

**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΕΛΕΓΧΟΣ ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ



**ΓΡΙΒΑΣ ΑΓΓΕΛΟΣ (Α.Μ. 6808)
ΚΑΡΒΕΛΑΣ ΧΡΗΣΤΟΣ (Α.Μ. 6739)**

ΕΠΟΠΤΕΥΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΔΡ. ΠΟΥΛΥΖΑΚΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΟΣ

**ΠΑΤΡΑ
ΔΕΚΕΜΒΡΙΟΣ 2019**

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την Πτυχιακή μας Εργασία που εκπονήθηκε στα πλαίσια των σπουδών μας στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Πελοποννήσου, μέσω της οποίας περιγράφεται και αναλύεται έλεγχος και τα συστήματα των αεροσκαφών. Η απόφαση μας να ασχοληθούμε με το θέμα της παρούσας πτυχιακής εργασίας είναι η θέλησή και κατ' επέκταση η πρόθεσή μας να ασχοληθούμε στο μέλλον με τον τομέα των αεροσκαφών.

Από την θέση αυτή, θα ήθελα ευχαριστήσουμε θερμά τον Δρ. Πολυζάκη Απόστολο, για την αμέριστη συμπαράσταση του με στόχο την εκπόνηση της εργασίας καθώς επίσης και τις πολύτιμες συμβουλευτές με στόχο την διευκόλυνση της συγγραφής της. Ακόμα, θα θέλαμε να ευχαριστήσουμε θερμά τις οικογένειες μας για την υπομονή και την στήριξη που μας έδωσαν απλόχερα κατά την διάρκεια της εκπόνησης της παρούσας πτυχιακής εργασίας αλλά και καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών μας.

Υπεύθυνη Δήλωση Σπουδαστών: Οι κάτωθι υπογεγραμμένοι σπουδαστές 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 σπουδαστές

Καρβέλας Χρήστος

.....

(Υπογραφή)

Γρίβας Άγγελος

.....

(Υπογραφή)

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ	i
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	xi
ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	1
1. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΣΥΣΤΗΜΑ ΑΞΟΝΩΝ.....	4
ΓΕΩΜΕΤΡΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	4
1.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	4
1.2. ΓΕΝΙΚΕΣ ΕΝΝΟΙΕΣ - ΣΥΣΤΗΜΑ ΑΞΟΝΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	4
1.3. ΒΑΣΙΚΕΣ ΚΙΝΗΣΕΙΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	5
1.4. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ.....	6
1.5. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΑΤΡΑΚΤΟΥ	13
1.6. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ	14
1.7. ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ	15
1.8. ΠΗΔΑΛΙΑ	15
1.9. ΜΕΡΗ ΤΟΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	16
2. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ ΧΑΜΗΛΩΝ ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ	18
2.1. ΡΟΗ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΑΕΡΟΤΟΜΗ	18
2.1.1. ΣΥΝΘΗΚΗ ΚΥΤΤΑ	18
2.2. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ.....	20
2.3. ΓΩΝΙΑ ΣΦΗΝΩΣΗΣ Ή ΠΡΟΣΠΤΩΣΗΣ	21
2.4. ΚΑΤΑΝΟΜΗ ΠΙΕΣΗΣ ΣΕ ΑΕΡΟΤΟΜΗ	21
2.5. ΑΝΤΩΣΗ - ΚΑΜΠΥΛΗ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ ΑΝΤΩΣΗΣ	22
2.5.1. ΜΕΓΙΣΤΟΣ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗΣ ΑΝΤΩΣΗΣ.....	24
2.6. ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ - ΚΑΜΠΥΛΗ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑΣ	25
2.7. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΚΑΙ ΡΟΠΕΣ ΠΟΥ ΕΦΑΡΜΟΖΟΝΤΑΙ ΣΕ ΑΕΡΟΤΟΜΗ.....	26
2.8. ΜΕΤΑΒΟΛΗ ΚΑΤΑΝΟΜΗΣ ΠΙΕΣΗΣ ΜΕ ΓΩΝΙΑ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ	30
2.9. ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ.....	31
2.9.1. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΚΕΝΤΡΟ	32
2.9.2. ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΘΕΣΗΣ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ	32
3. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ	34
3.1. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΡΟΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ	34
3.2. ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΑΝΤΩΣΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ.....	37
3.3. ΜΕΤΑΒΟΛΗ ΑΝΤΩΣΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ.....	39
3.4. ΕΠΑΓΩΓΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ.....	41
3.4.1. ΤΡΟΠΟΙ ΕΛΑΤΤΩΣΗΣ ΕΠΑΓΩΓΙΚΗΣ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑΣ	43
3.5. ΟΛΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ.....	44
3.6. ΟΛΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	45
3.7. ΡΟΠΗ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ.....	46
3.8. ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΤΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΩΝ ΤΩΝ ΑΚΡΟΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	47
3.9. ΠΟΛΙΚΗ ΚΑΜΠΥΛΗ.....	49
4. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ	50
4.1. ΓΕΝΙΚΑ.....	50
4.2. ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΠΟΥ ΑΛΛΑΞΟΥΝ ΤΗ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ.....	51
4.2.1. ΠΤΕΡΥΓΙΟ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΕΚΦΥΓΗΣ	51
4.2.1.1. ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΔΙΑΦΟΡΩΝ ΤΥΠΩΝ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ	54

4.2.2.	ΠΤΕΡΥΓΙΟ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ.....	56
4.3.	ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΠΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥΝ ΤΟ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ	58
4.3.1.	ΣΧΙΣΜΗ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ.....	58
4.3.2.	ΈΓΧΥΣΗ ΑΕΡΑ ΣΤΟ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ.....	59
4.3.3.	ΑΠΟΡΡΟΦΗΣΗ ΤΟΥ ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ	60
4.3.4.	ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΔΙΑΦΟΡΩΝ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΩΝ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ.....	60
5.	ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΤΟ ΑΕΡΟΠΛΑΝΟ	62
5.1.	ΓΕΝΙΚΑ	62
5.2.	ΙΣΟΡΡΟΠΙΑ ΔΥΝΑΜΕΩΝ	62
5.3.	ΚΕΝΤΡΟ ΒΑΡΟΥΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	63
5.4.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΔΡΑΝΕΙΑΣ.....	64
5.4.1.	ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗΣ ΦΟΡΤΙΟΥ - ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ V - η.....	65
5.5.	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ	68
5.6.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΡΙΠΕΣ.....	70
5.7.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΥΜΠΙΕΣΗΣ	74
5.8.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΚΙΝΗΤΗΡΑ	75
5.9.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΕΞΩΤΕΡΙΚΑ ΦΟΡΤΙΑ.....	76
5.10.	ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ.....	77
5.10.1.	ΑΝΤΙΔΡΑΣΗ ΕΔΑΦΟΥΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ.....	78
5.10.2.	ΦΟΡΤΙΑ ΤΡΙΒΩΝ.....	81
5.10.3.	ΦΟΡΤΙΑ ΛΟΓΩ ΕΠΙΤΑΧΥΝΣΕΩΣ ΤΩΝ ΤΡΟΧΩΝ.....	81
5.10.4.	ΠΛΕΥΡΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ	84
5.10.5.	ΑΠΛΕΣ ΠΕΡΙΠΤΩΣΕΙΣ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗΣ	84
5.10.5.1.	ΤΡΟΧΟΔΡΟΜΗΣΗ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΠΕΔΗΣ.....	84
5.10.5.2.	ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ ΜΕ ΚΑΤΕΒΑΣΜΑ ΤΟΥ ΡΟΓΧΟΥΣ.....	85
6.	ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	88
6.1.	ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	88
6.2.	ΑΔΙΑΣΤΑΤΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ.....	89
6.3.	ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΣΤΑΤΙΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ.....	90
6.3.1.	ΡΟΠΕΣ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ ΚΑΙ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ	90
6.3.2.	ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΙ ΣΤΑΤΙΚΗΣ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑΣ ΚΑΙ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗΣ	94
6.3.3.	ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗΣ.....	97
6.4.	ΣΤΑΤΙΚΗ ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ	98
6.5.	ΣΤΑΤΙΚΗ ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ.....	103
6.6.	ΘΕΣΗ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ ΓΙΑ ΜΕΙΩΜΕΝΗ ΑΝΟΡΘΩΣΗ ΚΕΦΑΛΗΣ	104
6.7.	ΔΥΝΑΜΙΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ	105
6.8.	ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	111
6.8.1.	ΆΞΟΝΕΣ ΣΤΡΟΦΗΣ – ΚΙΝΗΣΕΙΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	111
6.8.2.	ΠΗΔΑΛΙΑ - ΔΡΑΣΗ ΑΥΤΩΝ.....	112
6.8.3.	ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΗΣΗ.....	114
6.8.3.1.	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ	115
6.8.3.2.	ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΤΙΚΟ ΠΤΕΡΥΓΙΔΙΟ	116
6.8.4.	ΜΕΛΕΤΗ ΤΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥ	117
6.8.4.1.	ΜΕΤΑΒΟΛΕΣ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ	119
6.8.4.2.	ΜΕΤΑΒΟΛΕΣ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΒΑΡΟΥΣ.....	120
6.8.5.	ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΈΛΕΓΧΟΣ	120
6.8.5.1.	ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΈΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΚΑΤΑΚΟΡΥΦΗ ΒΥΘΙΣΗ.....	122
6.8.6.	ΕΓΚΑΡΣΙΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ.....	123
6.8.6.1.	ΔΙΑΦΟΡΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΚΛΙΣΗΣ	123
6.8.6.2.	ΠΤΕΡΥΓΙΟ FRISE	123
6.8.7.	ΠΟΡΕΙΑΚΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ.....	124
6.8.7.1.	ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ ΠΟΛΥΚΙΝΗΤΗΡΙΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	125

6.8.7.2.	ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΚΑΙ ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ ΕΛΙΚΟΚΙΝΗΤΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ.....	126
6.8.8.	ΠΛΕΥΡΙΚΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ.....	127
6.8.9.	ΈΛΕΓΧΟΣ ΣΕ ΜΙΚΡΕΣ ΤΑΧΥΤΗΤΕΣ	128
6.8.10.	ΓΥΡΟΣΚΟΠΙΚΗ ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΟΥ ΠΡΟΩΘΗΤΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ.....	128
6.8.11.	ΤΥΠΟΛΟΓΙΟ ΕΛΕΓΧΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	129
6.9.	ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΣΤΟ ΕΔΑΦΟΣ	137
6.9.1.	ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ	138
6.9.2.	ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ	140
6.9.3.	ΤΑΣΕΙΣ ΕΚΤΡΟΠΗΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗ	140
	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	142
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	143

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΣΧΗΜΑΤΩΝ

Σχήμα 1: Αεροσκάφος και σύστημα αξόνων.....	5
Σχήμα 2: Βασικές κινήσεις αεροσκάφους.....	5
Σχήμα 3: Θέση πτέρυγας ως προς το αεροσκάφος α) Υψηλοπτερυγο αεροσκάφους β) Μεσοπτερυγο αεροσκάφους και γ) Κατωπτερυγο αεροσκάφους.....	6
Σχήμα 4: Επιφάνειες πτέρυγας αεροσκάφους.....	7
Σχήμα 5: Κάτοψη πτέρυγας.....	7
Σχήμα 6: Γεωμετρικά μεγέθη για μια τραπεζοειδή, τριγωνική και ελλειψοειδή κάτοψη πτέρυγας.....	8
Σχήμα 7: Κατόψεις πτέρυγας – εξέλιξη.....	9
Σχήμα 8: Αεροτομή πτέρυγας.....	10
Σχήμα 9: Ανάλυση τμημάτων αεροτομής πτέρυγας.....	10
Σχήμα 10: Απεικόνιση αεροδυναμικής δύναμης.....	11
Σχήμα 11: Απεικόνιση γωνίας προσβολής (α).....	12
Σχήμα 12: Διέδρες γωνίες στις πτέρυγες των αεροσκαφών.....	13
Σχήμα 13: Κύριες διαστάσεις της ατράκτου.....	14
Σχήμα 14: Γεωμετρία του ουραίου πτερώματος.....	15
Σχήμα 15: Κινητές επιφάνειες (πηδάλια) στις πτέρυγες και στο ουραίο πτέρωμα.....	16
Σχήμα 16: Μέρη αεροσκάφους.....	16
Σχήμα 17: Πιέσεις που αναπτύσσονται στην αεροτομή.....	18
Σχήμα 18: Στρόβιλος Αεροτομής και Εκκίνησης.....	19
Σχήμα 19: Στρόβιλος και σημείο ανακοπής.....	19
Σχήμα 20: Γωνία χείλους εκφυγής.....	19
Σχήμα 21: Γωνία σφήνωσης ή πρόσπτωσης.....	21
Σχήμα 22: Αεροτομή και σημείο ανακοπής (S).....	22
Σχήμα 23: Θετικός και αρνητικός συντελεστής πίεσης.....	22
Σχήμα 24: Πραγματικές πιεστικές δυνάμεις στην επιφάνεια της αεροτομής.....	22
Σχήμα 25: Μεταβολή της γωνίας προσβολής μετά του συντελεστή άντωσης (C_L), για συμμετρική αεροτομή.....	23
Σχήμα 26: Μεταβολή της γωνίας προσβολής μετά του συντελεστή άντωσης (C_L), για μη συμμετρική αεροτομή.....	23
Σχήμα 27: Μεταβολές του C_{D_0} και του C_L/C_D με τη γωνία προσβολής.....	26
Σχήμα 28: Τυπική μεταβολή του C_L σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α	27
Σχήμα 29: Τυπική μεταβολή του C_D , σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α	27
Σχήμα 30: Ροή γύρω από συμμετρική αεροτομή σε 0° γωνία προσβολής (α) χωρίς ιξώδες, (β) με ιξώδες.....	28
Σχήμα 31: Γραφική παράσταση συντελεστής ροπής πρόνευσης για διάφορες τιμές της.....	29
Σχήμα 32: Κατανομή της πίεσης, γύρω από μια διδιάστατη αεροτομή.....	30
Σχήμα 33: Μεταβολή της θέσης του κέντρου πίεσης σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής.....	31
Σχήμα 34: Μεταβολή ροπή πρόνευσης (C_m) συνάρτηση με την γωνία προσβολής.....	32
Σχήμα 35: Χαρακτηριστικά ροής στα άκρα πτερυγίων.....	34
Σχήμα 36: Απεικόνιση «ελευθέρων στροβίλων».....	35
Σχήμα 37: Ταχύτητα κατωρεύματος (W) και γωνία κατωρεύματος (ϵ), παράμετροι που συνδέονται μεταξύ τους με τρίγωνο ταχυτήτων.....	35
Σχήμα 38: Ροή γύρω από το ουραίο πτέρωμα.....	36
Σχήμα 39: Σχηματισμός στροβίλων γύρω από το ουραίο πτέρωμα.....	36
Σχήμα 40: Ο αέρας έχει ιξώδες και οι μικροί στροβιλισμοί συγκεντρώνονται στα ακροπτερύγια, σχηματίζοντας μεγάλους στροβιλισμούς.....	37

Σχήμα 41: Ταχύτητα κατωρεύματος.....	37
Σχήμα 42: Φαινόμενο πεπερασμένης πτέρυγας	38
Σχήμα 43: Πεπερασμένη πτέρυγα τοποθετημένη σε γεωμετρική γωνία προσβολής α σε ρεύμα αέρα.....	40
Σχήμα 44: Καμπύλη άντωσης για μια πεπερασμένη πτέρυγα.....	40
Σχήμα 45: Γωνία προσβολής της πτέρυγας και ελάττωση της κατά ϵ	41
Σχήμα 46: Γωνία κατωρεύματος για μία πτέρυγα με ελλειπτική φόρτιση.....	42
Σχήμα 47: Κατανομή της άντωσης ως προς το εκπέτασμα σε μια βελοειδή πτέρυγα.	42
Σχήμα 48: Λύσεις για χρήση εξωτερικών δεξαμενών στα ακροπτέρυγα (α) η χρήση winglets (ή πτερυγίων WHITCOMB) (β) ή η χρησιμοποίηση ενωμένης πτέρυγας (γ).	43
Σχήμα 49: Εξέλιξη των $D_{\text{ΠΑΡ}}$, D_i και $D_{\text{ολ}}$ σε σχέση με την ταχύτητα πτήσης.	44
Σχήμα 50: Απεικόνιση γωνίας οπισθέλκουσας αεροσκάφους.....	45
Σχήμα 51: Τρόποι ανάλυσης δυνάμεων στο πάνω μέρος της χορδής	46
Σχήμα 52: Οι γραμμές των $C_M \sim C_L$ συναντώνται στο κατακόρυφο άξονα. Η ροπή πρόνευσης σε μηδενική άντωση είναι ανεξάρτητη από το σημείο εφαρμογής	47
Σχήμα 53: Φαινόμενο Επαγόμενο Κατώρρευμα ή απλώς Κατώρρευμα.....	47
Σχήμα 54: Κίνηση των επαγόμενων στροβίλων κατά την προς τα κάτω κίνηση αεροσκάφους	48
Σχήμα 55: Απλό πτερύγιο καμπυλότητας	51
Σχήμα 56: Διάγραμμα επίδρασης επιπέδου πτερύγιου καμπυλότητας στην καμπύλη άντωσης	52
Σχήμα 57: Επίδραση απόκλισης πτερυγίου στην κατανομή τ πίεσης γύρω από την αεροτομή	52
Σχήμα 58: Σχιστό πτερύγιο καμπυλότητας	53
Σχήμα 59: Πτερύγιο καμπυλότητας με σχισμή	53
Σχήμα 60: Πτερύγιο καμπυλότητας τύπου fowler.....	54
Σχήμα 61: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολή της καμπύλης άντωσης με γωνία προσβολής α , για τους διάφορους τύπους των πτερυγίων καμπυλότητας.....	54
Σχήμα 62: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής πολικών καμπύλων σχεδιασμένων με ίδια γωνία απόκλισης για κάθε τύπο πτερυγίου καμπυλότητας.....	55
Σχήμα 63: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του μεγίστου συντελεστή άντωσης $C_{L_{\text{max}}}$ με τη μεταβολή της απόκλισης δ για κάθε τύπο πτερυγίου καμπυλότητας.....	55
Σχήμα 64: Πολλαπλά πτερύγια καμπυλότητας με σχισμή και το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Zap	56
Σχήμα 65: Απεικόνιση φουσαλίδας αποκόλλησης	56
Σχήμα 66: Κυρτότητα στο χείλος προσβολής για αποφυγή αποκόλλησης ροής	57
Σχήμα 67: Πτερύγιο καμπυλότητας χείλους προσβολής	57
Σχήμα 68: Διάγραμμα με την επίδραση του πτερυγίου καμπυλότητας χείλους προσβολής στην καμπύλη άντωσης.....	57
Σχήμα 69: Σχισμή Χείλους Προσβολής.....	58
Σχήμα 70: Ενεργοποίηση οριακού στρώματος και μετάθεση απόκλισης.....	58
Σχήμα 71: Διάγραμμα μεταβολής της καμπύλης άντωσης με το μ γωνία προσβολής για σχισμή χείλους προσβολής	59
Σχήμα 72: Σχισμή τοποθετημένη στο ρύγχος αεροτομής τη ράχης της πτέρυγας.....	59
Σχήμα 73: Σχισμή τοποθετημένη πριν το ρύγχος πτερυγίου καμπυλότητας χείλους εκφυγής	60
Σχήμα 74: Μικρές οπές στην επιφάνεια της αεροτομήςγια την απομάκρυνση των βραδέως κινούμενων μορίων του αέρα.....	60
Σχήμα 75: Αποτελέσματα δοκιμών σε πτέρυγα NACA 641-212, εφοδιασμένη με διάφορες υπεραντωτικές διατάξεις.....	61
Σχήμα 76: Ανάλυση σημείων σε τυπικό Διάγραμμα V-n	67
Σχήμα 77: Τυπικό διάγραμμα V-n, ταχύτητα αέρα (οριζόντιο άξονα) έναντι του συντελεστή φορτίου (κατακόρυφος άξονας)	68
Σχήμα 78: Αεροδυναμικές δυνάμεις σε αεροσκάφος	68
Σχήμα 79: Κατανομή άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος.....	69

Σχήμα 80: Αεροσκάφος σε ρίπες.....	70
Σχήμα 81:Μεταβολή της γωνίας προσβολής σε ρίπη.....	71
Σχήμα 82: Διάγραμμα V-n με συντελεστές φορτίου από ρίπες.....	73
Σχήμα 83: Διαφορική πίεση ατράκτου επιβατικού αεροσκάφους σε πτήση στα 10.000 m.....	74
Σχήμα 84: Δυνάμεις από εξωτερικά φορτία	77
Σχήμα 85: Ανάλυση ταχύτητας αεροσκάφους κατά την προσγείωση.....	78
Σχήμα 86: Απλοποιημένο μοντέλο λειτουργίας συστήματος προσγείωσης.....	79
Σχήμα 87: Αρχή λειτουργίας αποσβεστήρα κρούσης συστήματος προσγείωσης αερίου - υγρού	80
Σχήμα 88: Συμπεριφορά απόσβεσης ενέργειας αποσβεστήρα αερίου – λαδιού.....	81
Σχήμα 89: Δυνάμεις και ροπές στον τροχό κατά την πέδηση.....	82
Σχήμα 90: Μεταβολή της μέγιστης συνολικής δύναμης που καταπονεί το σκέλος για δύο διαφορετικούς διαδρόμους	83
Σχήμα 91: Δυνάμεις στα ελαστικά αεροσκάφους κατά την εκτέλεση προσγείωσης με πλαγιολίσθηση	84
Σχήμα 92: Προσγείωση με κατέβασμα ρύγχους	86
Σχήμα 93: Δυνάμεις σε δύο τυχαία σημεία αεροσκάφους εκατέρωθεν του κέντρου βάρους της στιγμής της προσγείωσης.....	86
Σχήμα 94: α) Τέλεια ουδέτερο, β) Στατικά ασταθές, γ) Στατικά ευσταθές με υψηλή απόσβεση, δ) Στατικά και δυναμικά ευσταθές με ελαφρά απόσβεση, ε) Στατικά ευσταθές και δυναμικά ασταθές στ) Στατικά ευσταθές και δυναμικά αδιάφορο	89
Σχήμα 95: Κύρια αξονικά συστήματα για την ανάλυση της ευσταθείας και του ελέγχου του αεροσκάφους.	89
Σχήμα 96: Επιμέρους ροπές πρόνευσης αεροσκάφους.....	91
Σχήμα 97: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος με εμπρόσθια πτερύγια ευστάθειας.....	92
Σχήμα 98: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος με ορίζοντα ουραίο πτερύγια.....	93
Σχήμα 99: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος χωράς οριζόντιο ουραίο πτέρωμα.....	93
Σχήμα 100: Τυπικές τιμές $dC_{M,K.B} / d\alpha$ του συντελεστή της ροπής πρόνευσης συναρτήσει Mach για διάφορους τύπους αεροσκαφών.	94
Σχήμα 101: Επίδραση του πεδίου ροής στη ροπή πρόνευσης στο αεροσκάφος	96
Σχήμα 102: Σταθεροποιητική επίδραση διέδρου γωνίας στην εγκάρσια ευστάθεια.	99
Σχήμα 103: Δυνάμεις και ροπές εγκάρσιας ευστάθειας και ελέγχου.....	99
Σχήμα 104: Συντελεστής $(dC_{Mx})_{\text{πτερε}}/d\beta$	102
Σχήμα 105: Σχεδίαση πτερύγων μαχητικών αεροσκαφών και θέσης ουραίου πτερώματος για ελαχιστοποίηση ανόρθωσης κεφαλής σε υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Διάγραμμα συνδυασμένων στοιχείων κάτοψης πτέρυγας.....	105
Σχήμα 106: Σχεδίαση πτερύγων μαχητικών αεροσκαφών και θέσης ουραίου πτερώματος για ελαχιστοποίηση ανόρθωσης κεφαλής σε υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Διάγραμμα σχετικής θέσης οριζόντιου ουραίου πτερώματος	105
Σχήμα 107: Συνοπτική απεικόνιση γωνιών ταχυτήτων, δυνάμεων και ροπών αεροσκάφους.	106
Σχήμα 108: Δημιουργία δυνάμεων απόσβεσης κατά την απαγκίστρωση.	107
Σχήμα 109: Σύγκριση τροχιών πορείας πτήσης αεροσκάφους με σταθερή μεταβολή των γωνιών θ και α	108
Σχήμα 110: Αεροσκάφος σε οριζόντιο ελιγμό.	109
Σχήμα 111: Τρισσορθώγωνιο σύστημα αξόνων αεροσκάφους.....	111
Σχήμα 112: Πηδάλια χωρίς και με απόκλιση.....	113
Σχήμα 113: Γραφική παράσταση κατανομής των πιέσεων με κλίση του κινητού μέρους δ . 113	
Σχήμα 114: Αντιστάθμιση αεροσκάφους όπου L_1 ενεργεί στο κινητό και L_2 που ενεργεί στο σταθερό τμήμα.	114
Σχήμα 115: Ο άξονας του στροφέα βρίσκεται σε απόσταση από το χείλος προσβολής του κινητού μέρους	115

Σχήμα 116: Πτερυγίδιο το μικρό τμήμα του χείλους εκφυγής του κινητού πηδαλίου.....	116
Σχήμα 117: Η άντωση L_2 του πτερυγιδίου, έχει φορά αντίθετη της άντωσης L_3 του πτερυγίου	117
Σχήμα 118: Διαμήκης θέση σημείων είναι ο λόγος της απόστασής τους a από το χείλος προσβολής της πτέρυγας, προς το μήκος της χορδής αυτής c	117
Σχήμα 119: Διαμήκη θέση πτέρυγας σε σχήμα ελλειπτικό ή τραπεζοειδές ή το χείλος προσβολής είναι βελοειδές.....	118
Σχήμα 120: Θέση σημείων πίεσης συνηθισμένης πτέρυγας	119
Σχήμα 121: Πτερύγιο με αεροτομή με χείλος εκφυγής ανορθωμένο.....	119
Σχήμα 122: Τοποθέτηση του κέντρου πίεσης στο αεροσκάφος, ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης	120
Σχήμα 123: Διαφορά μεταξύ της γωνίας σφήνωσης ή πρόσπτωσης ϕ_1 ως προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους.....	121
Σχήμα 124: Κατακόρυφης βύθισης αεροσκάφους.....	122
Σχήμα 125: Διάταξη συστήματος εγκάρσιου ελέγχου του αεροσκάφους	123
Σχήμα 126: Πτερύγιο με χείλος προσβολής που έχει σχήμα ραμφοειδές.....	124
Σχήμα 127: Πτερύγια κλίσης με φθορείς.....	124
Σχήμα 128: Διάταξη συστήματος του πορειακού ελέγχου.....	125
Σχήμα 129: Πορειακή αντιστάθμιση πολυκινητηρίου αεροσκάφους.....	126
Σχήμα 130: Στρεπτική Ροπή Αντίδρασης αεροσκάφους	126
Σχήμα 131: Πλευρικός έλεγχος αεροσκάφους	127
Σχήμα 132: Προωθητικό σύστημα αεροσκάφους όταν αποκτά εκτροπή ή πρόνευση	129
Σχήμα 133: Ανάλυση Δυνάμεων αεροσκάφους σε πτήση.....	130
Σχήμα 134: Δυνάμεις που ασκούνται στη πτέρυγα κατά την πτήση του αεροσκάφους	131
Σχήμα 135: Ροπή του αεροσκάφους ως προς το κέντρο βάρους.....	132
Σχήμα 136: Γραμμή μηδενικής άντωσης αεροτομής και γωνία προσβολής της	132
Σχήμα 137: Απεικόνιση γεωμετρικής γωνίας προσβολής και απόλυτης γωνίας προσβολής	133
Σχήμα 138: Γραφική παράσταση γεωμετρικής γωνίας προσβολής και απόλυτης γωνίας προσβολής.....	133
Σχήμα 139: Σχηματική αναπαράσταση υπολογισμού απόκλισης δ_ϵ	135
Σχήμα 140: Ροπή από τον στροφέα του elevator	136
Σχήμα 141: Αναστροφή πηδαλίου κλίσης (Aileron Reversal).....	137
Σχήμα 142: Τριγωνική βάση τροχών αεροσκάφους με τα έδαφος	138
Σχήμα 143: Αεροσκάφος με «σύνηθες» σύστημα, απεικόνιση δυνάμεων στο κέντρο βάρους κατά τη πέδηση	139
Σχήμα 144: Απεικόνιση δυνάμεων στο κέντρο βάρους κατά ώθηση του προωθητικού συστήματος του αεροσκάφους	139
Σχήμα 145: Πορειακή ευστάθεια αεροσκάφους στο έδαφος	140
Σχήμα 146: Τάσεις εκτροπής κατά την απογείωση του αεροσκάφους και γωνίες βήματος .	141

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Πρώτο ανεμόπτερο από τον Cayley G. (1953).....	1
Εικόνα 2: Ανεμόπτερο του Lilienthal O. (16 August 1894).	2
Εικόνα 3: Πτήση του Lilienthal O. Ε το ανεμόπτερο του.....	2
Εικόνα 4: Το αεροπλάνο του Orville και Wilbur Wright (1903).....	3
Εικόνα 5: Το αεροναυτικό τρίγωνο των Η.Π.Α (1866 -1921).	3

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΠΙΝΑΚΩΝ

Πίνακας 1: Σύγκριση μεταξύ των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων.....	61
Πίνακας 2: Στατιστικά στοιχεία ριπών	73
Πίνακας 3: Αδιάστατες ακτίνες περιστροφής R αεροσκαφών.....	107

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία στοχεύει στην ανάλυση και την περιγραφή σε ότι αφορά τον έλεγχο του αεροσκάφους καθώς και τα αντίστοιχα συστήματα που το απαρτίζουν. Αρχικά δίνεται μια ιστορικά αναδρομή των αεροσκαφών μέσω μιας βιβλιογραφικής ανασκόπησης.

Στο Πρώτο Κεφάλαιο περιγράφεται το σύστημα αξόνων και τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, δίνονται οι γενικές έννοιες και οι γεωμετρικές βασικών μερών τους όπως είναι πτέρυγα, άτρακτος, ουραίο πτέρωμα, πηδάλια και τα υπόλοιπα μέρη των αεροσκαφών

Στο Δεύτερο Κεφάλαιο αναλύονται και περιγράφονται οι αεροτομές των αεροσκαφών χαμηλών ταχυτήτων, αναλύεται η ροή γύρω από την αεροτομή καθώς και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών, η γωνία σφήνωσης, η κατανομή πίεσης, η αντωση και η καμπύλη συντελεστή άντωσης, οι αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές που εφαρμόζονται, η μεταβολή κατανομής πίεσης με γωνία προσβολής καθώς και η μετατόπιση του κέντρου πίεσης.

Στο Τρίτο Κεφάλαιο αναλύεται η πεπερασμένη πτέρυγα, περιγράφονται τα χαρακτηριστικά της ροής, τον υπολογισμό άντωσης και τη μεταβολή άντωσης της πεπερασμένης πτέρυγας. Επιπλέον, αναλύονται η επαγωγική οπισθέλκουσα, τρόποι ελάττωσης επαγωγικής οπισθέλκουσας, ολική οπισθέλκουσα πτέρυγας και αεροσκάφους, ροπή πρόνευσης καθώς επίσης και συμπεριφορά στροβίλων των ακροπτερυγίων του αεροσκάφους.

Στο Τέταρτο Κεφάλαιο περιγράφονται οι υπεραντωτικές διατάξεις, αναλύονται οι διατάξεις που αλλάζουν την γεωμετρία της αεροτομής και συγκεκριμένα με πτερύγιο καμπυλότητας χείλους έκφυγής και με πτερύγιο καμπυλότητας με χείλους προσβολής. Ακολουθεί η ανάλυση των διατάξεων ελέγχου του οριακού στρώματος, η χισμή χείλους προσβολής, η έγχυση αέρα στο οριακό στρώμα απορρόφηση οριακού στρώματος καθώς και η σύγκριση των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων.

Στο Πέμπτο Κεφάλαιο αναλύονται οι δυνάμεις του αεροσκάφους, δίνεται η ισορροπία των δυνάμεων, το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, οι δυνάμεις αδρανείας, οι αεροδυναμικές δυνάμεις, οι δυνάμεις από ριπές, οι δυνάμεις συμπίεσης, οι δυνάμεις από κινητήρα, οι δυνάμεις από εξωτερικά φορτία και οι δυνάμεις εδάφους (αντίδραση εδάφους κατά την προσγείωση, πλευρικές δυνάμεις, φορτία τριβών κ.ά.).

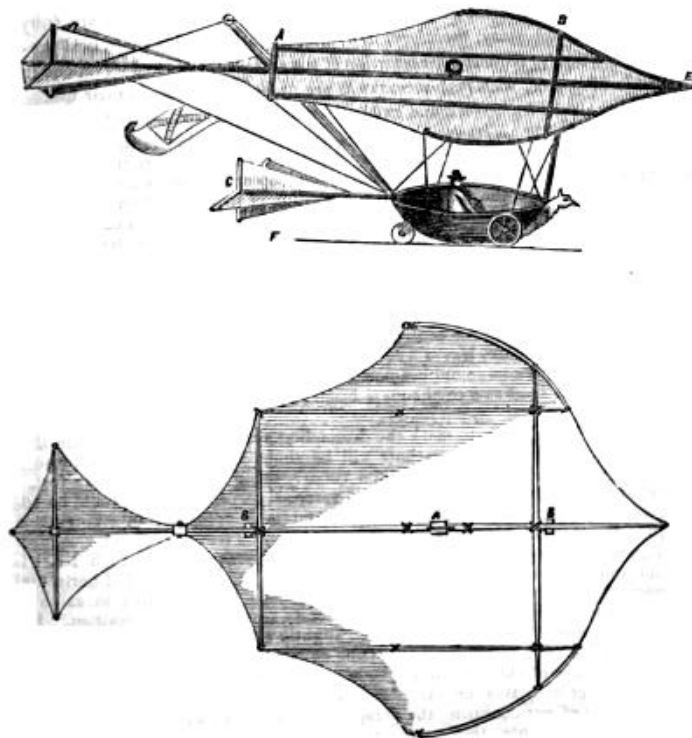
Στο Έκτο Κεφάλαιο αναλύεται η ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους, δίνεται ο αδιάστατος συντελεστής, η διαμήκης στατικής ευστάθεια και ο έλεγχος, η στατική εγκάρσια ευστάθεια και ο έλεγχος, η πορεία ευστάθεια και ο έλεγχος, η θέση του ουραίου πτερώματος, η δυναμική ευστάθεια. Έπειτα περιγράφεται ο έλεγχος του αεροσκάφους, μέσω των αξόνων και των κινήσεων του αεροσκάφους, τα πηδάλια, την αεροδυναμική αντίσταση, το αντισταθμιστικό πτερύγιο, οι μεταβολές του κέντρου βάρους και της πίεσης, ο πορεία έλεγχος, πλευρικός έλεγχος, ο έλεγχος σε μικρές ταχύτητες και δίνεται και το τυπολόγιο που χρησιμοποιείται για την μελέτη του ελέγχου του αεροσκάφους. Ακολουθεί η ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους όταν αυτό βρίσκεται στο έδαφος (διαμήκη και παρειακή ευστάθεια στο έδαφος και τάσεις εκτροπής κατά την προσγείωση).

Τέλος, δύνονται τα συμπεράσματα της παρούσας πτυχιακής εργασίας καθώς επίσης και η βιβλιογραφία που χρησιμοποιήθηκε με στόχο την εκπόνηση της.

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία, όπως έχει προαναφερθεί, έχει ως βασικό στόχο την ανάλυση και την περιγραφή του ελέγχου των αεροσκαφών καθώς επίσης και των συστημάτων αυτών. Ως εισαγωγή της εργασίας θα δοθεί μία σύντομη ιστορική αναδρομή των αεροσκαφών. Η αρχή δόθηκε από την κίνηση των πουλιών που ήταν ο λόγος της βασικής ιδέας των ανθρώπων να ξεκινήσουν να μελετούν και να ερευνούν μέσω πειραμάτων τους τρόπους για να πετάξουν.

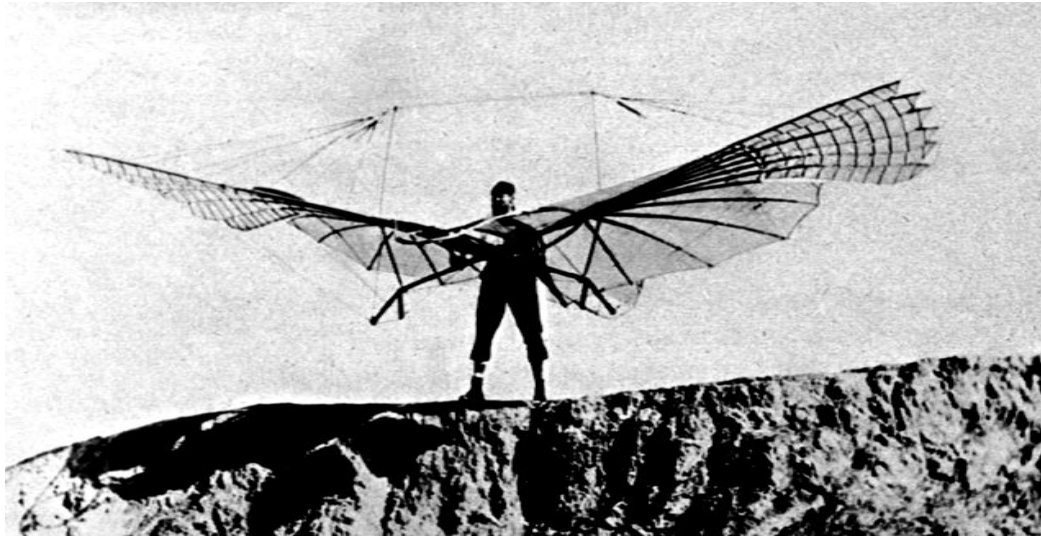
Οι μύθοι αναφέρουν τον Δαίδαλό και τον Ικάρου να πετούν με «φτερά» στηριζόμενα στα σανδάλια τους, κοντά στον ήλιο. Στην συνέχεια οι αδελφοί Montgolfier το 1783 δημιουργούν ένα αερόστατο και με την βοήθεια της δύναμης της άνωσης πραγματοποιούν πτήση 5 λεπτών στο Παρίσι. Ωστόσο, μια σύγχρονη μορφή του αεροσκάφους δόθηκε από τον Cayley G., το 1799 όπου ολοκληρώθηκε η κατασκευή το 1953 και χρησιμοποιεί ο ανοδικό ρεύμα του ανέμου με σκοπό την δυνατότητα πτήσης (Εικόνα 1).



Εικόνα 1: Πρώτο ανεμόπτερο από τον Cayley G. (1953)

Ως πρώτες πτήσεις θεωρούνται του Tempé F.D. το 1774 και του Mozhaiski A.F. το 1884, όπου υπήρχε μηχανική τροφοδοσία. Όμως και οι δύο πτήσεις δεν είχαν τα θετικά αποτελέσματα αφού δεν υπήρξε ελεγχόμενη συνεχής πτήση. Λύσεις δίνονται από τον Lilienthal O. όπου υλοποιεί την πρώτη ελεγχόμενη πτήση με ανεμόπτερο. Ακόμα, ο Lilienthal O. από το 1891 έως και το 1896 υλοποίησε 2.500 πτήσεις με ανεμόπτερο (Εικόνα 2), όπου χρησιμοποιούσε καμπύλα τμήματα αεροτομών στη πτέρυγα αλλά και κάθετα και οριζόντια ουραία τμήματα μπροστινό και πίσω τμήμα του ανεμοπτερού με σκοπό την ευστάθεια. Τα

ανεμόπτερα ήταν χειρός και ο έλεγχος πτήσης μπορούσα να πραγματοποιηθεί μετακινώντας το κέντρο βάρους του χειριστή κάτω από το ανεμόπτερο.

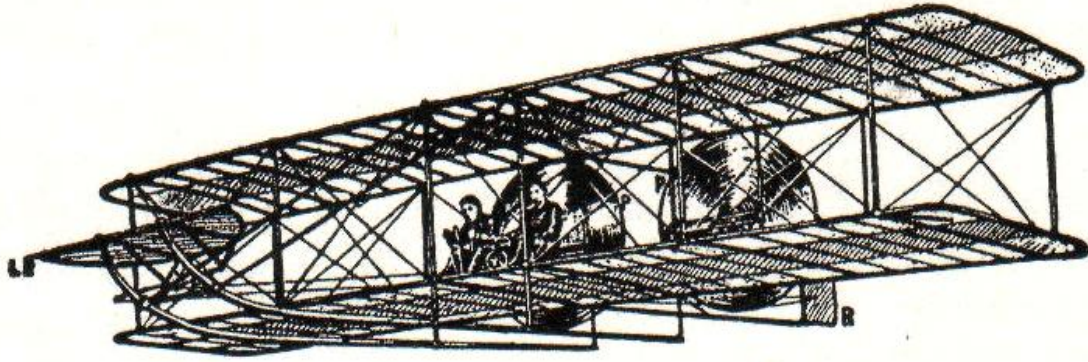


Εικόνα 2: Ανεμόπτερο του Lilienthal O. (16 August 1894).



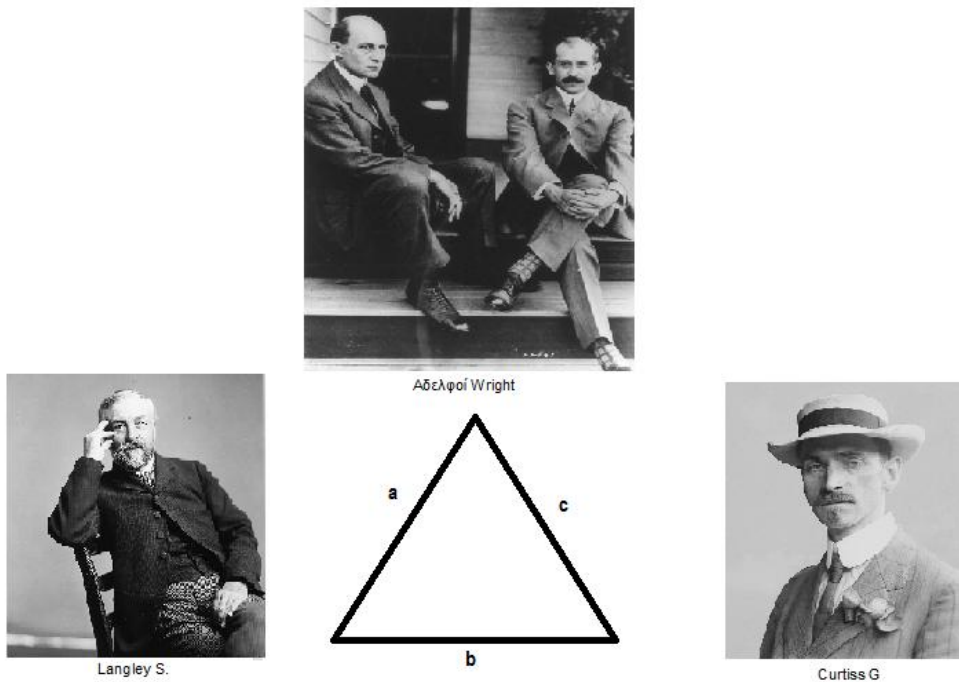
Εικόνα 3: Πτήση του Lilienthal O. Ε το ανεμόπτερο του

Το 1899 ο Pilcher P., κάνει χρήση μηχανής 4 Hp και πραγματοποιεί την απογείωση του Hawk. Όμως όσο και αν η εξέλιξη ήταν σημαντική τα αποτελέσματα ήταν δυσάρεστα αφού στην δεύτερη επίδειξη ο Pilcher P. έχασε την ζωή του. Το 1903 οι Orville και Wilbur Wright κατόρθωσαν την πρώτη ελεγχόμενη, συνεχή, τροφοδοτούμενη, βαρύτερη από τον αέρα και επανδρωμένη πτήση που είχε πραγματοποιηθεί μέχρι τότε. Η πτήση αυτή υλοποιήθηκε με χρήση μηχανής 12 Hp τοποθετημένη στην επάνω επιφάνεια της κάτω πτέρυγας και λίγο προς τα δεξιά του κέντρου (Εικόνα 4).



Εικόνα 4: Το αεροπλάνο του Orville και Wilbur Wright (1903)

Αυτό που θα πρέπει να σημειωθεί είναι ότι το 1908 θεωρείται η «σοβαρή» αεροναυπηγική ανάπτυξη στην Ευρώπη και τις Η.Π.Α από την επίδειξη των αδερφών Wright. Οι αμέτρητες ώρες εργασίας καθώς και η αφοσίωση των αδερφών Wright, του Curtiss G. και του Langley S. Δημιούργησαν το «αεροναυπηγικό τρίγωνο» που στην πραγματικότητα ήταν η εξέλιξη και η πορεία στην αεροναυπηγική πριν από τον Πρώτο Παγκόσμιο Πόλεμο. Με το πέρασμα των χρόνων και την εξέλιξη της τεχνολογίας κατασκευάστηκαν εξελιγμένες ιπτάμενες μηχανές.



Εικόνα 5: Το αεροναυπηγικό τρίγωνο των Η.Π.Α (1866 -1921).

1. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΣΥΣΤΗΜΑ ΑΞΟΝΩΝ ΓΕΩΜΕΤΡΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

1.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Αρχικά θα αναφερθούν κάποια στοιχεία για τη γεωμετρία των συγκροτημάτων του αεροσκάφους και με τη χρησιμότητα που έχει καθένα από αυτά για την πτήση και τις επιδόσεις αυτού. Αυτό είναι αναγκαίο για να αποκτηθεί και μια σαφή εικόνα του αντικειμένου, δηλαδή του αεροσκάφους αλλά και να δοθεί η δυνατότητα να αναλυθεί η γεωμετρία του αεροσκάφους και να μελετηθεί στη συνέχεια η αεροδυναμική συμπεριφορά αυτού για κάθε μία κατηγορία πτήσης.

1.2. ΓΕΝΙΚΕΣ ΕΝΝΟΙΕΣ - ΣΥΣΤΗΜΑ ΑΞΟΝΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

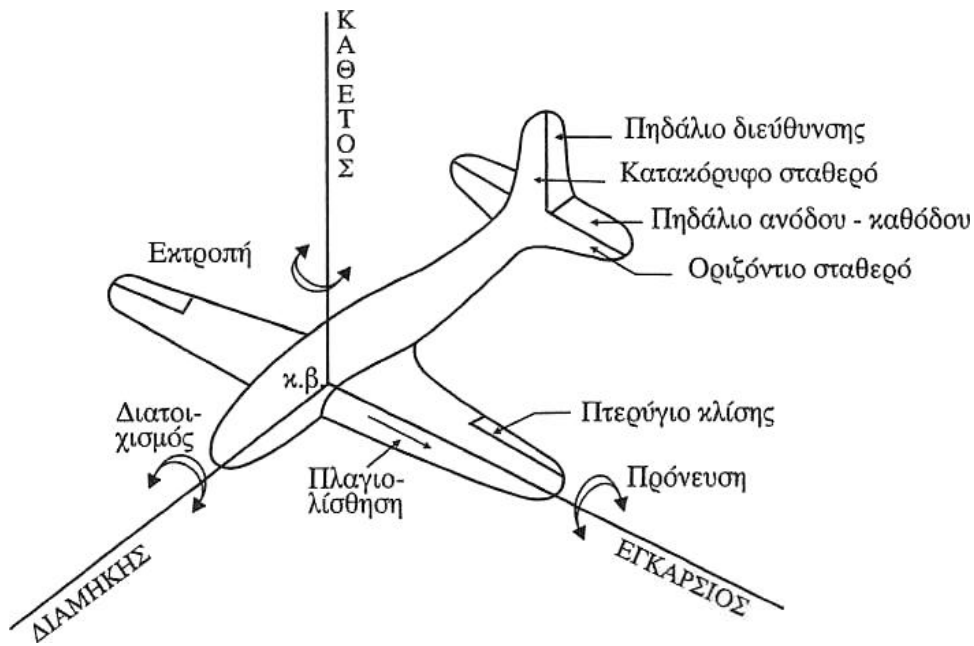
Τα πλέον βασικά τμήματα ενός συμβατικού αεροσκάφους είναι:

- Πτέρυγες: επιφορτισμένη να παρέχει τη δύναμη, που χρειάζεται για την ανύψωση του αεροσκάφους και τη διατήρηση της πτήσης
- Άτρακτος: για την μεταφορά, κατεξοχήν του φορτίου
- Ουραίο Πτέρωμα: παρέχει στο αεροσκάφος τον έλεγχο και την ευστάθεια

Με τον όρο έλεγχο, νοείται η ικανότητα του αεροσκάφους να υπακούει στις εντολές του χειριστή και ευστάθεια, νοούμε την ικανότητα του αεροσκάφους να επανέρχεται στην αρχική θέση ισορροπίας του, μετά από μια αναταραχή στην πτήση, η οποία συμβαίνει χωρίς την παρέμβαση του χειριστή (π.χ. αναταράξεις).

Όταν ένα αεροσκάφος κινείται με σταθερή ταχύτητα μέσα στον αέρα, εξασκείται σ' αυτό μια αεροδυναμική δύναμη K και μια αεροδυναμική ροπή M . Για να μελετηθούν αντίστοιχα σε τρεις συνιστώσες, αναλύονται σε τρεις δυνάμεις και ροπές, οι οποίες αντιστοιχούν στους έξι βαθμούς ελευθερίας της κίνησης του αεροσκάφους. Γι' αυτό ορίζουμε στο αεροσκάφος ένα τρισσορθογώνιο σύστημα αξόνων. Οι άξονές του, επιλέγονται, έτσι ώστε να διέρχονται και οι τρεις από το Κέντρο Βάρους του αεροσκάφους, οπότε η ροπή του βάρους W αυτού, να είναι μηδενική

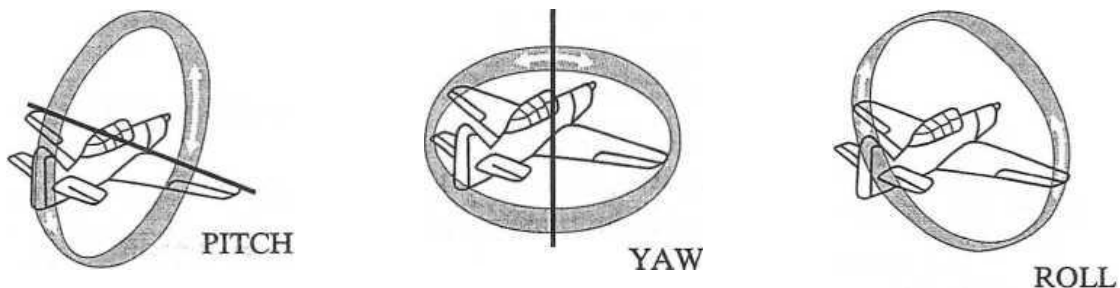
Ο άξονας x του συστήματος, διέρχεται κατά μήκος της ατράκτου και ονομάζεται Διαμήκης άξονας, ο άξονας y , διέρχεται κατά μήκος της πτέρυγας και ονομάζεται Εγκάρσιος άξονας και ο άξονας z , είναι κάθετος στο επίπεδο Oxy και ονομάζεται Κάθετος ή Κατακόρυφος άξονας (Σχήμα 1). Το επίπεδο $δε$, που καθορίζεται από τον διαμήκη και κατακόρυφο άξονα, ονομάζεται Επίπεδο Συμμετρίας του αεροσκάφους. Ακόμα στο αεροσκάφος διακρίνουμε Σταθερές και Κινητές επιφάνειες. Οι κινητές επιφάνειες μπορεί να είναι υπεραντωτικές διατάξεις (flaps) ή Πηδάλια. Τα flaps τα χρησιμοποιούμε στη φάση της πτήσης που θέλουμε αυξημένη άντωση, ενώ τα πηδάλια τα χρησιμοποιούμε για τον έλεγχο του αεροσκάφους.



Σχήμα 1: Αεροσκάφος και σύστημα αξόνων

1.3. ΒΑΣΙΚΕΣ ΚΙΝΗΣΕΙΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Οι τρεις βασικές κινήσεις που μπορεί να εκτελέσει ένα αεροσκάφος, είναι αυτές που φαίνονται στο Σχήμα 2 και είναι οι κινήσεις περιστροφής γύρω από τους τρεις άξονες του:



Σχήμα 2: Βασικές κινήσεις αεροσκάφους

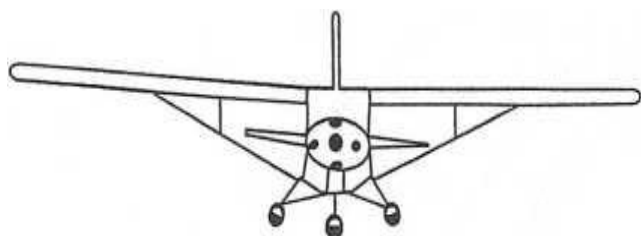
Αναλυτικότερα οι κινήσεις αυτές είναι:

- Πρόνευση (Pitch): Στην πρόνευση το αεροσκάφος, περιστρέφεται περί τον εγκάρσιο άξονα, δηλαδή το ρύγχος αυτού κινείται προς τα επάνω ή προς τα κάτω, και πραγματοποιείται με το πηδάλιο Ανόδου - Καθόδου (Elevators)
- Εκτροπή (Yaw): Στην εκτροπή το αεροσκάφος, περιστρέφεται περί τον κατακόρυφο άξονα, δηλαδή προς τη μια μεριά ή την άλλη και πραγματοποιείται με το πηδάλιο διεύθυνσης (Rudder).
- Διατοιχισμός (Roll): Στο διατοιχισμό το αεροσκάφος, περιστρέφεται περί τον διαμήκη άξονα, δηλαδή κλίνει τις πτέρυγες προς τη μια ή την άλλη πλευρά και πραγματοποιείται με τα πηδάλια ή πτερύγια κλίσης (Ailerons), τα οποία περιστρέφονται αντίθετα.

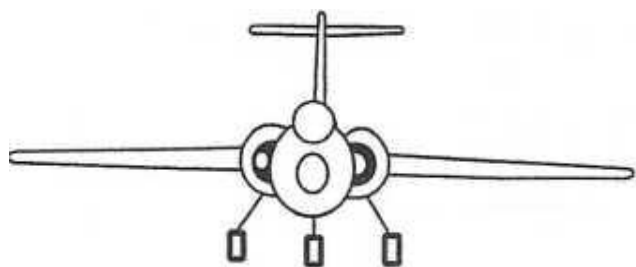
1.4. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

Οι πτέρυγες είναι το κύριο αεροδυναμικό μέρος του ά/φους, οι οποίες με το ειδικό τους σχήμα δημιουργούν την αναγκαία άντωση, καθώς και την ευστάθεια ως προς το διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, χωρίς να παρουσιάζουν μεγάλη οπισθέλκουσα κατά την κίνησή του. Την πτέρυγα του αεροσκάφους μπορεί να την περιγράψει κανείς σαν ένα σώμα, του οποίου η μια διάσταση (πάχος), συγκριτικά με τις άλλες δυο διαστάσεις (εκπέτασμα και μήκος χορδής αεροτομής) είναι πολύ μικρή. Γενικά η πτέρυγα έχει ένα επίπεδο συμμετρίας, το οποίο συμπίπτει με το επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους.

Σχετικά με τη θέση της πτέρυγας ως προς το αεροσκάφος, αυτή είναι είτε πάνω από την άτρακτο, είτε στο μέσο, είτε στο κάτω μέρος της άτρακτου, όπως φαίνεται στο Σχήμα 3. Ανάλογα με τη θέση της πτέρυγας ως προς την άτρακτο, το αεροσκάφος, ονομάζεται υψηλοπτερυγο, μεσοπτερυγο και χαμηλοπτερυγο αντίστοιχα. Η επιλογή της θέσης της πτέρυγας εξαρτάται κυρίως από την αποστολή του αεροσκάφους και κάθε θέση, έχει τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά της τόσο από αεροδυναμικής πλευράς όσο και από λειτουργικής άποψης.



a) Υψηλοπτερυγο αεροσκάφος



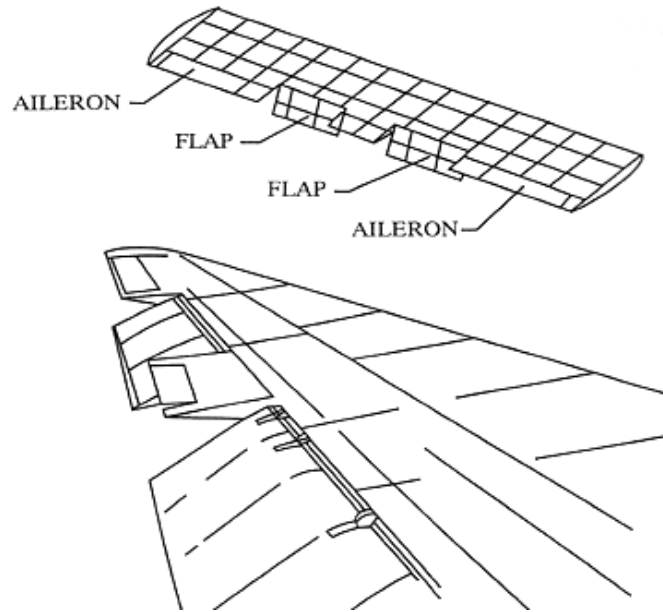
b) Μεσοπτερυγο αεροσκάφος



c) Κατωπτερυγο αεροσκάφος

Σχήμα 3: Θέση πτέρυγας ως προς το αεροσκάφος α) Υψηλοπτερυγο αεροσκάφος β) Μεσοπτερυγο αεροσκάφος και γ) Κατωπτερυγο αεροσκάφος

Η πτέρυγα φέρει τα πηδάλια κλίσης (Ailerons) και τα πτερύγια καμπυλότητας (Flaps). Με τα flaps παρατηρείται αύξηση της επιφάνειας των πτερυγών, με αποτέλεσμα αύξηση της άντωσης όταν αυτή χρειάζεται, ενώ τα ailerons, τα οποία κλίνουν κατά αντίθετες διευθύνσεις, χρησιμοποιούνται για να αλλάξει διαφορετικά η άντωση στις πτέρυγες και έτσι να ελέγχεται η ροπή ως προς τον διαμήκη άξονα. Τέλος η επιφάνεια τόσο των ailerons όσο και των flaps εξαρτάται από το μέγεθος και τα πηθητικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Στο Σχήμα 4 φαίνονται οι παραπάνω επιφάνειες σε μια τυπική πτέρυγα μεγάλου αεροσκάφους.



Σχήμα 4: Επιφάνειες πτέρυγας αεροσκάφους

Το γεωμετρικό σχήμα της πτέρυγας καθορίζεται κυρίως από τα παρακάτω στοιχεία.

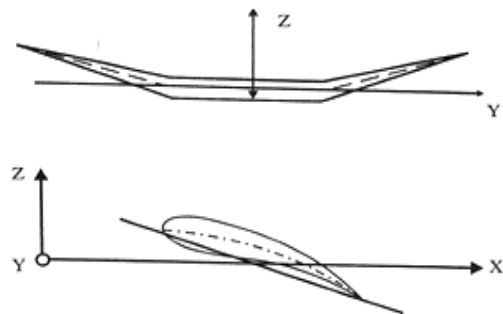
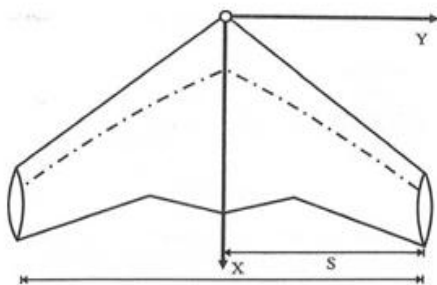
- α) Κάτοψη ή Σχήμα σε κάτοψη
- β) Αεροτομή (πάχος, σκελετός)
- γ) Συστροφή
- δ) Διέδρη γωνία

α. Η κάτοψη της πτέρυγας απεικονίζεται στο επίπεδο Oxy και κύρια χαρακτηριστικά της είναι το εκπέτασμα b , το οποίο ορίζεται ως η απόσταση ανάμεσα στα δυο ακροπτερύγια.

$$b=2s \quad [1.1]$$

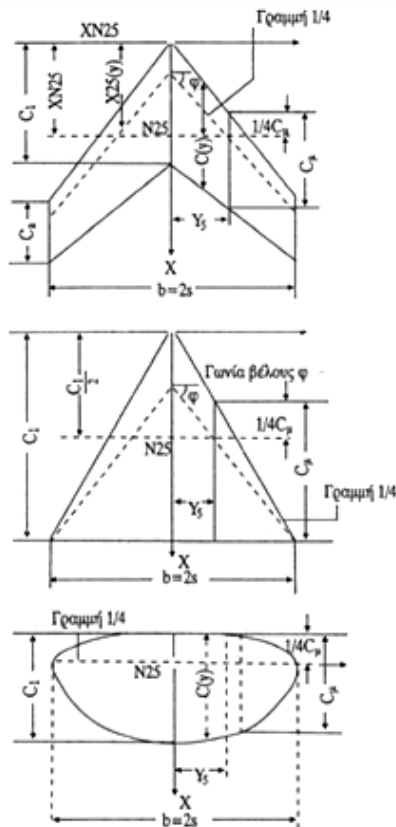
Όπου:

s = το μισό του ανοίγματος των πτερύγων, και η κατανομή του μήκους των Χορδών ως προς το εκπέτασμα.



Σχήμα 5: Κάτοψη πτέρυγας

Το Σχήμα 6 εξηγεί τα γεωμετρικά μεγέθη για μια τραπεζοειδή, τριγωνική και ελλειψοειδή κάτοψη πτέρυγας.



Σχήμα 6: Γεωμετρικά μεγέθη για μια τραπεζοειδή, τριγωνική και ελλειψοειδή κάτοψη πτέρυγας

Σημειώνουμε εδώ ότι σε μια πτέρυγα με τραπεζοειδή κάτοψη, μια σπουδαία γεωμετρική παράμετρος είναι ο λόγος εκλέπτυνσης λ , τον οποίο μας δίνει η σχέση:

$$\lambda = \frac{c_a}{c_i} \quad [1.2]$$

Όπου:

- c_a = μήκος χορδής στο ακροπτερύγιο
- c_i = μήκος χορδής στη ρίζα της πτέρυγας

Ο λόγος εκλέπτυνσης είναι ένα σημαντικό γεωμετρικό μέγεθος της πτέρυγας, το οποίο επηρεάζει άμεσα την κατανομή κυκλοφορίας και άντωσης πάνω στην πτέρυγα και κατά συνέπεια τα χαρακτηριστικά της Απώλειας Στήριξής αυτής. Ένα άλλο μέγεθος, το οποίο αναφέρεται στην κάτοψη της πτέρυγας, είναι η πτερυγική επιφάνεια αυτής S , που ορίζεται, ως το εμβαδόν της προβολής της πτέρυγας στο επίπεδο Oxy . Η επιμήκυνση της πτέρυγας AR προσδιορίζεται από τη σχέση:

$$AR = \frac{b^2}{s} \quad [1.3]$$

Η επιμήκυνση ή διάταμα της πτέρυγας AR ένα μέτρο, το οποίο προσδιορίζει τη λεπτότητα της πτέρυγας κατά τη διεύθυνση του ανοίγματος αυτής. Έτσι σε μια πτέρυγα με σταθερό μήκος χορδής (ορθογώνια) ισχύει:

$$S=b \cdot c \quad [1.4]$$

Οπότε η επιμήκυνση της ορθογώνιας πτέρυγας είναι:

$$AR=\frac{b}{c} \quad [1.5]$$

Η επιμήκυνση επηρεάζει κατά κύριο λόγο το σχηματισμό των στροβίλων στα ακροπτερύγια και κατά συνέπεια την Επαγωγική Οπισθέλκουσα. Από την πτερυγική επιφάνεια της πτέρυγας S και το εκπέτασμα b αυτής, μπορεί να υπολογισθεί συμπληρωματικά η Μέση Χορδή από την σχέση:

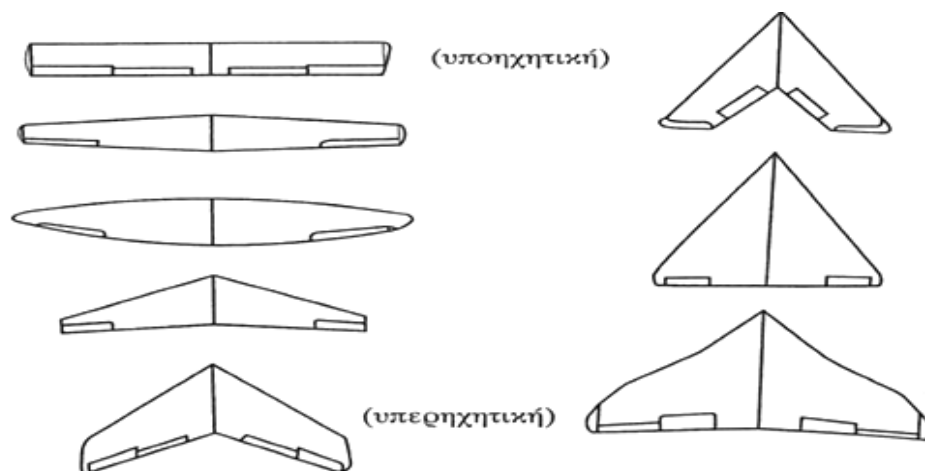
$$c_m=\frac{S}{b} \quad [1.6]$$

Με τη βοήθεια αυτής της σχέσης, μπορούμε τώρα να γράψουμε για την επιμήκυνση AR τη σχέση (μόνο για ορθογώνια πτέρυγα):

$$AR=\frac{b}{c_m} \quad [1.7]$$

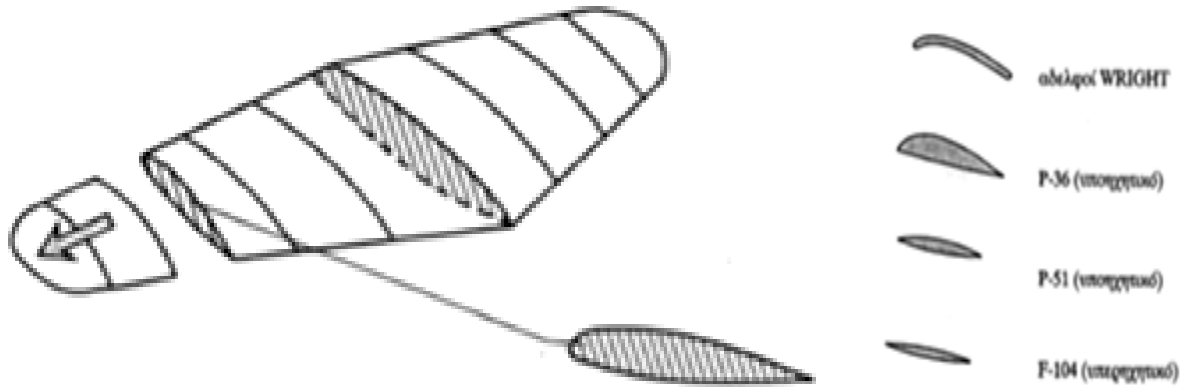
Με τον όρο γωνία βέλους της πτέρυγας $\phi(\nu)$, εννοείται η μετατόπιση των τομών της πτέρυγας κατά τη διεύθυνση του x — άξονα. Με τη γωνία βέλους, που είναι χαρακτηριστικό γνώρισμα των πτερύγων των μεγάλων ταχυτήτων, κατορθώνεται η αύξηση του κρίσιμου αριθμού Mach (M_{crit}), και έτσι δίνεται η δυνατότητα πτήσης με μεγαλύτερη ταχύτητα χωρίς να έχει μπει στη διηχητική περιοχή, αποφεύγοντας τα προβλήματα που παρουσιάζονται σε αυτή (κρουστικό κύμα, κρουστική οπισθέλκουσα κ.ά.).

Στο Σχήμα 7 φαίνονται διάφορες κατόψεις πτέρυγας, που δείχνουν και την εξέλιξή τους, ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, ξεκινώντας από την ορθογωνική πτέρυγα που χρησιμοποιήθηκε από το πρώτο αεροσκάφος των αδελφών Wright μέχρι τις οπισθοκλινείς πτέρυγες και τις πτέρυγες Δέλτα, που είναι χαρακτηριστικές πτέρυγες των σύγχρονων υπερηχητικών αεροσκαφών. Καταλήγοντας, φαίνεται και η εξέλιξη των αεροτομών ανάλογα με την ταχύτητα του αεροσκάφους ξεκινώντας από την απλή αεροτομή των αδελφών Wright μέχρι την υπερηχητική πτέρυγα του υπερηχητικού αεροσκάφους F - 104.



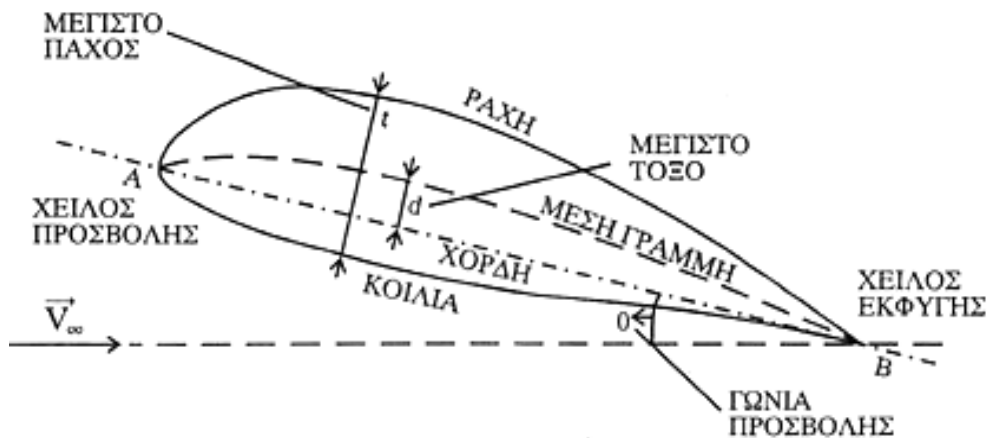
Σχήμα 7: Κατόψεις πτέρυγας – εξέλιξη

β. Για την εύκολη και αποδοτική παραγωγή άντωσης, χρειάζεται βασικά η κατάλληλη μορφή της πτέρυγας, η οποία χαρακτηρίζεται από την αεροτομή της. Λέγοντας αεροτομή, εννοείται η τομή της πτέρυγας από ένα επίπεδο παράλληλο προς το επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους (Σχήμα 8). Με βάση τον προηγούμενο ορισμό, η αεροτομή είναι παράλληλη προς το επίπεδο xz και γενικά είναι συνάρτηση του y .



Σχήμα 8: Αεροτομή πτέρυγας

Στην περίπτωση αεροπορικής εφαρμογής λέγοντας αεροτομή εννοείται ένα σώμα που παράγει περισσότερη άντωση από οπισθέλκουσα (Σχήμα 9).



Σχήμα 9: Ανάλυση τμημάτων αεροτομής πτέρυγας

Η αεροτομή χαρακτηρίζεται από ορισμένα γεωμετρικά στοιχεία, που είναι τα ακόλουθα:

- Σκελετός της αεροτομής, ονομάζεται η γραμμή, η οποία ενώνει τα κέντρα των κύκλων που είναι εγγεγραμμένα στην αεροτομή.
- Χείλος προσβολής ονομάζεται το εμπρόσθιο σημείο του σκελετού της αεροτομής
- Χείλος εκφυγής ονομάζεται το οπίσθιο σημείο του σκελετού της αεροτομής.
- Χορδή (c) είναι το ευθύγραμμο τμήμα, που ενώνει το χείλος προσβολής με το χείλος εκφυγής της αεροτομής.
- Μέγιστο πάχος (t) είναι η διάμετρος του μεγαλύτερου εγγεγραμμένου κύκλου στην αεροτομή.

- f. Καμπυλότητα αεροτομής (f) είναι η μεγαλύτερη υπερύψωση του σκελετού της αεροτομής από τη χορδή αυτής.
- g. Ράχη - κοιλιά της αεροτομής: Ράχη της αεροτομής, ονομάζεται η καμπύλη, που ενώνει το χείλος προσβολής με το χείλος εκφυγής, περιρέεται από τον αέρα και στην κανονική πτήση είναι στραμμένη προς τον ουρανό, ενώ κοιλιά είναι η αντίστοιχη καμπύλη η στραμμένη προς τη γη.

Για να δοθεί η δυνατότητα σύγκρισης τις αεροτομές μεταξύ τους, αδιαστατοποιούνται όλα τα μήκη τους, διαιρώντας τα με το μήκος της χορδής. Έτσι ισχύει:

Σχετικό πάχος: $\frac{t}{c}$ [1.8]

Σχετική καμπυλότητα: $\frac{f}{c}$ [1.9]

Σχετική θέση μέγιστου πάχους: $\frac{x \cdot t}{c}$ [1.10]

Σχετική θέση μέγιστης καμπυλότητας: $\frac{x \cdot f}{c}$ [1.11]

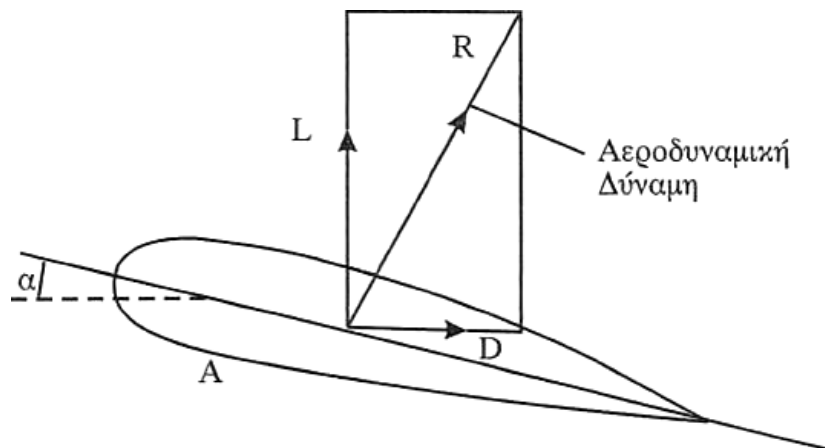
Όπου:

x_t =θέση μέγιστου πάχους πάνω στη χορδή ξεκινώντας από το χείλος προσβολής

x_f =θέση μέγιστης καμπυλότητας πάνω στη χορδή ξεκινώντας από το χείλος προσβολής

Σημειώνεται ότι για την περίπτωση μιας τυπικής υποηχητικής αεροτομής έχουμε γενικά ότι $x_t/c = 30\%$ και $x_f/c = 40\%$.

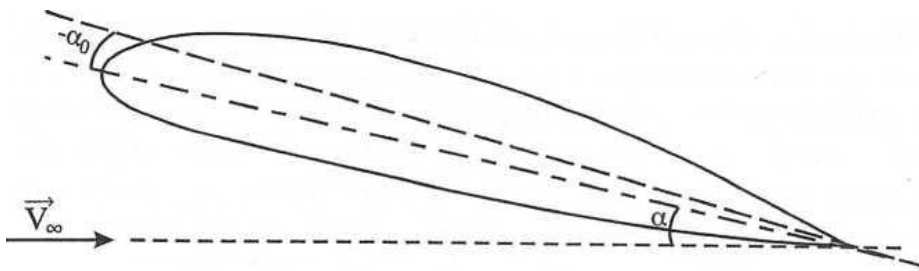
Όσο αφορά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αεροτομή, στην περίπτωση που η αεροτομή τοποθετηθεί σε ένα κινούμενο ρεύμα αέρα, γενικά δημιουργείται μια αεροδυναμική δύναμη R , δηλαδή μια δύναμη, η οποία εμφανίζεται εξαιτίας της σχετικής κίνησης, όπως επίσης και μια αεροστατική δύναμη εξαιτίας της τοποθέτησής της στον αέρα. Η δεύτερη αυτή δύναμη είναι πολύ μικρή, συγκριτικά με την πρώτη και έτσι παραλείπεται. Η αεροδυναμική δύναμη R ενεργεί κατά μήκος μιας ευθείας, της οποίας το σημείο τομής A με τη χορδή της αεροτομής ονομάζεται Κέντρο Πίεσης αυτής, όπως φαίνεται στο Σχήμα 10.



Σχήμα 10: Απεικόνιση αεροδυναμικής δύναμης.

Η δύναμη R αναλύεται συνήθως σε δύο συνιστώσες, μία κάθετη και μία παράλληλη προς τη διεύθυνση της κίνησης. Οι συνιστώσες αυτές ονομάζονται άντωση L , και οπισθέλκουσα D αντίστοιχα. Έτσι ως άντωση L , ορίζουμε τη δύναμη, η οποία είναι κάθετη προς την διεύθυνση της κίνησης και έχει φορά προς τα πάνω όταν το αεροπλάνο πραγματοποιεί ευθεία οριζόντια πτήση, ενώ ως οπισθέλκουσα D , ορίζουμε τη δύναμη, η οποία είναι παράλληλη προς τη διεύθυνση της κίνησης και έχει φορά αντίθετη από τη φορά της κίνησης του αεροπλάνου.

Η διεύθυνση και το μέγεθος τώρα της αεροδυναμικής δύναμης R , και κατ' επέκταση και των δυνάμεων της άντωσης L και της οπισθέλκουσας D , εξαρτάται από τη γωνία προσβολής α . Με τον όρο γωνία προσβολής, νοούμε τη γωνία, η οποία σχηματίζεται από τη χορδή της αεροτομής και από την διεύθυνση του διανύσματος της ταχύτητας πτήσης του αεροσκάφους. Η γωνία προσβολής α είναι θετική, όταν το ρεύμα του αέρα προσβάλλει την αεροτομή κατά την κοιλιά (Σχήμα 11).



Σχήμα 11: Απεικόνιση γωνίας προσβολής (α)

Για κάθε αεροτομή υπάρχει μία ορισμένη γωνία προσβολής α , για την οποία η άντωση L είναι μηδενική. Η διεύθυνση της ταχύτητας, η οποία αντιστοιχεί σε αυτή τη γωνία προσβολής, ονομάζεται διεύθυνση μηδενικής άντωσης.

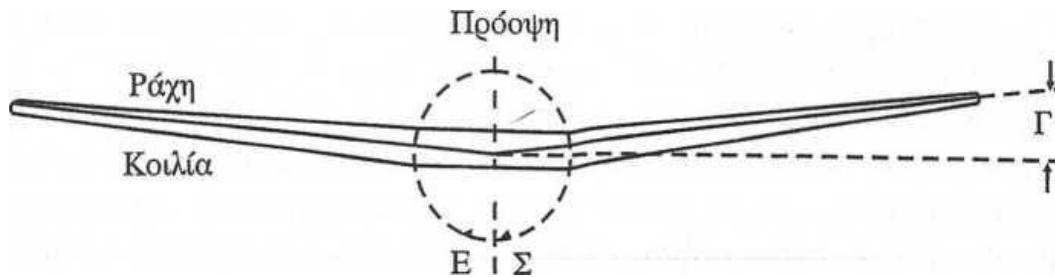
γ. Η Συστροφή της πτέρυγας μετριέται στο επίπεδο Oxz και ορίζεται ως η γωνία που σχηματίζει η χορδή αυτής, με το επίπεδο Oxy . Η συστροφή είναι μια κατασκευαστική λύση με τη βοήθεια της οποίας, διαμορφώνεται η κατανομή των πιέσεων πάνω σε μια πτέρυγα συγκεκριμένης γεωμετρίας, και κατά συνέπεια να αλλάζουν τα πτητικά της χαρακτηριστικά. Βασικά, χρησιμοποιείται για την καταπολέμηση της πρόωρης απώλειας στήριξης των ακροπτερυγίων του αεροσκάφους και για λόγους δομής και αντοχής των βελοειδών πτερυγών.

Συγκεκριμένα οι βελοειδείς πτέρυγες, εξαιτίας της πλάγιας πάκτωσης τους με την άτρακτο, είναι δομικά μειονεκτικές, με αποτέλεσμα η φόρτιση τους, εξαιτίας της άντωσης να προκαλεί εκτός από κάμψη και μια συστροφή κατά μήκος του εκπετάσματος, η οποία εκτός από την ελάττωση της γωνίας προσβολής που δημιουργεί από τη ρίζα προς το άκρο (εμπροσθοκλινή περίπτωση) δημιουργεί και πρόβλημα αντοχής της πτέρυγας. Η δομική αυτή ευαισθησία των βελοειδών πτερυγών αντιμετωπίζεται με τη δημιουργία ίσης και αντίθετης συστροφής, η οποία πραγματοποιείται κατασκευαστικά με την τοποθέτηση ελαστικού άξονα στο πίσω μέρος της αεροτομής.

Ολοκληρώνοντας την ανάλυση της συστροφής, θα πρέπει να αναφερθεί και ένα άλλο μέγεθος, σχετικό με αυτή, τον άξονα συστροφής, ο οποίος ορίζεται ως η γραμμή που συνδέει τις τομές των χορδών της πτέρυγας με το επίπεδο Oxy και συμβολίζεται με $x_{\epsilon(y)}$. Είναι απαραίτητο να γνωρίζουμε την ακριβή θέση του άξονα συστροφής, για τον καθορισμό της διέδρης γωνίας της πτέρυγας.

δ. Διέδρη γωνία πτέρυγας (θέση - V) είναι η γωνία της ημιπτέρυγας του αεροσκάφους με το επίπεδο Oxy , δηλαδή με το οριζόντιο επίπεδο. Η διέδρη γωνία μπορεί να είναι θετική ή αρνητική, ανάλογα, αν τα άκρα της πτέρυγας έχουν κλίση προς τα επάνω ή κάτω αντίστοιχα, επηρεάζει την ευστάθεια του αεροσκάφους ως προς τον διαμήκη άξονα και είναι καθοριστική

για την επαναφορά του αεροσκάφους στην αρχική του θέση, όταν αυτό την απολέσει, από κλίση ή από άλλα αίτια, (πλαγιολίσθηση). Τέλος, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 12, οι διέδρες γωνίες που χρησιμοποιούνται στις πτέρυγες των αεροσκαφών, είναι γενικά μικρές και σπάνια ξεπερνούν το μέγεθος των 10° .



Σχήμα 12: Διέδρες γωνίες στις πτέρυγες των αεροσκαφών

1.5. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΑΤΡΑΚΤΟΥ

Ενώ η πτέρυγα του αεροσκάφους, όπως προαναφέρθηκε, έχει πρωταρχικό σκοπό τη δημιουργία άντωσης, η άτρακτος χρησιμοποιείται κυρίως για να φέρει το φορτίο του αεροσκάφους. Από αυτό συμπεραίνεται, ότι η πτέρυγα για μια ορισμένη άντωση και η άτρακτος για ένα ορισμένο όγκο, πρέπει να έχουν την ελάχιστη δυνατή οπισθέλκουσα. Η άτρακτος πρέπει να έχει γενικά το γεωμετρικό σχήμα ενός μακριού ατρακτοειδούς σώματος, δηλαδή, ενός σώματος, στο οποίο η μία διάσταση (μήκος) είναι μεγαλύτερη σε σύγκριση με τις δύο άλλες διαστάσεις (ύψος και πλάτος), ενώ οι δύο τελευταίες αυτές διαστάσεις είναι του ίδιου μεγέθους. Γενικά, η άτρακτος έχει ένα συμμετρικό επίπεδο, το οποίο συμπίπτει με το συμμετρικό επίπεδο του αεροσκάφους. Στο Σχήμα 13 δίνεται μια σειρά από ιδανικά σχήματα ατράκτων αεροσκαφών.

Για την περιγραφή της γεωμετρίας της ατράκτου καθορίζεται, όπως και για την πτέρυγα, ένα τρισσορθογώνιο σύστημα καρτεσιανών συντεταγμένων, σταθερό στην άτρακτο, όπως φαίνεται στο Σχήμα 13, τέτοιο ώστε ο x - άξονας να είναι κατά μήκος της ατράκτου με θετική φορά προς τα πίσω, ο y - άξονας κάθετος στο επίπεδο συμμετρίας της ατράκτου με θετική φορά προς τα δεξιά και ο z - άξονας, να είναι κάθετος στο επίπεδο Oxy , με θετική φορά προς τα επάνω. Η αρχή των συντεταγμένων O συνήθως τοποθετείται στην αρχή της ατράκτου.

Όπως φαίνεται από το Σχήμα 13 οι κύριες διαστάσεις της ατράκτου είναι το μήκος αυτής l_R το μέγιστο πάχος b_{Rmax} και το μέγιστο ύψος h_{Rmax} . Όπως φαίνεται επίσης από τη δεύτερη και την τρίτη εικόνα του Σχήματος 13 οι τομές της ατράκτου κατά το επίπεδο Oxy , έχουν τις περισσότερες φορές ένα ωοειδές σχήμα. Η απλούστερη περίπτωση, είναι η άτρακτος με κυκλική τομή (Σχήμα 13b). Για αυτή την περιστροφικά συμμετρική άτρακτο ισχύει:

$$b_{rmax} = h_{Rmax} = drmax \quad [1.13]$$

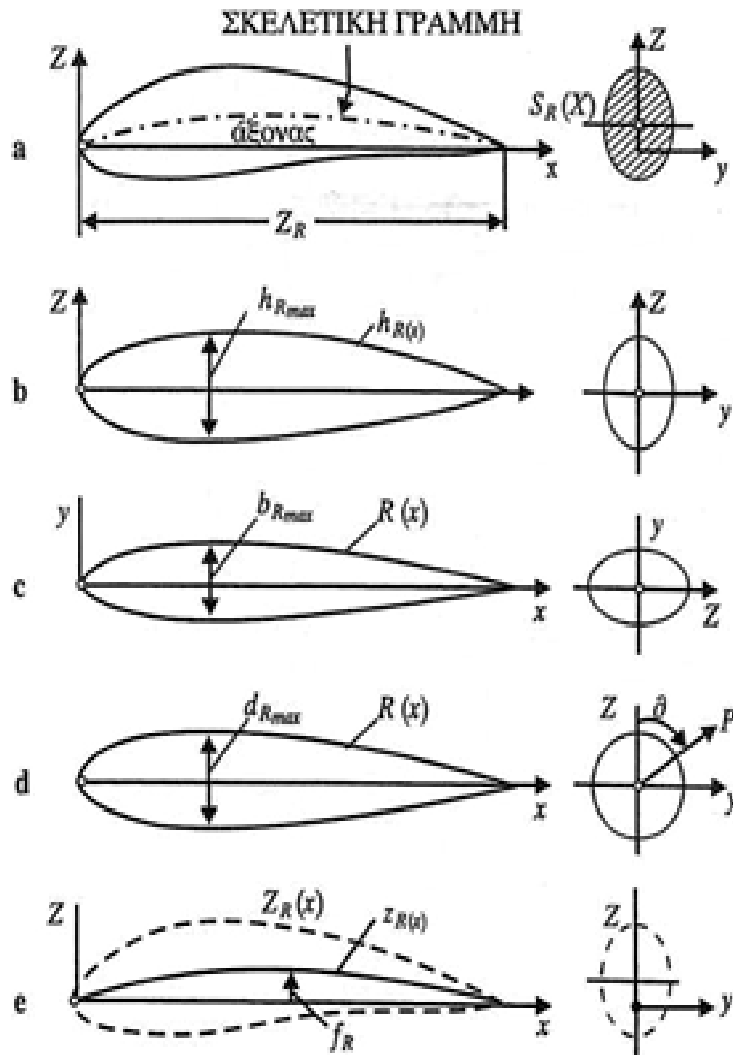
Όπου:

d_{Rmax} = η μέγιστη διάμετρος της ατράκτου.

b_{Rmax} = το μέγιστο πάχος της ατράκτου

h_{Rmax} = το μέγιστο ύψος της ατράκτου

Έτσι ένα απλοϊκό σχήμα ατράκτου για υποηχητικές ταχύτητες, είναι το ελλειψοειδές εκ περιστροφής, ενώ για τα αεροσκάφη υπερηχητικών ταχυτήτων, χρησιμοποιείται ιδιαίτερα το παραβολοειδές εκ περιστροφής με οξύ εμπρόσθιο άκρο.



Σχήμα 13: Κύριες διαστάσεις της ατράκτου

1.6. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ

Ενώ η πτέρυγα του αεροσκάφους, δημιουργεί την απαιτούμενη άντωση και η άτρακτος φέρει το ωφέλιμο φορτίο αυτού, το ουραίο πτέρωμα, παρέχει κυρίως τη δυνατότητα για έλεγχο και διαμήκη ευστάθεια του αεροσκάφους. Λέγοντας έλεγχο του αεροσκάφους εννοείται η ικανότητά του να υπακούει στις εντολές του χειριστή, ενώ ευστάθεια του αεροσκάφους καλείται η ικανότητά του να επανέρχεται στην αρχική του θέση, μετά από μια μικρή απόκλιση, χωρίς την παρέμβαση του χειριστή.

Συνήθως σε κάθε αεροσκάφος, διακρίνουμε το κάθετο και το οριζόντιο ουραίο πτέρωμα. Το καθένα από αυτά αποτελείται από μια σταθερή επιφάνεια, που παρέχει την άντωση και την ευστάθεια, και από μια κινητή επιφάνεια, που ονομάζεται Πηδάλιο και παρέχει τον έλεγχο. Σημειώνεται ότι στα αεροσκάφη επιδόσεων, το οριζόντιο ουραίο πτέρωμα είναι ολόκληρο κινητό.

