικα. Σε κάθε ζυγοστάθμιση του έλικα πρέπει να επιδιώκεται η αρχική συνθήκη ζυγοστάθμισης ακόμη και όταν ο έλικας εγκαθίσταται σε άλλον κινητήρα ή άλλο αεροσκάφος. Η ακριβής θέση και το επιτρεπόμενο βάρος πρόσθεσης και αφαίρεσης των << βαριδίων >> ζυγοστάθμισης στον κώνο του έλικα καθορίζεται στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα. Όταν απαιτείται προσθήκη βαριδίων για τη στατική ζυγοστάθμιση του έλικα, τότε προσδιορίζεται διαφορετική θέση τοποθέτησης τους για της απαιτήσεις ελέγχου και της μόνιμης εγκατάστασης τους. Ορισμένοι κατασκευαστές έχουν προβλέψει στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα θέσεις εγκατάστασης βαριδίων αντιστάθμισης στο διάφραγμα του κώνου του έλικα. Τα βαρίδια αντιστάθμισης στερεώνονται στις προβλεπόμενες θέσεις με κοχλίες και περικόχλια. Όταν η ακτίνα της τελικής θέσης εγκατάστασης των βαριδίων αντιστάθμισης είναι μικρότερη από αυτήν του ελέγχου ζυγοστάθμισης τότε απαιτείται ο προσδιορισμός διαφορετικής ακτίνας εγκατάστασης τους ή διαφορετικό βάρος αντιστάθμισης σύμφωνα με τις αρχές ζυγοστάθμισης.

Το απαιτούμενο βάρος αντιστάθμισης σε μικρότερη ακτίνα προσδιορίζεται ως ακολούθως : υπολογίζεται το γινόμενο του βάρους αντιστάθμισης, δηλ. η ροπή. Το πηλίκο της διαίρεσης της ροπής αυτής με τη μικρότερη ακτίνα είναι το απαιτούμενο βάρος αντιστάθμισης.

Παράδειγμα

Απαιτείται η τοποθέτηση 25 gr σε ακτίνα 7 inch. Το απαιτούμενο βάρος αντιστάθμισης σε ακτίνα 5,5 inch ανέρχεται σε : $25 \times 7 / 5,5 = 31,8 \text{ gr}$

Συνήθως η κατανομή της ακτίνας κατά μήκος του κώνου αναφέρεται στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα. Επίσης, στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα αναφέρονται οι περιορισμοί εγκατάστασης βαριδίων αντιστάθμισης επιτρέπεται το πολύ σε δύο θέσεις. Τα βαρίδια αντιστάθμισης τοποθετούνται με κοχλίες φρεζάτης κεφαλής. Το απαιτούμενο βάρος αντιστάθμισης είναι το άθροισμα του βαριδίου

αντιστάθμισης, του κοχλίου και του περικοχλίου. Η οπή στο διάφραγμα του κώνου πρέπει να απέχει περίπου τέσσερις φορές τη διάμετρο της από τη φλάντζα του διαφράγματος. Επίσης, μπορεί να χρησιμοποιηθούν βαρίδια με αποκοπή τμήματός τους. Η οπή πρέπει να διανοιχτεί με το προβλεπόμενο τρυπάνι και να <<καθαρισθεί>> με ρίμα.

Σημειώνεται ότι υπάρχουν διάφορες συσκευές στατικής ζυγοστάθμισης των περυγίων του έλικα ανάλογα με τη κατηγορία του αεροσκάφους. Οι σύγχρονες συσκευές στατικής ζυγοστάθμισης είναι ηλεκτρονικές και έχουν μεγάλη ακρίβεια.

2.40.5 Δυναμική ζυγοστάθμιση

Μια βασική αρχή των περιστρεφόμενων στοιχείων είναι ότι ο άξονας περιστροφής τους πρέπει να συμπίπτει με τον κεντροβαρικό άξονα αδρανείας τους, όπως π.χ. σε έναν τροχό. Επίσης, το κέντρο βάρους του στοιχείου πρέπει να βρίσκεται στο επίπεδο περιστροφής του. Ουσιαστικά οι δυνάμεις που καταπονούν ένα περιστρεφόμενο στοιχείο και δημιουργούν κραδασμούς και δονήσεις ασκούνται σε δύο διαφορετικά επίπεδα. Η κατασκευή του έλικα διασφαλίζει κατά κανόνα τη δυναμική ζυγοστάθμιση, όταν ο έλικας είναι στατικά ζυγοσταθμισμένος. Η δυναμική ζυγοστάθμιση δεν αφορά μεμονωμένα τον έλικα αλλά το συγκροτήμα έλικας – κινητήρα. Για το λόγο αυτό εκτελείται με τον κινητήρα του αεροσκάφους εν λειτουργία, δηλ. αφορά τον έλικα μαζί με τον κινητήρα.

Η δυναμική ζυγοστάθμιση του συγκροτήματος έλικα - κινητήρα εκτελείται σήμερα με σύγχρονες ηλεκτρονικές συσκευές. Για τη διευκόλυνση της κατανόησης της αρχής λειτουργίας της μεθόδου δυναμικής ζυγοστάθμισης περιγράφεται κατωτέρω ο κλασικός τρόπος δυναμικής ζυγοστάθμισης του συγκροτήματος έλικα – κινητήρα.

Για τη δυναμική ζυγοστάθμιση του συγκροτήματος έλικα – κινητήρα απαιτούνται οι ακόλουθες βασικές συσκευές:

- Μια συσκευή μέτρησης δονήσεων
- Μια συσκευή μέτρησης της γωνιακής αναφοράς των δονήσεων
- Μια συσκευή που προσδιορίζει τα απαραίτητα βαρίδια αντιστάθμισης για τη μείωση των δονήσεων του προωθητικού συστήματος.

Οι σύγχρονες ηλεκτρονικές συσκευές δυναμικής ζυγοστάθμισης απλοποίησαν σημαντικά και ελαχιστοποίησαν τη χρονική διάρκεια εκτέλεσης της εργασίας δυναμικής ζυγοστάθμισης. Η βασική διαδικασία δυναμικής ζυγοστάθμισης είναι η ακόλουθη:

- Θέτουμε τον κινητήρα σε μια συγκεκριμένη συνθήκη (στροφές) λειτουργίας για τον προσδιορισμό των δονήσεων του
- Τοποθετούμε ένα βαρίδιο αντιστάθμισης γνωστής μάζας σε μια γνωστή θέση του κώνου του έλικα
- Θέτουμε τον κινητήρα σε λειτουργία για δεύτερη φορά με σκοπό τον προσδιορισμό της αντίδρασης του κινητήρα στο επιπρόσθετο βαρίδιο αντιστάθμισης
- Με βάση την αντίδραση του κινητήρα υπολογίζουμε το απαιτούμενο βάρος αντιστάθμισης και το τοποθετούμε στο διάφραγμα του κώνου του έλικα.

Η ακριβής μεθοδολογία δυναμικής ζυγοστάθμισης αναφέρεται για κάθε αεροσκάφος στα τεχνικά του εγχειρίδια. Παρακάτω αναφέρονται οι γενικές αρχές και πρακτικές δυναμικής ζυγοστάθμισης ελικοφόρου προωθητικού συστήματος και οδηγίες εγκατάστασης των αισθητήρων δονήσεων, των φωτοστροφόμετρων και αντανακλαστήρων.

Επιθεώρηση έλικα πριν τη ζυγοστάθμιση. Ελέγχουμε τα ακόλουθα :

- Αναζητούμε λεπτομερείς πληροφορίες δυναμικής ζυγοστάθμισης στα τεχνικά εγχειρίδια του αεροσκάφους
- Ελέγχουμε τον έλικα και διασφαλίζουμε ότι η εγκατάσταση του είναι ασφαλής και σύμφωνη με τα προβλεπόμενα στα τεχνικά εγχειρίδια
- Ελέγχουμε τα πτερύγια του έλικα για τυχόν εγκοπές, ζημιές και στρεβλώσεις
- Ελέγχουμε τον κώνο του έλικα για τυχόν ρωγμές και κακώσεις
- Οι συσκευές ζυγοστάθμισης πρέπει να είναι οι προβλεπόμενες, σε καλή λειτουργική κατάσταση και επιθεωρημένες

Εγκατάσταση συσκευών δυναμικής ζυγοστάθμισης

Αισθητήρας δονήσεων. Προσαρμόζουμε τον αισθητήρα δονήσεων στο εμπρόσθιο τμήμα του κινητήρα όσο πιο κοντά είναι εφικτό στον εμπρόσθιο τριβέα του κινητήρα. Πρέπει να απέχει αρκετά από τα περιστρεφόμενα στοιχεία του κινητήρα και η σύνδεση της καλωδίωσης του δεν πρέπει να έρχεται σε επαφή με αεροδυναμικά καλύμματα ή διαφράγματα διότι αλλοιώνουν τις ενδείξεις του μετρητή δονήσεων. Η σύνδεση της καλωδίωσης πρέπει να είναι προς τα επάνω και ποτέ εν σειρά με κύλινδρο του κινητήρα. Ο αισθητήρας δονήσεων πρέπει να είναι κάθετος και όσο είναι εφικτό πολύ κοντά στο διαμήκη άξονα του κινητήρα.

Φωτοστροφόμετρο και αντανάκλαστήρας. Προσαρμόζουμε τον αισθητήρα του φωτοστροφόμετρου στον κινητήρα ή αεροδυναμικό κάλυμμα 12 έως 18 ίντσες πίσω από τον έλικα και στη θέση <<ώρα 12>> του δείκτη του ρολογιού, εάν αυτό είναι εφικτό. Η στήριξη του αισθητήρα του φωτοστροφόμετρου πρέπει να είναι σταθερή και άκαμπτη για να τον προστατέψει από τις δονήσεις του κινητήρα.

Δρομολογούμε τις καλωδιώσεις του αισθητήρα δονήσεων και φωτοστροφόμετρου στο χώρο διακυβέρνησης μακριά από περιστρεφόμενα και ζεστά στοιχεία του κινητήρα. Περιστρέφουμε με το χέρι τον έλικα έως ότου είναι ακριβώς μπροστά από τον αισθητήρα του φωτοστροφόμετρου. Με ένα κομμάτι χαρτί αντανάκλασης διαστάσεων 2X2 ίντσες εντοπίζουμε τη κόκκινη ακτίνα του αισθητήρα του φωτοστροφόμετρου προσπίπτει στο πτερύγιο του έλικα. Στην περίπτωση αυτή, δηλ. όταν ο αισθητήρας του φωτοστροφόμετρου << βλέπει >> το χαρτί αντανάκλασης, φωτίζεται ο δείκτης ευθυγράμμισης στο πίσω μέρος του αισθητήρα του φωτοστροφόμετρου. Στη διαδικασία αυτή μπορεί να χρησιμοποιηθεί και ένας μικρός καθρέπτης. Επικολλάμε το χαρτί αντανάκλασης στο μέσο της χορδής του πτερυγίου στην κατακόρυφη θέση του όσο ανάβει το φως στον αισθητήρα.

Η μάζα του βαριδίου αντιστάθμισης για τη δυναμική ζυγοστάθμιση πρέπει να είναι αρκετά μεγάλη για να αλλάξει τις δονήσεις του έλικα αλλά αρκετά μικρή για να μην προκαλέσει βλάβη σε περίπτωση τοποθέτησης του βαριδίου σε εσφαλμένη θέση. Εάν το σύστημα δυναμικής ζυγοστάθμισης δεν έχει Η/Υ προσδιορισμού του βάρους του δοκιμαστικού βαριδίου τότε σε πρώτη προσέγγιση υπολογίζεται από τη σχέση:

Βάρος βαριδίου = [{ισχύς κινητήρα σε ίππους /10 } +30] X ίντσες ανά sec

Οι περιορισμοί και τα όρια των δονήσεων αναφέρονται παρακάτω :

Επικίνδυνο : 1,25 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Απαιτείται αφαίρεση και στατική επαναζυγοστάθμιση του έλικα

Πολύ καλό : 1,00 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Ο έλικας μπορεί να υποστεί δυναμική ζυγοστάθμιση πλην όμως απαιτείται η προσθήκη βαριδίων αντιστάθμισης μεγάλης μάζας. Απαιτείται

στατική επαναζυγοστάθμιση του έλικα. Η τυχόν λειτουργία του έλικα με το επίπεδο αυτό δονήσεων εγκυμονεί κινδύνους βλάβης.

Κακό : 0,5 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Απαιτείται δυναμική ζυγοστάθμιση του έλικα. Μακροχρόνια λειτουργία του κινητήρα με αυτό το επίπεδο δονήσεων εγκυμονεί κινδύνους εκτεταμένων βλαβών.

Λίγο κακό : 0,25 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Η δυναμική ζυγοστάθμιση θα βελτιώσει την άνεση των επιβατών.

Ικανοποιητικό : 0,15 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Είναι το μέγιστο αποδεκτό επίπεδο δόνησης μετά από τη δυναμική ζυγοστάθμιση.

Λίγο κακό : 0,25 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Η δυναμική ζυγοστάθμιση θα βελτιώσει την άνεση των επιβατών.

Καλό : 0,07 ίντσες μέγιστο εύρος δόνησης ανά sec. Ο έλικας είναι πολύ καλά δυναμικά ζυγοσταθμισμένος. Τα επίπεδα δόνησης κάτω από 0,07 δεν είναι αντιληπτά από τους πιλότους ή τους επιβάτες

Εργασίες δυναμικής ζυγοστάθμισης. Οι εργασίες δυναμικής ζυγοστάθμισης εκτελούνται πάντοτε με εμποδιστήρες πέδησης και με το αεροσκάφος σταθμευμένο σε καθαρή και σκληρή επιφάνεια. Η δυναμική ζυγοστάθμιση εκτελείται στα αεροσκάφη με έλικα σταθερής ταχύτητας (στροφών) σε χαμηλές στροφές πλεύσης ανά λεπτό. Η ταχύτητα του ανέμου δεν πρέπει να υπερβαίνει τα 20 MPH με μέγιστη ριπή από 5 έως 7 MPH. Όταν η ταχύτητα του ανέμου είναι μεγαλύτερη από 5 MPH το αεροσκάφος δεν πρέπει να είναι σταθμευμένο κοντά σε κτίριο, όχημα ή ογκώδες αντικείμενο διότι δημιουργούνται στροβιλισμοί που επηρεάζουν δυσμενώς τη δυναμική ζυγοστάθμιση. ο άνεμος πρέπει να είναι πάντοτε μετωπικός και ποτέ εγκάρσιος ή ουραίος.

Στην περίπτωση που ενώ οι εργασίες δυναμικής ζυγοστάθμισης έχουν εκτελεσθεί σωστά, δε βελτιώνεται το επίπεδο των δονήσεων του έλικα, τότε υπάρχει κάποιο μηχανικό πρόβλημα. Τα συνήθη μηχανικά προβλήματα στις περιπτώσεις αυτές είναι :

- Απαιτείται ιχνηλασία του έλικα
- Μη ζυγοσταθμισμένος στροφαλοφόρος άξονας
- Φθαρμένοι τριβείς
- Χαλαρά ή φθαρμένα στοιχεία στον κινητήρα
- Ελαττωματικά αντισταθμιστικά βαρίδια στον στροφαλοφόρο άξονα
- Χαλαρά ή φθαρμένα στοιχεία στην πλήμνη του έλικα
- Χαλαρά στοιχεία στη δομή του αεροσκάφους

Ο κινητήρας και ο έλικας ελέγχονται για δυναμική ζυγοστάθμιση κάθε 400 έως 600 ώρες λειτουργίας καθώς και μετά από κάθε επισκευή του κινητήρα. Σημειώνεται ότι τα σύγχρονα αεροσκάφη έχουν εγκαταστάσεις δυναμικής ζυγοστάθμισης εν πτήση.

2.41 Ιχνηλασία πτερυγίων

Ιχνηλασία είναι η διαδικασία προσδιορισμού των σχετικών θέσεων των ακροπτερυγίων των πτερυγίων του έλικα μεταξύ τους. Τα ίχνη όλων των πτερυγίων του έλικα οφείλουν να πλησιάζουν όσο το δυνατόν περισσότερο μεταξύ τους. Η διαφορά του ίχνους σε συγκεκριμένα σημεία που καθορίζονται από τον κατασκευαστή δεν πρέπει να υπερβαίνει τα όρια που καθορίζονται από αυτόν. Θεωρητικά όλα τα πτερύγια οφείλουν να περιστρέφονται στο ίδιο επίπεδο περιστροφής.

Οι εργασίες ελέγχου του ίχνους των πτερυγίων συνοπτικά είναι οι ακόλουθες:

- Τοποθετούμε έναν δείκτη πάνω σε βάση. Ο δείκτης μπορεί να είναι ένα λεπτό επίμηκες τεμάχιο από ξύλο ή μέταλλο. Η άκρη του δείκτη οφείλει να αγγίζει το ακροπτερύγιο του πτερυγίου N0 1.
- Περιστρέφουμε με το χέρι τον έλικα έως ότου το επόμενο πτερύγιο N0 2 βρεθεί στη θέση του πτερυγίου N0 1 πριν την περιστροφή
- Σε περίπτωση που ο δείκτης δεν αγγίζει το ακροπτερύγιο του πτερυγίου N0 2 μετράμε την απόσταση από την άκρη του δείκτη στο πλησιέστερο σημείο του ακροπτερυγίου του πτερυγίου N0 2.
- Σε περίπτωση που το ακροπτερύγιο του πτερυγίου N0 2 είναι πιο κοντά στον δείκτη από ότι ήταν το πτερύγιο N0 1, μετακινούμε τον δείκτη προς τα πίσω έως ότου η άκρη του να αγγίζει το ακροπτερύγιο του πτερυγίου N0 2
- Περιστρέφουμε πάλι με το χέρι τον έλικα έως ότου το πτερύγιο N0 1 να βρεθεί στη κατώτερη θέση του και μετράμε την απόσταση από την άκρη του δείκτη μέχρι το ακροπτερύγιο του πτερυγίου N0 1
- Γενικά , περιστρέφουμε τον έλικα με πολλά πτερύγια μέχρι να εντοπίσουμε το πτερύγιο με την ελάχιστη απόσταση από τον δείκτη. Στο πτερύγιο αυτό μετακινούμε τον δείκτη μέχρι να αγγίξει το πτερύγιο.
- Περιστρέφοντας με το χέρι τον έλικα μετράμε διαδοχικά τις αποστάσεις των υπόλοιπων πτερυγίων από τον δείκτη
- Ανατρέχουμε στους πίνακες ιχνηλασίας των τεχνικών εγχειριδίων του έλικα και συγκρίνουμε τις τιμές που προέκυψαν με τις μέγιστες επιτρεπόμενες τιμές του κατασκευαστή. Σε περίπτωση που κάποια από τις αποστάσεις που μετρήθηκαν είναι μεγαλύτερη από τη μέγιστη επιτρεπόμενη, τότε ανάλογα με τις οδηγίες του κατασκευαστή είτε αντικαθιστούμε τον έλικα είτε προβαίνουμε σε ρύθμιση του.

2.42 Έλεγχος γεωμετρίας πτερυγίων

Η γεωμετρία των πτερυγίων του έλικα ελέγχεται σύμφωνα με τις οδηγίες που αναφέρονται στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα. Ο κλασικός έλεγχος των πτερυγίων του έλικα αφορά κυρίως τη γωνία πτερυγίου, δηλ. το βήμα. Ο έλεγχος της γεωμετρίας των πτερυγίων από τις κατασκευάστριες εταιρείες εκτελείται με σύγχρονες ηλεκτρικές συσκευές.

Όταν στις προβλεπόμενες περιοδικές επιθεωρήσεις διαπιστώνεται λανθασμένη ρύθμιση του βήματος των πτερυγίων του έλικα, τότε ελέγχεται η γωνία του πτερυγίου. Οι εργασίες ελέγχου της γωνίας του πτερυγίου με κλασικό γωνιόμετρο είναι κατά βήματα οι ακόλουθες :

Γωνία πτερυγίου. Οι γωνίες πτερυγίου σε διάφορες θέσεις, συναρτήσει της ακτίνας του πτερυγίου αναφέρονται στο τεχνικό εγχειρίδιο επισκευής του έλικα υπό μορφή συνήθως πινάκων. Επίσης, αναφέρονται οι διάφοροι σταθμοί του πτερυγίου, δηλ. οι τιμές της ακτίνας πτερυγίου σε ποσοστά της ολικής ακτίνας στους οποίους σταθμούς πρέπει να μετρηθεί η γωνία πτερυγίου.

Γωνιόμετρο έλικας. Με το κλασικό γωνιόμετρο του έλικα προβαίνουμε στις ακόλουθες μετρήσεις:

- Σημειώνουμε με μολύβι στο χείλος προσβολής του πτερυγίου τους σταθμούς στους οποίους σύμφωνα με το τεχνικό εγχειρίδιο επισκευής προβλέπεται η μέτρηση του βήματος.
- **Θέση έλικα.** Περιστρέφουμε με το χέρι τον έλικα μέχρις ότου το πτερύγιο που πρόκειται να ελέγχουμε είναι οριζόντιο με το χείλος εκφυγής προς τα επάνω.
- **Ευθυγράμμιση κλίμακας γωνιόμετρου έλικα.** Ευθυγραμμίζουμε σε μηδενική θέση τις δυο κλίμακες του γωνιόμετρου.
- **Προσδιορισμός γωνίας πτερυγίου.** Η γωνία πτερυγίου προσδιορίζεται από την κλίση της χορδής ή της επίπεδης πλευράς του πτερυγίου με το επίπεδο περιστροφής του. Αρχικά σημειώνουμε ένα σημείο στην επίπεδη πλευρά του πτερυγίου. Στο σημείο αυτό τοποθετούμε το γωνιόμετρο του έλικα κατακόρυφα στην πλήμνη του έλικα ή σε μια οποιαδήποτε επιφάνεια που κείται στο επίπεδο περιστροφής του έλικα. Κρατάμε το γωνιόμετρο κατακόρυφα με τη βοήθεια του αλφαδιού και περιστρέφουμε το δακτύλιο ρύθμισης έως ότου το κεντρικό αλφάδι είναι οριζόντιο. Με τον τρόπο αυτό ρυθμίζουμε τη θέση μηδέν στην κλίμακα βερνιέρου σε ένα σημείο του πτερυγίου που αντιπροσωπεύει το επίπεδο περιστροφής του έλικα.
- **Ρύθμιση κλίμακας γωνιομέτρου.** Κρατώντας το γωνιόμετρο από τη λαβή τοποθετούμε την εμπρόσθια ακμή του κατακόρυφα στο πτερύγιο στο σημείο του πτερυγίου που αντιπροσωπεύει το επίπεδο περιστροφής του έλικα. Κρατάμε το γωνιόμετρο κατακόρυφα με τη βοήθεια του γωνιακού αλφαδιού και περιστρέφουμε το δίσκο ρύθμισης έως ότου το κεντρικό αλφάδι οριζοντιωθεί πλήρως. Η ένδειξη μεταξύ των δύο μηδενικών θέσεων του γωνιομέτρου δηλώνει τη γωνία πτερυγίου σε μοίρες.

Τα σύγχρονα γωνιόμετρα πτερυγίων έλικα είναι πλέον ηλεκτρονικά.

2.43 Επισκευή πτερυγίων

Τα πτερύγια, η πλήμνη, ο κώνος και τα επιμέρους στοιχεία του έλικα επισκευάζονται σύμφωνα με τα τεχνικά εγχειρίδια επισκευής του έλικα. Οι εργασίες επισκευής καταγράφονται στα μητρώα του έλικα. Οι εργασίες επισκευής εξαρτώνται από τις ζημιές, βλάβες ή γενικότερα από τα <<ελαττώματα>> των προς επισκευή εξαρτημάτων που διακρίνονται στις ακόλουθες κατηγορίες:

Ελάσσονα ελαττώματα. Ελάσσονα ελαττώματα χαρακτηρίζονται όλα τα ευρήματα – ζημιές που η αφαίρεση ή αποκατάσταση τους δεν μειώνει το βάρος, το πάχος και γενικά τις διαστάσεις του πτερυγίου πέρα από τα όρια που καθορίζονται από τα όρια που καθορίζονται από τον κατασκευαστή στα τεχνικά εγχειρίδια επισκευής. Εξαρτώνται κυρίως από την πρώτη ύλη κατασκευής των πτερυγίων. Ελάσσονα ελαττώματα είναι π.χ. οι εγκοπές, εκδορές, γρατζουνιές, και γενικά οι ελαφρές επιφανειακές κακώσεις. Αφαιρούνται συνήθως με γυαλόχαρτα και σμυριδόπανα.

Χείλος προσβολής και εκφυγής πτερυγίων. Οι κακώσεις και διαβρώσεις στο χείλος προσβολής και εκφυγής των μεταλλικών πτερυγίων επισκευάζονται με μηχανική αφαίρεση υλικού. Η μηχανική αφαίρεση υλικού εκτελείται με ιδιαίτερη προσοχή αρχίζει σε μια ικανοποιητική απόσταση από το χείλος προσβολής και πρέπει να διασφαλίζει τα ακόλουθα:

- Διατήρηση της βασικής γεωμετρίας της αεροτομής του πτερυγίου
- Ίδιες ακτίνες καμπυλότητας
- Διατήρηση της θέσης μέγιστου σχετικού πάχους

Ζημιές ακροπτερυγίων. Όταν απαιτείται αφαίρεση υλικού από την περιοχή του ακροπτερυγίου ενός πτερυγίου του έλικα, τότε κατασκευάζουμε ένα <<πατρών>> επισκευής. Με βάση το <<πατρών>> αυτό επισκευάζουμε όλα τα πτερύγια του έλικα ανεξάρτητα εάν έχουν κακώσεις ή όχι. Η τελική μειωμένη ακτίνα του πτερυγίου δεν επιτρέπεται να είναι μικρότερη από αυτήν που καθορίζεται στα τεχνικά εγχειρίδια επισκευής του. Εάν απαιτείται αφαίρεση υλικού που μειώνει την ακτίνα πέρα από τα προβλεπόμενα ελάχιστα όρια, τότε δεν επιτρέπεται η επισκευή του πτερυγίου.

Κάμψη και συστροφή μεταλλικών πτερυγίων. Σε περίπτωση κάμψης και συστροφής ενός πτερυγίου από κράμα αλουμινίου εκτελούνται οι ακόλουθες εργασίες:

Αποκατάσταση ευθυγράμμισης με εν ψυχρώ κατεργασία. Οι ψυχρές μηχανικές κατεργασίες των πτερυγίων του έλικα και οι περιορισμοί τους αναφέρονται στα τεχνικά εγχειρίδια του έλικα. Αρχικά ελέγχονται και μετρώνται οι πλαστικές παραμορφώσεις με το γωνιόμετρο. Μετρείται η μέγιστη προεξοχή της παραμόρφωσης από τη επιφάνεια του πτερυγίου. Γενικά, επιτρέπεται η ψυχρή επαναφορά του πτερυγίου για παραμορφώσεις μέχρι 20 μοίρες σε διατομή πάχους μικρότερη από 0,15 ίντσες. Με αυξανόμενο πάχος αεροτομής μειώνεται η επιτρεπόμενη προς επισκευή παραμόρφωση. Σε αεροτομές με πάχος μεγαλύτερο από 1,1 ίντσες δεν επιτρέπεται η επισκευή με ψυχρή κατεργασία οποιαδήποτε παραμόρφωσης. Τα πτερύγια με παραμόρφωση κάμψης ή συστροφής ελέγχονται πριν και μετά την επισκευή για ρωγμές.

Ανόπτηση πτερυγίου και εν ψυχρώ κατεργασία. Τα μεταλλικά πτερύγια μετά την κατασκευή τους υφίσταται θερμική κατεργασία με την οποία αυξάνεται η σκληρότητα τους. Για το λόγο αυτό συνήθως πριν την επισκευή τους με εν ψυχρώ κατεργασία υφίστανται ανόπτηση. Με τη θερμική κατεργασία ανόπτησης μειώνεται η σκληρότητα τους, καθίστανται πιο εύπλαστα και κατεργάσιμα και συνεπώς οι εργασίες ψυχρής διαμόρφωσης διευκολύνονται σημαντικά. Μετά την επισκευή τους υφίστανται την προβλεπόμενη θερμική κατεργασία για αύξηση της αντοχής και σκληρότητας τους. Επίσης, υφίστανται επιφανειακή κατεργασία σφυρηλάτησης με μεταβολή. Τέλος υφίστανται επίστρωση επιφανειακής προστασίας με το προβλεπόμενο χρώμα.

Αποκατάσταση βλαβών σύνθετων υλικών. Τα τμήματα του έλικα που είναι κατασκευασμένα από σύνθετα υλικά επισκευάζονται σε περίπτωση αστοχίας συνήθως με σύνθετα υλικά. Οι βασικές αρχές και εργασίες επισκευής ενός εξαρτήματος κατασκευασμένου από σύνθετο υλικό με σύνθετα υλικά συνοπτικά είναι οι ακόλουθες:

- Επιμελής αφαίρεση της περιοχής που έχει υποστεί βλάβη – φθορά
- Προεργασία και προετοιμασία της περιοχής επισκευής
- Η αφαίρεση της περιοχής αστοχίας από το εξάρτημα γίνεται ανάλογα με την έκταση της ζημιάς με κατάλληλη κωνική διαμόρφωση των ακμών.
- Κατά την αφαίρεση του υλικού δε λαμβάνεται υπόψη η διεύθυνση των ενισχυτικών ινών του.
- Η αφαίρεση υλικού γίνεται σε συγκεκριμένες επιστρώσεις του σύνθετου υλικού από το οποίο είναι κατασκευασμένο το προς επισκευή εξάρτημα.
- Απαιτείται στρογγύλεμα των ακμών στην περιοχή αφαίρεσης υλικού, όπως στις επισκευές μεταλλικών εξαρτημάτων. Επίσης, τα επιθέματα από τις επιστρώσεις του σύνθετου υλικού πρέπει να είναι στρογγυλεμένα περιμετρικά, δηλ. δεν πρέπει να έχουν ακμές.

Ένας εμπειρικός κανόνας για τη διαμόρφωση των ακμών κατά την αφαίρεση υλικού είναι ότι η εκλέπτυνση κάθε επίστρωσης είναι της τάξης των 12,5 mm(1/2 inch). Η απόσταση από την ακμή του υλικού που αφαιρείται κυμαίνεται από 20 έως 120 φορές του πάχους του.

Τέλος, αναπτύχθηκαν και εφαρμόζονται επισκευές εξαρτημάτων από σύνθετα υλικά με μεταλλικά επιθέματα και αντιστρόφως.

Κεφάλαιο 3: Αεροδυναμική αεροσκάφους

3.1 Εισαγωγή

Ο προσδιορισμός των βασικών διαστάσεων των δομικών συγκροτημάτων του αεροσκάφους (πτέρυγα, άτρακτος και ουραίο πτέρωμα), προϋποθέτει τον υπολογισμό, έστω και προσεγγιστικά των αεροδυναμικών συντελεστών (c_L, c_D και c_M) και της αεροδυναμικής απόδοσης ($L/D = c_D/c_L$). Η βασική δυσκολία στον υπολογισμό τους είναι ότι δεν είναι γνωστά τα γεωμετρικά στοιχεία των συγκροτημάτων του αεροσκάφους τα οποία είναι απαραίτητα για τον υπολογισμό τους. Συνεπώς, πρέπει να εκτιμηθούν αρχικές τιμές των συντελεστών και με αυτές να προσδιορισθεί η τάξη μεγέθους των διαστάσεων των συγκροτημάτων του αεροσκάφους. Με τη μέθοδο της διαδοχικής προσέγγισης υπολογίζονται οι εκάστοτε τιμές μεγαλύτερης ακρίβειας των διαστάσεων της πτέρυγας, ατράκτου, κ.τ.λ. και εν συνεχεία και οι τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών.

Η διάρθρωση του βιβλίου βοηθάει τον προσδιορισμό των αεροδυναμικών συντελεστών και των διαστάσεων του αεροσκάφους με τη μέθοδο της διαδοχικής προσέγγισης. Στο πρώτο κεφάλαιο αναφέρονται πολυάριθμα εμπειρικά στοιχεία για τις τιμές του $(c_L)_{μεγ}$ και τη γεωμετρική διαμόρφωση της πτέρυγας και του ουραίου πτερώματος για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών. Στο πέμπτο κεφάλαιο δίδονται εμπειρικές σχέσεις προσδιορισμού των $c_L, dc_L/da$ και c_D της πτέρυγας. Με τα στοιχεία αυτά είναι εφικτή η εκτίμηση των αεροδυναμικών συντελεστών και των διαστάσεων της πτέρυγας.

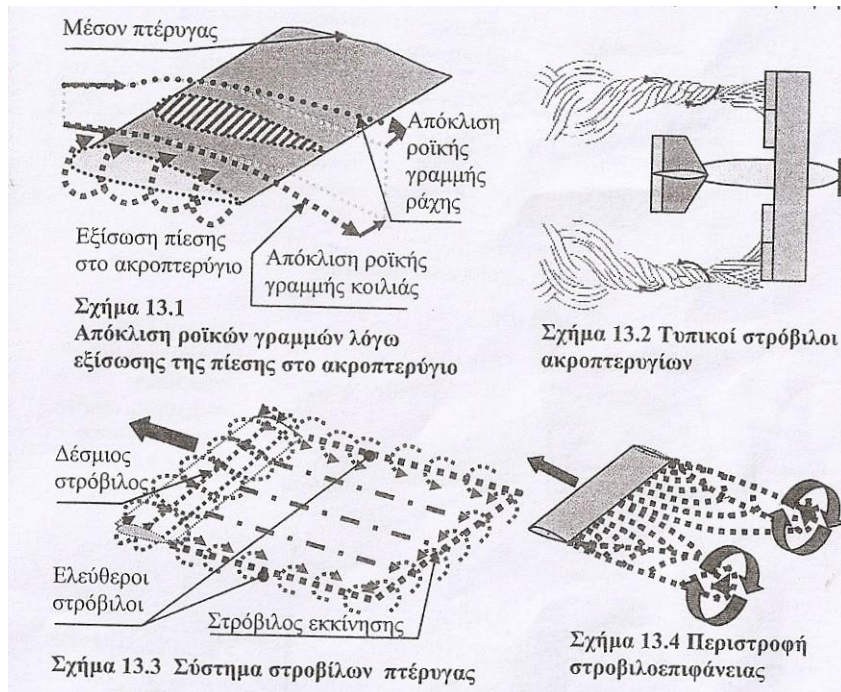
Τα στοιχεία που αναλύονται στο όγδοο κεφάλαιο επιτρέπουν τον προσδιορισμό των διαστάσεων της πτέρυγας, του ουραίου πτερώματος και των επιφανειών ελέγχου με μεγαλύτερη ακρίβεια. Μετά την ανάλυση της σχεδίασης της ατράκτου στο ένατο κεφάλαιο, των βασικών συγκροτημάτων στο δέκατο κεφάλαιο κρίνεται σκόπιμη η ανάλυση της μεθοδολογίας προσδιορισμού των c_L και c_D των κύριων δομικών συγκροτημάτων του αεροσκάφους.

Στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης αξιοποιούνται εμπειρικές μέθοδοι και αποτελέσματα πειραματικών μετρήσεων για τον υπολογισμό των c_L και c_D , των επιδόσεων και διαστάσεων του αεροσκάφους.

3.3 Πτέρυγα

3.3.1. Στρόβιλοι

Σύστημα στροβίλων. Κατά την επανένωση των γραμμικών ροών της ράχης και της κοιλίας στο χείλος εκ φυγής της πτέρυγας, λόγω της πλευρικής συνιστώσας της ταχύτητας, δημιουργούνται στρόβιλοι. Ο στρόβιλος μπορεί να θεωρηθεί ως ένας περιστρεφόμενος <<πυρήνας>> αέρα. Η ροή από δισδιάστατη που είναι στην πτέρυγα απείρου, καθίσταται τρισδιάστατη. Οι κύριοι στρόβιλοι, εμφανίζονται στα ακροπτερύγια και ονομάζονται ελεύθεροι ή συρόμενοι στρόβιλοι ή στρόβιλοι ακροπτερυγίων. Οι στρόβιλοι αυτοί, μαζί με το στρόβιλο εκκίνησης και την κυκλοφορία της πτέρυγας, που θεωρείται αντωτικός στρόβιλος και ονομάζεται δέσμιος, σχηματίζουν ένα κλειστό μοντέλο στροβίλων στην πτέρυγα. Η ένταση των στροβίλων αυξάνεται από το μέσο της πτέρυγας προς τα ακροπτερύγια. Πίσω από τη πτέρυγα εμφανίζεται, μια διαχωριστική επιφάνεια. Οι άξονες περιστροφής των στροβίλων είναι παράλληλοι στη διεύθυνση πτήσης.



Οι στρόβιλοι των ακροπτερυγίων δημιουργούν μια απόκλιση της ροής στο εμπρόσθιο τμήμα της πτέρυγας προς τα άνω (ανώρευμα) και πίσω από την πτέρυγα προς τα κάτω που είναι γνωστό ως κατώρευμα.

Ενεργός γωνία προσβολής. Το κατώρευμα μειώνει τη γωνία προσβολής της πτέρυγας α κατά τη γωνία κατωρεύματος $\alpha_{κατ}$, η οποία ονομάζεται και επαγόμενη γωνία προσβολής $\alpha_{επαγ}$. Η ταχύτητα του κατωρεύματος λαμβάνει το ήμισυ της μέγιστης τιμής της στο μέσον της πτέρυγας και χαρακτηρίζεται με w .

Η ενεργός γωνία προσβολής προσδιορίζεται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$\alpha_{ενεργ} = \alpha - \alpha_{επαγ} \quad (3.1)$$

$$\epsilon\phi\alpha_{επαγ} = w / 2V \quad (3.2)$$

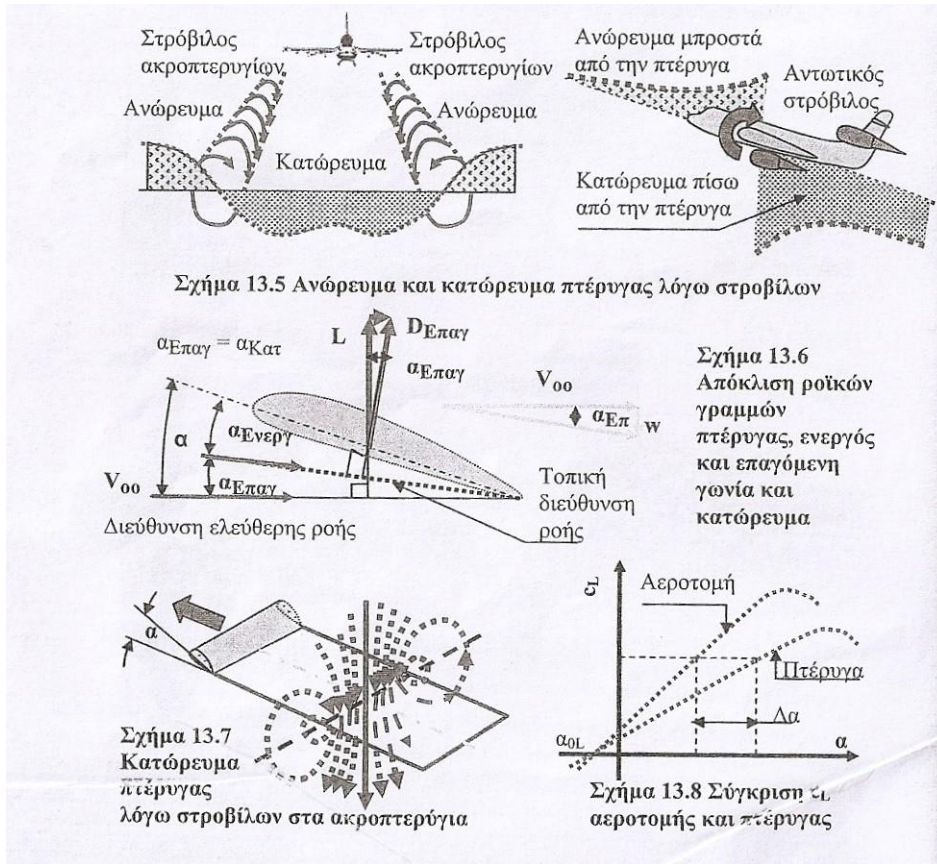
Όπου $\alpha_{ενεργ}$ είναι η πραγματική γωνία προσβολής της πτέρυγας, η οποία πτέρυγα έχει <<γεωμετρική γωνία προσβολής α >> ως προς την ελεύθερη ροή.

Για μικρές γωνίες προσβολής και ελλειπτική κατανομή της άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος, ισχύει:

$$w = 2c_L V \lambda / \pi \quad (3.3)$$

$$\alpha_{ενεργ} = \alpha - 57,3c_L \lambda / \pi \quad (3.4)$$

Όπου λ ο λόγος εκλέπτυνσης της πτέρυγας.



Σχήμα 13.5 Ανώρευμα και κατώρευμα πτέρυγας λόγω στροβίλων

Σχήμα 13.6 Απόκλιση ροϊκών γραμμών πτέρυγας, ενεργός και επαγόμενη γωνία και κατώρευμα

Σχήμα 13.7 Κατώρευμα πτέρυγας λόγω στροβίλων στα ακροπτερύγια

Σχήμα 13.8 Σύγκριση c_L αεροτομής και πτέρυγας

3.3.2. Άντωση

3.3.2.1. Καμπύλη άντωσης

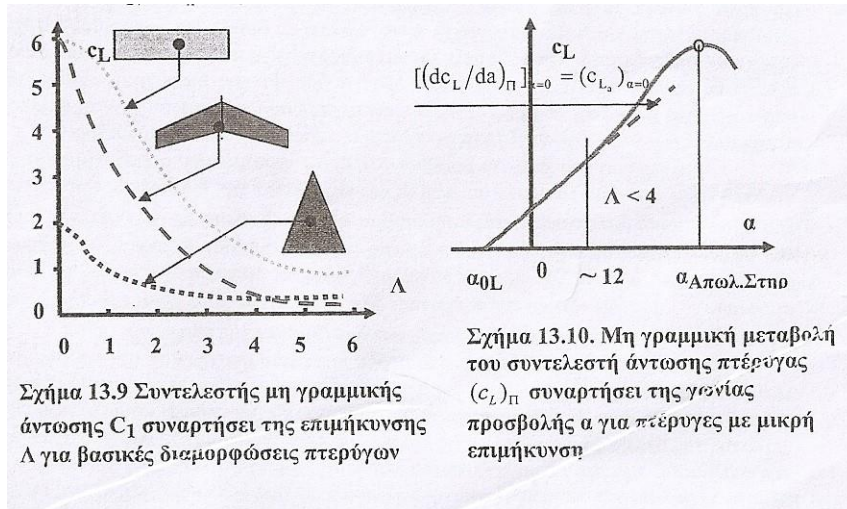
Ο συντελεστής άντωσης της πτέρυγας $(c_L)_\Pi$ προσδιορίζεται από την ακόλουθη γραμμική σχέση, συναρτήσει της γωνίας προσβολής α :

$$(c_L)_\Pi = \left[\frac{dc_L}{d\alpha} \right]_{\alpha=0} (\alpha - \alpha_{0L}) + Ca^2 \quad (3.5)$$

Όπου C ο συντελεστής μη γραμμικής άντωσης ενσωματώνει την επίδραση της καμπυλότητας του χείλους προσβολής, το οποίο έχει μηδενική τιμή.

Για χείλη προσβολής με καμπυλότητα, χρησιμοποιούνται οι μισές τιμές του C $(0,5C)$.

Ο συντελεστής $(c_L)_\Pi$ προσδιορίζεται από την εξ.3.5 στους υπολογισμούς εμβέλειας, αναρρίχησης, αυτονομίας και επιτάχυνσης μέχρι την ταχύτητα πλεύσης για πτέρυγες με $\Lambda < 4$. Στην εξ. 3.5 η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης της πτέρυγας, θεωρείται σε πρώτη εκτίμηση ίση με τη γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης της αεροτομής.



Σχήμα 13.9 Συντελεστής μη γραμμικής άντωσης C_L συναρτήσει της επιμήκυνσης Λ για βασικές διαμορφώσεις πτερόγων

Σχήμα 13.10. Μη γραμμική μεταβολή του συντελεστή άντωσης πτέρυγας $(c_L)_{\Pi}$ συναρτήσει της γωνίας προσβολής α για πτέρυγες με μικρή επιμήκυνση

3.3.2.2. Κλίση καμπύλης άντωσης

Πτέρυγα μεγάλου λόγου διατάμματος με μηδενική γωνία βέλους.

Ασυμπίεστη ροή. Οι πτέρυγες, με βάση την τιμή του λόγου διατάμματος ταξινομούνται συνήθως στις ακόλουθες κατηγορίες:

- Πτέρυγες μικρού εκπετάσματος : $\Lambda < 6$
- Κανονικές πτέρυγες : $6 < \Lambda < 9$
- Πτέρυγες μεγάλου εκπετάσματος : $\Lambda > 9$

Οι πτέρυγες κατατάσσονται σε πτέρυγες μεγάλου και μικρού εκπετάσματος με βάση την τιμή του λόγου διατάμματος που προσδιορίζεται από τις σχέσεις:

$$\Lambda > \frac{3\eta^4}{(1+C)\sigma\nu\varphi_{\chi,\Pi}} \quad (3.6)$$

Πτέρυγες μεγάλου εκπετάσματος :

$$\Lambda < \frac{3\eta^4}{(1+C)\sigma\nu\varphi_{\chi,\Pi}} \quad (3.7)$$

Πτέρυγες μικρού εκπετάσματος :

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας μεγάλου εκπετάσματος καθορίζονται κυρίως από την αεροτομή της και λιγότερο από το σχήμα της κάτωψης της.

Για τη κλίση της καμπύλης άντωσης της πτέρυγας ισχύει:

$$(dc_L/da)_{\Pi} = \frac{m}{1+m_0/a\pi\Lambda} \quad (3.8)$$

Όπου m_0 και (dc_L/da) είναι η κλίση ανά ακτίνα και $A=0,95$

Γενικά για ορθογωνική πτέρυγα, σε ασυμπίεστη και δισδιάστατη ροή ισχύει:

$$\left(\frac{dc_L}{da}\right)_{\Pi} = 2\pi / \left(1 + \frac{1}{\Lambda} \frac{1+2\lambda}{1+\lambda}\right) \quad \text{σε 1/ακτίνα} \quad (3.9)$$

Η κλίση $(dc_L/da)_{\Pi}$ είναι μικρότερη από αυτήν της αεροτομής.

Υποηχητική συμπίεστη ροή. Η συμπίεστη ροή ($Ma > 0,4$) διέπεται από το γνωστό μετασχηματισμό των Prandtl – Glauret, σύμφωνα με τον οποίο ισχύει:

$$\left[\left(\frac{dc_L}{da}\right)_{\Pi}\right]_{\text{συμπ}} = \frac{(m_0)_{\text{ασυμπ}}}{\sqrt{1-Ma^2}} \quad (3.10)$$

Από τις εξ. 13.8 και 13.10 προκύπτει:

$$\left[\left(\frac{dc_L}{da}\right)_{\Pi}\right]_{\text{συμπ}} = \frac{m_0}{\sqrt{1-Ma^2 + m_0 / A\pi\Lambda}} \quad (3.11)$$

Όπου σε πρώτη προσέγγιση $A=0,95$.

Διηχητική περιοχή. Η ροή στη διηχητική περιοχή ταχυτήτων γύρω από την πτέρυγα, είναι πολύπλοκη και δεν υπάρχει απλή και σύντομη μέθοδος προσδιορισμού της κλίσης της καμπύλης άντωσης. Γενικά, χρησιμοποιούνται υπολογιστικές μεθοδολογίες και ειδικά προγράμματα υπολογισμού της κλίσης της καμπύλης άντωσης σε H/Y .

Υπερηχητική ροή. Η μεταβολή του $(c_L)_{\Pi}$ είναι γραμμική και ισχύει:

$$(c_L)_{\Pi} = \left[\left(\frac{dc_L}{da}\right)_{\Pi}\right]_{\alpha=0} (\alpha - \alpha_{0L}) \quad (3.12)$$

Η κλίση της καμπύλης της άντωσης δίδεται από τη σχέση:

$$(dc_L/da)_{\Pi} = (dc_L/da)_A \zeta \quad (3.13)$$

Όπου ζ είναι ένας συντελεστής.

Η κλίση $(dc_L/da)_A$ της συμμετρικής, λεπτής αεροτομής δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$\frac{dc_L}{da} = \frac{4}{2\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad (3.14)$$

Για ορθογωνική πτέρυγα ο συντελεστής ζ δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\zeta = 1 - 1 / \left(2b\sqrt{Ma^2 - 1}\right) \quad (3.15)$$

Πτέρυγα μικρού λόγου διατάμματος με μηδενική γωνία βέλους.

Ασυμπίεστη ροή. Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας μικρού λόγου διατάμματος καθορίζονται από τη γεωμετρική διαμόρφωση της κάτοψης της.

Για ελλειπτικές πτέρυγες, σύμφωνα με τη **θεωρία του Helmbold**, ισχύει :

$$\left(\frac{dc_L}{da}\right)_{\Pi} = \frac{m_0}{\sqrt{1 + (m_0 / \pi\Lambda)^2 + m_0 / \pi\Lambda}} \quad \text{ανά 1/ακτίνα} \quad (3.16)$$

Υποηχητική συμπίεστη ροή. Από την εξ. 13.16 με το γνωστό μετασχηματισμό των Prandtl – Glauret προκύπτει:

$$\left[\left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi} \right]_{\text{συμπ}} = \frac{m_0}{\sqrt{\sqrt{1 - M\alpha^2} + (m_0 / \pi\Lambda)^2} + m_0 / \pi\Lambda} \quad (3.17)$$

Όπου $[(dc_L/da)_{\Pi}]_{\text{συμπ}}$ και m_0 σε 1/ακτίνια.

Υπερηχητική ροή. οι πτέρυγες μηδενικής γωνίας βέλους είναι ακατάλληλες για υπερηχητική πτήση.

Πτέρυγες με γωνία βέλους. Η κατανομή της πίεσης στην αεροτομή καθορίζεται από την κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας V_K στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, η οποία υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$V_K = V \sigma \nu \varphi \quad (3.18)$$

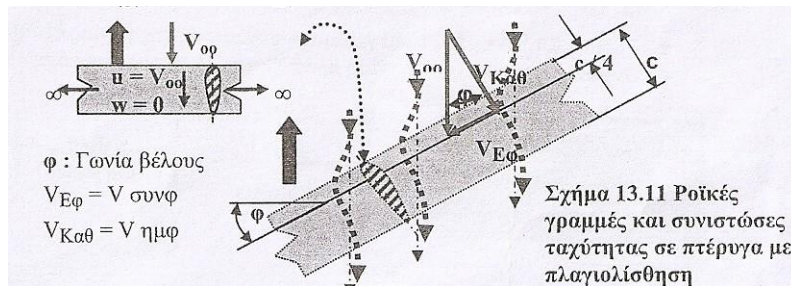
Όπου φ είναι η γωνία βέλους.

Ασυμπιεστή ροή. Προσεγγιστικά για την κλίση (dc_L/da) ισχύει:

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi} = \frac{m_0 \sigma \nu \varphi}{\sqrt{1 + (m_0 \sigma \nu \varphi_{0,5} / \pi\Lambda)^2} + m_0 \sigma \nu \varphi_{0,5} / \pi\Lambda} \quad (3.19)$$

Όπου $\varphi_{0,5}$ είναι η γωνία βέλους της γραμμής που συνδέει τα μέσα των αεροτομών.

$$\left[(dc_L / da)_{\Pi} \right]_{\varphi} = \left[(dc_L / da)_{\Pi} \right]_{\varphi=0} \sigma \nu \varphi \quad (3.20)$$



Υποηχητική συμπίεστη ροή. Για τη κλίση $[(dc_L/da)_{\Pi}]$ της πτέρυγας για συμπίεστη ροή με το μετασχηματισμό Prandtl – Glauret ισχύει:

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi} = \frac{m_0 \sigma \nu \varphi_{0,5}}{\sqrt{1 - Ma^2 + \sigma \nu^2 \varphi + (m_0 \sigma \nu \varphi_{0,5} / \pi\Lambda)^2} + m_0 \sigma \nu \varphi_{0,5} / \pi\Lambda} \quad (3.21)$$

Όπου $[(dc_L/da)_{\Pi}]$ και m_0 σε ακτίνια.