Το οριζόντιο ουραίο πτέρωμα παρέχει έλεγχο και ευστάθεια περί τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, ενώ το κάθετο ουραίο πτέρωμα περί τον κατακόρυφο άξονα. Οι αεροδυναμικές ροπές, που είναι απαραίτητες για τον έλεγχο, επιταχύνονται με κατάλληλες αποκλίσεις των πηδαλίων. Η γεωμετρία του ουραίου πτερώματος μπορεί να περιγραφεί

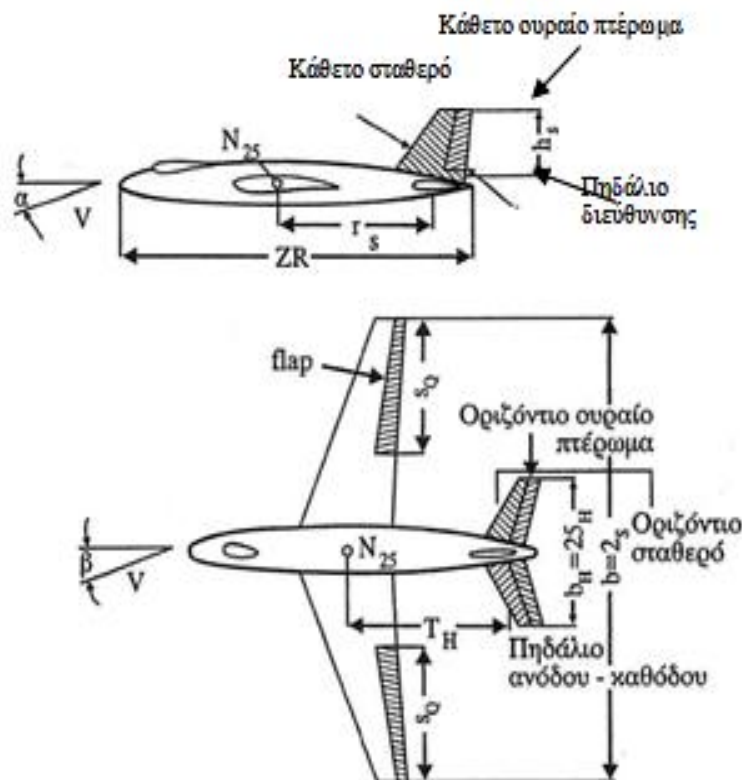
παρόμοια με την γεωμετρία της πτέρυγας, (Σχήμα 14), δηλαδή το εκπέτασμα b_H , την επιφάνεια S_H και την επιμήκυνση αυτού, ενώ η θέση του, ως προς το αεροσκάφος, ορίζεται από την απόσταση T_H μεταξύ του γεωμετρικού σημείου και της πτέρυγας.

$$AR_H = \frac{b_H^2}{S_H} \quad [1.14]$$

Όπου:

b_H = εκπέτασμα οριζόντιου ουραίου πτερώμας

S_H = επιφάνεια οριζόντιου ουραίου πτερώμας



Σχήμα 14: Γεωμετρία του ουραίου πτερώματος

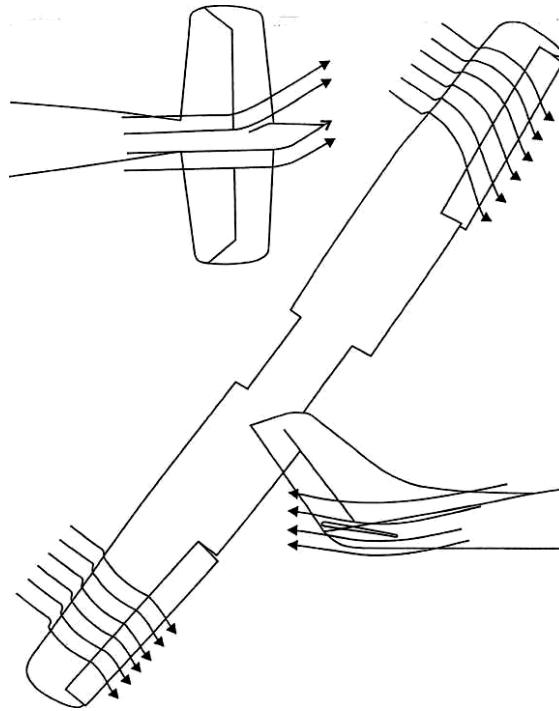
1.7. ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ

Αντισταθμιστικές διατάξεις, είναι οι μικρές επιφάνειες επάνω στα πηδάλια, τις οποίες ο χειριστής χρησιμοποιεί κατά τη διάρκεια της πτήσης, ώστε να εξουδετερώνει μικρές ροπές που εμφανίζονται στους διάφορους άξονες, από το γεγονός ότι οι τέσσερις βασικές δυνάμεις (άντωση, οπισθέλκουσα, βάρος, ώθηση) δεν έχουν στην πράξη, το αυτό σημείο εφαρμογής.

1.8. ΠΗΔΑΛΙΑ

Οι κινητές επιφάνειες (πηδάλια) στις πτέρυγες και στο ουραίο πτερώμα Σχήμα 15, όπως προαναφέρθηκε ρυθμίζουν τη στάση και τους ελιγμούς του αεροσκάφους.

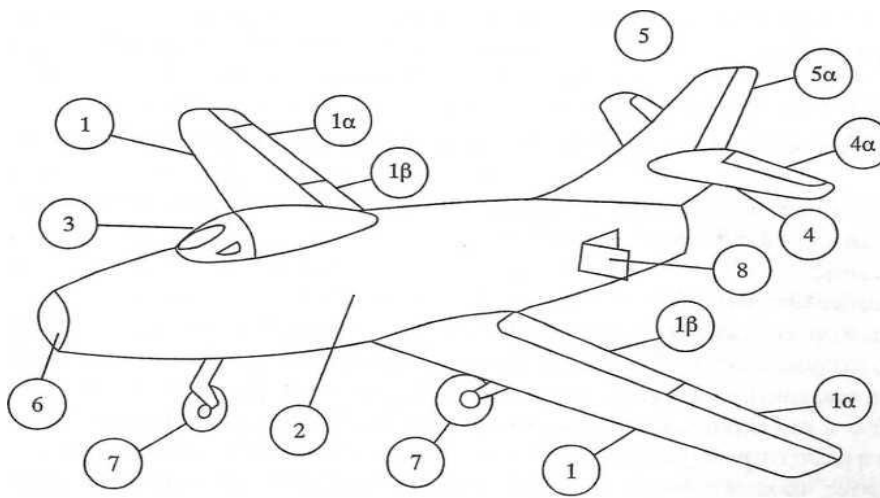
- Τα πηδάλια κλίσης, που κλείνουν κατά αντίθετες διευθύνσεις, αναγκάζουν την μια πτέρυγα να υψωθεί και την άλλη να χαμηλώσει.
- Το πηδάλιο ανόδου - καθόδου ρυθμίζει την διαμήκη στάση του αεροσκάφους και έτσι ελέγχει τη γωνία προβολής.
- Το πηδάλιο διεύθυνσης ρυθμίζει την πορεία συμπεριφορά του αεροσκάφους.



Σχήμα 15: Κινητές επιφάνειες (πηδάλια) στις πτέρυγες και στο ουραίο πτέρωμα

1.9. ΜΕΡΗ ΤΟΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Το κλασικό αεροσκάφος, αποτελείται από τα συγκροτήματα και τα μέρη που φαίνονται αριθμημένα στο Σχήμα 16.



Σχήμα 16: Μέρη αεροσκάφους

Στην συνέχεια ακολουθούν τα μέρη του αεροσκάφους όπως αυτά απεικονίζονται στο Σχήμα 16.

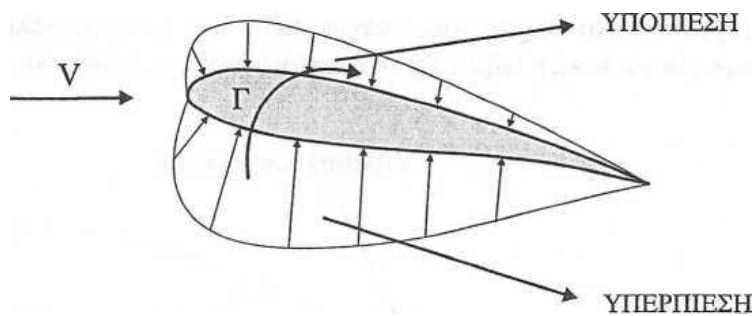
1. Η Πτέρυγα: Η πτέρυγα περιλαμβάνει τις διατάξεις, οι οποίες εξασφαλίζουν στο αεροσκάφος, ευστάθεια και έλεγχο περί τον διαμήκη άξονα. Αυτές είναι:
 - a) Τα πηδάλια κλίσης
 - b) Τα πηδάλια καμπυλότητας
2. Η Άτρακτος: Είναι το ογκωδέστερο συγκρότημα και κύριο σώμα του αεροσκάφους, το οποίο συνδέει την πτέρυγα με το ουραίο πτέρωμα αυτού. Στο εμπρόσθιο μέρος αυτής, βρίσκεται το Διαμέρισμα ή θάλαμος χειρισμού (3), πίσω δε από αυτό, ανάλογα με τον προορισμό του αεροσκάφους, βρίσκονται ο θάλαμος επιβατών, το διαμέρισμα φορτίου ή αποθήκη αποσκευών, το διαμέρισμα βομβών, οι δεξαμενές καυσίμου κ.λ.π. Μερικές φορές πάνω ή μέσα στην άτρακτο, είναι εγκατεστημένα, το προωθητικό σύστημα και το σύστημα προσγείωσης του αεροσκάφους, άλλοτε όμως τα συστήματα αυτά, καθώς και μερικές δεξαμενές καυσίμου, είναι εγκατεστημένα στην πτέρυγα.
3. Το ουραίο πτέρωμα, αποτελείται από δύο συγκροτήματα, το οριζόντιο και το κατακόρυφο, τα οποία είναι τοποθετημένα σταυροειδώς το ένα προς το άλλο. Το οριζόντιο πτέρωμα όταν δεν είναι τοποθετημένο στην κορυφή του κατακόρυφου (σε σχήμα T), διακόπτεται από το κατακόρυφο και έτσι αποτελείται από δύο μονάδες εκατέρωθεν αυτού.
4. Το οριζόντιο ουραίο πτέρωμα, το οποίο εξασφαλίζει την περί τον εγκάρσιο άξονα του αεροσκάφους ευστάθεια αυτού, αποτελείται από το οριζόντιο σταθερό και από τα πηδάλια ανόδου - καθόδου (elevators). Στα ταχεία αεροσκάφη, η αεροτομή του οριζόντιου ουραίου πτερώματος είναι πολύ λεπτή, σε μερικά δε από αυτά δεν υπάρχει σταθερό, διότι ολόκληρο το οριζόντιο πτέρωμα είναι κινητό.
5. Το κατακόρυφο ουραίο πτέρωμα, το οποίο εξασφαλίζει την περί τον κατακόρυφο άξονα του αεροσκάφους ευστάθεια αυτού, αποτελείται από το κατακόρυφο σταθερό και από το πηδάλιο αυτό, ο χειριστής επιτυγχάνει τον πορείακό έλεγχο του αεροσκάφους.
6. Είσοδος προωθητικού Συστήματος
7. Τροχοί
8. Αερόφρενα

Το αεροσκάφος, μπορεί να φέρει ένα ή περισσότερα προωθητικά συστήματα. Στα ελικοκίνητα αεροσκάφη, το προωθητικό σύστημα αποτελείται από έλικα, την οποία κινεί είτε εμβολοφόρος κινητήρας είτε αεριοστρόβιλος. Στα αεριοκίνητα αεροσκάφη, το προωθητικό σύστημα είναι ο στροβιλωθητής.

2. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ ΧΑΜΗΛΩΝ ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ

2.1. ΡΟΗ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΑΕΡΟΤΟΜΗ

Η αεροτομή παράγει άντωση εξαιτίας των υποπιέσεων που υπάρχουν στην ράχη της και των υπερπιέσεων που υπάρχουν στην κοιλιά της, όπως δείχνει και το Σχήμα 17.



Σχήμα 17: Πιέσεις που αναπτύσσονται στην αεροτομή

Διευκρινίζεται ότι για υπερπίεση και υποπίεση υπάρχει μια ευρεία έννοια. Το βασικό είναι, η πίεση στην ράχη, να είναι μικρότερη από ότι στην κοιλιά. Για να συμβεί αυτό πρέπει, σύμφωνα με τον Νόμο του Bernoulli να έχουμε στην ράχη μεγαλύτερες ταχύτητες ροής από ότι στην κοιλιά. Άρα, σε αναλογία με την ροή γύρω από τον κύλινδρο με περιστροφή λέγεται ότι η άντωση γύρω από την αεροτομή παράγεται χάρη στον συνδυασμό ροής με ταχύτητα V^∞ και δεξιόστροφου στροβίλου Γ που βρίσκεται μέσα στην πτέρυγα. Ισχύει λοιπόν ο νόμος των Kutta - Joukowski που λέει ότι η άντωση που παράγει η αεροτομή είναι:

$$L = \rho V^\infty \Gamma \quad [2.1]$$

Όπου:

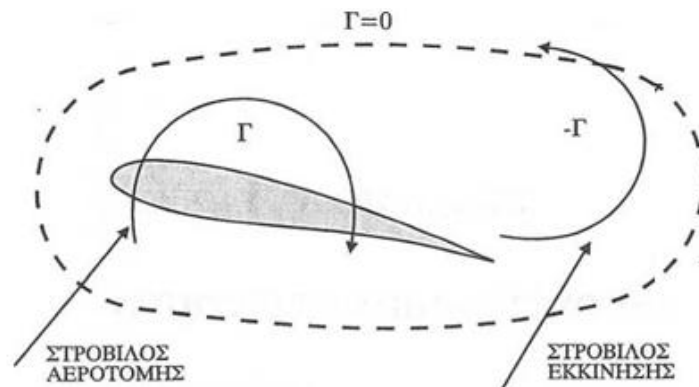
ρ = η πυκνότητα του αέρα
 V^∞ = η ταχύτητα ροής
 Γ = η κυκλοφορία.

2.1.1. ΣΥΝΘΗΚΗ KUTTA

Όταν ο αέρας είναι ακίνητος, οι τοπικές ταχύτητες γύρω από την αεροτομή είναι μηδέν, άρα και η $\Gamma = 0$, και δεν παράγεται άντωση. Σύμφωνα με τον νόμο του Thompson, που ισχύει για τους στροβίλους, η κυκλοφορία σε μια ρευστή γραμμή είναι ανεξάρτητη από τον χρόνο στην περίπτωση πραγματικού ρευστού, διότι, αν η κυκλοφορία δεν συντηρηθεί, το ρευστό θα επιβραδύνει εξαιτίας των εσωτερικών τριβών και κάποια στιγμή θα σταματήσει να περιστρέφεται.

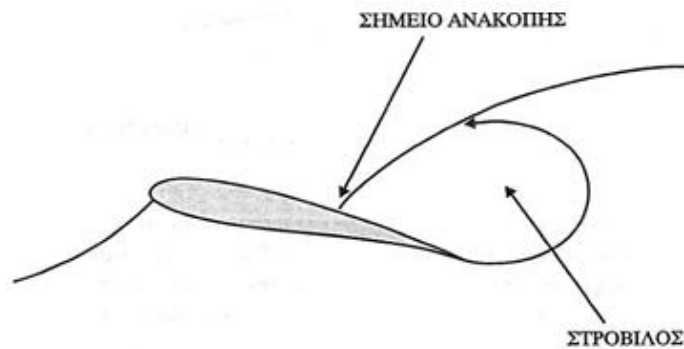
Όταν όμως είναι σε ιδανικό ρευστό άρα $D\Gamma/Dt = 0$ και εφ' όσον στην αρχή $\Gamma = 0$ πρέπει να μείνει έτσι. Η μόνη λύση για να ισχύει ο νόμος του Thompson και συγχρόνως να υπάρχει άντωση, δηλαδή $\Gamma \neq 0$, είναι να θεωρείται ότι κάπου στην αεροτομή δημιουργείται και ένας άλλος στρόβιλος κυκλοφορίας $-\Gamma$, δηλαδή ίσος και με αντίθετης φοράς περιστροφής, από

τον προηγούμενο. Αυτός ο στρόβιλος λέγεται στρόβιλος εκκίνησης (Σχήμα 18).



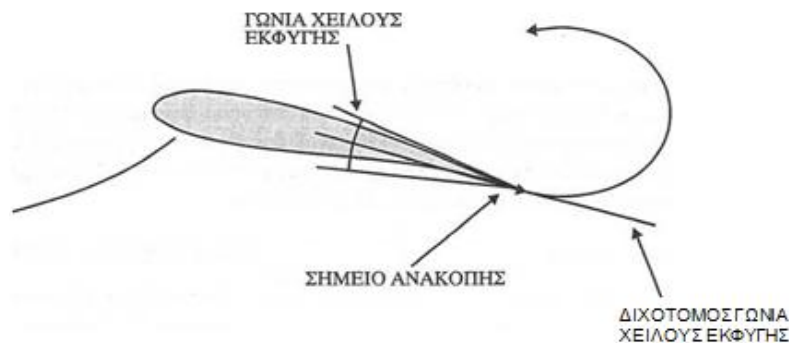
Σχήμα 18: Στρόβιλος Αεροτομής και Εκκίνησης

Ας δούμε τώρα, αν υπάρχει πραγματικά, αυτός ο στρόβιλος εκκίνησης. Το χείλος εκφυγής της αεροτομής είναι πολύ αιχμηρό. Στην περίπτωση ενός ιδανικού ρευστού, η ταχύτητα γύρω από αυτό θα είναι άπειρη. Στην περίπτωση πραγματικού ρευστού, η ταχύτητα θα είναι πολύ μεγάλη και εξαιτίας των δυνάμεων τριβής που δημιουργούνται εκεί, ο αέρας θα σχηματίσει έναν στρόβιλο όπως δείχνει το Σχήμα 19.



Σχήμα 19: Στρόβιλος και σημείο ανακοπής

Η ύπαρξη αυτού του στροβίλου, έχει σαν αποτέλεσμα την υποχώρηση του σημείου ανακοπής, μέχρι αυτός να εντοπισθεί στο χείλος εκφυγής. Τότε σταθεροποιείται η ροή σε εκείνη την περιοχή, ο στρόβιλος αποσπάται, από την αεροτομή και η ροή γίνεται όπως δείχνει το Σχήμα 20.



Σχήμα 20: Γωνία χείλους εκφυγής

Η συνθήκη ΚΥΤΤΑ λέει, ότι η ροή, αφήνει την αεροτομή, έχοντας διεύθυνση παράλληλη προς την διχοτόμο της γωνίας του χείλους εκφυγής. Για να εφαρμοστεί ακριβώς αυτή η συνθήκη, θα πρέπει το χείλος εκφυγής να είναι πολύ οξύ κάτι που δεν συμβαίνει στην πραγματικότητα. Έτσι, δημιουργείται πίσω από την αεροτομή μια περιοχή που λέγεται απόρρευμα, όπου οι εσωτερικές τριβές δεν είναι αμελητέες. Η ύπαρξη του απορρευμάτος έχει σαν αποτέλεσμα το πίσω σημείο ανακοπής, να μην είναι ακριβώς πάνω στο χείλος εκφυγής αλλά εντοπισμένο στο πίσω μέρος της ράχης με αποτέλεσμα να μειώνεται λίγο η άντωση. Στην πράξη αυτή η μείωση σε σχέση με την θεωρητική τιμή είναι περίπου 1%.

2.2. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

Όπως προαναφέρθηκε η αεροδυναμική δύναμη R , η οποία δημιουργείται όταν μία αεροτομή τοποθετηθεί σε ένα κινούμενο ρεύμα αέρα ή όταν ένα αεροσκάφος κινείται, αναλύεται σε δύο βασικές δυνάμεις: την άντωση L , και την οπισθέλκουσα D . Οι δυνάμεις αυτές εκφράζονται με τη βοήθεια των σχέσεων:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_L \quad [2.2]$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_D \quad [2.3]$$

Όπου:

- ρ = πυκνότητα του αέρα
- V = ταχύτητα πτήσης
- S = πτερυγική επιφάνεια
- C_L = συντελεστής άνωσης
- C_D = συντελεστής οπισθέλκουσας.

Άλλο χαρακτηριστικό σημείο της αεροτομής είναι το αεροδυναμικό κέντρο (a.c). Αυτό ορίζεται ως το σημείο ως προς το οποίο ο συντελεστής ροπής της αεροτομής C_{mo} παραμένει ανεξάρτητος από τη γωνία προσβολής αυτής. Αποδεικνύεται ότι το αεροδυναμικό κέντρο υπάρχει, η δε θέση του εξαρτάται από το είδος της αεροτομής. Για υποχηητικές αεροτομές (στρογγυλεμένο χείλος προσβολής και αιχμηρό χείλος εκφυγής), αυτό είναι στο 1/4 περίπου της χορδής της αεροτομής. Επίσης, χαρακτηριστικό στοιχείο της Αεροτομής είναι και ο συντελεστής ροπής πρόνευσης της αεροτομής ως προς το χείλος προσβολής C_{mo} , που αναφέραμε προηγουμένα. Ο συντελεστής αυτός ορίζεται από τη σχέση:

$$C_{mo} = \frac{M}{\frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot c} \quad [2.4]$$

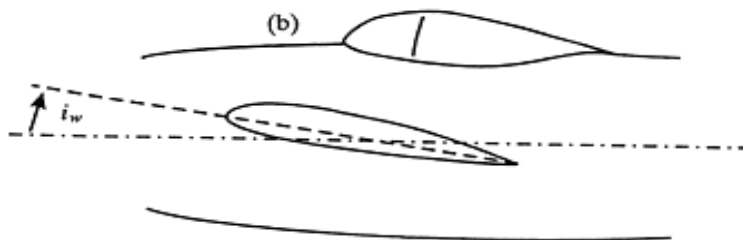
Όπου:

- M = η ροπή πρόνευσης της αεροτομής ως προς το αεροδυναμικό κέντρο
- ρ = η πυκνότητα του αέρα
- V = η ταχύτητα πτήσης
- S = η πτερυγική επιφάνεια και c η χορδή της αεροτομής.

Τέλος, ένα εξίσου σημαντικό στοιχείο της αεροτομής είναι η ιδανική γωνία προσβολής α_i στην οποία η αεροτομή παρουσιάζει την ελάχιστη οπισθέλκουσα.

2.3. ΓΩΝΙΑ ΣΦΗΝΩΣΗΣ Ή ΠΡΟΣΠΤΩΣΗΣ

Η πτέρυγα είναι κατά τη ρίζα της σφηνωμένη με την άτρακτο, με κάποια γωνία θετική ή αρνητική. Η γωνία αυτή, η οποία μετριέται μεταξύ του άξονα της άτρακτου που καθορίζει ο κατασκευαστής και της χορδής της πτέρυγας κατά τη ρίζα, ονομάζεται γωνία σφήνωσης ή πρόσπτωσης και συμβολίζεται με i_w . Η γωνία αυτή είναι περίπου 2° - 3° (Σχήμα 21).



Σχήμα 21: Γωνία σφήνωσης ή πρόσπτωσης

Γωνία σφήνωσης έχει και το οριζόντιο ουραίο περύγιο, ανάλογα με τα απαιτούμενα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αυτού (θέση, μέγεθος, αεροτομή, ρόλος του αεροσκάφους), η οποία δεν είναι κατά κανόνα ίδια με τη γωνία σφήνωσης της πτέρυγας.

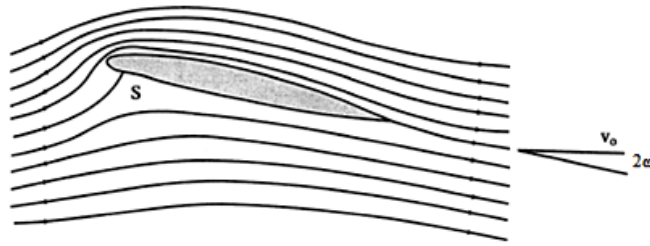
2.4. ΚΑΤΑΝΟΜΗ ΠΙΕΣΗΣ ΣΕ ΑΕΡΟΤΟΜΗ

Όταν ένα ρεύμα περιρρέει μία αεροτομή, τοποθετημένη μέσα σε αυτό με κάποια γωνία προσβολής, τότε εμφανίζεται στένωση των ρευματικών γραμμών στη ράχη και διεύρυνση αυτών στην κοιλία της αεροτομής. Η μεταβολή αυτή των αποστάσεων των ρευματικών γραμμών, σύμφωνα με την εξίσωση συνέχειας, συνεπάγεται επιτάχυνση της ροής στη ράχη της αεροτομής και επιβράδυνση στην κοιλία. Αυτές οι τοπικές αλλαγές στην ταχύτητα γύρω από την αεροτομή, σύμφωνα με το θεώρημα Bernoulli, συνεπάγονται και αλλαγές της στατικής πίεσης. Η κατανομή αυτής της πίεσης ορίζει την παραγόμενη άντωση, τη ροπή πρόνευσης, την οπισθέλκουσα, τη θέση του κέντρου πίεσης και εκφράζεται συνήθως με τη βοήθεια ενός συντελεστή πίεσης C_p , ο οποίος δίνεται από τη σχέση:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad [2.5]$$

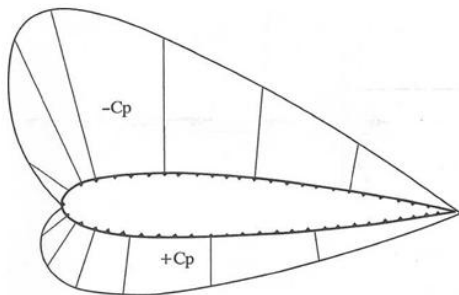
Θα πρέπει στο σημείο αυτό να αναφερθούν ορισμένες βασικές έννοιες, σχετικές με την κατανομή της πίεσης γύρω από μία υποηχητική αεροτομή.

- i. Σημείο ανακοπής σε ένα πεδίο ροής, ονομάζεται το σημείο εκείνο, στο οποίο η ταχύτητα της ροής είναι μηδέν. Σύμφωνα με το θεώρημα Bernoulli στο σημείο ανακοπής, η πίεση λαμβάνει μεγάλες τιμές και ο συντελεστής πίεσης C_p την μέγιστη τιμή του 1, όπως καθαρά φαίνεται από τη σχέση (2.5). Η εμφάνιση σημείων ανακοπής σε μία υποηχητική αεροτομή, παίζει σπουδαίο ρόλο για την κατανομή των πιέσεων σ' αυτή, η δε θέση αυτών επάνω στην αεροτομή ποικίλλει, σε σχέση με τη γωνία προσβολής. Για την αεροτομή του Σχήματος 22, το σημείο ανακοπής είναι το S. Θα πρέπει εδώ να σημειώσουμε, ότι για να έχουμε ανακοπή, δεν είναι πάντοτε απαραίτητη η παρουσία ενός στερεού σώματος μέσα στη ροή. Όταν δύο ή περισσότερα ρεύματα συναντώνται έτσι ώστε σε κάποιο σημείο, η συνισταμένη ταχύτητα της ροής να μηδενίζεται, τότε το σημείο αυτό είναι το σημείο ανακοπής.

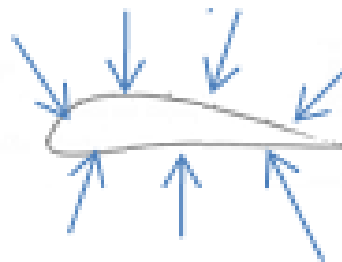


Σχήμα 22: Αεροτομή και σημείο ανακοπής (S)

- ii. Θετικός συντελεστής πίεσης σημαίνει, ότι η πίεση σε αυτή την περιοχή της ροής, είναι μεγαλύτερη από αυτή της ελεύθερης ροής, ενώ αρνητικός συντελεστής, σημαίνει ότι η πίεση είναι μικρότερη από αυτή της ελεύθερης ροής.
 Με βάση τα προηγούμενα και από το γεγονός ότι γύρω από μία αεροτομή υπάρχει διαφορετική κατανομή πιέσεων, εξαιτίας των υπερπιέσεων και υποπιέσεων της κοιλίας και της ράχης αντίστοιχα, θεωρείται απαραίτητη η δυνατότητα μιας γραφικής παράστασης αυτού του συντελεστή πίεσης. Από μία επιφάνεια αεροτομής χαράσσουμε ευθείες σε κάθε σημείο, των οποίων το μήκος είναι ανάλογο με τον συντελεστή πίεσης σ' αυτό το σημείο, και οι οποίες είναι κάθετες στην επιφάνεια της αεροτομής. Οι άκρες αυτών των γραμμών ενώνονται με καμπύλες όπως φαίνεται στο Σχήμα 23. Από το σχήμα αυτό βλέπουμε ότι η μείωση της πίεσης στην ράχη της αεροτομής σε σχέση με την πίεση της ανεπηρέαστης ροής συμβάλει περισσότερο στην στήριξη του αεροσκάφους στον αέρα, παρά η αύξηση της πίεσης στην κοιλιά. Ενδιαφέρον παρουσιάζει ένα ανάλογο διάγραμμα Σχήμα 24, όπου σχεδιάζονται οι πραγματικές πιεστικές δυνάμεις στην επιφάνεια της αεροτομής δηλαδή τοπική πίεση στην αντίστοιχη επιφάνεια. Από το σχήμα αυτό βλέπουμε, ότι οι δυνάμεις, που πιέζουν την πτέρυγα στην κοιλιά είναι μεγαλύτερες από αυτές που πιέζουν την ράχη. Το διανυσματικό άθροισμα όλων αυτών των δυνάμεων μας δίνει την αεροδυναμική δύναμη R.



Σχήμα 23: Θετικός και αρνητικός συντελεστής πίεσης



Σχήμα 24: Πραγματικές πιεστικές δυνάμεις στην επιφάνεια της αεροτομής

2.5. ΑΝΤΩΣΗ - ΚΑΜΠΥΛΗ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ ΑΝΤΩΣΗΣ

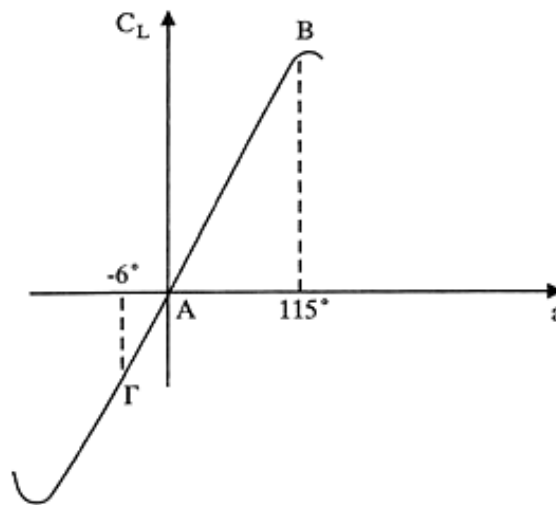
Η άντωση L είναι η επιθυμητή συνιστώσα της συνολικής αεροδυναμικής δύναμης R, διότι αυτή εξασφαλίζει τη στήριξη του αεροσκάφους. Όπως έχουμε αναφέρει προηγούμενα, η άντωση δίνεται από την πειραματική σχέση:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L = q \cdot C_L \cdot S \quad [2.6]$$

Όπου:

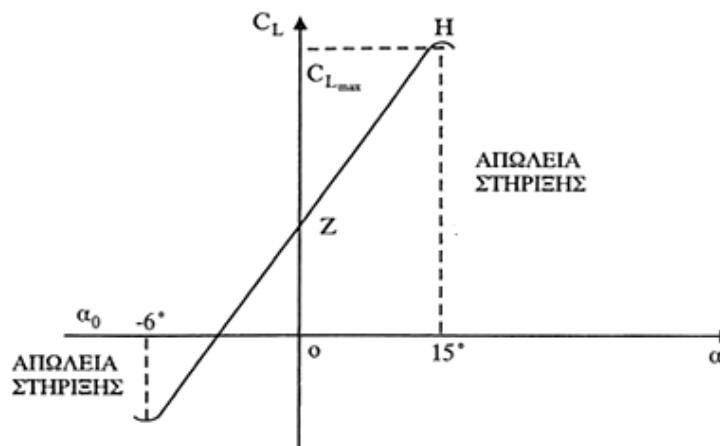
q = η δυναμική πίεση,
 C_L = ο συντελεστής άντωσης
 S = η πτερυγική επιφάνεια.

Σημειώνεται ότι ο συντελεστής άντωσης C_L , είναι ένας αδιάστατος αριθμός για καθαρή πτέρυγα, λαμβάνει τιμές μέχρι 1,5 περίπου και μεταβάλλεται κύρια με τη γωνία προσβολής α σε τιμές από -6° μέχρι 15° . Για γωνίες μεγαλύτερες των 15° και μικρότερες των -6° το C_L είναι μηδέν, άρα δεν υπάρχει άντωση. Τότε το αεροσκάφος έχει πέσει σε απώλεια στήριξης. Η μεταβολή της γωνίας προσβολής μετά του C_L , για συμμετρική αεροτομή, δίνεται από την καμπύλη του Σχήματος 25. Από το Σχήμα αυτό παρατηρούμε ότι για $\alpha = 0^\circ$ το $C_L = 0$.



Σχήμα 25: Μεταβολή της γωνίας προσβολής μετά του συντελεστής άντωσης (C_L), για συμμετρική αεροτομή.

Ωστόσο, το γενικό διάγραμμα όμως $C_L - \alpha$ έχει τη μορφή του Σχήματος 26, (μη συμμετρικής αεροτομής). Η καμπύλη του Σχήματος 26, η οποία είναι γνωστή ως καμπύλη άντωσης, παρέχει το τρόπο, με τον οποίο ο συντελεστής άντωσης μιας διδιάστατης αεροτομής, με συμβατική θετική καμπυλότητα, μεταβάλλεται με τη γωνία προσβολής.



Σχήμα 26: Μεταβολή της γωνίας προσβολής μετά του συντελεστής άντωσης (C_L), για μη συμμετρική αεροτομή.

Από το Σχήμα 26 πραγματοποιούνται οι παρακάτω παρατηρήσεις:

- a) Η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης α_0 , είναι αρνητική. Το μέγεθος της, γενικά είναι περίπου ίσο σε μοίρες με το επί της % της καμπυλότητας της αεροτομής: Δηλαδή μία αεροτομή με 2% καμπυλότητα, θα έχει $\alpha_0 = -2^\circ$. Για συμμετρικές αεροτομές έχουμε $\alpha_0 = 0$.
- b) Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνει από τη τιμή της μηδενικής άντωσης, ο συντελεστής άντωσης αυξάνει γραμμικά με αυτή για ένα αρκετά μεγάλο διάστημα. Αυτό συμβαίνει μέχρι μία ορισμένη τιμή της γωνίας προσβολής, η οποία ονομάζεται γωνία απώλειας στήριξης ή κρίσιμη γωνία προσβολής $\alpha_{\text{κρισ.}}$, για την οποία τιμή, ο συντελεστής άντωσης λαμβάνει τη μέγιστη τιμή του, $C_{L\text{max}}$. Για κάθε αύξηση της γωνίας προσβολής, μετά την $\alpha_{\text{κρισ.}}$, έχουμε ελάττωση του συντελεστή άντωσης. Αυτό οφείλεται στην αποκόλληση του οριακού στρώματος από την ράχη της αεροτομής και στη συνέχεια την εμφάνιση του φαινομένου της απώλειας στήριξης. Χαρακτηριστική γωνία απώλειας στήριξης είναι περίπου 15° και ένα χαρακτηριστικό $C_{L\text{max}}$ για μία επίπεδη πτέρυγα, χωρίς μηχανισμούς υψηλής άντωσης, είναι περίπου 1.2 -1.4.
- c) Για το γραμμικό τμήμα της καμπύλης ισχύει:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0) \quad [2.7]$$

Όπου:

$a =$ σταθερά.

Τότε ισχύει:

$$\frac{dc_L}{da} = a \quad [2.8]$$

Η παραγωγός αυτή ονομάζεται κλίση της καμπύλης της άντωσης.

Η θεωρητική της τιμή είναι 2η, αλλά πειράματα έχουν αποδείξει ότι μια χαρακτηριστική τιμή για μια διδιάστατη αεροτομή είναι γύρω στα 5.7 ανά rad ή περίπου 0.1 ανά μοίρα.

2.5.1. ΜΕΓΙΣΤΟΣ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗΣ ΑΝΤΩΣΗΣ

Σχετικά με το μέγιστο συντελεστή άντωσης, μιας αεροτομής θα πρέπει να αναφερθεί ότι για μια δεδομένη αεροτομή, έχει μία μοναδική τιμή και πάντα λαμβάνει αυτή τη τιμή σε μία σταθερή γωνία απώλειας στήριξης, ανεξάρτητα από τις μεταβολές των ταχυτήτων του αεροσκάφους, όπως στα ακροβατικά και στους ελιγμούς. Πάντως επηρεάζεται από τους παρακάτω παράγοντες.

Σχετικά με το μέγιστο συντελεστή άντωσης, $C_{L\text{max}}$, μιας αεροτομής θα πρέπει να αναφερθεί ότι για μια δεδομένη αεροτομή, έχει μία μοναδική τιμή και πάντα λαμβάνει αυτή τη τιμή σε μία σταθερή γωνία απώλειας στήριξης, ανεξάρτητα από τις μεταβολές των ταχυτήτων του αεροσκάφους, όπως στα ακροβατικά και στους ελιγμούς. Πάντως επηρεάζεται από τους παρακάτω παράγοντες.

- a) Πάχος: Μία μικρή σχετικά αναλογία μεταξύ πάχους - χορδής της αεροτομής, συνήθως σημαίνει χαμηλή τιμή του $C_{L\text{max}}$, η οποία αυξάνει με το t/c μέχρι στον $t/c = 12 -14\%$, αλλά ελαττώνεται με μεγαλύτερα πάχη.
- b) Καμπυλότητα: Το αποτέλεσμα της καμπυλότητας της αεροτομής, είναι να αυξάνει τη κυκλοφορία γύρω από τη πτέρυγα και έτσι να αυξάνει την άντωση, σε όλες τις γωνίες προσβολής. Αν και αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να προκαλέσει ελαφρά γρηγορότερα απώλεια στήριξης, αυξάνει το $C_{L\text{max}}$.

- c) Αριθμός Reynolds: Γενικά όσο πιο μεγάλος είναι ο αριθμός Re, τόσο περισσότερο καθυστερεί η αποκόλληση του οριακού στρώματος της ράχης. Έτσι αυξάνοντας τον αριθμό Re, αυξάνουμε και το C_{Lmax} .
- d) Ακτίνα Χείλους Προσβολής: Ένα αρκετά αιχμηρό χείλος προσβολής (δηλαδή με μικρή ακτίνα καμπυλότητας), μπορεί να δημιουργήσει γρήγορα αποκόλληση (τη γνωστή απώλεια στήριξης του χείλους προσβολής) και έτσι να έχουμε μία μικρή τιμή για το C_{Lmax} . Εάν το χείλος προσβολής είναι αρκετά αιχμηρό, η αναλογία πάχους - χορδής είναι συνήθως μικρή ((α) περίπτωση).

2.6. ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ - ΚΑΜΠΥΛΗ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑΣ

Η Οπισθέλκουσα μιας διδιάστατης πτέρυγας ονομάζεται παράσιτη οπισθέλκουσα (profile drag). Η παράσιτη οπισθέλκουσα είναι το άθροισμα δυο οπισθέλκουσων της οπισθέλκουσας σχήματος (form drag) και της οπισθέλκουσας τριβής (skin friction). Έτσι ισχύει:

$$D_0 = D_{\Sigma X} + D_{TP} \quad [2.9]$$

Η οπισθέλκουσα που οφείλεται στη κατανομή των πιέσεων πάνω στην αεροτομή και εξαρτάται από το σχήμα της, ενώ η οπισθέλκουσα τριβής είναι η οπισθέλκουσα που οφείλεται στο ιξώδες του αέρα. Για μία καλοσχεδιασμένη αεροτομή, σε μικρή γωνία προσβολής, το οριακό στρώμα είναι λεπτό και η οπισθέλκουσα Σχήματος είναι πολύ μικρότερη από την οπισθέλκουσα τριβής. Καθώς όμως η γωνία προσβολής αυξάνει και πλησιάζει την τιμή της γωνίας της απώλειας στήριξης, το σημείο αποκόλλησης του οριακού στρώματος προχωρεί προς τα εμπρός και έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του πάχους του οριακού στρώματος. Σε αυτή την περίπτωση η οπισθέλκουσα Σχήματος αυξάνει πολύ γρήγορα και στην απώλεια στήριξης είναι μεγαλύτερη από την Οπισθέλκουσα τριβής, η οποία δεν μεταβάλλεται αισθητά με τη γωνία προσβολής.

Έτσι για ένα φάσμα μικρών γωνιών προσβολής, ο συντελεστής της παράσιτης οπισθέλκουσας C_{D0} , αυξάνει πολύ αργά, και συχνά θεωρείται σταθερός. Σ' ένα μεγαλύτερο φάσμα γωνιών προσβολής, μικρότερων της απώλειας στήριξης, η αύξηση του C_{D0} είναι περίπου ανάλογη του συντελεστή άντωσης και έτσι μπορούμε να γράψουμε:

$$C_{D0} = C_{DZ} + bC_L^2 \quad [2.10]$$

Όπου:

b = μια μικρή θετική σταθερά, (περίπου 0.01)

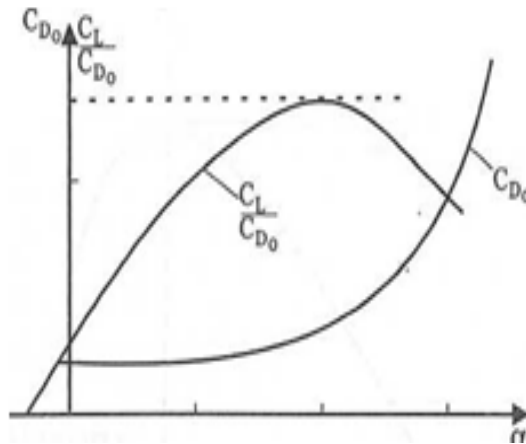
C_D = ο συντελεστής οπισθέλκουσας με μηδενική άντωση.

Ένας σπουδαίος παράγοντας, επειδή μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως μέτρο της απόδοσης της αεροτομής, είναι ο λόγος της άντωσης προς την οπισθέλκουσα. Αυτός μπορεί να γραφεί ως:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 S}{C_D \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 S} = \frac{C_L}{C_D} \quad [2.11]$$

Εάν μελετηθεί μόνο τη παράσιτη οπισθέλκουσα, (υπάρχουν και άλλες μορφές οπισθέλκουσας, όπως θα δούμε στη συνέχεια) ο λόγος C_L/C_D , αυξάνει με τη γωνία προσβολής αρχικά πολύ απότομα, αφού ο C_L αυξάνει γραμμικά με τη γωνία προσβολής,

ενώ ο C_{D_0} παραμένει περίπου σταθερός. Στη συνέχεια ο C_{D_0} αρχίζει να αυξάνει όλο και πιο γρήγορα, καθώς ο C_L αυξάνει πολύ πιο αργά, όταν πλησιάζει τη περιοχή της απώλειας στήριξης. Έτσι σε μια ορισμένη γωνία προσβολής, πριν από την απώλεια στήριξης, ο λόγος C_L / C_D φθάνει μία μέγιστη τιμή και στη συνέχεια ελαττώνεται. Για μια διδιάστατη αεροτομή το μέγιστο του λόγου L/D μπορεί να είναι γύρω στο 60 - 70, ή ακόμα μεγαλύτερο και η γωνία προσβολής που συμβαίνει αυτό είναι γύρω στις $8^\circ - 10^\circ$. Το Σχήμα 27 παρέχει τις μεταβολές του C_{D_0} και του C_L/C_D με τη γωνία προσβολής.



Σχήμα 27: Μεταβολές του C_{D_0} και του C_L/C_D με τη γωνία προσβολής

Σημειώνεται ότι σε μια τριδιάστατη πτέρυγα δημιουργείται μία ακόμα οπισθέλκουσα (επαγωγική), η οποία ελαττώνει το μέγιστο του λόγου L/D σε μία πολύ πιο μικρή τιμή, που συνήθως γίνεται σε μια πιο μικρή γωνία προσβολής.

2.7. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΚΑΙ ΡΟΠΕΣ ΠΟΥ ΕΦΑΡΜΟΖΟΝΤΑΙ ΣΕ ΑΕΡΟΤΟΜΗ

Όπως προαναφέρθηκε, οι δυνάμεις που ενασκούνται πάνω σε μια αεροτομή, οφείλονται στην διαφορά πιέσεων ανάμεσα στη ράχη και την κοιλιά της. Πρέπει να τονισθεί ότι η συνισταμένη αυτών των δυνάμεων που ονομάσαμε άντωση και οπισθέλκουσα λέγεται αεροδύναμη. Οι εκφράσεις των L (άντωση) και Π (οπισθέλκουσα) είναι αντίστοιχα:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V_\infty^2 \cdot C_L \quad [2.12]$$

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V_\infty^2 \cdot C_D \quad [2.13]$$

Όπου:

ρ = η πυκνότητα του αέρα

S = η χαρακτηριστική επιφάνεια (στην περίπτωση της αεροτομής S = μήκος χορδής x 1 ενώ στην περίπτωση της πτέρυγας S = πτερυγική επιφάνεια)

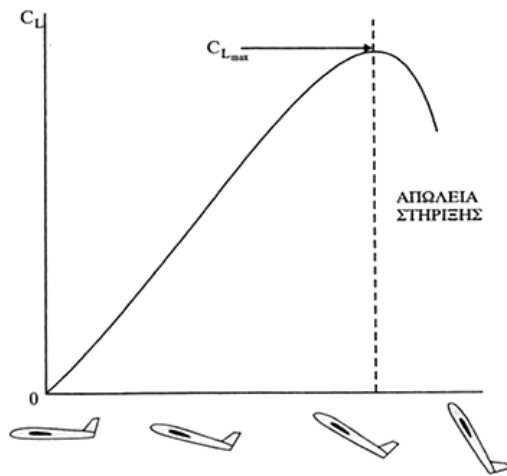
V_∞ = η ταχύτητα Αέρα

C_L = ο συντελεστής άντωσης

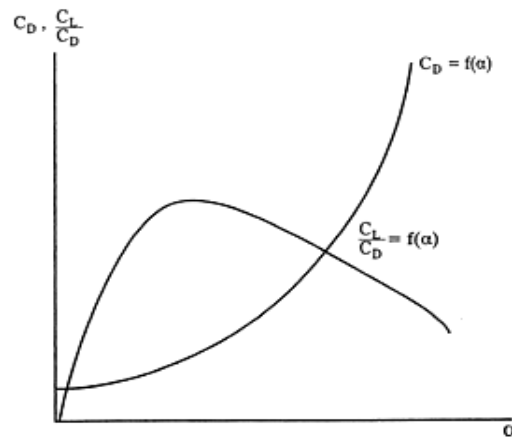
C_D = ο συντελεστής οπισθέλκουσα

Η ροή γύρω από μια δεδομένη αεροτομή εξαρτάται και από τη γωνία προσβολής α .

Αυτό σημαίνει ότι η κατανομή των πιέσεων πάνω στην αεροτομή, άρα η άντωση και η οπισθέλκουσα εξαρτάται από το α . Επειδή για δεδομένες συνθήκες πτήσης τα ρ, S, V^∞ είναι σταθερά, συμπεραίνεται ότι τα C_L και C_D είναι συναρτήσεις της α . Τα Σχήματα 28 και 29, δείχνουν μια τυπική μεταβολή των C_L και C_D , σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α .



Σχήμα 28: Τυπική μεταβολή του C_L σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α



Σχήμα 29: Τυπική μεταβολή του C_D , σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α .

Στην $C_L=f(\alpha)$ διακρίνεται, ότι υπάρχει μια κρίσιμη γωνία προσβολής, $\alpha_{κρ}$, στην οποία αντιστοιχεί το C_{Lmax} και πέρα από την οποία έχουμε πτώση του C_L , άρα και πτώση της L . Το φαινόμενο αυτό λέγεται απώλεια στήριξης και οφείλεται στην αποκόλληση του οριακού στρώματος από την ράχη της αεροτομής. Επειδή βρίσκεται σε υποηχητική περιοχή ταχυτήτων, σύμφωνα με την εξίσωση της διατήρησης της μάζας, όταν η ροή συναντά αυξανόμενη διατομή, η ταχύτητα της μειώνεται, πράγμα που, σύμφωνα με τον νόμο του Bernoulli, σημαίνει αύξηση της πίεσης. Έτσι όσο αυξάνει η α , το οριακό στρώμα στην ράχη της αεροτομής συναντά όλο και πιο μεγάλες πιέσεις, άρα επιβραδύνεται, όπως γνωρίζουμε από τη θεωρία του οριακού στρώματος. Όσο η γωνία προσβολής πλησιάζει την $\alpha_{κρ}$, τόσο αυξάνει η πίεση και για $\alpha = \alpha_{κρ}$, οι πιέσεις είναι τέτοιες που το οριακό στρώμα αποκολλάται από την ράχη της αεροτομής, με αποτέλεσμα να καταστραφεί η άντωση. Η τιμή της $\alpha_{κρ}$ εξαρτάται από το σχήμα της αεροτομής, την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους και την πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο ύψος πτήσης. Για δεδομένο βάρος W του αεροσκάφους, για ευθεία και οριζόντια πτήση πρέπει να ικανοποιείται η σχέση:

$$L = W \quad [2.14]$$

Αυτό σημαίνει ότι για ότι για την απαιτούμενη άντωση σε δεδομένο ύψος πτήσης, άρα με δεδομένο ρ και με δεδομένα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, άρα με δεδομένο S , πρέπει ή να έχουμε μεγάλο V^∞ και μικρό C_L , δηλαδή πτήση με μεγάλη ταχύτητα, άρα μικρή γωνία προσβολής, ή το αντίθετο, δηλαδή πτήση με μικρή ταχύτητα, άρα μεγάλη γωνία προσβολής. Σε αυτή την δεύτερη περίπτωση, η ταχύτητα δεν πρέπει να πέσει κάτω από μια ορισμένη τιμή, διότι τότε θα έχουμε υπέρβαση της α και απώλεια στήριξης. Επειδή η πυκνότητα του αέρα αλλάζει με το ύψος, θα έπρεπε για κάθε ύψος να δίδεται η απαιτούμενη αληθής ταχύτης, έτσι ώστε η εξίσωση (2.14) να ικανοποιείται. Με την χρήση όμως της δεικνυόμενης ταχύτητας ισχύει:

$$\frac{1}{2}\rho \cdot S \cdot V_\infty^2 \cdot C_L = \frac{1}{2}\rho_0 \cdot S \cdot V_0^2 \cdot C_L \quad [2.15]$$

Όπου:

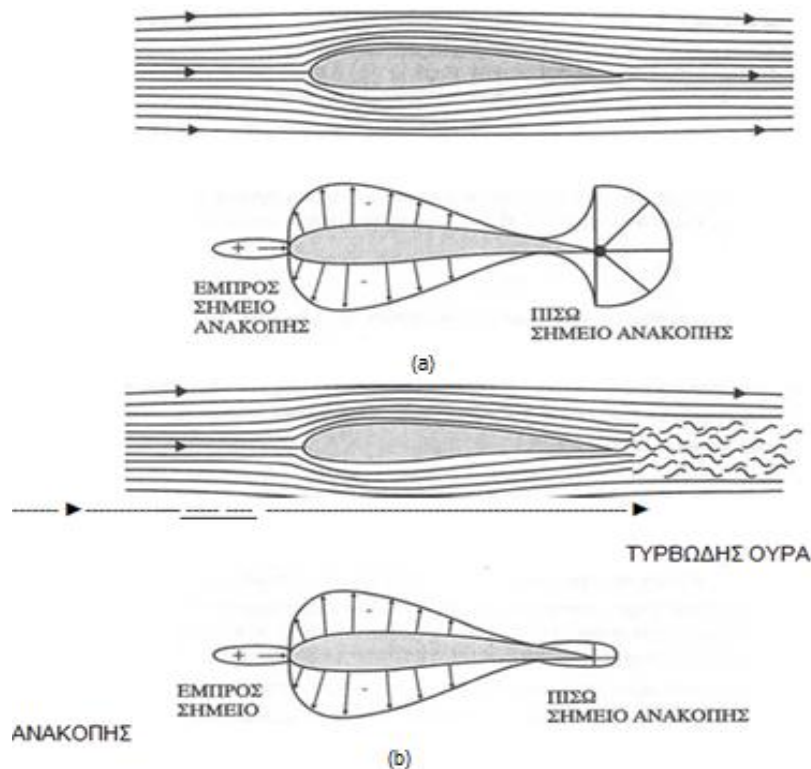
ρ_0 = η πυκνότητα του αέρα στο ύψος πτήσης

V_0 = η δεικνυόμενη ταχύτητα

Αυτό σημαίνει ότι η δεικνυόμενη ταχύτητα που αντιστοιχεί στην κρίσιμη γωνία προσβολής, άρα στην απώλεια στήριξης, είναι σταθερή σε όλα τα ύψη και ότι για σταθερή δεικνυόμενη ταχύτητα, η άντωση είναι σταθερή σε όλα τα ύψη. Γι' αυτούς τους λόγους προτιμάμε την δεικνυόμενη από την αληθή ταχύτητα. Πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι για μικρές γωνίες προσβολής (της τάξης των 8°), η μεταβολή του C_L μπορεί να θεωρηθεί γραμμική, καθώς και το ότι η καμπύλη θα περάσει από την αρχή 0, αν η αεροτομή είναι συμμετρική, οπότε για μηδενική γωνία προσβολής, θα έχουμε και μηδενική άντωση. Αν η αεροτομή δεν είναι συμμετρική, όπως συμβαίνει συνήθως, ακόμα και για κάποιες αρνητικές τιμές της γωνίας προσβολής θα έχουμε άντωση. Τέλος χρησιμοποιούμε την ισοδύναμη ταχύτητα αέρα για την οποία ισχύει ο ίδιος συλλογισμός που έγινε και για την δεικνυόμενη. Τον συντελεστή οπισθέλκουσας μπορούμε να τον αναλύσουμε σε δύο μέρη: τον συντελεστή οπισθέλκουσας τριβής C_{DT} και τον συντελεστή μορφικής οπισθέλκουσας C_{DM} και ισχύει δηλαδή:

$$C_D = C_{DT} + C_{DM} \quad [2.16]$$

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας τριβής C_{DT} οφείλεται στις τριβές ανάμεσα στον αέρα και την αεροτομή, ενώ ο συντελεστής μορφικής οπισθέλκουσας οφείλεται στην κατανομή των πιέσεων επάνω σε αυτήν. Η κατανομή αυτή εξαρτάται από τις τοπικές ταχύτητες της ροής, άρα από την μορφή της αεροτομής, καθώς και από το αν το ρευστό είναι ιδανικό ή πραγματικό. Αν είναι πραγματικό, θεωρούμε ότι έχουμε ροή ιδανικού ρευστού, όχι γύρω από την αεροτομή, αλλά γύρω από την διαχωριστική γραμμή ανάμεσα στο οριακό στρώμα και στο υπόλοιπο ρευστό. Εξαιτίας του οριακού στρώματος, το πίσω μέρος της αεροτομής δεν κλίνει αλλά παραμένει ανοικτό, όπως δείχνει το Σχήμα 30.



Σχήμα 30: Ροή γύρω από συμμετρική αεροτομή σε 0° γωνία προσβολής (α) χωρίς ιξώδες, (β) με ιξώδες

Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα, η πίεση στο πίσω μέρος να είναι μικρότερη στην περίπτωση της πραγματικής ροής από ότι στην ιδανική. Αντίθετα, η πίεση εμπρός είναι σχεδόν ίδια και στις δύο περιπτώσεις. Εξαιτίας αυτής της καινούργιας κατανομής της πίεσης, μεταβάλλεται η μορφική οπισθέλκουσα. Και εδώ ισχύει, σύμφωνα με τον ίδιο ακριβώς συλλογισμό που έγινε για την άντωση, ότι για σταθερή δεικνυόμενη, ή ισοδύναμη ταχύτητα αέρα, η οπισθέλκουσα παραμένει σταθερή σε όλα τα ύψη. Η κατανομή των πιέσεων δεν είναι όμοια στην γενική περίπτωση, στην ράχη και στην κοιλιά της αεροτομής. Αυτό σημαίνει, ότι οι δυνάμεις πίεσης, που εξασκούνται πάνω σε αυτές τις επιφάνειες, δημιουργούν μια ροπή που λέγεται ροπή πρόνευσης και η οποία προσπαθεί να περιστρέφει την αεροτομή. Αν η περιστροφή έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση της α η ροπή είναι θετική ενώ στην αντίθετη περίπτωση αρνητική. Η έκφραση αυτής της ροπής είναι:

$$M = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V_{\infty}^2 \cdot C_m \quad [2.17]$$

Όπου:

C_m = ο συντελεστής ροπής πρόνευσης

Στην γενική περίπτωση, δηλαδή σε τυχαία γωνία προσβολής για τυχαία αεροτομή, ο συντελεστής ροπής πρόνευσης C_m δίδεται από την σχέση:

$$C_m = C_{m_0} + kC_L \quad [2.18]$$

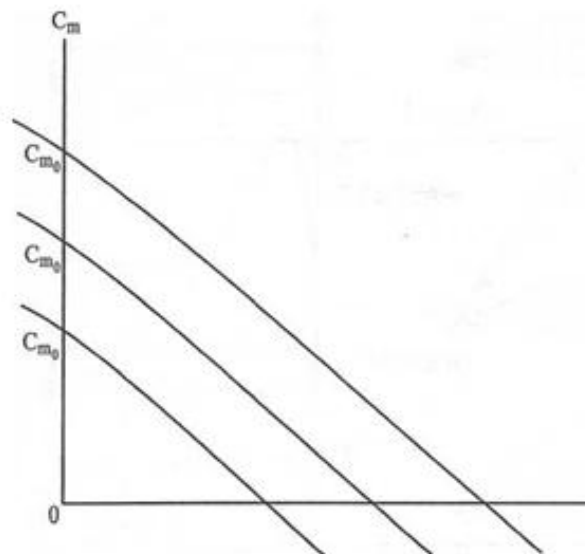
Όπου:

C_{m_0} = ο συντελεστής ροπής πρόνευσης σε γωνία α

k = η σταθερά θετική ή αρνητική, που εξαρτάται από την θέση της ροπής.

Σημειώνεται όταν $L=0$ (αν η αεροτομή είναι συμμετρική) τότε για $\alpha=0$ και $C_{m_0}=0$. Σε τυχαία αεροτομή $C_{m_0} > 0$ ή 0 ανάλογα με την κατανομή των πιέσεων πάνω στις επιφάνειες της).

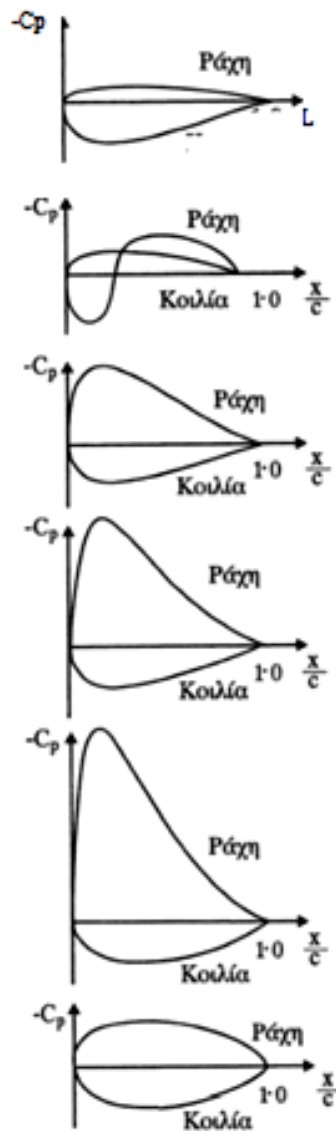
Το Σχήμα 31 δίνει τη γραφική παράσταση της σχέσης (2.18), για διάφορες τιμές του C_{m_0} .



Σχήμα 31: Γραφική παράσταση συντελεστής ροπής πρόνευσης για διάφορες τιμές της

2.8. ΜΕΤΑΒΟΛΗ ΚΑΤΑΝΟΜΗΣ ΠΙΕΣΗΣ ΜΕ ΓΩΝΙΑ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ

Η κατανομή της πίεσης, γύρω από μια διδιάστατη αεροτομή, μεταβάλλεται με την γωνία προσβολής. Η μεταβολή αυτή, παρουσιάζει ενδιαφέρον και έχει μεγάλη πρακτική σημασία, διότι η κατανομή της πίεσης είναι συνάρτηση της παραγόμενης άντωσης. Οι γραφικές παραστάσεις του Σχήματος 32 σημειώνουν ενδεικτικά την γενική φύση αυτών των μεταβολών και παρέχουν την δυνατότητα εξαγωγής ορισμένων βασικών συμπερασμάτων. Έτσι, όταν $\alpha = -5^\circ$, το σημείο ανακοπής βρίσκεται στην επάνω επιφάνεια της αεροτομής και η άντωση είναι αρνητική. Για την περίπτωση που $\alpha = -2^\circ$, έχουμε μία τυπική κλίση μηδενικής άντωσης. Παρατηρείται ότι η συνολική εσώκλειστη επιφάνεια από την καμπύλη στη γραφική παράσταση του C_p ως προς το x/c είναι μηδέν, εάν λάβουμε υπόψη και το πρόσημο. Το σημείο ανακοπής βρίσκεται ακόμα στην επάνω επιφάνεια. Η δύναμη που αναπτύσσεται στην αεροτομή παράγει ζεύγος, του οποίου η ροπή έχει σαν αποτέλεσμα το κατέβασμα του ρύγχους του αεροσκάφους προς τα κάτω, δηλαδή έχουμε αρνητική ροπή πρόνευσης, στην μηδενική άντωση. Τέλος, όταν $\alpha = +2^\circ$, το σημείο ανακοπής βρίσκεται τώρα στην κάτω επιφάνεια και η άντωση γίνεται θετική.



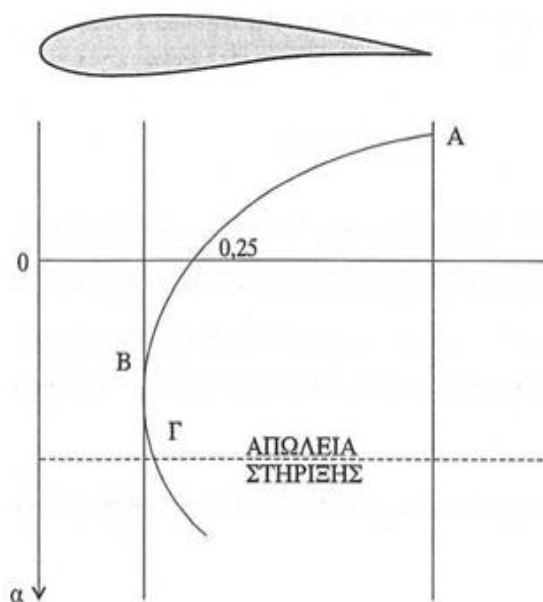
Σχήμα 32: Κατανομή της πίεσης, γύρω από μια διδιάστατη αεροτομή.

Από την σχολαστική παρατήρηση των γραφικών παραστάσεων του Σχήματος 32, μπορούμε να εξάγουμε τα ακόλουθα γενικά και σπουδαία συμπεράσματα.

- Η άντωση αυξάνει με την γωνία προσβολής μέχρι μια ορισμένη τιμή, που στην περίπτωση αυτή είναι μεταξύ 15° και 20° , αλλά συνήθως είναι 15° - 16° για μια συμβατική αεροτομή χαμηλής ταχύτητας.
- Όταν η άντωση έχει μία αρκετά υψηλή τιμή, αυτό οφείλεται περισσότερο στην αρνητική τιμή της πίεσης στην επάνω επιφάνεια της αεροτομής παρά στην πίεση της κάτω.
- Υπάρχει μικρή αλλαγή στην κατανομή των πιέσεων στην κάτω επιφάνεια, εκτός από την περίπτωση αλλαγής της γωνίας προσβολής από αρνητική σε θετική.
- Καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής, το μέγιστο ύψος της αρνητικής πίεσης της επάνω επιφάνειας αυξάνει και κινείται προς τα εμπρός. Αυτό οδηγεί στο συμπέρασμα ότι το κέντρο πίεσης κινείται προς τα εμπρός, καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής.
- Η γωνία μηδενικής άντωσης είναι αρνητική. Για μία συμμετρική αεροτομή θα ήταν μηδέν, όπως και η ροπή πρόνευσης μηδενικής άντωσης.
- Η απότομη αστάθεια της κατανομής της πίεσης στην επάνω επιφάνεια της αεροτομής σε μεγάλες γωνίες προσβολής, οφείλεται στην αποκόλληση. Τα αποτελέσματα αυτής της αποκόλλησης μεταδίδονται πολύ γρήγορα προς τα εμπρός από το χείλος εκφυγής και καταστρέφει την μέγιστη τιμή της αρνητικής πίεσης της ράχης. Αυτό δημιουργεί απώλεια άντωσης, και περαιτέρω αύξηση της γωνίας προσβολής, ελαττώνει την άντωση πιο πολύ. Αυτό το φαινόμενο όπως είναι γνωστό ονομάζεται «απώλεια στήριξης». Η κατανομή της πίεσης στην κοιλία της αεροτομής δεν επηρεάζεται αμέσως. Επειδή το μέγιστο της αρνητικής πίεσης της ράχης ελαττώνεται, το κέντρο πίεσης κινείται προς τα οπίσω μετά την έναρξη της απώλειας στήριξης.

2.9. ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ

Το κέντρο πίεσης είναι το σημείο όπου η διεύθυνση της αεροδύναμης R συναντά την χορδή της αεροτομής. Επειδή η κατανομή των πιέσεων, άρα η R , εξαρτάται από την γωνία προσβολής είναι, προφανές ότι και για το κέντρο πίεσης θα ισχύει το ίδιο. Το Σχήμα 33 δείχνει την μεταβολή της θέσης του κέντρου πίεσης σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής:

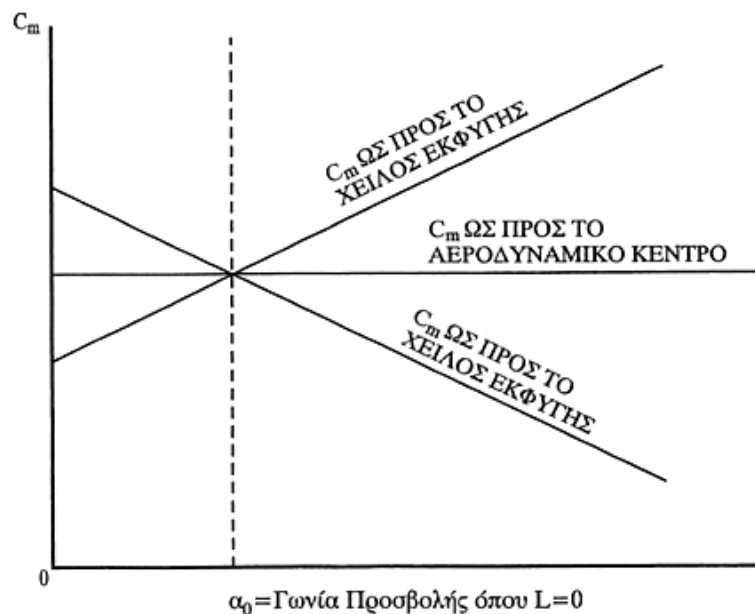


Σχήμα 33: Μεταβολή της θέσης του κέντρου πίεσης σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής

Όταν το κέντρο πίεσης βρίσκεται στο σημείο A της καμπύλης, σημαίνει, ότι η αεροτομή βρίσκεται σε γωνία προσβολής που αντιστοιχεί σε μηδενική άντωση ($L = 0, C_L = 0$). Όταν η γωνία προσβολής αυξάνει, το κέντρο πίεσεων προχωρεί προς το χείλος προσβολής, μέχρι να φτάσει σε μια απόσταση ίση με το 1/4 της χορδής (σημείο B). Στη συνέχεια με την αύξηση της γωνίας προσβολής, το κέντρο πίεσης υποχωρεί και πάλι, και στην θέση Γ αντιστοιχεί η γωνία απώλειας στήριξης. Να σημειωθεί ότι τα τελευταία χρόνια έχουν σχεδιασθεί αεροτομές, όπου δεν έχουμε μεταβολή του κέντρου πίεσης, όταν μεταβάλλεται η γωνία προσβολής, πράγμα πολύ ευνοϊκό για την αεροελαστική συμπεριφορά του αεροσκάφους

2.9.1. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΚΕΝΤΡΟ

Η μεταβολή της θέσης του κέντρου πίεσης, σημαίνει ότι η ροπή πρόνευσης, άρα και το C_m , μεταβάλλεται σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής. Επίσης μεταβάλλεται και σύμφωνα με το σημείο, ως προς το οποίο την υπολογίζουμε (Σχήμα 34).



Σχήμα 34: Μεταβολή ροπή πρόνευσης (C_m) συνάρτηση με την γωνία προσβολής.

Διακρίνεται, ότι στον υπολογισμό της ροπής πρόνευσης, άρα το C_m ως προς σημείο κοντά στο χείλος εκφυγής, ο C_m αυξάνει μαζί με την γωνία προσβολής, ενώ αν ο υπολογισμός γίνει σε σημείο κοντά στο χείλος προσβολής ο C_m μειώνεται μαζί με την γωνία προσβολής. Αυτό το σημείο λέγεται αεροδυναμικό κέντρο της αεροτομής και είναι το σημείο ως προς το οποίο η ροπή πρόνευσης είναι ανεξάρτητη από τη γωνία προσβολής.

2.9.2. ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΘΕΣΗΣ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

➤ Κέντρο Πίεσης

Η θέση του κέντρου πίεσης προσδιορίζεται σε % της χορδής από το χείλος προσβολής:

$$\frac{x}{c} = -\frac{C_{mx,\pi}}{C_L} \quad [2.19]$$

Όπου:

$C_{mx,\pi}$ = ο συντελεστής ροπής πρόνευσης ως προς το χείλος προσβολής για δεδομένη γωνία προσβολής.

C_L = ο συντελεστής άντωσης αντίστοιχα, για δεδομένη γωνία προσβολής.

Πρέπει να σημειωθεί, ότι μπορεί να χρησιμοποιηθεί ο C_m ως προς οποιοδήποτε σημείο της αεροτομής, οπότε το x/c θα είναι η απόσταση του κέντρου πίεσης από το σημείο ως προς το οποίο είναι γνωστό το C_m .

➤ Αεροδυναμικό Κέντρο

Ισχύουν όλα, όσα είπαμε για το κέντρο πίεσης, μόνο που τώρα η θέση του αεροδυναμικού κέντρου δίδεται από την σχέση:

$$\frac{x}{c} = -\frac{dc_m}{dc_L} \quad [2.20]$$

Όπου:

$\frac{dc_m}{dc_L}$ είναι η κλίση της καμπύλης $C_m = f(C_L)$.

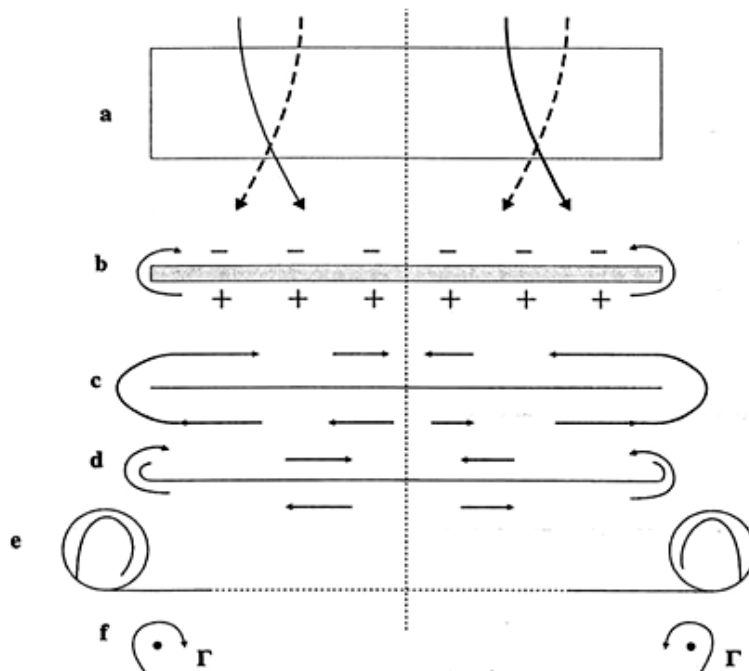
Επειδή οι συνηθισμένες γωνίες προσβολής είναι μικρές, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε το γραμμικό μέρος αυτής της καμπύλης.

3. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ

3.1. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΡΟΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ

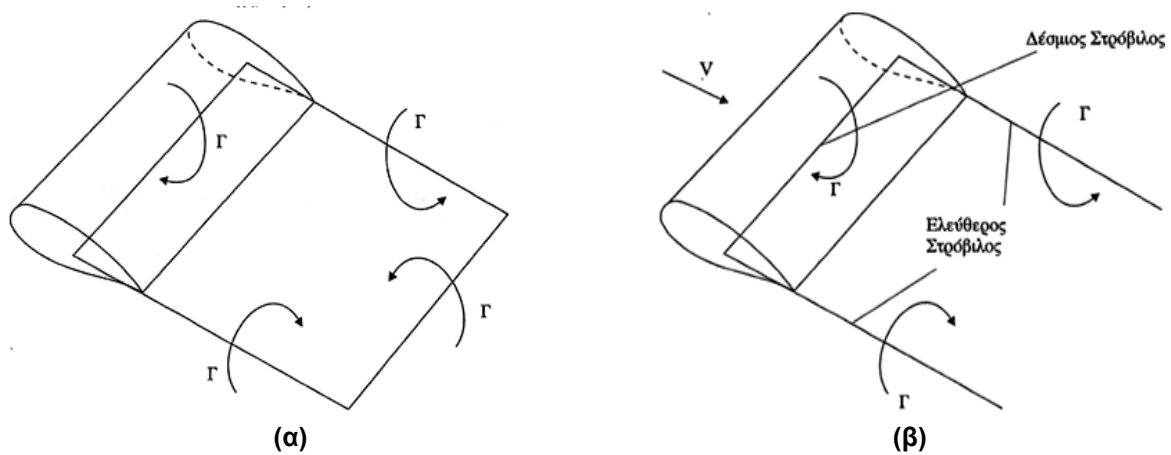
Στις πτέρυγες απείρου εκπετάσματος, η ροή σε όλες τις τομές κάθετα προς τον εγκάρσιο άξονα της πτέρυγας είναι η ίδια (διδιάστατη ροή). Αντίθετα στις πτέρυγες πεπερασμένου ανοίγματος, η ροή είναι τρισδιάστατη, επειδή οι διαφορές της πίεσης μεταξύ της ράχης και της κοιλίας εξισορροποούνται στα άκρα της πτέρυγας και έτσι προκαλείται μία ροή γύρω από τα άκρα αυτής.

Αυτή η εξισορρόπηση της πίεσης γύρω από τα άκρα των πτερύγων, και η οποία παρουσιάζεται σχηματικά στο Σχήμα 35b, 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 35a). 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 35c). Η διαχωριστική αυτή επιφάνεια έχει την τάση, να κινείται συνεχώς αντίθετα προς το ρεύμα (Σχήμα 35b)) και να σχηματίζει δύο στρόβιλους, με αντίστροφη έννοια στροφής, των οποίων οι άξονες συμπίπτουν περίπου με την διεύθυνση της ροής (Σχήμα 35 e) και (Σχήμα 35 f).



Σχήμα 35: Χαρακτηριστικά ροής στα άκρα πτερυγίων

Κατ' αυτό τον τρόπο λαμβάνεται πίσω από την πτέρυγα δύο ισχυρούς στρόβιλους, οι οποίοι ονομάζονται «ελεύθεροι στρόβιλοι». Αυτοί εκκινούν από τα άκρα της πτέρυγας και όπως φαίνεται στο Σχήμα 36a σχηματίζουν μαζί με το «δέσμιο» αντωτικό στρόβιλο της πτέρυγας τον λεγόμενο «πεταλοειδή» στρόβιλο της πτέρυγας. Εάν δε ληφθεί υπόψη ο στρόβιλος εκκίνησης, αντί του ανοικτού, πεταλοειδή στρόβιλου, υπάρχει ορθογώνιο σχήμα «κλειστού στρόβιλου» (Σχήμα 36β).



Σχήμα 36: Απεικόνιση «ελευθέρων στροβίλων».

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 κατωρεύματος, 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 (37) με τη σχέση:

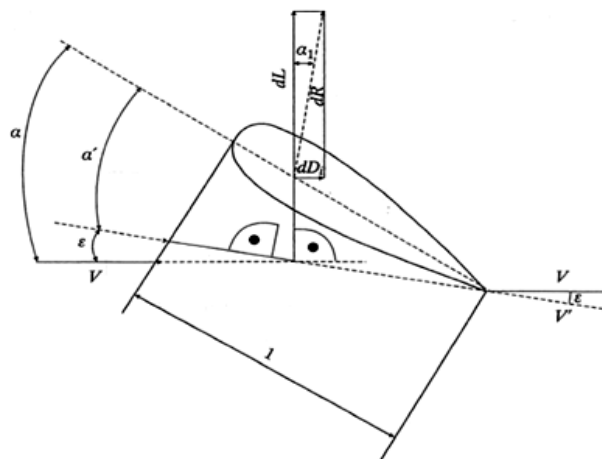
$$\tan \varepsilon = \frac{W}{v} \quad [3.1]$$

Επειδή όμως η επαγόμενη ταχύτητα είναι μικρή, συγκριτικά με την ταχύτητα πτήσης, η γωνία κατωρεύματος είναι γενικά πολύ μικρή, οπότε:

$$\tan \varepsilon \approx \varepsilon \quad [3.2]$$

Έτσι, η σχέση (3.1) γίνεται:

$$\varepsilon \approx \frac{W}{v} \quad [3.3]$$

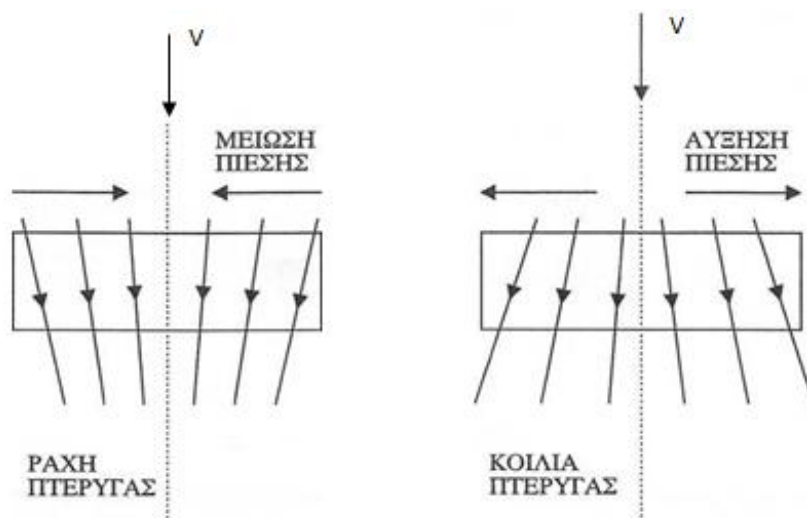


Σχήμα 37: Ταχύτητα κατωρεύματος (W) και γωνία κατωρεύματος (ε), παράμετροι που συνδέονται μεταξύ τους με τρίγωνο ταχυτήτων

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 δύο λόγους:

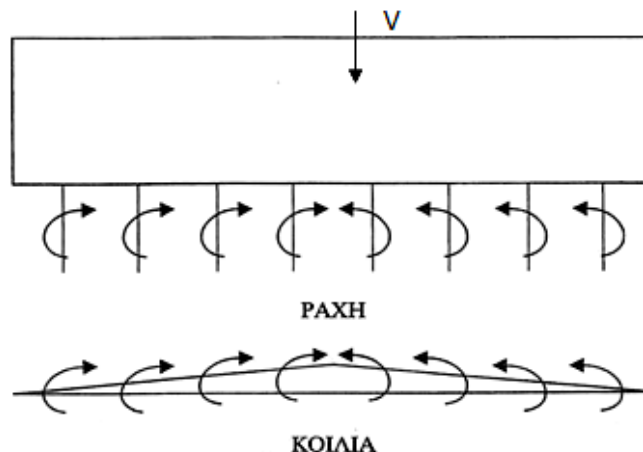
- Ελαττώνει την αποτελεσματική γωνία προσβολής της πτέρυγας. Αυτό επηρεάζει τα χαρακτηριστικά της άντωσης και της οπισθέλκουσας.
- Σε σχεδιάσεις συμβατικών αεροσκαφών, το κατώρευμα επηρεάζει την ροή γύρω από το ουραίο πτέρωμα. Αυτό έχει σημαντικές επιπτώσεις σχετικά με την ευστάθεια του αεροσκάφους.

Γενική θεώρηση της ροής γύρω από μια πεπερασμένη πτέρυγα, καθώς και των στροβίλων που δημιουργούνται γύρω από αυτή.



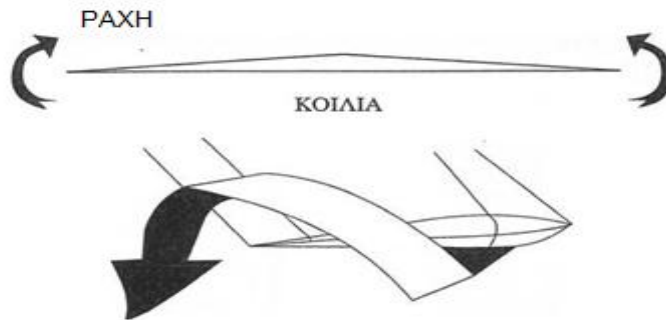
Σχήμα 38: Ροή γύρω από το ουραίο πτέρωμα

Η ροή θα αφήνει την πτέρυγα, σε κάθε σημείο του χείλους εκφυγής της, προς δύο διαφορετικές διευθύνσεις και τελικά θα έχουμε σχηματισμό στροβιλισμών, όπως δείχνει το Σχήμα 39.



Σχήμα 39: Σχηματισμός στροβίλων γύρω από το ουραίο πτέρωμα

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 δύο μεγάλους στροβιλισμούς, όπως δείχνει το Σχήμα 40.



Σχήμα 40: Ο αέρας έχει ιξώδες και οι μικροί στροβιλισμοί συγκεντρώνονται στα ακροπτερύγια, σχηματίζοντας μεγάλους στροβιλισμούς

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 41).



Σχήμα 41: Ταχύτητα κατωρεύματος

3.2. ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΑΝΤΩΣΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ

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, θεωρείται 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. Εφαρμόζοντας τώρα το νόμο του Newton για τον κύλινδρο του Σχήματος 42, ισχύει:

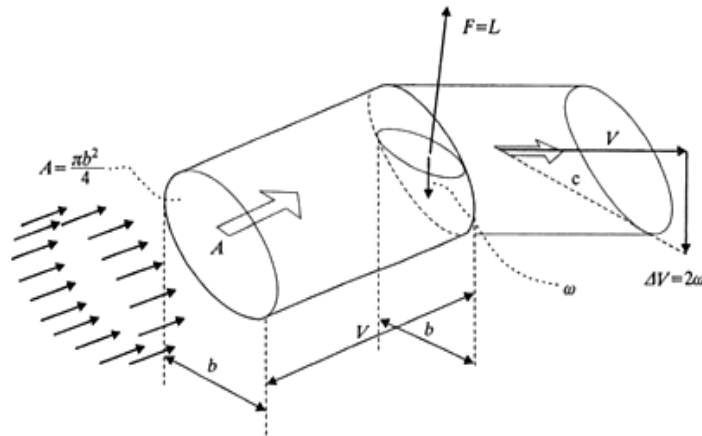
$$F = m \frac{dV}{dt} = \frac{m}{dt} dV = \dot{m} dV \quad [3.4]$$

Όπου:

m = η ανά μονάδα χρόνου ρέουσα μάζα του αέρα από τον μέσα κύλινδρο.

Από την εξίσωση της συνέχειας όμως γνωρίζουμε, ότι η μάζα ανά μονάδα χρόνου δίνεται από τη σχέση:

$$\dot{m} = \rho V S \quad [3.5]$$



Σχήμα 42: Φαινόμενο πεπερασμένης πτέρυγας

Επειδή όμως το εμβαδόν S της επιφάνειας της βάσης του κυλίνδρου, με βάση την υπόθεση, δίνεται από τη σχέση:

$$S = \pi R^2 = \pi \frac{b^2}{4} \quad [3.6]$$

Αρα η σχέση (3.5) με την βοήθεια της σχέσης(3.6) γίνεται

$$\dot{m} = \frac{1}{4} \rho V \pi b^2 \quad [3.7]$$

Αντικαθιστώντας τη σχέση (3.7) στην έκφραση (3.4) και λαμβάνοντας υπόψη το γεγονός ότι:

$$F=L \quad [3.8]$$

Αυτή γίνεται ως εξής:

$$L = \frac{1}{4} \rho V \pi b^2 \cdot dV \quad \text{ή} \quad L = \frac{1}{4} \rho V \pi b^2 \cdot w \quad [3.9]$$

Σημειώνεται ότι δεδομένου ότι, όπως φαίνεται από το Σχήμα 42, η μεταβολή dV της ταχύτητας είναι η ταχύτητα W του κατωρεύματος. Αυτή η σχέση μας δίνει την τιμή της άντωσης για πεπερασμένη πτέρυγα. Λαμβάνοντας υπ' όψιν τώρα ότι η άντωση L δίνεται από τη σχέση:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad [3.10]$$

Η σχέση (3.9) γίνεται:

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_L = \frac{1}{4}\rho V \pi b^2 \pi b^2 W \quad [3.11]$$

$$\frac{w}{v} = \frac{2c_L}{\pi} \cdot \frac{S}{b^2} = \frac{2c_L}{\pi \Lambda} \quad [3.12]$$

Όπου:

Λ = η επιμήκυνση ή διάταμα της πτέρυγας

Η επιμήκυνση ή διάταμα της πτέρυγας ορίζεται από τη σχέση:

$$\Lambda = \frac{4b^2}{s} \quad [3.13]$$

Η σχέση (3.12) μας δίνει την τελική τιμή της γωνίας του κατωρρέυματος μακριά από την πτέρυγα, ενώ κοντά σ' αυτή, η μέση τιμή της ελαττώνεται κατά το ήμισυ. Δηλαδή:

$$\varepsilon = \frac{c_L}{\pi \Lambda} \quad [3.14]$$

Παρατηρείται ότι η μέγιστη επιμήκυνση, συνεπάγεται την ελάχιστη τιμή της γωνίας κατωρρέυματος για οποιοδήποτε C_L . Τέλος, παρατηρούμε επίσης, ότι όταν η άντωση είναι μηδέν, τότε και η γωνία του κατωρρέυματος μηδενίζεται, ένα συμπέρασμα, στο οποίο εύκολα καταλήγουμε από το γεγονός ότι, η προς τα κάτω μεταβολή της ορμής, δημιουργείται μόνο ως αντίδραση στην άντωση.

3.3. ΜΕΤΑΒΟΛΗ ΆΝΤΩΣΗΣ ΣΕ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΗ ΠΤΕΡΥΓΑ

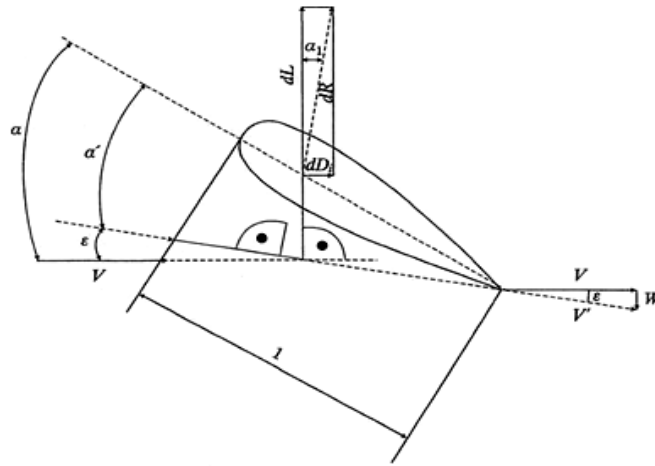
Ας θεωρηθεί μια πεπερασμένη πτέρυγα τοποθετημένη σε γεωμετρική γωνία προσβολής α σε ένα ρεύμα αέρα, όπως φαίνεται στο Σχήμα 43. Όπως είναι φυσικό, εξ' αιτίας του κατωρρέυματος, η αποτελεσματική γωνία προσβολής ελαττώνεται σε μία τιμή α' , δηλαδή, η πτέρυγα δίνει μόνο την άντωση εκείνη, που θα έδινε μια 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.

Εξαιτίας αυτής της παρατήρησης, θεωρείται ενδιαφέρουσα η σύγκριση της καμπύλης άντωσης, για μια πεπερασμένη πτέρυγα, με αυτή μιας διδιάστατης πτέρυγας της ίδιας τομής. Καταρχάς 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 κατωρρέυματος αυξάνει με το συντελεστή άντωσης, δηλαδή με τη γωνία προσβολής, σύμφωνα με τη σχέση:

$$\varepsilon = \frac{c_L}{\pi \Lambda} \quad [3.15]$$

Έτσι, το ποσοστό της άντωσης που χάνει μια πεπερασμένη πτέρυγα, συγκρινόμενη με τη διδιάστατη, αυξάνει με τη γωνία προσβολής και αυτό συνεπάγεται ότι όχι μόνο η

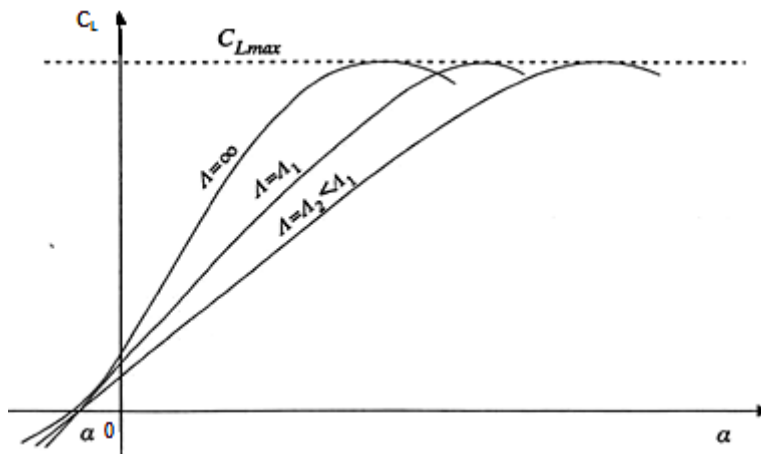
άντωση είναι λιγότερη σε κάθε γωνία προσβολής, αλλά και ότι η κλίση της καμπύλης της άντωσης είναι επίσης μικρότερη. Η καμπύλη άντωσης όμως, παραμένει γραμμική, μέσα στο ίδιο πεδίο τιμών της γωνίας προσβολής, διότι το ε είναι ανάλογο του C_L , όπως φαίνεται από τη σχέση (3.15).



Σχήμα 43: Πεπερασμένη πτέρυγα τοποθετημένη σε γεωμετρική γωνία προσβολής α σε ρεύμα αέρα

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 (3.15), η γωνία κατωρεύματος αυξάνει όταν ο λόγος εκπετάσματος Λ ελαττώνεται. Έτσι για ακόμα μικρότερους λόγους εκπετάσματος, οι τάσεις που περιγράφηκαν προηγουμένα εντείνονται, δηλαδή η κλίση της καμπύλης άντωσης ελαττώνεται ακόμα περισσότερο και η γωνία απώλειας στήριξης αυξάνει ανάλογα.

Οι καμπύλες, οι οποίες απεικονίζονται στο Σχήμα 44 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 προηγουμένα αναφέραμε και ο μέγιστος συντελεστής άντωσης επομένως πέφτει ελαφρά όσο ο λόγος εκπετάσματος ελαττώνεται.