Υπερηχητική ροή. Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας στην υπερηχητική ροή εξαρτώνται από το είδος του χείλους προσβολής. Η κλίση $(dc_L/da)_{\Pi}$ μίας βελοειδούς πτέρυγας, σε πρώτη προσέγγιση, δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

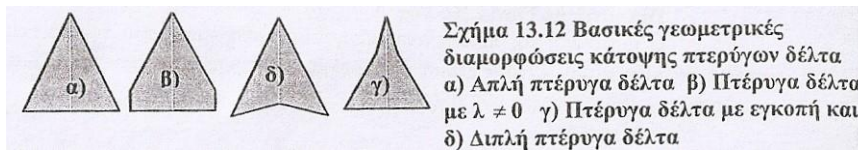
$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi} = \frac{4}{\sqrt[2]{Ma^2 - 1}} \zeta \quad \text{σε ακτίνια} \quad (3.22)$$

Όπου ο συντελεστής ζ προσδιορίζεται για την εκάστοτε κάτοψη της πτέρυγας συναρτήσει του αριθμού Ma .

Πτέρυγα δέλτα.

Οι πτέρυγες δέλτα χρησιμοποιούνται σε πολλά σύγχρονα υπερηχητικά μαχητικά αεροσκάφη. Κύριο χαρακτηριστικό τους είναι οι πολλοί ισχυροί στρόβιλοι στο χείλος προσβολής της πτέρυγας. Η

αποκόλληση της ροής και η δημιουργία στροβίλων στην πτέρυγα δέλτα, βελτιώνει την άντωση της. Το ποσοστό της άντωσης που οφείλεται στους στροβίλους του χείλους προσβολής, χαρακτηρίζεται ως **στρόβιλο – άντωση**.

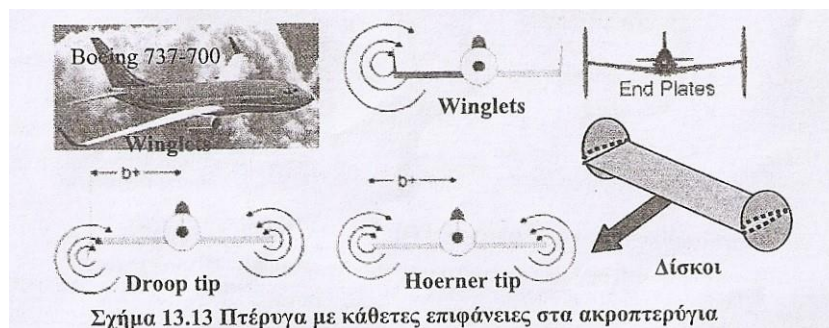


Η πτέρυγα δέλτα μετατοπίζει τις τιμές του c_L προς μεγάλες γωνίες προσβολής α . Συνοπτικά τα χαρακτηριστικά του c_L της πτέρυγας δέλτα είναι τα ακόλουθα:

1. Η κλίση της καμπύλης άντωσης είναι μικρή, της τάξης του:

$$\left(\frac{dc_L}{d\alpha} \right)_\Pi \approx 0,05 \quad (3.23)$$

2. Ο c_L αυξάνεται με αυξανόμενη γωνία προσβολής α , η γωνία απώλειας στήριξης είναι της τάξης των 35° και ο μέγιστος συντελεστής c_L ανέρχεται σε $c_{L\mu\epsilon\gamma} = 1,35$.
3. Η μεταβολή του c_L δεν είναι γραμμική συνάρτηση της γωνίας προσβολής α .
4. Οι γωνίες προσβολής στη φάση προσγείωσης είναι πολύ μεγάλες.



Στις λεπτές υπερηχητικές πτέρυγες, συνηθίζεται ο συντελεστής της κάθετης συνιστώσας της αεροδυναμικής c_N και όχι ο c_L . Ο συντελεστής c_N υπολογίζεται με ικανοποιητική ακρίβεια για μικρές ταχύτητες από τη σχέση:

$$\frac{c_N}{(s/l)^2} = 2\pi \left(\frac{a}{s/l} \right) + 4,9 \left(\frac{a}{s/l} \right)^{1,7} \quad (3.24)$$

Όπου s και l είναι το ημικπέτασμα και η χορδή της πτέρυγας δέλτα αντιστοίχως.

Ο c_L προσδιορίζεται από το συντελεστή c_N με την ακόλουθη σχέση:

$$c_L = c_N \sigma \nu \alpha \quad (3.25)$$

Πτέρυγα με κάθετες επιφάνειες στα ακροπτερύγια.

Οι κάθετες επιφάνειες στα ακροπτερύγια της πτέρυγας εμποδίζουν την εξισορρόπηση των πιέσεων της ράχης και κοιλίας, μειώνουν την ένταση των ελεύθερων στροβίλων στα ακροπτερύγια και την επαγόμενη οπισθέλκουσα και είναι δίσκοι, αεροδυναμικά διαμορφωμένες επίπεδες επιφάνειες (endplates) και winglets.

Η εγκατάσταση τους ισοδυναμεί με αύξηση του λόγου διατάμματος της πτέρυγας. Ο ενεργός λόγος διατάμματος $\Lambda_{ενεργ}$ δίδεται από τις σχέσεις:

- **Δίσκοι στα ακροπτερύγια:** $\Lambda_{ενεργ} = \Lambda / (1 + \delta_\varepsilon)$ (3.26)

- **Endplates:** $\Lambda_{ενεργ} = \Lambda (1 + 1,9h/b)$ (3.27)

- **Winglets:** $\Lambda_{ενεργ} = 1,2\Lambda$ (3.28)

3.3.2.3. Επίδραση γεωμετρικών στοιχείων πτέρυγας στο συντελεστή άντωσης.

Λόγος διατάμματος. επηρεάζει άμεσα τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας και το c_L . Συνοπτικά, η μείωση του λόγου διατάμματος Λ :

1. Μειώνει την κλίση dc_L/da χωρίς μεταβολή της γωνίας α_{0L} .
2. Αυξάνει τη γωνία απώλειας στήριξης αλλά μειώνει το $(c_L)_{max}$
3. Αυξάνει το συντελεστή c_D για όλες τις γωνίες α και για κάθε συντελεστή c_L .
4. Μειώνει το L/D για κάθε γωνία προσβολής α .

Λόγος εκλέπτυνσης. Η ελλειπτική κατανομή της άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος προϋποθέτει ελλειπτική κατανομή της χορδής. Γενικά ισχύει:

1. Η κατανομή του c_L αποκλίνει από την αντίστοιχη της πτέρυγας με ελλειπτική κατανομή μήκους χορδής και η απόκλιση αυξάνεται, όταν ο λ μειώνεται.
2. Ο τοπικός c_L σε ορθογωνική πτέρυγα είναι μεγαλύτερος από αυτόν της ελλειπτικής στο εσωτερικό τμήμα.

Γωνία βέλους. Για πτέρυγες με γωνία βέλους ισχύουν τα εξής:

1. Ο c_L της πτέρυγας με θετική γωνία προσβολής είναι αυξημένος στα ακροπτερύγια και μειωμένος στην περιοχή της ρίζας, έναντι της ορθογωνικής πτέρυγας.
2. Στις πτέρυγες με αρνητική γωνία βέλους, η κατανομή του συντελεστή άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος είναι αντίστροφη.
3. Στις πτέρυγες με θετική γωνία βέλους, αυξάνεται η τάση απώλειας στήριξης στα ακροπτερύγια και μειώνεται η αποτελεσματικότητα των πηδαλίων κλίσης.
4. Σε πτέρυγες με αρνητική γωνία βέλους, αυξάνεται η τάση απώλειας στήριξης στη ρίζα της πτέρυγας και αυξάνεται η αποτελεσματικότητα των πηδαλίων κλίσης.

3.3.3 Οπισθέλκουσα

3.3.3.1. Εισαγωγή

Στην αρχική φάση της εισαγωγικής σχεδίασης, ο συντελεστής c_D της πτέρυγας προσδιορίζεται σε πρώτη προσέγγιση με τη βοήθεια εμπειρικών στοιχείων που συνήθως είναι διαθέσιμα υπό τη μορφή πινάκων και διαγραμμάτων. Η τάξη μεγέθους του c_D της πτέρυγας προσδιορίζεται και από απλές προσεγγιστικές σχέσεις οι οποίες προϋποθέτουν τη γνώση ελάχιστων στοιχείων από τη γεωμετρία της κάτοψης της πτέρυγας. Καθώς οριστικοποιούνται περισσότερο στοιχεία της γεωμετρίας της κάτοψης της πτέρυγας χρησιμοποιούνται σχέσεις προσδιορισμού του c_D με μεγαλύτερη ακρίβεια.

3.3.3.2. Ανασκόπηση βασικών εννοιών και σχέσεων.

Ο c_D σε υποηχητικές ταχύτητες προσδιορίζεται από τις εξής εξισώσεις:

$$c_D = c_{D_0} + c_{D_i} = c_{D_0} + Kc_L^2 \quad (3.29)$$

$$\text{Όπου } K = 1 / \pi \Lambda e \quad (3.30)$$

Όπου c_{D_0} συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης, c_{D_i} συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας, c_L συντελεστής άντωσης και e συντελεστής Oswald.

Για μικρές γωνίες προσβολής ισχύει η ακόλουθη σχέση:

Αεροτομές με καμπυλότητα:

$$c_D = c_{D_{\min}} + Kc_L^2 + K_2(c_L - c_{L_{D_{\min}}})^2 \quad (3.31)$$

Όπου $c_{D_{\min}}$ η ελάχιστη τιμή του c_D και $c_{L_{D_{\min}}}$ η τιμή του c_L για $c_{D_{\min}}$, K_1 και K_2 είναι συντελεστές οπισθέλκουσας λόγω άντωσης και προσδιορίζουν, σε πολύ μεγάλο βαθμό τον συντελεστή επαγωγικής οπισθέλκουσας της πτέρυγας.

Σε συμμετρικές αεροτομές ισχύει (αεροτομές χωρίς καμπυλότητα):

$$c_{L_{D_{\min}}} = 0 \quad \text{και} \quad c_{D_{\min}} = c_{D_0} \quad (3.32)$$

$$c_D = c_{D_0} + Kc_L^2 \quad (3.33)$$

Όπου $K = K_1 + K_2$.

Στις περισσότερες αεροτομές με μεγάλη προσέγγιση – ακρίβεια ισχύει:

$$c_{D_0} = c_{D_{\min}} \quad (3.34)$$

$$c_{D_0} = c_{D_{\text{φριβής}}} + c_{D_{\text{μορφής}}} \quad (3.35)$$

3.3.3.3. Υπολογισμός παράσιτης οπισθέλκουσας

Μεθοδολογία συντελεστή επιφανειακής τριβής και επίπεδης πλάκας.

Η μεθοδολογία αυτή αναλύεται στην παράγραφο 5.2.3 του πέμπτου κεφαλαίου. Είναι πιο απλή και ενδεδειγμένη μέθοδος στην αρχική φάση της εισαγωγικής σχεδίασης. Είναι αξιόπιστη, σύντομη με ικανοποιητική ακρίβεια και καλύπτει όλη την περιοχή ταχυτήτων από ασυμπίεστη έως υπερηχητική ροή.

Υποηχητικός συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης c_{D_0}

Από τις διάφορες μεθοδολογίες που υπάρχουν περιγράφεται μια πολύ απλή και σύντομη, αλλά με μικρή ακρίβεια. Ο συντελεστής $(c_{D_0})_{\Pi}$ υπολογίζεται από τη σχέση:

$$(c_D S)_{\Pi} = 0,0054 A_{\Pi} \left\{ [1 + 3(t/c)] \sin^2 \varphi_{0,25} \right\} S_{\text{αναφ}} \quad (3.36)$$

Όπου $A_{\Pi} = 1,0$ για κλασσική πτέρυγα χωρίς εξωτερικά στυλίδια και $A_{\Pi} = 1,1$ για πτέρυγα με στυλίδια, t/c μέσο σχετικό πάχος πτέρυγας $\varphi_{0,25}$ γωνία βέλους στο 1/4 της χορδής και το S το εμβαδόν αναφοράς της πτέρυγας.

Διηχητικός συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης c_{D0}

Η διηχητική περιοχή ταχυτήτων της πτέρυγας αρχίζει το κρίσιμο αριθμό Ma , $(Ma)_{\text{κρίσι}}$, αλλά η έντονη αύξηση του c_D αρχίζει στον αριθμό Ma απόκλισης δύναμης $(Ma)_{\text{Α.Δ.}}$.

Ο υπολογισμός του (c_{D0}) στη διηχητική περιοχή είναι δύσκολος και προσδιορίζεται με αρκετά ικανοποιητική ακρίβεια από την ακόλουθη σχέση:

$$(c_{D_0})_{\Pi} = (c_D)_{\text{τριβ}} + (c_D)_{\text{κυμ}} \quad (3.37)$$

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας επιφανειακής τριβής $(c_D)_{\text{τριβ}}$ θεωρείται σταθερός σε όλη τη διηχητική περιοχή και υπολογίζεται για $Ma=0,6$ με τη μεθοδολογία της παραγράφου 5.2.3. του πέμπτου κεφαλαίου. Ο συντελεστής κυματικής οπισθέλκουσας $(c_D)_{\text{κυμ}}$ υπολογίζεται σχεδιαστικά.

Υπερηχητικός συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης c_{D0}

Ο υπερηχητικός συντελεστής $(c_{D0})_{\Pi}$ δίδεται από τη σχέση:

$$(c_{D_0})_{\Pi} = (c_D)_{\text{τριβ}} + (c_D)_{\text{κυμ}} \quad (3.38)$$

$$\text{Όπου } (c_D)_{\text{τριβ}} = c_{\text{τριβ}} S_{\text{περιρρ.}} / S_{\text{αναφ}} \quad (3.39)$$

$$\text{Και } c_{\text{τριβ}} = c_{\text{ασυμπ}} c_{\text{συμπ}} / c_{\text{ασυμπ}} \quad (3.40)$$

Ο $(c_{\text{τριβ}})_{\text{ασυμπ}}$ υπολογίζεται με μία από τις γνωστές μεθόδους και $(c_{\text{τριβ}})_{\text{συμπ}}$ από την εξ. 13.40. $(c_{\text{τριβ}})_{\text{συμπ}} / (c_{\text{τριβ}})_{\text{ασυμπ}}$ προσδιορίζεται από την σχέση:

$$c_{\text{τριβής-συμπ}} = c_{\text{τριβής-ασυμπ}} / (1 + 0,0144Ma)^{0,65} \quad (3.41)$$

Εν συνεχεία, προσδιορίζεται ο συντελεστής τριβής $(c_D)_{\text{τριβ}}$ από την εξ.3.39.

Ο συντελεστής κυματικής οπισθέλκουσας στην υπερηχητική ροή εξαρτάται σημαντικά από το είδος (υπερηχητικό ή υποηχητικό) χείλος προσβολής και υπολογίζεται με ικανοποιητική ακρίβεια για αιχμηρά χείλη προσβολής από τις σχέσεις:

I. Πτέρυγα με αιχμηρό χείλος προσβολής :

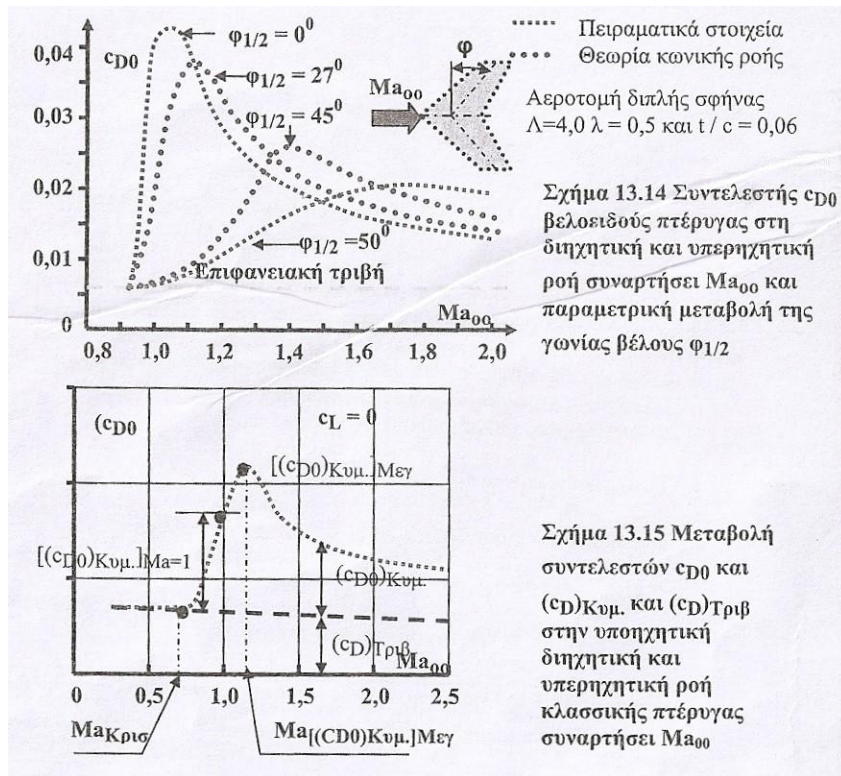
- Υπερηχητικό χείλος προσβολής :

$$(c_D)_{\text{κυμ}} = \frac{A}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \left(\frac{t}{c} \right)^2 \frac{S_{\text{εκτεθ}}}{S_{\text{αναφ}}} \quad (3.42)$$

- Υποηχητικό χείλος προσβολής :

$$(c_D)_{\text{κυμ}} = A \sigma \varphi_{\text{X.Π.}} \left(\frac{t}{c} \right)^2 \frac{S_{\text{εκτεθ}}}{S_{\text{αναφ}}} \quad (3.43)$$

Στο σχήμα 13.14 απεικονίζεται η μεταβολή του c_{D0} μιας βελοειδούς πτέρυγας συναρτήσει του αριθμού Ma , με παραμετρική μεταβολή της γωνίας βέλους $\varphi_{1/2}$. Η μεταβολή του c_{D0} και της συμμετοχής των $(c_D)_{\text{κυμ}}$ και $(c_D)_{\text{τριβ}}$, στην υποηχητική – διηχητική και υπερηχητική ροή μιας κλασσικής πτέρυγας συναρτήσει του αριθμού Ma , απεικονίζεται στο σχήμα 13.15. από το σχήμα 13.15 προκύπτει μια συνεχής μείωση του $c_{D\text{τριβ}}$ με αυξανόμενο αριθμό Ma ενώ ο $(c_D)_{\text{κυμ}}$ αυξάνεται σημαντικά στην περιοχή της ταχύτητας του ήχου και μειώνεται σε μεγάλους αριθμούς Ma .



3.3.3.4. Υπολογισμός επαγόμενης οπισθέλκουσας

Υποηχητική ροή

Για τον c_D στην υποηχητική ροή και για μικρές γωνίες προσβολής ισχύει:

- **Αεροτομές με καμπυλότητα:** εξ. 13.31
- **Συμμετρικές αεροτομές :** εξ.13.33

Ο συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας K_1 δίδεται από την εξ.13.30

Για ελλειπτική κατανομή της άντωσης προκύπτει:

$$K = K_1 = 1/\pi e \quad (3.44)$$

Ο συντελεστής Oswald e_{Π} της πτέρυγας προσδιορίζεται από τις σχέσεις:

1. Πτέρυγα με μηδενική γωνία βέλους:

$$e_{\Pi} = 1,78(1 - 0,045\Lambda^{0,68}) - 0,64 \quad (3.45)$$

2. Βελοειδής πτέρυγα :

$$e_{\Pi} = 4,61(1 - 0,45\Lambda^{0,68}) \sigma \nu \varphi_{\chi,\Pi}^{0,15} - 3,1 \quad (3.46)$$

3. Πτέρυγες στα ακροπετρώγια (δίσκοι, endplates και winglets) : χρησιμοποιείται στην εξ.13.42 με την ενεργό τιμή του λόγου διατάμματος $\Lambda_{ενεργ}$

$$K = K_1 + 1/\pi \Lambda_{ενεργ} \quad (3.47)$$

Διηχητική ροή

Ο προσδιορισμός του συντελεστή επαγόμενης οπισθέλκουσας είναι δύσκολος και χρονοβόρος. Συνήθως, ακολουθείται η εξής κατά βήματος μέθοδος:

- Υπολογίζεται και σχεδιάζεται ο συντελεστής της επαγόμενης οπισθέλκουσας στην υποηχητική και υπερηχητική περιοχή ταχυτήτων συναρτήσει του αριθμού Ma.
- Σχεδιάζεται – παρεμβάλλεται μεταξύ των καμπύλων της υποηχητικής και υπερηχητικής ροής, η καμπύλη της διηχητικής περιοχής.

Υπερηχητική ροή

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας της υπερηχητικής ροής και συνεπώς ο συντελεστής της επαγόμενης οπισθέλκουσας υπολογίζεται από την εξ. 13.33

Οι συντελεστές K και K_1 προσδιορίζονται ως ακολούθως:

- **Υπερηχητικό χείλος προσβολής :**

$$K = 1 / (dc_L / da) \quad (3.48)$$

- **Υποηχητικό χείλος προσβολής :**

$$K = 1 / dc_L / da - \Delta N \quad (3.49)$$

Όπου ΔN είναι η παράμετρος αναρρόφησης του χείλους προσβολής, η οποία προσδιορίζεται από διαγράμματα του αριθμού Ma.

Στις υπερηχητικές ταχύτητες ο παράγοντας K αυξάνεται ραγδαία, επειδή ο συντελεστής Oswald e, μειώνεται σημαντικά και λαμβάνει τιμές 0,3 έως 0,5, για Ma=1,2.

3.3.4. Ροπή πρόνευσης

Γενικά

Ο συντελεστής ροπής πρόνευσης μίας αεροτομής δίδεται από τη σχέση:

$$(c_M)_{αερ} = M_{αερ} / qc^2 \quad (3.50)$$

Οι σχέσεις που συνδέουν τους συντελεστές της ροπής πρόνευσης, αναφορικά με διάφορα σημεία αεροτομής, είναι οι ακόλουθες:

- Ροπή πρόνευσης προς τυχόν σημείο της χορδής:

$$x_1 / c = -c_{M1} / c_L \quad (3.51)$$

- Μετασχηματισμός ροπής πρόνευσης προς τυχόν σημείο της χορδής :

$$c_{M2} = c_{M1} + c_L \Delta \chi / c \quad (3.52)$$

- Ροπή πρόνευσης προς το Α.Κ. της αεροτομής:

$$\frac{\Delta \chi_{Α.Κ.}}{c} = - \frac{dc_{M1/4} / da}{dc_L / da} \quad (3.53)$$

- Σχετική θέση κέντρου πίεσης και Α.Κ. :

$$\frac{\chi_{Α.Κ.}}{c} = \frac{\chi_{Κ.Π.}}{c} + \frac{c_{M_{Α.Κ.}}}{c_L} \quad (3.54)$$

Ο συντελεστής ροπής πρόνευσης της αεροτομής υπολογίζεται από τις σχέσεις:

$$c_{M_{1/4}} = c_{M_{0.25}} = c_{M_{x,\Pi}} + c_L / 4 \frac{1}{4} \quad (3.55)$$

$$c_{M.A.K.} = \pi f / c \quad (3.56)$$

Συντελεστής ροπής πρόνευσης

Ο συντελεστής ροπής πρόνευσης μιας πτέρυγας προς το Α.Κ. της δίδεται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$(c_M)_{\Pi} = (c_{M.A.K.})_{\Pi} + (c_L)_{\Pi} \frac{X_{K.B} - X_{A.K.}}{c} \quad (3.57)$$

Όπου \bar{c} είναι η μέση αεροδυναμική χορδή c_{MAC} .

$$(c_{M.A.K.})_{\Pi} = (c_{M.A.K.})_{B\alpha\sigma} + \Delta_E c_{M.A.K.} \quad (3.58)$$

Όπου $(c_{M.A.K.})_{B\alpha\sigma}$ υπολογίζεται από το ακόλουθο ολοκλήρωμα :

$$(c_{M.A.K.})_{B\alpha\sigma} = \frac{2}{S \bar{c}} \int_0^{b/2} c_{M.A.K.} c^2 dy \quad (3.59)$$

Σε πτέρυγα με σταθερή αεροτομή σε όλο το μήκος του εκπετάσματος ισχύει:

$$(c_{M.A.K.})_{B\alpha\sigma} = c_{M.A.K.} \quad (3.60)$$

Ο συντελεστής $c_{M.A.K.}$ των τυποποιημένων αεροτομών δίδεται σε πίνακες. Ο όρος $\Delta_E c_{M.A.K.}$ της εξ. 13.58 υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

Ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης σε χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες για πτέρυγες με μηδενική γωνία βέλους και χωρίς συστροφή, δίδεται από τη σχέση:

$$(c_M)_{\Pi} = (c_{M_0})_A \frac{\Lambda \sigma \nu \varphi^2 \Lambda}{\Lambda + 2 \sigma \nu \varphi \Lambda} \quad (3.61)$$

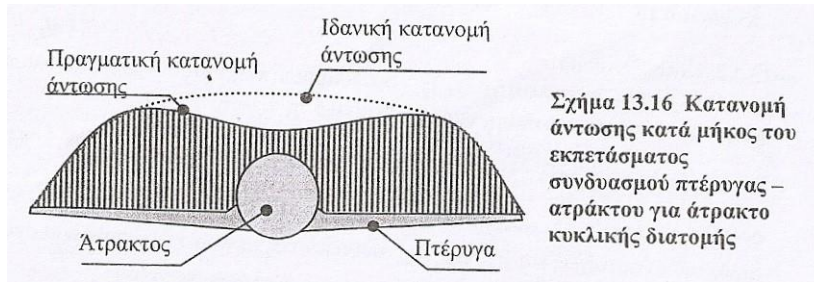
3.4. Συνδυασμός πτέρυγας ατράκτου

3.4.1. Άντωση

Υποηχητική περιοχή ταχυτήτων. Η άντωση ενός αεροσκάφους παρέχεται κυρίως από την πτέρυγα σε πολύ μικρότερο ποσοστό από την άτρακτο. Η συνολική άντωση του συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου, δεν είναι ίση με το άθροισμα της άντωσης της πτέρυγας και της ατράκτου. Η άτρακτος επηρεάζει τη ροή της πτέρυγας και εμφανίζεται το γνωστό φαινόμενο της αλληλεπίδρασης. Στην περιοχή της ατράκτου παρατηρείται μια ελαφρά μείωση της άντωσης.

Η κλίση της καμπύλης $(dc_L/da)_{\Pi-A}$ του συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου, στην υποηχητική ασυμπίεστη περιοχή ταχυτήτων, δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi-A} = \frac{2\pi\Lambda}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 (1 - Ma^2) (1 + \varepsilon \varphi^2 \varphi_{(t/c)_{\mu\epsilon\gamma}} / (1 - Ma^2)}} \quad (3.62)$$



Ευρύτερη περιοχή υποηχητικών – διαχητικών ταχυτήτων. Ο συνολικός c_L συνδυασμού – ατράκτου ισούται με το άθροισμα των επιμέρους c_L της πτέρυγας και της ατράκτου, αυξημένος ή μειωμένος κατά $(\Delta c_L)_{\Pi-A}$, δηλ. ισχύει:

$$(c_L)_{\Pi-A} = \left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi-A} \left\{ (\alpha_A - \alpha_0 \varepsilon_i) + \frac{K_{\Pi}}{K_I} [i_{\Pi} - (a_{L0})_{\rho i \zeta}] \right\} + (\Delta c_L)_{\Pi-A} \quad (3.63)$$

Για την κλίση $(dc_L/da)_{\Pi-A}$ του συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου, ισχύει :

$$(dc_L/da)_{\Pi-A} = K_I (dc_L/da)_{\Pi} \quad (3.64)$$

Η μεταβολή $(\Delta c_L)_{\Pi-A}$ υπολογίζεται από τις ακόλουθες σχέσεις:

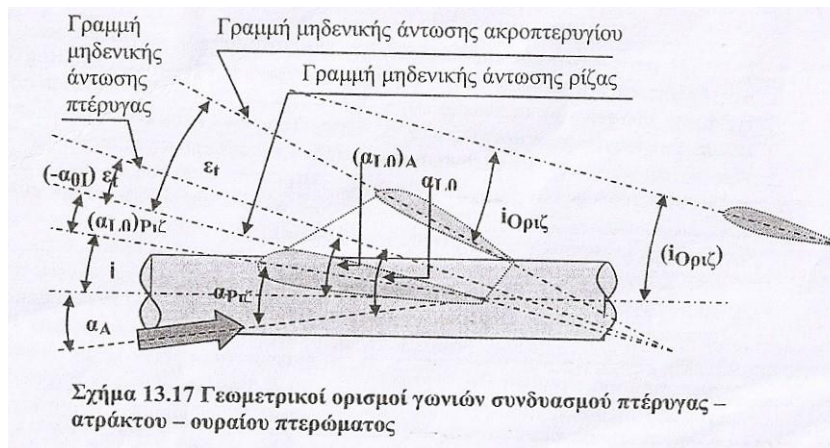
a) Υψηλοπτέρυγα αεροσκάφη : $(\Delta c_L)_{\Pi-A} / (c_{\rho i \zeta} d) = -0,1$ (3.65)

b) Μεσοπτέρυγα αεροσκάφη : $(\Delta c_L)_{\Pi-A} / (c_{\rho i \zeta} d) = 0$ (3.66)

c) Χαμηλοπτέρυγα αεροσκάφη : $(\Delta c_L)_{\Pi-A} / (c_{\rho i \zeta} d) = +0,1$ (3.67)

Για αεροσκάφη με κυκλική διατομή ατράκτου με $d/b < 0,2$, ισχύουν οι σχέσεις:

$$K_I = \left(1 + 2,15 \frac{d}{b} \right) \frac{S_{καθ}}{S} + \frac{\pi}{2} \frac{d^2}{(dc_L/da)_{\Pi} S}, \quad K_{\Pi} = \left(1 + 0,7 \frac{d}{b} \right) \frac{S_{καθ}}{S} \quad (3.68)$$



3.4.2. Οπισθέλκουσα

Ο ολικός συντελεστής $(c_D)_{\Pi-A}$ συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου, σε όλο το φάσμα των ταχυτήτων πτήσης, υπολογίζεται από την σχέση:

$$(c_D)_{\Pi-A} = (c_{D_0})_{\Pi-A} + (c_{D_0})_A \frac{S_{ατρ}}{S_{αναφ}} + \Delta c_{D_0} + [(c_D)_{επαγ}]_{\Pi-A} \quad (3.69)$$

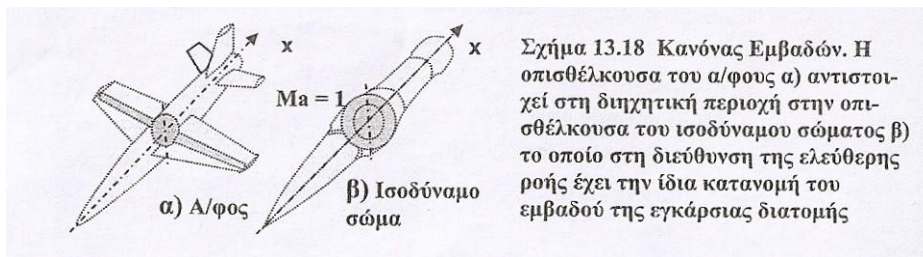
Όπου $(c_{D_0})_{\Pi}$ και $(c_{D_0})_A$ συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης πτέρυγας και ατράκτου αντιστοίχως και $[(c_D)_{επαγ}]_{\Pi-A}$ συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας.

Ο συντελεστής $[(c_D)_{επαγ}]_{Π-A}$ δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$[(c_D)_{επαγ}]_{Π-A} = [(c_D)_{επαγ}]_{Π} \quad (3.70)$$

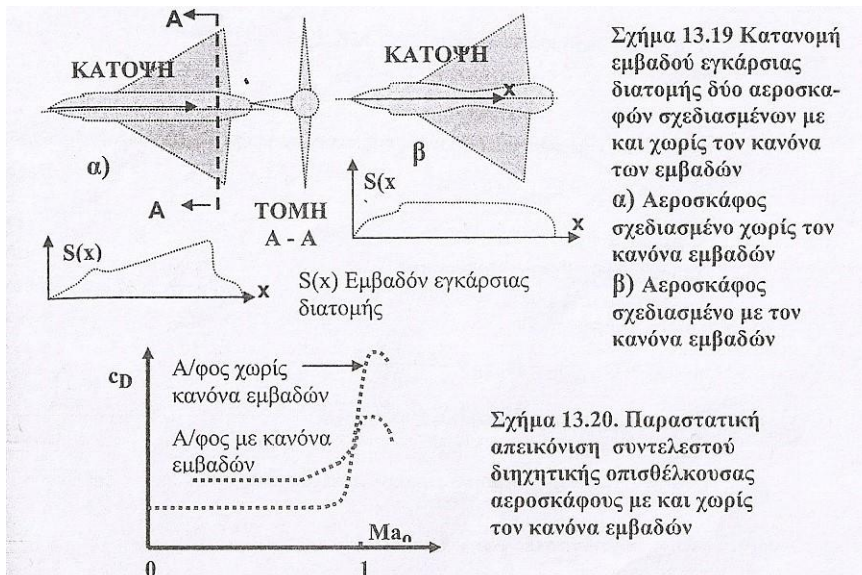
3.4.3. Κανόνας εμβαδών

Η οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης ενός αεροσκάφους, μπορεί να ελαχιστοποιηθεί με κατάλληλη γεωμετρική διαμόρφωση των επιμέρους τμημάτων του. Έχει αποδειχθεί ότι η οπισθέλκουσα ενός στη διηχητική περιοχή, αντιστοιχεί στην οπισθέλκουσα ενός ισομήκους εκ περιστροφής συμμετρικού ατρακτοειδούς σώματος, το οποίο στη διεύθυνση της ροής εμφανίζει την ίδια κατανομή της εγκάρσιας διατομής.



Η πιο γνωστή και ακριβής μέθοδος υπολογισμού της οπισθέλκουσας κύματος στη διηχητική και υπερηχητική περιοχή ταχυτήτων, θεμελιώνεται στον κανόνα των εμβαδών. Σύμφωνα με τη θεωρία αυτή, οι διαταράξεις σε μεγάλες αποστάσεις από ένα σώμα θεωρούνται ανεξάρτητες από τις διαταράξεις των επιμέρους τμημάτων του και εξαρτώνται μόνο από την κατανομή του εμβαδού της εγκάρσιας διατομής. Συνεπώς, η οπισθέλκουσα του συνδυασμού πτέρυγας – ατρακτού είναι ίση με την οπισθέλκουσα ενός εκ περιστροφής συμμετρικού σώματος με το ίδιο μήκος και με ίσια εμβαδά στις αντίστοιχες εγκάρσιες διατομές.

Σύμφωνα με τον κανόνα των εμβαδών, η κατανομή του εμβαδού της εγκάρσιας διατομής του αεροσκάφους οφείλει να είναι ομαλή δίχως αιχμές και σε κανένα σημείο του άξονα συμμετρίας δεν πρέπει να υπερβαίνει το μέγιστο εμβαδόν της εγκάρσιας διατομής της μεμονωμένης ατρακτού. Η μείωση της κυματικής οπισθέλκουσας με τον κανόνα των εμβαδών, μπορεί να φθάσει και το 50% και συνολικά μπορεί να υπερβεί το 25% της ολικής οπισθέλκουσας του αεροσκάφους.



3.4.4. Ροπή πρόνευσης

Συντελεστής ροπής πρόνευσης (c_M)_{Π-Α}. Ο (c_M)_{Π-Α} υπολογίζεται από τη σχέση :

$$(c_M)_{\Pi-A} = (c_{M_{A.K.}})_{\Pi-A} + \left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\Pi-A} \frac{X_{K.B.} - (X_{A.K.})_{\Pi-A}}{\bar{c}} \quad (3.71)$$

Όπου ο ($c_{M_{A.K.}}$) συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου προς το Α.Κ. δίδεται από τη σχέση :

$$(c_{M_{A.K.}})_{\Pi-A} = (c_{M_{A.K.}})_{\Pi} + \Delta_A c_{M_{A.K.}} \quad (3.72)$$

Για τη συνεισφορά της ατράκτου $\Delta_A c_{M_{A.K.}}$ για κυκλική διατομή ισχύει η σχέση:

$$\Delta_A c_{M_{A.K.}} = -1,8 \left(1 - \frac{2,5b_A}{I_A} \right) \frac{\pi b h_A I_A}{4 S \bar{c}} \frac{(c_L)}{(dc_L / da)_{\Pi-A}} \quad (3.73)$$

Αεροδυναμικό κέντρο. Η θέση του Α.Κ. συνδυασμού πτέρυγας - ατράκτου υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\left(\frac{X_{A.K.}}{\bar{c}} \right)_{\Pi-A} = \left(\frac{X_{A.K.}}{\bar{c}} \right)_{\Pi} + \frac{\Delta_{A1} X_{A.K.}}{\bar{c}} + \frac{\Delta_{A2} X_{A.K.}}{\bar{c}} \quad (3.74)$$

Οι παράγοντες $\Delta_{A1} X_{A.K.}/\bar{c}$ και $\Delta_{A2} X_{A.K.}/\bar{c}$ υπολογίζεται από τη σχέση:

$$\frac{\Delta_{A1} X_{A.K.}}{\bar{c}} = - \frac{1,8}{(dc_L / da)_{\Pi-A}} \frac{b_A h_A I_{PA}}{S \bar{c}} \quad (3.75)$$

$$\frac{\Delta_{A2} X_{A.K.}}{\bar{c}} = \frac{0,273}{1 + \lambda} \frac{c_{M.F.X.}}{\left(\frac{\bar{c}}{c} \right)^2} \frac{b_A (b - b_A)}{(b + 1,25b_A)} \varepsilon \varphi \varphi_{1/4} \quad (3.76)$$

3.5 Άτρακτος

3.5.1. Οπισθέλκουσα

3.5.1.1 Υποχητική ροή

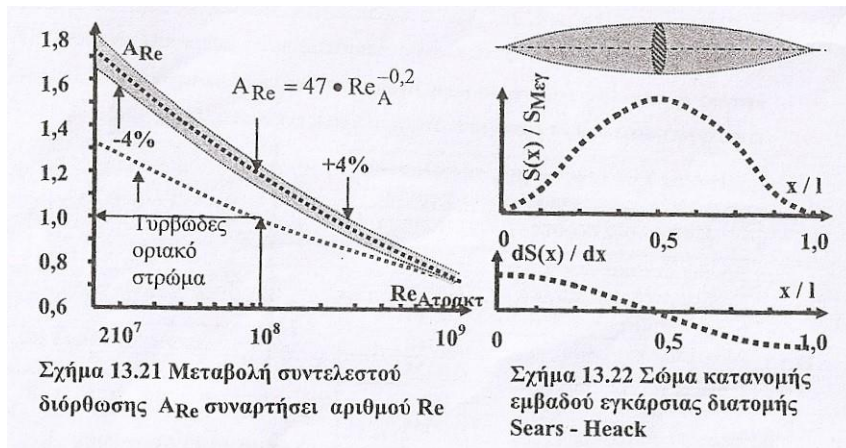
Υπάρχουν διάφορες μεθοδολογίες προσδιορισμού c_D της ατράκτου στην υποχητική ροή. Στην παράγραφο αυτή περιγράφεται μια εμπειρική μέθοδος, η οποία είναι πολύ εύχρηστη και απλή. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας της ατράκτου για πλήρως τυρβώδες οριακό στρώμα προσδιορίζεται από την εμπειρική σχέση:

$$(c_D S)_A = 0,0031 I_A (b_A + h_A) A_A \quad (3.77)$$

Όπου I_A το μήκος της ατράκτου, b_A και h_A το μέγιστο πλάτος και ύψος της μέγιστης εγκάρσιας διατομής της ατράκτου, A_A η αναλογία της περιρρέομενης εγκάρσιας επιφάνειας προς το εμβαδόν της εγκάρσιας διατομής, $A_A=1,0$ για κυλινδρική άτρακτο, $A_A=1,30$ για ορθογωνική άτρακτο, $A_A=1,15$ για ορθογωνική στη μία πλευρά και στρογγυλεμένη στις άλλες πλευρές και $A_A=0,65 + 1,5 (d/1)$ για άτρακτο χωρίς κυλινδρικό μεσαίο τμήμα. Ο συντελεστής διόρθωσης A_{Re} , που ενσωματώνει την επίδραση του αριθμού Re στην οπισθέλκουσα επιφανειακής τριβής υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$A_{Re} = c_{D_0} / c_D = 47 Re_A^{-0,2} \quad (3.78)$$

$$\text{Όπου } Re_A = V_{\text{πλέυσης}} I_A V_{\text{πλέυσης}} \quad (3.79)$$



Σχήμα 13.21 Μεταβολή συντελεστού διόρθωσης A_{Re} συναρτήσει αριθμού Re

Σχήμα 13.22 Σώμα κατανομής εμβαδού εγκάρσιας διατομής Sears - Heack

3.5.1.2. Δηχητική περιοχή

Κατανομή Sears – Heack. Η κατανομή Sears – Heack του εμβαδού της εγκάρσιας διατομής ενός εκ περιστροφής συμμετρικού σώματος κατά μήκος του διαμήκη άξονα του διασφαλίζει την ελάχιστη κυματική οπισθέλκουσα. Για τη κυματική οπισθέλκουσα ενός σώματος κατανομής Sears – Heack, ισχύει:

$$\left(\frac{D}{q} \right)_{\text{κυμ}} = \frac{9\pi}{2} \left(\frac{S_{\text{μεγ}}}{I} \right)^2 \quad (3.80)$$

Συντελεστής οπισθέλκουσας. Ο συντελεστής $(c_{D0})_A$ δίδεται από τη σχέση:

$$(c_{D0})_A = c_{D_T} + (c_D)_{\text{πίεσης}} + (c_D)_{\text{βάσης}} + (c_D)_{\text{κυμ}} \quad (3.81)$$

Για το συντελεστή οπισθέλκουσας επιφανειακής τριβής ισχύει:

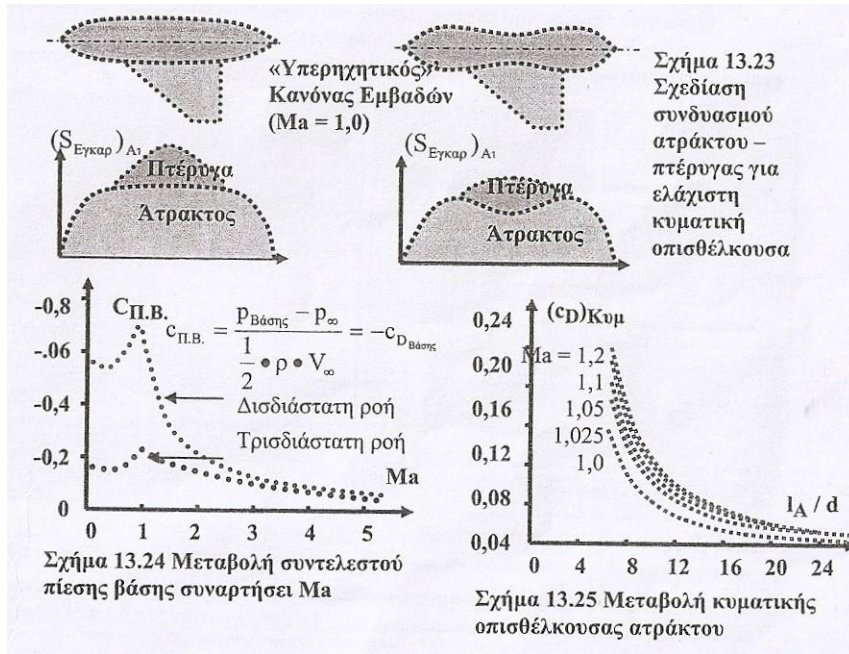
$$(c_{D_T})_A = c_T S_{\text{περ.ατρακτ}} / S_{\text{ατρακτ}} \quad (3.82)$$

Ο συντελεστής πίεσης $(c_D)_{\text{πίεσης}}$ υπολογίζεται για 0,6 Ma από τη σχέση:

$$(c_D)_{\text{πίεσης}} = (c_T)_{Ma=0,6} \left[\frac{60}{(I_A / d)^3} + 0,0025 \frac{I_A}{d} \right] \frac{S_{\text{περ.ατρακτ}}}{S_{\text{ατρακτ}}} \quad (3.83)$$

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας βάσης $(c_D)_{\text{βάσης}}$ υπολογίζεται από τη σχέση:

$$(c_D)_{\text{βάσης}} = -c_{\text{Π.Β.}} (d_{\text{βάσης}} / d)^2 \quad (3.84)$$



3.5.1.3. Υπερηχητική περιοχή

Ο υπερηχητικός συντελεστής της ατράκτου $(c_{D0})_A$ δίδεται από τη σχέση:

$$(c_{D0})_A = c_{D_T} + (c_D)_{εμ.ατρ} + (c_D)_{οπ.ατρα} + (c_D)_{βασης} + (c_D)_{οπ.ατρ.αλλη} \quad (3.85)$$

Όπου ο συντελεστής c_{D_T} υπολογίζεται από την εξ.13.82, ο συντελεστής c_T υπολογίζεται όπως στην πτέρυγα και ο συντελεστής $(c_D)_{βασης}$ υπολογίζεται από την εξ.13.84. Οι υπόλοιποι συντελεστές υπολογίζονται από διαγράμματα.

3.6. Αεροσκάφος

3.6.1. Άντωση

Γενικά. Στην παρούσα παράγραφο περιγράφεται η μέθοδος υπολογισμού, σε πρώτη προσέγγιση του συντελεστή άντωσης ολόκληρου του αεροσκάφους μαζί με τα συγκροτήματα και εξωτερικά του φορτία. Υπάρχουν αρκετές μέθοδοι υπολογισμού του συντελεστή άντωσης του αεροσκάφους. Μία απλή προσεγγιστική μέθοδος θεωρεί την άτρακτο κεντρικό τμήμα της πτέρυγας και το αεροσκάφος <<βκαθαρό>>, δηλ. χωρίς σκέλη με τα πτερύγια καμπυλότητας και πηδάλια κλίσης σε μηδενική κλίσης, σε μηδενική γωνία απόκλισης κ.τ.λ. ο συντελεστής άντωσης του αεροσκάφους υπολογίζεται από τη γραμμική σχέση:

$$(c_L)_{α/φους} = \left[\alpha_{ατρ} - (\alpha_{L_0})_{ατρ} \right] (dc_L / da) \quad (3.86)$$

Για αεροσκάφος με προωθητικό σύστημα εκτός λειτουργίας ισχύει:

$$(c_L)_{α/φους} = (c_L)_{α/φου-ουρ} + (c_L)_{ουρ} \frac{S_{ουρ}}{S} \frac{q_{ουρ}}{q} \quad (3.87)$$

Ο συντελεστής c_L του αεροσκάφους του αεροσκάφους μπορεί να υπολογισθεί και από τη συνθήκη της διαμήκης ευστάθειας. Ο πιο απλός τρόπος υπολογισμού του συντελεστή c_L του

αεροσκάφους είναι από στατιστικά στοιχεία του c_L των αεροσκαφών που κατασκευάστηκαν διαχρονικά.

Πτέρυγα	Βασικό Α/φος	Πτέρυγα/Ατρακτος Αεραγωγοί, κ.τ.λ.	Βασικό Α/φος
	Σύσ. Προσγείωσης		Σύσ. Προσγείωσης
Ατρακτος	Πτερύγια καμπυλότητας	Κάθετο σταθερό	Επαγόμενη (Οφειλόμενη στην άντωση)
Ουραίο πτέρωμα	Επαγόμενη (Οφειλόμενη στην άντωση)	Επαγόμενη (Οφειλόμενη στην άντωση)	
Αεραγωγοί			
Αλληλεπίδραση			
Επαγόμενη (Οφειλόμενη στην άντωση)			
Πλεύση $Ma_{00} = 0,8$		Πλεύση $Ma_{00} = 2,2$	
Απογείωση		Απογείωση	
α) Υποηχητικό επιβατικό αεροσκάφος		β) Υπερηχητικό επιβατικό αεροσκάφος	

Σχήμα 13.26 Σύγκριση κατανομής οπισθέλκουσας σε πλεύση και απογείωση
α) Υποηχητικό επιβατικό αεροσκάφος και β) Υπερηχητικό επιβατικό αεροσκάφος

3.6.2. Οπισθέλκουσα

3.6.2.1. Εισαγωγή

Η ολική οπισθέλκουσα του αεροσκάφους εμπεριέχει την επιμέρους οπισθέλκουσα την επιμέρους οπισθέλκουσα του ουραίου πτερώματος, των προεξοχών του αεροσκάφους, του συστήματος προσγείωσης, του προωθητικού συστήματος, των εξωτερικών φορτίων στα μαχητικά αεροσκάφη κ.τ.λ. Επίσης, ενσωματώνει και την οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης όλων των επιμέρους τμημάτων – συγκροτημάτων του αεροσκάφους.

Η επί τοις εκατό συμμετοχή των διαφόρων τμημάτων του αεροσκάφους στην ολική οπισθέλκουσα του, προκύπτει:

- Η οπισθέλκουσα εξαρτάται από την εκάστοτε περιοχή ταχυτήτων πτήσης.
- Στην πλεύση, το μεγαλύτερο ποσοστό της οπισθέλκουσας είναι παράσιτη.
- Στην απογείωση, το μεγαλύτερο ποσοστό της οπισθέλκουσας είναι επαγόμενη.
- Στην υπερηχητική πλεύση τα 2/3 του c_D είναι κυματική οπισθέλκουσα

3.6.2.2. Παράσιτη οπισθέλκουσα

I. Υποηχητική περιοχή ταχυτήτων

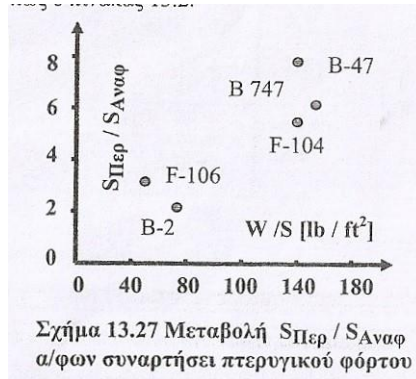
Μεθοδολογία ισοδύναμης επιφανειακής τριβής. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας ισοδύναμης επιφανειακής τριβής $(c_{DT})_{ισοδ}$ ενσωματώνει την οπισθέλκουσα που οφείλεται στη επιφανειακή τριβή και αυτήν που οφείλεται στην αποκόλληση. Επομένως, η οπισθέλκουσα του αεροσκάφους, δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$D_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} = q(c_{DT})_{ισοδ} (S_{\text{περι}})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} = q(c_{D0})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} S_{\text{αναφ}} \quad (3.88)$$

Ο συντελεστής c_{D0} ενός αεροσκάφους δίδεται από τη σχέση:

$$(c_{D0})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} = (c_{D_T})_{\text{ισοδ}} (S_{\text{περ}} / S_{\text{αναφ}}) \quad (3.89)$$

Όπου $S_{\text{αναφ}}$ η επιφάνεια αναφοράς της πτέρυγας, $S_{\text{Π}}$ η επιφάνεια του αεροσκάφους που διαβρέχεται από τη ροή, $(c_{DT})_{\text{ισοδ}}$ ο συντελεστής οπισθέλκουσας ισοδύναμης επιφανειακής τριβής και c_D ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης. Ο συντελεστής c_{D0} και $(c_{DT})_{\text{ισοδ}}$ προσδιορίζονται για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών σε πρώτη προσέγγιση από διεθνή εμπειρικά στοιχεία.



Σχήμα 13.27 Μεταβολή $S_{\text{Περ}} / S_{\text{Αναφ}}$ α/φωv συναρτήσσει πτερυγικού φόρτου

Για την περιρρεόμενη επιφάνεια του αεροσκάφους $S_{\text{περ}}$ ισχύει:

$$2S_{\text{αναφ}} < S_{\text{Περ}} < 8S_{\text{αναφ}} \quad (3.90)$$

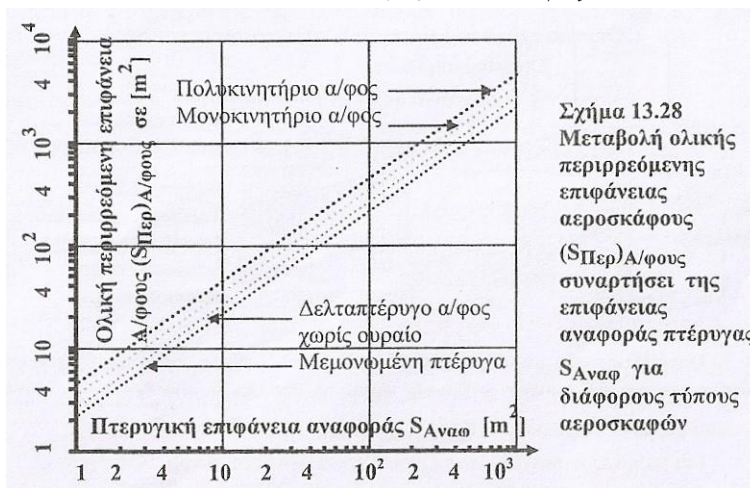
Η μεθοδολογία της ισοδύναμης επιφανειακής τριβής περιορίζεται στην υποηχητική ροή και καλύπτει μόνο την παράσιτη οπισθέλκουσα του αεροσκάφους.