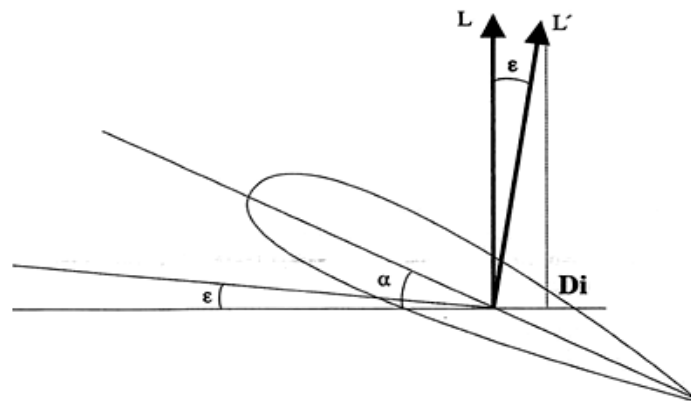
Σχήμα 44: Καμπύλη άντωσης για μια πεπερασμένη πτέρυγα

3.4. ΕΠΑΓΩΓΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ

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:

$$\varepsilon = \frac{c_L}{\pi \Lambda} \quad [3.16]$$

Αυτό συνεπάγεται, ότι η αποτελεσματική γωνία προσβολής της πτέρυγας ελαττώνεται κατά ε , όπως φαίνεται στο Σχήμα 45.



Σχήμα 45: Γωνία προσβολής της πτέρυγας και ελάττωση της κατά ε

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. 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 45 ισχύει:

$$L = L' \cos \varepsilon \quad [3.17]$$

και

$$D_i = L' \sin \varepsilon \quad [3.18]$$

Διαιρώντας αυτές δε κατά μέλη έχουμε:

$$D_i = L \tan \varepsilon = L \varepsilon \quad [3.19]$$

Αφού η ε είναι μικρή. Αντικαθιστώντας στην σχέση (3.19) τα μεγέθη με τα οποία εκφράζονται η οπισθέλκουσα και η άντωση έχουμε:

$$C_{D_i} = C_L \cdot \varepsilon \quad [3.20]$$

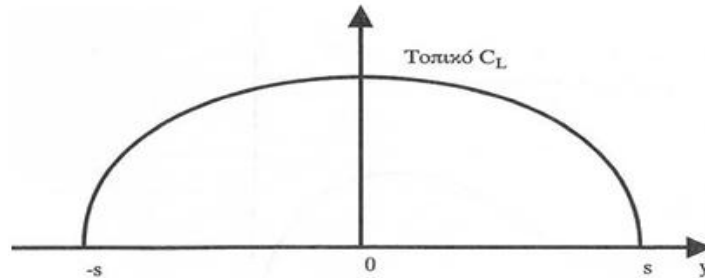
Επειδή δε:

$$\varepsilon = \frac{C_L}{\pi \Lambda} \quad [3.21]$$

Άρα η σχέση (3.20) γίνεται:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi\Lambda} \quad [3.22]$$

Η γωνία κατωρεύματος θεωρήθηκε σταθερή κατά μήκος του εκπετάσματος και αυτό ισχύει για μια ελλειπτική πτέρυγα, ή ακριβέστερα για μία πτέρυγα με ελλειπτική φόρτιση, όπως φαίνεται από το Σχήμα 46.



Σχήμα 46: Γωνία κατωρεύματος για μία πτέρυγα με ελλειπτική φόρτιση.

Για κάθε άλλη κατανομή φορτίου, η επαγωγική οπισθέλκουσα δίνεται από τη σχέση:

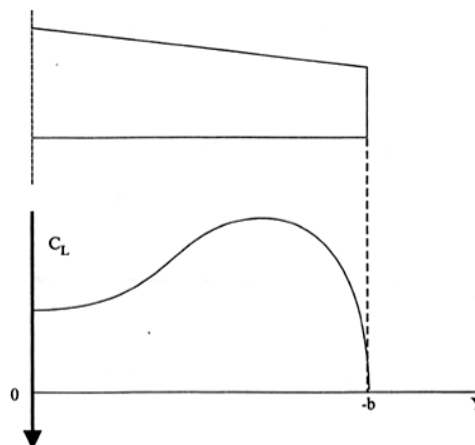
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{K\pi\Lambda} \quad [3.23]$$

Όπου:

K = σταθερά, μικρότερη της μονάδος, χαρακτηριστική για κάθε πτέρυγα

Το K καλείται Παράγοντας Επαγωγικής Οπισθέλκουσας και είναι μία σταθερά, μικρότερη της μονάδος, χαρακτηριστική για κάθε πτέρυγα. 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 (3.23) 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. Καταλήγοντας θα πρέπει να πούμε ότι στην πράξη είναι πολύ δύσκολο να πραγματοποιηθεί ελλειπτική κατανομή.



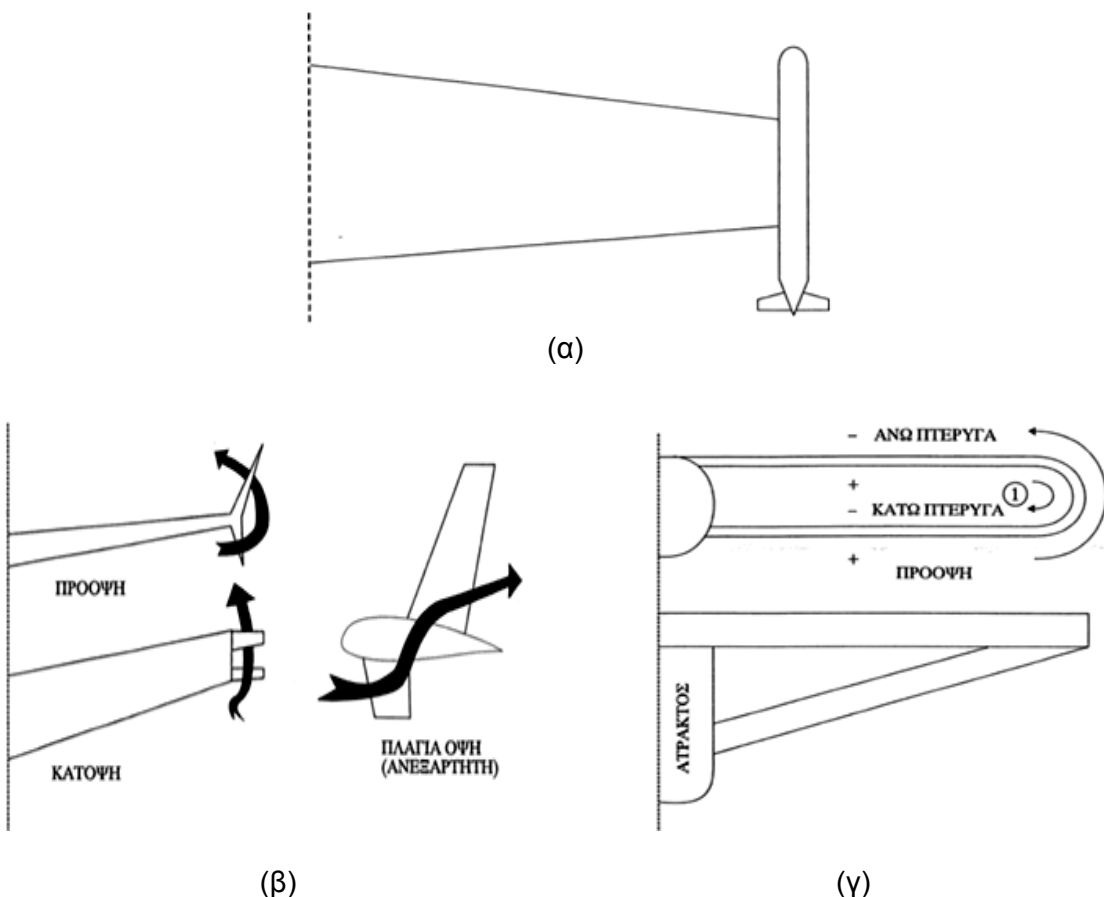
Σχήμα 47: Κατανομή της άντωσης ως προς το εκπέτασμα σε μια βελοειδή πτέρυγα.

3.4.1. ΤΡΟΠΟΙ ΕΛΑΤΤΩΣΗΣ ΕΠΑΓΩΓΙΚΗΣ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑΣ

Από το Σχήμα 45 φαίνεται ότι όσο μικρότερη είναι η γωνία ϵ , άρα το κατωρρέυμα, τόσο μικρότερη είναι και η επαγόμενη οπισθέλκουσα. Από την εφαρμογή του θεωρήματος της μεταβολής της ορμής, στη μάζα αέρα διακρίνεται ότι για δεδομένη άντωση, όσο μικρότερη είναι η W , τόσο μεγαλύτερος πρέπει να είναι ο όρος $\rho b^2 V \rho$ πράγμα που σημαίνει:

- Μεγάλο b (ημικπέτασμα), 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} .
- Μεγάλο V , δηλαδή μεγάλη ταχύτητα πτήσης. Αυτό φαίνεται και από το Σχήμα (6.8) όπου όσο μεγαλύτερο είναι το V τόσο μικρότερη θα είναι η γωνία ϵ , άρα η D_i .
- 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 48 α) η χρήση winglets (ή πτερυγίων WHITCOMB) (Σχήμα 48 β) ή η χρησιμοποίηση ενωμένης πτέρυγας (Σχήμα 48 γ).



Σχήμα 48: Λύσεις για χρήση εξωτερικών δεξαμενών στα ακροπτερύγια (α) η χρήση winglets (ή πτερυγίων WHITCOMB) (β) ή η χρησιμοποίηση ενωμένης πτέρυγας (γ).

3.5. ΟΛΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

Την Ολική Οπισθέλκουσα $D_{ολ}$ της πτέρυγας, μπορούμε να την αναλύσουμε σε δυο 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 και β) την επαγωγική οπισθέλκουσα. Έτσι ισχύει:

$$D_{ολ} = D_{ΠΑΡ} + D_i = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{ΠΑΡ} + \frac{1}{2} \rho S V^2 \left[\frac{C_L^2}{\kappa \pi \Lambda} \right] = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{ΠΑΡ} + \frac{w}{\frac{1}{2} \rho S V^2 \kappa \pi \Lambda} \quad [3.24]$$

Και επειδή

$$C_L = \frac{w}{\frac{1}{2} \rho S V^2} \quad [3.25]$$

$$D_{ολ} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{DΠΑΡ} + \frac{C_L}{\kappa \pi \Lambda} \quad [3.26]$$

Όπου:

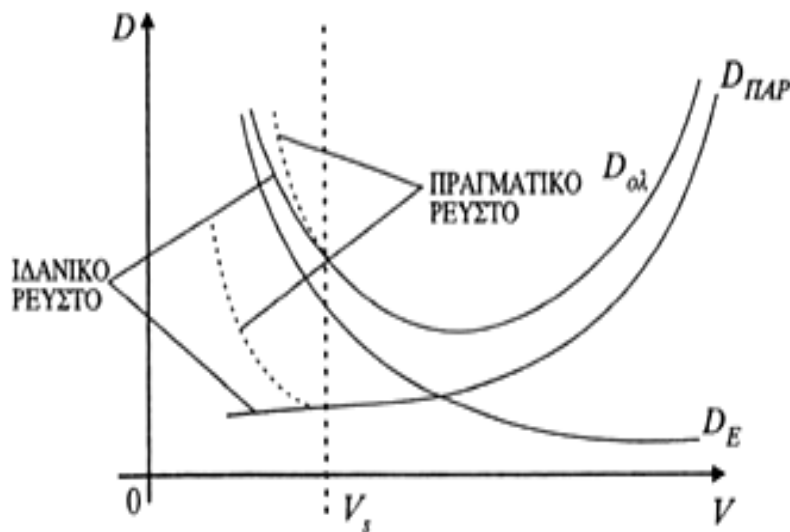
w = βάρος ή συνιστώσα του βάρους του αεροσκάφους

Τελικά ισχύει:

$$D_{ολ} = A V^2 + \frac{\Gamma}{V^2} \quad [3.27]$$

Όπου

$$A = \frac{1}{2} \rho S C_{DΠΑΡ} \quad \text{και} \quad \Gamma = \frac{w}{\frac{1}{2} \rho S \kappa \pi \Lambda} \quad [3.28]$$



Σχήμα 49: Εξέλιξη των $D_{ΠΑΡ}$, D_i και $D_{ολ}$ σε σχέση με την ταχύτητα πτήσης.

Όπως προαναφέρθηκε 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 στις καμπύλες $D_{ΠΑΡ}$ και $D_{ολ}$. Η ταχύτητα που συμβαίνει αυτό, είναι η ταχύτητα απώλειας στήριξης V_s (αποκόλληση του οριακού στρώματος από τη ράχη της πτέρυγας).

$$V_s = \sqrt{\frac{w}{\frac{1}{2}\rho S C_{Lmax}}} \quad [3.29]$$

3.6. ΟΛΙΚΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

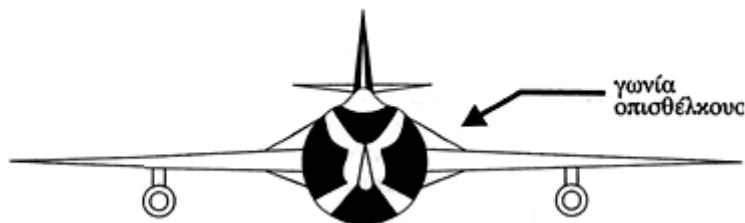
Μέχρι τώρα αναλύθηκαν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά σε σχέση με την εξάρτηση τους από την πτέρυγα. Ορισμένες όμως από τις αεροδυναμικές δυνάμεις και ειδικά η οπισθέλκουσα, μεταβάλλονται αισθητά όταν αναφέρονται σε ολόκληρο το αεροσκάφος και έτσι θεωρείται απαραίτητη η μελέτη αυτής για αυτή την περίπτωση.

Έτσι εάν θεωρηθεί ολόκληρο το αεροσκάφος η σχέση που δίνει την ολική οπισθέλκουσα είναι:

$$D_{ολ} = AV^2 + \frac{r}{v^2} \quad [3.30]$$

Πρέπει να αλλάξει κατά πολύ και τούτο, διότι τα άλλα στοιχεία του αεροσκάφους, δηλαδή η άτρακτος, τα καλύμματα των κινητήρων, το ουραίο πτέρωμα κ.ά. 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 50).



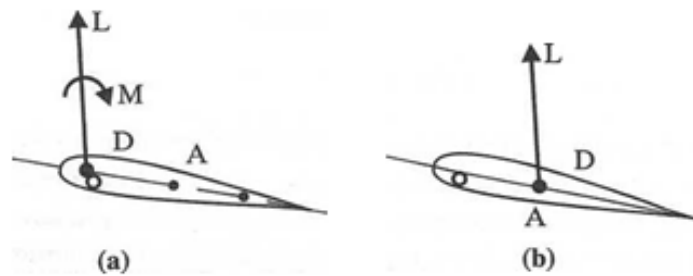
Σχήμα 50: Απεικόνιση γωνίας οπισθέλκουσας αεροσκάφους

Έτσι, για την περίπτωση ολόκληρου του αεροσκάφους, ο συντελεστής παράσιτης οπισθέλκουσας δίνεται από τη σχέση:

$$C_{Do} = C_{Dσχήματος} + C_{Dτριβής} + C_{Dαλληλεπίδρασης} + C_{Dεπαγώμενη} \quad [3.31]$$

3.7. ΡΟΠΗ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ

Μία άλλη μέθοδος ανάλυσης της αεροδυναμικής R , είναι η μεταφορά του σημείου εφαρμογής της, σε 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 51 παρουσιάζει τους δύο διαφορετικούς τρόπους ανάλυσης των δυνάμεων.



Σχήμα 51: Τρόποι ανάλυσης δυνάμεων στο πάνω μέρος της χορδής

Όπως γνωρίζουμε τόσο η Άντωση L , όσο και η Οπισθέλκουσα D , εκφράζονται με τη βοήθεια των αδιάστατων συντελεστών C_L και C_D αντίστοιχα 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:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_M \quad [3.32]$$

Όπου:

C_M = 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:

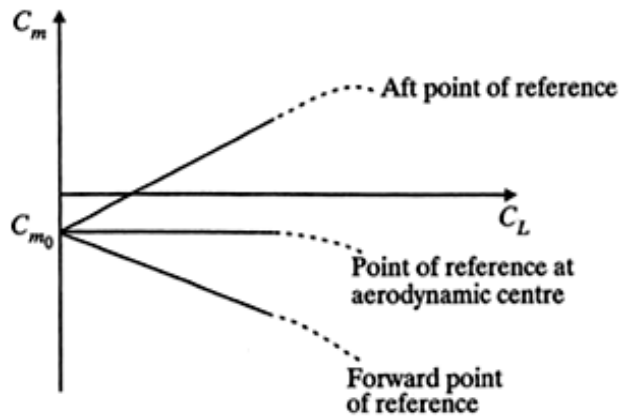
$$C_M = C_{M0} + K \cdot C_L \quad [3.33]$$

Όπου:

C_{M0} = ο συντελεστής ροπής πρόνευσης για μηδενική άντωση και είναι σταθερός

K = σταθερά όπου η τιμή της εξαρτάται από τη θέση του σημείου αναφοράς που εκλέγεται

Έχει αποδειχθεί πειραματικά, ότι η τιμή της σταθερός 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 52 επαληθεύει αυτό το συλλογισμό. Παρατηρείται από αυτό το Σχήμα ότι όλες οι γραμμές των $C_M \sim C_L$ συναντώνται στο κατακόρυφο άξονα, αφού η ροπή πρόνευσης σε μηδενική άντωση είναι ανεξάρτητη από το σημείο εφαρμογής.

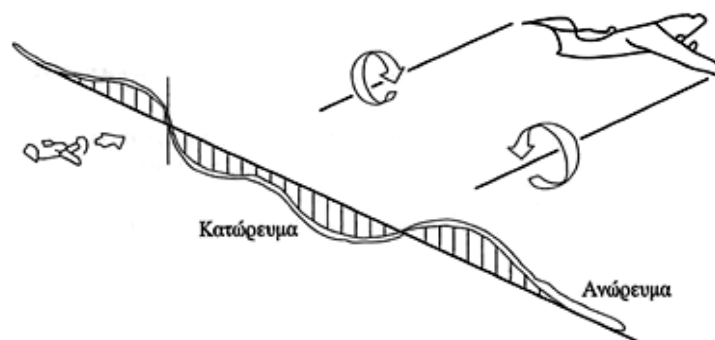


Σχήμα 52: Οι γραμμές των $C_M \sim C_L$ συναντώνται στο κατακόρυφο άξονα. Η ροπή πρόνευσης σε μηδενική άντωση είναι ανεξάρτητη από το σημείο εφαρμογής

Το σημείο αναφοράς για το οποίο το K είναι μηδέν, οπότε ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης είναι σταθερός σε C_{M0} , 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.

3.8. ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΤΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΩΝ ΤΩΝ ΑΚΡΟΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Η ροή γύρω από την πτέρυγα ενός αεροσκάφους είναι τρισδιάστατη, επειδή οι διαφορές της πίεσης μεταξύ της ράχης και της κοιλίας, εξισορροπούνται στα άκρα της πτέρυγας και έτσι προκαλείται μία 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 53: Φαινόμενο επαγόμενο κατώρρευμα ή απλώς κατώρρευμα

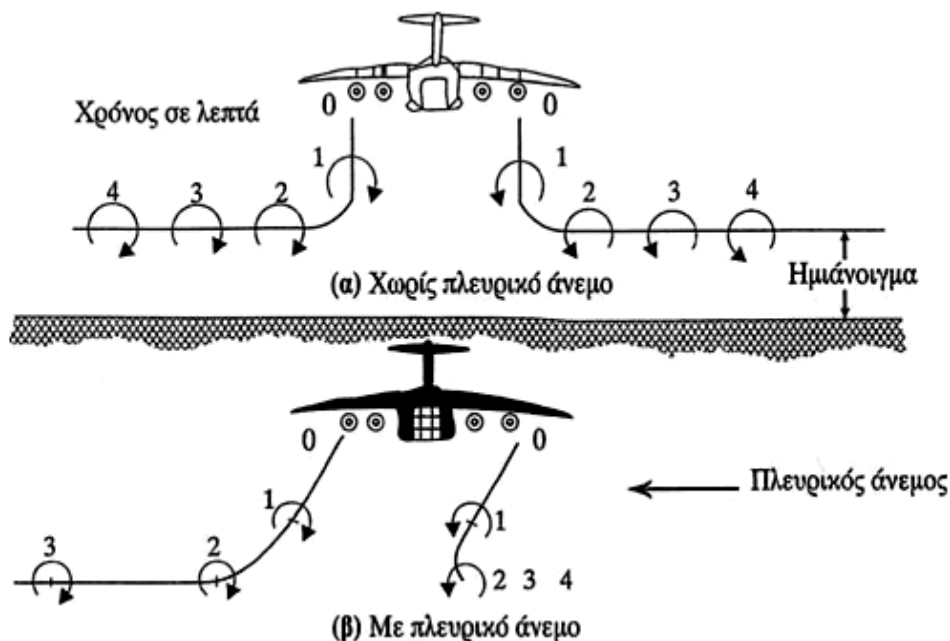
Η αναδίπλωση αυτή της διανεμημένης στροβιλότητας σε δύο διακεκριμένους στροβίλους που αφήνει πίσω του το αεροσκάφος, γίνεται πολύ γρήγορα μέσα σε απόσταση μερικών χορδών πτέρυγας. Επίσης και η διανομή της ταχύτητας, που επάγουν οι δύο αυτοί στροβίλοι, πάνω στο εγκάρσιο επίπεδο προς την κίνηση του αεροσκάφους. Η κύρια συνέπεια αυτών των στροβίλων, 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 στροβίλοι 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, 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 διατοιχισμού, οπότε, αν δεν αντιδράσει 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 στροβίλοι 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 στροβίλοι 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 54 φαίνεται η κίνηση των επαγόμενων στροβίλων κατά την προς τα κάτω κίνηση τους, οπότε συναντούν το έδαφος και απομακρύνονται εκατέρωθεν του διαδρόμου προσγείωσης.



Σχήμα 54: Κίνηση των επαγόμενων στροβίλων κατά την προς τα κάτω κίνηση αεροσκάφους

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 αεριοθουμένων 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.

3.9. ΠΟΛΙΚΗ ΚΑΜΠΥΛΗ

Οι δύο 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. Στη βιβλιογραφία συναντά κανείς πολικές καμπύλες αεροτομών, πτερυγίων ή και ακόμα και ολόκληρου του αεροσκάφους. Εάν φέρω την εφαπτομένη ΟΑ της καμπύλης τότε:

- Από το σημείο επαφής την άριστη (optimum) γωνία προσβολής, α_{opt} , δηλαδή εκείνη τη γωνία, στην οποία ο λόγος $C_L/C_D = L/D$ είναι μέγιστος (maximum) και
- Από τη γωνία «θ» που σχηματίζει η εφαπτομένη με τον άξονα των C_D , την τιμή του λόγου C_L / C_D διότι:

$$\epsilon_{\phi\theta} = \frac{C_L}{C_D} \quad [3.34]$$

Ειδικώς δε για την εφαπτομένη:

$$\epsilon_{\phi\theta_{MAX}} = \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{MAX} \quad [3.35]$$

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.

4. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ

4.1. ΓΕΝΙΚΑ

Όταν ένα αεροσκάφος προσγειώνεται ή απογειώνεται, είναι απαραίτητες ειδικά υψηλές τιμές του συντελεστή άντωσης, έτσι ώστε να διατηρηθεί η πτήση στις επιθυμητές μικρές ταχύτητες. Για το σκοπό αυτό θα ήταν απλό να σχεδιασθεί μία αεροτομή με ένα πολύ υψηλό συντελεστή άντωσης, χρησιμοποιώντας για παράδειγμα μεγαλύτερη κυρτότητα. Δυστυχώς όμως, αυτό θα αύξανε επίσης αρκετά και την οπισθέλκουσα της αεροτομής, όχι μόνο στις μεγάλες γωνίες προσβολής (χαμηλές ταχύτητες) αλλά και στις μικρές γωνίες προσβολής (υψηλές ταχύτητες) πράγμα, το οποίο γενικά είναι ανεπιθύμητο. Το πρόβλημα επιλύεται με τη χρησιμοποίηση ορισμένων διατάξεων, οι οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να δώσουν αυξήσεις στο μέγιστο συντελεστή άντωσης, όταν χρειάζεται για την πτήση σε μικρές ταχύτητες, ενώ είναι δυνατό να μην επιδρούν σε μεγαλύτερες ταχύτητες. Αυτές οι διατάξεις, οι οποίες γενικά ονομάζονται «υπεραντωτικές διατάξεις» χωρίζονται κυρίως σε δύο κατηγορίες:

- Διατάξεις που αλλάζει η γεωμετρία της αεροτομής
- Διατάξεις με τις οποίες ελέγχεται η συμπεριφορά του οριακού στρώματος

Στην πρώτη κατηγορία, η πιο κοινή διάταξη είναι τα πτερύγια καμπυλότητας του χείλους εκφυγής και του χείλους προσβολής, τα οποία μπορεί να στρέφονται προς τα κάτω για να δώσουν μια αύξηση στην ενεργό κυρτότητα της πτέρυγας, με αποτέλεσμα την αύξηση της άντωσης, όταν αυτό απαιτείται και να επανέλθουν στην ουδέτερη θέση, όταν η αύξηση της άντωσης δε χρειάζεται. Τα πτερύγια καμπυλότητας χείλους εκφυγής χρησιμοποιούνται επίσης για να αλλάζουν την άντωση που δίνουν οι διάφορες φέρουσες επιφάνειες στο αεροσκάφος (πτέρυγα, ουραίο πτέρωμα) σε διάφορες καταστάσεις πτήσης, επιτρέποντας έτσι τον έλεγχο αυτού. Όταν χρησιμοποιούνται για αυτό το σκοπό, ονομάζονται πηδάλια ελέγχου ή επιφάνειες ελέγχου. Το πηδάλιο διαχωρίζεται στα ακόλουθα:

- Πηδάλιο Ανόδου - Καθόδου, το οποίο χρησιμοποιείται για να αλλάζει την άντωση στο οριζόντιο ουραίο πτέρωμα και έτσι να ελέγχεται η ροπή πρόνευσης (ανατροπής).
- Πηδάλιο Κλίσης, το οποίο χρησιμοποιείται για να αλλάζει διαφορικά την άντωση στις πτέρυγες και έτσι να ελέγχεται η ροπή διατοιχισμού.
- Πηδάλιο Διεύθυνσης, το οποίο χρησιμοποιείται για να αλλάζει την πλευρική δύναμη στο κατακόρυφο ουραίο πτέρωμα και έτσι να ελέγχεται η ροπή εκτροπής.

Το πτερύγιο καμπυλότητας χείλους εκφυγής χρησιμοποιείται σαν μία διάταξη βοηθητικής άντωσης, μαζί με διάφορες άλλες μεθόδους παραγωγής στιγμιαίων αυξήσεων στην άντωση.

Στη δεύτερη κατηγορία ανήκουν οι διατάξεις έγχυσης - απορρόφησης οριακών στρωμάτων, δηλαδή διατάξεις που αλλάζουν τη γεωμετρία της αεροτομής.

4.2. ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΠΟΥ ΑΛΛΑΞΟΥΝ ΤΗ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

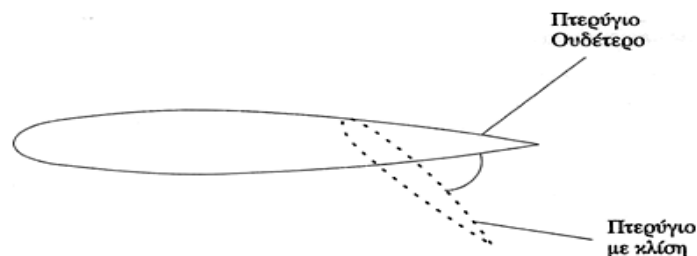
4.2.1. ΠΤΕΡΥΓΙΟ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΕΚΦΥΓΗΣ

Το πτερύγιο καμπυλότητας του χείλους εκφυγής είναι μία μικρή βοηθητική επιφάνεια, τοποθετημένη στο χείλος εκφυγής της κυρίως επιφάνειας και το οποίο μπορεί να στραφεί γύρω από ένα άξονα, όπου είναι και στερεωμένο. Αυτή η διαμόρφωση προκαλεί μία αλλαγή στη γεωμετρία της αεροτομής, άρα και στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της. Οι κυριότεροι τύποι των πτερυγίων καμπυλότητας, που χρησιμοποιούνται ως υπεραντωτικές διατάξεις είναι οι ακόλουθοι:

- Το απλό Πτερύγιο Καμπυλότητας
- Το σχιστό Πτερύγιο Καμπυλότητας (split flap)
- Το Πτερύγιο Καμπυλότητας με Σχισμή (slotted flap)
- Το Πτερύγιο Καμπυλότητας τύπου Fowler (Fowler flap)
- Πολλαπλά Πτερύγια Καμπυλότητας με Σχισμή
- Πτερύγιο Καμπυλότητας τύπου Zap.

a) Απλό Πτερύγιο Καμπυλότητας

Το απλό πτερύγιο καμπυλότητας (Σχήμα 55), είναι ένα τμήμα του χείλους εκφυγής της πτέρυγας, στρεπτό περί άξονα παράλληλο προς το εκπέτασμα και τοποθετημένο ανά ένα, συμμετρικά σε κάθε ημιπτέρυγα. Με κατάλληλους μηχανισμούς ο χειριστής μπορεί να αποκλίνει κάτω το ζεύγος των πτερυγίων και να διατηρήσει την απόκλιση δ . Τα Πτερύγια Καμπυλότητας καταλαμβάνουν όλο το εσωτερικό μέρος του χείλους εκφυγής της ημιπτέρυγας που αφήνει ελεύθερο η εγκατάσταση στο εξωτερικό μέρος του Πηδαλιού Κλίσης. Καταλαμβάνουν περίπου το 25% της χορδής και φθάνουν δ_{\max} συνήθως 60° και σπάνια 90° .

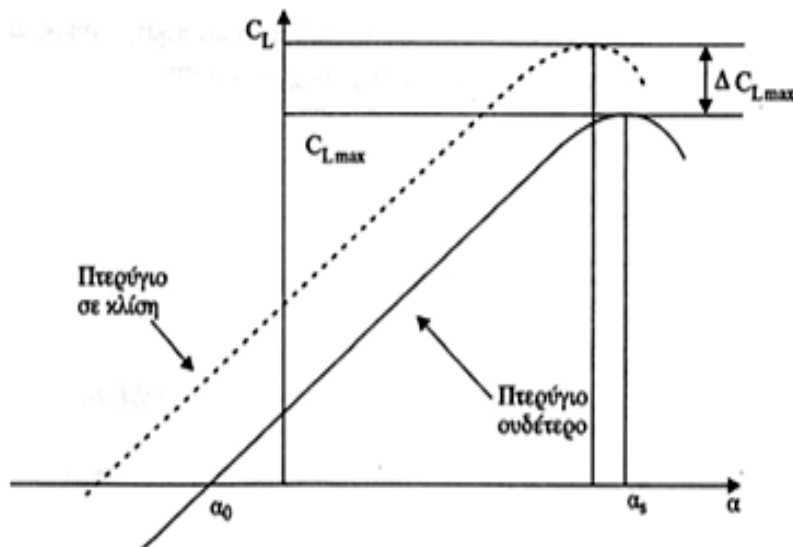


Σχήμα 55: Απλό πτερύγιο καμπυλότητας

Η απόκλιση του πτερυγίου ισοδυναμεί με αύξηση της ενεργού κυρτότητας της αεροτομής, οπότε ισχύει: α) Αύξηση των υπερπιέσεων της κοιλιάς και β) Αύξηση των υποπιέσεων της ράχης, με αποτέλεσμα τη δυναμική αύξηση του $C_{L_{\max}}$ (περίπου 50%) και μικρή ελάττωση της α (περίπου 3°). Όμως επίσπευση της έναρξης της απώλειας στήριξης. Η επίδραση του επιπέδου πτερυγίου καμπυλότητας στην καμπύλη άντωσης έχει τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

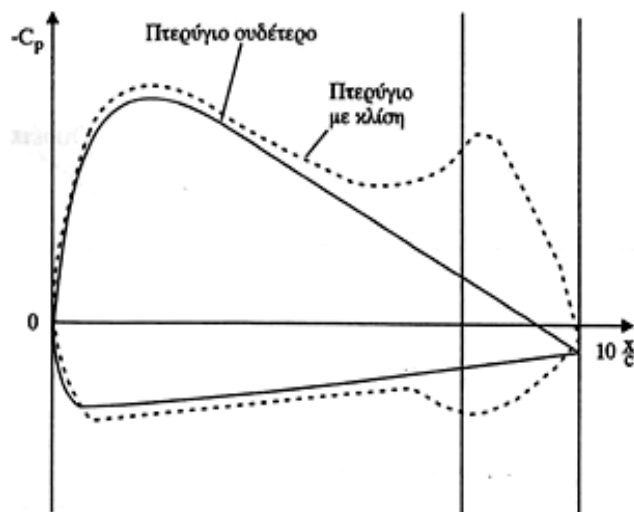
- Η καμπύλη της L γενικά μετατίθεται προς τα αριστερά, πράγμα το οποίο σημαίνει αύξηση της L για την ίδια γωνία προσβολής.
- Υπάρχει μία αύξηση του $C_{L_{\max}}$ κατά μία απόσταση $\Delta C_{L_{\max}}$ και ότι αυτή η αύξηση είναι γενικά μικρότερη από την αύξηση του C_L σε μικρότερες γωνίες προσβολής.
- Παρατηρείται μία ελάττωση στην $\alpha_{\text{κρίσιμ}}$, αλλά αυτή θεωρείται ευεργετική, διότι ελαττώνει

- την α στην προσγείωση και απογείωση, οπότε το αεροσκάφος πετάει με το ρύγχος λιγότερο κεκλιμένο προς τα άνω, βελτιώνοντας έτσι το πεδίο ορατότητας του χειριστή.
- iv) Τέλος διαπιστώνεται ότι μία μεγαλύτερη κλίση του πτερυγίου αυξάνει γενικά τις επιδράσεις που προαναφέρθηκαν, αλλά αυτό ισχύει περίπου μέχρι $\delta \approx 80^\circ$.



Σχήμα 56: Διάγραμμα επίδρασης επιπέδου πτερυγίου καμπυλότητας στην καμπύλη άντωσης

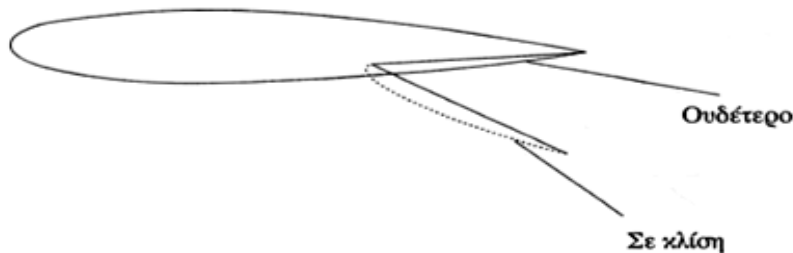
Η επίδραση της απόκλισης του πτερυγίου, στην κατανομή της πίεσης, γύρω από την αεροτομή (Σχήμα 57), έχει τα ακόλουθα χαρακτηριστικά. Η κλίση του πτερυγίου επιδρά στην κατανομή πίεσης όχι μόνο προς το χείλος εκφυγής, όπου είναι τοποθετημένο το πτερόγιο, αλλά επίσης και προς το χείλος προσβολής της αεροτομής. Μια τελευταία επίδραση της κλίσης του πτερυγίου εμφανίζεται στη D της αεροτομής. Η αύξηση στην ενεργό κυρτότητα προκαλεί μια αύξηση στο C_D , η οποία είναι μεγαλύτερη από την αύξηση της άντωσης με αποτέλεσμα ο L/D να ελαττώνεται. Αυτό θεωρείται ενδιαφέρον, διότι συντελεί σε πιο έντονη τροχιά κατολίσθησης, όπως επίσης και η αύξηση της D, η οποία βοηθά στην ελάττωση του μήκους της τροχοδρόμησης.



Σχήμα 57: Επίδραση απόκλισης πτερυγίου στην κατανομή τ πίεσης γύρω από την αεροτομή

b) *Σχιστό Πτερύγιο Καμπυλότητας (split flap)*

Το σχιστό πτερύγιο καμπυλότητας (Σχήμα 58), είναι ένα είδος πλάκας, η οποία αποτελεί τμήμα της κοιλίας της πτέρυγας κατά το χείλος εκφυγής, και η οποία μπορεί να αποκλίνει κάτω, αφήνοντας άθικτη τη γεωμετρία της ράχης της πτέρυγας.

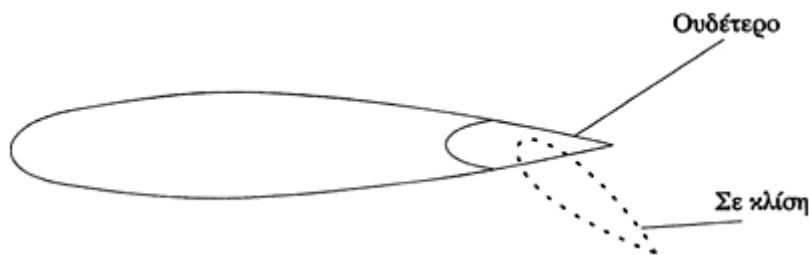


Σχήμα 58: Σχιστό πτερύγιο καμπυλότητας

Ο τύπος αυτός του πτερυγίου καμπυλότητας είναι ιδιαίτερα κατάλληλος για χαμηλοπτέρυγα, διότι μπορεί να επεκτείνεται και στο τμήμα της κοιλίας της πτέρυγας που βρίσκεται στην άτρακτο. Χαρακτηρίζεται και αυτό από σημαντική αύξηση του C_D αλλά παρέχει ελάττωση της γωνίας απώλειας στήριξης μόνο κατά 1° . Γενικά, το συνολικό αποτέλεσμα του σχιστού, είναι παρόμοιο με του απλού, με τη διαφορά ότι, επειδή η επάνω επιφάνεια δεν είναι κυρτωμένη, τα φαινόμενα της αποκόλλησης είναι λιγότερο έντονα, με αποτέλεσμα η απόδοση σε μεγαλύτερες γωνίες προσβολής να βελτιώνεται. Η βελτίωση λοιπόν αυτού ως προς το απλό, συνίσταται στον περιορισμό των φαινομένων αποκόλλησης, με αποτέλεσμα, η αύξηση του $C_{L_{max}}$ να είναι μεγαλύτερη από αυτή του απλού πτερυγίου. Σχιστό πτερύγιο καμπυλότητας έχει το C-47 (Dacota).

c) *Πτερύγιο Καμπυλότητας με Σχισμή (slotted flap)*

Στο πτερύγιο καμπυλότητας με σχισμή, (Σχήμα 59), ένα άνοιγμα ή σχισμή δημιουργείται μεταξύ του πτερυγίου και της κύριας πτέρυγας, όταν αυτό αποκλίνει.



Σχήμα 59: Πτερύγιο καμπυλότητας με σχισμή

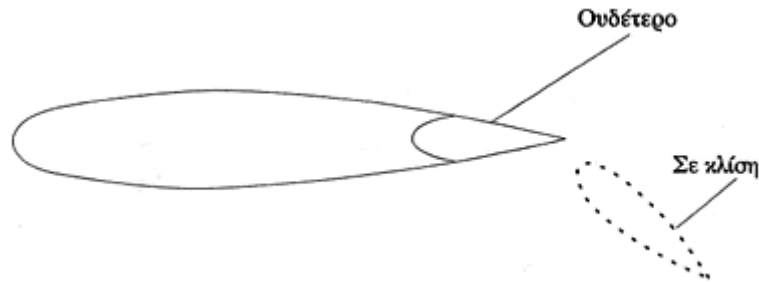
Όπως είναι γνωστό, στην κοιλία επικρατούν υπερπιέσεις ενώ στη ράχη υποπίεσεις. Επομένως η ροή αέρα από την κοιλία στη ράχη έχει ως αποτέλεσμα τον επηρεασμό του οριακού στρώματος καθώς και η καθυστέρηση της αποκόλλησης του. Κατά τα άλλα, το πτερύγιο αυτό συμπεριφέρεται όπως το απλό. Εξαιτίας λοιπόν της καθυστέρησης της αποκόλλησης, υπάρχει μεγαλύτερη αύξηση του $C_{L_{max}}$ από ότι στο απλό, ενώ η αύξηση της D είναι πολύ μικρότερη εξαιτίας της πρόληψης της αποκόλλησης.

Πτερύγιο καμπυλότητας με σχισμή έχουν τα F-4, F-5, F-16 καθώς και το T-41. Τα πτερύγια καμπυλότητας του T-41 αποτελούν δύο κινητές επιφάνειες, μία σε κάθε πτέρυγα, οι οποίες εκτείνονται από τη ρίζα των πτερυγίων μέχρι τα πηδάλια κλίσης. Η λειτουργία των πτερυγίων καμπυλότητας γίνεται με ένα ηλεκτρικό κινητήρα, ο οποίος συνδέεται με ένα ατέρμονα κοχλία, ο οποίος όταν ενεργοποιείται μεταφέρει τις κινήσεις, με τη βοήθεια ράβδων

και συρματόσχοινων, στα πτερύγια καμπυλότητας. Η διαδρομή κατάβασης των πτερυγίων καμπυλότητας είναι $0^\circ - 40^\circ$. Απογείωση με πτερύγια καμπυλότητας "κάτω" πέρα των 20° «απαγορεύεται».

d) Πτερύγιο Καμπυλότητας τύπου Fowler (Fowler flap)

Το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου fowler, (Σχήμα 60), χρησιμοποιεί την ίδια αρχή όπως το σχιστό, αλλά όταν αποκλίνει απομακρύνεται αρκετά πίσω από το χείλος εκφυγής της πτέρυγας. Εξαιτίας της διαφοράς πίεσης κοιλίας-ράχης, μέσα από το κενό που δημιουργείται, περνάει ένα ρεύμα αέρα, που ελέγχει το οριακό στρώμα στη ράχη του πτερυγίου επιτρέποντας, έτσι, μεγαλύτερες αποκλίσεις άρα αποτελεσματικότητα αυτού.

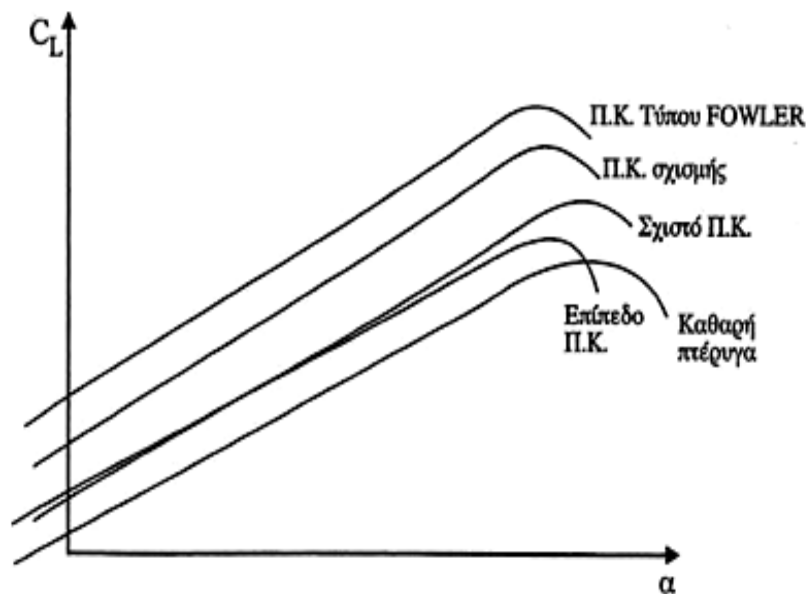


Σχήμα 60: Πτερύγιο καμπυλότητας τύπου fowler

Πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Fowler έχει το C-130 και το T-2. Στο T-2 το πτερύγιο καμπυλότητας λειτουργεί ηλεκτρικά και κατέρχεται το μέγιστο μέχρι 33° .

4.2.1.1. ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΔΙΑΦΟΡΩΝ ΤΥΠΩΝ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ

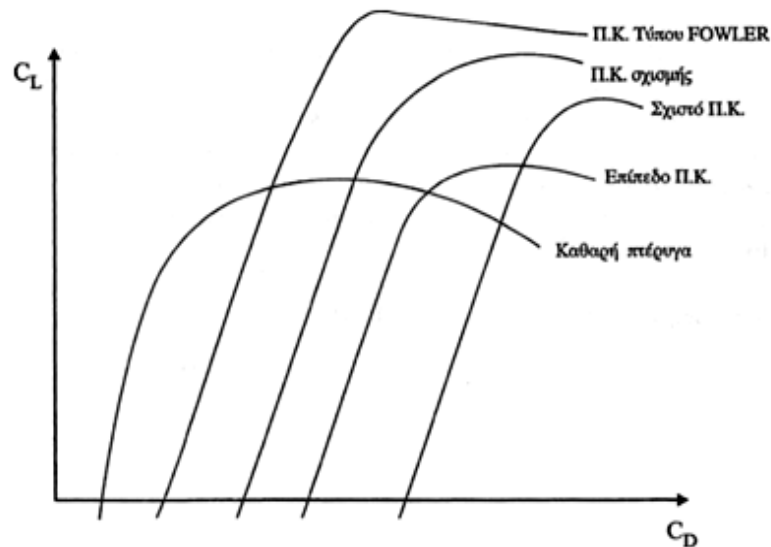
Το Σχήμα 61 παρέχει τη μεταβολή της καμπύλης άντωσης με τη γωνία προσβολής α , για τους διάφορους τύπους των πτερυγίων καμπυλότητας.



Σχήμα 61: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολή της καμπύλης άντωσης με γωνία προσβολής α , για τους διάφορους τύπους των πτερυγίων καμπυλότητας.

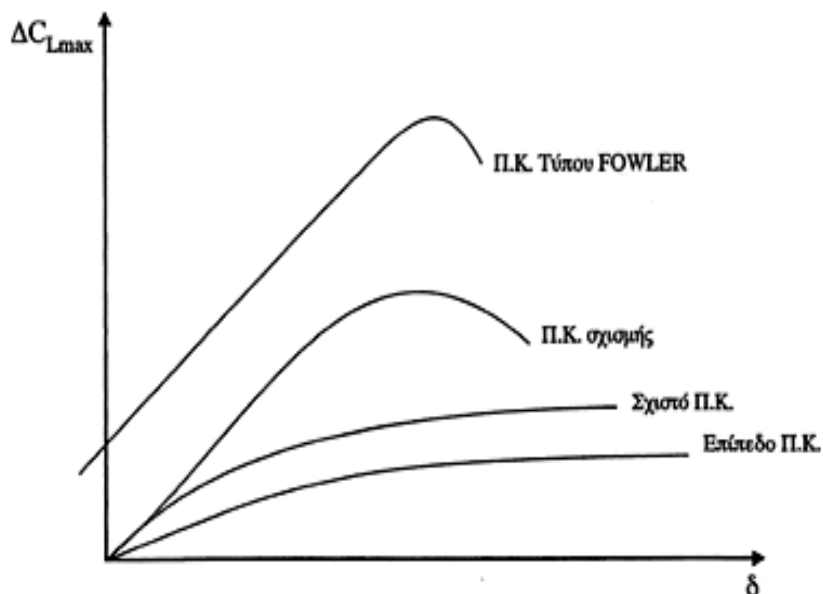
Διακρίνεται ότι τη μεγαλύτερη αύξηση στην άντωση την παρέχει το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Fowler.

Το Σχήμα 62 παρέχει τη μεταβολή των πολικών καμπύλων, σχεδιασμένων με την ίδια γωνία απόκλισης για κάθε τύπο πτερυγίου καμπυλότητας. Με τη βοήθεια αυτών των καμπύλων, συγκρίνουμε τις αυξήσεις της D για δεδομένες αυξήσεις της L από αυτές φαίνεται ότι το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Fowler δίνει τη μεγαλύτερη αύξηση της L και τη μικρότερη αύξηση της D .



Σχήμα 62: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής πολικών καμπύλων σχεδιασμένων με ίδια γωνία απόκλισης για κάθε τύπο πτερυγίου καμπυλότητας

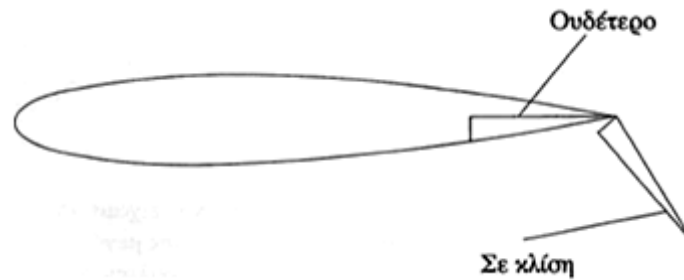
Στο Σχήμα 63 έχουμε τη μεταβολή του μεγίστου συντελεστή άντωσης C_{Lmax} με τη μεταβολή της απόκλισης δ του πτερυγίου. Από αυτό παρατηρούμε ότι το τύπου Fowler δίνει αύξηση στην L ακόμα και για μικρές γωνίες απόκλισης δ . Αυτό συμβαίνει, διότι μετατίθεται προς τα πίσω, δίνοντας αύξηση στην ενεργό επιφάνεια, πριν αυτό στραφεί προς τα κάτω.



Σχήμα 63: Συγκριτικό διάγραμμα μεταβολής του μεγίστου συντελεστή άντωσης C_{Lmax} με τη μεταβολή της απόκλισης δ για κάθε τύπο πτερυγίου καμπυλότητας

Εκτός από τα Πτερύγια Καμπυλότητας που αναφέρθηκαν προηγουμένως, υπάρχουν και άλλα είδη, τα οποία αποτελούν επεκτάσεις ή προσαρμογές των ίδιων αρχών.

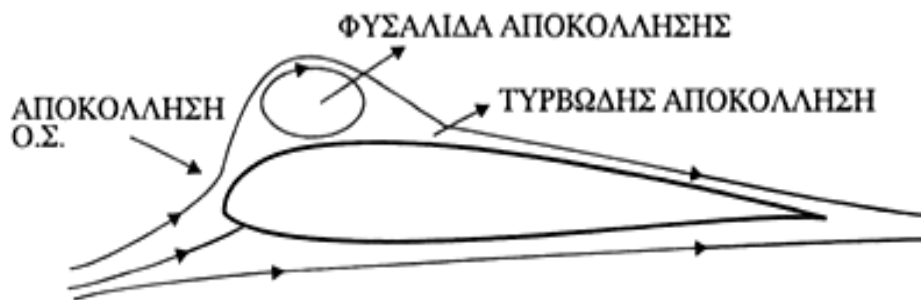
Όπως προαναφέρθηκε τα πολλαπλά πτερύγια καμπυλότητας με σχισμή (e) και το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Zap (f) (Σχήμα 64) και το οποίο αποτελεί συνδυασμό της ιδέας του σχιστού πτερυγίου και του Πτερυγίου τύπου Fowler. Εκτός από τα πτερύγια καμπυλότητας που αναφέρθηκαν προηγουμένως, υπάρχουν και άλλα είδη, τα οποία αποτελούν επεκτάσεις ή προσαρμογές των ίδιων αρχών. Σημειώνεται ότι πτερύγιο καμπυλότητας με διπλή σχισμή έχει το mirage F-1 και τριπλή σχισμή το B-727 και το tornado.



Σχήμα 64: Πολλαπλά πτερύγια καμπυλότητας με σχισμή και το πτερύγιο καμπυλότητας τύπου Zap

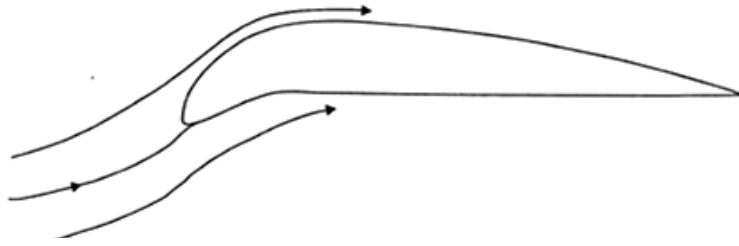
4.2.2. ΠΤΕΡΥΓΙΟ ΚΑΜΠΥΛΟΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ

Μια άλλη διάταξη, η οποία παρέχει αύξηση της L , με τη μέθοδο της καθυστέρησης της αποκόλλησης της ροής, είναι το πτερύγιο καμπυλότητας χείλους προσβολής, γνωστού ως «droop-snoot». Πολλές αεροτομές «υψηλών ταχυτήτων» έχουν αρκετά οξείες ακμές και μικρή κυρτότητα. Αυτές οι αεροτομές έχουν τάση να απολέσουν τη στήριξη, ακόμα και σε μέτριες γωνίες προσβολής, δεδομένου, ότι και σε μέσες ταχύτητες, η ροή γύρω από το χείλος προσβολής έχει να υπερνικήσει μια οξεία καμπή. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη δημιουργία μιας περιοχής αποκολλημένης ροής, γνωστή ως «φουσαλίδα αποκόλλησης», η οποία εμφανίζεται πίσω από το χείλος προσβολής (Σχήμα 65).



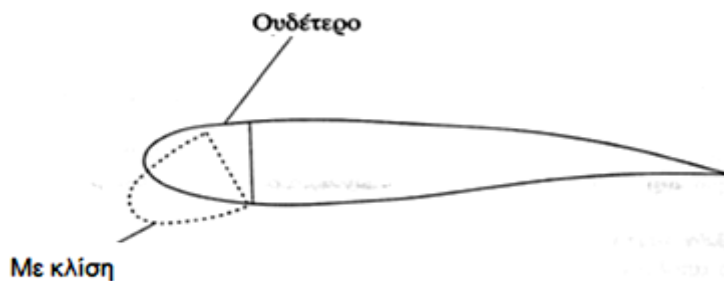
Σχήμα 65: Απεικόνιση φουσαλίδας αποκόλλησης

Η δημιουργία αυτής της φουσαλίδας έχει σαν αποτέλεσμα, όχι μόνο την ελάττωση της L της αεροτομής, αλλά καθώς η α αυξάνει, η φουσαλίδα «σπάει», η αποκόλληση διαχέεται προς τα πίσω και μια πρώιμη και απότομη και βίαια απώλεια στήριξης συμβαίνει. Αυτό το είδος αποκόλλησης μπορεί να προληφθεί, χρησιμοποιώντας μιας ορισμένης έκτασης κυρτότητα στο χείλος προσβολής (Σχήμα 66). Η ροή περιρρέει σε αυτή την περίπτωση το χείλος προσβολής ομαλά και η απώλεια στήριξης μπορεί σημαντικά να καθυστερήσει.



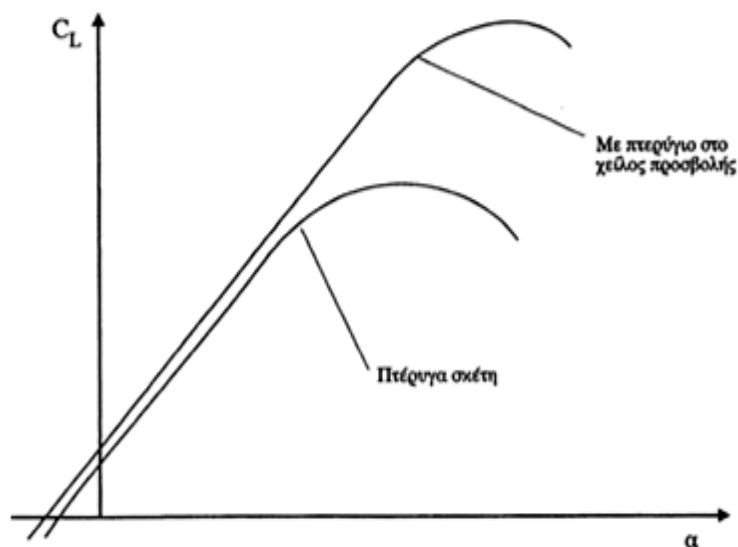
Σχήμα 66: Κυρτότητα στο χείλος προσβολής για αποφυγή αποκόλλησης ροής

Η χρησιμοποίηση όμως, αυτής της μορφής της αεροτομής, έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση της οπισθέλκουσας σε μικρές γωνίες προσβολής. Για την αποφυγή αυτού θα ήταν επιθυμητό το ένα άκρο, το οποίο στρεφόμενο προς τα κάτω να δίνει την επιθυμητή κυρτότητα της αεροτομής στις μεγάλες γωνίες προσβολής και επανερχόμενο στην αρχική του θέση να δίνει τη συνήθη μορφή του χείλους προσβολής σε μικρές γωνίες προσβολής. (Σχήμα 66).



Σχήμα 67: Πτερυγίο καμπυλότητας χείλους προσβολής

Η επίδραση της διάταξης στην καμπύλη άντωσης (Σχήμα 67), παρουσιάζει αύξηση της L , και είναι παρόμοια προς αυτή της περίπτωσης της σχισμής του χείλους προσβολής. Διαφορά εμφανίζεται μόνο στην απώλεια στήριξης, η οποία δεν καθυστερεί γενικά τόσο πολύ, όπως στην περίπτωση της σχισμής.



Σχήμα 68: Διάγραμμα με την επίδραση του πτερυγίου καμπυλότητας χείλους προσβολής στην καμπύλη άντωσης

4.3. ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΠΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥΝ ΤΟ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ

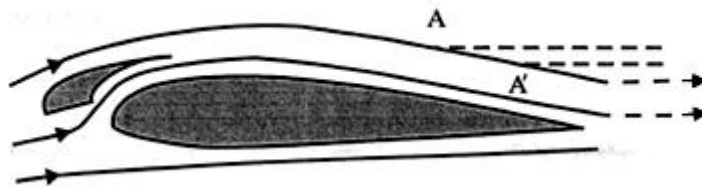
4.3.1. ΣΧΙΣΜΗ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ

Η απλούστερη από τις διατάξεις, που βασίζονται στη χρήση του ελέγχου του οριακού στρώματος για να δώσουν βοηθητική L , είναι η σχισμή χείλους προσβολής (Σχήμα 69).



Σχήμα 69: Σχισμή Χείλους Προσβολής

Το πτερύγιο είναι στερεωμένο στη θέση αυτή σταθερά, οπότε από τη σχισμή διέρχεται αέρας, ο οποίος ενεργοποιείτο οριακό στρώμα και μετατίθεται η αποκόλληση (Σχήμα 70).



Σχήμα 70: Ενεργοποίηση οριακού στρώματος και μετάθεση απόκλισης

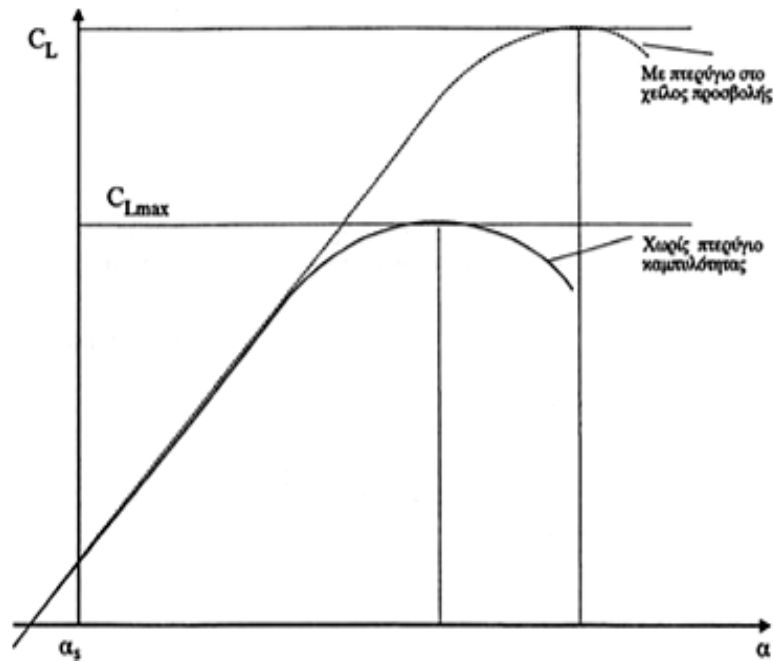
Στο διάγραμμα της μεταβολής του C_L με το α (Σχήμα 71) διακρίνεται ότι σε μικρές γωνίες προσβολής, αυτό δεν έχει σημαντική επίδραση στην L , διότι σε αυτή την περιοχή δεν υπάρχει ροπή προς αποκόλληση. Επίσης διακρίνεται ότι το γραμμικό τμήμα της καμπύλης L αυξάνεται, η $\alpha_{κρυσ}$ αυξάνεται από 15° σε 25° περίπου, όπως επίσης και ο C_{Lmax} , ο οποίος παρουσιάζει αύξηση περίπου 60%. Τέλος η επίδραση στη D , ιδιαίτερα σε χαμηλές ταχύτητες είναι ευεργετική, διότι ελαττώνεται σημαντικά εξαιτίας της πρόληψης της αποκόλλησης.

Εκτός των πλεονεκτημάτων υπάρχει και ικανός αριθμός μειονεκτημάτων και είναι:

- Σε μικρές ταχύτητες η D ελαττώνεται, για την προσγείωση όμως, η οποία είναι μια φάση πτήσης μικρών ταχυτήτων και μεγάλων γωνιών προσβολής, η ελάττωση της D είναι ανεπιθύμητη.
- Σε μικρές γωνίες προσβολής, οι οποίες πραγματοποιούνται σε μεγάλες ταχύτητες, το πτερύγιο αυξάνει την παρασιτική οπισθέλκουσα της αεροτομής.

Για την υπερνίκηση αυτών, στην περίπτωση της ελεγχόμενης σχισμής, η οποία ελέγχεται από το χειριστή και στη συνέχεια της «αυτόματης σχισμής», που το άνοιγμα ή το κλείσιμο της σχισμής γίνεται αυτόματα, ανάλογα με τη μεταβολή της διεύθυνσης του αέρα και

της γωνίας προσβολής.



Σχήμα 71: Διάγραμμα μεταβολής της καμπύλης άντωσης με το με γωνία προσβολής για σχισμή χείλους προσβολής

4.3.2. ΉΓΧΥΣΗ ΑΕΡΑ ΣΤΟ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ

Η αρχή της ήγχυσης του οριακού στρώματος είναι παρόμοια προς τη σχισμή του χείλους προσβολής. Υψηλής ταχύτητας αέρας εγχέεται μέσα στο οριακό στρώμα, από μια στενή σχισμή στη ράχη της αεροτομής, όπου επανενεργοποιεί το οριακό στρώμα και προλαβαίνει την αποκόλληση. Δεδομένου, ότι η ταχύτητα του αέρα που εγχέεται στο οριακό στρώμα είναι πολύ μεγαλύτερη από την ταχύτητα του αέρα που διέρχεται μέσα από μια σχισμή χείλους προσβολής ή ενός σχιστού πτερυγίου καμπυλότητας, η ήγχυση αποδεικνύεται γενικά ότι είναι πιο αποτελεσματική. Η απώλεια στήριξης μπορεί να καθυστερήσει σχεδόν αόριστα κατ' αυτό τον τρόπο. Επιπλέον, το ρεύμα του αέρα που εγχέεται, έχει σαν συνέπεια την αύξηση της κυκλοφορίας γύρω από την πτέρυγα, δίνοντας έτσι μία άμεση αύξηση στην άντωση σε όλες τις γωνίες προσβολής.

Η σχισμή, μέσα από την οποία εγχέεται ο αέρας, μπορεί να είναι κοντά στο ρύγχος της αεροτομής, έτσι ώστε η ήγχυση να επιδρά σε ολόκληρη τη ράχη της πτέρυγας (Σχήμα 72).



Σχήμα 72: Σχισμή τοποθετημένη στο ρύγχος αεροτομής τη ράχη της πτέρυγας

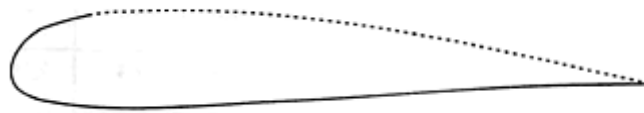
Επίσης η σχισμή μπορεί να είναι τοποθετημένη ακριβώς πριν από το ρύγχος ενός απλού πτερυγίου καμπυλότητας χείλους εκφυγής (Σχήμα 73) και είναι γνωστή αυτή η διάταξη ως *blown flap*. Η τοποθέτηση της σχισμής σε αυτή τη θέση, έχει σκοπό να προλαμβάνει την αποκόλληση της ροής από τη ράχη του πτερυγίου καμπυλότητας.



Σχήμα 73: Σχισμή τοποθετημένη πριν το ρύγχος πτερυγίου καμπυλότητας χείλους εκφυγής

4.3.3. ΑΠΟΡΡΟΦΗΣΗ ΤΟΥ ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ

Η απορρόφηση είναι μία μέθοδος, η οποία απομακρύνει τα βραδέως κινούμενα μόρια του αέρα, έτσι ώστε να μην υπάρχει στρώμα να αποκολληθεί. Η απομάκρυνση γίνεται με τη βοήθεια μικρών οπών, οι οποίες ανοίγονται στην επιφάνεια της αεροτομής, εμπρός από το σημείο αποκόλλησης και μέσα από τις οποίες απορροφάται ο αέρας (Σχήμα 74). Η λογική επέκταση της ιδέας της απορρόφησης, η οποία πραγματοποιείται μέσα από μια σειρά μικρών οπών, είναι η χρησιμοποίηση πορώδους επιφάνειας στην πτέρυγα, οπότε η απορρόφηση να πραγματοποιείται παντού επάνω στην επιφάνειά της.

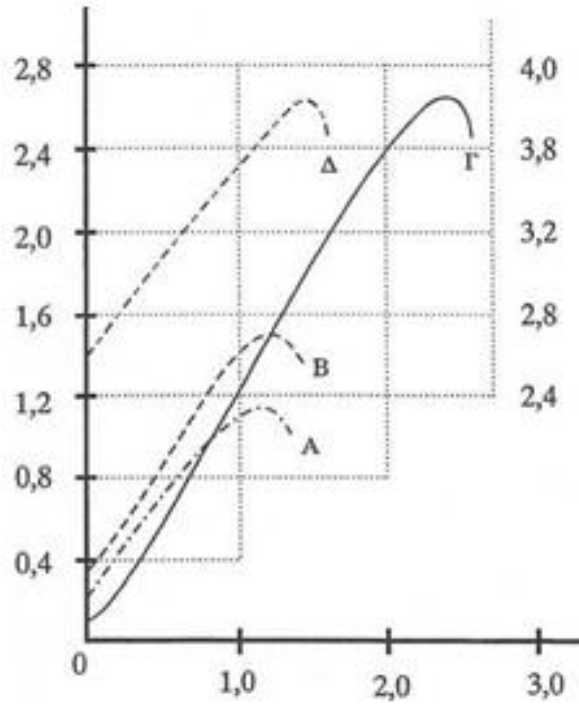


Σχήμα 74: Μικρές οπές στην επιφάνεια της αεροτομής για την απομάκρυνση των βραδέως κινούμενων μορίων του αέρα

4.3.4. ΣΥΓΚΡΙΣΗ ΔΙΑΦΟΡΩΝ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΩΝ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ

Με το σκοπό μιας σύγκρισης μεταξύ των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων, ο Πίνακας 1 παρέχει τα κύρια αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των πιο συνηθισμένων υπεραντωτικών διατάξεων. Αυτός αναφέρεται σε μία αεροτομή CLARK -Y, με πτερύγια καμπυλότητας χορδής 0,30 της χορδής της πτέρυγας, σε απόκλιση 40° - 50°. Τα χαρακτηριστικά αυτά προέρχονται από δοκιμές πτέρυγας επιμήκυνσης 6 σε αριθμό Reynolds 600.000.

Ακόμα, το Σχήμα 75 παρέχει τα αποτελέσματα δοκιμών σε πτέρυγα NACA 641-212, εφοδιασμένη με διάφορες υπεραντωτικές διατάξεις. Η καμπύλη Α αναφέρεται στη βασική πτέρυγα, η Β σε απορρόφηση του οριακού στρώματος, η Γ σε σύγχρονη λειτουργία της απορρόφησης της σχισμής και η Δ σε σύγχρονη λειτουργία σχισμής χείλους προσβολής απορρόφησης και πτερυγίου καμπυλότητας με σχισμή. Από αυτό το Σχήμα παρατηρείται ότι το C_{Lmax} από 1,1 που είναι στη βασική πτέρυγα, φθάνει τα 3,8 στην περίπτωση Δ, δηλαδή παρουσιάζει αύξηση 245%.



Σχήμα 75: Αποτελέσματα δοκιμών σε πτέρυγα NACA 641-212, εφοδιασμένη με διάφορες υπεραντωτικές διατάξεις.

α/α	Υπεραντωτ. Διάταξη	C_{Lmax}	α° σε C_{Lmax}	% αύξηση σε C_{Lmax}	L/D σε C_{Lmax}	% αύξηση C_{Lmax} C_{Dmin}	-10 Cm
1		1.29	15	0	7.5	0	0.85
2		1.95	12	51	4.8	51	-
3		1.98	12	54	4.8	42	-
4		2.16	14	67	4.3	63	2.50
5		2.26	13	76	4.4	77	3.00
6		2.28	13	118	4.6	83	6.60
7		1.77	24	37	5.4	-	-
8		1.84	26	42	4.1	35	-
9		2.18	19	69	3.7	7	-
10		2.26	18	76	3.8	10	-
11		3.36	13	160	3.7	-	7.40

Πίνακας 1: Σύγκριση μεταξύ των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων.

5. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΤΟ ΑΕΡΟΠΛΑΝΟ

5.1. ΓΕΝΙΚΑ

Το πρώτο βήμα στη μελέτη αντοχής ενός αεροσκάφους, είναι ο υπολογισμός των δυνάμεων (φορτίων) που επενεργούν σε κάθε τμήμα του. Οι δυνάμεις αυτές μεταβάλλονται με τη κατάσταση πτήσης, το είδος του προωθητικού συστήματος, το ύψος πτήσης, τις καιρικές συνθήκες, τη τεχνική προσγείωσης κλπ. Κατά τη σχεδίαση του τμήματος η εύρεση των δυνάμεων αυτών, είναι αναγκαία για τον προσδιορισμό των τάσεων που αναπτύσσονται. Στη συνέχεια θα εξετασθούν πρώτα τα φορτία σε συνθήκες μηδενικής επιτάχυνσης, δηλαδή στο έδαφος όταν το αεροσκάφος είναι ακίνητο ή κινείται με σταθερή ταχύτητα ή σε ευθεία οριζόντια πτήση και κατόπιν τα φορτία όταν το αεροσκάφος επιταχύνεται. Όπως είναι γνωστό, τα κρισιμότερα φορτία αναπτύσσονται στο αεροσκάφος, όταν αυτό επιταχύνεται, γιατί τότε αναπτύσσονται ισχυρές δυνάμεις αδρανείας.

5.2. ΙΣΟΡΡΟΠΙΑ ΔΥΝΑΜΕΩΝ

Όπως είναι γνωστό από τη Μηχανική, όταν ένα σώμα είναι ακίνητο ή κινείται με σταθερή ταχύτητα, ισχύουν, οι παρακάτω εξισώσεις ισορροπίας για τις εξωτερικές δυνάμεις που επενεργούν σε αυτό. Βασικά διακρίνονται δύο περιπτώσεις:

- *Επίπεδο σύστημα δυνάμεων:*

Οι εξισώσεις ισορροπίας είναι οι ακόλουθες:

$$\sum P_X = 0 \quad [5.1]$$

$$\sum P_Y = 0 \quad [5.2]$$

$$\sum M_{(0)} = 0 \quad [5.3]$$

Σημειώνεται ότι όπου (0) οποιοδήποτε σημείο στο επίπεδο (άξονα 0 κάθετο στο επίπεδο $x - y$) το οποίο όμως πρέπει να επιλεγεί με τέτοιο τρόπο ώστε να απλοποιούνται οι υπολογισμοί, δηλαδή να μηδενίζονται όσο το δυνατό περισσότερες ροπές δυνάμεων.

- *Σύστημα δυνάμεων στο χώρο:*

Οι εξισώσεις ισορροπίας είναι οι ακόλουθες:

$$\sum P_X = 0 \quad [5.4]$$

$$\sum P_Y = 0 \quad [5.5]$$

$$\sum P_Z = 0 \quad [5.6]$$

$$\sum M_X = 0 \quad [5.7]$$

$$\sum M_Y = 0 \quad [5.8]$$

$$\sum M_Z = 0 \quad [5.9]$$

Μία πολύ απλή αλλά σπουδαία εφαρμογή των παραπάνω εξισώσεων, είναι η εύρεση του βάρους και του κέντρου βάρους του αεροσκάφους.

5.3. ΚΕΝΤΡΟ ΒΑΡΟΥΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Ένα βασικό στοιχείο που θα πρέπει να είναι γνωστό πριν από κάθε πτήση, είναι η ακριβής γνώση του βάρους του αεροσκάφους και της θέσης του κέντρου βάρους (Κ.Β ή CG). Οι υπολογισμοί φόρτωσης και ζυγοστάθμισης του αεροσκάφους γίνονται σήμερα με ακριβείς κανόνες και προδιαγραφές, λαμβάνοντας υπόψη οποιοδήποτε εξοπλισμό που προστίθεται ή αφαιρείται σε αυτό. Ο καθορισμός του κέντρου βάρους είναι τόσο σημαντικός ώστε να είναι αναγκαίος ο επαναπροσδιορισμός του σε διάφορες φάσεις συντήρησης, όπως για παράδειγμα μετά την αντικατάσταση οργάνων ή συσκευών με άλλων παρομοίου τύπου, ή ακόμα και μετά τον επαναχρωματισμό του αεροσκάφους.

Για κάθε αεροσκάφος υπάρχει συγκεκριμένη διαδρομή του κέντρου βάρους η οποία δίδεται επί τοις εκατό της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Η θέση και τα όρια μεταβολής του κέντρου βάρους πρέπει να είναι γνωστά κατά τη φόρτωση, ώστε η τυχόν άφεση φορτίου κατά τη πτήση (π.χ. οχημάτων, αλεξιπτωτιστών, μεγάλων φορτίων), να μην έχει ως αποτέλεσμα να βρεθεί το κέντρο βάρους εκτός των ορίων μεταβολής του και το αεροσκάφος να χάσει την ευστάθεια του. Ιδιαίτερα στην Πολιτική Αεροπορία, όπου το κόστος πτήσης έχει τη μεγαλύτερη σημασία, είναι σημαντική η κατά το δυνατόν διατήρηση του κέντρου βάρους στη σωστή του θέση. Για αυτόν το λόγο, άλλωστε, κάθε επιβάτης υποχρεούται να καθίσει στον αριθμό θέσης που του ορίζει η κάρτα επιβίβασης. Σήμερα η εύρεση του βάρους και του κέντρου βάρους του αεροσκάφους μπορεί να προσδιορισθεί με ειδικές δυναμοκυψέλες που βρίσκονται στα σκέλη των τροχών και μεταβιβάζουν ηλεκτρονικά τις ενδείξεις στον κεντρικό υπολογιστή του αεροσκάφους.

Σε μερικά σύγχρονα επιβατικά αεροσκάφη (Airbus A-320), επιτυγχάνεται εύκολα η σταθεροποίηση του κέντρου βάρους στην ιδανική θέση, τοποθετώντας δεξαμενές καυσίμου στο ουραίο πτέρωμα που έχουν μεγάλη απόσταση από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους (μεγάλη ροπή). Έτσι μεταβάλλοντας (αυτόματα) την ποσότητα καυσίμου στις δεξαμενές αυτές, επιτυγχάνεται εύκολη μεταβολή του κέντρου βάρους του αεροσκάφους.

Για την εύρεση της σχετικής θέσης των διαφόρων εξαρτημάτων ενός αεροσκάφους, είναι αναγκαία η γνώση του σταθμού (station) του κάθε εξαρτήματος, δηλαδή της απόστασης του κέντρου βάρους του εξαρτήματος από μία γραμμή αναφοράς. Σαν σημείο αναφοράς, συνήθως, λαμβάνεται το ρύγχος του αεροσκάφους ή το χείλος προσβολής της πτέρυγας ή άλλα χαρακτηριστικά μέρη που έχει επιλέξει ο εκάστοτε κατασκευαστής. Σημαντικός παράγοντας που επηρεάζει τη συμπεριφορά του αεροσκάφους είναι και η συμμετρία του φορτίου. Ακόμη και η κατανάλωση καυσίμου από τις διάφορες δεξαμενές του αεροσκάφους (στις πτέρυγες ή την άτρακτο) πρέπει να γίνεται με συμμετρικό και ομοιόμορφο τρόπο ώστε να μη μετατοπισθεί το κέντρο βάρους από το επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους και απαιτηθεί αντιστάθμιση.

Στα μαχητικά αεροσκάφη, τα πτητικά χαρακτηριστικά επηρεάζονται από τη

διαμόρφωσή τους για μία συγκεκριμένη αποστολή, η δε άφεση των βομβών, όπως και η κατανάλωση καυσίμων από τις εξωτερικές δεξαμενές γίνεται, εκτός απρόοπτου, με συμμετρικό τρόπο.

Παρακάτω φαίνονται αναλυτικά τα επακόλουθα της υπερφόρτισης ενός αεροσκάφους ή της λανθασμένης θέσης του κέντρου βάρους.

- *Υπερφόρτιση του αεροσκάφους:*
 - Μειωμένη ικανότητα ελιγμών και μεγαλύτερη καταπόνηση κατά τη διάρκεια ελιγμών.
 - Μεγαλύτερη διαδρομή απογείωσης και προσγείωσης, μικρότερη γωνία και βαθμός ανόδου και χαμηλότερη οροφή.
 - Μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου.
 - Αύξηση της ταχύτητας απώλειας στήριξης.
- *Κέντρο Βάρους μπροστά:*
 - Μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου.
 - Τάση του ρύγχους να κινείται προς τα κάτω κατά τη πτήση και αυξημένη δυσκολία ανασήκωσης του ρύγχους κατά την απογείωση.
 - Αυξημένες καταπονήσεις του ριναίου συστήματος προσγείωσης, ιδιαίτερα κατά την πέδηση, όπου αυτό κανονικά καταπονείται περισσότερο.
 - Μείωση της ευστάθειας και τάση για είσοδο σε περιδίνηση,
- *Κέντρο Βάρους πίσω:*
 - Μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου.
 - Αύξηση της γωνίας προσβολής κατά τη πτήση, με αποτέλεσμα μειωμένη ταχύτητα, εμβέλεια και ευστάθεια και μεγαλύτερο κίνδυνο απώλειας στήριξης.
 - Μείωση της ευστάθειας.

5.4. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΔΡΑΝΕΙΑΣ

Όταν το αεροσκάφος επιταχύνεται - δηλαδή μεταβάλλεται το διάνυσμα της ταχύτητάς του ως προς το μέτρο ή τη διεύθυνση ή και τα δύο - συναρτήσει του χρόνου, τότε για να ισχύσουν οι εξισώσεις ισορροπίας θα πρέπει να περιληφθούν εκτός από τις εξωτερικές δυνάμεις, όπως άνοση, βάρος, ώση, οπισθέλκουσα κ.ά. και οι δυνάμεις αδρανείας ή δυνάμεις D' Allembert. Οι δυνάμεις αδρανείας, αν και ασκούνται σε κάθε στοιχείο μάζας, μπορεί να θεωρηθεί σε πολλές περιπτώσεις ότι ασκούνται στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Η διεύθυνσή τους είναι η ίδια με τη διεύθυνση της επιτάχυνσης του αεροσκάφους και η φορά αντίθετη της φοράς της. Τα μέτρα των αδρανειακών δυνάμεων για ορισμένες απλές περιπτώσεις, που η επιτάχυνση είναι σταθερή, δίνονται από τις σχέσεις (αεροσκάφος ως υλικό σημείο μάζας m):

Γραμμική επιταχυνόμενη κίνηση

$$F=m \cdot \tilde{a} \quad [5.11]$$

Κεντρομόλος

$$F=m \cdot \dot{u}^2 \cdot r \quad [5.12]$$

Επιτροχία:

$$F=m \cdot \dot{u} \cdot r \quad [5.12]$$

Όπου:

$\gamma = \eta$ γραμμική επιτάχυνση ($\gamma = dv/dt$)
 $\omega = \eta$ γωνιακή ταχύτητα
 $\omega' = \eta$ γωνιακή επιτάχυνση ($\omega' = d\omega /dt$)
 $r = \eta$ (στιγμιαία) ακτίνα περιστροφής της μάζας m

Στην περίπτωση που το αεροσκάφος δε θεωρείται υλικό σημείο πρέπει να ληφθεί υπ' όψη η αδρανειακή ροπή όλου του αεροσκάφους στις εξισώσεις ισορροπίας των ροπών ως προς τον άξονα περιστροφής O ($\Sigma M_o = 0$).

Η αδρανειακή ροπή όλου του αεροσκάφους δίνεται από τη σχέση:

$$T = \int \ddot{u} \cdot r^2 dm = \ddot{u} \int r^2 dm = \ddot{u} \cdot \ddot{E} \quad [5.13]$$

Όπου:

$\Theta = \eta$ ροπή αδρανείας μάζας του αεροσκάφους ως προς τον άξονα περιστροφής O .

Όταν ο άξονας περιστροφής δεν ταυτίζεται με τον κεντροβαρικό άξονα, τότε μπορεί να γίνει χρήση του θεωρήματος του Steiner (θεώρημα παραλλήλων αξόνων) για την εύρεση της ροπής αδρανείας Θ ως προς άξονα παράλληλο προς τον κεντροβαρικό:

$$\ddot{E} = m \cdot x^2 + \ddot{E}_{K.B.} \quad [5.14]$$

Όπου:

$\Theta_{K.B.} = \eta$ ροπή αδρανείας ως προς τον κεντροβαρικό άξονα και x η απόσταση μεταξύ των δύο παράλληλων αξόνων.

Είναι φανερό ότι στην περίπτωση κυκλικής κίνησης με μεταβαλλόμενη $|$ ταχύτητα (και ως προς το μέτρο), συνυπάρχουν ως δυνάμεις αδρανείας η φυγόκεντρος ($m \cdot \omega^2 \cdot r$) κατά την ακτινική διεύθυνση και η εφαπτομενική δύναμη ($m \cdot r$). Οι παραπάνω εξισώσεις μπορούν να εφαρμοστούν σε ολόκληρο το αεροσκάφος, αλλά και σε κάθε τμήμα του. Για παράδειγμα, όταν έχουμε περιστροφή του αεροσκάφους γύρω από άξονα που διέρχεται από αυτό, τότε κάθε στοιχείο μάζας του αεροσκάφους dm δέχεται τις αδρανειακές δυνάμεις ($m \cdot \omega^2 \cdot r$) (ακτινικά) και $m \cdot r$ (εφαπτομενικά) όπου r είναι η απόσταση της συγκεκριμένης μάζας από τον άξονα περιστροφής.

Όταν το αεροσκάφος εκτελεί δύο περιστροφικές κινήσεις, π.χ. ενώ βρίσκεται σε ανακαμπή γίνεται χρήση των πηδαλίων ύψους - βάθους, τότε κάθε εξάρτημα του αεροσκάφους δέχεται τη συνισταμένη των δυνάμεων αδρανείας των δύο αυτών κινήσεων. Από τα παραπάνω συμπεραίνεται ότι δυνάμεις αδρανείας υπάρχουν πάντα σε ελιγμούς, δηλαδή όταν γίνεται χρήση πηδαλίων. Η χρήση των πηδαλίων ύψους - βάθους και διεύθυνσης δημιουργεί δυνάμεις αδρανείας κυρίως στο ουραίο πτέρωμα και στο ρύγχος, ενώ των πηδαλίων κλίσεως κυρίως στην εξωτερική πτέρυγα.

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι οι δυνάμεις αδρανείας κατά τη διεύθυνση πτήσης είναι σχετικά μικρές. Μπορούν να λάβουν μεγάλες τιμές κατά τη προσγείωση, ιδίως όταν γίνεται χρήση αγκίστρου, αλλά σε κάθε περίπτωση κατά την πτήση είναι σημαντικά μικρότερες από τις δυνάμεις που προκαλούνται από τις επιταχύνσεις που είναι κάθετες στη διεύθυνση πτήσης (τα γνωστά "g"). Στα σύγχρονα μαχητικά οι κάθετες επιταχύνσεις που αντέχει η δομή του αεροσκάφους μπορεί να υπερβαίνουν τα + 10g, και είναι σημαντικά μεγαλύτερες από τις επιταχύνσεις που αντέχει με ασφάλεια ο ανθρώπινος οργανισμός.

5.4.1. ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗΣ ΦΟΡΤΙΟΥ - ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ V - η

Όπως προαναφέρθηκε, από τις δυνάμεις αδρανείας που αναπτύσσονται στη πτήση,

οι κρίσιμότερες είναι αυτές που είναι παράλληλες στον κάθετο άξονα του αεροσκάφους. Η έννοια του κάθετου συντελεστή φόρτου, η αναλύθηκε στο εδάφιο των δυνάμεων αδρανείας. Ο συντελεστής φόρτου η αναπτύσσεται σε όλους τους ελιγμούς, όπως ανακαμπή, ανακύκλωση, περιδίνηση, στροφή κλπ. Είναι δυνατόν σε σύνθετους ελιγμούς να εμφανίζονται συντελεστές φόρτου και ως προς τους άλλους άξονες, αλλά ο κάθετος συντελεστής φόρτου παραμένει ο πλέον κρίσιμος. Για τους συμμετρικούς ελιγμούς κάθε αεροσκάφους ορισμένου βάρους και ύψους δίνεται ο αναπτυσσόμενος κάθετος συντελεστής φόρτου από ένα διάγραμμα $V - \eta$, το οποίο ονομάζεται διάγραμμα επιχειρησιακών ορίων και γενικά έχει τη μορφή του Σχήματος 76.

Το αεροσκάφος επιτρέπεται να πετάει εκτελώντας μόνο τέτοιους ελιγμούς, έτσι ώστε κάθε φορά οι τιμές των ταχυτήτων του και των συντελεστών φόρτου του να αντιστοιχούν σε σημεία εντός του διαγράμματος (κίτρινο τμήμα). Οι καμπύλες που περικλείουν το διάγραμμα ορίζονται ως εξής, η καμπύλη OA του διαγράμματος που καθορίζεται από τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, αντιστοιχεί στο μεγαλύτερο συντελεστή άντωσης (C_{Lmax} και δίνεται από τη σχέση:

$$\eta = \frac{\frac{1}{2} \cdot C_{Lmax} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}{W} = K \cdot V^2 \quad [5.15]$$

Δηλαδή η μεταβολή του (η) με τη ταχύτητα V , εκφράζεται από μία καμπύλη δευτέρου βαθμού, της οποίας η κλίση εξαρτάται από τη τιμή του συντελεστή C_L και είναι μέγιστη για $C_L = C_{Lmax}$. Στην περιοχή μεταξύ του κατακόρυφου άξονα (η) και της καμπύλης OA , δεν είναι δυνατή η πτήση γιατί για να παραχθεί η απαιτούμενη άντωση απαιτείται πτήση με γωνία προσβολής μεγαλύτερη από τη γωνία απώλειας στήριξης. Για ταχύτητες μικρότερες από την V_A , ο χειριστής δεν είναι δυνατόν να φθάσει το μέγιστο συντελεστή φόρτου, γιατί το αεροσκάφος θα έχει ήδη πέσει σε απώλεια στήριξης. Επομένως σε όλα τα σημεία της καμπύλης OA , το αεροσκάφος πετάει με τη μέγιστη θετική γωνία προσβολής και ως εκ τούτου με το μέγιστο C_L .

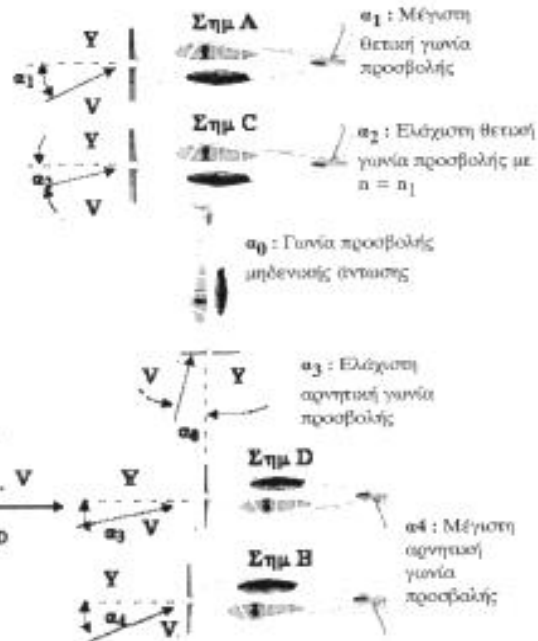
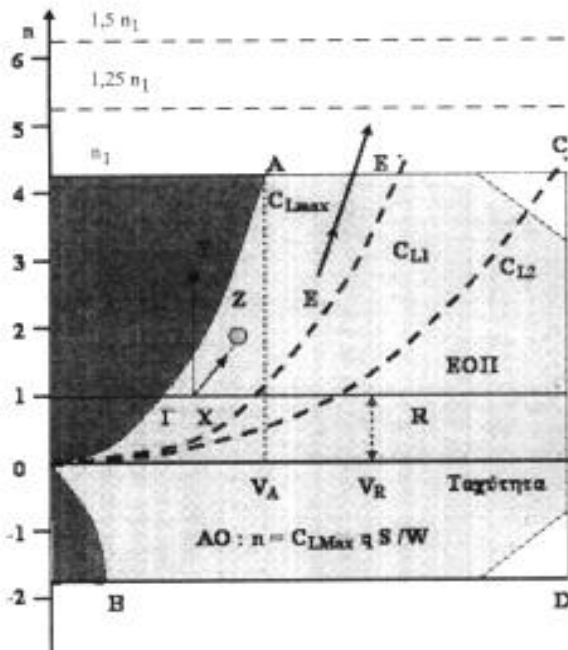
Η ευθεία AC που καθορίζει τη δομική αντοχή του αεροσκάφους, καθορίζεται από τους κανονισμούς και αντιστοιχεί στο μέγιστο συντελεστή φόρτου η_1 που πετάει κανονικά το αεροσκάφος. Για μεγαλύτερο συντελεστή φόρτου $\eta = 1,25$ μπορεί να δημιουργηθούν μόνιμες παραμορφώσεις στο αεροσκάφος, ενώ δεν επιτρέπεται να δημιουργηθεί θραύση μέχρι $\eta = 1,5$ η_1 . Κατά συνέπεια ο χειριστής μπορεί να κάνει ελιγμούς τέτοιους που σε καμία περίπτωση να μη υπερβαίνεται το όριο δομικής αντοχής η_1 . Αν γίνει υπέρβαση του η_1 απαιτείται σε κάθε περίπτωση μείζονα δομική επιθεώρηση. Η ευθεία CD καθορίζεται από τη μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους και ορίζεται από τη ταχύτητα βύθισης, που συμβαίνει στο σημείο D' , με γωνία προσβολής αυτήν της μηδενικής άντωσης. Η ταχύτητα βύθισης είναι περίπου 1,5 φορές μεγαλύτερη από τη βέλτιστη ταχύτητα ευθείας οριζόντιας πτήσης V_R .