Η περιρρεόμενη επιφάνεια προσδιορίζεται σε πρώτη προσέγγιση από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$(S_{\text{περ}})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} = 3,4 (S_{\text{κάτοψη}} + S_{\text{πλάγιας}}) / 2 \quad (3.91)$$

Η ισοδύναμη επιφάνεια οπισθέλκουσας $S_{\text{ισοδ}}$ ορίζεται από τη σχέση:

$$D_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} / q = (c_{D_T})_{\text{ισοδ}} (S_{\text{περ}})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} = (c_{D_0})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma} S_{\text{αναφ}} = S_{\text{ισοδ}} \quad (3.92)$$

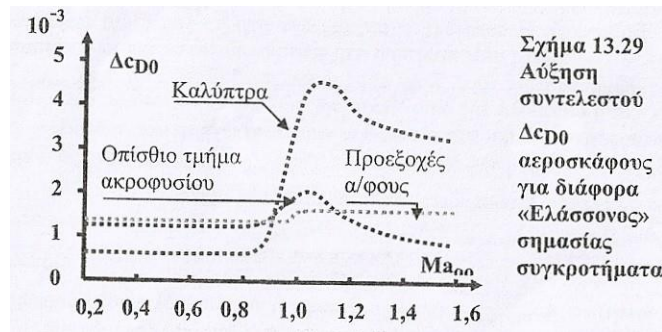


Σχήμα 13.28 Μεταβολή ολικής περιρρεόμενης επιφάνειας αεροσκάφους $(S_{\text{Περ}})_{\alpha/\varphi\omega\varsigma}$ συναρτήσσει της επιφάνειας αναφοράς πτέρυγας $S_{\text{Αναφ}}$ για διάφορους τύπους αεροσκαφών

Μέθοδος άθροισης οπισθέλκουσας επιμέρους συγκροτημάτων α/φωv. Η παράσιτη οπισθέλκουσα του αεροσκάφους ισούται με το άθροισμα των οπισθελκουσών των επιμέρους συγκροτημάτων του. Συνεπώς, μπορεί να υπολογισθεί η οπισθέλκουσα κάθε επιμέρους συγκροτήματος και εν συνεχεία η συνολική παράσιτη οπισθέλκουσα.

Μεθοδολογία περιρρεόμενης επιφάνειας. Είναι ανάλογη της μεθόδου που περιγράφεται στην προηγούμενη παράγραφο, με τη διαφορά ότι ενσωματώνει την οπισθέλκουσα πίεσης λόγω

αποκόλλησης και την αλληλεπίδραση των επιμέρους συγκροτημάτων αξιοποιώντας την περιρρέομενη και όχι την επιφάνεια αναφοράς τους.



Σχήμα 13.30 Οπισθέλκουσα σταθερού συστήματος προσγείωσης

Διαμόρφωση	Παρατηρήσεις	c^*_D		
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα και διαμορφώσεις	1,20		
	Με αεροδυναμικά διαμορφωμένα επιμέρους εξαρτήματα - συγκροτήματα	Μη αεροδυναμικές συνδεσμολογίες	0,56	
		A και B αεροδυναμικές συνδεσμολογίες	0,47	
		A, B & Γ αεροδυναμικές συνδεσμολογίες	0,43	
		Με αεροδυναμικά καλύμματα τύπου Γ σχήματος 8.124 β	0,36	
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα	27 inch αεροδυναμικοί τροχοί	0,23	
		Με αεροδυναμικά καλύμματα	Τύπου Β	0,29
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα	27 inch αεροδυναμικοί τροχοί	8.5-10 Τροχοί	0,27
			Τύπου Γ	0,25
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα	27 inch αεροδυναμικοί τροχοί	8.5-10 Τροχοί	0,25
			Αεροδυναμικά καλύμματα τροχών τύπου Α	0,31
			Αεροδυναμικά καλύμματα τροχών τύπου Γ	0,23
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα και μόνο με αεροδυναμικά καλύμματα τροχών τύπου Γ	8.5-10 Τροχοί	0,51	
			0,54	
			Κυκλικά Στυλίδια και χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα	0,05
			Αεροδυναμικά στυλίδια	Μη αεροδυναμικές ακμές (τύπος α)
	Αεροδυναμικά καλύμματα	Τύπος γ	Αεροδυναμικές ακμές (τύπος α)	0,17
			Τύπος δ	0,17
			0,38	
			0,53	
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα και μόνο με αεροδυναμικά καλύμματα τροχών τύπου Γ	8.5-10 Τροχοί	0,54	
			0,54	
	Στρογγυλεμένα στυλίδια με διχάλες (α)	8.5-10 Τροχοί	0,64	
			Αεροδυναμικά διαμορφωμένα στυλίδια με διχάλες (β)	0,42
			Αεροδυναμικά στυλίδια & καλύμματα τροχών (γ)	0,15
			Αεροδυναμικά καλύμματα τύπου (δ)	0,29
	Χωρίς αεροδυναμικά καλύμματα	8.5-10 Τροχοί	0,58	
			Με οπίσθια αεροδυναμικά καλύμματα	0,49
			Με εμπρόσθια αεροδυναμικά καλύμματα	0,41
			Με πλήρη αεροδυναμικά καλύμματα	0,27

Συντελεστής οπισθέλκουσας (c_D) Δ συγκροτημάτων ελάσσονος σημασίας .

Ως συγκρότημα ελάσσονος σημασίας θεωρούνται τα εξωτερικά φορτία, το σύστημα προσγείωσης, η καλύπτρα και το αλεξήνεμο, τα αερόφρενα, τα στυλίδια, καλώδια, κεραίες και προσαρμογείς, τα άγκιστρα ανάρτησης, η οπή – θυρίδα πυροβόλου, κ.τ.λ. Ο συντελεστής (c_D) Δ υπολογίζεται από εμπειρικές σχέσεις ή πίνακες με διεθνή στατιστικά στοιχεία.

Οπισθέλκουσα εξωτερικών φορτίων. Για την αναλογία D/q ισχύει:

$$D/d = (c_{D0})_{εξ.φορτ} S_{εγκ.διατ} = (c_{D0})_{εξ.φορτ} S_{αναφ} = S_{ισοδ} \quad (3.93)$$

Η ελάχιστη οπισθέλκουσα στις εξωτερικές δεξαμενές καυσίμου επιτυγχάνεται για λόγο λεπτότητας $1/d=4$ έως 5.

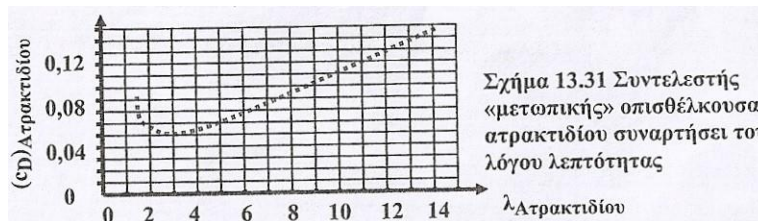
Οπισθέλκουσα καλύπτρας και ανεμοθραύστη. Η μεταβολή D/q της καλύπτρας και ανεμοθραύστη εξαρτάται από τη διαμόρφωση και συνεπώς την κατηγορία του αεροσκάφους.

Οπισθέλκουσα συστήματος προσγείωσης. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας $(c_{D0})_{\text{συστ.προσγ.}}$ του συστήματος προσγείωσης (Σ.Π.) προσδιορίζεται προσεγγιστικά από διεθνή στατιστικά στοιχεία. Συνήθως υπολογίζεται η αναλογία $(D/q)_{\text{Συστ.προσγ.}}$ της << ισοδύναμης επιφάνειας οπισθέλκουσας >>, που αναφέρεται στη μετωπική επιφάνεια του Σ.Π. , όπως στον πίνακα 13.3. Οι τιμές του συντελεστού $[(c_{D0})_{\text{Συστ.προσγ.}}]$ για διάφορους τύπους τροχών και συνδυασμών αεροδυναμικών καλυμμάτων των σταθερών σκελών.

Πίνακας 3.3 Οπισθέλκουσα συστήματος προσγείωσης	
	D/q
Κανονικοί τροχοί και ελαστικά	0,25
Δευτερεύοντες τροχοί και ελαστικά εν σειρά	0,15
Αεροδυναμικά διαμορφωμένοι τροχοί και ελαστικά	0,18
Τροχοί και ελαστικά με αεροδυναμικά καλύμματα	0,13
Αεροδυναμικά διαμορφωμένα στυλίδια	0,05
Επίπεδα ελατήρια – σκέλη	0,30

Οπισθέλκουσα ατρακτιδίων κινητήρων

Ελικοφόρα αεροσκάφη. Η μεθοδολογία υπολογισμού της οπισθέλκουσας του ατρακτιδίου του κινητήρα είναι ίδια με αυτήν της ατράκτου. Το ατρακτίδιο μαζί με την έλικα θεωρείται ως ένα αεροδυναμικά διαμορφωμένο σώμα, συνήθως με μικρό λόγο λεπτότητας και πλήρες τυρβώδες οριακό στρώμα.



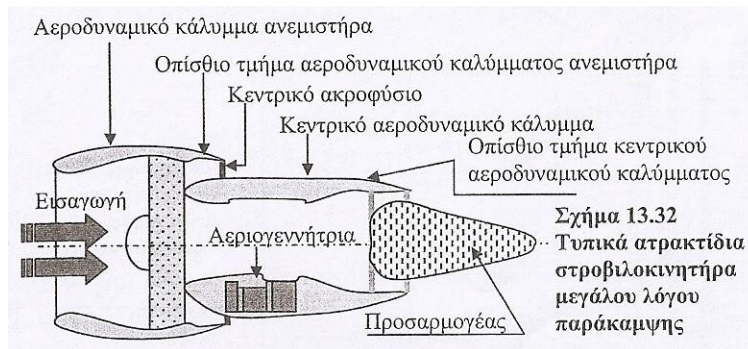
Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα. Οι στροβιλοκινητήρες έχουν συνήθως πολλαπλά εν σειρά ατρακτίδια. Η ολική οπισθέλκουσα ενός ατρακτιδίου, χωρίς την αλληλεπίδραση αποτελείται από τις επιμέρους οπισθέλκουσες του ανεμιστήρα του αεροδυναμικού καλύμματος της αεριογεννήτριας του προσαρμογέα της εσωτερικής ροής και του φορέα ανάρτησης. Κατά συνέπεια υπολογίζονται οι επιμέρους συντελεστές οπισθέλκουσας και αθροίζονται λαμβάνοντας υπόψη και την αλληλεπίδραση.

Οπισθέλκουσα οπίσθιου τμήματος ατράκτου. Η διαμόρφωση του οπίσθιου τμήματος της ατράκτου, στα επιβατικά και μεταγωγικά αεροσκάφη αυξάνει την τάση αποκόλλησης της ροής. Η

αυξημένη οπισθέλκουσα λόγω μεγάλης κλίσης του οπίσθιου τμήματος της ατράκτου, υπολογίζεται από τη σχέση:

$$(D/q) = [0,139 + 0,419(Ma - 0,161)^2] S_{\beta\alpha\sigma\eta\varsigma} \quad (3.94)$$

Όπου $S_{\beta\alpha\sigma\eta\varsigma}$ οι επιφάνειες που περιρρέονται από την αποκολλημένη ροή.



Οπισθέλκουσα ουραίου περώματος. Οι μεθοδολογίες υπολογισμού του συντελεστού οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης του οριζόντιου ($c_{D_{οριζ.ουρ}}$) και κατακόρυφου ουραίου περώματος ($c_{D_{κατ.ουρ}}$) είναι ίδιες με αυτήν της πτέρυγας.

Για χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες προσεγγιστικά ισχύουν οι σχέσεις:

$$(c_{D_0} S)_{ορ.ουρ} = 0,0054 B_{ορ.ουρ} \{ [1 + 3(t/c) \sigma \nu^2 \varphi_{0,25}] S_{ορ.ουρ} \} \quad (3.95\alpha)$$

$$(c_{D_0} S)_{καθ.ουρ} = 0,0054 B_{καθ.ουρ} \{ [1 + 3(t/c)] \sigma \nu^2 \varphi_{0,25} \} S_{καθ.ουρ} \quad (3.95\beta)$$

Όπου σε πρώτη προσέγγιση : $B_{ορ.ουρ} = B_{καθ.ουρ} = 1,24$ στα κλασσικά αεροσκάφη και 1,30 βραχείας απογείωσης – προσγείωσης t/c μέσο σχετικό πάχος $\varphi_{0,25}$ γωνία βέλους στο $1/4$ της χορδής και $S_{ανφ}$ το εμβαδόν αναφοράς της πτέρυγας.

3.6.2.3. Οπισθέλκουσα κινητήρα σε κράτηση

Εισαγωγή. Η δυνατότητα πτήσης των στρατιωτικών και επιβατικών αεροσκαφών σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα στη φάση απογείωσης και αναρρίχησης, καθορίζεται στις προδιαγραφές τους. Στη παράγραφο αυτή εξετάζεται εκτός από τη μείωση της ώσης και η μεταβολή της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους, λόγω του ακίνητου ή ελεύθερα περιστρεφόμενου έλικα στα ελικοφόρα και του κινητήρα στα στροβιλοφόρα αεροσκάφη.

Η ολική αύξηση της οπισθέλκουσας $\Delta c_{D_{αστοχ}}$ μετά από αστοχία – κράτηση του κινητήρα σε πλεύση υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\Delta c_{D_{αστοχ}} = \Delta c_{\Delta\epsilon\lambda.\pi\epsilon\rho\iota\sigma\tau.} + \Delta c_{D_{\epsilon\lambda\iota\kappa}} + \Delta c_{D_{\alpha\sigma\upsilon\mu\pi}} \quad (3.96)$$

Όπου $\Delta c_{D_{\epsilon\lambda.\pi\epsilon\rho\iota\sigma\tau.}}$ είναι η αύξηση της οπισθέλκουσας του ελεύθερα περιστρεφόμενου έλικα ή κινητήρα, $\Delta c_{D_{\epsilon\lambda\iota\kappa}}$ η αύξηση της οπισθέλκουσας μορφής του έλικα και $\Delta c_{D_{\alpha\sigma\upsilon\mu\pi}}$ η αύξηση της οπισθέλκουσας λόγω ασυμπίεστης ροής.

Οπισθέλκουσα ελεύθερα περιστρεφόμενου στροβιλοκινητήρα. Η ολική οπισθέλκουσα ενός ελεύθερα περιστρεφόμενου στροβιλοκινητήρα αποτελείται από την εξωτερική και εσωτερική οπισθέλκουσα. Σε πρώτη προσέγγιση για έναν ελεύθερα περιστρεφόμενου στροβιλοκινητήρα σε υποηχητική πτήση ισχύει:

$$(D/q)_{\epsilon.\pi\epsilon\rho\iota\sigma\tau\rho.} = 0,3 S_{\mu\epsilon\tau\omega\pi.\kappa\iota\eta\eta\tau.} \quad (3.97)$$

Μορφική οπισθέλκουσα έλικας σε ακινησία. Η οπισθέλκουσα της έλικας υπολογίζεται από της εξής σχέσεις:

$$\text{Πτερωμένη έλικα: } (D/d)_{\text{πτερ.ελικ}} = 0,1\sigma A_{\text{Δίσκοςέλικας}} \quad (3.98)$$

$$\text{Μη πτερωμένη έλικα: } (D/q)_{\text{μηπτερ.ελικ}} = 0,8\sigma A_{\text{Δίσκοςέλικας}} \quad (3.99)$$

Σημειώνεται ότι σε ακίνητη έλικα που έχει πτερωθεί, τα πτερύγια της ευθυγραμμίζονται με την ελεύθερη ροή (τα χείλη προσβολής των πτερυγίων έχουν στραφεί προς τα εμπρός) για ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας. Όταν το βήμα της έλικας είναι σταθερό τότε δεν επιδέχεται πτέρωση. Οι μικροί εμβολοκινητήρες φέρουν συνήθως δύο πτερύγια. Οι εμβολοκινητήρες αυξημένης ταχύτητας πτήσης, καθώς και οι μικροί ελικοστροβιλοκινητήρες φέρουν κατά κανόνα τέσσερα πτερύγια.

Οπισθέλκουσα λόγω ασύμμετρων συνθηκών πτήσης. Σε περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα σε ένα πολυκινητήριο αεροσκάφος, δημιουργούνται ροπές εκτροπής και περιστροφής που πρέπει να αντισταθμισθούν με αντίστοιχες αποκλίσεις του πηδαλιού διεύθυνσης, πηδαλίων κλίσης ή και καταστροφών άντωσης. Ο χειριστής του αεροσκάφους αμέσως μετά την κράτηση του κινητήρα οφείλει να επιλέξει τη γωνία κλίσης ή την πλαγιολίσθηση σε συγκεκριμένα περιθώρια σύμφωνα με τα εγχειρίδια πτήσης του αεροσκάφους.

Γενικά, στις ασύμμετρες συνθήκες πτήσης το μεγαλύτερο ποσοστό αύξησης της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους οφείλεται στο κατακόρυφο ουραίο πτέρωμα.

3.6.2.4. Οπισθέλκουσα διαρροών και προεξοχών

Οι διαρροές ροής, οι εξοχές, ασυνέχειες, ανωμαλίες των επιφανειών, οι κεραίες, τα εξωτερικά φώτα, οι ακμές των διαφόρων θυρών και θυρίδων προσιτότητας, οι οπές εξαερισμού και καυσίμου, οι εξωτερικοί γυγγλισμοί των επιφανειών ελέγχου και οι διάφορες κατασκευαστικές ατέλειες και οι τραχύτητες των επικαλύψεων, επηρεάζουν το οριακό στρώμα και αυξάνουν σε πολύ μικρό ποσοστό την παράσιτη οπισθέλκουσα του αεροσκάφους. Η αύξηση της συνολικής παράσιτης οπισθέλκουσας του αεροσκάφους λόγω των ανωτέρω επιδράσεων, ανέρχεται σε 2-5% για επιβατικά και βομβαρδιστικά αεροσκάφη, 5-10% για σύγχρονα μαχητικά αεροσκάφη.

3.6.2.5. Οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης

Η οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης μειώνεται με αεροδυναμικά καλύμματα και επικαλύψεις στις συνδεσμολογίες των διαφόρων συγκροτημάτων και ο ακριβής υπολογισμός της είναι χρονοβόρος. Σε πρώτη προσέγγιση ισχύουν τα ακόλουθα.

Αλληλεπίδραση πτέρυγας – ατράκτου. Η αύξηση της επαγόμενης οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης του συνδυασμού πτέρυγας – ατράκτου, δίδεται από τη σχέση:

$$\Delta_{\text{αλληλ.}} c_{D_{\text{ατράκτ}}} = \frac{0,55}{1+\lambda} \frac{d_{\text{ατράκτ}}}{b} \left(2 - \pi \frac{d_{\text{ατράκτ}}}{b} \right) \frac{c_L^2}{\pi \Lambda} \quad (3.100)$$

Η αύξηση της πράσιτης οπισθέλκουσας δίδεται προσεγγιστικά από τη σχέση:

$$\Delta_{\text{αλληλ.}}(c_D S)_{\text{παρ}} = 9c_T t_{\text{ριζ}} c_{\text{ριζ}} \sigma \nu \varphi_{1/2}^2 \quad (3.101)$$

Για τα χαμηλοπτέρυγα και υψηλότερα αεροσκάφη ισχύει:

Αλληλεπίδραση ατρακτιδίων ελικοφόρων αεροσκάφων. Η οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης ατρακτιδίων υπολογίζεται από τις σχέσεις:

$$\text{Χαμηλοπτέρυγα αεροσκάφη : } \Delta_{\text{αλληλ.}}(c_D S)_{\text{ατρ}} = 0,004S_{\text{μετωπ}} \quad (3.102)$$

$$\text{Υψηλοπτέρυγα αεροσκάφη : } \Delta_{\text{αλληλ.}}(c_D S)_{\text{ατρ}} = 0,008S_{\text{μετωπ}} \quad (3.103)$$

Αλληλεπίδραση ατρακτιδίων – αεροσκάφους με αεριοστροβιλοκινητήρα. Η οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης των ατρακτιδίων αεροσκάφους με αεριοστροβιλοκινητήρα, εξαρτάται κυρίως από την θέση του εμπρόσθιου και οπίσθιου τμήματος, την απόσταση του διαμήκη άξονα του ατρακτιδίου από τη χορδή της πτέρυγας και την εκροή των αερίων υψηλής ταχύτητας του κινητήρα. Ενδεικτικές τιμές του συντελεστού c_{D0} και του αντίστροφου του συντελεστού $1/e$ αναφέρονται στον πίνακα 13.4.

Πίνακας 3.4 Τιμές συντελεστή παράσιτης οπισθέλκουσας c_{D0} και $1/e$		
Κατηγορία αεροσκάφους	C_{D0}	$1/e$
Υποχηρικά αεροσκάφη jet	0,014-0,02	1,25
Μεταφορικό δικινητήριο με ελικοστροβιοκινητήρα	0,02-0,03	1,2-1,3
Μεταφορικό δικινητήριο, εμβολοφόρο αεροσκάφος	0,025-0,04	1,35-1,45
Μονοκινητήριο εκπαιδευτικό, τουριστικό α/φος		
Ανασυρόμενα σκέλη	0,02-0,03	1,3-1,5
Σταθερά σκέλη	0,025-0,04	1,3-1,5
Ερασιτεχνικά	0,02-0,04	1,3-1,5
Αγροτικά, ρυμουλκά αενεμοπλάνων	0,06	1,35-1,5
Αγροτικά ψεκαστικά	0,07-0,08	1,35-1,5

3.6.3. Διηχητική περιοχή ταχυτήτων

Αριθμός Mach απόκλισης δύναμης $(Ma)_{\Delta,\Delta}$

Η διηχητική περιοχή ταχυτήτων εκτείνεται από 0,8 - 1,2 Ma περίπου αρχίζοντας από το κρίσιμο αριθμό $(Ma)_{\text{κριτ}}$ στον οποίο εμφανίζεται το πρώτο κύμα κρούσης. Στον αριθμό Mach απόκλισης δύναμης αρχίζει η έντονη αύξηση του c_D και μετά από αυτόν τα κύματα κρούσης καθορίζουν την οπισθέλκουσα του αεροσκάφους.

Στην αρχική φάση σχεδίασης λαμβάνεται:

$$(c_L)_{\text{σχεδιασ}} = (c_L)_{\text{πλεύσης}} \quad (3.104)$$

Οι διάφορες μεθοδολογίες προσδιορισμού της οπισθέλκουσας της πτέρυγας και της ατράκτου και της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης στη διηχητική περιοχή, είναι χρονοβόρες και ανακριβείς.

Συνδυασμός πτέρυγας – ατράκτου – ουραίου πτερώματος

Η μέγιστη οπισθέλκουσα των κύριων συγκροτημάτων του αεροσκάφους εμφανίζεται στον αριθμό $Ma_{ΑΔ}$ των κύριων συγκροτημάτων του πρέπει να είναι διαφορετικοί. Οι συντελεστές οπισθέλκουσας της πτέρυγας και της ατράκτου, πρέπει να αναφέρονται στην ίδια επιφάνεια, για να είναι δυνατή η άθροιση τους. Ο συνδυασμός πτέρυγας – ατράκτου με βελοειδή πτέρυγα εμφανίζει μικρότερο συντελεστή οπισθέλκουσας έναντι της μη βελοειδούς πτέρυγας. Η μείωση της οπισθέλκουσας ιδιαίτερα στην διηχητική περιοχή, επιτυγχάνεται με την κατανομή του όγκου του αεροσκάφους σύμφωνα με τον νόμο των εμβαδών.

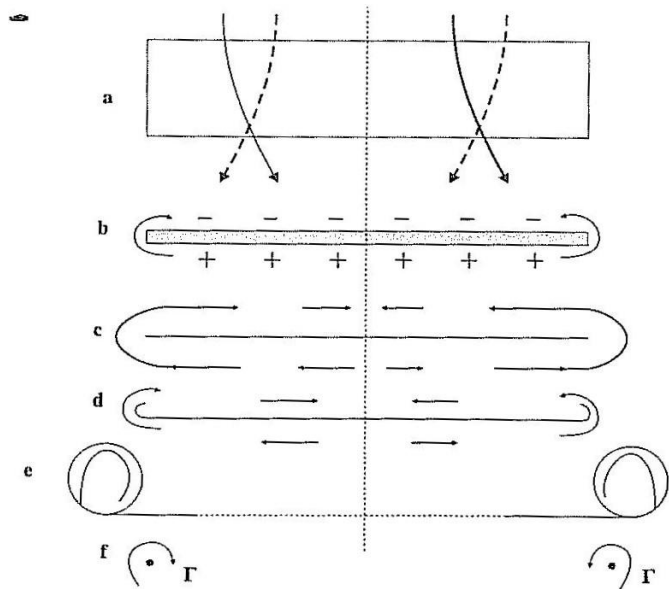
3.7 Πεπερασμένη Πτέρυγα

3.7.1. Χαρακτηριστικά Ροής σε Πεπερασμένη Πτέρυγα.

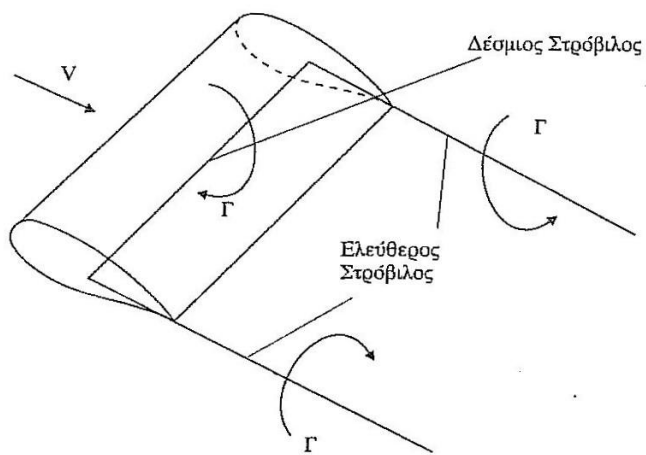
Στις πτέρυγες απείρου εκτετάσματος, με τις οποίες ασχοληθήκαμε προηγούμενα, η ροή σε όλες τις τομές κάθετα προς τον εγκάρσιο άξονα της πτέρυγας είναι η ίδια (διδιάστατη ροή). Αντίθετα στις πτέρυγες πεπερασμένου ανοίγματος, η ροή είναι τρισδιάστατη, επειδή οι διαφορές της πίεσης μεταξύ της ράχης και της κοιλίας εξισορροπούνται στα άκρα της πτέρυγας και έτσι προκαλείται μια ροή γύρω από τα άκρα αυτής.

Αυτή η εξισορρόπηση της πίεσης γύρω από τα άκρα των πτερυγών, και η οποία παρουσιάζεται σχηματικά στο Σχήμα (7.1b), έχει σαν αποτέλεσμα την αλλαγή της διεύθυνσης των αερονηματίων στην ράχη της πτέρυγας προς τα μέσα, και των αερονηματίων στην κοιλία προς τα έξω (Σχήμα (7.1α)). Έτσι τα αερονημάτια, τα οποία συναντιούνται πίσω από την πτέρυγα, έχουν διαφορετική κατεύθυνση και σχηματίζουν μία διαχωριστική επιφάνεια, με ροή προς τα μέσα στη ράχη της πτέρυγας και προς τα έξω στην κοιλία (Σχήμα (7.1c)). Η διαχωριστική αυτή επιφάνεια έχει την τάση, να κινείται συνεχώς αντίθετα προς το ρεύμα (Σχήμα (7.1b)) και να σχηματίζει δύο στροβίλους, με αντίστροφη έννοια στροφής, των οποίων οι άξονες συμπίπτουν περίπου με την διεύθυνση της ροής (Σχήμα (7.1e) και (7.1f)).

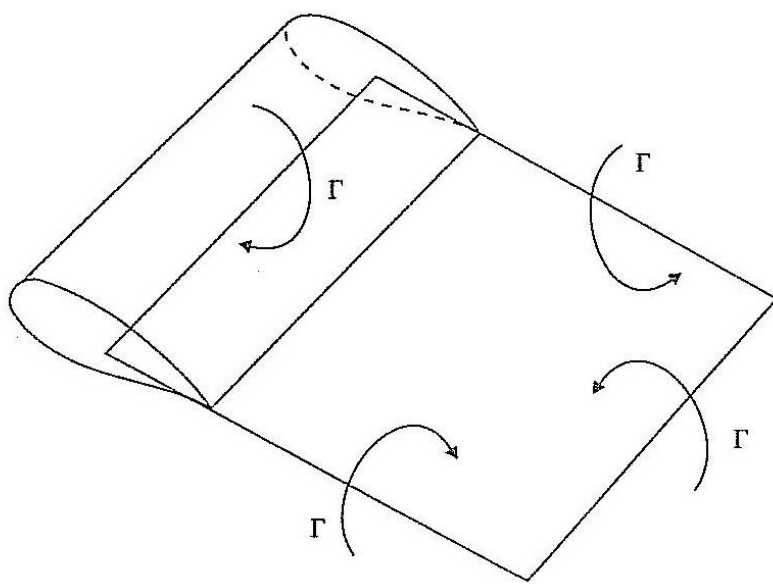
Κατά αυτό τον τρόπο λαμβάνουμε πίσω από την πτέρυγα δύο ισχυρούς στροβίλους, οι οποίοι ονομάζονται "ελεύθεροι στροβίλοι". Αυτοί εκκινούν από τα άκρα της πτέρυγας και όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.2) σχηματίζουν μαζί με το "δέσμιο" αντωτικό στροβίλο της πτέρυγας τον λεγόμενο "πεταλοειδή" στροβίλο της πτέρυγας. Εάν δε λάβουμε υπ' όψη και τον στροβίλο εκκίνησης, αντί του ανοικτού, πεταλοειδή στροβίλου, έχουμε τον ορθογωνίου σχήματος "κλειστό στροβίλο" (Σχήμα(7.3)).



Σχήμα (7.1)



Σχήμα (7.2)



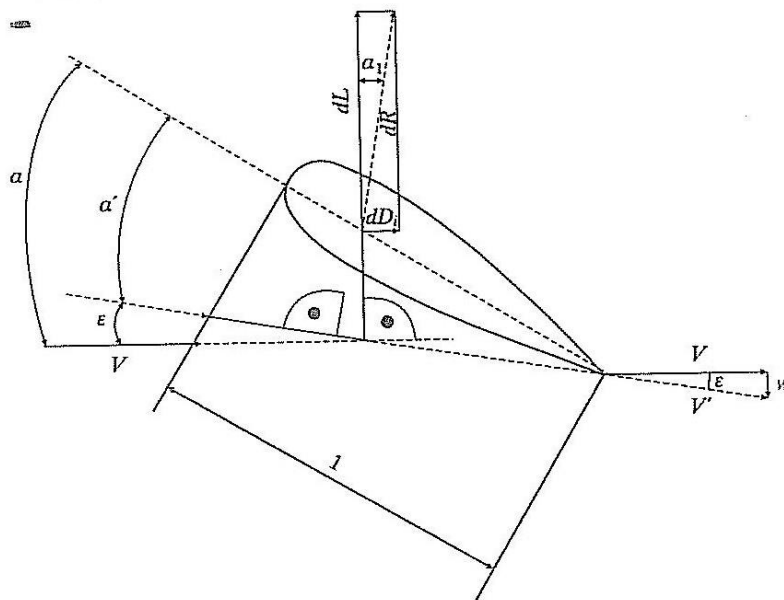
Σχήμα (7.3)

Η κύρια συνέπεια των ελευθέρων στροβίλων ή των στροβίλων των ακροπτερυγίων, όπως συνήθως λέγονται, είναι, ότι ο αέρας στην άμεση γειτονιά της πτέρυγας και πίσω από αυτή, υποχρεώνεται σε εκτέλεση μίας καθοδικής κίνησης. Αυτό το φαινόμενο είναι γνωστό ως επαγόμενο κατώρευμα ή απλώς κατώρευμα. Αυτό μετριέται είτε με την ταχύτητα κατω- ρεύματος, η οποία συνήθως συμβολίζεται με W , είτε με τη γωνία κατωρεύματος, ε . Αυτές οι δύο παράμετροι συνδέονται μεταξύ τους, όπως φαίνεται από το τρίγωνο των ταχυτήτων του Σχήματος (7.4) με τη σχέση:

$$\tan \varepsilon = \frac{W}{V} \quad (3.7.1)$$

Επειδή όμως η επαγόμενη ταχύτητα είναι μικρή, συγκριτικά με την ταχύτητα πτήσης, η γωνία κατωρεύματος είναι γενικά πολύ μικρή, οπότε:

$$\tan \varepsilon = \varepsilon \quad (3.7.2)$$



Σχήμα (7.4)

Έτσι, η σχέση (3.7.1) γίνεται:

$$\varepsilon = \frac{W}{V} \quad (3.7.2)$$

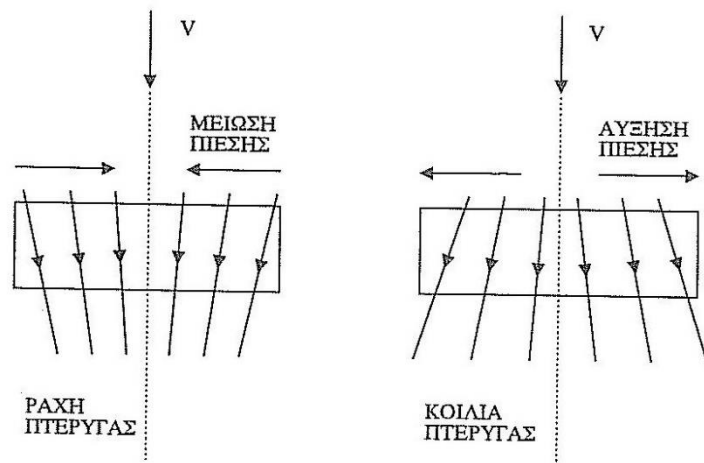
όπου το ε μετριέται σε ακτίνια.

Γενικά, η γωνία κατωρεύματος μεταβάλλεται κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας. Υπάρχουν όμως περιπτώσεις, στις οποίες το κατώρευμα είναι σταθερό κατά μήκος του εκπετάσματος, και αυτό θεωρείται κατά προσέγγιση σωστό για ευθείες πτέρυγες και ελαφρά κωνικές. Το κατώρευμα επίσης μεταβάλλεται και κατά την διεύθυνση της ροής. Φθάνει την μέγιστη τιμή του σε μία απόσταση λίγο μεγαλύτερη από το μήκος μιας χορδής, πίσω από το χείλος εκφυγής. Το κατώρευμα είναι σημαντικό για δυο λόγους:

α) Ελαττώνει την αποτελεσματική γωνία προσβολής της πτέρυγας. Αυτό επηρεάζει τα χαρακτηριστικά της άντωσης και της οπισθέλκουσας.

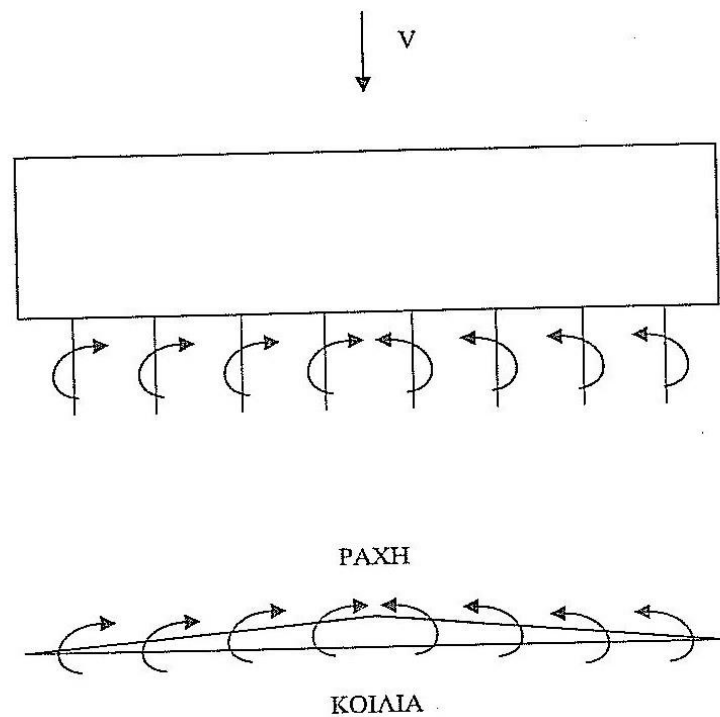
β) Σε σχεδιάσεις συμβατικών αεροσκαφών, το κατώρευμα επηρεάζει την ροή γύρω από το ουραίο πτέρωμα. Αυτά έχει σημαντικές επιπτώσεις σχετικά με την ευστάθεια του αεροσκάφους. Γενική

θεώρηση της ροής γύρω από μια πεπερασμένη πτέρυγα, καθώς και των στροβίλων που δημιουργούνται γύρω από αυτή, δίνεται στα παρακάτω Σχήματα (7.5).



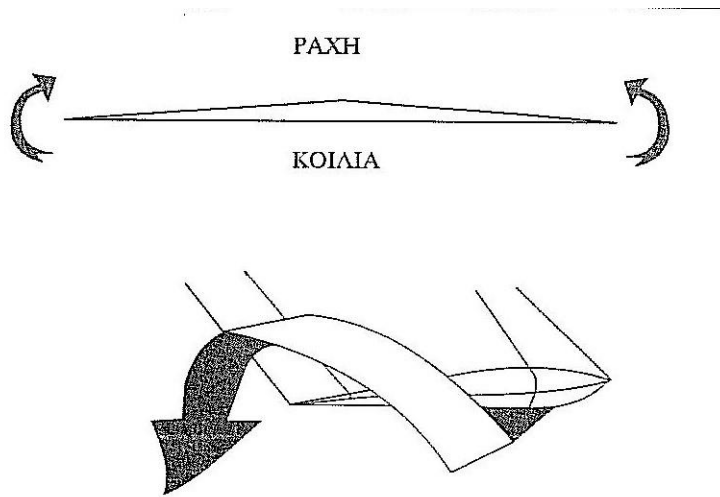
Σχήμα (7.5)

Σ' αυτά το Σχήμα βλέπουμε, ότι η ροή θα αφήνει την πτέρυγα, σε κάθε σημείο του χείλους εκφυγής της, προς δυο διαφορετικές διευθύνσεις και τελικά θα έχουμε σχηματισμό στροβιλισμών, όπως δείχνει το Σχήμα (7.6).



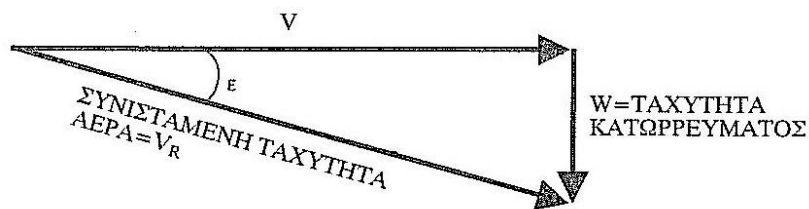
Σχήμα (7.6)

Πειραματικά φαίνεται, ότι αυτή η κατάσταση δεν είναι σταθερή, στην πραγματικότητα ο αέρας έχει ιξώδες, με αποτέλεσμα όλοι αυτοί οι μικροί στροβιλισμοί, να συγκεντρώνονται στα ακροπτερύγια, σχηματίζοντας δυο μεγάλους στροβιλισμούς, όπως δείχνει το Σχήμα (7.7).



Σχήμα (7.7)

Η ύπαρξη αυτών των στροβιλισμών, έχει σαν αποτέλεσμα τη δημιουργία ενός Κατωρεύματος, δηλαδή, η ταχύτητα του αέρα στην περιοχή της πτέρυγας έχει και μια συνιστώσα W προς τα κάτω (Σχήμα (7.8)), όπως αποδείξαμε προηγούμενα.



Σχήμα (7.8)

3.7.2 Υπολογισμός της Άντωσης σε Πεπερασμένη Πτέρυγα

Η ανάλυση, των φαινομένων της τρισδιάστατης ροής, σε πτέρυγες πεπερασμένου ανοίγματος, με βάση τη στροβιλική θεωρία, δόθηκε αρχικά από τον L. Prandtl (1917), ο οποίος γενίκευσε ορισμένες ποιοτικές σκέψεις που είχε διατυπώσει νωρίτερα ο

F. W. Lanchester (1894).

Για τη μελέτη των φαινομένων της πεπερασμένης πτέρυγας, θεωρούμε,

«ότι αέρας που επηρεάζεται, δηλαδή εκτρέπεται κάτω από την πτέρυγα, είναι εκείνος που περιέχεται σ' ένα φανταστικό κύλινδρο, του οποίου η διάμετρος της βάσης είναι ίση με το εκπέτασμα της πτέρυγας, όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.9). Εφαρμόζοντας τώρα το νόμο του Newton για τον κύλινδρο του Σχήματος αυτού, λαμβάνουμε:

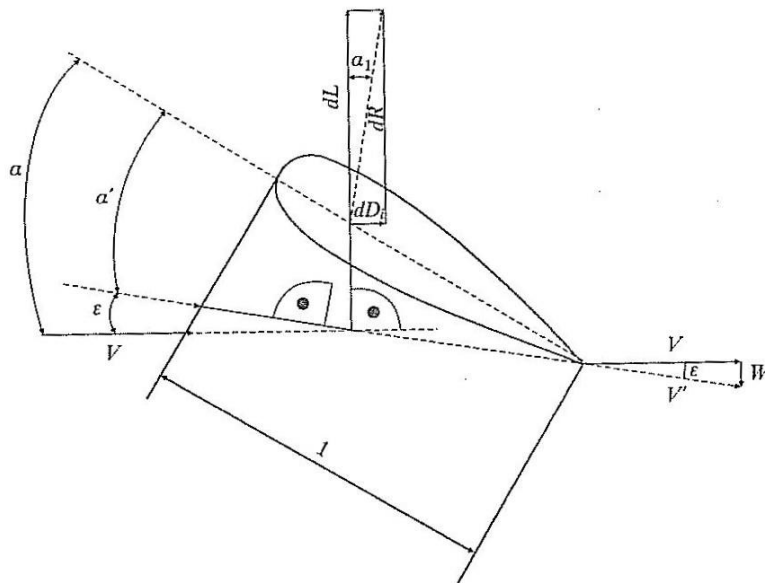
$$F = m \frac{dV}{dt} = \frac{m}{dt} dV = \dot{m} dV \quad (3.7.4)$$

όπου m είναι η ανά μονάδα χρόνου ρέουσα μάζα του αέρα από τον μέσα κύλινδρο.

και η γωνία του κατωρεύματος μηδενίζεται, ένα συμπέρασμα, στο οποίο εύκολα καταλήγουμε από το γεγονός ότι, η προς τα κάτω μεταβολή της ορμής, δημιουργείται μόνο ως αντίδραση στην άντωση.

3.7.3 Μεταβολή της Άντωσης σε Πεπερασμένη Πτέρυγα.

Ας θεωρήσουμε μια πεπερασμένη πτέρυγα τοποθετημένη σε γεωμετρική γωνία προσβολής α σε ένα ρεύμα αέρα, όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.10). Όπως είναι φυσικό, εξ' αιτίας του κατωρεύματος, η αποτελεσματική γωνία προσβολής ελαττώνεται σε μία τιμή α' , δηλαδή, η πτέρυγα δίνει μόνο την άντωση εκείνη, που θα έδινε μια διδιάστατη πτέρυγα της ίδιας τομής, σε γωνία προσβολής α' . Αυτό σημαίνει ότι μια πεπερασμένη πτέρυγα δίνει γενικά λιγότερη άντωση από μια διδιάστατη πτέρυγα της ίδιας τομής, τοποθετημένη στην ίδια γεωμετρική γωνία προσβολής.



Σχήμα (7.10)

Εξαιτίας αυτής της παρατήρησης, θεωρείται ενδιαφέρουσα η σύγκριση της καμπύλης άντωσης, για μια πεπερασμένη πτέρυγα, με αυτή μιας διδιάστατης πτέρυγας της ίδιας τομής. Κατ' αρχάς για μηδενική άντωση, δεν υπάρχει κατώρευμα, και επομένως δεν υπάρχει καμιά ελάττωση στην αποτελεσματική γωνία προσβολής της πτέρυγας. Έτσι, οι δύο πτέρυγες έχουν την ίδια γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης. Όπως, όμως, αποδείξαμε προηγούμενα, η επίδραση του κατωρεύματος αυξάνει με το συντελεστή άντωσης, δηλαδή με τη γωνία προσβολής, σύμφωνα με τη σχέση:

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi\Lambda} \quad (3.7.16)$$

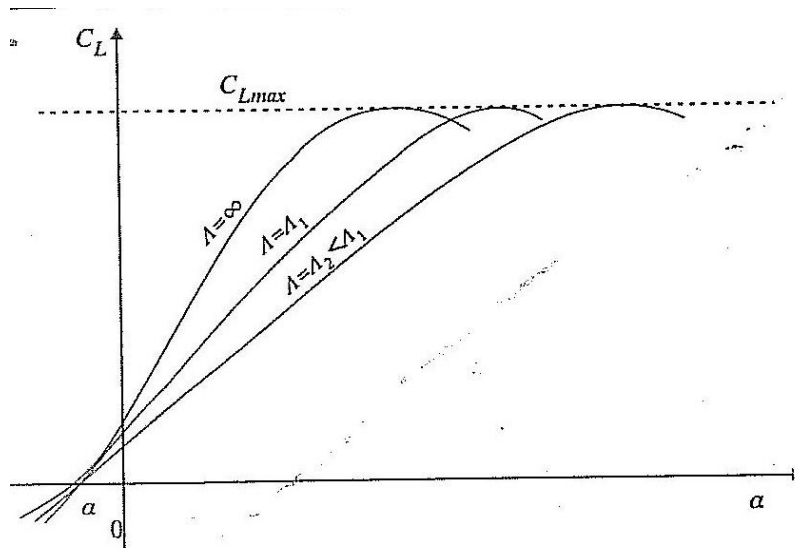
Έτσι, το ποσοστό της άντωσης που χάνει μια πεπερασμένη πτέρυγα, συγκρινόμενη με τη διδιάστατη, αυξάνει με τη γωνία προσβολής και αυτά συνεπάγεται ότι όχι μόνο η άντωση είναι λιγότερη σε κάθε γωνία προσβολής, αλλά και ότι η κλίση της καμπύλης της άντωσης είναι επίσης μικρότερη. Η καμπύλη άντωσης όμως, παραμένει γραμμική, μέσα στο ίδιο πεδίο τιμών της γωνίας προσβολής, διότι το ε είναι ανάλογο του C_L , όπως φαίνεται από , τη σχέση (3.7.16).

Μία άλλη ενδιαφέρουσα επίδραση του κατωρεύματος είναι ότι, όταν η πεπερασμένη πτέρυγα φθάνει στη γεωμετρική γωνία προσβολής, στην οποία η διδιάστατη πτέρυγα χάνει τη στήριξη της, η αποτελεσματική γωνία προσβολής είναι ακόμα μικρότερη της τιμής απώλειας στήριξης. Έτσι, η γεωμετρική γωνία προσβολής μπορεί να συνεχίσει να αυξάνει, μέχρις ότου ο συντελεστής άντωσης φθάσει στην ίδια μέγιστη τιμή, όπως και στη διδιάστατη περίπτωση.

Τέλος, όπως διαπιστώσαμε από τη σχέση (3.7.16), η γωνία κατωρεύματος αυξάνει όταν ο λόγος εκπετάσματος Λ ελαττώνεται. Έτσι για ακόμα μικρότερους λόγους εκπετάσματος, οι τάσεις που περιγράφηκαν προηγούμενα εντείνονται, δηλαδή η κλίση της καμπύλης άντωσης ελαττώνεται ακόμα περισσότερο και η γωνία απώλειας στήριξης αυξάνει ανάλογα.

Οι καμπύλες, οι οποίες απεικονίζονται στο Σχήμα (7.11) παρουσιάζουν τη συμπεριφορά αυτή της καμπύλης άντωσης, για μια πεπερασμένη πτέρυγα. Στο σημείο αυτό, θα πρέπει να αναφέρουμε, ότι τα συμπεράσματα αυτά απορρέουν από θεωρητικά αποτελέσματα. Στην πράξη, η απώλεια στήριξης δεν καθυστερεί τόσο πολύ όσο προηγούμενα αναφέραμε και ο

μέγιστος συντελεστής άντωσης επομένως πέφτει ελαφρά όσο ο λόγος εκπετάσματος ελαττώνεται.



Σχήμα (7.11)

3.7.4 Επαγωγική Οπισθέλκουσα

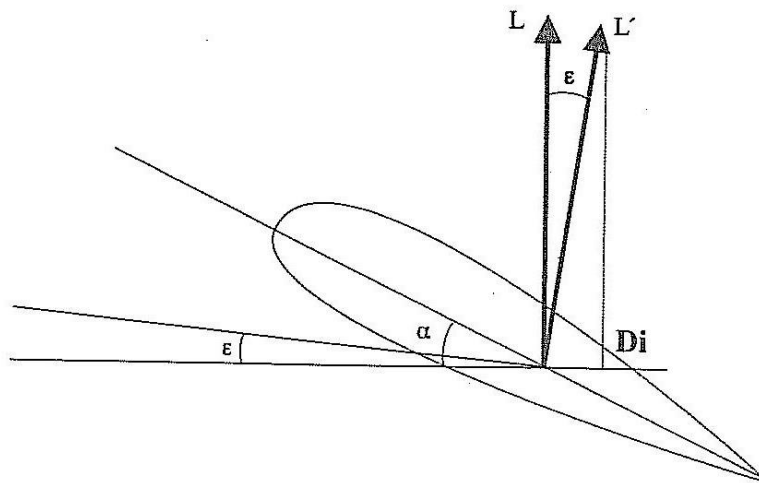
Το σπουδαιότερο αποτέλεσμα της δημιουργίας των ελεύθερων στροβίλων είναι, ότι η πτέρυγα πεπερασμένου ανοίγματος, σε αντίθεση με την πτέρυγα απέραντου ανοίγματος, δέχεται μια επιπλέον οπισθέλκουσα, η οποία ονομάζεται Επαγωγική Οπισθέλκουσα.

Για να υπολογίσουμε την Επαγωγική Οπισθέλκουσα μιας πεπερασμένης πτέρυγας, εργαζόμαστε ως εξής. Γνωρίζουμε ότι η γωνία κατωρεύματος δίνεται από τη σχέση :

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi\Lambda} \quad (3.7.17)$$

Αυτό συνεπάγεται, ότι η αποτελεσματική γωνία προσβολής της πτέρυγας ελαττώνεται κατά ε , όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.12)

Από το γεγονός λοιπόν ότι η κατεύθυνση της ροής στρέφεται κατά γωνία ε , η δύναμη της άντωσης L , κλίνει προς τα πίσω κατά την ίδια γωνία, δεδομένου ότι πρέπει να είναι κάθετη προς το ρεύμα του αέρα.



Σχήμα (7.12)

Αυτή η δύναμη τώρα έχει μία συνιστώσα κατά τη διεύθυνση της αδιατάρακτης ροής και αυτή είναι η Επαγωγική Οπισθέλκουσα D_i , και μία συνιστώσα κάθετη προς τη διεύθυνση της ροής και αυτή είναι η Άντωση. Έτσι, από το Σχήμα (7.12) έχουμε:

$$L = L' \cos \varepsilon \quad (3.7.18)$$

Και

$$D_i = L' \sin \varepsilon \quad (3.7.19)$$

Διαιρώντας αυτές δε κατά μέλη έχουμε:

$$D_i = L \tan \varepsilon = L \varepsilon \quad (3.7.20)$$

αφού η ε είναι μικρή.

Αντικαθιστώντας στην (7.20) τα μεγέθη με τα οποία εκφράζονται η οπισθέλκουσα και η άντωση έχουμε:

$$C_{D_i} = C_L \varepsilon \quad (3.7.21)$$

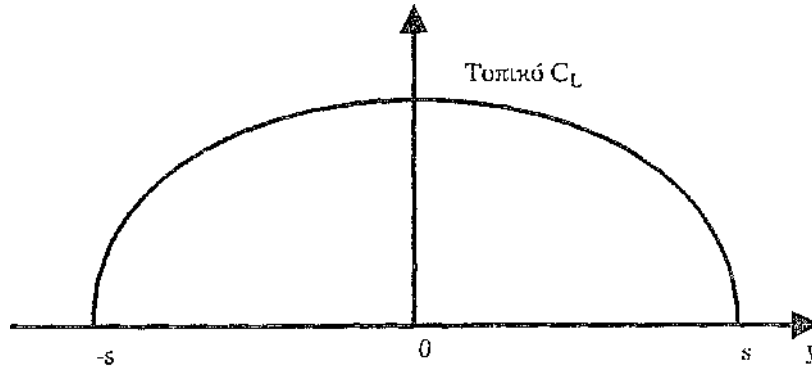
Επειδή δε

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi \Lambda} \quad (3.7.22)$$

η (7.21) γίνεται:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda} \quad (3.7.23)$$

Η γωνία κατωρέματος θεωρήθηκε σταθερή κατά μήκος του εκπετάσματος και αυτό ισχύει για μια ελλειπτική πτέρυγα, ή ακριβέστερα για μια πτέρυγα με ελλειπτική φόρτιση, όπως φαίνεται από το Σχήμα (7.13).



Σχήμα (7.13)

Για κάθε άλλη κατανομή φορτίου, η επαγωγική οπισθέλκουσα δίνεται από τη σχέση :

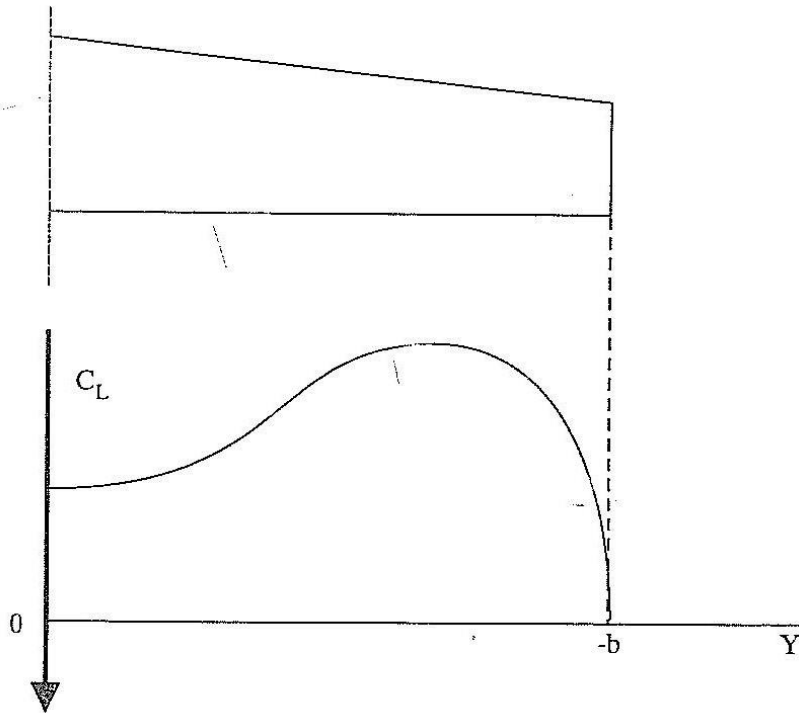
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{K\pi\Lambda} \quad (3.7.24)$$

όπου K είναι μία σταθερά, μικρότερη της μονάδας, χαρακτηριστική για κάθε πτέρυγα και ονομάζεται Παράγοντας Επαγωγικής Οπισθέλκουσας.

Από το γεγονός ότι η κατανομή φορτίου είναι συνάρτηση της κάτοψης της πτέρυγας, μία ελλειπτική πτέρυγα, έχει ελλειπτική φόρτιση, πράγμα που σημαίνει ελάχιστη επαγόμενη οπισθέλκουσα.

Παρατηρώντας τέλος την εξίσωση (3.7.24) καταλήγουμε στα ακόλουθα συμπεράσματα:

- α) Δεν υπάρχει επαγωγική οπισθέλκουσα σε μια διδιάστατη πτέρυγα (το Λ είναι άπειρο).
- β) Όσο μεγαλύτερος είναι ο συντελεστής εκπετάσματος Λ , τόσο μικρότερη θα είναι η επαγωγική οπισθέλκουσα.
- γ) Δεν υπάρχει επαγωγική οπισθέλκουσα σε καμιά πτέρυγα σε μηδενική γωνία προσβολής και συμμετρική αεροτομή.



Σχήμα (7.14)

Καταλήγοντας θα πρέπει να πούμε ότι στην πράξη είναι πολύ δύσκολο να πραγματοποιηθεί ελλειπτική κατανομή. Το Σχήμα (7.14) δείχνει την κατανομή της άντωσης ως προς το εκπέτασμα σε μια βελοειδή πτέρυγα:

3.7.4 Τρόποι Ελάττωσης Επαγωγικής Οπισθέλκουσας

Από το Σχήμα (7.12) φαίνεται ότι όσο μικρότερη είναι η γωνία ε , άρα το κατωρρεύμα, τόσο μικρότερη είναι και η επαγόμενη οπισθέλκουσα. Από την εφαρμογή του θεωρήματος της μεταβολής της ορμής, στη μάζα αέρα του Σχήματος (7.9) βλέπουμε ότι, για δεδομένη άντωση, όσο μικρότερη είναι

η W , τόσο μεγαλύτερος πρέπει να είναι ο όρος $\pi b^2 V \rho$ πράγμα που σημαίνει:

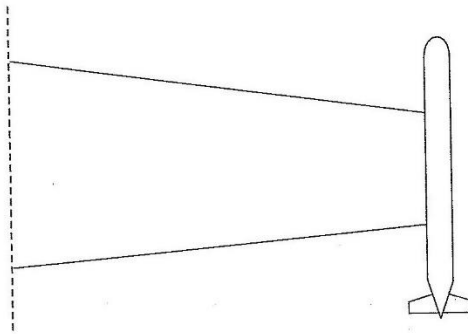
α) **Μεγάλο b (ημιαπέτασμα)**, άρα για δεδομένη πτερυγική επιφάνεια S , μεγάλο διάταμα Λ . Αυτό φαίνεται και από την έκφραση του Συντελεστή Επαγόμενης Οπισθέλκουσας, όπου όσο μεγαλύτερο είναι το Λ για δεδομένη άντωση, άρα C_L , τόσο μικρότερο είναι το C_{Di} .

β) Μεγάλο V , δηλαδή μεγάλη ταχύτητα πτήσης. Αυτό φαίνεται και από το Σχήμα (7.8) όπου όσο μεγαλύτερο είναι το V τόσο μικρότερη θα είναι η γωνία ε , άρα η D_i .

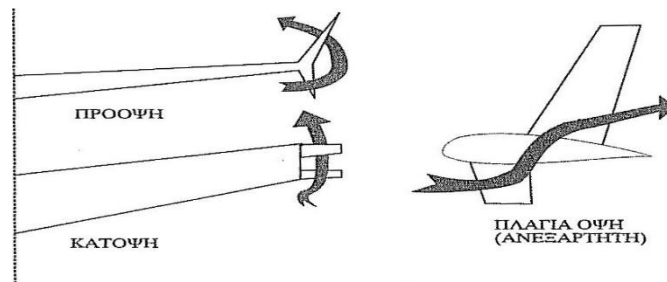
γ) Μεγάλο ρ , δηλαδή μικρό ύψος πτήσης. Ειδική περίπτωση εδώ είναι η πτήση σε ύψος μικρότερο ή ίσο με b , οπότε εξαιτίας του ότι το έδαφος είναι κοντά, καταστρέφονται οι στροβιλισμοί στα ακροπτερύγια άρα μειώνεται το W και επομένως η ε . Αυτό λέγεται Φαινόμενο Εδάφους.

Άλλη λύση είναι η χρήση εξωτερικών δεξαμενών στα ακροπτερύγια (Σχήμα(7.15)) η χρήση winglets (ή πτερυγίων WHITCOMB)

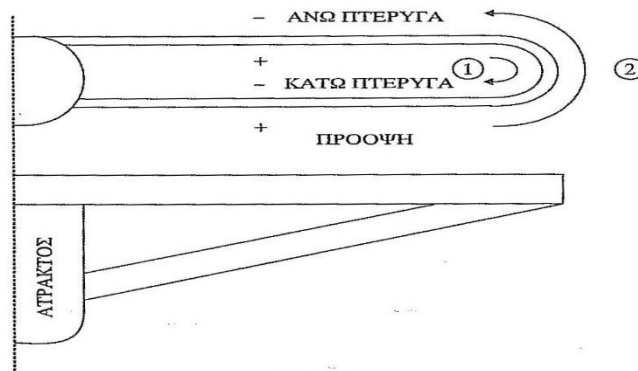
(Σχήμα (7.16)) ή η χρησιμοποίηση ενωμένης πτέρυγας (Σχήμα (7.17)).



Σχήμα (7.15)



Σχήμα (7.16)



Σχήμα (7.17)

3.7.6 Ολική Οπισθέλκουσα Πτέρυγας

Την Ολική Οπισθέλκουσα $D_{ολ}$ της πτέρυγας, μπορούμε να την αναλύσουμε σε δύο συνιστώσες:

α) Την Παράσιτη Οπισθέλκουσα η οποία περιλαμβάνει τις οπισθέλκουσες τριβής, εξαιτίας του ιξώδους και μορφική, εξαιτίας της κατανομής των πιέσεων πάνω στις επιφάνειες της.

β) Την Επαγωγική Οπισθέλκουσα

Έχουμε λοιπόν:

$$D_{ολ} = D_{\Pi\Lambda P} + D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D\Pi\Lambda P} + \frac{1}{2} \rho V^2 S \left[\frac{C_L}{K\pi\Lambda} \right] = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D\Pi\Lambda P} + \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S K\pi\Lambda} \quad (3.7.25)$$

Και επειδή

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

$$D_{ολ} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D\Pi\Lambda P} + \left[\frac{C_L}{K\pi\Lambda} \right] \quad (3.7.25.α)$$

η (3.7.25) γίνεται:

όπου $W =$ βάρος ή συνιστώσα του βάρους του αεροσκάφους

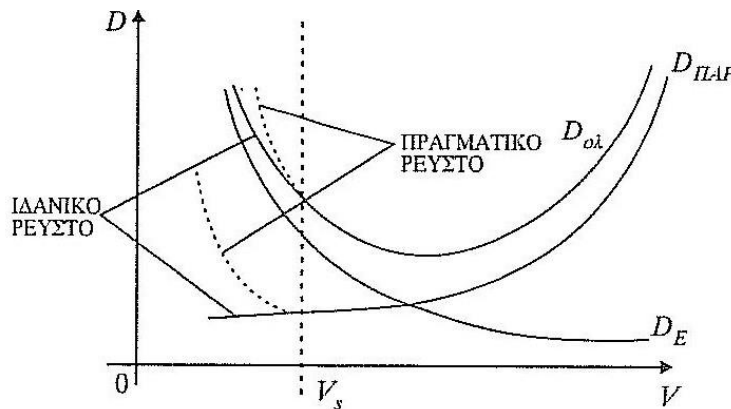
Τελικά έχουμε:

$$D_{ολ} = AV^2 + \frac{\Gamma}{V^2} \quad (3.7.26)$$

Όπου

$$A = \frac{1}{2} \rho S C_{D\Pi\Lambda P} \quad \text{και} \quad \Gamma = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho S K\pi\Lambda}$$

Το Σχήμα (7.18) δείχνει την εξέλιξη των $D_{\Pi\Lambda P}$, D_i και $D_{ολ}$ σε σχέση με την ταχύτητα πτήσης:



Σχήμα (7.18)

Ξαναβρίσκουμε εδώ προηγούμενα συμπεράσματα : Η αύξηση της ταχύτητας σημαίνει, αύξηση του Re , άρα πάχυνση του οριακού στρώματος και αύξηση της παράσιτης οπισθέλκουσας, αντίθετα η επαγόμενη οπισθέλκουσα μειώνεται. Ανάλογα με το αν θεωρούμε το ιξώδες αμελητέο ή όχι. άρα ιδανικό ή πραγματικό ρευστό, βλέπουμε ότι έχουμε διαφορά σας

καμπύλες $D_{\Pi\Lambda P}$ και $D_{ολ}$. Η ταχύτητα που συμβαίνει αυτό, είναι η ταχύτητα απώλειας στήριξης V_s (αποκόλληση του οριακού στρώματος από τη ράχη της πτέρυγας). Έχουμε ότι:

$$V_s = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S C_{L_{\max}}}} \quad (3.7.27)$$

3.7.7 Ολική Οπισθέλκουσα του Αεροσκάφους.

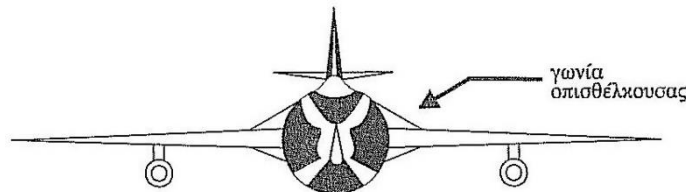
Μέχρι τώρα εξετάσαμε τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά σε σχέση με την εξάρτησή τους από την πτέρυγα. Ορισμένες όμως από τις αεροδυναμικές δυνάμεις και ειδικά η Οπισθέλκουσα, μεταβάλλονται αισθητά όταν αναφέρονται σε ολόκληρο το αεροσκάφος και έτσι θεωρείται απαραίτητη η μελέτη αυτής για αυτή την περίπτωση.

Έτσι εάν θεωρηθεί ολόκληρο το αεροσκάφος η σχέση

$$D_{oi} = AV^2 + \frac{\Gamma}{V^2} \quad (3.7.28)$$

που δίνει την Ολική Οπισθέλκουσα, πρέπει να *αλλάζει κατά πολύ* και ετούτο, διότι τα άλλα στοιχεία του αεροσκάφους, δηλαδή η άτρακτος, τα καλύμματα των κινητήρων, το ουραίο πτέρωμα κ.λ.π. συμβάλλουν επιπρόσθετα στην Οπισθέλκουσα. Δεδομένου ότι αυτά τα μέρη του αεροσκάφους δεν παράγουν άντωση, η αύξηση της οπισθέλκουσας αναφέρεται κυρίως στην παράσιτη οπισθέλκουσα. Έτσι η παράσιτη Οπισθέλκουσα, η οποία για την περίπτωση της πτέρυγας αποτελείται από την οπισθέλκουσα σχήματος και από την οπισθέλκουσα εσωτερικής τριβής για την περίπτωση του αεροσκάφους εκτός αυτών των δύο μορφών, αποτελείται και από την Οπισθέλκουσα Αλληλεπίδρασης, που οφείλεται στο ότι η ροή γύρω από κάθε τμήμα του αεροσκάφους επηρεάζεται από την παρουσία των άλλων τμημάτων.

Για την ελάττωση της οπισθέλκουσας αυτής, τοποθετούμε στις συνδέσεις πτερωμάτων και ατράκτου διάφορα "**αεροδυναμικά καλύμματα**" με το σκοπό να εξομαλύνουμε τη ροή σ' αυτές τις περιοχές (Σχήμα (7.19)).



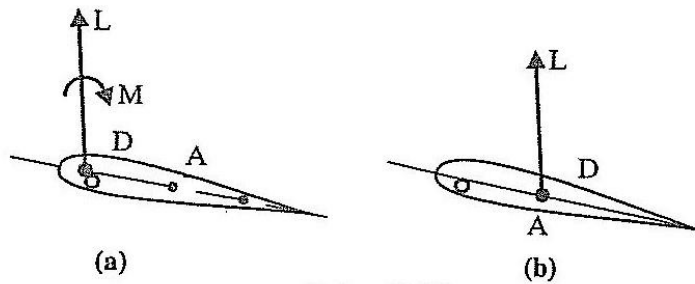
Σχήμα (7.19)

Έτσι, για την περίπτωση ολόκληρου του αεροσκάφους, ο συντελεστής Παράσιτης Οπισθέλκουσας δίνεται από τη σχέση:

$$C_{D_0} = C_{D_{\text{σχήματος}}} + C_{D_{\text{τριβής}}} + C_{D_{\text{αλληλεπίδρασης}}} + C_{D_{\text{επαγώμενη}}} \quad (3.7.29)$$

3.7.8 Ροπή Πρόνευσης

Μία άλλη μέθοδος ανάλυσης της Αεροδυναμικής R , είναι η μεταφορά του σημείου εφαρμογής της, σ' ένα άλλο σημείο A επάνω στη χορδή, διαφορετικό από το Κέντρο Πίεσης. Στη περίπτωση αυτή, η άντωση L προκαλεί μία ροπή M , ως προς το σημείο A , η οποία ονομάζεται Ροπή Πρόνευσης (ανατροπής) και λαμβάνεται θετική, όταν ενεργεί κατά τη φορά ανύψωσης του ρύγχους του αεροσκάφους. Το Σχήμα (7.20) παρουσιάζει τους δύο διαφορετικούς τρόπους ανάλυσης των δυνάμεων.



Σχήμα (7.20)

Όπως γνωρίζουμε τόσο η Άντωση L , όσο και η Οπισθέλκουσα D , εκφράζονται με τη βοήθεια των αδιάστατων συντελεστών C_L και C_D αντίστοιχα, (σχέσεις (6.1) και (6.2)) και ότι για μια δοσμένη πτέρυγα, αυτοί οι συντελεστές ποικίλουν ανάλογα με τη συμπεριφορά, δηλαδή με τη γωνία προσβολής. Σημειώνουμε εδώ ότι, για την περίπτωση μιας διδιάστατης πτέρυγας, η επιφάνεια εκπετάσματος S ανά μονάδα μήκους, είναι η χορδή c της αεροτομής, πολλαπλασιαζόμενη με τη μονάδα.

Κατά τον ίδιο τρόπο και η ροπή πρόνευσης (ανατροπής) M , εκφράζεται από τη σχέση:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_M \quad (3.7.30)$$

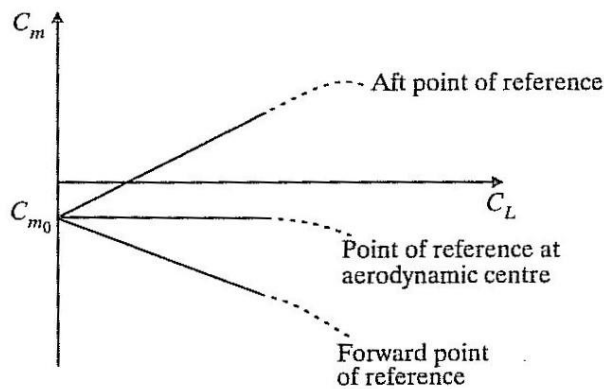
όπου C_M είναι ο **αδιάστατος συντελεστής της ροπής πρόνευσης**.

Η ροπή πρόνευσης και ο συντελεστής της εξαρτώνται όπως είναι φυσικό, από τη θέση του άξονα περιστροφής και με απλές σχέσεις της στατικής, μπορούμε να υπολογίσουμε τη ροπή αυτή, ως προς ένα σημείο αναφοράς.

Για τον υπολογισμό της άντωσης L και της ροπής πρόνευσης M , γύρω από ένα σταθερό σημείο αναφοράς, για μια συγκεκριμένη αεροτομή, σε διάφορες γωνίες προσβολής, μπορεί να χρησιμοποιηθούν διάφορες πειραματικές μέθοδοι. Όταν πάρουμε τη γραφική παράσταση της μορφής $C_M \sim C_L$ μεταξύ C_L και C_M είναι γραμμική, για ένα αρκετά μεγάλο φάσμα μικρών γωνιών προσβολής, αλλά δεν συμβαίνει το ίδιο, καθώς πλησιάζουμε τη περιοχή της απώλειας στήριξης. Έτσι λοιπόν για το γραμμικό τμήμα της καμπύλης, η σχέση μεταξύ του C_M και του C_L μπορεί να γραφεί με τη μορφή:

$$C_M = C_{M_0} + K C_L \quad (3.7.31)$$

όπου C_{M_0} είναι ο συντελεστής ροπής πρόνευσης για μηδενική άντωση και σταθερός, ενώ K είναι μία άλλη σταθερά, όπου η τιμή της εξαρτάται από τη θέση του σημείου αναφοράς που εκλέγουμε. Έχει αποδειχθεί πειραματικά, ότι η τιμή της σταθεράς K αυξάνει, καθώς το σημείο αναφοράς κινείται προς τα πίσω και είναι αρνητική ή θετική ανάλογα εάν το σημείο αναφοράς είναι αρκετά μπροστά ή αρκετά πίσω αντίστοιχα. Έτσι, εξαιτίας αυτής της μεταβολής του K , είναι λογικό ότι θα υπάρχει ένα σημείο στη γραμμή της χορδής της αεροτομής όπου η τιμή του K θα είναι μηδέν. Το Σχήμα (7.21) επαληθεύει αυτό το συλλογισμό. Παρατηρούμε από αυτό το Σχήμα ότι όλες οι γραμμές των $C_M \sim C_L$ συναντιούνται στο κατακόρυφο άξονα, αφού η ροπή πρόνευσης σε μηδενική άντωση είναι ανεξάρτητη από το σημείο εφαρμογής.

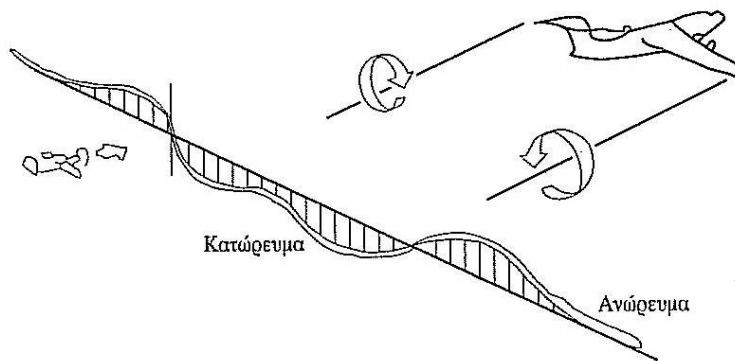


Σχήμα (7.21)

Το σημείο αναφοράς για το οποίο το K είναι μηδέν, οπότε ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης είναι σταθερός σε C_m , ονομάζεται Αεροδυναμικό Κέντρο της αεροτομής και παίζει σπουδαίο ρόλο στην ευστάθεια του αεροσκάφους. Το Αεροδυναμικό Κέντρο μίας συμβατικής χαμηλών ταχυτήτων αεροτομής, είναι πάντα επάνω ή κοντά στο σημείο του ενός τετάρτου της χορδής, δηλαδή σε μία απόσταση του $1/4c$ πίσω από το χείλος προσβολής.

3.7.9 Συμπεριφορά των στρόβιλων των ακροπτερυγίων Αεροσκάφους

Η ροή γύρω από την πτέρυγα ενός αεροσκάφους, όπως αναφέραμε προηγούμενα, είναι τρισδιάστατη, επειδή οι διαφορές της πίεσης μεταξύ της ράχης και της κοιλίας, εξισορροπούνται στα άκρα της πτέρυγας και έτσι προκαλείται μια ροή γύρω από τα άκρα αυτής. Εξαιτίας αυτής της ανακύκλωσης, δημιουργούνται δύο στρόβιλοι, οι οποίοι εκκινούν από τα άκρα της πτέρυγας, έχουν αντίθετη έννοια στροφής και οι άξονες αυτών συμπίπτουν περίπου με τη διεύθυνση της ροής. Οι στρόβιλοι αυτοί ονομάζονται Ελεύθεροι Στρόβιλοι ή Στρόβιλοι Ακροπτερυγίων, όπως αναφέραμε προηγούμενα.



Σχήμα (7.22)

Η αναδίπλωση αυτή της διανεμημένης στροβιλότητας σε δύο διακεκριμένους στρόβιλους που αφήνει πίσω του το αεροσκάφος, γίνεται πολύ γρήγορα μέσα σε απόσταση μερικών χορδών πτέρυγας. Το φαινόμενο αυτό φαίνεται στο Σχήμα (7.22),

Στο ίδιο Σχήμα φαίνεται επίσης και η διανομή της ταχύτητας, που επάγουν οι δύο αυτοί στρόβιλοι, πάνω στο εγκάρσιο επίπεδο προς την κίνηση του αεροσκάφους.

Η κύρια συνέπεια αυτών των στρόβιλων, είναι ότι ο αέρας στην άμεση γειτονιά της πτέρυγας και πίσω από αυτή υποχρεώνεται σε εκτέλεση μιας καθοδικής κίνησης. Αυτό το φαινόμενο είναι το γνωστό **Επαγόμενο Κατώρρευμα ή απλώς Κατώρρευμα.**

Η ένταση των στροβίλων, άρα και οι επαγόμενες ταχύτητες είναι ανάλογες προς τη αεροδυναμική φόρτιση της πτέρυγας του αεροσκάφους, γι' αυτό και τα προβλήματα που δημιουργούν οι στρόβιλοι αυτοί, άρχισαν να γίνονται αντιληπτά όταν κατασκευάστηκαν τα σημερινά μεγάλα αεροσκάφη (π.χ. Boeing 747, C-5 της Lockheed κ.λ.π.)

Ένα μικρό αεροσκάφος, που εισέρχεται στο πεδίο στροβιλότητας ενός μεγάλου αεροσκάφους, όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.22), έχει κατά το εκπέτασμα διαφορετικές γωνίες προσβολής εξαιτίας της διαφορετικής επαγόμενης ταχύτητας που δημιουργεί το αεροσκάφος που προηγείται. Αποτέλεσμα αυτού του γεγονότος είναι ότι το μικρό αεροσκάφος θα υποστεί σημαντική ροπή διατοχισμού, οπότε, αν δεν αντιδράει έγκαιρα ή αν τα πηδάλια κλίσης δεν του παρέχουν επαρκή αντισταθμιστική ροπή, κινδυνεύει να ανατραπεί με οδυνηρά αποτελέσματα.

Τέτοια ατυχήματα συνέβησαν αρκετά τα τελευταία χρόνια, όπως αεροσκάφος Boeing 737 περιστράφηκε κατά 30°, όταν βρέθηκε στο πεδίο στροβιλότητας του Boeing 747. Επίσης αεροσκάφος DC-9, όταν βρέθηκε πίσω από αεροσκάφος DC-10 και τέλος όταν ένα καταδιωκτικό αεροσκάφος, βρέθηκε στο πεδίο στροβιλότητας του αεροσκάφους B-70.

Οι δημιουργούμενοι στρόβιλοι αναπτύσσονται σιγά-σιγά και συγχρόνως χάνουν την έντασή τους. Για μεγάλα αεροσκάφη η διάμετρος κάθε στροβίλου μπορεί να φθάσει το 7,5 -15 m.

Οι στρόβιλοι αυτοί έχουν επίσης μία ταχύτητα προς τα κάτω, περίπου ίση με 130 m/sec και τείνουν να σταθεροποιηθούν περίπου σε απόσταση 300 m κάτω από το αεροσκάφος. Αυτός είναι ο λόγος που στα αεροδρόμια υπάρχει απόσταση ασφαλείας μεταξύ δύο προσγειώσεων ή απογειώσεων και συγκεκριμένα σύμφωνα με τους κανονισμούς η απόσταση μεταξύ δύο αεροσκαφών πρέπει να είναι 9 km, η δε χρονική τους απόσταση 2min.

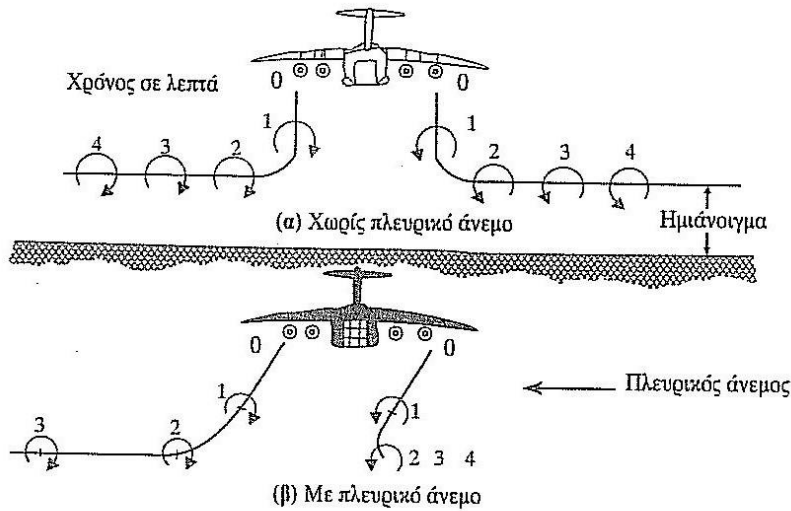
Κατά την προσγείωση ή την απογείωση αεροσκάφους, ιδιαίτερα επικίνδυνη είναι η περίπτωση πλάγιου ανέμου. Στο Σχήμα (7.23) φαίνεται η κίνηση των επαγόμενων στροβίλων κατά την προς τα κάτω κίνηση τους, οπότε συναντούν το έδαφος και απομακρύνονται εκατέρωθεν του διαδρόμου προσγείωσης.

Όταν υπάρχει πλευρικός άνεμος, ακόμα και 2,5 m/s, η κίνηση των στροβίλων δεν είναι συμμετρική πλέον, αλλά αυτοί παρασύρονται από το ρεύμα αέρα, οπότε υπάρχει περίπτωση να μεταφερθούν σε διπλανό διάδρομο απογείωσης και να δημιουργήσουν σοβαρότατα προβλήματα στην απογείωση μικρών κυρίως αεροσκαφών.

Στα αεροπλανοφόρα για την αντιμετώπιση των προβλημάτων, που δημιουργούν οι στρόβιλοι των ακροπτερυγίων χρησιμοποιούν πολλές φορές μεγάλους ανεμιστήρες για τον "καθαρισμό" του διαδρόμου από τους στροβίλους και έτσι αυξάνουν τη συχνότητα χρήσης της πλατφόρμας προσγείωσης ή απογείωσης του αεροπλανοφόρου.

Εδώ θα πρέπει να αναφέρουμε ότι και το ελικόπτερο δημιουργεί ένα κατώρρευμα από το κύριο στροφέιο του όπως και η έλικα του αεροσκάφους.

Τέλος η εξαγωγή των καυσαερίων του κινητήρα αεριωθουμένων χρειάζεται προσοχή κατά τη διάρκεια λειτουργίας του, τόσο στο έδαφος όσο και στον αέρα. Οι διαδικασίες λειτουργίας του αεροσκάφους απαιτούν προσοχή ως προς τη λειτουργία των κινητήρων στο έδαφος. Παρ' όλα αυτά τα καυσαέρια μπορεί να προκαλέσουν ζημιά και ανατροπές σε αντικείμενα που βρίσκονται σε μικρή απόσταση.



Σχήμα (7.23)

3.7.10 Πολική Καμπύλη

Οι δυο βασικές αεροδυναμικές καμπύλες της πτέρυγας, δηλαδή οι καμπύλες του συντελεστή άντωσης C_L και του συντελεστή οπισθέλκουσας C_D , σε σχέση με τη γωνία προσβολής α , μπορούν να συγκεντρωθούν σε μία μοναδική καμπύλη, η οποία ονομάζεται Πολική Καμπύλη της πτέρυγας.

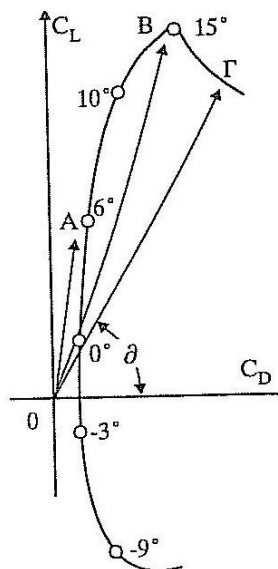
Αυτή έχει άξονες οριζόντιο τον C_D , και κατακόρυφο τον C_L , με σημειωμένες στα διάφορα σημεία της, τις αντίστοιχες γωνίες προσβολής, όπως φαίνεται στο Σχήμα (7.24).

Στη βιβλιογραφία συναντά κανείς πολικές καμπύλες αεροτομών, πτερύγων ή και ακόμα και ολόκληρου του αεροσκάφους.

Εάν φέρω την εφαπτομένη ΟΑ της καμπύλης τότε μπορώ να πάρω αμέσως:

α) Από το σημείο επαφής την άριστη (optimum) γωνία προσβολής, α_{opt} , δηλαδή εκείνη τη γωνία, στην

οποία ο λόγος $\frac{C_L}{C_D} = \frac{L}{D}$ είναι μέγιστος (maximum) και



Σχήμα (7.24)

β) Από τη γωνία θ που σχηματίζει η εφαπτομένη με τον άξονα των C_D , την τιμή του λόγου C_L/C_D διότι:

$$\varepsilon \varphi \theta = C_L / C_D \quad (3.7.32)$$

Ειδικώς δε για την εφαπτομένη,

$$\varepsilon \varphi \theta_{MAX} = \left(C_L / C_D \right)_{MAX} \quad (3.7.33)$$

Η άριστη γωνία προσβολής α_{opt} , είναι ιδιαίτερα ενδιαφέρουσα για τις επιδόσεις του αεροσκάφους. Πετώντας το αεροσκάφος με την α_{opt} , αποκτά το μέγιστο δυνατό λόγο κατολίσθησης και τη μικρότερη γωνία κατολίσθησης, γεγονότα ιδιαίτερα ενδιαφέροντα για τη φάση της μη προωθούμενης καθόδου.

3.7.11 Τυπολόγιο

α. Γωνία κατωρευματος ε :

$$\varepsilon = \frac{W}{V}$$

όπου W = ταχύτητα κατωρεύματος και V = ταχύτητα πτήσης,

β. Αντωση σε Πεπερασμένη Πτέρυγα:

$$L = \frac{1}{4} \rho V \pi b^2 \pi W$$

όπου ρ = πυκνότητα αέρα, V = ταχύτητα πτήσης $\pi = 3,14$,
 b = εκπέτασμα και w = ταχύτητα πατωρεύματος.

γ. Σχέση Γωνίας Κατωρεύματος ε και Συντελεστή Αντωσης CL

ι. Ελλειπτική πτέρυγα

$$\varepsilon = \frac{2C_L}{\pi A}$$

όπου $\pi = 3,14$ και A = Επιμήκυνση.

Σημείωση Η παραπάνω σχέση μας δίνει την τελική τιμή του κατωρεύματος μακριά από την πτέρυγα, ενώ κοντά σ' αυτή, η μέση τιμή της ελαττώνεται στο μισό. Δηλαδή:

ii. Μη ελλειπτική πτέρυγα

1. Σε ακτίνια

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi K_1 A}$$

όπου K_1 = μία σταθερά μικρότερη της μονάδας.

2. Σε μοίρες

$$\varepsilon = \frac{57,3 C_L}{\pi K A}$$

δ. Συντελεστής Επαγωγικής Οπισθέλκουσας C_{Di} :

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{K\pi\Lambda}$$

όπου K = παράγοντας επαγωγικής οπισθέλκουσας (συντελεστής Oswald), μικρότερος της μονάδας, $\pi = 3,14$ και Λ = επιμήκυνση.

Σημείωση: Για ελλειπτική πτέρυγα $K = 1$ (ομοιόμορφη κατανομή άντωσης), οπότε η παραπάνω σχέση γίνεται:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi\Lambda}$$

ε. Συντελεστής Ολικής Οπισθέλκουσας Πεπερασμένες Πτέρυγας:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi K\Lambda}$$

όπου C_{D_0} = παράσιτη οπισθέλκουσα, K = παράγοντας επαγωγικής οπισθέλκουσας, $\pi = 3,14$, Λ =

επιμήκυνση Cl = συντελεστής άντωσης και $C_{D_0\text{παρ}} = C_D\text{σχήματος} + C_D\text{τριβής}$

ζ. Μεταβολή της Κλίσης της Καμπύλης Άντωσης:

$$\alpha = \frac{\alpha_0}{1 + 57,3\alpha_0 / \pi K_1 \Lambda}$$

όπου $\alpha = \frac{dC_L}{da}$ και $\alpha_0 = \frac{dC_L}{d(a-\varepsilon)}$ (α =γεωμετρική γωνία προβολής, ε = γωνία κατωρέματος), $\pi = 3,14$, KI = σταθερά μικρότερη της μονάδας και Λ = επιμήκυνση.

στ. Ολική Οπισθέλκουσα του Αεροσκάφους:

$$D_{ολ} = AV^2 + \frac{\Gamma}{V^2}$$

$$\text{όπου } A = \frac{1}{2} \rho S C_{D\text{ΠΛΡ}} \text{ και } \Gamma = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho S K \pi \Lambda}$$

Για την περίπτωση του αεροσκάφους έχουμε ότι,

$$C_{D\text{παρ}} = C_D\text{σχήματος} + C_D\text{τριβής} + C_D\text{αλληλεπίδρασης}$$

Στις παραπάνω σχέσεις έχουμε ρ = πυκνότητα αέρα, S = εμβαδόν επιφάνειας αεροσκάφους, $C_{D\text{παρ}}$ = συντελεστής παράσιτης οπισθέλκουσας, W = βάρος ή συνιστώσα βάρους, K = παράγοντας επαγωγικής οπισθέλκουσας ($K < 1$), $\pi = 3,14$, Λ = επιμήκυνση.

Κεφάλαιο 4 : Επιδόσεις Αεροσκάφους

4.1 Γενικά (εμβέλεια-αυτονομία)

Η εμβέλεια και η αυτονομία αποτελούν χαρακτηριστικές παραμέτρους επίδοσης των αεροσκαφών. Η εμβέλεια είναι η απόσταση που μπορεί να καλύψει ένα αεροσκάφος ενώ η αυτονομία είναι ο χρόνος που μπορεί να παραμείνει στον αέρα. Στους πίνακες τεχνικών χαρακτηριστικών των αεροσκαφών παρουσιάζονται οι μέγιστες τιμές τους, οι οποίες επιτυγχάνονται με τη μέγιστη ποσότητα καυσίμων που μπορούν να μεταφέρουν και με συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης (ταχύτητα, γωνία προσβολής και ύψος) που θα αναφερθούν αναλυτικά στις επόμενες παραγράφους αυτού του κεφαλαίου. Η εμβέλεια είναι σημαντική παράμετρος επίδοσης για τα πολιτικά και βομβαρδιστικά αεροσκάφη, ενώ η αυτονομία αποτελεί χαρακτηριστική παράμετρο επίδοσης για αναγνωριστικά και μη επανδρωμένα (UAVs), για τα οποία υπάρχει η απαίτηση της μέγιστης δυνατής παραμονής στον αέρα χωρίς ανεφοδιασμό.

Για τη μελέτη της εμβέλειας και αυτονομίας λαμβάνεται υπόψη η κατανάλωση καυσίμου, καθώς οι τιμές τους εξαρτώνται άμεσα από τη συνολική ποσότητα καυσίμου που μπορεί να μεταφέρει το αεροσκάφος. Η κατανάλωση καυσίμου εξαρτάται από την τεχνολογία των κινητήρων, τη θέση της μανέτας, το ύψος και από μια σειρά λοιπών παραμέτρων. Σ' αυτή την ανάλυση τα χαρακτηριστικά του κινητήρα και η θέση της μανέτας θεωρούνται σταθερά και αμετάβλητα κατά τη διάρκεια της πτήσης.

Η κατανάλωση καυσίμου προκαλεί μια συνεχή μεταβολή στο συνολικό βάρος του αεροσκάφους. Στα προηγούμενα κεφάλαια το βάρος του θεωρήθηκε σταθερό, κάτι το οποίο συμβαίνει πρακτικά μόνο στα ανεμόπτερα. Στα αεροσκάφη με κινητήρα το βάρος τους μειώνεται συνεχώς, επειδή καταναλώνεται καύσιμο. Αυτό σημαίνει ότι οι αεροδυναμικές επιδόσεις τους αλλάζουν διαρκώς κατά τη διάρκεια της πτήσης. Το γεγονός αυτό δεν αναιρεί την ακρίβεια και το κύρος της ανάλυσης που έγινε στα προηγούμενα κεφάλαια, καθώς η σταθερή τιμή του βάρους μπορεί να ληφθεί ίση με αυτή του μεγίστου βάρους απογείωσης (Maximum Take Off Weight - MTOW) που αποτελεί την πιο δυσμενή περίπτωση για τις παραμέτρους επίδοσης. Παράλληλα οι μέθοδοι που αναφέρθηκαν στα προηγούμενα κεφάλαια μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τον υπολογισμό των «στιγμιαίων» επιδόσεων του αεροσκάφους, που αντιστοιχούν σε μια συγκεκριμένη τιμή του βάρους του. Σε μεταγενέστερη χρονική στιγμή είναι προφανές ότι το βάρος του αεροσκάφους θα είναι μικρότερο και οι επιδόσεις του θα είναι διαφορετικές.

Για τον υπολογισμό της μέγιστης εμβέλειας ή αυτονομίας θεωρείται μια πτήση όπου στην αρχή της, το βάρος του αεροσκάφους είναι μέγιστο (με γεμάτες τις δεξαμενές καυσίμων του) και στο τέλος της, το βάρος του είναι αυτό που αντιστοιχεί σε άδειες δεξαμενές καυσίμων.

4.1.1 Τύποι εμβέλειας

Στην βιβλιογραφία αναφέρονται γενικά τρεις τύποι εμβέλειας, ανάλογα με το μοντέλο πτήσης που λαμβάνεται υπόψη κατά τον υπολογισμό τους:

- **Ασφαλής εμβέλεια:** Είναι η μέγιστη απόσταση μεταξύ δύο αεροδρομίων όπου ένα αεροσκάφος μπορεί να εκτελεί τακτικά και αξιόπιστα δρομολόγια. Το μοντέλο πτήσης που θεωρείται για τον υπολογισμό της ασφαλούς εμβέλειας αποτελείται από απογείωση, την άνοδο στο ύψος πλεύσης, πλεύση σε σταθερό ύψος πτήσης, κάθοδο και προσγείωση. Υπάρχει πρόβλεψη για περίσσεια καυσίμου, για αντίθετο άνεμο, σφάλματα ναυτιλίας, μειωμένες επιδόσεις αεροσκάφους εξαιτίας παλαιότητας, προσγείωση σε εναλλακτικό αεροδρόμιο, παραμονή πάνω από το αεροδρόμιο

προορισμού εξαιτίας αυξημένης κυκλοφορίας κλπ. Γενικά η ασφαλής εμβέλεια ενός αεροσκάφους είναι το 150% της απόστασης μεταξύ των αεροδρομίων αναχώρησης και άφιξης-

- **Εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα (Still Air range):** Για τον υπολογισμό της εμβέλειας αυτής, θεωρείται ότι το αεροσκάφος απογειώνεται από το αεροδρόμιο αναχώρησης, εκτελεί *άνοδο* στο ύψος πλεύσης και πλεύση μέχρι να εξαντληθούν τα καύσιμά του. Η ασφαλής εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα είναι η απόσταση που έχει καλυφθεί μέχρι το σημείο εξάντλησης των καυσίμων στο ύψος πλεύσης.
- **Προσεγγιστική εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα (Gross Still Air Range):** Για τον υπολογισμό της λαμβάνεται το πλέον απλουστευμένο μοντέλο πτήσης, καθώς θεωρείται ότι το αεροσκάφος ξεκινά την πτήση του με γεμάτες δεξαμενές καυσίμων στο ύψος πλεύσης. Η απόσταση που καλύπτει μέχρι την εξάντληση των καυσίμων του είναι η προσεγγιστική εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα.

Είναι προφανές, ότι για ένα συγκεκριμένο αεροσκάφος η προσεγγιστική εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα είναι μεγαλύτερη από την εμβέλεια σε ήρεμη ατμόσφαιρα και οι δυο είναι πολύ μεγαλύτερες από την ασφαλή εμβέλεια.

- **Ειδική κατανάλωση καυσίμου**

Η μεταβολή του βάρους του αεροσκάφους κατά την πτήση σχετίζεται με το βάρος του καυσίμου που καταναλώνεται κατά τη διάρκεια της πτήσης. Έτσι

ορίζεται ο ρυθμός κατανάλωσης καυσίμου $\frac{dW_k}{dt}$, που εκφράζει το βάρος του καυσίμου που καταναλώνεται στη μονάδα του χρόνου.

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου ορίζεται ως το πηλίκο του ρυθμού κατανάλωσης καυσίμου προς το μέγεθος που εκφράζει την «δύναμη» του κινητήρα. Για τους κινητήρες jet το μέγεθος αυτό είναι η ώθηση, ενώ για τους ελικοφόρους είναι η ισχύς.

Συνεπώς η ειδική κατανάλωση καυσίμου ορίζεται με διαφορετικό τρόπο στους jet και ελικοφόρους κινητήρες και το γεγονός αυτό οδηγεί σε διαφορετικές εξισώσεις εμβέλειας - αυτονομίας και διαφορετικές συνθήκες μεγιστοποίησης τους, για τους δύο τύπους αεροσκαφών.

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου για jet αεροσκάφη, **TSFC (thrust specific fuel consumption)** δίνεται από την εξίσωση:

$$TSFC = C_T = \frac{\frac{dW_k}{dt}}{T} \quad (4.1)$$

ενώ για τα ελικοφόρα από την

$$TSFC = C_p = \frac{dW_k}{P_{KIN} dt} \quad (4.2)$$

Στο σύστημα (SI) οι μονάδες της (4.1) είναι

$$\frac{N_{\text{Καυσίμου}} / \text{sec}}{N_{\text{Ωθησης}}} = \frac{1}{\text{sec}}$$

της (4.2) είναι

$$\frac{N_{\text{Καυσίμου}} / \text{sec}}{\text{Watt}}$$

4.2 Εμβέλεια αυτονομία jet

4.4.1 Συνθήκες μέγιστης αυτονομίας

Από την εξίσωση (4.1) προκύπτει:

$$dW_k / dt = C_T T \quad (4.3)$$

Θεωρείται το μοντέλο πτήσης της προσεγγιστικής εμβέλειας σε ήρεμη ατμόσφαιρα δηλαδή ΕΟΠ. Συνεπώς ισχύει:

$$T = D \text{ και } L = W, \quad (4.4)$$

οπότε η (4.3) παίρνει τη μορφή:

$$dW_k / dt = C_T D \quad (4.5)$$

Για να είναι μέγιστη η αυτονομία θα πρέπει το καύσιμο, που

καταναλώνεται στη μονάδα του χρόνου dW_k / dt , να είναι ελάχιστο. Από την (4.5) για σταθερή ειδική κατανάλωση καυσίμου θα πρέπει η οπισθέλκουσα του αεροσκάφους να είναι ελάχιστη ($D = \min$). Αυτό σημαίνει ότι ο λόγος (L/D) πρέπει να είναι μέγιστος και το αεροσκάφος πρέπει να έχει τέτοια γωνία προσβολής, ώστε οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας να δίνονται από τις παρακάτω εξισώσεις:

$$C_{LMD} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \text{ και } C_{DMD} = 2C_{D0} \quad (4.6)$$

με την παραδοχή αεροσκάφους με παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας της μορφής

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

4 Συνθήκες μέγιστης εμβέλειας

Η συνθήκη μέγιστης εμβέλειας μπορεί να υπολογιστεί θεωρώντας ότι στην ΕΟΠ η ταχύτητα δίνεται από την εξίσωση:

$$V = \frac{dS}{dt} \quad (4.7)$$

Όπου S = διάστημα και t = χρόνος.

Έτσι μπορεί να υπολογιστεί το βάρος του καυσίμου που καταναλώνεται στη μονάδα του μήκους:

$$\frac{dW_K}{dS} = \frac{dW_K/dt}{dS/dt} = C_T \frac{T}{V} = C_T \frac{D}{V} \quad (4.8)$$

Για να είναι η εμβέλεια μέγιστη θα πρέπει το καύσιμο, που καταναλώνεται στη μονάδα του μήκους να είναι ελάχιστο. Συνεπώς για σταθερή ειδική κατανάλωση καυσίμου θα πρέπει ο λόγος (D/V) να είναι ελάχιστος ή αντίστροφα ο λόγος (V/D) να είναι μέγιστος.

Για αεροσκάφος με παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας της μορφής $C_D = C_{D0} + KC_L^2$ μπορούν να υπολογιστούν οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας που αντιστοιχούν στην συνθήκη μέγιστης εμβέλειας. Ισχύει:

$$\frac{D}{V} = \frac{1/2 \rho V^2 S C_D}{V} = \frac{1}{2} \rho V S C_D \quad (4.9)$$

Η ταχύτητα πτήσης δίνεται από την εξίσωση:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (4.10)$$

Με αντικατάσταση της (4.10) στην (7,9) προκύπτει:

$$\frac{D}{V} = \frac{1}{2} \rho S \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{C_D}{C_L^{1/2}} \right) \quad (4.11)$$

Έτσι για δεδομένο ύψος πτήσης και βάρος, ο λόγος (D/V) γίνεται

ελάχιστος όταν ο λόγος $\left(\frac{C_D}{C_L^{1/2}} \right)$ γίνεται ελάχιστος ή αντίστροφα ο λόγος (V/D) γίνεται μέγιστος όταν ο λόγος $\left(\frac{C_L}{C_D^{1/2}} \right)$ γίνεται μέγιστος.

Ο συντελεστής άντωσης που αντιστοιχεί στη μέγιστη τιμή του λόγου $\left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right)$ προκύπτει αν η παραγωγός του λόγου, ως προς (C_L) τεθεί ίση με το μηδέν. Συνεπώς ισχύει:

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L^{1/2}}{C_{D0} + KC_L^2} \right) = \frac{(C_{D0} + KC_L^2) \frac{1}{2} C_L^{-1/2} - C_L^{1/2} (2KC_L)}{C_D^2} = 0$$

Και η επίλυση της οδηγεί στην:

$$\frac{1}{2} (C_{D0} + KC_L^2) C_L^{-1/2} - (2KC_L^2) C_L^{-1/2} = 0$$

$$\text{ή} \quad C_{D0} + KC_L^2 - 4KC_L^2 = 0$$

και τελικά λαμβάνεται η τιμή του συντελεστή άντωσης που αντιστοιχεί στην μέγιστη εμβέλεια, που δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

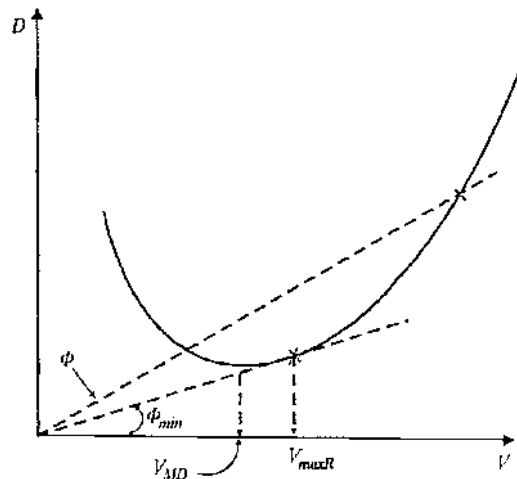
$$C_{LMR} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{3K}} \quad (4.12)$$

Η τιμή του συντελεστή οπισθέλκουσας προκύπτει από την παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας, σύμφωνα με την εξίσωση:

$$C_{DMR} = C_{D0} + KC_{LMR}^2 = \frac{4}{3}C_{D0} \quad (4.13)$$

5 Γραφικός προσδιορισμός των συνθηκών μέγιστης εμβέλειας και αυτονομίας

Στην περίπτωση όπου το αεροσκάφος δεν έχει παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας, οι ταχύτητες μέγιστης εμβέλειας και αυτονομίας μπορούν να βρεθούν με γραφικό τρόπο, αν είναι γνωστή η μεταβολή της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους σε συνάρτηση με την ταχύτητα πτήσης (Σχήμα 4.1).



Σχήμα (4.1).

Η ταχύτητα μέγιστης αυτονομίας αντιστοιχεί στην ταχύτητα, όπου η οπισθέλκουσα είναι ελάχιστη (D_{min}).

Κάθε ευθεία, που φέρεται από την αρχή των αξόνων, τέμνει την καμπύλη οπισθέλκουσας και η εφαπτομένη της γωνίας που σχηματίζει με τον άξονα των ταχυτήτων είναι ίση με το λόγο (D/V).