Στο σημείο C το αεροσκάφος πετάει με τη ελάχιστη γωνία προσβολής, αν και συνήθως δεν επιτρέπεται η πτήση με μέγιστη ταχύτητα και μέγιστο συντελεστή φόρτου, καθιστώντας το διάγραμμα $V - \eta$ «ψαλιδισμένο» στα σημεία C και D . Η καμπύλη OB είναι η αντίστοιχη της OA , με τη διαφορά ότι η πτέρυγα βρίσκεται σε αρνητική γωνία απώλειας στήριξης, δηλαδή υπάρχει ελιγμός με ανάστροφη πτήση και μέγιστο αρνητικό C_L . Όμοια η γραμμή BD ορίζει το μέγιστο αρνητικό συντελεστή φόρτου σε ανάστροφη πτήση. Οι μέγιστοι αρνητικοί συντελεστές φόρτου είναι σημαντικά μικρότεροι για τους γνωστούς αεροδυναμικούς και κατασκευαστικούς λόγους.

Όλη η ευθεία $ΓΔ$ αναφέρεται σε σημεία που έχουν $\eta = 1$, δηλαδή σε ΕΟΠ. Μία ταχύτητα πτήσης μεταξύ της V_A και της V_R , θεωρείται ως συνήθης, ενώ η βέλτιστη ταχύτητα πτήσης V_R πρέπει να τηρείται σε μεγάλες πτήσεις. Η σημασία που έχει η αλλαγή της κατάστασης πτήσης και η απεικόνισή της στο διάγραμμα $V - \eta$ φαίνεται από τα παρακάτω.

Έστω αεροσκάφος που πετάει σε ΕΟΠ ($\eta = 1$) στο σημείο X (Σχήμα 76). Αν το αεροσκάφος εκτελέσει ελιγμό που αυξάνει το συντελεστή φόρτου, χωρίς να αυξήσει την ταχύτητα, τότε θα βρεθεί στο σημείο Y στην περιοχή απώλειας στήριξης.

Συντελεστής φόρτου



Σχήμα 76: Ανάλυση σημείων σε τυπικό Διάγραμμα V-n

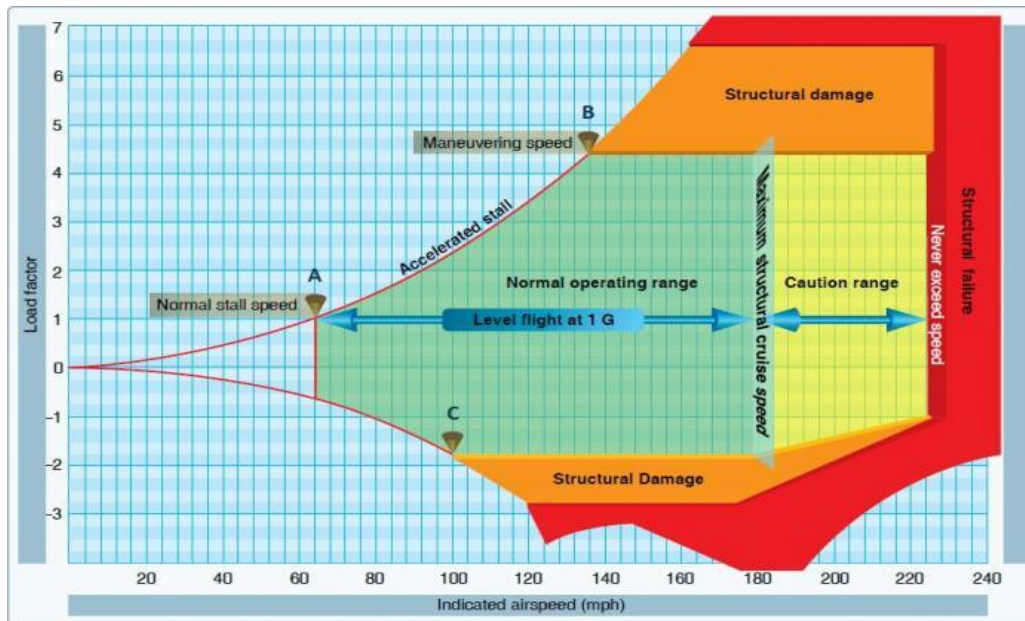
Επομένως στις χαμηλές ταχύτητες, η σωστή ενέργεια για τη διενέργεια ελιγμών είναι η ταυτόχρονη αύξηση της ταχύτητας, ώστε τα νέα χαρακτηριστικά πτήσης να καθορίζονται από το σημείο Z. Αντίθετα, αν το αεροσκάφος είχε μεγάλη ταχύτητα, π.χ. βρισκόταν στο σημείο E και εκτελούσε ελιγμό με αύξηση της ταχύτητας πτήσης και του συντελεστή φόρτου, τότε θα μετέβαινε στο σημείο E', οπότε θα συνέβαινε υπέρβαση του επιτρεπόμενου συντελεστή φόρτου. Από την προηγούμενη ανάλυση, φαίνεται ότι τα κρίσιμα σημεία από την άποψη της αντοχής είναι τα A, B, C και D, η θέση των οποίων καθορίζεται από τους κανονισμούς. Για ελαφρά μεταφορικά αεροσκάφη, οι Αμερικάνικοι Κανονισμοί Πολιτικής Αεροπορίας (FAR 23) ορίζουν τρεις κατηγορίες με τους εξής:

- Κανονική κατηγορία (Normal): $n_l=3.8$
- Γενική κατηγορία (Utility): $n_l=4.4$
- Ακροβατική κατηγορία (Acrobatic): $n_l=6.0$

Για αεροσκάφη μεγάλων επιδόσεων δεν μπορούν να αγνοηθούν τα φαινόμενα συμπίεστικότητας, καθώς επηρεάζεται σημαντικά το μέγεθος του μέγιστου συντελεστή άντωσης. Τα φαινόμενα συμπίεστικότητας αρχίζουν να γίνονται σημαντικά όταν η ταχύτητα του αεροσκάφους πλησιάζει την ταχύτητα του ήχου για το συγκεκριμένο ύψος πτήσης. Καθώς η ταχύτητα του ήχου μειώνεται με το ύψος πτήσης, για τα αεροσκάφη μεγάλων ταχυτήτων και ύψους πτήσης διατίθενται πολλά διαγράμματα V - η που καλύπτουν όλα τα ύψη πτήσης, από την επιφάνεια της θάλασσας έως την επιχειρησιακή οροφή. Στο Σχήμα 77 απεικονίζεται ένα τυπικό το διάγραμμα V-n.

Σημειώνεται ότι οι κεντρικοί ηλεκτρονικοί υπολογιστές των συγχρόνων αεροσκαφών έχουν προγραμματισθεί ώστε να προειδοποιούν για ενδεχόμενη υπέρβαση των ορίων πτήσης, διευκολύνοντας με αυτό τον τρόπο σημαντικά τους χειριστές και αυξάνοντας την ασφάλεια των πτήσεων. Ακόμα και χωρίς τη δράση του χειριστή, ο υπολογιστής απαγορεύει στο αεροσκάφος να εισέλθει σε απαγορευμένη περιοχή του διαγράμματος. Βέβαια, στις περιπτώσεις ανάγκης, όπου η ανάγκη αποφυγής πρόσκρουσης, για παράδειγμα, είναι σημαντικότερη από την ενδεχόμενη υπέρβαση των ορίων, ο υπολογιστής επιτρέπει τον

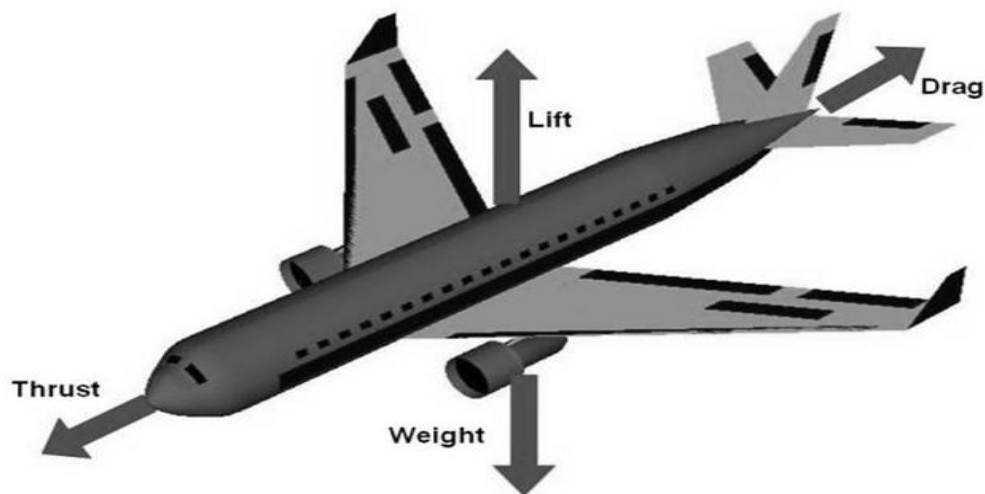
έλεγχο του αεροσκάφους από τον χειριστή. Μελετώντας γενικότερα το διάγραμμα V - η διαπιστώνεται ότι κάθε σημείο αντιστοιχεί σε μία στιγμιαία κατάσταση πτήσης και ότι μια ολόκληρη πτήση αντιστοιχεί σε μία περιοχή του διαγράμματος.



Σχήμα 77: Τυπικό διάγραμμα V-n, ταχύτητα αέρα (οριζόντιο άξονα) έναντι του συντελεστή φορτίου (κατακόρυφος άξονας)

5.5. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ

Για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών δυνάμεων που ασκούνται στο αεροσκάφος, και κύρια στις πτέρυγες, εκτός από τα γεωμετρικά στοιχεία του αεροσκάφους είναι απαραίτητη και η γνώση της τιμής του συντελεστή άντωσης C_p , οπισθέλκουσας C_d και προνεύσεως C_M για ολόκληρο το αεροσκάφος. Οι τιμές αυτές, κατά βάση, προσδιορίζονται με μετρήσεις μοντέλων σε αεροσήραγγες.



Σχήμα 78: Αεροδυναμικές δυνάμεις σε αεροσκάφος

Στο αεροσκάφος εφαρμόζονται οι εξής δυνάμεις:

- Η άντωση L των πτερύγων με σημείο εφαρμογής το αεροδυναμικό κέντρο.
- Η οπισθέλκουσα D .
- Η αεροδυναμική ροπή πρόνευσης (pitching moment) M_0 όλου του αεροσκάφους, εκτός αυτής που δημιουργείται από το ουραίο πτέρωμα.
- Η άντωση του ουραίου $L_{\text{Ουρ.Πτερ}}$.
- Η ώση του προωθητικού συστήματος T , η οποία υποτίθεται, για απλοποίηση, ότι είναι παράλληλη με τη διεύθυνση πτήσης.

Στην περίπτωση που το αεροσκάφος εκτελεί ελιγμό έτσι ώστε να εμφανίζονται δυνάμεις αδρανείας, $n \cdot W$ κατά τον κάθετο άξονα και $f \cdot W$ κατά τον οριζόντιο άξονα.

Οι εξισώσεις ισορροπίας που περιλαμβάνουν και τις δυνάμεις αδρανείας θα είναι:

$$\sum F_x = 0 \Rightarrow T \cos(\gamma) + f \cdot W = D \quad [5.16]$$

$$\sum F_y = 0 \Rightarrow L + L_{\text{Ουρ.Πτερ}} + T \sin(\gamma) = n \cdot W \quad [5.17]$$

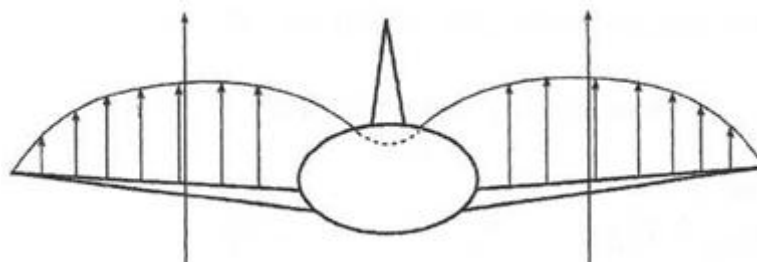
$$\sum M_{\text{κ.β.}} = 0 \Rightarrow L \cdot a + D \cdot b + T \cdot c = M_0 + L_{\text{Ουρ.Πτερ}} \cdot d \quad [5.18]$$

Στην εξίσωση των ροπών ως προς το κέντρο βάρους δεν έχει περιληφθεί όρος που να λαμβάνει υπόψη την αδρανειακή ροπή όλου του αεροσκάφους, η οποία για απλοποίηση του προβλήματος θεωρείται μηδενική. Αν αγνοηθούν οι όροι D και T , που συνήθως είναι μικροί, τότε η άντωση του ουραίου θα δίνεται από τη σχέση:

$$L \approx \frac{n \cdot W \cdot a - M_0}{a+1} \quad [5.19]$$

Για τη μελέτη όμως της αντοχής, είναι αναγκαία και η γνώση της κατανομής των αεροδυναμικών δυνάμεων, τόσο κατά μήκος της χορδής, όσο και του εκπετάσματος. Συνήθως απαιτείται ο πειραματικός προσδιορισμός αυτής της κατανομής. Είναι γνωστό ότι ο προσδιορισμός της κατανομής των αεροδυναμικών δυνάμεων κατά μήκος της χορδής επιτρέπει τον υπολογισμό του σημείου εφαρμογής της συνισταμένης, δηλ. του κέντρου πίεσης. Το σημείο αυτό, σε υποηχητική πτήση πλησιάζει πολύ στο 25% της χορδής της πτέρυγας από το χείλος προσβολής, ενώ σε υπερηχητική πτήση, ως γνωστόν, συμπίπτει με το μέσον της χορδής.

Σε μετρήσεις συνηθίζεται να δίνεται ο συντελεστής ροπής πρόνευσης στο 25% της χορδής από το χείλος προσβολής, οπότε ο συντελεστής είναι συνάρτηση της γωνίας προσβολής α . Υπάρχει όμως ένα σημείο για κάθε αεροτομή, που ο συντελεστής είναι ανεξάρτητος της γωνίας προσβολής, το οποίο ονομάζεται αεροδυναμικό κέντρο (Α.Κ. ή Α.Σ). Η κατανομή της άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος είναι περίπου ελλειπτική (Σχήμα 79).



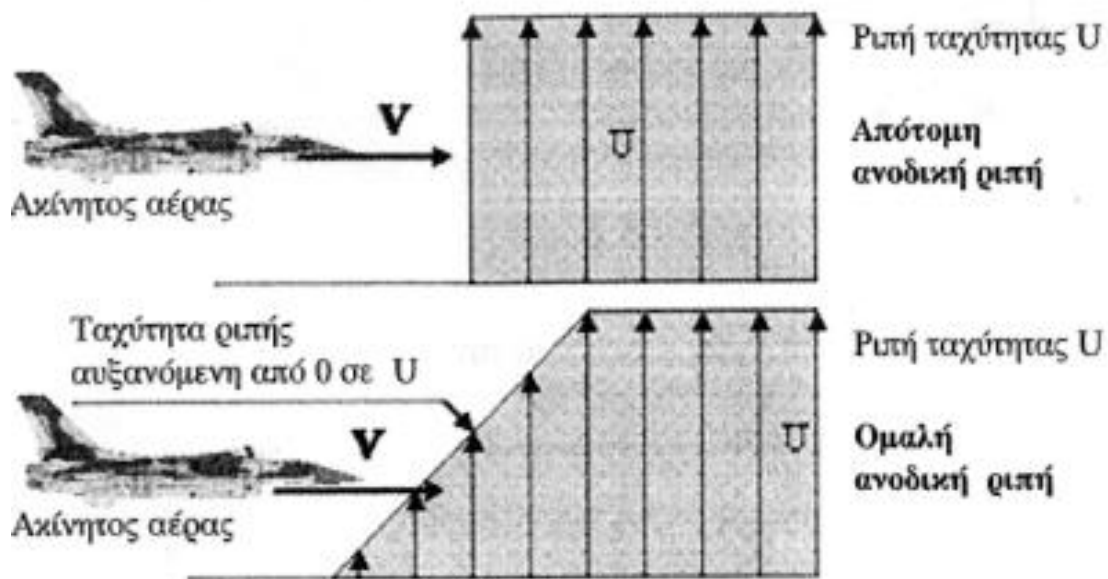
Σχήμα 79: Κατανομή άντωσης κατά μήκος του εκπετάσματος

Ωστόσο, πρέπει να αναφερθεί ότι οι βασικές αεροδυναμικές δυνάμεις, όταν είναι σταθερό το ύψος πτήσης, η ταχύτητα και η πτερυγική επιφάνεια, μεταβάλλονται αναλόγως των αεροδυναμικών συντελεστών C_L και C_D , δηλαδή είτε με αύξηση της γωνίας προσβολής, είτε με τη χρήση υπεραντωτικών διατάξεων. Ευνόητο είναι ότι η αύξηση των δυνάμεων αυτών σε ελιγμούς, πρέπει να είναι σημαντική, ώστε να παραληφθούν οι δυνάμεις αδρανείας που εμφανίζονται. Σημαντική μεταβολή των αεροδυναμικών δυνάμεων έχουμε επίσης σε περιπτώσεις αλληλεπιδράσεων, όπως για παράδειγμα πτήση σε σχηματισμό ή πτήση σε πάρα πολύ χαμηλό ύψος (φαινόμενο εδάφους).

5.6. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΡΙΠΕΣ

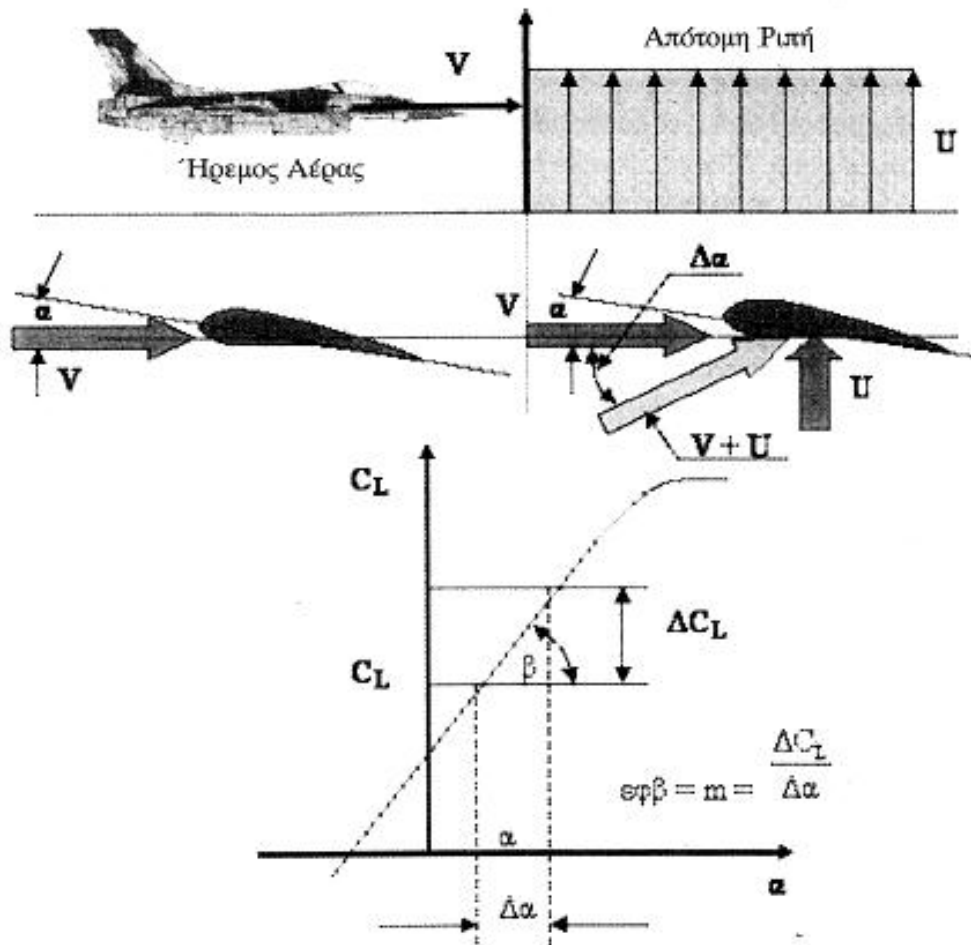
Ως ταχύτητα πτήσης, κατά κανόνα ορίζεται την ταχύτητα του αεροσκάφους όταν πετάει σε ακίνητη (ήρεμη) ατμόσφαιρα. Η ταχύτητα αυτή μπορεί να μεταβληθεί όταν η ατμόσφαιρα δεν είναι ήρεμη, δηλ. όταν υπάρχουν άνεμοι που μπορεί να είναι διαφόρων διευθύνσεων και που ονομάζουμε ριπές (Gusts). Ανάλογα με τη διεύθυνση του ανέμου έχουμε ανοδική, καθοδική και πλάγια ριπή.

Όταν το αεροσκάφος πετάει μέσα σε ριπές υφίσταται αναταράξεις. Οι αναταράξεις αυτές προκαλούν πρόσθετα φορτία στα αεροσκάφη που πολλές φορές μπορεί να είναι καθοριστικά. Για τον υπολογισμό αυτών των φορτίων, εκτός από ορισμένα στοιχεία του αεροσκάφους είναι απαραίτητη η γνώση του σχήματος, της διεύθυνσης, της ταχύτητας και της συχνότητας εμφάνισης αυτών των ριπών. Στις απλούστερες περιπτώσεις το φαινόμενο μπορεί να περιγραφεί αν δεχθούμε ότι το σχήμα των ριπών είναι απότομο ή αυξανόμενο με ομαλό τρόπο, όπως φαίνεται στο Σχήμα 80.



Σχήμα 80: Αεροσκάφος σε ριπές

Αν αεροσκάφος βάρους W πετάει με ταχύτητα V , γωνία προσβολής α σε ύψος πυκνότητας ρ και συναντήσει μια ανοδική απότομη ριπή, ταχύτητας U , τότε η γωνία προσβολής αυξάνεται κατά μία γωνία (U/V) (Σχήμα 81).



Σχήμα 81: Μεταβολή της γωνίας προσβολής σε ριπή

Επειδή η ταχύτητα ριπής U είναι πάντοτε πολύ μικρότερη από την ταχύτητα πτήσης V , για την απλοποίηση της θεωρίας μπορεί να υποθέσουμε, ότι το μέτρο της ταχύτητας πτήσης V παραμένει το ίδιο και κατά τη πτήση μέσα στη ριπή και ότι αλλάζει μόνο η διεύθυνση και ως εκ τούτου η γωνία προσβολής κατά $\Delta\alpha$. Με την απλοποίηση αυτή ισχύει:

$$\Delta\alpha = \frac{u}{v} \quad [5.20]$$

Επειδή όμως η μεταβολή της γωνίας προσβολής $\Delta\alpha$ δίνεται και από τη σχέση:

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta C_L}{m} \quad [5.21]$$

Όπου:

m = η κλίση του διαγράμματος $-a$ του αεροσκάφους

Η αύξηση της αντωσης θα είναι:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \cdot \tilde{n} \cdot S \cdot V^2 \cdot m \cdot \frac{U}{V} = \frac{1}{2} \cdot \tilde{n} \cdot S \cdot m \cdot V \cdot U \quad [5.22]$$

Όπου:

ρ = η πυκνότητα στο ύψος πτήσης
 S = η πτερυγική επιφάνεια.

Εάν αγνοηθεί τη συνήθως μικρή άντωση στο ουραίο πτέρωμα, η μεταβολή του συντελεστή φόρτου λόγω της ριπής θα είναι:

$$\Delta_n = \frac{1}{2} \cdot \tilde{n} \cdot S \cdot m \cdot V \cdot U \quad [5.23]$$

Από τη σχέση αυτή συνεπάγεται ότι ο μόνος τρόπος μείωσης του συντελεστή φόρτου, κατά την είσοδο σε περιοχή ριπών, είναι η μείωση της ταχύτητας πτήσης. Φαίνεται επίσης ότι η «ευαισθησία» κάθε αεροσκάφους στις ριπές είναι διαφορετική, αφού το Δn εξαρτάται και από κατασκευαστικά στοιχεία, όπως τα m και S .

Ενδιαφέρον παρουσιάζει για τον χειριστή η κατάσταση πτήσης του αεροσκάφους πριν να συναντήσει τη ριπή. Διακρίνουμε τις εξής περιπτώσεις:

➤ 1^η Περίπτωση:

Στην περίπτωση ΕΟΠ ο συνολικός συντελεστής φόρτου δίδεται από την ακόλουθη σχέση:

$$n = 1 \pm \Delta n = 1 \pm \frac{\tilde{n} \cdot S \cdot m \cdot V \cdot U}{2 \cdot W} \quad [5.24]$$

Όπου:

το (+) ισχύει για την ανοδική ριπή και το (-) για την καθοδική.

➤ 2^η περίπτωση:

Αντίθετα, αν το αεροσκάφος εκτελέσει ελιγμό με συντελεστή φόρτου η , και συναντήσει ριπή που θα προκαλέσει μεταβολή του συντελεστή φόρτου κατά Δn θα ισχύει με τη ριπή:

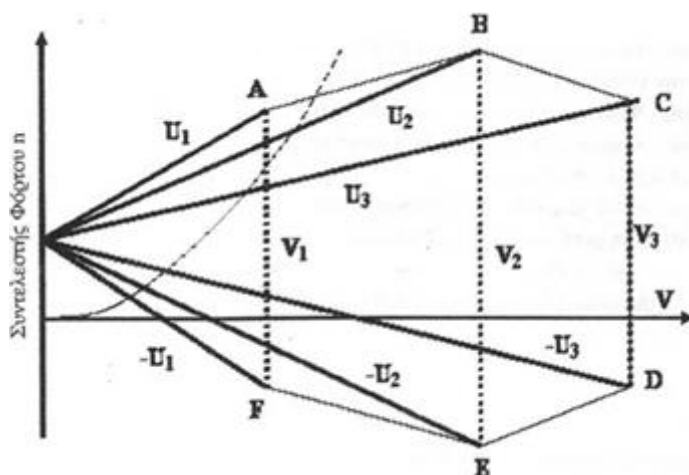
$$n = \eta' \pm \Delta n \quad [5.25]$$

Δηλαδή σε κάθε σημείο πτήσης ο συνολικός συντελεστής φόρτου ισούται με το άθροισμα συντελεστών φόρτου ελιγμών και ριπών. Διακρίνεται ότι η συνάρτηση που συνδέει τον συντελεστή φόρτου με την ταχύτητα πτήσης για μία συγκεκριμένη ταχύτητα ριπής είναι γραμμική:

$$n = a \cdot V + n' \quad [5.26]$$

Δηλαδή, ο συντελεστής φόρτου (η) μεταβάλλεται ανάλογα με την ταχύτητα του αεροσκάφους για συγκεκριμένη ταχύτητα ριπής. Η μεταβολή αυτή, αναλόγως της ταχύτητας πτήσης, μπορεί να οδηγήσει το αεροσκάφος σε επικίνδυνη περιοχή πτήσεως του διαγράμματος $V - \eta$.

Συνήθως στα διαγράμματα $V - n$ σχεδιάζονται και οι συντελεστές φόρτου από ριπές οι οποίες περιγράφονται με ευθείες γραμμές, ξεκινώντας από το σημείο ($V = 0, n' = 1$), δηλ. για πτήση ΕΟΠ πριν τη ριπή, για τις διάφορες ταχύτητες ριπών (Σχήμα 82). Στο Σχήμα 82 τα σημεία A και F ορίζουν ταχύτητες στις οποίες μία ριπή ταχύτητας $+U_1$ ή $-U_1$ οδηγεί σε απώλεια στήριξης. Είναι προφανές ότι αν το αεροσκάφος πετάει με μεγαλύτερη ταχύτητα, τότε μειώνεται η επιτρεπόμενη μέγιστη ταχύτητα ριπής, που είναι δυνατόν να συναντήσει.



- V: Ταχύτητα πτήσης
- V₁: Ταχύτητα απώλειας στήριξης για ανοδική ριπή
- V₂: Κανονική ταχύτητα πτήσης.
- V₃: Μεγίστη ταχύτητα πτήσης, ταχύτητα βύθισης.
- U₁: Ταχύτητα ριπής υψηλής ταχύτητας.
- U₂: Ταχύτητα ριπής μέσης ταχύτητας
- U₃: Ταχύτητα ριπής χαμηλής ταχύτητας

Σχήμα 82: Διάγραμμα V-n με συντελεστές φορτίου από ριπές

Για παράδειγμα, σε ταχύτητες του αεροσκάφους μεγαλύτερες από αυτές που ορίζουν τα σημεία B και E, απαγορεύεται η πτήση σε περιοχές αναταράξεων που επικρατούν ριπές ταχύτητας $\pm U_2$. Μπορεί όμως το αεροσκάφος να αντιμετωπίσει με ασφάλεια ριπές χαμηλότερων ταχυτήτων $\pm U_3$. Τυπικές τιμές των ταχυτήτων ριπών U_1 , U_2 και U_3 για επιβατικά α/φα είναι:

- $U_1 = 20 \text{ m/s}$
- $U_2 = 15 \text{ m/s}$
- $U_3 = 7 \text{ m/s}$

Η σχέση που χαρακτηρίζει την αύξηση του συντελεστή φόρτου δείχνει ότι τα φορτία από τις ριπές μπορεί να λάβουν μεγάλες τιμές στην περίπτωση μεγάλης ταχύτητας πτήσης, μεγάλης ταχύτητας ριπής, μεγάλης πτερυγικής επιφάνειας, μικρού βάρους αεροσκάφους και πτήσης κοντά στο έδαφος (μεγάλο ρ). Πάντως, οι ριπές μεγάλης ταχύτητας που μπορεί να προκαλέσουν δομικά προβλήματα είναι σπάνιες, εφ' όσον βέβαια ο χειριστής διατηρήσει την ταχύτητα στα όρια της συνιστώμενης «ταχύτητας αναταράξεων».

Τα φορτία των ριπών αν και είναι πολύ συχνά, είναι διάρκειας κλασμάτων του δευτερολέπτου και μειώνονται εκθετικά με τον χρόνο. Οι σχεδιαστές συνήθως υπολογίζουν την αντοχή του αεροσκάφους, με την προϋπόθεση ότι ριπές με πολύ μεγάλη ταχύτητα, όπως βεβαιώνει και η στατιστική, θα εμφανισθούν πολύ λίγες φορές στη διάρκεια ζωής του αεροσκάφους, γιατί διαφορετικά το αεροσκάφος θα ήταν υπερβολικά βαρύ. Τα πειραματικά στατιστικά στοιχεία είναι επομένως απαραίτητα κατά τη φάση της σχεδίασης του αεροσκάφους. Στατιστικά στοιχεία συχνότητας και ταχύτητας ριπών, που μετρήθηκαν στην κεντρική Ευρώπη για μεγάλο χρονικό διάστημα αναφέρονται στον Πίνακα 2.

U (m/s)	Αριθμός ριπών σε 1.000 ώρες πτήσης
2,25	2150
3,75	385
5,25	82
6,75	7
8,25	1

Πίνακας 2: Στατιστικά Στοιχεία Ριπών

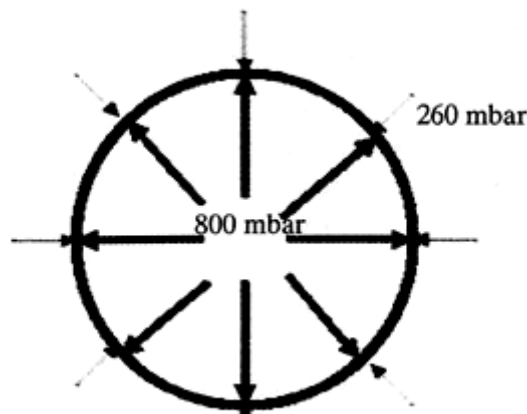
Ανάλογα με την κατηγορία του αεροσκάφους, για παράδειγμα επιβατικό, μεταγωγικό κ.α., οι προδιαγραφές προβλέπουν και τη μέγιστη επιτρεπόμενη ταχύτητα πτήσεως μέσα σε ριπή. Για παράδειγμα, οι Αμερικάνικοι κανονισμοί Πολιτικής Αεροπορίας (FAA), για μικρά αεροσκαφών (Part 23), απαιτούν δομική επάρκεια του αεροσκάφους για ταχύτητες ριπών μέχρι 30 fps (feet per second) για όλο το εύρος της επιτρεπόμενης ταχύτητας του αεροσκάφους.

5.7. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΥΜΠΙΕΣΗΣ

Η ανάπτυξη α μεγάλων ταχυτήτων που πετούν σε μεγάλα ύψη, επέβαλε το σχεδιάσμα ατράκτων όπου επικρατούν συνθήκες ανεκτές από τον ανθρώπινο οργανισμό. Η ανάγκη εξασφάλισης στο χώρο των επιβατών σταθερής θερμοκρασίας και πίεσης, οδήγησε στην κατασκευή τελείως στεγανών ατράκτων, όπου επικρατεί «τεχνητή ατμόσφαιρα». Διαφορετικά, ούτε η χαμηλή πίεση θα επέτρεπε την πτήση σε μεγάλα ύψη, αλλά ούτε και η ανεκτή θερμοκρασία θα μπορούσε να διατηρηθεί σταθερή σε «ανοικτά» συστήματα.

Κατά τη πτήση σε μεγάλο ύψος, η πίεση στο θάλαμο των επιβατών (πολιτικών αεροσκαφών) πρέπει να διατηρείται περίπου στα 800 mbar. Αν, π.χ. η πτήση γίνεται στα 10.000 m, όπου η εξωτερική πίεση είναι περίπου 260 mbar (Σχήμα 83), η άτρακτος καταπονείται με μία διαφορά πίεσης:

$$\Delta P = 800 - 260 = 540 \text{ mbar} \quad [5.27]$$



Σχήμα 83: Διαφορική πίεση ατράκτου επιβατικού αεροσκάφους σε πτήση στα 10.000 m

Ενδεικτικά, ας θεωρηθεί μία Ούρα επιβατικού αεροσκάφους επιφάνειας $A = 1 \text{ m}^2$. Η δύναμη P που ασκείται σ' αυτή λόγω της διαφοράς πίεσης θα είναι:

$$P = \Delta P \cdot A = 0.540 (\text{bar}) \cdot 10^5 \left(\frac{\text{N}}{\text{m}^2 \text{bar}} \right) \cdot 1 (\text{m}^2) = 5.4 \cdot 10^4 (\text{N}) \approx 5.5 (\text{ton}) \quad [5.28]$$

Αυτή η υπερβολικά μεγάλη δύναμη παραλαμβάνεται από τους γυγγλυσμούς (μεντεσέδες) και τα κλείστρα της θύρας και τελικά μεταφέρεται στη δομή της ατράκτου. Η δύναμη θα ήταν ακόμη μεγαλύτερη αν η πίεση στο θάλαμο επιβατών ήταν η ιδανική (1 bar), οπότε η δύναμη στη θύρα θα έφθανε τότε τους 7,4 (ton). Για την αποφυγή αυτών των μεγάλων καταπονήσεων που θα οδηγούσε στη κατασκευή βαρύτερης ατράκτου, κατά κανόνα δεν δημιουργείται η ιδανική πίεση του 1 bar μέσα στην άτρακτο, εφόσον η πίεση 0,8 bar δεν είναι βλαβερή για συνθήκες πτήσεις.

Αξιοσημείωτες είναι επίσης οι μεγάλες παραμορφώσεις της ατράκτου. Για παράδειγμα, η άτρακτος του αεροσκάφους B-747 επιμηκύνεται λόγω της τεχνητής ατμόσφαιρας κατά 12 cm κατά τη πτήση σε ύψος 10.000 m. Για αυτόν το λόγο, εκτός από τα υλικά κατασκευής της δομής της ατράκτου ακόμα και τα χρησιμοποιούμενα υλικά χρώσης του αεροσκάφους θα πρέπει να έχουν τη σχετική ελαστικότητα, ώστε να αποφεύγεται ο αποχρωματισμός κατά την πτήση. Λόγω της δημιουργίας τεχνητής ατμόσφαιρας με τη συμπίεση και αποσυμπίεση που απαιτείται για κάθε ταξίδι, η άτρακτος υφίσταται σημαντική κόπωση όπως θα αναφερθεί σε ειδικό Κεφάλαιο. Η κόπωση συνδυαζόμενη με τα μεγάλα φορτία συμπίεσης μπορεί να οδηγήσει σε εκρηκτική εκτόνωση, εφόσον δημιουργηθεί ρωγμή στην άτρακτο.

Μία σειρά ατυχημάτων του πρώτου επιβατικού αεριωθουμένου Comet αποδόθηκαν σε ρωγμές που ξεκίνησαν από τις οξείες γωνίες των παραθύρων λόγω της συμπίεσης κατά τη πτήση. Η θέση που ξεκίνησαν οι ρωγμές δεν ήταν τυχαία, αφού κάθε εκτομή, όπως για παράδειγμα τα παράθυρα της ατράκτου, και ιδιαίτερα οι γωνίες τους, είναι θέσεις συγκέντρωσης τάσεων. Γι' αυτό, είναι σημαντικός ο έλεγχος αντοχής σε συμπίεση και στεγανότητας της ατράκτου, που μπορεί να γίνει με εμβάπτιση όλης της ατράκτου σε δεξαμενή νερού. Εκτός τούτου, η στεγανότητα της ατράκτου προβλέπεται από τους κανονισμούς, ώστε το αεροσκάφος σε περίπτωση αναγκαστικής προσθαλάσωσης να παραμείνει για αρκετό χρόνο στην επιφάνεια της θάλασσας

Στα μαχητικά αεροσκάφη εκτός της τεχνητής ατμόσφαιρας υπάρχει και εφεδρικό σύστημα οξυγόνου που περιλαμβάνει μάσκες για τους χειριστές. Οι χειριστές πειραματικών και κατασκοπευτικών αεροσκαφών (π.χ. SR.- 71 και U-2) που πετούν σε πολύ μεγάλα ύψη πρέπει να φορούν ειδικές στολές, όπως αυτές των αστροναυτών, ώστε να προστατεύονται σε ενδεχόμενη εκτόνωση του θαλάμου ή εγκατάλειψη του αεροσκάφους. Τέλος, οι κανονισμοί της Πολιτικής Αεροπορίας απαιτούν την αυτόματη παροχή μάσκας οξυγόνου σε κάθε επιβάτη, μόλις ανιχνευθεί μεγάλη πτώση της πίεσης στο θάλαμο επιβατών. Τελικά πρέπει να τονισθεί ότι κατά την πτήση σε μεγάλα ύψη η δημιουργία στο εσωτερικό της ατράκτου πίεσης 800 mbar έχει μεγάλο κόστος και για το λόγο αυτό, ιδιαίτερα σε υπεραντλαντικά ταξίδια, η πίεση ρυθμίζεται από το χειριστή σε χαμηλότερα επίπεδα.

5.8. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΚΙΝΗΤΗΡΑ

Ο κινητήρας του αεροσκάφους εξασκεί σε αυτό, εκτός από την ώση και τα αεροδυναμικά φορτία, όπως π.χ. οπισθέλκουσα και άλλα φορτία, όπως δυνάμεις αδρανείας, ροπή περιστροφής και γυροσκοπική ροπή. Η δύναμη αδρανείας που δημιουργεί ο κινητήρας από κάθετες επιταχύνσεις δίνεται από τη σχέση:

$$F_E = \frac{W_E}{g} \cdot n \quad [5.29]$$

Όπου:

W_E = βάρος του κινητήρα
 n = ο συντελεστής φόρτου.

Η ροπή περιστροφής δίνεται από την σχέση:

$$M_D = \frac{N}{2 \cdot \delta \cdot i} \quad [5.30]$$

Όπου:

N = η ισχύς του κινητήρα σε Watt
 v = οι στροφές του κινητήρα ανά δευτερόλεπτο.

Οι ροπές λόγω περιστροφής του κινητήρα είναι σχετικά μικρές στα αεριωθούμενα αεροσκάφη, αλλά μπορεί να γίνουν σημαντικές στα ελικοφόρα, όπου είναι δυνατόν να απαιτηθεί ασυμμετρία κατασκευής ως προς το διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, για να μη δημιουργείται τάση για περιστροφή (roll) του αεροσκάφους αντίθετα στη φορά κίνησης του έλικα. Αυτό επιτυγχάνεται συνήθως με την ασύμμετρη τοποθέτηση του κάθετου σταθερού. Το πρόβλημα εμφανίζεται σε μεγαλύτερο βαθμό και στα πολυκινητήρια αεροσκάφη, επειδή προτιμάται η ίδια φορά περιστροφής των ελίκων, για λόγους ευκολίας συντήρησης (ίδια ανταλλακτικά).

Το μέτρο της γυροσκοπικής ροπής, M_r , που δημιουργείται από τα περιστρεφόμενα μέρη του αεροσκάφους όταν αυτό εκτελεί κυκλική κίνηση, δίνεται από τη σχέση:

$$M_r = \Theta \cdot \omega_k \cdot \omega_p \cdot \eta\mu(\theta) \quad [5.31]$$

Όπου:

Θ = η πολική ροπή αδρανείας μάζας των περιστρεφόμενων μερών του κινητήρα (έλικας, άξονας, συμπιεστής κλπ)

ω_p = η γωνιακή ταχύτητα του αεροσκάφους.

ω_k = η γωνιακή ταχύτητα των περιστρεφόμενων μερών του κινητήρα.

θ = η γωνία των δύο διανυσμάτων ω_p και ω_k

Σημειώνεται ότι η γυροσκοπική ροπή είναι ανάλογη του εσωτερικού γινομένου των δύο διανυσμάτων ω_p και ω_k .

Η πολική ροπή αδρανείας μάζας των περιστρεφόμενων μερών του κινητήρα δίνεται από την σχέση:

$$\Theta = \int r^2 dm \quad [5.32]$$

Η πιο μεγάλη γυροσκοπική ροπή αναπτύσσεται στην ανακαμπή και λιγότερο σε στροφές. Η ροπή αυτή είναι κάθετη στο επίπεδο των διανυσμάτων ω_k και ω_p και η φορά τους ορίζεται από τη φορά του κοχλία, όταν το ω_k στρέφεται προς το ω_p από τον συντομότερο δρόμο. Πάντως οι γυροσκοπικές ροπές είναι σχετικά μικρές στα αεριωθούμενα αεροσκάφη σε σχέση με τα ελικοφόρα, λόγω της μικρότερης πολικής ροπής αδρανείας Θ των περιστρεφόμενων μερών και εξουδετερώνονται αυτόματα από το σύστημα ελέγχου πτήσης, χωρίς την επέμβαση του χειριστή (Ο έλικας έχει μεγάλη Θ).

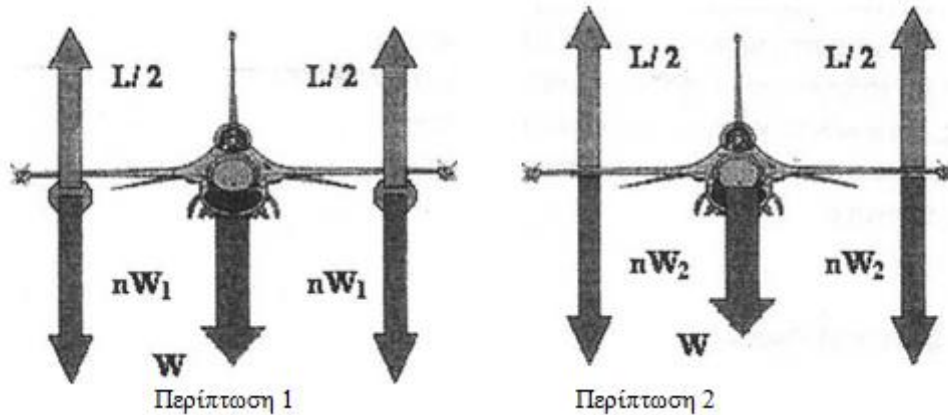
5.9. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΑΠΟ ΕΞΩΤΕΡΙΚΑ ΦΟΡΤΙΑ

Τα εξωτερικά φορτία, για παράδειγμα κινητήρες, δεξαμενές, βόμβες, πύραυλοι κλπ που αναρτώνται από τις πτέρυγες, μαζί με τους φορείς τους (pylons), καταπονούν το αεροσκάφος περισσότερο λόγω των δυνάμεων αδρανείας που δημιουργούν και λιγότερο λόγω των αεροδυναμικών δυνάμεων, γιατί έχουν αεροδυναμικό σχήμα. Οι κατασκευαστές ενδιαφέρονται για τη τοποθέτηση εξωτερικών φορτίων κυρίως στις πτέρυγες, γιατί η δομή της πτέρυγας που φέρει εξωτερικά φορτία μπορεί να γίνει ελαφρότερη και έτσι αυξάνεται το ωφέλιμο βάρος του αεροσκάφους. Για το λόγο αυτό στις πτέρυγες των μεγάλων αεροσκαφών τοποθετούνται σχεδόν πάντα και οι κινητήρες, αλλά στο κάτω μέρος για να μην επηρεάζεται δυσμενώς η άντωση, αφού όπως είναι γνωστό, η ράχη της πτέρυγας συνεισφέρει περισσότερο στην άντωση από την κοιλία της. Έτσι όταν τα εξωτερικά φορτία προστεθούν κάτω από την πτέρυγα «καταστρέφουν» λιγότερη άντωση.