Όπως αναφέρθηκε προηγούμενα, η μέγιστη εμβέλεια αντιστοιχεί στην ελάχιστη τιμή του λόγου (L/D) δηλαδή στην ελάχιστη τιμή της εφαπτομένης της γωνίας. Είναι προφανές ότι αυτό πραγματοποιείται όταν η ευθεία που φέρεται από την αρχή των αξόνων είναι εφαπτομένη στην καμπύλη της οπισθέλκουσας. Η ταχύτητα του σημείου τομής αντιστοιχεί στην ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας.

Από το σχήμα είναι προφανές ότι η ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα μέγιστης αυτονομίας.

6 Γενικές εκφράσεις εμβέλειας - αυτονομίας

Με αναδιάταξη των όρων της (4.3) προκύπτει η:

$$dt = \frac{dW_K}{C_T D} \quad (4.14)$$

Ο ρυθμός με τον οποίο μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους είναι ίσος με τον ρυθμό κατανάλωσης καυσίμου. Συνεπώς ισχύει:

$$dW_K = -dW \quad (4.15)$$

Με αντικατάσταση της (4.15) στην (4.14) προκύπτει:

$$dt = -\frac{dW}{C_T D} \quad (4.16)$$

Η γενική έκφραση της αυτονομίας προκύπτει από την ολοκλήρωση της (4.16).

$$E = t_2 - t_1 = -\int_{W_1}^{W_2} \frac{dW}{C_T D} \quad (4.17)$$

όπου: W_1 = αρχικό βάρος αεροσκάφους, W_2 = τελικό βάρος = $W_1 - W_K$

Αντίστοιχα από την (4.8) προκύπτει:

$$dS = \frac{V dW_K}{C_T D} \quad (4.18)$$

Αντικαθιστώντας την (4.15) στην (4.18) προκύπτει:

$$dS = \frac{V dW}{C_T D} \quad (4.19)$$

Η γενική έκφραση της εμβέλειας, προκύπτει από την ολοκλήρωση της (4.19). Οπότε:

$$R = S_2 - S_1 = -\int_{W_1}^{W_2} \frac{V dW}{C_T D} \quad (4.20)$$

Ολοκλήρωση των εξισώσεων εμβέλειας- αυτονομίας

Για να ολοκληρωθούν οι παραπάνω εξισώσεις (4.17) και (4.20) θα πρέπει να είναι γνωστό πώς μεταβάλλονται οι μεταβλητές των ολοκληρωμάτων σε συνάρτηση με τη μεταβλητή ολοκλήρωσης που είναι το βάρος του αεροσκάφους. Για την εξίσωση αυτονομίας θα πρέπει να είναι γνωστή η μεταβολή του ($C_T D$) με το βάρος (W) και για την εξίσωση εμβέλειας, η μεταβολή του ($V/C_T D$) με το βάρος (W).

Οι συναρτήσεις αυτές δεν είναι μοναδικές αλλά εξαρτώνται από το πρότυπο της πτήσης. Τυπικά πρότυπα πτήσης είναι τα ακόλουθα:

- Πτήση με συνθήκες μέγιστης αυτονομίας.
- Πτήση με συνθήκες μέγιστης εμβέλειας.
- Πτήση με σταθερή ταχύτητα.
- Πτήση με σταθερή γωνία προσβολής.
- Πτήση σε σταθερό ύψος με σταθερή ταχύτητα.

Μπορούν να θεωρηθούν και άλλα πρότυπα πτήσης ή συνδυασμοί των παραπάνω προτύπων. Στην ανάλυση που ακολουθεί θεωρείται ένα σταθερό πρότυπο πτήσης κατά τη διάρκεια της.

7 Αναλυτικές εκφράσεις αυτονομίας

4.4.6.1 Γενικά

Για την ολοκλήρωση της γενικής εξίσωσης αυτονομίας (4.17) πρέπει να γίνουν κάποιες παραδοχές που έχουν σχέση με την ειδική κατανάλωση καυσίμου (C) και το πρότυπο της πτήσης. Γενικά οι κατασκευαστές των κινητήρων παρέχουν πίνακες, που παρουσιάζουν την μεταβολή της ειδικής

κατανάλωσης του καύσιμου με το ύψος και τον αριθμό Mach. Σ' αυτή την ανάλυση οι μεταβολές αυτές θεωρούνται αμελητέες και η ειδική κατανάλωση του καυσίμου (C) λαμβάνεται σταθερή πατά τη διάρκεια της πτήσης. Επίσης γίνεται η παραδοχή, ότι η τροχιά της πτήσης είναι ΕΟΠ και ισχύει $L=W$.

4.4.6.2 Εμβέλεια για πτήση με σταθερή γωνία προσβολής

Η τελευταία παραδοχή αφορά το πρότυπο της πτήσης όπου θεωρείται, ότι η πτήση γίνεται με σταθερή γωνία προσβολής.

Η τελευταία παραδοχή σημαίνει ότι ο συντελεστής άντωσης (C_L) είναι σταθερός και από την πολική καμπύλη οπισθέλκουσας συνεπάγεται, ότι ο συντελεστής οπισθέλκουσας $C_D = f(C_L)$, είναι επίσης σταθερός και το ίδιο συμβαίνει για τους λόγους (C_L/C_D) και (L/D). Με τις παραδοχές αυτές η (4.17) μπορεί να γραφεί στην παρακάτω μορφή;

$$E = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{dW}{C_T D} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{dW}{C_T D} \cdot \frac{W}{W} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{1}{C_T} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \frac{dW}{W} \quad (4.21)$$

Παρατηρούμε ότι όλοι οι όροι της παραπάνω εξίσωσης είναι σταθεροί εκτός από το βάρος. Συνεπώς μπορεί να ολοκληρωθεί και το ολοκλήρωμα της δίνεται από την εξίσωση:

$$E = \frac{1}{C_T} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_1}{W_2} = \frac{1}{C_T} \frac{L}{D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (4.22)$$

Από την παραπάνω εξίσωση προκύπτει, ότι για μέγιστη εμβέλεια θα πρέπει:

- Η ειδική κατανάλωση του καύσιμου C_T να είναι η ελάχιστη δυνατή.
- Ο λόγος (L/D) να είναι μέγιστος (πτήση με ελάχιστη οπισθέλκουσα).
- Η ποσότητα του καύσιμου ($W_1 - W_2$) να είναι η μέγιστη δυνατή.

Τέλος σημειώνεται ότι για πτήση σταθερής γωνίας προσβολής η αυτονομία είναι ανεξάρτητη του ύψους πτήσης και της μορφής της πολικής καμπύλης οπισθέλκουσας

4.4.6 Αναλυτικές εκφράσεις εμβέλειας

4.4.7.1 Γενικά

Για την ολοκλήρωση της γενικής εξίσωσης εμβέλειας (4.20) είναι απαραίτητο να γίνουν οι αναγκαίες παραδοχές. Όπως συνέβη με την εξίσωση αυτονομίας, για την ολοκλήρωση του ολοκληρώματος της εμβέλειας θα πρέπει να είναι γνωστή η μεταβολή της ταχύτητας (V), της οπισθέλκουσας (D) και της ειδικής κατανάλωσης του καυσίμου (C_T) σε συνάρτηση με το βάρος (W). Θεωρείται, ότι κατά τη διάρκεια της πτήσης, η ειδική κατανάλωση του καυσίμου διατηρείται σταθερή ($C_T = \text{σταθ}$). Η εξάρτηση των υπόλοιπων μεταβλητών από το βάρος εξαρτάται από το πρότυπο της πτήσης που λαμβάνεται υπόψη.

Εμβέλεια για πτήση σταθερού ύψους και γωνίας προσβολής

Στην περίπτωση αυτή γίνεται η παραδοχή ότι το ύψος (πυκνότητα ρ) και η γωνία προσβολής (C_L, C_D) παραμένουν αμετάβλητα κατά τη διάρκεια της πτήσης. Με τις παραδοχές αυτές το ολοκλήρωμα της (4.20) παίρνει την παρακάτω μορφή:

$$R = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{V dW}{C_T D} = - \int_{w_1}^{w_2} \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \frac{1}{C_T} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{1}{C_T} \left(\frac{2}{\rho S} \right)^{1/2} \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \frac{dW}{W^{1/2}} \quad (4.23)$$

Με τις παραπάνω παραδοχές όλοι οι όροι της παραπάνω εξίσωσης είναι σταθεροί εκτός από το βάρος. Η ολοκλήρωση της (4.23) οδηγεί στην:

$$R = \frac{2\sqrt{2}}{C_T \sqrt{\rho S}} \left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right) (\sqrt{W_1} - \sqrt{W_2}) \quad (4.24)$$

Πρέπει να σημειωθεί ότι στο συγκεκριμένο πρότυπο πτήσης η ταχύτητα δεν είναι σταθερή. Επίσης από την εξίσωση (4.24) προκύπτει ότι για μέγιστη εμβέλεια θα πρέπει:

- Η ειδική κατανάλωση του καυσίμου C_T να είναι η μικρότερη δυνατή.
- Το ύψος πτήσης να είναι το μεγαλύτερο δυνατό (μικρότερη δυνατή πυκνότητα)

- Ο λόγος $\left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right)$ να είναι ο μεγαλύτερος δυνατός.

- Η ποσότητα του μεταφερόμενου καυσίμου $(\sqrt{W_1} - \sqrt{W_2})$ να είναι η μεγαλύτερη δυνατή.

4.4.4.3 Εμβέλεια για πτήση σταθερής ταχύτητας και γωνίας προσβολής.

Η γενική εξίσωση εμβέλειας (4.20) με την παραδοχή πρότυπου πτήσης με σταθερή ταχύτητα (E) και σταθερή γωνία προσβολής (C_L, C_D) παίρνει την παρακάτω μορφή:

$$R = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{V dW}{C_T D} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{V dW}{C_T D} \frac{W}{W} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{V dW}{C_T D} \frac{L}{W} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{V}{C_T} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad (4.25)$$

Για το πρότυπο πτήσης που έχει θεωρηθεί, όλοι οι όροι της παραπάνω εξίσωσης είναι σταθεροί εκτός από το βάρος.

Η ολοκλήρωση της (4.25) οδηγεί στην:

$$R = \frac{V}{C_T} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (4.26)$$

Είναι φανερό, ότι η παραπάνω εξίσωση εμβέλειας είναι η εξίσωση αυτονομίας (4.22) (για το ίδιο πρότυπο πτήσης), επί την σταθερή ταχύτητα πτήσης (V).

4 Ανάλυση των χαρακτηριστικών των διαφόρων προτύπων πτήσης

4.4.8 Γενικά

Στην ανάλυση που ακολουθήθηκε για τον υπολογισμό των εξισώσεων εμβέλειας και αυτονομίας έγιναν κάποιες παραδοχές σταθερών πτητικών χαρακτηριστικών κατά τη διάρκεια της πτήσης. Σε κάθε πρότυπο πτήσης δύο από τις τρεις μεταβλητές της πτήσης (ύψος, ταχύτητα, γωνία προσβολής) διατηρήθηκαν σταθερές. Στην παράγραφο αυτό θα μελετηθεί η μεταβολή της μη σταθερής μεταβλητής σε κάθε πρότυπο πτήσης.

4.4.8.1 Πτήση σταθερής ταχύτητας και γωνίας προσβολής

Το πρότυπο αυτό πτήσης οδηγεί σε ($C_L, C_D = \text{σταθ}$) και ($V = \text{σταθ}$). Η ταχύτητα πτήσης δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (4.27)$$

και διατηρείται σταθερή κατά τη διάρκεια της πτήσης. Επίσης διατηρούνται σταθερά τόσο η πτερυγική επιφάνεια (S) όσο και ο συντελεστής

άντωσης (C_L) (σταθερή γωνία προσβολής). Το βάρος (W) του αεροσκάφους

μειώνεται συνεχώς και αυτό σημαίνει ότι για να διατηρείται σταθερή η ταχύτητα (V) θα πρέπει να

μειώνεται η πυκνότητα (ρ) (αύξηση του ύψους πτήσης). Δηλαδή με άλλα λόγια ο λόγος $\sqrt{\frac{W}{\rho}}$ να διατηρείται σταθερός κατά τη διάρκεια της πτήσης.

4.4.8.2 Πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ύψους

Σε αυτό το πρότυπο πτήσης θεωρήθηκε ότι η γωνία προσβολής (C_L, C_D) και το ύψος (ρ) διατηρούνται σταθερά κατά τη διάρκεια της πτήσης. Από την εξίσωση (4.27) προκύπτει ότι, καθώς καταναλώνεται καύσιμο και μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους (W), η ταχύτητα (V) θα πρέπει

να μειώνεται και η μείωση της θα πρέπει να είναι ανάλογη του \sqrt{W} . Η μείωση της ταχύτητας πτήσης απαιτεί μείωση της ώθησης (T) του προωθητικού συστήματος.

4.5 Εμβέλεια - αυτονομία ελικοφόρων

4.5.1 Συνθήκες μέγιστης αυτονομίας

Η ειδική κατανάλωση του καύσιμου των ελικοφόρων κινητήρων δίνεται από την εξίσωση (4.2). Η ισχύς του κινητήρα (P_{KIN}) συνδέεται με τη διαθέσιμη ισχύ (P_{Δ}) μέσα από τον συντελεστή απόδοσης της έλικας (η_p), που δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$n_p = \frac{P_{\Delta}}{P_{KIN}} \quad (4.28)$$

Επιλύοντας την (4.28) ως προς και αντικαθιστώντας στην (4.2) προκύπτει:

$$C_p = \frac{n_p \frac{dW_K}{dt}}{P_{\Delta}} \quad (4.29)$$

Θεωρείται ότι το αεροσκάφος πετά ΕΟΠ συνεπώς ισχύει: $P_{\Delta} = P_{A\Pi} = DV$

Αντικαθιστώντας στην (4.29) και λύνοντας ως προς $\frac{dW_K}{dt}$ προκύπτει:

$$\frac{dW_K}{dt} = \frac{C_p}{n_p} P_{A\Pi} = \frac{C_p}{n_p} DV \quad (4.30)$$

Για μέγιστη αυτονομία θα πρέπει το καύσιμο που καταναλώνεται στη μονάδα του χρόνου να είναι ελάχιστο. Για σταθερή ειδική

κατανάλωση του καύσιμου (C_p) και σταθερό βαθμό απόδοσης έλικας (η_p) θα πρέπει η απαιτούμενη ισχύς του αεροσκάφους να είναι ελάχιστη, δηλαδή $P_{A\Pi} = DV = \min$ Για αεροσκάφος με πολική καμπύλη οπισθέλκουσας της μορφής

$C_D = C_{D0} + KC_L^2$, οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας που αντιστοιχούν στην συνθήκη ελάχιστης απαιτούμενης ισχύος ($(P_{A\Pi})_{min}$) δίνονται από τις εξισώσεις:

$$C_{LMP} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} \quad \text{και} \quad C_{DMP} = 4C_{D0} \quad (4.31)$$

Συνθήκη μέγιστης εμβέλειας

Το βάρος του καύσιμου που καταναλώνεται στη μονάδα του μήκους υπολογίζεται από την (4.30), θεωρώντας ότι η ταχύτητα πτήσης είναι

$$V = \frac{dS}{dt} \quad \text{Ισχύει:}$$

$$\frac{dW_K}{dS} = \frac{\frac{dW_K}{dt}}{\frac{dS}{dt}} = \frac{C_p DV}{n_p V} = \frac{C_p}{n_p} D \quad (4.32)$$

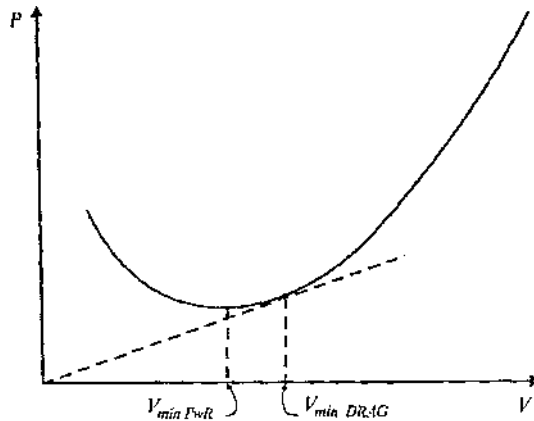
Για μέγιστη εμβέλεια θα πρέπει το καύσιμο που καταναλώνεται στη μονάδα του μήκους να είναι ελάχιστο. Για σταθερή ειδική κατανάλωση καύσιμου (C_p) και απόδοση έλικας η_p θα πρέπει η οπισθέλκουσα του αεροσκάφους να είναι ελάχιστη, δηλαδή ($D = \min$). Για αεροσκάφος με πολική

καμπύλη οπισθέλκουσας της μορφής $C_D = C_{D0} + KC_L^2$ οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας που αντιστοιχούν στην συνθήκη ελάχιστης οπισθέλκουσας $(D)_{min}$ δίνονται από τις εξισώσεις:

$$C_{LMP} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad \text{και} \quad C_{DMP} = 2C_{D0} \quad (4.33)$$

Γραφικός προσδιορισμός των συνθηκών μέγιστης εμβέλειας και αυτονομίας

Στην περίπτωση όπου το αεροσκάφος δεν έχει παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας, οι ταχύτητες μέγιστης εμβέλειας και αυτονομίας μπορούν να βρεθούν με γραφικό τρόπο, αν είναι γνωστή η μεταβολή της απαιτούμενης ισχύος του αεροσκάφους σε συναρτήσει με την ταχύτητα πτήσης (Σχήμα 4.2).



Σχήμα (7.2)

Η ταχύτητα μέγιστης αυτονομίας V_{ME} αντιστοιχεί στο σημείο όπου η απαιτούμενη ισχύς P_{AI} του αεροσκάφους είναι ελάχιστη.

Η εφαπτομένη της γωνίας που σχηματίζει κάθε ευθεία που φέρεται από την αρχή των αξόνων με τον άξονα των ταχυτήτων, εκφράζει την οπισθέλκουσα του αεροσκάφους επειδή ισχύει

$$\tan \theta = \frac{P_{AI}}{V} = \frac{DV}{V} = D$$

Η γωνία (θ) γίνεται ελάχιστη (ελάχιστη οπισθέλκουσα D) όταν η ευθεία που φέρεται από την αρχή των αξόνων είναι εφαπτομένη στην καμπύλη της απαιτούμενης ισχύος. Η ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας (V_{MR}) είναι αυτή που αντιστοιχεί στο σημείο τομής.

Και σε αυτή την περίπτωση η ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας (V_{MR}) είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα μέγιστης αυτονομίας (V_{ME}).

Γενικές εξισώσεις εμβέλειας αυτονομίας

Με αναδιάταξη των όρων της (4.30) προκύπτει:

$$dt = \frac{n_p}{c_p DV} dW_K \quad (4.34)$$

Ο ρυθμός με τον οποίο μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους είναι ίσος με το ρυθμό κατανάλωσης καυσίμου, συνεπώς ισχύει:

$$dW_K = -dW \quad (4.35)$$

Αντικαθιστώντας την (4.35) στη (4.34) προκύπτει:

$$dt = -\frac{n_p}{c_p D V} dW \quad (4.36)$$

Η ολοκλήρωση της (4.36) οδηγεί στην γενική εξίσωση αυτονομίας:

$$E = -\int_{w_1}^{w_2} \frac{n_p dW}{c_p D V} \quad (4.37)$$

όπου: W_1 = αρχικό βάρος αεροσκάφους W_2 , = τελικό βάρος = $W_1 - W_K$. Αντίστοιχα από την (4.32) προκύπτει:

$$dS = \frac{c_p}{n_p D} dW_K \quad (4.38)$$

Αντικαθιστώντας την (4.35) στην (4.38) προκύπτει:

$$dS = -\frac{c_p}{n_p D} dW \quad (4.39)$$

Η ολοκλήρωση της (4.39) οδηγεί στην γενική εξίσωση εμβέλειας:

$$R = -\int_{w_1}^{w_2} \frac{c_p}{n_p D} DW \quad (4.40)$$

Αναλυτικές εκφράσεις αυτονομίας

Γενικά

Όπως αναφέρθηκε στην αντίστοιχη παράγραφο της αυτονομίας των jet, για να ολοκληρωθεί η εξίσωση (4.37) θα πρέπει να είναι γνωστή η μεταβολή της οπισθέλκουσας (D) και ταχύτητας (V) σε συνάρτηση με το βάρος του αεροσκάφους. Αυτό μπορεί να γίνει με τη θεώρηση ενός συγκεκριμένου πρότυπου πτήσης, όπως θεωρήθηκε στην περίπτωση της αυτονομίας των jet. Σε όλα τα πρότυπα πτήσης θεωρείται, ότι η ειδική κατανάλωση καυσίμου (c_p) και ο βαθμός απόδοσης της έλικας (n_p) διατηρούνται σταθερά κατά τη διάρκεια της πτήσης.

4.5.5.2 Αυτονομία για πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ύψους

Σταθερή γωνία προσβολής σημαίνει ότι οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας είναι σταθεροί (C_L , C_D = σταθ). Πτήση σε σταθερό ύψος

σημαίνει ότι η πυκνότητα (ρ) διατηρείται επίσης σταθερή.

Με τις παραπάνω παραδοχές το ολοκλήρωμα της (4.37) μπορεί να γραφεί στην παρακάτω μορφή:

$$E = -\int_{w_1}^{w_2} \frac{n_p}{c_p} \frac{1}{V} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad (4.41)$$

Η ταχύτητα πτήσης (V) δίνεται από την εξίσωση:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (4.42)$$

Αντικαθιστώντας την (4.42) στην (4.41) προκύπτει:

$$E = - \int_{W_1}^{W_2} \frac{n_p}{c_p} \sqrt{\frac{\rho S}{2}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \frac{dW}{W^{3/2}} \quad (4.43)$$

Για το πρότυπο πτήσης που έχει θεωρηθεί, όλοι οι όροι του παραπάνω ολοκληρώματος είναι σταθεροί εκτός από το βάρος. Η ολοκλήρωση της (4.43) οδηγεί στην:

$$E = \frac{n_p}{c_p} \sqrt{2\rho S} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \left(\frac{1}{\sqrt{W_2}} - \frac{1}{\sqrt{W_1}} \right) \quad (4.44)$$

Για μέγιστη αυτονομία θα πρέπει:

- Η ειδική κατανάλωση καυσίμου (c_p) θα πρέπει να είναι η μικρότερη δυνατή
- Ο βαθμός απόδοσης της έλικας (κ_p) να είναι ο μεγαλύτερος δυνατός
- Η πτήση να γίνεται σε χαμηλό ύψος πτήσης (μεγάλη πυκνότητα)

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$$

- Συνθήκη πτήσης στην οποία ο λόγος $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$ είναι μέγιστος (ελάχιστη απαιτούμενη ισχύς).
- Το μεταφερόμενο καύσιμο να είναι το μέγιστο δυνατό

4.5.5.3 Αυτονομία για πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ταχύτητας

Και σε αυτό το πρότυπο πτήσης σταθερή γωνία προσβολής σημαίνει ότι οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας (C_L, C_D) διατηρούνται σταθεροί κατά τη διάρκεια της πτήσης. Το ίδιο ισχύει και για την ταχύτητα πτήσης (v).

Με τις παραπάνω παραδοχές η γενική έκφραση της αυτονομίας (4.37) παίρνει την παρακάτω μορφή:

$$E = - \int_{W_1}^{W_2} \frac{n_p}{c_p} \frac{1}{V} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad (4.45)$$

και η ολοκλήρωση της οδηγεί στην ακόλουθη εξίσωση:

$$E = \frac{n_p}{c_p} \frac{1}{V} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (4.46)$$

4.5.6 Αναλυτικές εκφράσεις εμβέλειας

4.5.6.1 Γενικά

Η γενική έκφραση της εμβέλειας (4.40) με $L=W$ παίρνει την παρακάτω μορφή:

$$R = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{n_p dW}{c_p D} = - \int_{w_1}^{w_2} \frac{n_p}{c_p} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad (4.47)$$

4.5.6.2 Πτήση σταθερής γωνίας προσβολής και ή σταθερού ύφους ή σταθερής ταχύτητας

Εάν θεωρηθεί ένα πρότυπο πτήσης με σταθερή γωνία προσβολής ($C_L, C_D = \text{σταθ}$) τότε η παραπάνω εξίσωση εμβέλειας μπορεί να ολοκληρωθεί και προκύπτει η ακόλουθη αναλυτική έκφραση της:

$$R = \frac{n_p}{c_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_1}{W_2} \quad (4.48)$$

Η παραπάνω εξίσωση είναι γνωστή σαν εξίσωση εμβέλειας του Breguet. Όμως, όπως έχει επικρατήσει στην βιβλιογραφία, όλες οι παραπάνω αναλυτικές εκφράσεις εμβέλειας και αυτονομίας είναι γνωστές σαν εξισώσεις Breguet ακόμα και αυτές που ισχύουν για jet αεροσκάφη τα οποία δεν βρίσκονταν σε παραγωγή την εποχή του Breguet.

Επίδραση ανέμου στην εμβέλεια - αυτονομία

Καθώς ο χρόνος δεν εξαρτάται από τη θέση του αεροσκάφους σε σχέση με το

έδαφος, ο άνεμος δεν έχει καμία επίδραση στην αυτονομία. Αντίθετα ο άνεμος επηρεάζει την εμβέλεια. Αν θεωρηθεί ότι ο άνεμος έχει τη διεύθυνση της τροχιάς του αεροσκάφους, τότε η εμβέλεια με άνεμο δίνεται από την εξίσωση:

$$R = R_{XA} \pm V_w E \quad (4.49)$$

Όπου R = εμβέλεια με άνεμο

R_{XA} = εμβέλεια χωρίς άνεμο

V_w = συνιστώσα του ανέμου κατά μήκος της τροχιάς του αεροσκάφους

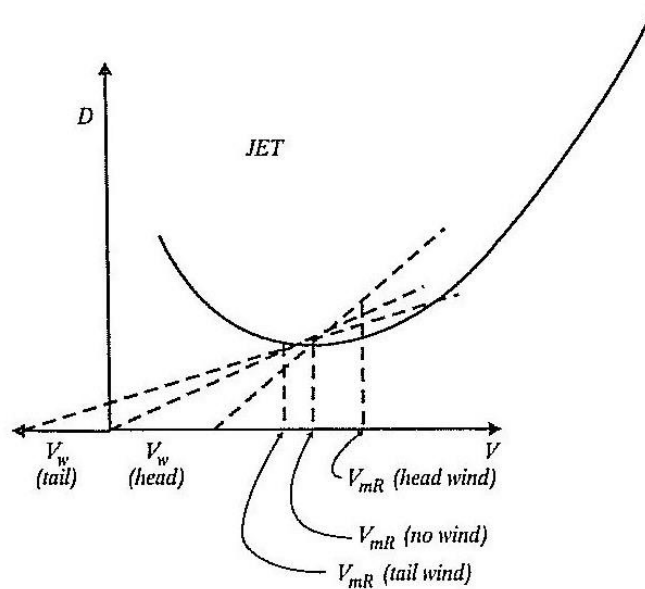
(+) = ούριος άνεμος (tailwind)

(-) = αντίθετος άνεμος (head wind)

Συνεπώς για να είναι μέγιστη η εμβέλεια με άνεμο, θα πρέπει η πτήση να γίνεται με διαφορετική ταχύτητα σε σχέση με την άπνοια. Στην περίπτωση του ούριου ανέμου η ταχύτητα πτήσης μπορεί να είναι μικρότερη για να αξιοποιηθεί η επίδραση του ανέμου στην εμβέλεια. Όσο περισσότερο χρόνο μένει το αεροσκάφος στον αέρα, τόσο μεγαλύτερη αύξηση προκαλεί ο ούριος άνεμος στην εμβέλεια.

Από την άλλη πλευρά ο αντίθετος άνεμος μειώνει την εμβέλεια έτσι είναι επιθυμητή η μείωση του χρόνου παραμονής του αεροσκάφους στον αέρα για να μειωθεί η αρνητική επίδραση του αντίθετου ανέμου στην εμβέλεια. Συνεπώς η ταχύτητα πτήσης με αντίθετο άνεμο πρέπει να είναι μεγαλύτερη από αυτή σε άπνοια. Οι αληθείς ταχύτητες πτήσης σε κάθε περίπτωση μπορούν να υπολογιστούν γραφικά από τα αντίστοιχα **διαγράμματα προωθούμενης πτήσης για jet και ελικοφόρα αεροσκάφη αντίστοιχα.**

Θεωρείται η περίπτωση ενός jet αεροσκάφους. Το σχήμα (4.3) απεικονίζει τη μεταβολή της οπισθέλκουσας σε συνάρτηση με την ταχύτητα πτήσης.

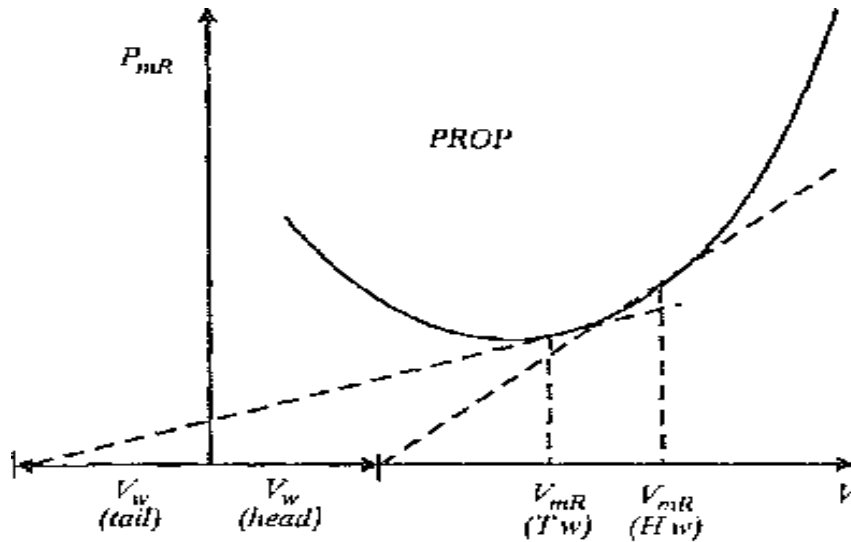


Σχήμα (7.3)

Όπως φάνηκε στις συνθήκες μέγιστης εμβέλειας jet, το σημείο τομής της ευθείας που διέρχεται από την αρχή των αξόνων με την καμπύλη οπισθέλκουσας, αντιπροσωπεύει το σημείο μέγιστης εμβέλειας. Στον άξονα των ταχυτήτων μπορούν να σημειωθούν οι τιμές που αντιστοιχούν στον αντίθετο ή ούριο άνεμο. Οι τιμές αυτές αντιπροσωπεύουν σημεία, όπου η ταχύτητα στο έδαφος (ground speed) είναι μηδέν. Για παράδειγμα όταν έχουμε αντίθετο άνεμο **20 knots**, τότε το σημείο μηδενικής ταχύτητας στο έδαφος αντιστοιχεί στο **+20** του άξονα των ταχυτήτων, ενώ, όταν έχουμε ούριο άνεμο **20 knots**, τότε το σημείο αυτό μετατοπίζεται στο **-20** του άξονα. Τα σημεία αυτά αντιστοιχούν στην νέα αρχή των αξόνων για την ταχύτητα στο έδαφος. Αν φέρουμε εφαπτόμενες στην καμπύλη της οπισθέλκουσας τότε τα σημεία τομής μας δίνουν την ταχύτητα πτήσης για μέγιστη εμβέλεια με άνεμο. Και όπως είναι αναμενόμενο, είναι εμφανές, ότι με αντίθετο άνεμο η ταχύτητα πτήσης μεγαλώνει, ενώ για ούριο άνεμο η ταχύτητα πτήσης μειώνεται.

Οι ίδιες διαπιστώσεις μπορούν να γίνουν και στην περίπτωση των ελικοφόρων αεροσκαφών. Στην περίπτωση αυτή χρησιμοποιούμε την μεταβολή της απαιτούμενης ισχύος $P_{AI} = DV$ σε συνάρτηση με την ταχύτητα πτήσης (Σχήμα (4.4)).

Και σε αυτή την περίπτωση ο αντίθετος άνεμος οδηγεί σε μεγαλύτερη ταχύτητα πτήσης και ο ούριος σε μικρότερη.



Σχήμα (7.4)

Και για τους δύο τύπους αεροσκαφών πρέπει να σημειωθεί, ότι οι ταχύτητες μέγιστης εμβέλειας με άνεμο δεν αντιστοιχούν στις συνθήκες μέγιστης εμβέλειας με άπνοια που αναφέρθηκαν παραπάνω. Στην περίπτωση αντίθετου ανέμου η ταχύτητα πτήσης είναι μεγαλύτερη από αυτή σε άπνοια, συνεπώς η γωνία προσβολής του αεροσκάφους είναι μικρότερη. Το αντίθετο συμβαίνει στην περίπτωση ούριου ανέμου (μικρότερη ταχύτητα, συνεπώς μεγαλύτερη γωνία προσβολής).

Για τον υπολογισμό της εμβέλειας με άνεμο ακολουθούνται τα παρακάτω βήματα:

- Υπολογίζεται η ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας με άνεμο από τα παραπάνω διαγράμματα ανάλογα με τον τύπο του αεροσκάφους (jet, ελικοφόρο)
- Για την ταχύτητα μέγιστης εμβέλειας υπολογίζεται ο συντελεστής άντωσης από την παρακάτω εξίσωση:

$$C_L = \frac{2W}{\rho S V^2} \quad (4.50)$$

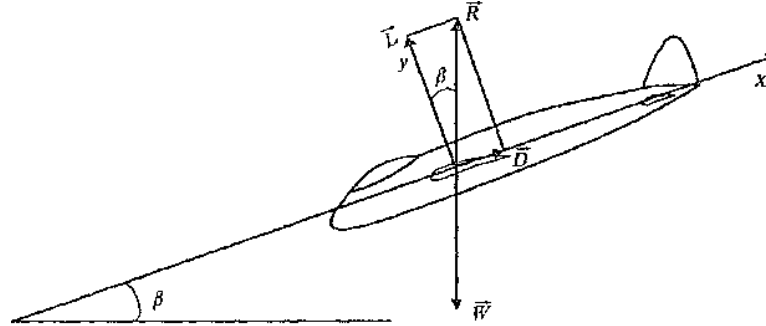
Υπολογίζεται ο συντελεστής οπισθέλκουσας από την παραβολική καμπύλη οπισθέλκουσας $C_D = C_{D0} + K C_L^2$, ή από οποιαδήποτε πολική καμπύλη της μορφής $C_D = f(C_L)$.

- Οι τιμές των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας χρησιμοποιούνται στις παραπάνω αναλυτικές εκφράσεις για τον υπολογισμό της εμβέλειας χωρίς άνεμο (RXA) και της αυτονομίας (E).
- Τέλος υπολογίζεται η εμβέλεια με άνεμο (R) από την εξίσωση (4.49).

Ειδική Περίπτωση Ανεμοπτέρου

Επειδή το κλασικό ανεμόπτερο δεν έχει προωθητικό σύστημα, η εμβέλεια και η αυτονομία του εξαρτώνται μόνο από τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του. Μέσα σε ήρεμη ατμόσφαιρα το ανεμόπτερο πετάει κατολισθαίνοντας, άρα ξεκινώντας από δοσμένο ύψος, η εμβέλεια του θα είναι τόσο μεγαλύτερη, όσο μικρότερη είναι η γωνία καθόδου του. Το Σχήμα (4.5) δείχνει τις

δυνάμεις, που εξασκούνται σ' ένα ανεμόπτερο, καθώς κατολισθαίνει με σταθερή ταχύτητα.



Σχήμα (7.5)

Επειδή η ταχύτητα είναι σταθερή $\vec{R} + \vec{W} = \vec{0}$, η \vec{R} αναλύεται σε δύο συνιστώσες, την \vec{L} και

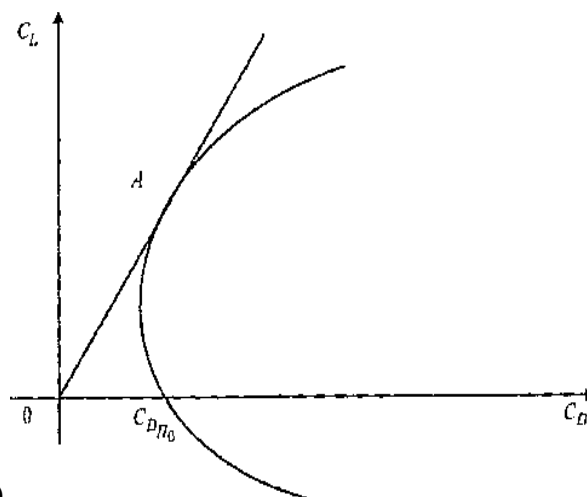
την \vec{D} και η εφαπτομένη της γωνίας καθόδου β $\left(0 \leq \beta \leq \frac{\pi}{2}\right)$ είναι :

$$\varepsilon\varphi\beta = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{\frac{C_L}{C_D}} \quad (4.51)$$

Συμπεραίνουμε ότι η εμβέλεια του ανεμόπτερου θα είναι τόσο μεγαλύτερη, όσο μεγαλύτερη θα είναι η αεροδυναμική απόδοση (ένα καλό ανεμόπτερο έχει C_L/C_D γύρω στα 50, αντίθετα από ένα αεροσκάφος που έχει περίπου 14), και ότι η πτήση πρέπει να γίνει με την αντίστοιχη γωνία προσβολής. Η αυτονομία του θα είναι τόσο μεγαλύτερη, όσο μικρότερος είναι ο βαθμός καθόδου του (δηλαδή ο ρυθμός που χάνει ύψος) ξεκινώντας από δοσμένο ύψος. Αυτό θα γίνει αν το ανεμόπτερο επιβραδυνθεί, δηλαδή αν αυξηθεί η οπισθέλκουσά του, πράγμα που πετυχαίνουμε αυξάνοντας τη γωνία προσβολής του. Αυτή η μεταβολή της γωνίας προσβολής όμως σημαίνει ότι παύει να πετάει έτσι ώστε το C_L/C_D να είναι μέγιστο (βλέπε Σχήμα (4.6)), άρα μειώνεται η εμβέλειά του. Το Σχήμα (4.6) δείχνει μια τυπική εξέλιξη του C_L σε συνάρτηση με το C_D . Η καμπύλη αυτή λέγεται **Πολική του Eiffel**, είναι παραβολή και έχει εξίσωση:

$$C_D = C_{DΠ0} + kC_L^2 \quad (4.53)$$

=Παράσιτος Οπισθέλκουσας σε θ + Επαγομένη γωνία προσβολής όπου $C_L=0$
Οπισθέλκουσα (4.53)



Σχήμα (4.6)

Σε κάθε σημείο αυτής της καμπύλης, αντιστοιχεί το C_L και το C_D που έχουμε σε ορισμένη γωνία προσβολής. Στο σημείο A αντιστοιχεί η γωνία προσβολής που η αεροδυναμική απόδοση C_L/C_D είναι μέγιστη.

4.6. Προκαταρκτικός Υπολογισμός Κενού Βάρους

Εισαγωγή

Όπως αναφέρθηκε επανειλημμένα η σχεδίαση ενός αεροσκάφους αρχίζει με την εκτίμηση του βάρους απογείωσης $W_{Απογ.}$, διότι είναι η κύρια παράμετρος που καθορίζει τις διαστάσεις και τις επιδόσεις του αεροσκάφους. Στην αρχική φάση σχεδίασης είναι γνωστά ελάχιστα τεχνικά στοιχεία από το προς σχεδίαση αεροσκάφος. Η βασική δυσκολία στη φάση έναρξης της σχεδίασης, είναι η εκτίμηση του $W_{Απογ.}$, και της διαμόρφωσης του αεροσκάφους.

Όταν έχουν κατασκευασθεί παρόμοια αεροσκάφη, αξιοποιούνται τα διεθνή στατιστικά στοιχεία. Σε περίπτωση σχεδίασης πρωτοποριακού αεροσκάφους, ισχύει ο εξής κανόνας «υπέθεσε κάτι ανεξάρτητα αν είναι σωστό ή λάθος, διότι η έναρξη της σχεδίασης είναι ανέφικτη χωρίς παραδοχές και χωρίς τον κατά προσέγγιση προσδιορισμό του $W_{Απογ.}$ ».

Η διάρθρωση του βιβλίου αποσκοπεί στην αξιοποίηση των στατιστικών στοιχείων για τον προσεγγιστικό προσδιορισμό των βασικών μεγεθών του προς σχεδίαση αεροσκάφους.

Μετά τον προσδιορισμό του $W_{Απογ.}$, υπολογίζεται ο πτερυγικός φόρτος W / S και με γνωστά τα δύο αυτά μεγέθη προσδιορίζεται προσεγγιστικά η πτερυγική επιφάνεια S . Με γνωστή την πτερυγική επιφάνεια S , προσδιορίζεται η γεωμετρία της κάτωψης της πτέρυγας και εν συνεχεία η αεροτομή της. Ακολουθεί ο προσδιορισμός της γεωμετρίας της ατράκτου και του οριζόντιου και καθέτου *ουραίου* πτερώματος.

Οι κύριες παράμετροι που προσδιορίζουν τις επιδόσεις του αεροσκάφους είναι οι αναλογίες W / S και T / W , οι οποίες αλληλεξαρτώνται και προσδιορίζονται μαζί, σε πρώτη προσέγγιση και εκτιμάται η τάξη μεγέθους της ώσης του προς εγκατάσταση κινητήρα. Η επιλογή του είδους του προωθητικού συστήματος προκύπτει άμεσα από τις απαιτήσεις αποστολής, δηλ. την κατηγορία του αεροσκάφους. Συνήθως, επιλέγεται ένας κινητήρας που διατίθεται στο διεθνές εμπόριο με γνωστά τεχνικά χαρακτηριστικά.

Η χρονική σειρά των εργασιών σχεδίασης ενός αεροσκάφους εξαρτάται από πολλούς παράγοντες και δε μπορεί να τυποποιηθεί. Μία κλασσική, λεπτομερής και χρήσιμη σειρά ίων εργασιών στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης, είναι η ακόλουθη:

1. Αξιολόγηση των βασικών απαιτήσεων αποστολής που καθορίζουν σε πρώτη προσέγγιση το σχήμα και το μέγεθος των πτερύγων (π.χ. υπερηχητικές ή υποηχητικές).
2. Προσδιορισμός του βάρους απογείωσης, του βάρους καυσίμου και των διαστάσεων του αεροσκάφους με ορισμένες παραδοχές, υποθέσεις και προσεγγίσεις.
3. Πτερυγικός φόρτος απογείωσης (W/S) $_{Απογ.}$. Η τιμή (W/S) $_{Απογ.}$ και S προσδιορίζονται με βάση τις απαιτήσεις αποστολής που αφορούν, την προσγείωση και απογείωση, το ύψος και την ταχύτητα πτήσης, την ευελιξία και την ιδανική πτήση.
4. Πτέρυγα. Προσδιορίζεται προσεγγιστικά η αεροτομή, το σχήμα του χείλους προσβολής, η γεωμετρία κάτωψης, η επιμήκυνση, η γωνία βέλους κ.τ.λ..
5. Άτρακτος. Προσδιορίζεται ο λόγος εκλέπτυνσης της ατράκτου.

6. Πτερώματα. Προσδιορίζονται προσεγγιστικά, οι διαστάσεις των πτερωμάτων (περύγια καμπυλότητας, πηδάλια κλίσης, διεύθυνσης, ανόδου και καθόδου).
7. Αεροδυναμικοί συντελεστές. Υπολογίζονται οι c_L , c_{DO} και $CMAK$.
8. Κινητήρες. Προσδιορίζεται το είδος, ο αριθμός και το μέγεθος του / των κινητήρων με βασική παράμετρο επιλογής την αναλογία (T/ W)Απογ.
9. Διαμόρφωση και διαστασιολόγηση αεραγωγών.
10. Επανα-υπολογισμός καυσίμου. Με τα νέα στοιχεία που έχουν υπολογισθεί στα προηγούμενα βήματα προσδιορίζεται, με μεγαλύτερη ακρίβεια, το βάρος καυσίμου και συγκρίνεται με αυτό που έχει υπολογισθεί στο βήμα 2.
11. Προσδιορισμός επιμέρους βαρών και μετατόπιση κέντρου βάρους αεροσκάφους. Προσδιορίζεται το βάρος των επιμέρους συγκροτημάτων και συστημάτων του αεροσκάφους και με το βάρος καυσίμου του βήματος 10, ζυγостаθμίζεται το αεροσκάφος και ελέγχεται η μετακίνηση του κέντρου βάρους του στη διάρκεια των διαφόρων συνθηκών πτήσης.
12. Διαστασιολόγηση επιφανειών ελέγχου και ουραίου πτερώματος. Με βάση αναλύσεις και υπολογισμούς ελέγχου και ευστάθειας του αεροσκάφους, προσδιορίζονται οι διαστάσεις των επιφανειών ελέγχου και του ουραίου πτερώματος. Προσδιορίζεται η οπισθέλκουσα αντιστάθμισης κατά την ομαλή πτήση και τους ελιγμούς.
13. Ανάλυση επιδόσεων. Αναλύονται λεπτομερώς οι επιδόσεις του αεροσκάφους στις διάφορες συνθήκες πτήσης και συγκρίνονται με αυτές των απαιτήσεων αποστολής.
14. Κόστος. Εκτιμάται το κόστος του πρωτότυπου και του αεροσκάφους μαζικής παραγωγής. Αν είναι εφικτό, εκτιμάται το λειτουργικό κόστος και το κόστος συντήρησης.
15. Παραμετρικές μελέτες. Οι υπολογισμοί ανακυκλώνονται αρκετές φορές, με πιο ακριβείς παραδοχές, μέχρις ότου τα αποτελέσματα κριθούν ικανοποιητικά.

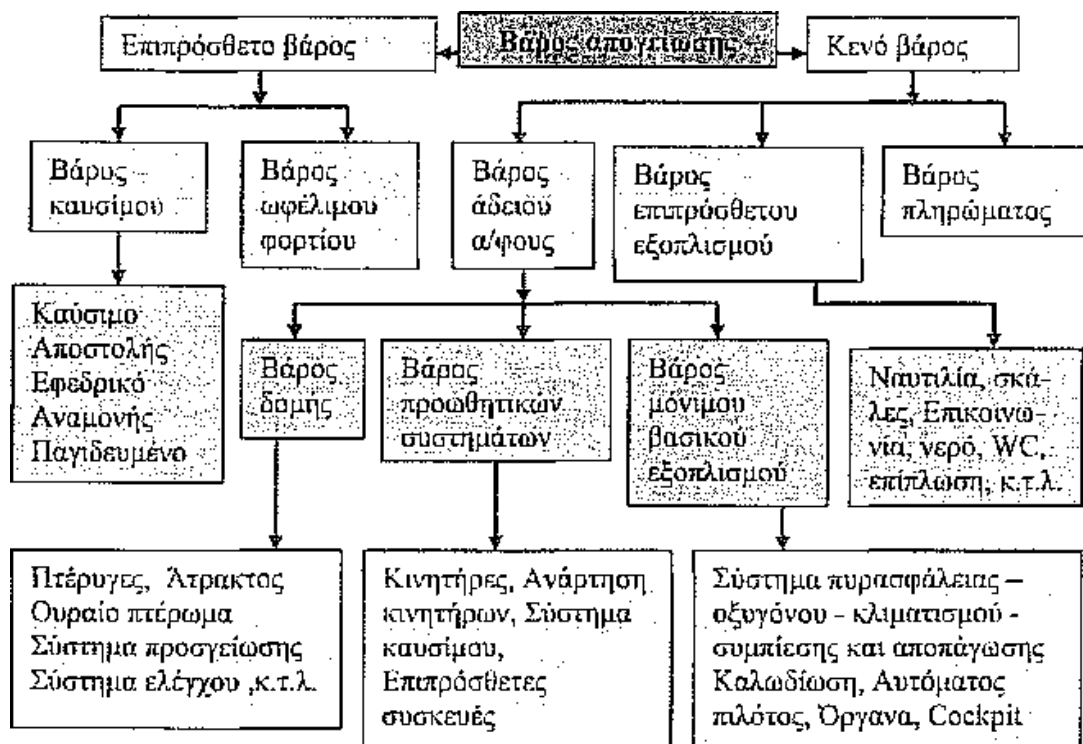
Τέλος, η σχεδίαση ανακυκλώνεται με αλλαγή των βασικών παραμέτρων σχεδίασης, όπως π.χ. γωνία βέλους, αεροτομή, (W/S)Απογ., (T/W)Απογ., κ.τ.λ. και προσδιορίζονται οι επιδόσεις και το κόστος κατασκευής και συντήρησης του αεροσκάφους. Τα αποτελέσματα των παραμετρικών μελετών αναλύονται - αξιολογούνται για να αποφασισθεί πια από τις διάφορες σχεδιάσεις θα προωθηθεί στη φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης.

4.6.1 Εξειδικευμένη Ορολογία Βάρους Αεροσκάφους

Στη σχεδίαση του αεροσκάφους χρησιμοποιούνται διάφορες ορολογίες για επιμέρους βάρη του αεροσκάφους. Τα βασικά επιμέρους βάρη που προσδιορίζονται με διαδοχικές ανακυκλώσεις είναι: βάρος απογείωσης, βάρος καυσίμου και κενό βάρος αεροσκάφους. Οι βασικές ορολογίες εξειδικευμένων βαρών που χρησιμοποιούνται στο εγχειρίδιο αυτό είναι:

1. Βάρος απογείωσης $W_{Απογ.}$ ή και W_0 και $W_{B.A.}$: Είναι το ολικό βάρος τη στιγμή απελευθέρωσης του συστήματος πέδησης ή τη στιγμή έναρξης της φάσης απογείωσης.
2. Ολικό βάρος $W_{O.B}$ ή W : Είναι το ολικό βάρος του αεροσκάφους σε κάθε χρονική στιγμή πτήσης και κατά συνέπεια μεταβάλλεται κατά τη διάρκεια της πτήσης.

3. Μέγιστο βάρος WM.B : Είναι το μέγιστο από όλα τα μέγιστα βάρη και συνήθως συμβολίζεται με WMεγ.
4. Σταθερό βάρος WΣ.B : Είναι το βάρος των συσκευών, προσώπων, φορτίων, κ.τ.λ. που η αφαίρεσή τους από το αεροσκάφος δεν επηρεάζει την πτητική ικανότητά του, π.χ. πλήρωμα, προσωπικό εξυπηρέτησης, ωφέλιμο φορτίο. Είναι το ωφέλιμο βάρος αυξημένο κατά ένα μικρό ποσοστό. Στη σχεδίαση λαμβάνεται ίσο με το ωφέλιμο φορτίο.
5. Κενό βάρος WK.B : Είναι το βάρος του αεροσκάφους που προκύπτει όταν από το βάρος απογείωσης αφαιρεθεί το σταθερό βάρος και το βάρος καυσίμου, δηλ. είναι το βάρος της δομής και των συγκροτημάτων και συστημάτων του αεροσκάφους.
6. Βάρος επί πληρωμή φορτίου WE.Π.Φ, Είναι το βάρος του «ωφέλιμου» φορτίου. Συνήθως χαρακτηρίζεται και ως ωφέλιμο φορτίο WΩ.Φ.
7. Βάρος πληρώματος WΠλ. Είναι το βάρος του πληρώματος που είναι απαραίτητο για τη λειτουργία του αεροσκάφους εν πτήση (πυλότες, μηχανικοί, αεροσυννοδοί, κ.τ.λ.)
8. Βάρος συνολικού καυσίμου WΣ.Καυσ : Είναι το άθροισμα του βάρους καυσίμου και των καταναλώσιμων «υγρών» και χημικών του προωθητικού συστήματος.
9. Βάρος καυσίμου WKαυσ. : Είναι το βάρος καυσίμου του αεροσκάφους σε κάθε χρονική στιγμή πτήσης και μεταβάλλεται στη διάρκεια της πτήσης.



Σχήμα 4.1 Κλασική κατανομή βάρους αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας

4.6.2 Ανάλυση Βάρους Απογείωσης προκαταρκτικής Σχεδίασης

Το βάρος απογείωσης αναλύεται στα ακόλουθα επιμέρους βάρη :

$$W_{\text{Απογ.}} = W_{\text{Πλ.}} + W_{\text{Καυσ.}} + W_{\text{Κ.Β.}} + W_{\text{Ε.Π.Φ}}$$

$$\text{ή } W_{\text{Απογ.}} = W_{\text{Σ.Β.}} + W_{\text{Καυσ.}} + W_{\text{Κ.Β.}} \quad (3-1)$$

Το σταθερό βάρος του αεροσκάφους είναι γνωστό από τις απαιτήσεις αποστολής και σε πρώτη προσέγγιση υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση :

$$W_{\text{Σ.Β.}} = W_{\text{Πλ.}} + W_{\text{Ε.Π.Φ}}$$

Το κενό βάρος και το βάρος καυσίμου προσδιορίζεται με διαδικασία διαδοχικής προσέγγισης με παράμετρο το $W_{\text{Ανογ.}}$.

Από την εξ. (4.1) προκύπτει:

$$W_{\text{Απογ.}} = \frac{W_{\text{Σ.Β.}}}{1 - \left(\frac{W_{\text{Κ.Β.}}}{W_{\text{Απγ.}}} \right) - \left(\frac{W_{\text{Καυσίμου}}}{W_{\text{Απγ.}}} \right)} \Rightarrow W_{\text{Απογ.}} = \frac{W_{\text{Πληρώματος}} + W_{\text{Ε.Π.Φ.}}}{1 - \left(\frac{W_{\text{Κ.Β.}}}{W_{\text{Απγ.}}} \right) - \left(\frac{W_{\text{Καυσίμου}}}{W_{\text{Απγ.}}} \right)} \frac{W_{\text{Καυσίμου}}}{W_{\text{Απγ.}}}$$

Από την εξίσωση υπολογίζεται το $W_{\text{Ανογ.}}$ συναρτήσει των $W_{\text{Κ.Β.}} / W_{\text{Ανογ.}}$ και $W_{\text{Καυσ.}} / W_{\text{Ανογ.}}$ προσδιορίζονται προσεγγιστικά από διεθνή στατιστικά στοιχεία.

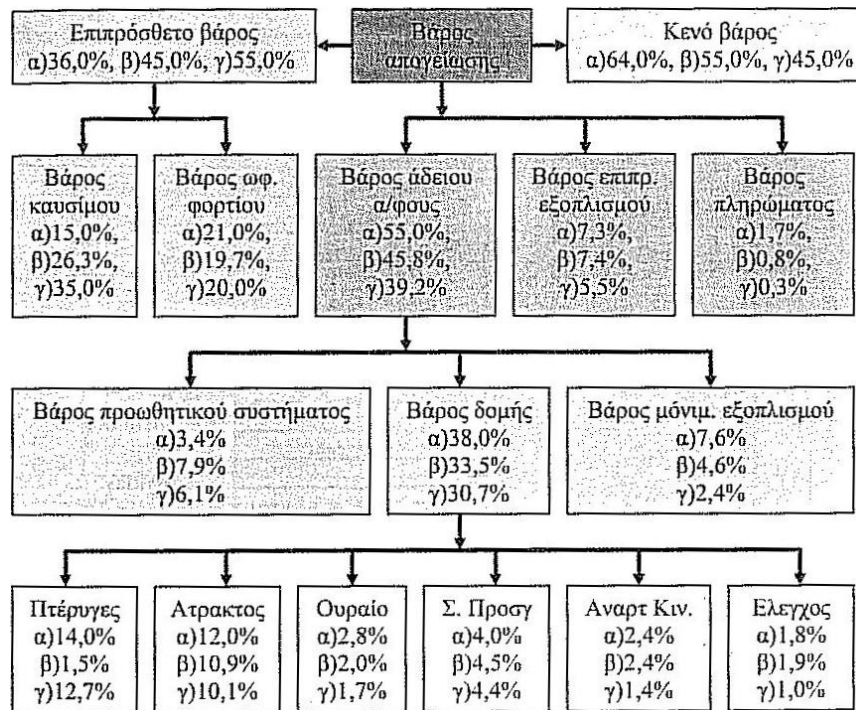
Στα στρατιωτικά αεροσκάφη ένα ποσοστό ή ολόκληρο το $W_{\text{Ε.Π.Φ}}$ ή $W_{\text{Ω.Φ.}}$ απορρίπτεται στην πτήση και διακρίνεται σε σταθερό $W_{\text{σταθ.Ε.Π.Φ.}}$ απορριπτόμενο $W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ.}}$.

Στα αεροσκάφη αυτά η εξ. 4.1 λαμβάνει την μορφή : $W_{\text{Απογ.}} = W_{\text{Πλ.}} + W_{\text{ΣΚαυσ.}} + W_{\text{Κ.Β.}} + W_{\text{Σταθ.Ε.Π.Φ}} + W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}$ (3,3)

Από την εξ. 4.4. κατά αναλογία προς την εξ. 4.2. προκύπτει

$$W_{\text{Απογ.}} = \frac{W_{\text{Πληρ}} + W_{\text{Σταθ.Ε.Π.Φ}} + W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}}{1 - \left(\frac{W_{\text{Κ.Β.}}}{W_{\text{Απογ.}}} \right) - \left(\frac{W_{\text{Σ.Καυσ}}}{W_{\text{Απογ.}}} \right)}$$

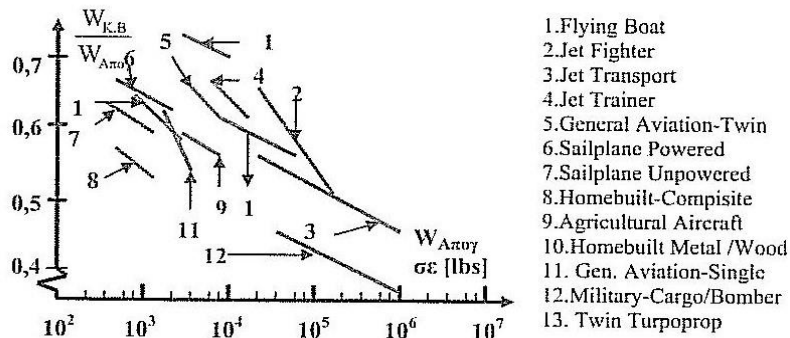
Μία κλασική κατανομή του $W_{\text{Απογ}}$ απεικονίζεται στο σχήμα 4.1, ενώ στο σχήμα 4.2 αναφέρονται ενδεικτικά επιμέρους βάρη επί τις εκατό του $W_{\text{Απογ}}$ για τρία κλασικά αεροσκάφη μικρής, μέσης και μεγάλης εμβελείας.



Σχήμα 4.2 Κλασική κατανομή βάρους επιβατικού αεροσκάφους εμβέλειας α) Μικρής (VFW 614), β) Μέσης (B 727 - 100) γ) Μεγάλης (B 747 - 100)

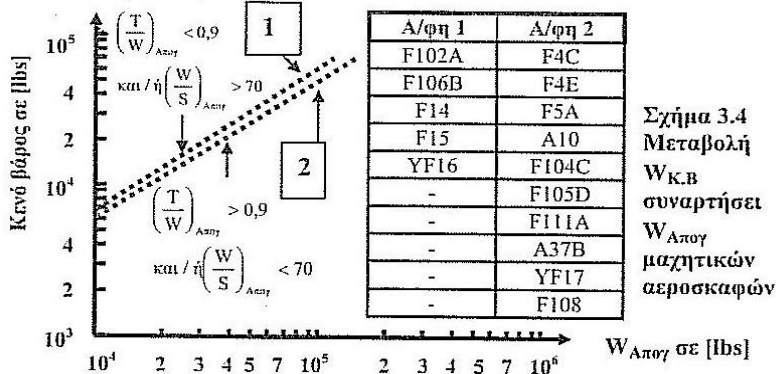
4.6.3 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός κενού Βάρους

Η αναλογία WK.B /WΑπογ εξαρτάται βασικά από την κατηγορία του αεροσκάφους και προσδιορίζεται προσεγγιστικά από διεθνή στατιστικά στοιχεία. Στην αρχή της εισαγωγικής σχεδίασης είναι ανέφικτος ο προσδιορισμός του WK.B ή WK.B /WΑπογ από τις απαιτήσεις αποστολής. Τα περισσότερα διαθέσιμα στατιστικά στοιχεία για WK.B /WΑπογ αφορούν αεροσκάφη συμβατικής μεταλλικής κατασκευής. Η αναλογία WK.B /WΑπογ προσδιορίζεται προσεγγιστικά συναρτήσει WΑπογ με διαδοχικές προσεγγίσεις και ανακυκλώσεις, με μία από τις μεθόδους που περιγράφονται στις παραγράφους που ακολουθούν.



- 1. Flying Boat
- 2. Jet Fighter
- 3. Jet Transport
- 4. Jet Trainer
- 5. General Aviation-Twin
- 6. Sailplane Powered
- 7. Sailplane Unpowered
- 8. Homebuilt-Compsite
- 9. Agricultural Aircraft
- 10. Homebuilt Metal /Wood
- 11. Gen. Aviation-Single
- 12. Military-Cargo/Bomber
- 13. Twin Turprop

Σχήμα 3.3 Μεταβολή $W_{K.B.} / W_{Απογ}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ για διάφορους τύπους αεροσκαφών



Σχήμα 3.4 Μεταβολή $W_{K.B.}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ μαχητικών αεροσκαφών

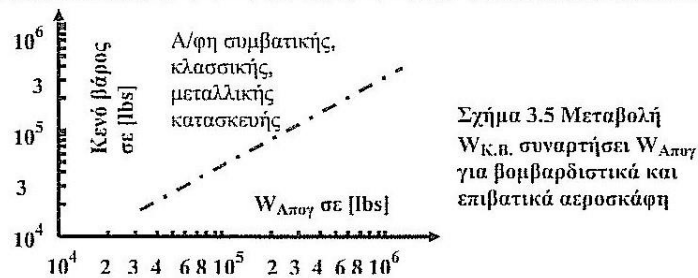
**Διεθνή
Στοιχεία**

στατιστικά

Πίνακες. Τα διεθνή στατιστικά στοιχεία για αεροσκάφη με συμβατική μεταλλική κατασκευή με τις αναλογίες $W_{K.B.} / W_{Απογ}$, $W_{E.Π.Φ.} / W_{Απογ}$, $W_{Πλ.} / W_{Απογ}$, και $W_{Καυσ.} / W_{Απογ}$ δίδονται υπό μορφή πινάκων και σχημάτων, όπως το σχήμα 4.2 Στον πίνακα 4.ί αναφέρονται τιμές της αναλογίας $W_{K.B.} / W_{Απογ}$, $W_{ΣΚαυσ.} / W_{Απογ}$, $W_{Σ.B} / W_{Απογ}$, $W_{E.Π.Φ.} / W_{Απογ}$ και στον πίνακα 4.2, $W_{ΣΚαυσ.} / W_{Απογ}$ για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών με βάση την εμβέλεια και το είδος του προωθητικού συστήματος.

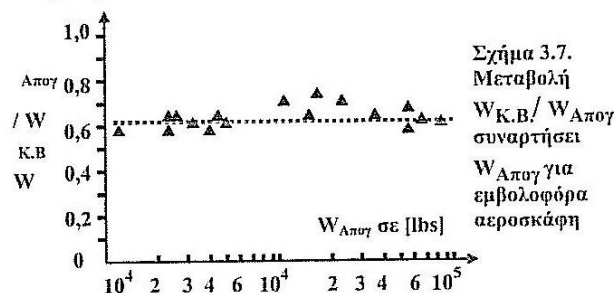
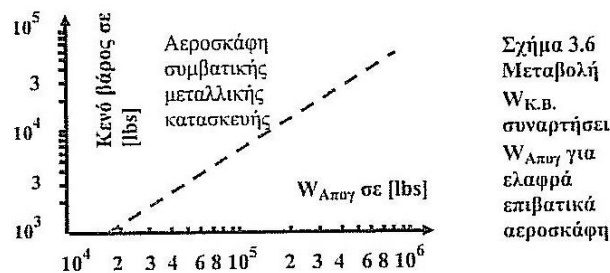
Τύπος Α/φους	Ωφέλιμο φορτίο	Καύσιμο	Φορτίο	Κενό βάρος
Κλασσική κατασκευή, επανδρωμένο	55	-	55	45
Ανεμόπτερο	40		70	60
Ανεμόπτερο με κινητήρα	28	4	32	68
Μονοκινητήριο εκπαιδευτικό, επιβατικό	30	10	40	60
Μονοκινητήριο γεωργικής χρήσης	40	10	50	50
Δικινητήριο επιβατικό	23	15	38	62
Δικινητήριο turboprop	10(min)	30(max)	40	60

Τύπος Α/φους	Εμβέλεια	Κινητήρας	$W_{K.B.}/W_{Απογ}$
Επιβατικό	Μικρή	Στροβιλοκινητήρας	53
Επιβατικό	Μικρή	Ελικοστροβιλοκινητήρας	58
Επιβατικό	Μικρή	Εμβολοφόρος Κινητήρας	65,5
Επιβατικό	Μεγάλη	Στροβιλοκινητήρας	42,0
Επιβατικό	Μεγάλη	Ελικοστροβιλοκινητήρας	51,0
Επιβατικό	Μεγάλη	Εμβολοφόρος Κινητήρας	54,0
Μεταγωγικό	Μικρή	Ελικοστροβιλοκινητήρας	56,0
Μεταγωγικό	Μεγάλη	Ελικοστροβιλοκινητήρας	43,0
Executive		Στροβιλοκινητήρας	51,0



Διαγράμματα - Σχήματα.

Η μεταβολή $W_{K.B.}/W_{Απογ}$ συναρτήσει για διάφορους τύπους αεροσκαφών δίδεται σε πολυάρθρο διαγράμματα και σχήματα, όπως π.χ. το σχήμα 4.4. Στο σχήμα 4.4. απεικονίζεται η μεταβολή $W_{K.B.}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ για «μαχητικά» αεροσκάφη, στο σχήμα 4.5 για βομβαρδιστικά και μεγάλα επιβατικά αεροσκάφη και στο σχήμα 4.6 για ελαφρά επιβατικά. Χαρακτηριστικό των σχημάτων 4.4 έως 4.6 είναι ότι η «μέση» μεταβολή είναι, κατά προσέγγιση γραμμική σε λογαριθμική κλίμακα στους άξονες $W_{Απογ}$ και $W_{K.B.}$ Στο σχήμα 4.7 απεικονίζεται η μεταβολή $W_{K.B.}/W_{Απογ}$ συναρτήσει $W_{Απογ}$ για εμβολοφόρα αεροσκάφη. Τα ανωτέρω σχήματα επιτρέπουν το σύντομο προσεγγιστικό προσδιορισμό της τιμής $W_{K.B.}/W_{Απογ}$.



Εμπειρικοί Τύποι. Υπάρχουν διάφοροι εμπειρικοί τύποι προσδιορισμού αναλογίας βάρους των επιμέρους δομικών συγκροτημάτων και συστημάτων του αεροσκάφους προς $W_{Απογ}$.

Οι εξισώσεις αυτές χρησιμοποιούνται σε μεταγενέστερο στάδιο σχεδίασης, αφορούν συγκεκριμένες κατηγορίες αεροσκαφών (μαχητικά, ελαφρά εμβολοφόρα, μικρά και μεγάλα επιβατικά, ελικοφόρα αεροσκάφη, κ.τ.λ.) και αναφέρονται στο οικείο κεφάλαιο. Μία κλασική εμπειρική σχέση προσδιορισμού $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ είναι η ακόλουθη:

$$\frac{W_{Κ.Β}}{W_{Απογ}} = A \cdot W_{Απογ}^B \cdot C \quad (4.54)$$

Οι συντελεστές A, B και C της εξ. 4.5 αναφέρονται για τους διάφορους τύπους αεροσκαφών στο πίνακα 4.4.

Χρήσιμα Συμπεράσματα

Από τα στατιστικά στοιχεία προκύπτει ότι η αναλογία $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ ανέρχεται σε 0,3 έως 0,7. Η αναλογία $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ μειώνεται με $W_{Απογ}$ αυξανόμενο και γενικά με αυξανόμενο μέγεθος αεροσκάφους. Επίσης, μειώνεται με χρήση σύνθετων υλικών. Σύμφωνα με εμπειρικούς κανόνες, το βάρος της δομής (ατράκτου, πτέρυγας και ουραίου πτερώματος) ενός αεροσκάφους μειώνεται κατά 25% σε περίπτωση κατασκευής αποκλειστικά από προηγμένα σύνθετα υλικά, το βάρος του συστήματος προσγείωσης κατά 12% με συνέπεια τη μείωση του κενού βάρους του αεροσκάφους κατά 16%. Πρακτικά, μέχρι σήμερα επιτυγχάνεται μία μείωση της τάξης του 10% με προοπτικές περαιτέρω αύξησης.

Επισημαίνεται ότι στη φάση αυτή, δεν υπάρχουν διαθέσιμα στοιχεία για ακριβέστερο προσδιορισμό του κενού βάρους του αεροσκάφους, με συνέπεια τα διεθνή στατιστικά στοιχεία να είναι *ιδιαίτερα χρήσιμα και αποτελεσματικά*. Η συγκέντρωση και γραφική

απεικόνιση της μεταβολής της αναλογίας $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ συναρτήσει του $W_{Απογ}$ για παρόμοια προς το σχεδίαση αεροσκάφη, είναι μία εργασία πολύ χρήσιμη, καθότι συντελεί αποφασιστικά στον υπολογισμό του $W_{Κ.Β}$ με αυξημένη ακρίβεια και αξιοπιστία.

Ο ακριβής υπολογισμός του $W_{Απογ}$ ενός προς σχεδίαση αεροσκάφους, είναι εφικτός μετά τον υπολογισμό των αναλογιών $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ και $W_{ΣΚαυσ.} / W_{Απογ}$.

Πίνακας 3.3 Προσεγγιστικός προσδιορισμός αναλογίας $W_{Κ.Β} / W_{Απογ}$ με βάση την κατηγορία του αεροσκάφους και σύμφωνα με την εμπειρική εξ. 3.5. $W_{Κ.Β.} / W_{Απογ} = A \cdot W_{Απογ}^B \cdot C$ (3.5.)			
Τύπος Α/φους	A		B
	Μετρικό		
Ανεμόπτερο χωρίς πρόωση	0,86	0,83	-0,05
Ανεμόπτερο με πρόωση	0,91	0,88	-0,05
Μεταλλική/ Ξύλινη ιδιοκατασκευή	1,19	1,11	-0,09
Ιδιοκατασκευή με σύνθετα υλικά	0,99	1,07	-0,09
Μονοκινητήριο επιβατικό	2,36	2,05	-0,18
Δικινητήριο επιβατικό	1,51	1,4	-0,10
Αγροτικής χρήσης	0,74	0,72	-0,03
Δικινητήριο με ελικοστροβιλοκινητήρα	0,96	0,92	-0,05
Υδροπλάνο	1,09	1,05	-0,05
Εκπαιδευτικό με στροβιλοκινητήρα	1,59	1,47	-0,10
Μαχητικό με στροβιλοκινητήρα	2,34	2,11	-0,13
Στρατ. μεταγωγικό/ βομβαρδιστικό	0,93	0,88	-0,07
Μεταγωγικό με στροβιλοκινητήρα	1,02	0,97	-0,06
C= 1,04 για μεταβλητή γωνία βέλους και C= 1 για σταθερή			

4.6.4 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός Βάρους Καυσίμου

Εισαγωγή

Από τη συνολική ποσότητα καυσίμου του αεροσκάφους, μόνο ένα ποσοστό καταναλώνεται στην πτήση και είναι γνωστό ως καύσιμο αποστολής. Σύμφωνα με την παράγραφο 4.2, η συνολική ποσότητα καυσίμου του αεροσκάφους αποτελείται από την προς κατανάλωση ποσότητα καυσίμου και τα διάφορα «υγρά» και καταναλώσιμα χημικά του προωθητικού συστήματος και επιμερίζεται στις ακόλουθες επιμέρους ποσότητες (σχήμα 4.1:

- α. Προπτήσης καύσιμο : Καύσιμο που καταναλώνεται από την στιγμή εκκίνησης του προωθητικού συστήματος μέχρι την στιγμή απογείωσης.
- β. Καύσιμο αποστολής : Καύσιμο που καταναλώνεται από την στιγμή απογείωσης μέχρι την στιγμή προσγείωσης.
- γ. Εφεδρικό Καύσιμο : Καθορίζεται από διεθνείς κανονισμούς και συνήθως ανέρχεται στο 5% του καυσίμου αποστολής.

Πίνακας 4.1 Αναλογία $W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$ επιβατικών α/φρων με ελικοστροβιλοκινητήρα και σύγχρονων μαχητικών και εκπαιδευτικών α/φρων					
Επιβατικά με στροβιλοκινητήρα		Σύγχρονα μαχητικά και εκπαιδευτικά α/φρ			
Τύπος α/φους	$W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$	Τύπος α/φους	$W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$	Τύπος α/φους	$W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$
AN-32	20,2	Hawk200	15	MIG-29	-
ATR-42-300	26,9	Jaguar	-	X-31A	26
ATR-72	23,2	A-10	22	IAI Lavi	14,1
Jetstream Super 31	18,7	F-117A	-	Eurofighter	19,0
Jetstream 41	25,9	Harrier II	25	JAS 39	18,2
ATP	22,1	YAK-38	-	Rafale D	-
CN235-100	28,0	YAK-141	-	Tornado	16,7
DASH8-300A	13,8	F-15E	16,2	F-14A	24,8
Brasilia EMB – 120	22,6	F-16C	16,2	Hawk100	14,3
Fairchild Metro 23	26,3	F/A-18E	21,8	S 211	26,6
50-100 Fokker	20,7	F-20	17,3	PC-9	-
Saab 340B	20	YF-22	36,7		
Saab 2000	18,9	YF-23	37,5		
Shorts 330-200	19,5	Su-27	-		

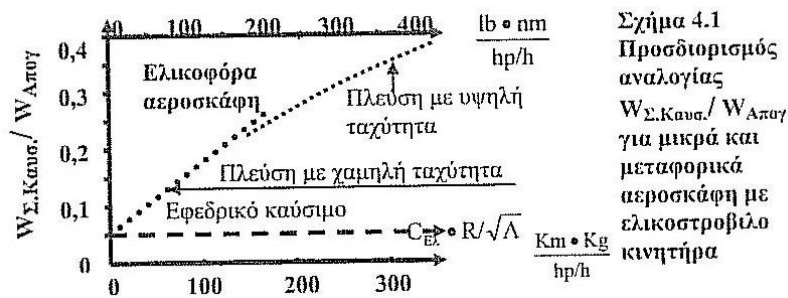
δ. Παγιδευμένο καύσιμο : Είναι το «παγιδευμένο» καύσιμο στις σωληνώσεις, αντλίες και δεξαμενές του συστήματος καυσίμου που δεν καταναλώνεται. Το καύσιμο αυτό μαζί με τα «κλιπαντικά» είναι της τάξης του 1% του καυσίμου αποστολής.

ε. Καύσιμο Αναμονής : Καταναλώνεται στην πτήση αναμονής για προσγείωση. Εξαρτάται από τον τύπο του αεροσκάφους και διασφαλίζει πτήση αναμονής 30 mm.

Το καύσιμο αποστολής εξαρτάται από την ειδική κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα και την αεροδυναμική του αεροσκάφους, δηλ. το συντελεστή οπισθέλκουσας.

Η αναλογία $W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$ των αεροσκαφών είναι πολύ μεγαλύτερη από την αντίστοιχη των επιγείων μέσων μεταφοράς και κυμαίνεται από 10% στα ελαφρά έως 45% στα μεγάλα αεροσκάφη. Για το λόγο αυτό η ακρίβεια υπολογισμού της είναι σημαντική.

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφεται η μεθοδολογία υπολογισμού της αναλογίας $W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$ από στατιστικά στοιχεία και εμπειρικούς τύπους και στο έκτο κεφάλαιο περιγράφεται η αναλυτική μεθοδολογία προσδιορισμού του $W_{\Sigma \text{Καυσ.}}$ και της αναλογίας $W_{\Sigma \text{Καυσ.}} / W_{\text{Απογ}}$ με ανάλυση των επιμέρους φάσεων πτήσης του αεροσκάφους.



Σχήμα 4.1
Προσδιορισμός
αναλογίας
 $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$
για μικρά και
μεταφορικά
αεροσκάφη με
ελικοστροβίλο
κινητήρα

4.6.5 Στατιστικά Στοιχεία

Η αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ μπορεί να προσδιορισθεί με ικανοποιητική σχετικά ακρίβεια και αξιοπιστία από τα διεθνή στατιστικά στοιχεία παρόμοιων αεροσκαφών που έχουν κατασκευασθεί διαχρονικά, χωρίς να γνωρίζει ο σχεδιαστής στοιχεία και μεγέθη του προς σχεδίαση αεροσκάφους. Ενδεικτικά, από τον πίνακα 4.1, στον οποίον αναφέρονται τιμές της αναλογίας $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ διαφόρων επιβατικών αεροσκαφών με ελικοστροβιλοκινητήρα και σύγχρονων μαχητικών και εκπαιδευτικών αεροσκαφών, μπορεί να προσδιορισθεί προσεγγιστικό η αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$.

4.6.5.1 Εμπειρικοί Τύποι – Διαγράμματα

Υπάρχουν πολυάριθμες εμπειρικές σχέσεις προσδιορισμού του βάρους καυσίμου συναρτήσει του βάρους απογείωσης για διάφορους τύπους αεροσκαφών.

Ελαφρά εμβολοφόρα αεροσκάφη. Το βάρος καυσίμου υπολογίζεται από τη σχέση :

$$\text{Για } R \text{ σε n.m:} \quad (4.55\alpha)$$

$$\text{Για } R \text{ σε Km: } \frac{W_{\text{Καυσίμου}}}{W_{\text{Απογ}}} = 0,17 \frac{R}{1000} \cdot r_{\text{Ατρακ}} \cdot \Lambda^{-0,5} + 0,035 \quad (4.55\beta)$$

όπου R η εμβέλεια και Λ ο λόγος διατάμματος και

$r_{\text{Ατρακτου}} = 1,35$ για μη πτυσσόμενα, μη αεροδυναμικά διαμορφωμένα σκέλη = 1,25 για μη πτυσσόμενα, αεροδυναμικά διαμορφωμένα σκέλη = 1,08 για πτυσσόμενα σκέλη στην άτρακτο του αεροσκάφους (π.χ. C-130)

= 1,03 για πτυσσόμενα στο ατρακτίδιο του κινητήρα σκέλη

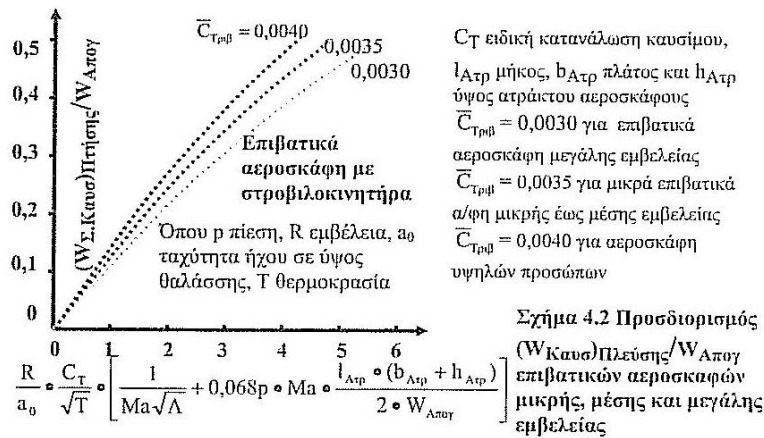
Αεροσκάφη με ελικοστροβιλοκινητήρα. Η αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ προσδιορίζεται από το

σχήμα 4.1 συναρτήσει $C_{ελ} \cdot \frac{R}{\sqrt{\Lambda}}$, όπου $C_{ελ}$ η ειδική κατανάλωση καυσίμου των

ελικοστροβιλοκινητήρων, R η εμβέλεια και Λ ο λόγος διατάμματος.

Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα. Για την αναλογία $W_{\Sigma.Καυσ.}/W_{Απογ}$ ισχύει

$$\frac{W_{\Sigma.Καυσ.}}{W_{Απογ}} = \frac{(W_{\Sigma.Καυσ.})_{\text{Πτησης}}}{W_{Απογ}} + \frac{(W_{\Sigma.Καυσ.})_{\text{Εφεδρ}}}{W_{Απογ}} \quad (4.56)$$



Η τιμή $(W_{\Sigma.\text{Καυσ}})_{\text{Πτήσης}}/W_{\text{Απογ}}$ προσδιορίζεται από το σχήμα 4.2 ή τη σχέση:

$$\frac{(W_{\Sigma.\text{Καυσ}})_{\text{Πλεύσης}}}{W_{\text{Απογ}}} = 1 - e^{-\frac{R \cdot C_T \cdot \sqrt{\Theta} \cdot C_D}{a_0 \cdot Ma \cdot C_L}} \quad (4.57)$$

Και η αναλογία $(W_{\Sigma.\text{Καυσ}})_{\text{Εφεδρ}}/W_{\text{Απογ}}$ από την ακόλουθη σχέση

$$\frac{(W_{\Sigma.\text{Καυσ}})_{\text{Εφεδρ}}}{W_{\text{Απογ}}} = 0,18 \cdot \frac{C_T / \sqrt{T}}{\sqrt{\Lambda}} \quad (4.58)$$

όπου R η εμβέλεια, C_T η ειδική κατανάλωση καυσίμου του στροβιλοκινητήρα, a_0 η ταχύτητα ήχου σε επίπεδο θαλάσσης και T η θερμοκρασία περιβάλλοντος.

Όπως προκύπτει από τις εξ. 4.3 και 4,4 για τον προσδιορισμό της αναλογίας

$W_{\Sigma.\text{Καυσ}}/W_{\text{Απογ}}$ απαιτείται να προσδιορισθούν ο συντελεστής άντωσης, οπισθέλκουσας, ο λόγος διατάμματος και η ειδική κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα.

Γενικά, η αναλογία $W_{\Sigma.\text{Καυσ}}/W_{\text{Απογ}}$ προσδιορίζεται με αυξημένη ακρίβεια, όταν υπολογίζεται η ποσότητα καυσίμου που καταναλώνεται σε κάθε επιμέρους φάση πτήσης με εμπειρικές και θεωρητικές μεθοδολογίες. Στις εμπειρικές και θεωρητικές μεθόδους υπολογισμού της αναλογίας $W_{\Sigma.\text{Καυσ}}/W_{\text{Απογ}}$ της επιμέρους φάσεις πτήσης, απαιτείται ο προσδιορισμός των βασικών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους, όπως οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας, η βέλτιστη αναλογία L/D , ο λόγος διατάμματος Λ , κ.τ.λ. Για το λόγο αυτό στο επόμενο κεφάλαιο αναφέρονται απλές και προσεγγιστικές μεθοδολογίες προσδιορισμού των ανωτέρω μεγεθών.

4.7 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός Αεροδυναμικών Συντελεστών Αεροσκάφους

4.7.1 Εισαγωγή

Το βάρος καυσίμου αποστολής αποτελεί το μεγαλύτερο ποσοστό του συνολικού καυσίμου του αεροσκάφους και καθορίζει σημαντικά τον πτερυγικό φόρτο και συνεπώς τις διαστάσεις της πτέρυγας. Για το λόγο αυτό απαιτείται ο ακριβής υπολογισμός του στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης. Η μεγαλύτερη ποσότητα καυσίμου καταναλώνεται στη φάση πλεύσης και αυτονομίας για τον υπολογισμό της οποίας, χωρίς ακόμη να είναι γνωστή η γεωμετρική διαμόρφωση του αεροσκάφους, απαιτείται ο υπολογισμός της

αναλογίας L/D , της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου CT και CEL και της επιμήκυνσης Λ .

Στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης, πρέπει να ολοκληρωθεί ένα γενικό «σκαρίφημα» της γεωμετρικής διαμόρφωσης του αεροσκάφους, στο οποίο η πτέρυγα θεωρείται επίπεδη και η άτρακτος κυλινδρική. Το «σκαρίφημα» αυτό θα αποτελέσει τη βάση για τον προσεγγιστικό προσδιορισμό του βάρους καυσίμου και απογείωσης του αεροσκάφους.

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφεται ο προσεγγιστικός υπολογισμός των συντελεστών c_D και c_L , της αναλογίας L/D , της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου CT και CEL και της επιμήκυνσης Λ . Οι αναλυτικές μεθοδολογίες υπολογισμού των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους εξετάζονται στο οικείο κεφάλαιο.

Ο c_D ενός αεροσκάφους δίδεται προσεγγιστικό από την ακόλουθη σχέση :

$$\left(c_{\text{Τριβή}}\right)_{\text{Α/φους}} = \left(c_{D_{\text{Τριβής}}}\right)_{\text{Ρύγχους}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}}\right)_{\text{Άτρακτου}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}}\right)_{\text{Πτερύγων}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}}\right)_{\text{Ουραίου}} \quad (4.59)$$

$$\text{Όπου } K = \frac{1}{\pi} \cdot \Lambda \cdot e \quad (4.60)$$

Από τις εξισώσεις 4.59 και 4.60 προκύπτει :

$$c_D = c_{D0} + c_L^2 / \pi \cdot \Lambda \cdot e \quad (4.61)$$

όπου c είναι ο συντελεστής αποτελεσματικότητας Oswald, c_D ο συντελεστής οπισθέλκουσας, c_L ο συντελεστής οπισθέλκουσας, c_{D0} ο συντελεστής άντωσης, c_{D0} ο συντελεστής μηδενικής άντωσης και $c_{DEπαγ}$ συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας.

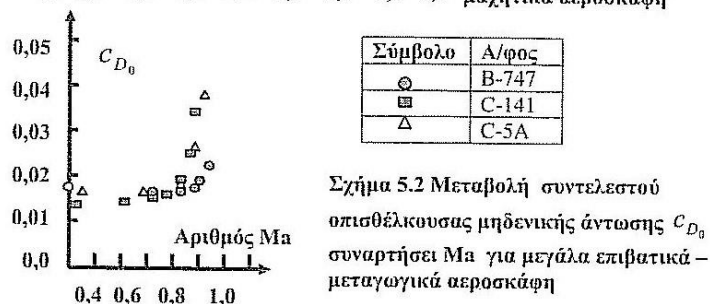
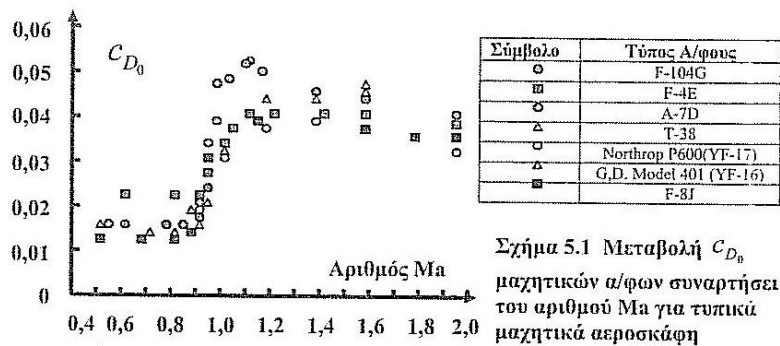
Ο συντελεστής Oswald e λαμβάνεται, συνήθως $e = 0,8$ αλλά πιο ακριβείς τιμές με βάση την κατηγορία του αεροσκάφους δίδονται στον πίνακα 5.1.

4.7.2 Συντελεστής Οπισθέλκουσας μηδενικής Άντωσης c_{D0}

4.7.2.1 Εισαγωγή

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης c_{D0} μπορεί να προσδιορισθεί είτε από τα διεθνή στατιστικά στοιχεία είτε με απλούς προσεγγιστικούς υπολογισμούς. Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφονται απλές μεθοδολογίες προσδιορισμού της τάξης μεγέθους του συντελεστού c_{D0} , με βάση τα διεθνή στατιστικά στοιχεία υπό μορφή πινάκων και σχημάτων και με βάση την επιφανειακή τριβή του αεροσκάφους. Στα οικεία κεφάλαια αναφέρονται αναλυτικά μεθοδολογίες προσδιορισμού του συντελεστού c_{D0} των επιμέρους τμημάτων και του αεροσκάφους συνολικά.

Τύπος Α/φους	c_{D0}	ϵ
Αεροσκάφος Jet υψηλής υποχητικής ταχύτητας	0,014 - 0,020	0,75 - 0,85
Μεγάλο αεροσκάφος turbojet	0,018 - 0,024	0,80 - 0,85
Δικινητήριο εμβολοφόρο αεροσκάφος	0,022 - 0,028	0,75 - 0,80
Μικρό μονοκινητήριο αεροσκάφος με πτυσσόμενα σκέλη	0,020 - 0,030	0,75 - 0,80
Μικρό μονοκινητήριο αεροσκάφος με σταθερά σκέλη	0,025 - 0,040	0,65 - 0,75
Γεωργικής χρήσεως με εγκατεστημένο ψεκαστικό	0,060	0,65 - 0,75
Γεωργικής χρήσεως χωρίς ψεκαστικό σύστημα	0,070 - 0,080	0,65 - 0,75



4 Προσδιορισμός Συντελεστού c_{D0} από στατιστικά Στοιχεία

Πίνακες. Ο c_{D0} δεν είναι σταθερός, αυξάνεται με αυξανόμενο Ma πτήσης στην υποηχητική και διηχητική περιοχή και μειώνεται στην υπερηχητική. Σε κάθε περιοχή ταχυτήτων θεωρείται προσεγγιστικά σταθερός. Ενδεικτικές τιμές του c_{D0} διαφόρων τύπων αεροσκαφών στην υποηχητική περιοχή, δίδονται στον πίνακα 5.1. Οι τιμές είναι

προσεγγιστικές και χρησιμεύουν για προσεγγιστική μόνο εκτίμηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους για υπολογισμό του βάρους καυσίμου και απογείωσης.

Σχήματα. Η ταξινόμηση και ομαδοποίηση των τιμών c_{D0} από τα στατιστικά στοιχεία για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών και η γραφική απεικόνισή τους συναρτήσει της ταχύτητας ή του αριθμού Ma , παρέχει μεγαλύτερη ακρίβεια από την αντίστοιχη των

πινάκων. Στο σχήμα 5.1 απεικονίζεται η μεταβολή του c_{D0} συναρτήσει του αριθμού Ma για μαχητικά αεροσκάφη και στο σχήμα 5.2 για επιβατικά αεροσκάφη μεγάλης εμβελείας.

5 Προσδιορισμός c_{D0} συναρτήσει Συντελεστού επιφανειακής Τριβής

Η μεθοδολογία αυτή προϋποθέτει ότι σε πρώτη προσέγγιση είναι γνωστή η γεωμετρική διαμόρφωση του αεροσκάφους.

Σε πρώτη προσέγγιση ισχύει:

$$C_{D0} = C_{D_{Μορφής}} + C_{D_{Τριβής}} \quad (4.62)$$

όπου $C_{D_{Μορφής}}$ συντελεστής οπισθέλκουσας μορφής και $C_{D_{Τριβής}}$ οπισθέλκουσας τριβής

Σε αεροδυναμικά διαμορφωμένα σώματα, όπως τα αεροσκάφη, η οπισθέλκουσα μορφής είναι της τάξης του 20% έως 30% της οπισθέλκουσας τριβής, δηλ.:

$$C_{D_{Μορφής}} = (0,2-0,3) C_{D_{Τριβής}}$$

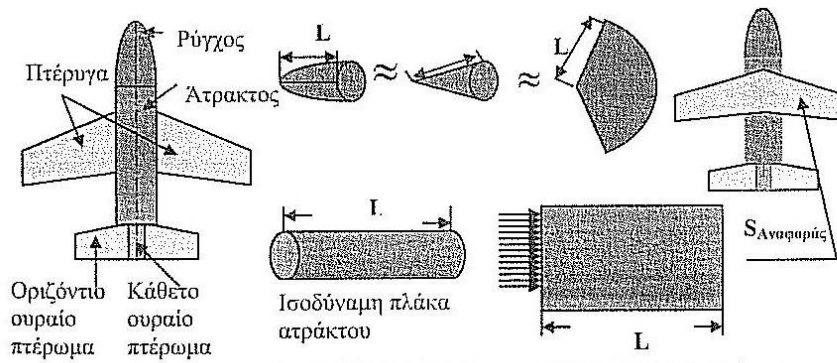
Κατά συνέπεια ισχύει:

$$C_{D0} = (1,2 \text{ έως } 1,3) C_{D_{Τριβής}} \quad (4.63)$$

Ο συντελεστής $C_{D_{Τριβής}}$, δίδεται από τη γνωστή σχέση:

$$C_{D_{Τριβής}} = C_{D_{Τριβής}} \cdot \left(\frac{S_{Περιρ}}{S_{Αναφ}} \right) \quad (4.64)$$

όπου $C_{D_{Τριβής}}$ συντελεστής επιφανειακής τριβής, $S_{Περιρ}$ εμβαδόν της επιφάνειας που περιρρέεται από τον αέρα και $S_{Αναφ}$ εμβαδόν της επιφάνειας αναφοράς όλων των αεροδυναμικών συντελεστών. Ως επιφάνεια αναφοράς επιλέγεται η κάτοψη των πτερύγων και του τμήματος της ατράκτου που αποτελεί γεωμετρική συνέχεια της (σχήμα 5.3).



Σχήμα 5.3 Κύρια δομικά συστατικά αεροσκάφους

Ο συντελεστής επιφανειακής τριβής $c_{\text{Τριβής}}$ για στρωτή και τυρβώδη υποηχητική ροή στη μία πλευρά μιας επίπεδης πλάκας, δίδεται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$c_{\text{Τριβής}} = 1,238 / \sqrt{\text{Re}_L} \quad \text{για στρωτή ροή και } \text{Re}_L < 5 \cdot 10^5$$

$$c_{\text{Τριβής}} = 0,074 / \text{Re}_L^{0,2} \quad \text{για τυρβώδη ροή και } 5 \cdot 10^5 < \text{Re}_L < 10^7 \quad (4.65)$$

$$c_{\text{Τριβής}} = 0,455 / \left[\log_{10} / \text{Re}_L \right]^{2,58} \quad \text{για τυρβώδη ροή και } 10^7 < \text{Re}_L \text{ όπου } \text{Re}_L = \rho \cdot V_{\infty} \cdot L / \mu, \quad L \text{ το}$$

μήκος της πλάκας, ρ η πυκνότητα, V η ταχύτητα και μ το ιξώδες της ελεύθερης ροής

Το οριακό στρώμα στο μεγαλύτερο τμήμα των ταχυτήτων πτήσης των αεροσκαφών είναι τυρβώδες, όπως φαίνεται στο σχήμα 5.4 από το οποίο υπολογίζεται ο $c_{\text{Τριβής}}$. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης του αεροσκάφους (c_{D0}) Αεροσκάφους

ισούται με το άθροισμα των συντελεστών (c_{D0}) Συγκ των επιμέρους συστατικών του, αυξημένος κατά το ποσοστό αλληλοεπίδρασης, το οποίο ανέρχεται σε 5%.

Κατά συνέπεια ισχύει:

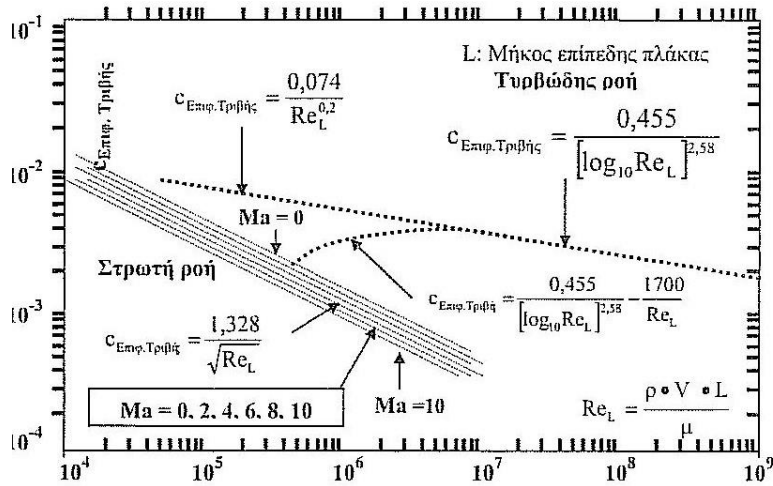
$$\left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Α/φους}} = \left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Ρύγχους}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Ατράκτου}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Πτερύγων}} + \left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Ουραίου}} \quad (4.66)$$

$$\left(c_{D_0} \right)_{\text{Α/φους}} = (1,25 \text{ έως } 1,35) \cdot \left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Α/φους}} \quad (4.67)$$

Κάθε τμήμα του αεροσκάφους (σχήμα 5.3) θεωρείται επίπεδη πλάκα με ισοδύναμο εμβαδόν διαβρεχόμενης - περιρρεόμενης επιφάνειας.

Το ρύγχος θεωρείται κώνος για τον οποίο ισχύει:

$$\left(c_{D_{\text{Τριβής}}} \right)_{\text{Κώνου}} = \left(c_{\text{Τριβής}} \right)_{\text{Επίπ.Πλάκας}} \cdot \left(\frac{2}{\sqrt{3}} \right) \quad (4.68)$$



Σχήμα 5.4 Μεταβολή συντελεστού $c_{\text{Επιφ. Τριβής}}$ συναρτήσει του αριθμού Re για ροή σε επίπεδη πλάκα

Η ισοδύναμη πλάκα του καινού είναι το ανάπτυγμά του. Η άτρακτος θεωρείται κύλινδρος, το ανάπτυγμα της περιρρεόμενης επιφάνειας του οποίου είναι επίπεδη πλάκα περιρρεόμενη από τη μία πλευρά. Οι πτέρυγες και το ουραίο πτέρωμα είναι ισοδύναμες πλάκες περιρρεόμενες από τις δύο πλευρές με μήκος τη μέση χορδή τους.

Ο συντελεστής επιφανειακής τριβής προσδιορίζεται από εξ. όπως οι εξ.4.65, από σχήματα, όπως το σχήμα 5.4 ή από πίνακες, όπως ο πίνακας 5.2, στον οποίον αναφέρονται οι συντελεστές επιφανειακής τριβής για ένα ευρύ φάσμα τύπων αεροσκαφών.

Πίνακας 5.2 Τυπικές τιμές συντελεστού επιφανειακής τριβής αεροσκαφών	
Τύπος αεροσκάφους	($c_{\text{Τριβ}}$)Α/φους
Ελικοφόρα αεροσκάφη με σταθερά σκέλη	0,008 - 0,010
Ελικοφόρα αεροσκάφη με ανασυρόμενα σκέλη	0,0045 - 0,007
Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα σε ατρακτίδιο της ατράκτου	0,0035 - 0,0045
Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα εσωτερικά της ατράκτου	0,0030 - 0,0035

- 1, Σχεδιάζεται η κάτωψη και πλαγία όψη του αεροσκάφους (σχήμα 5.3)
2. Υπολογίζεται ο αριθμός Re των επιμέρους συγκροτημάτων του αεροσκάφους.
4. Από το σχήμα 5.4 ή τις εξ. 4.65 υπολογίζονται οι τιμές $c_{\text{Τριβής}}$ των επιμέρους συγκροτημάτων του αεροσκάφους.
4. Από την εξ. 4,64 υπολογίζονται οι $c_{\text{DΤριβής}}$ των συγκροτημάτων του αεροσκάφους.

5. Από την εξ. 4.66 υπολογίζεται ο συντελεστής $(c_{D_{\text{τριβής}}})_{A/\varphiους}$ του αεροσκάφους .

6. Από την εξ. 4.67 υπολογίζεται ο συντελεστής $(c_{D_0})_{A/\varphiους}$ του αεροσκάφους.

Η μέθοδος αυτή είναι απλή και ακριβής για την αρχική φάση σχεδίασης αλλά προϋποθέτει ότι είναι γνωστή προσεγγιστικά η γεωμετρία του αεροσκάφους. Ο c_{D0} μπορεί να προσδιορισθεί και με τη μεθοδολογία της ισοδύναμης επιφανειακής τριβής.

4.7.3 Συντελεστής Άντωσης c_L

4.7.3.1 Εισαγωγή

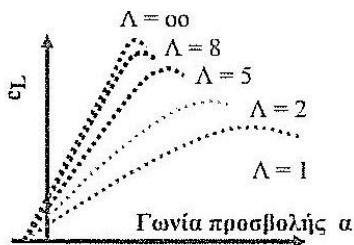
Στην παράγραφο αυτή προσδιορίζεται ο συντελεστής άντωσης (c_L) με ελάχιστα γεωμετρικά στοιχεία του αεροσκάφους, του οποίου η γεωμετρία δεν είναι γνωστή. Η κύρια επιφάνεια που παράγει άντωση στο αεροσκάφος είναι η πτέρυγα. Το βασικό γεωμετρικό στοιχείο της πτέρυγας που είναι απαραίτητο στον προσδιορισμό του c_L , είναι ο λόγος διατάμματος Λ . Ο προσεγγιστικός προσδιορισμός των συντελεστών c_D και c_L του παρόντος κεφαλαίου, αποβλέπει μόνο στον προσεγγιστικά υπολογισμό του βάρους καυσίμου και απογείωσης και των βασικών διαστάσεων και της γεωμετρίας του αεροσκάφους.

4.7.3.2 Λόγος Διατάμματος

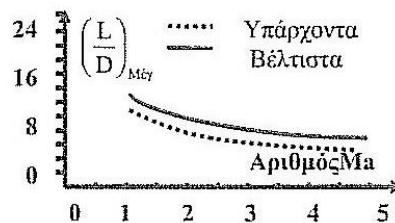
Ο λόγος διατάμματος Λ είναι βασική παράμετρος για τον προσδιορισμό των διαφόρων μεγεθών του αεροσκάφους, όπως c_L , L/D ή c_L/c_D ; κ.τ.λ.. Επειδή η γεωμετρία της πτέρυγας δεν είναι ακόμη γνωστή, η βασική «πηγή» άντλησης στοιχείων για τον προσδιορισμό της τιμής του Λ , είναι τα στατιστικά στοιχεία. Οι τιμές του Λ κυμαίνονται από $\Lambda=2$ στα μαχητικά και υπερηχητικά επιβατικά αεροσκάφη έως $\Lambda = 30$ στα ανεμοπλάνα.

Από την ταξινόμηση, ομαδοποίηση και επεξεργασία των τιμών Λ των διαχρονικά κατασκευασθέντων αεροσκαφών, προκύπτουν γενικές τάσεις προσδιορισμού της τιμής του.

Στον πίνακα 5.4. αναφέρονται τυπικές τιμές του Λ για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών. Οι τιμές αυτές μπορούν να χρησιμοποιηθούν στην αρχική φάση σχεδίασης, ως τιμές «εκκίνησης» για τον προσδιορισμό των διαφόρων μεγεθών του αεροσκάφους.



Σχήμα 5.5 Μεταβολή c_L συναρτήσει γωνίας προσβολής α με παραμετρική μεταβολή Λ



Σχήμα 5.6 Μεταβολή $(L/D)_{MeT}$ συναρτήσει αριθμού Ma για τυπική πλεύση

Γενικά, τιμές $6 < \Lambda < 9$ θεωρούνται κανονικές, $\Lambda < 6$ μικρές και $\Lambda > 9$ μεγάλες. Στα αεροσκάφη με $\Lambda > 9$ τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας εξαρτώνται περισσότερο από την αεροτομή της και λιγότερο από τη γεωμετρία της κάτωφής της, εν αντιθέσει προς τα αεροσκάφη με $\Lambda < 6$, στα οποία ισχύουν τα αντίστροφα. Από το σχήμα 5.5 προκύπτει ότι για $\Lambda = 8$ η μεταβολή του c_l της πτέρυγας προσεγγίζει τη μεταβολή του της πτέρυγας απείρου εκπετάσματος.

Πίνακας 5.3 Τιμές επιμήκυνσης για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών			
A/A	Τύπος αεροσκάφους	$\Lambda_{\text{ισοδύναμο}}$	
I	Υδροπλάνα	4,464	
II	Ελικοφόρα α/φη		
1	Homebuilt	6,0	
2	General aviation - single engine	7,6	
3	General aviation - twin engine	7,8	
4	Agricultural aircraft	7,5	
5	Twin turboprop	9,2	
6	Flying boat	8,0	
III	Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα	$\Lambda_{\text{ισοδύναμο}} = \Lambda \cdot M_{\text{Max}}^C$	
		Λ	C
1	Jet trainer	4,737	-0,979
2	Jet fighter (dogfighter)	5,416	-0,622
3	Jet fighter (other)	4,110	-0,622
4	Military cargo/bomber	5,570	-1,075
5	Jet transport	7,50	0

4.7.3.3 Προσεγγιστικός Προσδιορισμός του Συντελεστού Αντώσης CL

Ο συντελεστής c_L μίας πτέρυγας εξαρτάται από την επιμήκυνση Λ , τη γωνία βέλους φ , την ταχύτητα, από την αεροτομή της και μεταβάλλεται παραβολικά με τη γωνία προσβολής της πτέρυγας.

Ο συντελεστής c_L μιας πτέρυγας δίδεται από τη σχέση :

$$c_L = \left(\frac{dc_L}{da} \right)_a \cdot a + C_1 a^2 \quad (4.69)$$

όπου a γωνία προσβολής, C_1 σταθερά και $\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a$ η κλίση της καμπύλης άντωσης.

Στην αρχική φάση σχεδίασης αρκεί ο προσδιορισμός του c_L στο γραμμικό τμήμα της καμπύλης άντωσης, δηλ. ισχύει:

$$c_L = \left(\frac{dc_L}{da} \right)_a \cdot a \quad (4.70)$$

Η κλίση $\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a$ μπορεί να υπολογισθεί προσεγγιστικά από την εξ. Helmbold που ισχύει για υποηχητική, ασυμπίεστη ροή και δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a = \frac{(2 \cdot \pi \cdot \Lambda)}{(2 + \sqrt{4 + \Lambda})} \quad (4.71)$$

Η κλίση $\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a$ μπορεί να προσδιορισθεί και από τη θεωρητικό - εμπειρική:

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a = \frac{(2 \cdot \pi \cdot \Lambda)}{\left(2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot (1 - Ma^2) \cdot \left(1 + \frac{e\varphi^2}{1 - Ma^2} \right)} \right)} \quad (4.72)$$

Η κλίση $\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a$ για υπερηχητικές ταχύτητες προσδιορίζεται από τη σχέση :

$$\left(\frac{dc_L}{da} \right)_a = \frac{4}{\sqrt{1 - Ma^2}} \quad (4.73)$$

4.7.3.4 Συντελεστής Αντώσης c_L σε Πλεύση

Στην πλεύση καταναλώνεται η μεγαλύτερη ποσότητα καυσίμου του αεροσκάφους. Για τον υπολογισμό του καυσίμου αποστολής στην πλεύση απαιτείται ο προσδιορισμός της αναλογίας $\frac{L}{D}$ ή $\frac{c_L}{c_D}$.

1.Ελικοφόρα αεροσκάφη . Η μέγιστη εμβέλεια επιτυγχάνεται για συνθήκη πτήσης σύμφωνα με την εξ. (5.16), στην οποία η αναλογία L/D λαμβάνει τη μέγιστη τιμή της.

$$c_{D_0} = K \cdot c_L^2 \quad (4.74)$$

Για τον συντελεστή άντωσης προκύπτει η ακόλουθη σχέση :

$$c_L = \sqrt{c_{D_0}/K} \quad (4.75)$$

Η ταχύτητα στην συνθήκη αυτή πλεύσης δίδεται από τη σχέση :

$$V_{(R)_{\max}} = \frac{2}{\rho} \cdot \sqrt{\frac{3K \cdot W}{c_{D_0} \cdot S}} \quad (4.76)$$

2. Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα.

Η μέγιστη εμβέλεια στα στροβιλοφόρα αεροσκάφη επιτυγχάνεται για πλεύση με την ακόλουθη συνθήκη :

$$c_{D_0} = 3K \cdot c_L^2 \quad (4.77)$$

Για τον συντελεστή c_L προκύπτει η σχέση :

$$c_L = \sqrt{c_{D_0}/3 \cdot K} \quad (4.78)$$

Η ταχύτητα στην συνθήκη αυτή πλεύσης δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$V_{(R)_{\max}} = \frac{2}{\rho} \cdot \sqrt{\frac{3K \cdot W}{c_{D_0} \cdot S}} \quad (4.79)$$

Συντελεστής Αντώσης C_L σε Αυτονομία

Η μέγιστη διάρκεια πτήσης (αυτονομία) με συγκεκριμένη ποσότητα καυσίμου επιτυγχάνεται για τις συνθήκες πτήσης που αναφέρονται κατωτέρω.

1. Ελικοφόρα αεροσκάφη. Η μέγιστη αυτονομία επιτυγχάνεται για πτήση με τη συνθήκη της ακόλουθης σχέσης :

$$c_{D_0} = K \cdot c_L^2 / 3 \quad (4.80)$$

Για τον συντελεστή άντωσης προκύπτει η σχέση :

$$c_L = \sqrt{3c_{D_0}/K} \quad (4.81)$$

Η ταχύτητα πτήσης στην συνθήκη αυτή πτήσης, δίδεται από την σχέση :

$$V_{(E)_{\max}} = \frac{2}{\rho} \cdot \sqrt{\frac{K \cdot W}{3c_{D_0} \cdot S}} \quad (4.82)$$

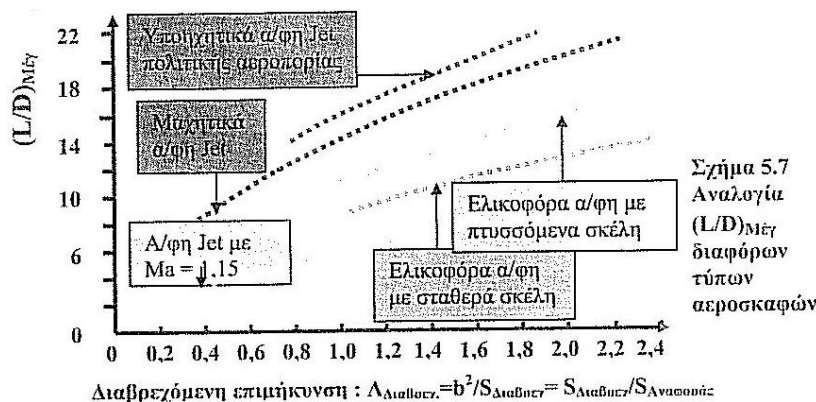
2. Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα. Η μέγιστη αυτονομία επιτυγχάνεται για πτήση με τη μέγιστη αναλογία L/D, δηλ. την

εξ. (4.74). Ο συντελεστής cL δίδεται από την εξ.(4.75) και η ταχύτητα πτήσης από την σχέση (4.76) .

4.7.4 Αναλογία (L/D)_{Μεγ}

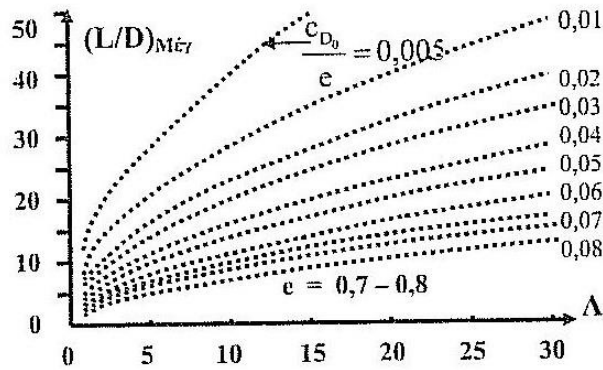
Εισαγωγή

Η μέγιστη αυτονομία ενός αεροσκάφους με στροβιλοκινητήρα και η μέγιστη εμβέλεια ενός ελικοφόρου αεροσκάφους επιτυγχάνεται για πτήση με αναλογία (L/D)_{Μεγ}. Συνεπώς, ο προσδιορισμός της αναλογίας (L/D)_{Μεγ}, με ελάχιστα γνωστά στοιχεία του αεροσκάφους είναι απαραίτητος στη φάση αυτή σχεδίασης.



Προσδιορισμός Αναλογίας (L/D)_{Μεγ} από διεθνή στατιστικά Στοιχεία

Τα στατιστικά στοιχεία που αφορούν την αναλογία (L/D)_{Μεγ} δίδονται συνήθως υπό μορφή πινάκων και σχημάτων. Στο σχήμα 5.6 απεικονίζεται η μεταβολή της αναλογίας (L/D)_{Μεγ} συναρτήσει του αριθμού Ma για τυπική πλεύση με μικρή έως κανονική επιμήκυνση Λ . Μ αξιοποίηση του σχήματος αυτού προϋποθέτει, ότι η ταχύτητα πτήσης και η επιμήκυνση του αεροσκάφους είναι σε πρώτη προσέγγιση γνωστά. Στο σχήμα 5.7 απεικονίζεται η μεταβολή της αναλογίας (L/D)_{Μεγ} συναρτήσει της διαβρεχόμενης επιμήκυνσης $\Lambda_{\text{Διαβρεχ.}}$. Για την αξιοποίηση του σχήματος αυτού απαιτείται η γεωμετρία της κάτοψης της πτέρυγας και η διάμετρος της ατράκτου του προς σχεδίαση αεροσκάφους. Στο σχήμα 5.8 απεικονίζεται η μεταβολή της αναλογίας (L/D)_{Μεγ} συναρτήσει της επιμήκυνσης Λ για μικρά εμβολοφόρα αεροσκάφη .



Σχήμα 5.8
Μεταβολή
(L/D)_{Μεγ}
μικρών
εμβολοφόρων
αεροσκαφών
συναρτήσει Δ

Θεωρητικός Υπολογισμός Αναλογίας (L/D)_{Μεγ}

Συνθήκη μέγιστης εμβέλειας ελικοφόρων αεροσκαφών.

Από την εξ. 4.75 προκύπτει η ακόλουθη σχέση της αναλογίας (L/D)_{Μεγ} για συνθήκη μέγιστης εμβέλειας:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ} = \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{Mεγ} = \sqrt{\frac{1}{4 \cdot c_{D_0} \cdot K}} \quad (4.83α)$$

Συνθήκη μέγιστης εμβέλειας αεροσκαφών με στροβιλοκινητήρα. Από τις εξ. 4.78 και 4.79 προκύπτει ότι η μέγιστη εμβέλεια δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ} = \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{Mεγ} = \frac{\sqrt{3}}{4 \sqrt{c_{D_0} \cdot K}} \quad (4.83β)$$

Συνθήκη μέγιστης αυτονομίας ελικοφόρων αεροσκαφών.

Η μέγιστη αυτονομία ενός ελικοφόρου αεροσκάφους επιτυγχάνεται για πτήση με τη συνθήκη της εξ.(4.81) και κατά συνέπεια για την αναλογία (L/D)_{Μεγ} ισχύει η εξ. 4.83β.

Συνθήκη μέγιστης αυτονομίας αεροσκαφών με στροβιλοκινητήρα. Η μέγιστη αυτονομία επιτυγχάνεται για (L/D)_{Μεγ} και κατά συνέπεια ισχύει η εξ. (4.83 α).

4.8 Ειδική Κατανάλωση Καυσίμου

Το καύσιμο που καταναλώνεται στις φάσεις πτήσης εξαρτάται από την κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα, η οποία χαρακτηρίζεται ειδική κατανάλωση καυσίμου.

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου ώσης CT (TSFC.) στους στροβιλοκινητήρες ορίζεται ως ο ρυθμός κατανάλωσης καυσίμου (καύσιμο ανά ώρα) ανά μονάδα παραγόμενης ώσης και δίδεται σε lbs καυσίμου ανά ώρα ανά lbs ώσης, δηλαδή (lb/hr /lb=1/hr).

Στους ελικοφόρους κινητήρες η ειδική κατανάλωση καυσίμου ισχύος CΕλ ορίζεται ως ο ρυθμός κατανάλωσης καυσίμου ανά μονάδα παρεχόμενης ισχύος στον άξονα του έλικα και συνήθως δίδεται σε :

lbs καυσίμου ανά ώρα (hr) ανά hp (1hp=550 ft Xlbs/s) (lbs/hr/ft Xlbs/s=1/ft)·

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου στους ελικοφόρους αναφέρεται στη μονάδα ισχύος πέδησης (brake horsepower, bhp = 550 ftXlbs/s) και χαρακτηρίζεται ως Cbhp. Για το συντελεστή προωθητικής απόδοσης του έλικα ηΕλικαι ισχύει η σχέση :

$$\eta_{Ελ} = T \cdot V / 550 \cdot hp \quad (4.84)$$

$$C_{ισοδ} = \frac{W_{Καυσ} / Χρόνος}{T \cdot V} = C_{bhp} \cdot \frac{V}{550 \cdot \eta_{Ελ}} \quad (4.85)$$

όπου η ταχύτητα σε ft/s.

Συνήθως ισχύει : ηΕλικαι = 0,8. Τυπικές τιμές του συντελεστή Cbhp για διάφορους τύπους κινητήρων δίδονται στον πίνακα 5.4.

Συνολική και επαγόμενη Οπισθέλκουσα

Η επαγόμενη οπισθέλκουσα δίδεται από τη σχέση:

$$D_{Επαγ} = \frac{1}{\rho} \cdot V_{\infty}^2 S \cdot (c_D)_{Επαγ} \quad (4.86)$$

$$\text{όπου } (c_D)_{Επαγ} = K \cdot c_L^2 \quad (4.87)$$

όπου K δίδεται από την σχέση : $K = \frac{1}{(\pi \cdot \Lambda \cdot e)}$

Για τους συντελεστές cD και (cD)Επαγ προκύπτουν οι ακόλουθες σχέσεις :

Συνθήκη μεγίστης εμβέλειας :

$$\text{Ελικοφόρα αεροσκάφη } (c_D)_{Επαγ} = c_{D_0} \Rightarrow c_D = 2 \cdot c_{D_0} \quad (4.88)$$

$$\text{Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα } (c_D)_{Επαγ} = \frac{c_{D_0}}{3} \Rightarrow c_D = 4 \cdot \frac{c_{D_0}}{3} \quad (4.89)$$

Συνθήκη μεγίστης αυτονομίας :

$$\text{Ελικοφόρα αεροσκάφη} \quad (c_D)_{\text{Επαγ}} = 3 \cdot c_{D_0} \Rightarrow c_D = 4 \cdot c_{D_0} \quad (4.90)$$

$$\text{Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα} \quad (c_D)_{\text{Επαγ}} = c_{D_0} \Rightarrow c_D = 2 \cdot c_{D_0} \quad (4.91)$$

Πίνακας 5.4 Τυπικές τιμές ειδικής κατανάλωσης καυσίμου C_T και C_{bhp}				
Τύπος αεροσκάφους	C_{T_0} [(lb/hr)/lb]		C_{bhp} [lb/hph]	
	Πλεύση	Loiter	Πλεύση	Loiter
Jet	0,9	0,8	-	-
Turbofan με μικρή παράκαμψη	0,8	0,7	-	-
Turbofan με μεγάλη παράκαμψη	0,5	0,4	-	-
Ελικοφόρο με σταθερό βήμα	-	-	0,4 / 0,8	0,5 / 0,7
Ελικοφόρο με μεταβλητό βήμα	-	-	0,4 / 0,8	0,5 / 0,8
Turboprop	-	-	0,5 / 0,8	0,6 / 0,8

4.9 Βάρος Καυσίμου Φάσεων Πτήσης

Εισαγωγή

Από τη συνολική ποσότητα καυσίμου του αεροσκάφους, μόνο ένα ποσοστό καταναλώνεται στην πτήση (σχήμα 6.1) και είναι γνωστό ως καύσιμο αποστολής. Σύμφωνα με την παράγραφο 4.1, η συνολική ποσότητα καυσίμου μπορεί να επιμερισθεί στις ακόλουθες επιμέρους ποσότητες καυσίμου :

- Προπτήσης καύσιμο καύσιμο αποστολής Εφεδρικό καύσιμο
- Παγιδευμένο καύσιμο καύσιμο αναμονής.
Το καύσιμο αναμονής εξαρτάται από την κατηγορία του αεροσκάφους. Σύμφωνα με την FAA προ βλέπεται καύσιμο για πτήση παρέκκλισης στο πλησιέστερο αεροδρόμιο ή για τυχόν περίπτωση αναμονής διάρκειας 30 min για πτήσεις την ημέρα και 45 min για πτήσεις τη νύχτα με όργανα.

Φάσεις Πτήσης

Το καύσιμο αποστολής εξαρτάται από την εκάστοτε αποστολή, δηλαδή τις φάσεις πτήσης του αεροσκάφους, το βάρος απογείωσης, το ύψος πτήσης, κ.τ.λ.. Το αεροσκάφος μπορεί να εκτελέσει ένα ευρύ φάσμα αποστολών με διάφορα βάρη απογείωσης, ύψος και ταχύτητα πτήσης. Στο σχήμα 6.1 απεικονίζονται τυπικές φάσεις πτήσης για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών, όπως πτήση πλεύσης, πτήση επιβατικού αεροσκάφους με παρέκκλιση και πτήση βομβαρδιστικού αεροσκάφους με ενδιάμεσο βομβαρδισμό. Κάθε φάση πτήσης προσδιορίζεται από έναν αριθμό που χαρακτηρίζει την αρχή και έναν αριθμό το τέλος της. Το καύσιμο που καταναλώνεται σε κάθε μία από τις φάσεις πτήσης, χωρίς απόρριψη εξωτερικών φορτίων ανέρχεται σε $W_{i+1}-W_i$ και υπολογίζεται από την αναλογία W_{i+1}/W_i , δηλ. την

αναλογία του βάρους του αεροσκάφους στο τέλος της φάσης προς αυτό της αρχής. Με σκοπό την κατανόηση της μεθοδολογίας προσδιορισμού της ποσότητας καυσίμου σε μία αποστολή εξετάζεται κατωτέρω η περίπτωση αποστολής ενός μαχητικού αεροσκάφους.

Καύσιμο Φάσεων Πτήσης

Η αναλογία W_{i+1}/W_i στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης εκτιμάται σε :

Προθέρμανση - Τροχοδρόμηση και Απογείωση.

Ανάλογα με την κατηγορία του αεροσκάφους $W_{i+1}/W_i = 0,970$ έως $0,999$ (4.92)

Συνήθως λαμβάνεται: $W_{i+1}/W_i = 0,975$

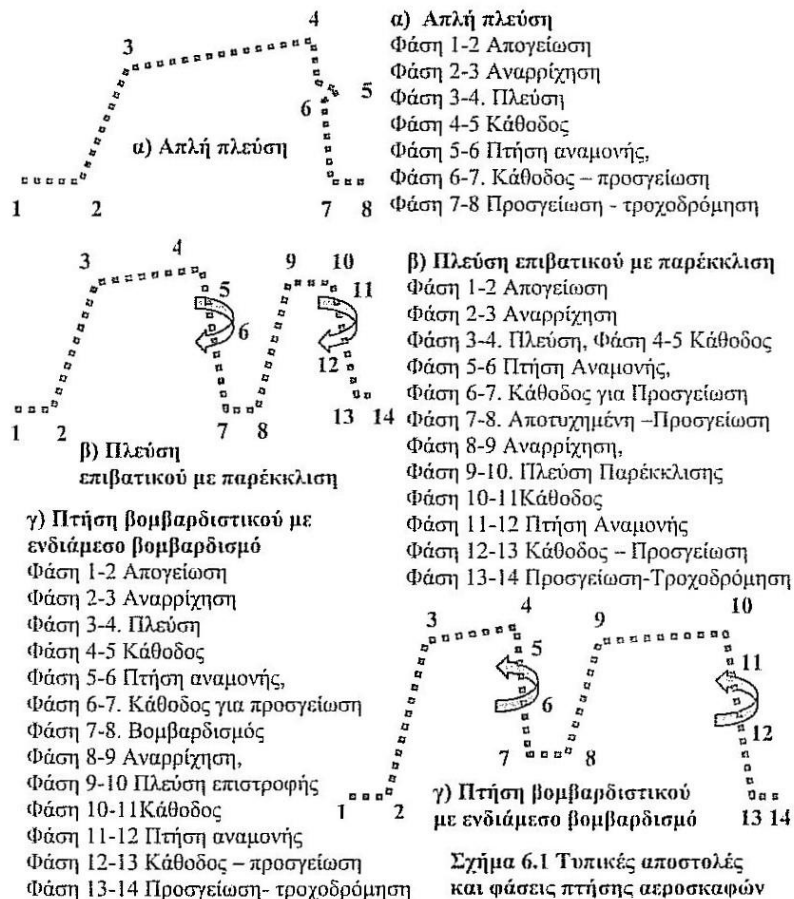
Αναρρίχηση και Επιτάχυνση. Για μικρό ύψος και ταχύτητα πτήσης $< 0,4$ Ma, λαμβάνεται: (4.93)

$W_i/W_{i+1} = 1$ ή $W_{i+1}/W_i = 0,985$. (4.94)

Για αεροσκάφη με μεγάλη ταχύτητα και ύψος πλεύσης, η αναλογία W_i/W_{i+1} υπολογίζεται από το σχήμα 6.2.

Πτήση Συνθήκης μεγίστης Εμβελείας (Πλεύση).

Το μεγαλύτερο ποσοστό καυσίμου καταναλώνεται στην πτήση μεγίστης εμβελείας. Οι σχέσεις που διέπουν την εμβέλεια είναι οι εξισώσεις Breguet στις οποίες η ειδική κατανάλωση καυσίμου προσδιορίζεται σε πρώτη προσέγγιση από το σχήμα 6.4.



Ελικοφόρα αεροσκάφη. Η εμβέλεια R δίδεται από την ακόλουθη σχέση :

$$R = \frac{\eta_{E\lambda}}{C_{E\lambda}} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_i}{W_{i+1}} \Rightarrow \frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C_{E\lambda}}{\eta_{E\lambda} \cdot (L/D)}} \quad (4.95)$$

όπου : R εμβέλεια, $C_{E\lambda}$ ειδική κατανάλωση καυσίμου, W_i & W_{i+1} βάρος του αεροσκάφους στην αρχή και το τέλος της φάσης πτήσης και $E\lambda$ συντελεστής αποδοτικότητας έλικα.

Από την εξ. (4.95) εμβελείας και την εξ.(4.83) της συνθήκη πτήσης μέγιστης εμβελείας προκύπτει η αναλογία W_{i+1}/ W_i που δίδεται από την ακόλουθη σχέση .

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C_{E\lambda}}{\eta_{E\lambda} \cdot (L/D)_{Mεγ}}} = e^{\frac{-R \cdot C_{E\lambda}}{\eta_{E\lambda} \cdot \sqrt{\frac{1}{4 \cdot c_{D0} \cdot K}}}} = e^{\frac{-R \cdot C_{bhp}}{\eta_{E\lambda} \cdot 550 \cdot (L/D)_{Mεγ}}} \quad (4.96)$$

Η βέλτιστη εμβέλεια στα ελικοφόρα α/φη επιτυγχάνεται όταν : $\left(\frac{L}{D}\right) = \left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ}$

Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα. Η εμβέλεια R δίδεται από τη σχέση:

$$R = \frac{V}{C_T} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_i}{W_{i+1}} \Rightarrow \frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-R \cdot C_T}{V \cdot (L/D)}} \quad (4.97)$$

όπου: CT ειδική κατανάλωση καυσίμου στροβιλοφόρων α/φων και V ταχύτητα πτήσης Από την εξ. εμβελείας (6.6) προκύπτει η σχέση:

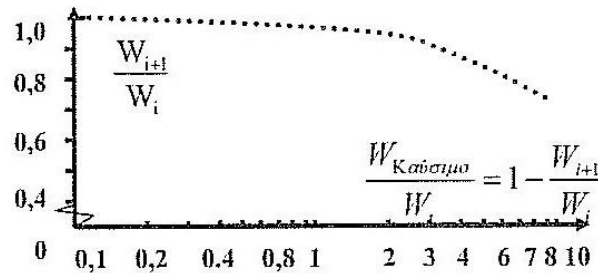
$$R = \frac{2}{C_T} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{c_L^{1/2}}{c_D} \cdot \left(W_i^{1/2} - W_{i+1}^{1/2}\right) \quad (4.98)$$

Από την εξ. (4.74), προκύπτει η ακόλουθη συνθήκη για τη μέγιστη εμβέλεια :

$$c_{D0} = 3K \cdot c_L^2 \quad (4.99)$$

Η βέλτιστη εμβέλεια στα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα επιτυγχάνεται σε πτήση με ταχύτητα στην συνθήκη:

$$\left(\frac{L}{D}\right) = 0,866 \left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ}$$



Σχήμα 6.2
Αναλογία
 W_{i+1} / W_i
για τις φάσεις
αναρρίχησης
και επιτάχυνσης

Πτήση Συνθήκης μεγίστης Αυτονομίας. Το καύσιμο που καταναλώνεται σε πτήση μεγίστης αυτονομίας, εξαρτάται από το είδος του προωθητικού συστήματος. Οι σχέσεις που διέπουν την αυτονομία είναι γνωστές, ως εξισώσεις Breguet.

Ελικοφόρα αεροσκάφη. Η αυτονομία A δίδεται από την σχέση:

$$A = \frac{\eta_{E\lambda}}{C_{E\lambda}} \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_i}{W_{i+1}} \Rightarrow \frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-E \cdot C_{E\lambda} \cdot V}{\eta_{E\lambda} \cdot (L/D)}} = e^{\frac{-E \cdot C_{bhp} \cdot V}{550 \cdot \eta_{E\lambda} \cdot (L/D)}} \quad (4.100)$$

Από την εξ. αυτονομίας (4.100), μετά από μετασχηματισμούς προκύπτει η σχέση:

$$A = \frac{\eta_{E\lambda}}{C_{E\lambda}} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot S} \cdot \frac{c_L^{3/2}}{c_D} \cdot \left(W_{i+1}^{-1/2} - W_i^{-1/2}\right) \quad (4.101)$$

Από την εξ. (6.10) προκύπτει ότι η μέγιστη αυτονομία επιτυγχάνεται για :

$$C_{D_0} = K \cdot \frac{C_L^2}{3} \quad (4.102)$$

Η βέλτιστη αυτονομία επιτυγχάνεται για : $\left(\frac{L}{D}\right) = 0,866 \left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ}$

Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα. Η αυτονομία A δίδεται από την σχέση:

$$A = \frac{1}{C_T} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_i}{W_{i+1}} \Rightarrow \frac{W_{i+1}}{W_i} = e^{\frac{-A \cdot C_T}{\left(\frac{L}{D}\right)}} \quad (4.103)$$

Η βέλτιστη αυτονομία επιτυγχάνεται στην συνθήκη : $\left(\frac{L}{D}\right) = \left(\frac{L}{D}\right)_{Mεγ}$

Η μέγιστη εμβέλεια και αυτονομία επιτυγχάνεται για τις κάτωθι αναλογίες L/D:

Αεροσκάφος	Πλεύση	Αυτονομία
Με στροβιλοκινητήρα	$(L/D) = 0,866 (L/D)_{mct}$	$(L/D) = (L/D)_{MCT}$
Ελικοφόρα αεροσκάφος	$<(L/D) = (L/D)_{MCT}$	$(L/D) = 0,866 (L/D)_{Mcv}$

Αερομαχία Οι απαιτήσεις αερομαχίας καθορίζουν ένα από τα εξής στοιχεία:

- Προκαθορισμένη χρονική διάρκεια (συνήθως λαμβάνεται μία τυπική χρονική διάρκεια, $t = 3 \text{ min}$) λειτουργίας του προωθητικού συστήματος με τη μέγιστη ισχύ.
- Προκαθορισμένο αριθμό ελιγμών με μέγιστη ισχύ, έναν συγκεκριμένο συντελεστή φόρτου, ταχύτητα και ύψος πτήσης.

Στην περίπτωση που δίδεται η χρονική διάρκεια της αερομαχίας, η ποσότητα καυσίμου που καταναλώνεται στη φάση αυτή προσδιορίζεται από τη σχέση:

$$W_{\text{καυσ}} = (C_T)_{Mεγ} X (T)_{Mεγ} X t \quad (4.104)$$

και κατά συνέπεια προκύπτει:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = 1 - (C_T)_{Mεγ} X \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{λεπ}} X t \quad (4.105)$$

όπου η αναλογία $(T/W)_{\text{λεπ}}$ υπολογίζεται για μέγιστη ώση και βάρος αερομαχίας.

Στην περίπτωση που είναι γνωστός ο αριθμός N των ελιγμών, η συνολική χρονική διάρκεια της αερομαχίας t δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$t = \frac{2 \cdot \pi \cdot N}{\omega} = \frac{2 \cdot \pi \cdot N \cdot V}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad (4.106)$$

Η αναλογία L/D στη διάρκεια της αερομαχίας δίδεται από τη σχέση :

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\left(\frac{q \cdot c_{D_0}}{n \cdot W/S} + \frac{n \cdot W/S}{q \cdot \pi \cdot \Lambda \cdot e} \right)} \quad (4.107)$$

Κάθοδος και Προσγείωση Για τη φάση καθόδου λαμβάνεται:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = 0,990 \text{ έως } 0,995 \quad (4.107)$$

Προσγείωση και Τροχοδρόμηση Συνήθως λαμβάνεται:

$$\frac{W_{i+1}}{W_i} = 0,992 \text{ έως } 0,997 \quad (4.108)$$

4.9.1 Μεθοδολογία Υπολογισμού Βάρους Καυσίμου

Εισαγωγή

Το καύσιμο αποστολής ισούται με το άθροισμα του καυσίμου που καταναλώνεται σε όλες τις φάσεις πτήσης της αποστολής δηλ.:

$$(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}} = \sum_1^Z (W_{\text{Καυσ}})_{\text{Φάσης}} \quad (4.109)$$

όπου Z ο αριθμός των φάσεων πτήσης της αποστολής.

Όταν δεν απορρίπτονται φορτία στην πτήση, δηλ. υπάρχει «συνέχεια βάρους», το βάρος καυσίμου της αποστολής είναι ίσο με τη διαφορά του βάρους του αεροσκάφους στην αρχή (απογείωση) και στο τέλος (προσγείωση) της αποστολής, δηλ. ισχύει:

$$(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}} = W_{\text{Αρχικ}} - W_{\text{Τελικ}} = W_{\text{Απογ}} - W_{\text{Προσγ}} \quad (4.110)$$

Από την εξ. 4.110 προκύπτει:

$$\frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}}}{W_{\text{Απογ}}} = 1 - \frac{W_{\text{Τελικ}}}{W_{\text{Απογ}}} \quad (4.111)$$

Τέλος στην περίπτωση που δεν απορρίπτονται φορτία κατά την πτήση ισχύει:

$$\frac{W_{\text{Τελικ}}}{W_{\text{Απογ}}} = \frac{W^2}{W_{\text{Απογ}}} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \dots \cdot \frac{W_{\text{Τελ}}}{W_{\text{Προσπελ}}} \quad (4.112)$$

Οι δεξαμενές καυσίμου του αεροσκάφους εμπεριέχουν εφεδρικό και παγιδευμένο καύσιμο και καύσιμο αναμονής για 20 min ή 30 min ή και 45 min. Το καύσιμο αυτό είναι της τάξης του 6% του καυσίμου αποστολής και συνεπώς η συνολική απαιτούμενη ποσότητα καυσίμου για το σχέδιο πτήσης προκύπτει από την εξ. 4.111 και ανέρχεται σε :

$$\frac{W_{\Sigma \text{Καυσ}}}{W_{\text{Απογ}}} = 1,06 \cdot \left(1 - \frac{W_{\text{Τελικ}}}{W_{\text{Απογ}}} \right) \quad (4.113)$$

Σχέδιο Πτήσης Αεροσκάφους απλής Πλεύσης

Οι φάσεις πτήσης του σχήματος 6.1 α είναι οι ακόλουθες :

1-2 : Προθέρμανση, τροχοδρόμηση.	5-6 Πτήση Αναμονής
2-3 : Αναρρίχηση σε ταχύτητα και ύψος	6-7: Κάθοδος - Προσγείωση
3-4 : Πλεύση	7-8 Προσγείωση -
4-5: Κάθοδος	

Το βάρος του α/φους στο τέλος κάθε φάσης είναι ίσο με αυτό της αρχής της επομένης φάσης. Για το σχέδιο πτήσης του σχήματος 6.1 από την εξ. 4.112 προκύπτει:

$$\frac{W_8}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \quad (4.114)$$

$$\frac{W_{\text{Καυσ.Απ}}}{W_1} = 1 - \frac{W_8}{W_1} \quad (4.115)$$

Το καύσιμο αποστολής προκύπτει από την εξ. 4.111 και δίδεται από τη σχέση :

$$\frac{W_{\text{Καυσ.Απ}}}{W_1} = 1,06 \cdot \left(1 - \frac{W_6}{W_1} \right) \text{ όπου } W_1 = W_0 = W_{\text{Απογ}} \quad (4.116)$$

Από τις εξ. (4.114) και (4.116) υπολογίζεται η συνολική ποσότητα καυσίμου του αεροσκάφους συναρτήσει του βάρους απογείωσης.

Συνοπτικά, η σειρά εργασιών υπολογισμού του βάρους καυσίμου είναι:

1. Φάση 1-2 : Προθέρμανση / τροχοδρόμηση /απογείωση:
 $W_2/W_1 = 0,970$ έως $0,975$
2. Φάση 2-3: Αναρρίχηση:

Για μικρό ύψος πτήσης και ταχύτητα πλεύσης $< 0,4 \text{ Ma}$, λαμβάνεται $W_3/W_2 = 1$

Για κλασσικά μέσης εμβελείας αεροσκάφη $W_3/W_2 = 0,985$.

Για αεροσκάφη με μεγάλη ταχύτητα και ύψος πλεύσης W_3/W_2 υπολογίζεται από το σχήμα 6.2 ή τις εξ. 4.112 και 4.114.
3. Φάση 3-4: Πλεύση: Υπολογίζεται η αναλογία W_4 / W_3 από την εξ. (4.115) για τα ελικοφόρα αεροσκάφη και 4.116 για τα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα
4. Φάση 4-5: Κάθοδος :

Για μικρά αεροσκάφη με πλεύση σε χαμηλό ύψος ισχύει $W_5 / W_4 = 1$

Για αεροσκάφη με αυξημένο ύψος πλεύσης ισχύει η εξ. 4.107 ή λαμβάνεται: $W_5/W_4 = 0,990$ έως $0,995$.
5. Φάση 5-6: Πτήση Αναμονής, Η αναλογία W_6 / W_5 υπολογίζεται για ελικοφόρα αεροσκάφη από την εξ. 4.97 και για α/φη με στροβιλοκινητήρα από την εξ. 4.102.
6. Φάση 4-99: Κάθοδος και Προσγείωση: Από την εξ. 4.99 προκύπτει:
 $W_7/ W_6 = 0,990 - 0,995$.
7. Προσγείωση και Τροχοδρόμηση :

Από την εξ. 4.100 προκύπτει: $W_8 / W_7 = 0,992$ έως $0,997$.

4.10 Υπολογισμός Βάρους Απογείωσης και κενού Βάρους Αεροσκάφους

Εισαγωγή

Από τις προηγούμενες παραγράφους διακρίνονται οι ακόλουθες δύο βασικές κατηγορίες σχεδίων πτήσης ή απαιτήσεων αποστολής και συνεπώς κατηγορίες αύρων :

α. Αεροσκάφη που δεν απορρίπτουν φορτία εν πτήση.

β. Αεροσκάφη που απορρίπτουν φορτία εν πτήση.

Τα φορτία μπορεί να είναι «αποθηκευμένα» εσωτερικά στην άτρακτο, π.χ. στρατιωτικά μεταγωγικά αεροσκάφη που «απορρίπτουν» φορτία εν πτήση (τρόφιμα, αλεξιπτωτιστές, κ.τ.λ.), πυροσβεστικά αεροσκάφη (νερό ή επιβραδυντικό υγρό, π.χ. CL - 415) και εξωτερικά του α/φους αναρτημένα σε *φορείς* και εκτοξευτήρες, π.χ. μαχητικά και βομβαρδιστικά αεροσκάφη.

Στα αεροσκάφη που δεν απορρίπτουν φορτία εν πτήση δεν εμφανίζεται ασυνέχεια βάρους και ισχύουν οι εξ. 4.2 και 4.110 έως 4.114. Στα αεροσκάφη που απορρίπτουν εν πτήση φορτία *εμφανίζεται* ασυνέχεια βάρους, ισχύει η εξ. 4.4 και το βάρος καυσίμου αποστολής υπολογίζεται με τη μέθοδο που περιγράφεται στην παράγραφο 4.4.

4.10.1 Σταθερό ή επί Πληρωμή Φορτίο

Τα μοναδικά επιμέρους βάρη ενός αεροσκάφους που είναι πλήρως καθορισμένα από τις απαιτήσεις αποστολής, είναι το βάρος του πληρώματος WΠληρ, το *επί πληρωμή* φορτίο σταθερό βάρος WΣ.Β, το *σταθερό επί πληρωμή* φορτίο WΣτ.Ε.Π.Φ και το απορριπτόμενο επί πληρωμή φορτίο WΑπορ.Ε.Π.Φ. Στη φάση της εισαγωγικής σχεδίασης είναι γνωστά από τις απαιτήσεις αποστολής τα ακόλουθα επί μέρους βάρη :

α. WE.Π.Φ και WΣτ.Ε.Π.Φ . Το WE.Π.Φ προκύπτει άμεσα από τον αριθμό των επιβατών και το βάρος των επί πληρωμή φορτίου που μεταφέρεται (π.χ. εφημερίδες, περιοδικά, κ.τ.λ.). Το βάρος κάθε επιβάτη εκτιμάται ότι *ανέρχεται* σε 165 - 170 lb (75 - 77 Kg) αυξημένο κατά το επιτρεπόμενο βάρος αποσκευών άνευ επιβάρυνσης το οποίο σε πρώτη εκτίμηση *ανέρχεται* σε 20 lb. Επίσης υπολογίζεται ο όγκος που καταλαμβάνει το επί πληρωμή φορτίο με βάση τα διεθνή *στατιστικά* στοιχεία για τον προσδιορισμό των διαστάσεων της ατράκτου, όπως αναλυτικά αναφέρεται στο οικείο κεφάλαιο.

β. Βάρος Πληρώματος επιβατικών Α/φων. Ο αριθμός των πιλότων προκύπτει από την κατηγορία του α/φους και ο αριθμός του προσωπικού εξυπηρέτησης από τον αριθμό των επιβατών, τη διάρκεια πτήσης και τα μέτρα ασφαλείας (π.χ. αστυνομικός). Το βάρος του πιλότου και του προσωπικού του πληρώματος λαμβάνεται 190 lb =86 Kg.

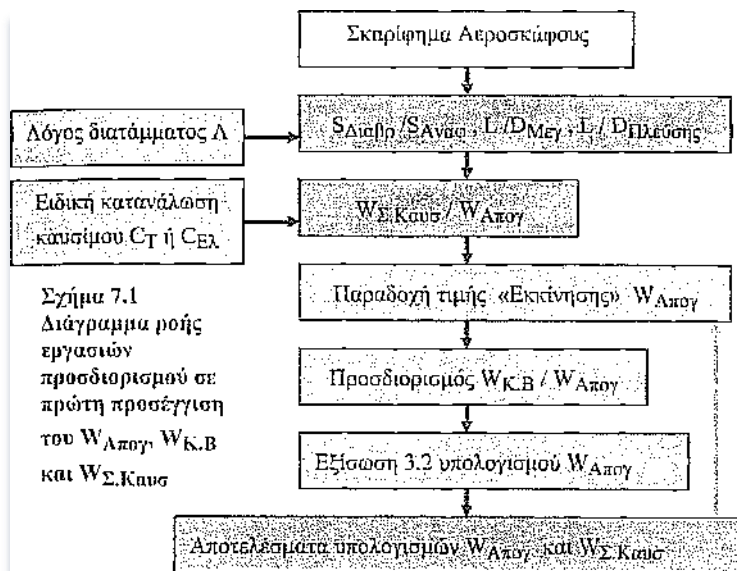
γ. Βάρος Πληρώματος μαχητικών Α/φων. Το βάρος ίου πιλότου είναι αυξημένο λόγω της εξαρτηματολογίας που φέρει και λαμβάνεται συνήθως 200 lb =90,7 Kg.

δ. Σταθερό Βάρος. Είναι το άθροισμα WE.Π.Φ. και WΠληρ .

ε. Σταθερό και απορριπτόμενο επί Πληρωμή Φορτίο. Στα αεροσκάφη που απορρίπτουν φορτία εν πτήση, το φορτίο διακρίνεται σε σταθερό και απορριπτόμενο.

4.10.2 Ροή Εργασιών

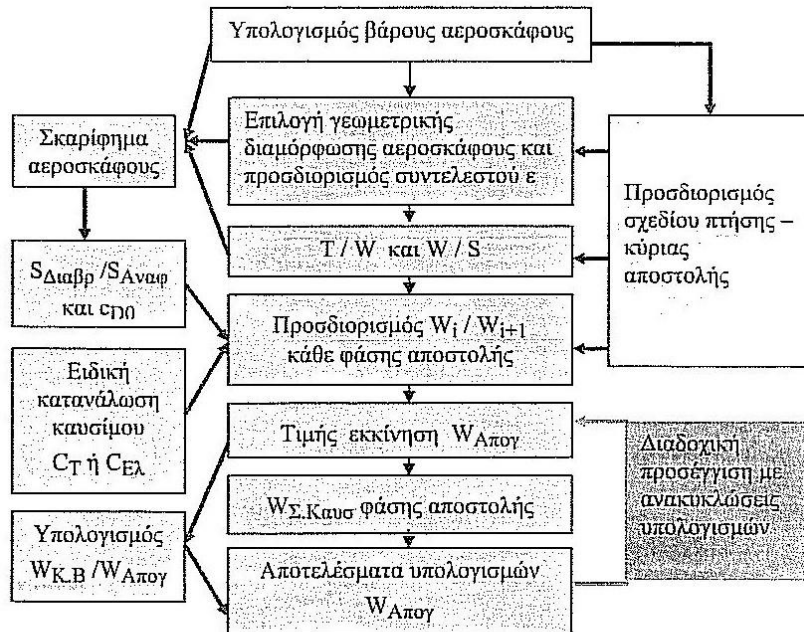
Η ροή των εργασιών υπολογισμού των WK.B, WΣ.καυσ και WΑπογ εξαρτάται από τα διαθέσιμα στατιστικά στοιχεία, την απαίτηση να απορρίπτει ή όχι το αεροσκάφος φορτία εν πτήση και την εμπειρία των μηχανικών σχεδίασης . Στο σχήμα 7.1 απεικονίζεται το διάγραμμα ροής εργασιών προσδιορισμού των ανωτέρω μεγεθών για αποστολές χωρίς απόρριψη φορτίων εν πτήση. Χαρακτηριστικό του διαγράμματος αυτού είναι ότι το WΣ.καυσ εκτιμάται βασικά από την συνθήκη μεγίστης εμβέλειας, δηλ. δεν απαιτείται προσδιορισμός του καυσίμου που καταναλώνεται σε κάθε φάση πτήσης.



Αεροσκάφος χωρίς Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση.

Το $W_{Απογ}$ προσδιορίζεται από την εξ. 4.2 στην οποία οι αναλογίες $WK.B / W_{Απογ}$ και $WΣ.καυσ / W_{Απογ}$ είναι άγνωστες. Το $WK.B$ προσδιορίζεται συναρτήσει του $W_{Απογ}$ από σχήματα, εμπειρικές

σχέσεις (π.χ. 2.5 έως 2.7) ή πίνακες. Η αναλογία $WΣ.καυσ / W_{Απογ}$ υπολογίζεται από τις εξ. 6.4 και 6.7. Επιλέγεται μία κατ' εκτίμηση τιμή $W_{Απογ}$ και μετά τον προσδιορισμό των αναλογιών $WK.B / W_{Απογ}$ και $WΣ.καυσ / W_{Απογ}$ επαναπροσδιορίζεται από την εξ.4.2 σε δεύτερη προσέγγιση το $W_{Απογ}$, επαναλαμβάνεται ο προσδιορισμός των $WK.B / W_{Απογ}$ και $WΣ.καυσ / W_{Απογ}$ επαναπροσδιορίζεται η τιμή $W_{Απογ}$ και η διαδικασία επαναλαμβάνεται μέχρι να συμπέσουν οι τιμές $W_{Απογ(i)}$ και $W_{Απογ(i+1)}$



Σχήμα 7.2 Διάγραμμα ροής εργασιών αυξημένης ακρίβειας προσδιορισμού $W_{Απογ}$, $W_{K.B}$ και $W_{Σ.Καυσ}$

Αεροσκάφος με Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση.

Το $W_{Απογ}$ προσδιορίζεται από την εξ. 4.4 και η ροή εργασιών απεικονίζεται στο σχήμα 7.2. Η διαδικασία υπολογισμού του $W_{Απογ}$ είναι ίδια με αυτήν των αεροσκαφών που δεν απορρίπτουν εν πτήση φορτία. Μετά τον υπολογισμό των $W_{Απογ}$, $WK.B$ και $WΣ.καυσ$ προσδιορίζεται η γεωμετρία της κάτοψη της πτέρυγας και ο συντελεστής Oswald e . Σχεδιάζεται το σκαρίφημα του αεροσκάφους και προσδιορίζεται η αναλογία $S_{Διαβρ} / S_{Αναφ}$ και μέσω αυτής υπολογίζεται ο συντελεστής $cD0 / W / S$ και T / W προσδιορίζονται από εμπειρικές σχέσεις, σχήματα ή πίνακες, ανάλογα με τα διαθέσιμα στοιχεία.. Στις παραγράφους που ακολουθούν περιγράφεται η μέθοδος υπολογισμού των $WΣ.καυσ$, $W_{Απογ}$ και $WK.B$.



Σχήμα 7.2 διάγραμμα ροής εργασιών αυξημένης ακρίβειας προσδιορισμού WΣ.καυς, W_{Απογ} και WK.B

4.10.3 Αεροσκάφη χωρίς Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση

Στην παράγραφο αυτή περιγράφεται ο υπολογισμός των WΣ.καυς, W_{Απογ} και WK.B αεροσκαφών χωρίς απόρριψη φορτίων εν πτήση που οι αποστολές τους απεικονίζονται στο σχήμα 6.1 και η ροή εργασιών στο σχήμα 7.1 & 7.2. Τα WΣ.καυς, W_{Απογ} και WK.B ή

WΣ.καυς / W_{Απογ} και WK.B / W_{Απογ} συνδέονται με την εξ. 4.1 και 4.2.

Το σταθερό βάρος WΣ.B προσδιορίζεται σύμφωνα με την παράγραφο 7.2.

Το WK.B προσδιορίζεται συναρτήσει του W_{Απογ} από σχήματα, εμπειρικές σχέσεις ή πίνακες. Εάν προβλέπεται κατασκευή συγκροτημάτων από σύνθετα υλικά, τότε λαμβάνεται σε πρώτη προσέγγιση WK.B / W_{Απογ} 5% έως 10% και σε περίπτωση πλήρους κατασκευής από σύνθετα υλικά WK.B / W_{Απογ} = 25%.

Το WΣ.καυς, ή η αναλογία WΣ.καυς / W_{Απογ} δίδεται από την εξ. 6.24.

Η αναλογία τελικού προς αρχικό βάρος αεροσκάφους δίδεται από την εξ. 6.22.

Η διαδικασία προσδιορισμού των WΣ.καυς, W_{Απογ} και WK.B είναι η ακόλουθη:

1. Υπολογίζονται WE.Π.Β, W_{Πληρωμ} και WΣ.B σύμφωνα με την παράγραφο 7.2.
2. Από την εξ. 6.2 υπολογίζεται η αναλογία W_{Τελ} / W_{Αρχικ}.
3. Υπολογίζεται η αναλογία WΣ.καυς / W_{Απογ} από την εξίσωση

4. Επιλέγεται με βάση την εμπειρία μία τιμή : $W_{Απογ}=W_1$
5. Με τη βοήθεια σχημάτων, εμπειρικών σχέσεων ή πινάκων και την επιλεγείσα τιμή προσδιορίζεται η τιμή του $W_{K.B}$
6. Σε αεροσκάφη με σύνθετα υλικά το $W_{K.B}$ μειώνεται από 5 έως 25 %.
7. Από την εξ 4.2, προσδιορίζεται η τιμή της δεύτερης προσέγγισης του $W1(1)$

Κατά κανόνα οι δύο τιμές $W1(1)$ και $W1(2)$ διαφέρουν.

8. Επιλέγεται νέα τιμή του βάρους απογείωσης $W1(3)$
9. Με τη νέα τιμή $W1(3)$ προσδιορίζεται η δεύτερη προσέγγιση $W_{K.B}$
10. Από την εξ.(4.2) με την τιμή $W_{K.B(2)}$ προσδιορίζεται η νέα τιμή του $W1(4)$
11. Επιλέγουμε νέα τιμή βάρους απογείωσης $W1(5)$
12. Η ανωτέρω διαδικασία συνεχίζεται έως ότου $W1(v) = W1(v+1)$

Το $W_{Απογ}$ υπολογίζεται συνήθως με τρεις έως τέσσερις προσεγγίσεις. Στην παράγραφο 7.6 αναφέρεται ένα παράδειγμα προσδιορισμού των W Ε.Π.Φ, $WΣ.Καυσ$, $W_{Απογ}$ $W_{K.B}$, κ.τ.λ. για ένα ελαφρύ εμβολοφόρο αεροσκάφος.

ελαφρύ εμβολοφόρο αεροσκάφος.

4.10.4 Αεροσκάφη με Απόρριψη Φορτίων εν Πτήση

Γενικά

Τα α/φη που απορρίπτουν φορτία εν πτήση είναι συνήθως «στρατιωτικά», π.χ. μαχητικά, βομβαρδιστικά κ.τ.λ., πυροσβεστικά και μεταγωγικά και γεωργικά α/φη σε αποστολές αερολίπανσης και αεροπυρόσβεσης. Η διάρκεια «απόρριψης», δηλ. η χρονική διάρκεια αποχωρισμού του απορριπτόμενου φορτίου από το α/φος είναι συνήθως της τάξης λίγων sec (συνήθως 1 έως 3 sec). Το απορριπτόμενο φορτίο κυμαίνεται από μερικά κιλά έως αρκετούς τόνους ανάλογα με την κατηγορία και αποστολή του α/φους. Κατά την απόρριψη φορτίων μεταβάλλεται η θέση του $K.B.$ του α/φους και απαιτείται ιδιαίτερη μελέτη ευστάθειας. Γενικά η απόρριψη φορτίων εν πτήση είναι ένα αρκετά πολύπλοκο πρόβλημα και είναι γνωστό ως «πιστοποίηση» εξωτερικών φορτίων.

4.10.4.1 Περιγραφή Μεθοδολογίας - Διαδικασίας

Στην παράγραφο αυτή περιγράφεται η μεθοδολογία προσδιορισμού $W_{K.B}$, $WΣ.Καυσ$ και $W_{Απογ}$ βομβαρδιστικού α/φους με απόρριψη φορτίων εν πτήση, η αποστολή του οποίου απεικονίζεται στο σχήμα 6.1.γ. Το διάγραμμα ροής εργασιών υπολογισμού των μεγεθών αυτών απεικονίζεται στο σχήμα 7.2.

Στην παράγραφο 7.3 αναφέρονται γενικές αρχές προσδιορισμού των μεγεθών θέματος. Η μεθοδολογία είναι ίδια με αυτήν των α/φων χωρίς απόρριψη φορτίων εν πτήση, με τη μοναδική διαφορά, ότι εμφανίζεται «ασυνέχεια βάρους» στη φάση απόρριψης των φορτίων.

Τα μεγέθη WK.B, WΣ.Καυσ και WΑπογ ή WΣ.Καυσ / WΑπογ και WK.B/ WΑπογ συνδέονται με την εξ. 4.3 και 4.4. Το WΠληρ, και WΣταθ.Ε.Π.Φ και W_{Απορ.Ε.Π.Φ} προσδιορίζονται σύμφωνα με την παράγραφο 4.2. Το WK.B ή WK.B /WΑπογ προσδιορίζεται με το ίδιο τρόπο που προσδιορίζεται για αεροσκάφη χωρίς απόρριψη εν πτήση φορτίων.

Η βασική διαφοροποίηση της μεθόδου υπολογισμού των WK.B, WΣ.Καυσ και WΑπογ ή WΣ.Καυσ / WΑπογ και WK.B/ WΑπογ, έναντι αυτής των α/φων χωρίς απόρριψης φορτίων, έγκειται στην «ασυνέχεια βάρους» της φάσης απόρριψης των φορτίων.

Η «ασυνέχεια» αυτή βάρους διαφοροποιεί τις εξισώσεις προσδιορισμού του WΣ.Καυσ .Θεωρούμε σχέδιο πτήσης με η φάσης και «ασυνέχεια βάρους» στη φάση α - (α+1).

Η διαδικασία προσδιορισμού των WK.B, WΣ.Καυσ και WΑπογ είναι η ακόλουθη:

1. Υπολογίζονται τα WΣταθ.Ε.Π.Φ , WΠληρ και W_{Απορ.Ε.Π.Φ} (παράγραφος 4.2).
2. Προσδιορίζεται η αναλογία W_{i+1} / W_i κάθε φάσης πτήσης της αποστολής σύμφωνα με τις παραγράφους 4.1.3 και 4.2.2.

3. Για τη φάση απόρριψης φορτίων α - (α+1) ισχύει :

$$W_a = W_{a+1} + W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}} + (W_{\text{Καυσ}})_{\alpha-(\alpha+1)} \quad (4.117)$$

4. Υπολογίζεται το βάρος καυσίμου της φάσης απόρριψης φορτίων.

Το βάρος καυσίμου (W_{Καυσ})_{α-(α+1)} φάση βομβαρδισμού είναι μηδενικό ενώ στην αερομαχία είναι μεγάλο και δίδεται από την εξ. 4.103 και η αναλογία W_{a+1} / W_a από την εξ. 4.104.

5. Υπολογίζεται η αναλογία W_a / W_{Απογ} και W_η / W_{a+1} όπου α - (α+1) είναι η φάση απόρριψης φορτίων και η ο αριθμός των φάσεων της αποστολής :

$$\frac{W_a}{W_0} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \dots \cdot \frac{W_a}{W_{a-1}} \quad (4.118)$$

$$\frac{W_\eta}{W_{a+1}} = \frac{W_{\eta+1}}{W_{\alpha+1}} \cdot \frac{W_{\eta+2}}{W_{\alpha+2}} \cdot \dots \cdot \frac{W_\eta}{W_{\eta-1}} \quad (4.119)$$

Υπολογίζεται το καύσιμο αποστολής από την ακόλουθη σχέση :

$$(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}} = W_{\text{Απογ}} - W_\eta - W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}} \quad (4.120)$$

Από την εξ.7.4 προκύπτει :

$$\frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}}}{W_0} = 1 - \frac{W_\eta}{W_0} = 1 - \frac{W_\eta}{W_0} \cdot \frac{W_\alpha}{W_0} - \frac{W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}}{W_0} \quad (4.121)$$

Από την εξ.4.117 προκύπτει : W_{a+1} = W_a - W_{Απορ.Ε.Π.Φ} - (W_{Καυσ})_{α-(α+1)} (7.6)

Κατά συνέπεια :

$$\frac{W_{a+1}}{W_0} = \frac{W_\alpha}{W_0} - \frac{W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}}{W_0} - \frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\alpha-(\alpha+1)}}{W_0} \quad (4.122)$$

Από τις εξ.7.5,7.7 προκύπτει η ακόλουθη σχέση για το καύσιμο αποστολής :

$$\frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}}}{W_0} = 1 - \frac{W_\alpha}{W_0} \cdot \frac{W_\eta}{W_{a+1}} - \frac{W_\eta}{W_{a+1}} \left(\frac{W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}}{W_0} + \frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\alpha-(\alpha+1)}}{W_0} \right) \quad (4.123)$$

Υπολογίζεται η αναλογία WΣ.Καυσ / WΑπογ από την ακόλουθη σχέση:

$$\frac{(W_{\text{Καυσ}})}{W_0} = 1.06 \cdot \left[1 - \frac{W_\alpha}{W_0} \cdot \frac{W_\eta}{W_{a+1}} - \frac{W_\eta}{W_{a+1}} \left(\frac{W_{\text{Απορ.Ε.Π.Φ}}}{W_0} + \frac{(W_{\text{Καυσ}})_{\alpha-(\alpha+1)}}{W_0} \right) \right] \quad (4.124)$$

8. Επιλέγεται με βάση την εμπειρία μία τιμή : WΑπογ(1) = W(1)

9. Με τη βοήθεια των σχημάτων 4.3 έως 4.7, των εμπειρικών εξ. 4.5, 41. και 4.2 των πινάκων 4.2, 4.3 και την τιμή W(1) ,προσδιορίζεται η τιμή WK.B.

10. Εάν στο αεροσκάφος προβλέπεται η κατασκευή συγκροτημάτων από συνθετικά υλικά τότε WK.B. μειώνεται ανάλογα με το ποσοστό των συγκροτημάτων .

11. Με γνωστά τα WE.Π.Φ ,Wπληρ, ,WΣ.B ,WK.B , WΣ.Καυς από την εξ.4.4 προσδιορίζεται w1. Συνήθως οι τιμές w1(1) και w1(2) διαφέρουν.
 12. Επιλέγουμε νέα τιμή του βάρους απογείωσης W(1)
 14. Με την νέα τιμή W(1) προσδιορίζεται η δεύτερη προσέγγιση του WK.B(2)
 14. Από την εξ.4.4 με WK.B(2) και τις γνωστές τιμές των WE.Π.Φ ,Wπληρ, ,WΣ.B ,WK.B , WΣ.Καυς , προσδιορίζεται το βάρος απογείωσης W1(4)
 15. Επιλέγεται νέα τιμή του βάρους απογείωσης W1(5) .
 16. Η ανώτερη διαδικασία συνεχίζεται έως ότου $W1(v) = W1(v+1)$.
- Συνήθως απαιτούνται τρεις έως τέσσερις διαδοχικές προσεγγίσεις .

4 Ελαφρύ Εμβολοφόρο Αεροσκάφος Απαιτήσεις Αποστολής:

Εμβέλεια $R = 1.200 \text{ [mil]} = 6336000 \text{ [ft]} = 1931,16 \text{ [Km]}$. Μέγιστη ταχύτητα πτήσης : $250 \text{ [mil/hr]} = 402,32 \text{ km/h} = 111,75 \text{ [m/s]} = 366,75 \text{ [ft/s]}$. Οροφή $25.000 \text{ [ft]} = 7620 \text{ [m]}$. Πτήση αναμονής 30 min, πτυσσόμενα σκέλη, πενταθέσιο, ελικοφόρο αεροσκάφος με έναν πιλότο.

Λύση

1. Σχέδιο πτήσης: Απλή πλεύση που απεικονίζεται στο σχήμα 6.1 α.

2. Υπολογισμός βάρους καυσίμου αποστολής $(W_{\text{Καυσ}})_{\text{Αποστ}}$:

Φάσεις πτήσης

Φάση 1-2 : Προθέρμανση /τροχοδρόμηση /απογείωση: $W_2/W_1 = 0,970$.

Φάση 2-3: Αναρρίχηση : Λαμβάνεται $W_3/ W_2 = 0,985$.

Φάση 3-4: Πλεύση: Η αναλογία W_4/ W_3 προσδιορίζεται από την εξ.4.4 και 4.5: Τα αεροσκάφη της κατηγορίας αυτής έχουν $\Lambda = 6$ έως 9 και σύμφωνα με τον πίνακα 5,2, η τάξη μεγέθους του Λ είναι : $\Lambda = 7,6$. Από το σχήμα 5.6 για πολύ μικρή

ταχύτητα και $\Lambda = 8$, προκύπτει $(L/D)_{\text{μέγιστο}} = 1K$ Η προωθητική απόδοση έλικα ηΕλ., λαμβάνεται συνήθως $= 0,8$. Με δεδομένη οροφή τα 7620 [m] και μέγιστη ταχύτητα πλεύσης $111,75 \text{ [m/s]}$ για πτήση στα $500Q \text{ [m]}$, προκύπτει $Ma = 111,75 / 320,675 = 0,35$.

Από το σχήμα 6.3 με $Ma = 0,35$, προκύπτει $C_{\text{ισοδ}} = 0,35$. Από την εξ. (4.117) με $VM_{\text{εγ}} = 366,75 \text{ [ft/s]}$ προκύπτει: $C_{\text{bhb}} = 0,42$ και

Μία άλλη προσέγγιση είναι εφικτή με τη βοήθεια ίου πίνακα 5.1, σύμφωνα με τον οποίο για μικρά εμβολοφόρα αεροσκάφη με πτυσσόμενα σκέλη ισχύει : $CD_0 = 0,02-0,03$ και $e = 0,65$ έως $0,75$,

Από την εξ. 4.2, με e (συντελεστής αποτελεσματικότητας Oswald) $= 0,75$ και $\Lambda = 8$ προκύπτει $K = 0,05305$.

Από την εξ. 4.5 με $CD_0 = 0,025$ προκύπτει: $W_4/W_3 = e^{-0,13044} = 0,8777$

Οι δύο τιμές των $W_4 / W_3 = 0,911$ και $W_4 / W_3 = 0,8777$ αποκλίνουν σημαντικά επειδή οι τιμές των μεγεθών εκτιμήθηκαν από πίνακες και σχήματα. Η μέση τιμή τους θα ήταν πιθανότερα, η ενδεδειγμένη τιμή της πρώτης προσέγγισης.

Κατά συνέπεια λαμβάνεται: $W_4 / W_3 = (0,911 + 0,8777)/2 = 0,89435$.

Φάση 4-5: Κάθοδος: Για μικρά αεροσκάφη με πλεύση σε χαμηλό σχετικά ύψος, συνήθως λαμβάνεται $W_5 / W_4 = 1$ και κατά συνέπεια λαμβάνεται $W_5: W_4 = 1$.

Φάση 5-6: Πτήση Αναμονής. Από την εξ.4.9 με $V_{\text{Αυτ}} = 0,6 VM_{\text{εγ}}$ και

$$L/D = 0,886(L/D)_{\text{Μεγ}} \text{ προκύπτει: } \ln \frac{W_6}{W_3} = -0,0065816 \Rightarrow \frac{W_4}{W_3} = 0,9934$$

Φάση 6-7: Κάθοδος και Προσγείωση: Από την εξ. 4.107, προκύπτει $W_7/ W_6 = 0,990$ έως $0,995$. Λαμβάνεται $W_7: W_6 = 0,995$

Με τις ανωτέρω τιμές των αναλογιών $W_{i+1}:W_1$ από την εξ. (4.112) προκύπτει:

$$\frac{W_7}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} = 0.8446$$

4.Υπολογισμός συνολικής ποσότητας καυσίμου αεροσκάφους: Από την εξ.4.113 προκύπτει :

$$\frac{W_{\Sigma.Καυσ}}{W_1} = 1,06 \cdot \left(1 - \frac{W_7}{W_1} \right) = 1,06(1 - 0,8446) = 0,164724$$

4.Υπολογισμός σταθερού βάρους : $W_{\Pi\lambda\eta\rho} = 170lb$ και $W_{E.\Pi.\Phi} = 5X(170) + 6X20 = 970lb$.Κατά συνέπεια ,το σταθερό βάρος ανέρχεται σε $W_{\Sigma.B} = 970lb$.

5.Υπολογισμός βάρους απογείωσης .Επιλέγουμε $W(1)=5000lb$.Από το σχήμα 4.3 προκύπτει : $W_{K.B}/W_1 = 0.672$. Στο σχήμα 4.7 η αναλογία $W_{K.B}/W_1 = 0.62$ είναι σταθερή – ανεξάρτητη $W(1)$.

Συνεπώς δεν απαιτούνται διαδοχικές προσεγγίσεις .

Από την εξ.(4.2) προκύπτει :

$$W_0 = W_1 = \frac{W_{\Pi\lambda\eta\rho} + W_{E.\Pi.\Phi}}{1 - \left(\frac{W_{K.B}}{W_1} \right) - \left(\frac{W_{\Sigma.Καυσ}}{W_1} \right)} = 5136lb$$

Κατά συνέπεια προκύπτει : $W(1)=5136$, $W_{K.B}=3184lb$ και $W_{\Sigma.Καυσ}=812lb$

Από τα ανωτέρα προκύπτουν οι ακόλουθες αναλογίες :

$$\frac{W_{K.B}}{W_1} = 0.62\% , \quad \frac{W_{\Sigma.Καυσ}}{W_1} = 15.8\% ,$$

$$\frac{W_{E.\Pi.\Phi}}{W_1} = 18.9\% , \quad \frac{W_{\Pi\lambda\eta\rho}}{W_1} = 3.3\%$$

4.11 Ειδική κατανάλωση καυσίμου

Όπως αναφέρθηκε επανειλημμένα η ειδική κατανάλωση ώσης C_T η ειδική κατανάλωση καυσίμου των στροβιλοκινητήρων , χαρακτηρίζεται ως ειδική κατανάλωση ώσης C_T και η ειδική κατανάλωση καυσίμου των ελικοφόρων αεροσκαφών χαρακτηρίζεται ως ειδική κατανάλωση ισχύος $C_{\text{ΙΣΧΥΟΣ}}$.

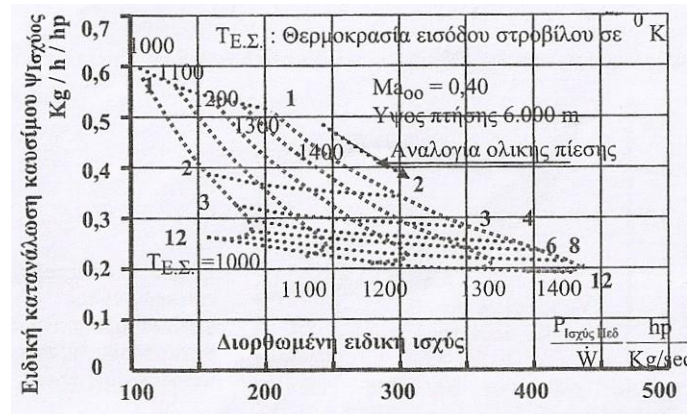
$$V/\eta_{\text{ελικ}}$$

Συγκρίνεται η ειδική κατανάλωση ώσης των στροβιλοκινητήρων με την $C_{\text{ΙΣΧΥΟΣ}}$

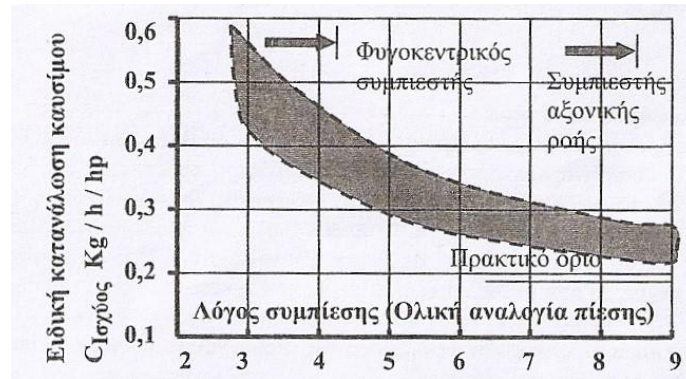
των ελικοφόρων , όπου $\eta_{\text{ελικ}}$ η προωθητική απόδοση του έλικα. Από τα σχήματα προκύπτει ότι για ταχύτητες μέχρι 0,4 έως 0,5 ο εμβολοφόρος κινητήρας έχει τη μικρότερη κατανάλωση καυσίμου. Επίσης προκύπτει ότι ο ελικοστροβιλοκινητήρας έχει ελαφρά αυξημένη κατανάλωση καυσίμου συγκριτικά με τον εμβολοφόρο κινητήρα , πλην όμως η κηροζίνη είναι φθηνότερη από τη βενζίνη των εμβολοφόρων.

Ο αμιγής στροβιλοκινητήρας έχει τη μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου σε όλο το φάσμα ταχυτήτων πτήσης , ενώ ο στροβιλοκινητήρας διπλής ροής και μάλιστα με μεγάλο λόγο παράκαμψης , είναι πλέον οικονομικός στις υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Η ειδική κατανάλωση καυσίμου του ελικοστροβιλοκινητήρα , εξαρτάται κυρίως από την ολική αναλογία της ολικής πίεσης στο τέλος του συμπιεστού προς αυτή στην αρχή του και τη θερμοκρασία στην είσοδο του στροβίλου.

- Η ειδική κατανάλωση καυσίμου μειώνεται , όταν μειώνεται η ολική αναλογία πίεσης συμπιεστού μέχρι την τιμή 8.
- Η θερμοκρασία εισόδου στροβίλου επηρεάζει ελάχιστα την ειδική κατανάλωση καυσίμου. Μια τιμή της τάξης $C_{\text{ισχύος}} = 0,45(\text{lb}/\text{hp}/\text{h})$



Σχήμα 4.11.1 μεταβολή ειδικής κατανάλωσης καυσίμου ελικοστροβιλοκινητήρα συναρτήσει της διορθωμένης ειδικής ισχύος για συνθήκες πλεύσης



Σχήμα 4.11.2 μεταβολή ειδικής κατανάλωσης καυσίμου $C_{ισχύος}$ συναρτήσει της ολικής αναλογίας πίεσης για ελικοστροβιλοκινητήρες σε στατικές συνθήκες και ύψος θαλάσσης.

4.12 Προσδιορισμός Ωσης και Διαστάσεων Κινητήρα

Εισαγωγή

Στο στάδιο αυτό της εισαγωγικής σχεδίασης είναι γνωστή προσεγγιστικό η γεωμετρική διαμόρφωση του αεροσκάφους, τα βασικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του, ο πτερυγικό φόρτο απογείωσης

$\left(\frac{W}{S}\right)_{Απογ}$ και το βάρος απογείωσης $W_{Απογ}$.

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφονται συνοπτικά οι μέθοδοι προσδιορισμού της αναλογίας $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$ και των διαστάσεων του στροβιλοκινητήρα. Με γνωστά τα ανωτέρω στοιχεία του κινητήρα είναι πλέον εφικτός ο υπολογισμός των επιδόσεων του αεροσκάφους. Οι διαστάσεις του στροβιλοκινητήρα, κυρίως στα μαχητικά αεροσκάφη, καθορίζουν σε σημαντικό βαθμό τη γεωμετρία της ατράκτου.

4.12.1 Φόρτιση Ωσης Απογείωσης $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$

Γενικά. Οι αναλογίες T/W και W/S πρέπει να εκτιμηθούν πριν τον υπολογισμό των επιδόσεων και τον προσδιορισμό των βασικών γεωμετρικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους, όπως η πτερυγική επιφάνεια, κ.τ.λ. Η αναλογία T/W προσδιορίζεται πιο εύκολα από τον πτερυγικό φόρτο W/S . Η αναλογία T/W επηρεάζει άμεσα τις επιδόσεις, τις διαστάσεις και το βάρος απογείωσης ενός αεροσκάφους. Δεν είναι σταθερή και συνήθως αναφέρεται στην απογείωση $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$. Τα χαρακτηριστικά των διαφόρων αεροπορικών προωθητικών συστημάτων αναφέρονται στο ενδέκατο κεφάλαιο, με βάση τα οποία επιλέγεται το είδος του κινητήρα.

Πίνακας 19.1 Τυπικές τιμές αναλογίας Ωσης / Βάρους $(T/W)_{\text{Απογ}}$	
Τύπος αεροσκάφους	$(T/W)_{\text{Απογ}}$
Εκπαιδευτικό με στροβιλοκινητήρα	0,4
Μαχητικό κλειστής αερομαχίας με στροβιλοκινητήρα	0,9
Μαχητικό με στροβιλοκινητήρα	0,6
Στρατιωτικό μεταγωγικό - βομβαρδιστικό	0,25
Μεταφορικό – επιβατικό με στροβιλοκινητήρα	0,25

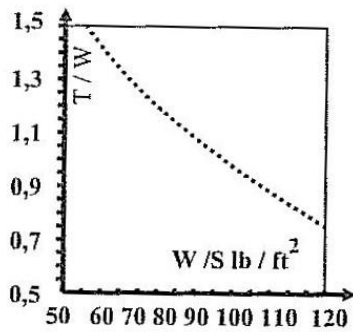
Στατιστικά Στοιχεία - Εμπειρικές Σχέσεις. Οι τιμές $(T/W)_{\text{Απογ}}$ ή $(P/W)_{\text{Απογ}}$, μπορεί να εκτιμηθούν σύντομα και αξιόπιστα από τα διεθνή στατιστικά στοιχεία, όπως :

1. Τον πίνακα 4.12.1 με τυπικές τιμές $(T/W)_{\text{Απογ}}$ για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών.
2. Τον πίνακα 4.12.2 με τυπικές τιμές $(P/W)_{\text{Απογ}}$ για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών.

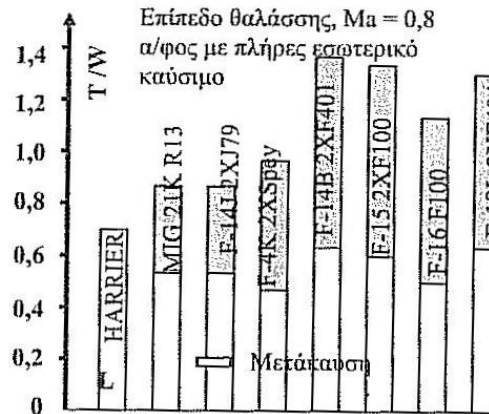
Το σχήμα 4.12.1, στο οποίο απεικονίζεται η μεταβολή $(T/W)_{\text{Απογ}}$ συναρτήσει του W/S για διάφορα μαχητικά αεροσκάφη.

3. Το σχήμα 4.12.7, στο οποίο απεικονίζεται η αναλογία T/W για διάφορα μαχητικά αεροσκάφη με και χωρίς μετάκαυση.

Τύπος αεροσκάφους	Τιμές (P/W) _{Απογ}		Τιμές φόρτισης ισχύος (lb / hp)
	hp / lb	Watt / g	
Ανεμοπλάνο με ισχύ	0,04	0,07	25
Ιδιοκατασκευασμένα α/φη	0,08	0,13	12
Μονοκινητήρια αεροπλοΐας	0,07	0,12	14
Δικινητήρια αεροπλοΐας	0,17	0,3	6
Γεωργικών χρήσεων	0,09	0,15	11
Δικινητήρια με ελικοστροβιλοκινητήρα	0,20	0,33	5
Ιπτάμενα σκάφη	0,10	0,16	10



Σχήμα 19.1 T / W και W/S μαχητικών αεροσκαφών



Σχήμα 19.2 T / W μαχητικών αεροσκαφών με και χωρίς μετάκαυση

T/W _{Απογ} = A • Ma _{Μεγ} ^B (Μ.1.1)	A	B
Εκπαιδευτικό με στροβιλοκινητήρα	0,488	0,728
Μαχητικό κλειστής αερομαχίας	0,648	0,594
Μαχητικό	0,514	0,141
Στρατιωτικό μεταγωγικό / βομβαρδιστικό	0,244	0,341
Επιβατικό με στροβιλοκινητήρα	0,267	0,363

4. Τις εξ. 4.12.1 και 4.12.2, με τη βοήθεια των πινάκων 4.12.3 και 4.12.4. στους οποίους δίδονται τιμές για τις σταθερές A και B αντιστοίχως, για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών ;

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}} = A \cdot Ma_{\text{Μεγ}}^B \quad (4.12.1)$$

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{\text{Απογ}} = AV_{\text{Μεγ}}^B \quad (4.12.2)$$

6. Τον πίνακα 18.5, στον οποίον αναφέρεται το εύρος των τιμών $\frac{T}{W}_{\text{Απογ}}$ για μη εγκατεστημένο κινητήρα, με βάση την κύρια αποστολή του αεροσκάφους.

Στα σύγχρονα μαχητικά αεροσκάφη κλειστής αερομαχίας ισχύει:

$$\frac{T}{W}_{\text{Απογ}} = 1.$$

Πίνακας 19.4 Προσδιορισμός $P/W_{Απογ}$ συναρτήσει $V_{Μεγ}$			
$P/W_{Απογ} = AV_{Μεγ}^B$ σε hp / lb {Watt / gr} (M.1.2)	A		B
Ανεμοπλάνο με ισχύ	0,043	{0,071}	0
Μεταλλικά ή ξύλινα ιδιοκατασκευασμένα α/φη	0,005	{0,006}	0,57
Ιδιοκατασκευασμένα α/φη με συνθετικά υλικά	0,004	{0,005}	0,57
Μονοκινητήρια αεροπλοΐας	0,025	{0,036}	0,22
Δικινητήρια αεροπλοΐας	0,036	{0,048}	0,32
Γεωργικών χρήσεων	0,009	{0,010}	0,50
Δικινητήρια με ελικοστροβιλοκινητήρια	0,013	{0,016}	0,50
Ιπτάμενα σκάφη	0,030	{0,043}	0,23

Πίνακας 19.5 Τιμές $T/W_{Απογ}$ για μη εγκατεστημένο κινητήρα	
Κύρια αποστολή αεροσκάφους	$T/W_{Απογ}$
Μεγάλης εμβελείας	0,2 - 0,35
Μικρής και μέσης εμβελείας για διάδρομου μέσου μήκους	0,3 - 0,45
Α/φη βραχείας απογείωσης - προσγείωσης και γενικής χρήσης	0,4 - 0,6
Μαχητικό κλειστής αερομαχίας	0,4 - 0,6
Μαχητικό δίωξης	0,45 - 0,7
Μαχητικό αέρος - αέρος	0,8 - 1,3
Μαχητικό αναγείωσης	0,55 - 0,8

4.12.2 Προσδιορισμός με Βάση τις Απαιτήσεις Αποστολής - Συνθήκες Πτήσης

Εισαγωγή.

Η μέθοδος της αρχικής τιμής εκκίνησης της αναλογίας

T/W εξαρτάται από την εμπειρία, τα διαθέσιμα διεθνή στατιστικά στοιχεία, την ομοιότητα του προς σχεδίαση αεροσκάφους με αεροσκάφος που έχει κατασκευασθεί, τα διαθέσιμα στοιχεία του κινητήρα, κ.τ.λ. Γενικά, η πλέον αξιόπιστη μεθοδολογία εκτίμησης της αρχικής τιμής της αναλογίας $T/W_{Απογ}$

είναι από τα διεθνή στατιστικά στοιχεία.

Η αναλογία $T/W_{Απογ}$ εξαρτάται από την κύρια αποστολή του αεροσκάφους και προσδιορίζεται από τις βασικές συνθήκες πτήσης (π.χ. απογείωση - προσγείωση, εμβέλεια, αερομαχία, οροφή, κ.τ.λ.), δηλ. τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του.

Στην περίπτωση που δεν υπάρχουν διεθνή στατιστικά στοιχεία, η διαδικασία προσδιορισμού της αρχικής τιμής T/W είναι ανάλογη της μεθοδολογίας προσδιορισμού της τιμής του πτερυγικού φόρτου και είναι η ακόλουθη :

1. Προσδιορίζεται η τιμή της αναλογίας T/W για όλες τις φάσεις πτήσης.
2. Υπολογίζεται η τιμή $\left(\frac{T}{W}\right)_{Μεγ}$ για κάθε μία από τις φάσεις πτήσης με ιδιαίτερη έμφαση στην κύρια και βασική απαίτηση αποστολής του αεροσκάφους.

Επιλέγεται $\left(\frac{T}{W}\right)_{Μεγ}$ που καλύπτει τις επιδόσεις σε όλες τις φάσεις πτήσης.

6. Η επιλογή της μεγαλύτερης τιμής $\left(\frac{T}{W}\right)_{Μεγ}$ δεν είναι ενδεδειγμένη καθότι το αεροσκάφος διασφαλίζει την απαιτούμενη ώση για όλες τις φάσεις πτήσης! πλιν όμως έχει πολύ μεγάλο κινητήρα και κατά συνέπεια αυξημένη κατανάλωση καυσίμου.

Σημειώνεται ότι η τιμή $\left(\frac{T}{W}\right)_{Μεγ}$ υπολογίζεται για διάφορες τιμές $\left(\frac{W}{S}\right)_{Μεγ}$ και Λ και εν συνεχεία επιλέγεται η βέλτιστη τιμή $\left(\frac{T}{W}\right)_{Μεγ}$.

Πλεύση. Σε πτήση ΕΟΠ ισχύουν προσεγγιστικά οι ακόλουθες σχέσεις

$$\frac{T_{\Lambda\pi\alpha\iota\tau}}{W} = \frac{1}{L/D} \quad (4.12.3)$$

$$\left(\frac{T_{\Lambda\pi\alpha\iota\tau}}{W}\right)_{\text{Πλευση}} = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{Πλευση}}} \quad (4.12.4)$$

Η μέγιστη εμβέλεια επιτυγχάνεται για τη συνθήκη :

Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα:

$$\frac{L}{D} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{Μεγ} \quad (4.12.5)$$

Ελικοφόρα αεροσκάφη :

$$\frac{L}{D} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{Μεγ} \quad (4.12.6)$$

Η $\frac{T}{W}_{\text{Πλευση}}$ προσδιορίζεται σε πρώτη προσέγγιση από την εξ. 4.12.4.

Η αναλογία (L/D) (πλάσης) προσδιορίζεται από την γνωστή σχέση :

$$\frac{L}{D} = \frac{c_L}{c_D} = \frac{c_L}{c_{D0} + K \cdot c_L^2} \quad (4.12.7)$$

Η αναλογία T/W προσδιορίζεται σε πολλά σημεία της πορείας πτήσης, π.χ.

στην αρχή, στο μέσον και στο τέλος της πλεύσης, επειδή μειώνεται διαρκώς το βάρος του αεροσκάφους. Στην πλεύση η ώση είναι μικρότερη από αυτήν της απογείωσης και συνήθως ανέρχεται στο 70 έως 80% της μέγιστης ώσης χωρίς μετάκαυση. Παράδειγμα, η ώση ενός υποηχητικού επιβατικού αεροσκάφους με στροβιλοκινητήρα διπλής ροής, με μεγάλο λόγο παράκαμψης, ανέρχεται σε πλεύση στο 20% έως 25% της μέγιστης ώσης απογείωσης, ενώ με μικρό λόγο παράκαμψης και μετάκαυση ή ενός αμιγούς στροβιλοκινητήρα, ανέρχεται στο 40% έως 70% της μέγιστης ώσης απογείωσης.

Η διαθέσιμη ισχύς του εμβολοφόρου κινητήρα εξαρτάται από το ύψος πτήσης. Ενδεικτικά, η ισχύς ενός μη υπερσυμπιεσμένου κινητήρα σε ύψος 10.000 ft, ανέρχεται στο 73% της ισχύος σε ύψος θαλάσσης. Γενικά, η ισχύς πλεύσης των εμβολοφόρων αεροσκαφών ανέρχεται στο 75% της ισχύος απογείωσης, ενώ η ισοδύναμη ισχύς άξονα των αεροσκαφών με στροβιλοκινητήρα διπλής ροής, ανέρχεται στο 60% έως 80%.

Για την αναλογία $\frac{T}{W}_{\text{Απογ}}$ σε πρώτη προσέγγιση ισχύει:

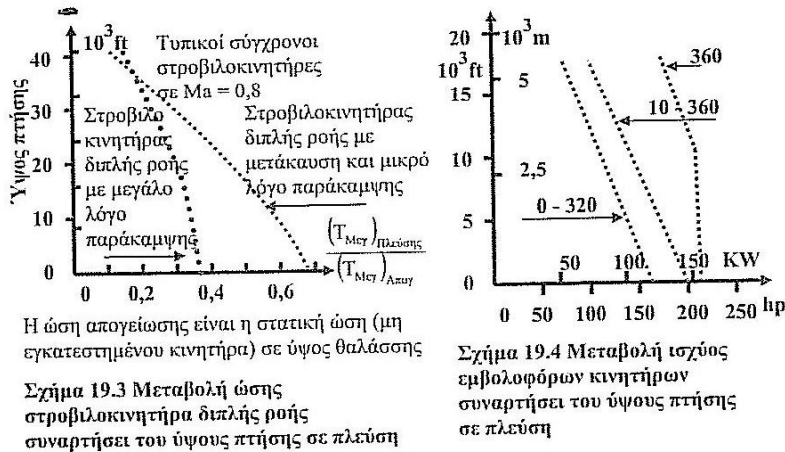
$$\frac{T}{W}_{\text{Απογ}} = \frac{T}{W}_{\text{Πλευση}} \cdot \left(\frac{W_{\text{πλευσης}}}{W_{\text{Απογ}}}\right) \cdot \left(\frac{T_{\text{Απογ}}}{T_{\text{πλευσης}}}\right) \quad (4.12.8)$$

Όπου ο μέσος όρος στην αρχή και το τέλος της πλεύσης.
 Σε πρώτη προσέγγιση λαμβάνεται στην αρχή της πλεύσης :

$$\left(\frac{W_{\text{Πλεύσης}}}{W_{\text{Απογ}}} \right) = 0,956 \quad (4.12.9)$$

Η αναλογία $\frac{T_{\text{Απογ}}}{T_{\text{πλεύσης}}}$ προσδιορίζεται από τα σχήματα 4.12.3. και 4.12.4.

Ο όρος T/W αναφέρεται αρχικά σε αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα, ενώ τα χαρακτηριστικά των ελικοφόρων κινητήρων αναφέρονται στην ισχύ του κινητήρα. Ο αντίστοιχος όρος της αναλογίας T/W στα ελικοφόρα αεροσκάφη ονομάζεται φόρτιση ισχύος και είναι η αναλογία βάρους προς ισχύ W/P . Στα περισσότερα αεροσκάφη οι τιμές της φόρτισης ισχύος, κυμαίνονται από 10 έως 15 lb/hp.



Ο συντελεστής προωθητικής απόδοσης του έλικα ηΕλ δίδεται από την εξ.:

$$\eta_{\text{Ελ}} = \frac{T \cdot V}{550 \cdot hp} \quad (4.12.10)$$

Η ισοδύναμη αναλογία T/W των ελικοφόρων αεροσκαφών δίδεται από τη σχέση :

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{\eta_{\text{Ελ}}}{V} \right) \cdot \left(\frac{P}{W} \right) = \left(\frac{550 \cdot \eta_{\text{Ελ}}}{V} \right) \cdot \left(\frac{hp}{W} \right) \quad (4.12.11)$$

Στα ελικοφόρα αεροσκάφη η αναλογία P/W προσδιορίζεται από την εξ. 4.12.11. Στον πίνακα 4.12.4 αναφέρονται τεχνικά χαρακτηριστικά ελαφρών εμβολοφόρων αεροσκαφών γενικής χρήσης, μεταξύ των οποίων και η φόρτιση ισχύος $W_{\text{Απογ}}/P$.

Αερομαχία (Ενεργειακή Ευελιξία). Οι επιδόσεις σε αερομαχία προσδιορίζονται από το πλεόνασμα ειδικής ισχύος ΡΕιδ και τη γωνιακή ταχύτητα στροφής ω .

Η γωνιακή ταχύτητα στροφής, σε συνεχή ελιγμό, δίδεται από τη σχέση :

$$\omega = \left(g \cdot \sqrt{n_{\text{Μεγ.Συνεχ}}^2 - 1} \right) / V_{\infty} \quad (4.12.12)$$

$$\text{όπου : } n_{\text{Μεγ.Συνεχ}} = \frac{q}{\sqrt{W/S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{K} \cdot \frac{T}{W} \cdot \frac{1}{q} - \frac{c_{D0}}{W/S}} \quad (4.12.13)$$

Από την εξ. 4.12.13 προκύπτει η ακόλουθη σχέση :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Αερομ}} = K \cdot q \cdot \left(\frac{n^2_{\text{Μεγ.Συνεχ}} \cdot W}{q^2} \cdot \frac{W}{S} + \frac{c_{D0}}{W/S} \right) \quad (4.12.14)$$

Ο μέγιστος συντελεστής φόρτου σε συνεχή στροφή περιορίζεται από τη δομική αντοχή του αεροσκάφους και τη σωματική καταπόνηση του πιλότου. Μεγάλη τιμή T/W στην αερομαχία επιτυγχάνεται με μετάκαυση και όχι με μεγαλύτερο κινητήρα. Η αναλογία T/W στη φάση αερομαχίας εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό και από τον πτερυγικό φόρτο. Γενικά, στην αερομαχία υπάρχει απαίτηση αυξημένης αναλογίας T/W.

Το πλεόνασμα ειδικής ισχύος P_{Eιδ} είναι ο σημαντικότερος παράγοντας που προσδιορίζει τις επιδόσεις αερομαχίας και δίδεται από την εξ. 16.146 :

$$P_{\text{Eιδ}} = \frac{dH_{\text{Eιδ}}}{dt} = V_{\infty} \cdot \left[\frac{T}{W} - \frac{q_{\infty} \cdot c_{D0}}{W/S} - \frac{K}{q_{\infty}} \cdot n^2 \cdot \frac{W}{S} \right] \quad (4.12.14\alpha)$$

Οι τιμές $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$ για αερομαχία, για διάφορες τιμές της αναλογίας W/S και του λόγου διατάμματος

Λ. προσδιορίζονται από τις εξ. 4.12.14 και 4.12.156..

Επιτάχυνση. Στην ευθύγραμμη επιταχυνόμενη πτήση με :
γ₂= 0 και Dορμής = 0 προκύπτει:

$$m\dot{V} = T - D \Rightarrow \frac{dV}{dt} = g \cdot \left(\frac{T}{W} - \frac{D}{W} \right) = g \cdot \frac{T}{W} \cdot \left(1 - \frac{D}{T} \right) \quad (4.12.15)$$

Από την εξ. 4.12.15 προκύπτει ότι οι επιδόσεις επιτάχυνσης ενός αεροσκάφους βελτιώνονται, όταν αυξάνεται η αναλογία D/T ή $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$. Με αυξανόμενο πλεόνασμα ώσης (T - D) αυξάνεται η επιτάχυνση και μειώνεται ο χρόνος επιτάχυνσης.

Από τον ορισμό της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου ώσης CT προκύπτει:

$$C_T = \frac{dW}{dt} \cdot \frac{1}{T} \Rightarrow C_T = \frac{1}{t} \cdot \frac{1}{T/W} \quad (4.12.16)$$

Από την εξ. 4.12.16 προκύπτει ότι η CT μειώνεται όταν $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$ αυξάνεται.

Ο βέλτιστος συμβιβασμός του χρόνου επιτάχυνσης και του βάρους των κινητήρων και του καυσίμου επιτυγχάνεται για :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}} = 0,586 \quad (4.12.17)$$

Απογείωση. Το μήκος της διαδρομής απογείωσης εξαρτάται από το W/S και $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$.

Από το σχήμα 18.3 προσδιορίζεται η παράμετρος A_{Απογ} και από τις εξ. 4.12.18 & 4.12.20 η αναλογία $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$ για στροβιλοφόρα και P /W για ελικοφόρα αεροσκάφη :

Ελικοφόρα αεροσκάφη :

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{\text{Απογ}} = \frac{1}{A_{\text{Απογ}}} \cdot \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{Απογ}}}{\rho/\rho_0} \cdot \frac{1}{(c_L)_{\text{Απογ}}} \quad (4.12.18)$$

$$\text{Όπου } A_{\text{Απογ}} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{Απογ}}}{\rho/\rho_0} \cdot \frac{1}{(c_L)_{\text{Απογ}}} \cdot \frac{1}{P/W} \quad (4.12.19)$$

Αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}} = \frac{1}{A_{\text{Απογ}}} \cdot \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{Απογ}}}{\rho/\rho_0} \cdot \frac{1}{(c_L)_{\text{Απογ}}} \quad (4.12.20)$$

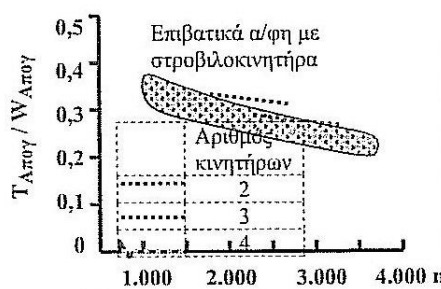
$$\text{Όπου } A_{\text{Απογ}} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{Απογ}}}{\rho/\rho_0} \cdot \frac{1}{(c_L)_{\text{Απογ}}} \cdot \frac{1}{T/W} \quad (4.12.21)$$

Ένα αεροδρόμιο θεωρείται κατάλληλο για την απογείωση ενός αεροσκάφους, όταν η συνολική απόσταση απογείωσης του αεροσκάφους δεν υπερβαίνει το 60% του μήκους του διαδρόμου του αεροδρομίου. Με βάση τον κανονισμό αυτό, από το μήκος των διαδρόμων απογείωσης του προς σχεδίαση αεροσκάφους, προσδιορίζεται το μέγιστο μήκος του διαδρόμου απογείωσης και από το σχήμα 15.3 η παράμετρος απογείωσης $A_{\text{Απογ}}$.

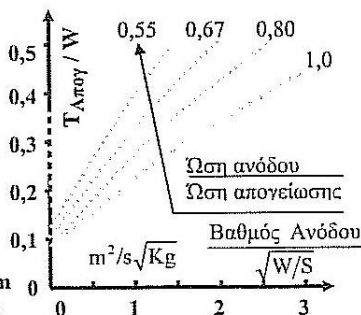
Μία σημαντική παράμετρος στην απογείωση είναι το κρίσιμο μήκος της διαδρομής απογείωσης. Από το σχήμα 18.3 μπορεί σε πρώτη προσέγγιση να εκτιμηθεί το κρίσιμο μήκος της διαδρομής απογείωσης, συναρτήσει της παραμέτρου $A_{\text{Απο}}$ και εν

συνεχεία από την παράμετρο $A_{\text{Απο}}$ να προσδιορισθεί η μέγιστη αναλογία $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$

Η τιμή $\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{Απογ}}$ μπορεί να προσδιορισθεί για επιβατικά στροβιλοφόρα αεροσκάφη από το σχήμα 4.12.5 όταν είναι γνωστό το κρίσιμο μήκος της διαδρομής απογείωσης.



Σχήμα 19.5 Μεταβολή $T_{\text{Απογ}} / W_{\text{Απογ}}$ συναρτήσει του κρίσιμου μήκους απογείωσης για επιβατικά αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα



Σχήμα 19.6 Μεταβολή $T_{\text{Απογ}} / W$ συναρτήσει του μέγιστου βαθμού ανόδου

Αναρρίχηση. Η $T_{Αναρρ} / W$ και $P_{Αναρρ} / W$ στην άνοδο προσδιορίζεται από τις εξισώσεις μεγίστου βαθμού ανόδου 16.71 και 16.72. Η μεταβολή $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$ συναρτήσει του βαθμού ανόδου για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών απεικονίζεται στο σχήμα 4.12.6. Σε πρώτη προσέγγιση η αναλογία $T_{Αναρρ} / W$ προσδιορίζεται από τη σχέση :

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ} = \frac{1}{L/D_{Αναρρ}} + \frac{V_{Κατακ}}{V} = \frac{1}{L/D_{Αναρρ}} + \sin \theta \quad (4.12.22)$$

όπου θ είναι η γωνία ανόδου. Οι μέγιστες τιμές της γωνίας ανόδου και του βαθμού ανόδου καθορίζονται στις προδιαγραφές των επιβατικών και στρατιωτικών αεροσκαφών.

Προσγείωση. Από το προς σχεδίαση αεροσκάφος είναι γνωστό το μήκος των διαδρόμων, στα οποία θα απογειώνεται - προσγειώνεται. Σύμφωνα με τους διεθνείς κανονισμούς, το ολικό ελάχιστο μήκος του διαδρόμου $S_{Διαδρ}$ οποίο επιτρέπεται η προσγείωση ενός συμβατικού αεροσκάφους με διαδρομή προσγείωσης $S_{Προσγ}$ ανέρχεται σε :

$$S_{Διαδρ} = \frac{5}{3} S_{Προσγ} = 1,666 S_{Προσγ} \quad (4.12.23)$$

Η αναλογία $(T / W)_{Προσγ}$ προσδιορίζεται από τις εξ. της παραγράφου 16.8.7. Επίλογος. Μετά τον προσδιορισμό των τιμών T / W στις κύριες φάσεις αποστολής του αεροσκάφους υπολογίζεται η βέλτιστη τιμή συμβιβασμού $\left(\frac{T}{W}\right)_{Απογ}$ Στο σχήμα 4.12.7

απεικονίζεται η μεταβολή $\frac{T_{Απογ}}{W_{Απογ}}$ συναρτήσει $\frac{W_{Απογ}}{S}$ απογείωσης για πλεύση, απογείωση και προσγείωση για ένα επιβατικό αεροσκάφος μεγάλης εμβέλειας.

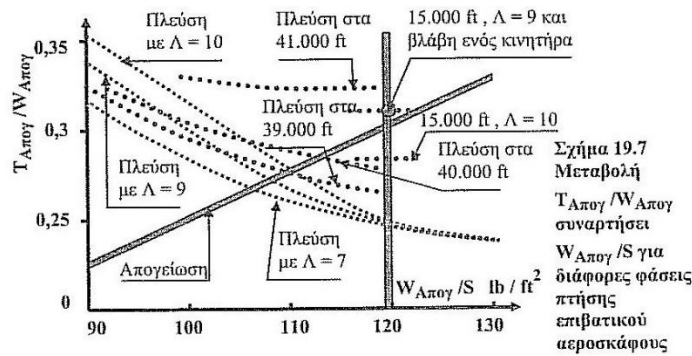
Επιλέγεται ο συνδυασμός της μέγιστης τιμής $\frac{W_{Απογ}}{S}$ και της ελάχιστης τιμής

$\frac{T_{Απογ}}{W_{Απογ}}$ Κατά συνέπεια, μία πρώτη προσέγγιση αποτελεί η τομή των οριακών ευθειών απογείωσης και προσγείωσης του σχήματος 4.12.7, δηλαδή :

$\frac{W_{Απογ}}{S} = 119,3 \text{ lb} / \text{ft}^2$ και $\frac{T_{Απογ}}{W_{Απογ}} = 0,301$ Η συνθήκη πλεύσης με έναν κινητήρα εκτός λειτουργίας στα 15.000 ft και

$\Lambda = 9$, απαιτεί μεγαλύτερη αναλογία $\frac{T_{Απογ}}{W_{Απογ}}$ της τάξης :

$\frac{T_{Απογ}}{W_{Απογ}} = 0,308$. Κατά συνέπεια, το σημείο σχεδίασης είναι το σημείο Α του σχήματος 19,7



4.12.3 Προσδιορισμός Διαστάσεων και Βάρους Κινητήρα

Εισαγωγή.

Από την τιμή $\frac{W_{Απογ}}{S}$ προσδιορίζεται η στατική ή μη εγκαταστημένη ώση του κινητήρα. Οι αεροκινητήρες έχουν κλιμάκωση ώσης, διαστάσεων και βάρους. Συνήθως, λαμβάνονται υπόψη τα τεχνικά χαρακτηριστικά και οι διαστάσεις των εν λειτουργία κινητήρων και αξιοποιούνται τα διεθνή στατιστικά στοιχεία για τον προσδιορισμό των διαστάσεων του κινητήρα. Τα τεχνικά χαρακτηριστικά και οι διαστάσεις ενός νέου κινητήρα μπορούν να εκτιμηθούν με τα αντίστοιχα ενός σύγχρονου εν λειτουργία κινητήρα με κατάλληλη κλιμάκωση. Μπορεί να υποθέσει κανείς ότι η επόμενη γενιά των κινητήρων θα εμφανίζει μία μείωση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου και του βάρους του κινητήρα της τάξης του 10% έως 20% .

Θεωρητική ανάλυση. Το βάρος του στροβιλοκινητήρα δίδεται από τη σχέση :

$$W_{\Sigma \text{στροβιλοκιν}} = \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_{Αναφ}} \right)^n \cdot (W_{\Sigma \text{στροβιλοκιν}})_{Αναφ} \quad (4.12.24)$$

όπου $\eta = 0,8$ έως $1,3$ και συνήθως λαμβάνεται $\eta = 1$, $\dot{m} = dm / dt$ είναι η ανά μονάδα χρόνου στατική ροή μάζας του αέρα σε στάθμη θαλάσσης, που απαιτείται για τον κινητήρα και $\dot{m}_{Αναφ}$ είναι μία ροή μάζας αναφοράς.

Η καθαρή ώση ενός κινητήρα δίδεται σε πρώτη προσέγγιση από την σχέση :

$$T_{Καθαρή} = \dot{m}_{Εξερχ} V_{Εξοδ} - \dot{m}_{Εισερχ} V_{\infty} + (P_{Εξοδ} - P_{\infty}) \cdot S_{Ακροφ} \quad (4.12.25)$$

Στους σύγχρονους στροβιλοκινητήρες με μεταβλητό ακροφύσιο επιδιώκεται η πίεση στην έξοδο του ακροφυσίου να είναι ίση με την στατική εξωτερική πίεση, δηλ. σε πρώτη προσέγγιση από την εξ. 4.12.25 προκύπτει:

$$T_{Καθαρή} = \dot{m}_{Εξερχ} V_{Εξερχ} - \dot{m}_{Εισερχ} V_{\infty} \quad (4.12.26)$$

Η μάζα καυσίμου ανέρχεται, σε πρώτη προσέγγιση, στο 5% έως 7% της ροής της εισερχόμενης μάζας, δηλαδή ισχύει:

$$\dot{m}_{Καυσ} \approx 0,06 \cdot \dot{m}_{Εξερχ} \quad (4.12.27)$$

Επιπρόσθετα ισχύει:

$$\dot{m}_{\text{Εξερχ}} = \dot{m}_{\text{Εισερχ}} + \dot{m}_{\text{Καυσ}} \quad (4.12.28)$$

Από τις εξ. 4.12.26 έως 4.12.28 προκύπτει:

$$T_{\text{Καθαρή}} = \dot{m}_{\text{Εξερχ}} \cdot (1,06 \cdot V_{\text{Εξοδ}} - V_{\infty}) \quad (4.12.29)$$

Για σταθερή ταχύτητα εξόδου, από την εξ. 4.12.29, προκύπτει η σχέση:

$$\frac{T_{\text{Καθ}}}{T_{\text{Αναφ}}} = \left(\frac{\dot{m}_{\text{Εισερχ}}}{\dot{m}_{\text{Αναφ}}} \right) \quad (4.12.30)$$

Η διάμετρος και το μήκος του κινητήρα κλιμακώνονται σύμφωνα με τις σχέσεις:

$$\alpha) \text{ Διάμετρος Κινητήρα : } d = \left(\frac{\dot{m}_{\text{Εισερχ}}}{\dot{m}_{\text{Αναφ}}} \right)^{1/2} \cdot d_{\text{Αναφ}} \quad (4.12.31)$$

$$\beta) \text{ Μήκος Κινητήρα : } L = \left(\frac{\dot{m}_{\text{Εισερχ}}}{\dot{m}_{\text{Αναφ}}} \right)^{n-1/2} \cdot L_{\text{Αναφ}} \quad (4.12.32)$$

Η αναλογία της απαιτούμενης προς την πραγματική ώση $\frac{T_{\text{Απαιτουμ}}}{T_{\text{Αναφ}}}$ ενός υπαρκτού κινητήρα, που λαμβάνεται ως κινητήρας αναφοράς, χαρακτηρίζεται ως συντελεστής κλίμακας ΣΚ. Οι διαστάσεις και το βάρος ενός άγνωστου στροβιλοκινητήρα, που αποτελεί κλιμάκωση ενός υπαρκτού (σχήμα 4.12.8), προκύπτουν από τις ακόλουθες

σχέσεις με το συντελεστή κλίμακας

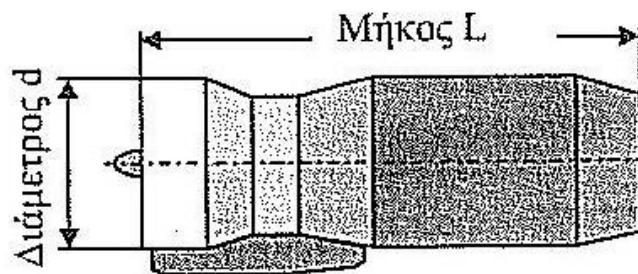
$$\Sigma\text{Κ} = \frac{T_{\text{Απαιτουμ}}}{T_{\text{Αναφ}}} :$$

$$\alpha) \text{ Διάμετρος Κινητήρα : } d = d_{\text{Αναφ}} \cdot \Sigma\text{Κ}^{1/2} \quad (4.12.33)$$

$$\beta) \text{ Μήκος Κινητήρα : } L = L_{\text{Αναφ}} \cdot \Sigma\text{Κ}^{0,4} \quad (4.12.34)$$

$$\gamma) \text{ Βάρος Κινητήρα : } W = W_{\text{Αναφ}} \cdot \Sigma\text{Κ}^{1,1} \quad (4.12.35)$$

d και L διάμετρος και μήκος κινητήρα



Σχήμα 4.12.8 Κλιμάκωση στροβιλοκινητήρα

Τα τεχνικά χαρακτηριστικά των στροβιλοκινητήρων της επόμενης γενιάς εκτιμάται ότι είναι βελτιωμένα σε μία τάξη μεγέθους του 10 έως 20 %.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Για το βιβλίο:

Συνδυασμός κινητήρα αεροσκαφών, Γεώργιος Καρακιάζογλου

Μηχανική πτήσης I, Δρ. Γ.Α Γεωργαντοπούλου, Β.Α Παπαβασιλακόπουλος, Δρ. Χ.Γ Γεωργαντοπούλου

Αρχές σχεδίασης αεροσκαφών, Γεώργιος Καρακιάζογλου

Αεροδυναμική I, Δρ. Γεώργιος Α. Γεωργαντόπουλος, Δρ. Ανδρέας Δ Κοράς, Δρ. Χριστίνα Γ. Γεωργαντοπούλου

Εφαρμοσμένη Αεροδυναμική, Δρ. Χριστίνα Γ. Γεωργαντοπούλου, Δρ. Γεώργιος Α. Γεωργαντόπουλος