Σε ελιγμούς αυξάνεται η άντωση, έτσι ώστε να παραλάβει τα σημαντικά φορτία αδρανείας, όπως ήδη αναλύθηκε σε προηγούμενη παράγραφο. Η αύξηση αυτή είναι σημαντική, εφόσον για ένα βάρος W , η δύναμη αδρανείας μπορεί να λάβει τη τιμή +10 W . Επομένως, στις πτέρυγες που κάμπτονται κυρίως προς τα πάνω, τα εξωτερικά φορτία

μειώνουν τις καμπτικές τάσεις που εξασκούνται, επιτρέποντας ελαφρύτερη κατασκευή των δομικών στοιχείων.

Για παράδειγμα, ας θεωρηθούν δύο αεροσκάφη που έχουν το ίδιο συνολικό βάρος W (Σχήμα 84) από τα οποία το (1) φέρει εξωτερικά φορτία στις πτέρυγες, έτσι ώστε το συνολικό βάρος της πτέρυγας του να είναι μεγαλύτερο από αυτό του αεροσκάφους (2): $W_1 > W_2$.



Σχήμα 84: Δυνάμεις από εξωτερικά φορτία

Σε συμμετρικό ελιγμό με συντελεστή φόρτου n , επειδή η άντωση L και στις δύο περιπτώσεις είναι η ίδια, αφού το συνολικό βάρος W είναι το ίδιο, η συνολική δύναμη που θα πρέπει να αντέξει η πτέρυγα του αεροσκάφους 1 θα είναι μικρότερη από αυτή που ασκείται στο αεροσκάφος 2:

$$\frac{L}{2} - nW_1 < \frac{L}{2} - nW_2 \quad [5.33]$$

Γενικεύοντας, θα πρέπει να αναφερθεί ότι στα εξωτερικά φορτία ασκούνται δυνάμεις και ροπές προς όλες τις διευθύνσεις και όχι μόνο παράλληλα προς τον κάθετο άξονα. Για αυτό το λόγο, η φόρτωση ενός μαχητικού αεροσκάφους με εξωτερικά φορτία για μια συγκεκριμένη αποστολή, αλλάζει σημαντικά τα πτητικά του χαρακτηριστικά και θα πρέπει πάντοτε να λαμβάνονται υπόψη οι οδηγίες του κατασκευαστή. Οι δυνάμεις από τα εξωτερικά φορτία μεταφέρονται στο φορέα τους μέσω των ωπίων αναρτήσεως και των κοχλιών ακινητοποίησης και από το φορέα στην άτρακτο ή πτέρυγα. Η άτρακτος δέχεται τα φορτία αυτά σε ενισχυμένα πλαίσια, και η πτέρυγα σε κύριες δοκούς ή ενισχυμένες εγκάρσιες νευρώσεις.

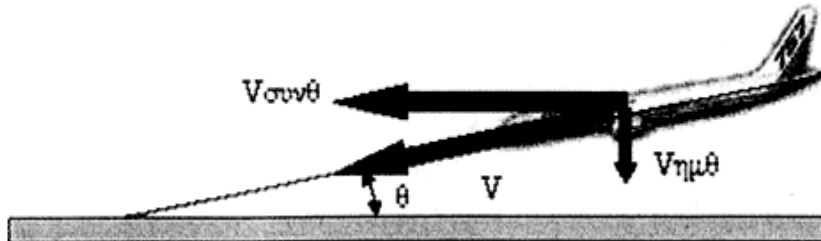
5.10. ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ

Οι κυριότερες δυνάμεις που δρουν στο αεροσκάφος όταν αυτό λειτουργεί στο έδαφος, είναι αυτές που εξασκούνται στο σύστημα προσγείωσης κατά τη στιγμή επαφής του με το έδαφος, αλλά και κατά τη διάρκεια της τροχοδρόμησης του μέχρι να ακινητοποιηθεί.

Το σύστημα προσγείωσης εξυπηρετεί δύο κυρίως σκοπούς:

- Κατά τη φάση που το αεροσκάφος έρχεται σε επαφή με το έδαφος, το σύστημα προσγείωσης μηδενίζει την κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας καθόδου, $V_{ημθ}$, απορροφώντας την κινητική του ενέργεια κατά τη διεύθυνση αυτή, έτσι ώστε να αποφευχθεί η αναπήδηση και να μειωθεί η καταπόνηση του σκέλους. Τη στιγμή επαφής

του αεροσκάφους με το έδαφος, η οριζόντια συνιστώσα της ταχύτητας του, $V_{\text{οριθ}}$, έχει τιμή που είναι συνήθως λίγο μεγαλύτερη της ταχύτητας απώλειας στήριξης (σχήμα 8.18). Για κανονική προσγείωση, η άντωση είναι ίση ή περίπου ίση με το βάρος του αεροσκάφους. Η κύρια λειτουργία του συστήματος προσγείωσης είναι επομένως η απορρόφηση της κινητικής ενέργειας της μάζας του αεροσκάφους W , $(V_{\text{οριθ}})^2/2g$. Τα αναπτυσσόμενα φορτία εξαρτώνται από τα χαρακτηριστικά απορροφήσεως ενέργειας του συγκροτήματος αποσβεστήρα και ελαστικών.



Σχήμα 85: Ανάλυση ταχύτητας αεροσκάφους κατά την προσγείωση

Μόλις οι τροχοί αγγίξουν το διάδρομο, επιταχύνονται απότομα από μηδενική γωνιακή ταχύτητα έως ότου αποκτήσουν πλήρη ταχύτητα περιστροφής. Στο μεταβατικό διάστημα εμφανίζεται κάποια ολίσθηση των τροχών επί του εδάφους, με επακόλουθο την ανάπτυξη μεγάλης τριβής μεταξύ των τροχών και του εδάφους.

- b) Κινεί το αεροσκάφος στο έδαφος σαν όχημα. Κατά την τροχοδρόμηση οι πτέρυγες παρέχουν πολύ μικρή άντωση, έτσι ώστε όλο το βάρος του αεροσκάφους παραλαμβάνεται από το σύστημα προσγείωσης. Όταν το αεροσκάφος τροχοδρομεί σε ανώμαλο έδαφος, στα στατικά φορτία προστίθενται επιπλέον και τα δυναμικά φορτία. Πρέπει επίσης να ληφθούν υπόψη και τα φορτία όταν το αεροσκάφος εκτελεί ελιγμούς επί του εδάφους (π.χ. απότομες στροφές) ή όταν χρησιμοποιεί πέδη.

5.10.1. ΑΝΤΙΔΡΑΣΗ ΕΔΑΦΟΥΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ

Ένα παράδειγμα της λειτουργίας του απλούστερου συστήματος προσγείωσης παρουσιάζεται στο Σχήμα 86. Κατά τη προσγείωση ισχύει προσεγγιστικά $L = W$, δηλ. το βάρος του αεροσκάφους W ισούται με την άντωση L και η κινητική του ενέργεια ως προς την κάθετη διεύθυνση είναι:

$$E_K = \frac{1}{2} \frac{W}{g} \cdot (V \cdot \zeta \cdot \dot{\delta} \cdot \delta) \quad [5.34]$$

Η παραπάνω κινητική ενέργεια παραλαμβάνεται από το ελατήριο κυρίως ως έργο παραμόρφωσης, που όπως είναι γνωστό δίνεται από τη σχέση:

$$\dot{A}_A = \frac{1}{2} \cdot R \cdot \dot{\delta} \quad [5.35]$$

Όπου:

R = το μέγιστο φορτίο κάθετης αντίδρασης
 δ = η συμπίεση του ελατηρίου.

Για ένα απλό ελατήριο το φορτίο R είναι ανάλογο της παραμόρφωσης του δ ($R = \kappa \delta$) και το κ είναι η σταθερά του ελατηρίου και επομένως:

$$E_E = E_K \rightarrow \frac{1}{2} \cdot R \cdot \ddot{a} = \frac{1}{2} \cdot \frac{W}{g} (V \dot{\zeta} \dot{\epsilon})^2 \quad [5.36]$$

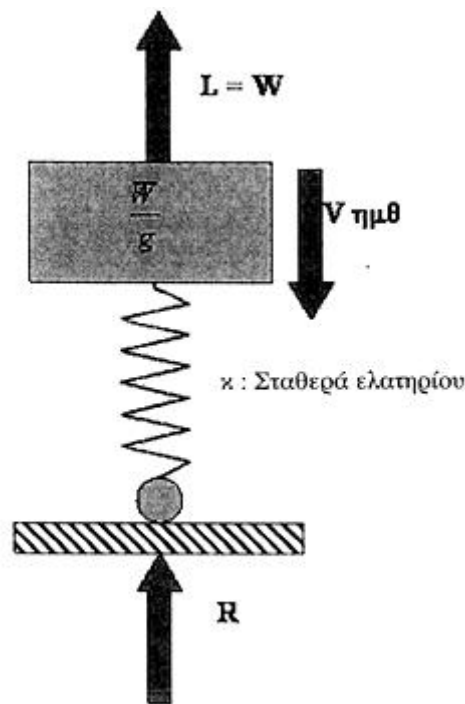
ή

$$R = \sqrt{\frac{W}{g} \cdot (V \cdot \dot{\zeta} \cdot \dot{\epsilon}) \cdot \dot{\epsilon}} \quad [5.37]$$

Επειδή:

$$R = \kappa \cdot \delta \quad [5.38]$$

Από τη σχέση αυτή φαίνεται ότι η αντίδραση R εξαρτάται από το βάρος W του αεροσκάφους, την κάθετη ταχύτητα V ημθ (άρα και από τη γωνία θ) και τη σταθερά του ελατηρίου κ . Επομένως η αντίδραση θα είναι μικρή όταν το βάρος του αεροσκάφους είναι μικρό, η κάθετη ταχύτητα του μικρή και το ελατήριο μαλακό.



Σχήμα 86: Απλοποιημένο μοντέλο λειτουργίας συστήματος προσγείωσης

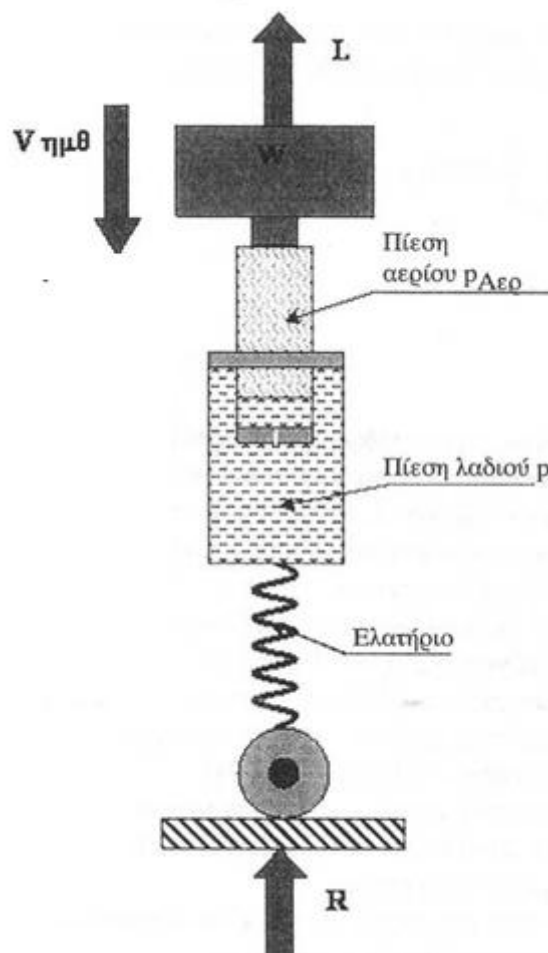
Εδώ πρέπει να σημειωθεί, όπως κάθε κρουστική δύναμη έτσι και η R , είναι συνάρτηση του χρόνου, δηλαδή ξεκινάει από μία μηδενική τιμή, σε ελάχιστο χρόνο επιτυγχάνεται η R_{\max} και μετά σταθεροποιείται σε μία μικρότερη τιμή που τείνει προς το βάρος που αντιστοιχεί στο συγκεκριμένο σκέλος (Σχήμα 87).

Στην πράξη, το παραπάνω απλό μοντέλο ελατηρίου αντικαθίσταται από ένα πιο σύνθετο μοντέλο που περιλαμβάνει το ελαστικό του τροχού και το σκέλος με αποσβεστήρα. Η καμπύλη αντίδρασης - παραμόρφωσης δεν θα είναι τότε ευθεία γραμμή, δηλαδή δε θα

ισχύει η σχέση $R = \kappa \delta$ και θα πρέπει να γίνουν υποθέσεις για τη συμπεριφορά του συγκροτήματος ελαστικού - αποσβεστήρα με βάση κυρίως το πείραμα. Στην περίπτωση αυτή η ενεργειακή σχέση έχει τη γενική μορφή:

$$c R a = \frac{1}{2} \frac{W}{g} (V_{\text{cie}})^2 \quad [5.39]$$

Το πρόβλημα ανάγεται στον προσδιορισμό του η . Ένας συνήθης αποσβεστήρας, είναι ο λεγόμενος αερίου-ελαίου που αποτελείται από δύο κυλίνδρους σε σειρά εκ των οποίων ο ένας παίζει το ρόλο εμβόλου ενώ ο άλλος καταλήγει στον τροχό. Μέσα στους κυλίνδρους υπάρχει αέριο αρχικής πίεσης $P_{\text{αερ}}$ και λάδι αρχικής πίεσης p (Σχήμα 87).

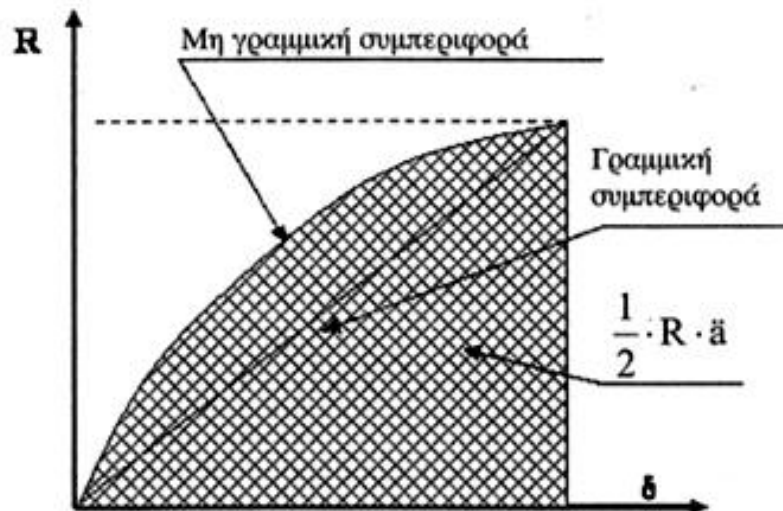


Σχήμα 87: Αρχή λειτουργίας αποσβεστήρα κρούσης συστήματος προσγείωσης αερίου - υγρού

Με την επαφή των τροχών στο έδαφος ο κάτω κύλινδρος ανέρχεται, το λάδι διαρρέει από οπές κατάλληλης διαμέτρου στον άλλο κύλινδρο, συμπιέζοντας έτσι τον αέρα. Επομένως, η κρούση παραλαμβάνεται ως έργο συμπίεσης τριβής και ως θερμότητα. Το συγκρότημα των δύο αυτών κυλίνδρων, συμπληρώνεται από ένα ελατήριο που εξομοιώνει την συμπεριφορά του ελαστικού του τροχού, η οποία συνήθως λαμβάνεται σχεδόν γραμμική (Σχήμα 88). Κατά τη πρώτη φάση της προσγείωσης, συμπιέζεται μόνο το ελαστικό, έως ότου η αντίδραση εδάφους R δημιουργήσει πίεση τέτοια που να είναι μεγαλύτερη της αρχικής πίεσης του αέρα $P_{\text{αερ}}$ οπότε και θα αρχίσει η

συμπύεση του αποσβεστήρα. Ο θεωρητικός υπολογισμός ξεφεύγει από τα όρια του παρόντος βιβλίου, αλλά θα πρέπει να αναφερθεί ότι ένας τυπικός χρόνος για την πλήρη συμπύεση του αποσβεστήρα είναι 0,01 sec.

Αντί του αποσβεστήρα υγρού - αερίου που προαναφέρθηκε, υπάρχουν και άλλοι τύποι αποσβεστήρων. Για παράδειγμα, είναι δυνατόν να χρησιμοποιηθεί ελατήριο τύπου ελαστικής δοκού (π.χ. όπως στο T - 41). Η ελαστική δοκός μπορεί να είναι μεταλλική ή ακόμη από σύνθετα υλικά. Αξίζει να σημειωθεί ότι, το σύστημα αυτό συναντάται και σε μεσαίας κατηγορίας αεροσκαφών, όπως για παράδειγμα στο Do - 28.



Σχήμα 88: Συμπεριφορά απόσβεσης ενέργειας αποσβεστήρα αερίου – λαδιού

5.10.2. ΦΟΡΤΙΑ ΤΡΙΒΩΝ

Εκτός από την αντίδραση του εδάφους, R, στους τροχούς έχουμε και τα φορτία από τριβές. Τα φορτία τριβών που εμφανίζονται κατά τη προσγείωση οφείλονται:

- Στην επιτάχυνση των τροχών έως ότου αποκτήσουν ταχύτητα πλήρους περιστροφής. Το θέμα θα εξεταστεί στην επόμενη παράγραφο.
- Στο είδος και τις ανωμαλίες του εδάφους.
- Στην πέδηση, δηλαδή στη χρήση φρένων.

Ο τρόπος που οι ανωμαλίες του εδάφους καταπονούν το σύστημα προσγείωσης είναι αρκετά σύνθετος και για αυτό το λόγο χρησιμοποιούνται συνήθως διάφορες απλές εμπειρικές σχέσεις για την αξιολόγηση του φαινομένου. Η συνολική δύναμη της τριβής $F_{\tau\rho}$ που ασκείται στο σημείο επαφής τροχού και εδάφους και είναι αντίθετη προς τη διεύθυνση κίνησης του τροχού, δημιουργεί ροπή περιστροφής $M_{\tau\rho\delta}$ η οποία ισούται με $M_{\tau\rho\delta} = F_{\tau\rho} \cdot r$ όπου r η πραγματική ακτίνα περιστροφής του τροχού.

5.10.3. ΦΟΡΤΙΑ ΛΟΓΩ ΕΠΙΤΑΧΥΝΣΕΩΣ ΤΩΝ ΤΡΟΧΩΝ

Ένας τροχός ακτίνας r, πριν έρθει σε επαφή με το έδαφος κατά τη προσγείωση, είναι ακίνητος. Η δύναμη τριβής που αναπτύσσεται κατά την επαφή με το έδαφος προκαλεί τη βίαιη περιστροφή του τροχού επιταχύνοντας τον. Κατά τη φάση επιτάχυνσης του τροχού, η ταχύτητα περιστροφής ω αυξάνεται σταδιακά μέχρι τη τελική τιμή της πλήρους περιστροφής

V/r . Κατά τον χρόνο που η ω είναι μικρότερη από V/r , ο τροχός εκτός από την περιστροφή του, ολισθαίνει επί του εδάφους έτσι ώστε να εμφανίζεται μία τριβή σύνθετη, ολίσθηση και κύλιση, η οποία ασκείται στο σημείο επαφής τροχού και εδάφους.

Ο συντελεστής τριβής ολίσθησης είναι σημαντικά μεγάλος και σε ορισμένες περιπτώσεις μπορεί να λάβει την τιμή 1. Για αυτό το λόγο, όταν η τριβή $F_{T\phi}$ προέρχεται από ολίσθηση είναι πολύ μεγάλη. Στη συνέχεια, που ο τροχός θα αρχίσει να περιστρέφεται, η τριβή $F_{T\phi}$ μετατρέπεται σε τριβή κύλισης με συντελεστή τριβής κύλισης που είναι της τάξης μερικών εκατοστών. Έστω T ο χρόνος που απαιτείται μέχρι ο τροχός από μηδενική γωνιακή ταχύτητα, που έχει τη στιγμή της επαφής, φθάσει την ταχύτητα πλήρους περιστροφής $\omega=V/r$, όπου r είναι η ενεργός ακτίνα περιστροφής του τροχού, κατά τη στιγμή $t = T$.

Για τον επιταχυνόμενο τροχό ισχύει:

$$\sum M_o = 0 \rightarrow \dot{E} \cdot \frac{d\dot{u}}{dt} - F_{\phi n} = 0 \rightarrow \dot{E} \cdot \frac{d\dot{u}}{dt} - \dot{u} \cdot R \cdot r = 0 \quad [5.40]$$

Όπου:

Θ = η πολική ροπή αδραειάς του τροχού ως προς τον άξονα περιστροφής του,

ω = η εκάστοτε γωνιακή ταχύτητα περιστροφής,

$F_{T\phi}$ = η δύναμη τριβής,

R = η κατακόρυφος αντίδραση του εδάφους,

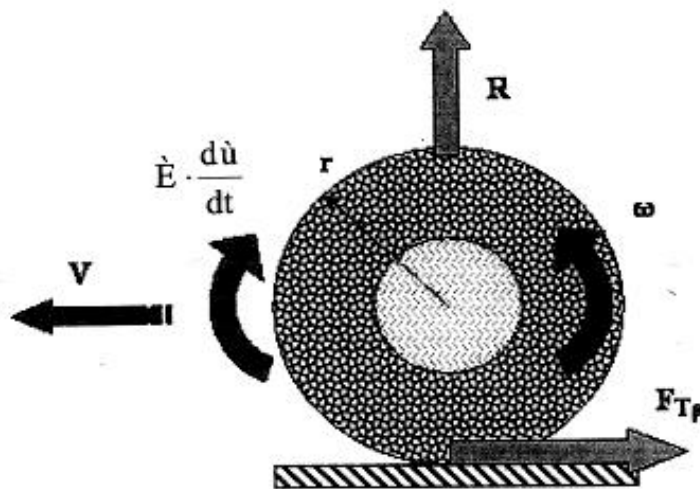
r = η ενεργός ακτίνα του ελαστικού που θεωρείται ίση με την ονομαστική ακτίνα και

$\mu = 0$ συντελεστής τριβής

Για την ολοκλήρωση της εξίσωσης και την εύρεση του χρόνου προσαρμογής T , θα πρέπει να είναι γνωστή η μεταβολή της κατακόρυφης αντίδρασης R με τον χρόνο t (Σχήμα 89). Τότε ισχύει:

$$\dot{E} \cdot \frac{V}{\dot{u}} = r^2 \cdot \int_0^T R dt \quad [5.41]$$

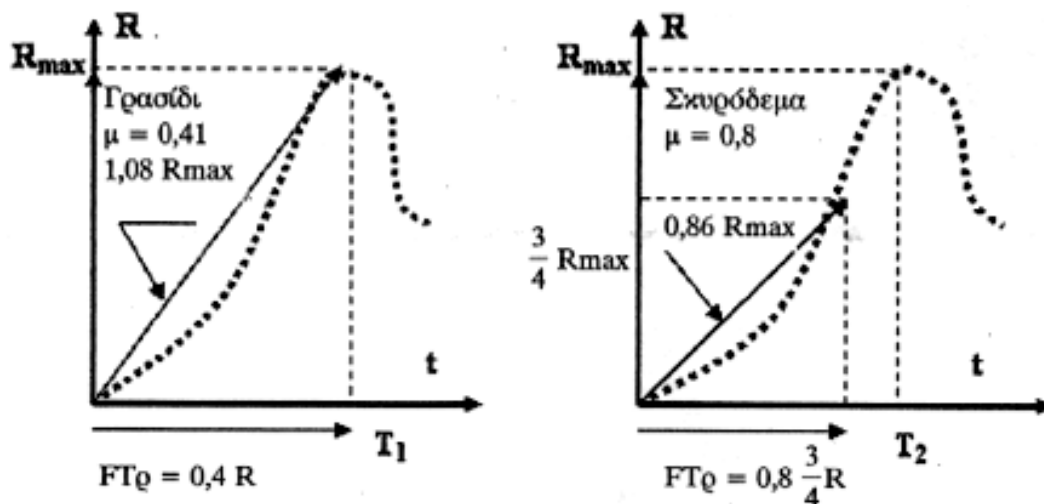
Το αριστερό μέρος της εξίσωσης μπορεί να θεωρηθεί ότι είναι σταθερό, αν η ταχύτητα είναι σταθερή. Επομένως, ο συνολικός χρόνος προσαρμογής T ώσπου να ολοκληρωθεί η περιστροφή του τροχού μπορεί να βρεθεί, κατά προσέγγιση, με υπολογισμό της επιφάνειας κάτω από την καμπύλη που δίνει την μεταβολή της δύναμης R με τον χρόνο t .



Σχήμα 89: Δυνάμεις και ροπές στον τροχό κατά την πέδηση.

Η σπουδαιότητα του χρόνου T έγκειται στο ότι κατά τη διάρκεια προσαρμογής της γωνιακής ταχύτητας του τροχού προς τη τιμή κύλισης, όπως και στη συνέχεια το σκέλος καταπονείται από τη συνισταμένη των δυνάμεων R και $F_{Tp} = \mu \cdot R$. Επειδή κατά τη προσγείωση η R αυξάνει με το χρόνο μέχρι τη μέγιστη τιμή R_{max} , όσο μεγαλύτερος είναι ο χρόνος T , τόσο μεγαλύτερη είναι η συνισταμένη των δύο παραπάνω δυνάμεων. Όταν η κύλιση του τροχού είναι πλήρης και η ολίσθηση του μηδενισθεί, τότε η δύναμη F_{Tp} και ως εκ τούτου και η συνισταμένη είναι πολύ μικρή, επειδή υπάρχει τριβή κύλισης. Το ζητούμενο λοιπόν είναι η τριβή ολίσθησης (μεγάλη) να μεταπέσει σε τριβή κύλισης (μικρή) προτού να φθάσει η αντίδραση, R , τη μέγιστη τιμή της, R_{max} . Αυτό επιτυγχάνεται με διάφορους τρόπους, όπως π.χ. με αύξηση του $d\omega/dt$ ή και του συντελεστού τριβής μ ή και με μείωση της ροπής αδρανείας Θ του τροχού.

Ας θεωρηθεί για παράδειγμα ένα μέσου μεγέθους αεροσκάφος. Όταν αυτό προσγειώνεται σε διάδρομο με υγρό γρασίδι ($\mu_1=0,4$), η επιτάχυνση των τροχών συνεχίζεται και μετά τη ανάπτυξη της R_{max} ενώ κατά τη προσγείωση σε διάδρομο από σκυρόδεμα ($\mu_2=0,8$), η επιτάχυνση του τροχού παύει όταν, $R = 3/4 R_{max}$, δηλ. στη συνέχεια οι τροχοί απλώς κυλούν και δεν ολισθαίνουν. Έτσι στην πρώτη περίπτωση το σκέλος καταπονείται περισσότερο, επειδή λόγω μεγάλου χρόνου προσαρμογής T_1 αναπτύσσεται η R_{max} ενώ ο τροχός ολισθαίνει ακόμη. Αντίθετα στο σκυρόδεμα ο χρόνος T_2 είναι μικρότερος και η R αναπτύσσεται αργότερα, όταν όμως η τριβή ολίσθησης θα έχει ήδη μεταπέσει σε τριβή κύλισης, που είναι σημαντικά μικρότερη. Οι δυνάμεις που καταπονούν το σκέλος κατά τις χρονικές στιγμές T_1 και T_2 ($T_1 > T_2$) (Σχήμα 90). Στο σχήμα αυτό φαίνεται επίσης με διακεκομμένη γραμμή και η μεταβολή της αντίδρασης R με τον χρόνο.



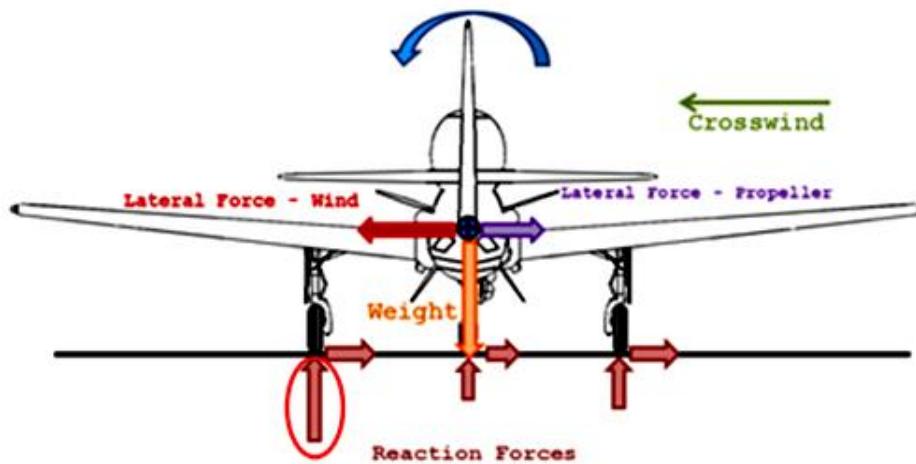
Σχήμα 90: Μεταβολή της μέγιστης συνολικής δύναμης που καταπονεί το σκέλος για δύο διαφορετικούς διαδρόμους

Η σύγκριση των δύο περιπτώσεων δείχνει ότι στην προσγείωση σε σκυρόδεμα, κατά τον χρόνο T_p , η τριβή ολίσθησης μετατρέπεται σε τριβή κύλισης. Επομένως, όταν αργότερα η R λάβει τη μέγιστη τιμή της R_{max} ή F_{Tp} έχει ήδη μετατραπεί σε τριβή κύλισης που είναι σχεδόν αμελητέα. Άρα η συνολική μέγιστη τιμή της δύναμης που καταπονεί το σκέλος καθ' όλη τη διάρκεια της προσγείωσης σε σκυρόδεμα είναι $F_{Tp} = 0,86 R_{max}$ έναντι της περίπτωσης προσγείωσης σε γρασίδι $F_{Tp} = 1,08 R_{max}$. Αξιοσημείωτο είναι ότι τα μεγαλύτερα φορτία που εμφανίζονται στα μεγάλα αεροσκάφη, κυρίως πολιτικά (π.χ. Boeing 747), οδηγούν στο σχεδιασμό σκελών με πολλούς και μικρούς τροχούς ώστε να κατανέμεται το μεγάλο βάρος του αεροσκάφους σε πολλούς τροχούς που και λόγω της μικρής διαμέτρου τους έχουν μικρή ροπή αδρανείας με αποτέλεσμα τη γρηγορότερη μετατροπή της τριβής ολίσθησης σε τριβή κύλισης.

5.10.4. ΠΛΕΥΡΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ

Όταν το αεροσκάφος ολισθαίνει, όπως π.χ. κατά τις πρώτες στιγμές της προσγείωσής του, και εκτραπεί πλαγιολίσθηση κατά μία μικρή γωνία από τη διεύθυνση κίνησής του, δηλαδή το επίπεδο των τροχών δεν συμπίπτει με τη διεύθυνση μετατόπισης του αεροσκάφους, παρουσιάζονται τα πλευρικά φορτία. Όταν οι τροχοί κυλίνουν και το αεροσκάφος εκτραπεί κατά μία μικρή γωνία, τότε οι αναπτυσσόμενες πλευρικές δυνάμεις είναι σημαντικά μεγαλύτερες, από αυτές της περίπτωσης ολίσθησης των τροχών.

Επομένως, κατά τη πρώτη φάση της προσγείωσης, η εκτροπή προκαλεί μικρές πλευρικές δυνάμεις, ενώ οι δυνάμεις τριβής λόγω επιτάχυνσης των τροχών είναι σημαντικές. Στη συνέχεια, όμως, ενώ οι δυνάμεις τριβής λόγω κύλισης των τροχών είναι πολύ μικρές, οι πλευρικές δυνάμεις που οφείλονται στην εκτροπή ή στην τάση εκτροπής είναι σημαντικές. Ενδεικτικές στην περίπτωση αυτή είναι οι πλευρικές δυνάμεις που εμφανίζονται και κατά τη τροχοδρόμηση, όταν το αεροσκάφος εκτελεί στροφή. Αυτές καταπονούν κατά την πλάγια διεύθυνση τα σκέλη προσγείωσης, και θα πρέπει να ληφθούν υπόψη κατά το σχεδιασμό τους. Φυσικά οι πλευρικές αυτές δυνάμεις εξουδετερώνουν τη φυγόκεντρο δύναμη που επενεργεί στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους.



Σχήμα 91: Δυνάμεις στα ελαστικά αεροσκάφους κατά την εκτέλεση προσγείωσης με πλαγιολίσθηση

5.10.5. ΑΠΛΕΣ ΠΕΡΙΠΤΩΣΕΙΣ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗΣ

5.10.5.1. ΤΡΟΧΟΔΡΟΜΗΣΗ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΠΕΔΗΣ

Σε αεροσκάφος βάρους W υφίσταται δύναμη πέδησης $F_{\text{πεδ}}$ που θεωρείται ότι παραμένει σταθερή έως ότου το αεροσκάφος ακινητοποιηθεί στο διάδρομο. Επειδή το αεροσκάφος εκτελεί επιβραδυνόμενη κίνηση, δέχεται και μία δύναμη αδρανείας $F_{\text{αδρανείας}}$ σημείο εφαρμογής το κέντρο βάρους του αεροσκάφους και μέτρο:

$$F_{\text{Αδρανείας}} = \left(\frac{W}{g}\right) \cdot \gamma_x \quad [5.42]$$

Όπου:

γ_x = η επιβράδυνση του αεροσκάφους κατά τον άξονα x .

Επίσης στο αεροσκάφος δρουν οι δυνάμεις N_1 και N_2 , στο ριναίο και στο κύριο σύστημα προσγείωσης, αντίστοιχα. Οι εξισώσεις ισορροπίας θα είναι:

$$\sum P_x = 0 \quad [5.43]$$

$$\sum P_y = 0 \quad [5.44]$$

$$\sum M_A = 0 \quad [5.45]$$

Όσο πιο απότομη είναι η πέδηση, πράγμα που σημαίνει μεγαλύτερη δύναμη πέδησης και μεγαλύτερη επιβράδυνση, τόσο περισσότερο φορτίζεται ο ριναίος τροχός, ενώ το κύριο σύστημα προσγείωσης αποφορτίζεται. Αυτό φυσικά γίνεται και ορατό αφού το αεροσκάφος στη φάση αυτή κλίνει με το ρύγχος προς τα κάτω. Το φαινόμενο είναι γνωστό και στους οδηγούς δικύκλων και αυτοκινήτων, όπου και εκεί έχει αρχίσει η εισαγωγή ειδικών διατάξεων αντιβύθισης (anti - drive) στους εμπρόσθιους τροχούς, οι οποίες χρησιμοποιούνται ήδη στα αεροσκάφη εδώ και πολλά έτη.

Επειδή, η απότομη πέδηση μπορεί να οδηγήσει σε ακινητοποίηση των τροχών και πιθανή απώλεια του ελέγχου του αεροσκάφους, χρησιμοποιούνται σε αυτά ειδικά συστήματα «αντιπλοκαρίσματος» (anti - skid ή anti- block), σε συνδυασμό με «τεχνητή αίσθηση» της δύναμης πέδησης. Ιδιαίτερα επικίνδυνη είναι η φάση αυτή σε αεροσκάφη με ουραίο τροχό που η ανάπτυξη μεγάλης δύναμης αδράνειας λόγω ισχυρής πέδησης, οδηγεί στην πρόσκρουση του ρύγχους του αεροσκάφους στο έδαφος με αποτέλεσμα την καταστροφή, σχεδόν πάντοτε, του έλικα και του κινητήρα. Είναι φανερό ότι στη δύναμη F_{Tp} συμπεριλαμβάνονται και η δύναμη πέδησης.

5.10.5.2. ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ ΜΕ ΚΑΤΕΒΑΣΜΑ ΤΟΥ ΡΟΓΧΟΥΣ

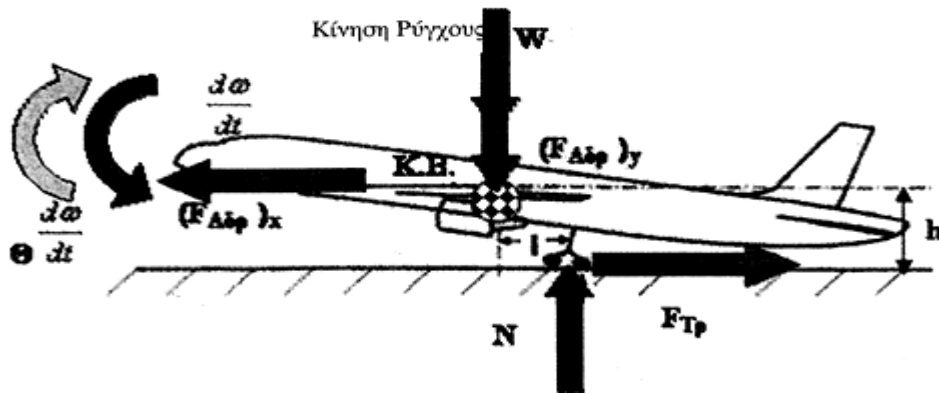
Αεροσκάφος βάρους W εκτελεί προσγείωση με αποτέλεσμα τη στιγμή της επαφής να ασκείται στο κύριο σύστημα προσγείωσης κατακόρυφη δύναμη N , ενώ συγχρόνως παρουσιάζεται οριζόντια τριβή F_{Tp} . Το αεροσκάφος εκτελεί συγχρόνως περιστροφική επιταχυνόμενη κίνηση, έτσι ώστε να κατέβει το ρύγχος του. Η ροπή αδράνειας του αεροσκάφους περί τον εγκάρσιο κεντροβαρικό άξονα Θ θεωρείται γνωστή.

Σε αυτή τη περίπτωση, εμφανίζονται κάθετες και οριζόντιες δυνάμεις αδράνειας $(F_{\alpha\delta\rho})_x$ κι $(F_{\alpha\delta\rho})_y$ με σημείο εφαρμογής το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Συγχρόνως όμως εμφανίζεται μία γωνιακή επιτάχυνση και μία αδρανειακή ροπή, λόγω της κυκλικής επιταχυνόμενης κίνησης κατεβάσματος του ρύγχους, η οποία έχει φορά αντίθετη της φοράς περιστροφής, δηλαδή είναι σύμφωνη με τους δείκτες του ρολογιού. Οι εξισώσεις ισορροπίας θα είναι:

$$\sum F_x = 0 \Rightarrow (F_{A\hat{a}\hat{n}})_x - F_{\delta\hat{n}} = 0 \Rightarrow (F_{A\hat{a}\hat{a}}) = F_{\delta\hat{n}} \Rightarrow a_x = \frac{F_{\delta\hat{n}}}{W} g \quad [5.46]$$

$$\sum F_y = 0 \Rightarrow -W - (F_{A\hat{a}\hat{n}})_y + N = 0 \Rightarrow (F_{A\hat{a}\hat{n}})_y = N - W \Rightarrow \tilde{a}_x = \frac{N-W}{W} \cdot g \quad [5.47]$$

$$\sum M_{\hat{E},\hat{A}} = 0 \Rightarrow \hat{e} \cdot \frac{d\hat{u}}{dt} - N \cdot 1 - F_{Tr} \cdot h \Rightarrow \frac{d\hat{u}}{dt} = \frac{N \cdot 1 + F_{Tr} \cdot h}{\hat{E}} \quad [5.48]$$



Σχήμα 92: Προσγείωση με κατέβασμα ρύγχους

Συνήθως η κάθετη επιβράδυνση Y_y είναι μεγαλύτερη της οριζόντιας, ιδιαίτερα σε «βαριές» προσγειώσεις. Όπως προαναφέρθηκε, η οριζόντια επιβράδυνση μπορεί να γίνει ιδιαίτερα μεγάλη, όταν γίνεται χρήση βοηθητικών διατάξεων πέδησης, π.χ. χρήση αγκίστρου ή αλεξιπτώτου πέδησης. Σημειώνεται ότι κατά την απότομη προσγείωση, η οριζόντια και κάθετη επιβράδυνση, Y_x και Y_y αντίστοιχα, καθώς και η γωνιακή επιτάχυνση προκαλούν δυνάμεις αδράνειας σε όλο το αεροσκάφος. Αυτό σημαίνει ότι τα μέρη του αεροσκάφους καταπονούνται ιδιαίτερα κατά τη προσγείωση. Η δύναμη που τα μέρη του αεροσκάφους υφίστανται λόγω της du'/dt , αλλάζει πρόσημο εκατέρωθεν του κέντρου dt περιστροφής.

Αν θεωρηθούν δύο μάζες m_1 και m_2 που βρίσκονται σε αποστάσεις x_1 εμπρός και x_2 πίσω από το κέντρο περιστροφής (σχήμα 93), τότε και οι δύο μάζες υφίστανται:

1. Μία κατακόρυφη δύναμη αδράνειας στο κέντρο βάρους τους με φορά προς τα κάτω και εντάσεως:

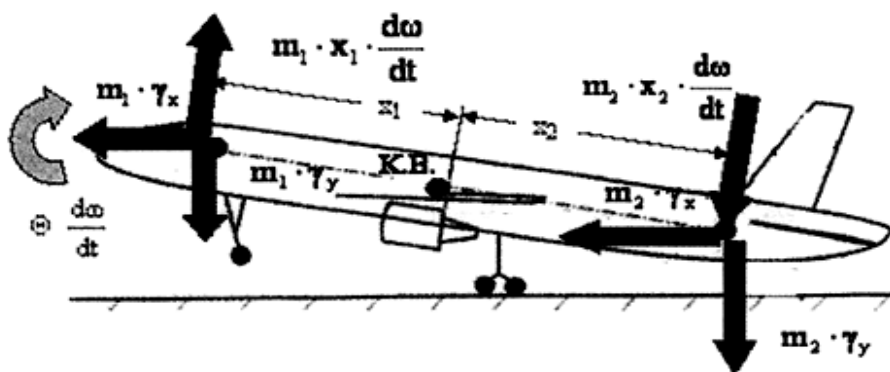
$$F_{1y} = m_1 \cdot a_y \quad [5.49]$$

$$F_{2y} = m_2 \cdot a_y \quad [5.50]$$

2. Μία οριζόντια δύναμη αδράνειας εντάσεως:

$$F_{1x} = m_1 \tilde{a}_y \quad [5.51]$$

$$F_{2x} = m_2 \tilde{a}_y \quad [5.52]$$



Σχήμα 93: Δυνάμεις σε δύο τυχαία σημεία αεροσκάφους εκατέρωθεν του κέντρου βάρους της στιγμής της προσγείωσης.

Συγχρόνως, λόγω της γωνιακής επιτάχυνσης, η μάζα m_1 δέχεται και μία δύναμη με φορά προς τα άνω έντασης:

$$F_1 = m_1 x_1 \cdot \frac{d\dot{\omega}}{dt} \quad [5.53]$$

Η δύναμη που αναπτύσσεται στη μάζα m_2 έχει φορά προς τα κάτω και ένταση:

$$F_2 = m_2 \cdot x_2 \cdot \frac{d\dot{\omega}}{dt} \quad [5.54]$$

Συνήθως, οι δυνάμεις λόγω της κυκλικής επιταχυνόμενης κίνησης είναι πολύ μικρότερες από τις κατακόρυφες δυνάμεις αδρανείας. Από τα παραπάνω φαίνεται η σημασία του επιμελούς ελέγχου όλων των κρίσιμων σημείων σύνδεσης μετά από μία αναγκαστική προσγείωση, ή ακόμα και μετά από μία ιδιαίτερα «βαριά» προσγείωση, για την εύρεση τυχόν αστοχιών. Η δομή του αεροσκάφους θα πρέπει να σχεδιάζεται έτσι, ώστε να παρέχει σε κάθε επιβαίνοντα στο αεροσκάφος, εύλογες πιθανότητες επιβίωσης σε ανώμαλες προσγειώσεις εφόσον αυτοί φέρουν τις κατάλληλες ζώνες ασφαλείας.

6. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

6.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στις περισσότερες συνθήκες πτήσης των αεροσκαφών κλασσικής διαμόρφωσης, η στατική ευστάθεια διασφαλίζει και τη δυναμική ευστάθεια. Η ευστάθεια χαρακτηρίζει την ικανότητα ενός αεροσκάφους να επανέρχεται, μετά από μία διαταραχή, στην αρχική συνθήκη πτήσης (πρόνευση, εκτροπή, περιστροφή, γωνία προσβολής, κ.τ.λ.) χωρίς την επέμβαση του πιλότου. Ένα αεροσκάφος μπορεί να είναι ευσταθές σε ορισμένες συνθήκες πτήσης και ασταθές σε άλλες. Για παράδειγμα ένα αεροσκάφος ευσταθές σε ευθεία οριζόντια πτήση μπορεί να είναι ασταθές σε ανάστροφη πτήση και αντιστρόφως. Ένα αεροσκάφος ευσταθές σε απότομη βύθιση θα αντιστεκόταν στις προσπάθειες του πιλότου να απεγκλωβιστεί από τη βύθιση. Η ευστάθεια αυτή χαρακτηρίζεται συνήθως ως εγγενής ευστάθεια. Ως στατικά ασταθές χαρακτηρίζεται ένα αεροσκάφος, το οποίο μετά από μία διαταραχή, απομακρύνεται από την αρχική συνθήκη ισορροπίας. Τέλος, το αεροσκάφος μπορεί, μετά από μία διαταραχή, να τείνει να παραμείνει στη νέα του θέση. Το αεροσκάφος αυτό έχει ουδέτερη ευστάθεια και ορισμένες φορές είναι μία πολύ επιθυμητή συμπεριφορά.

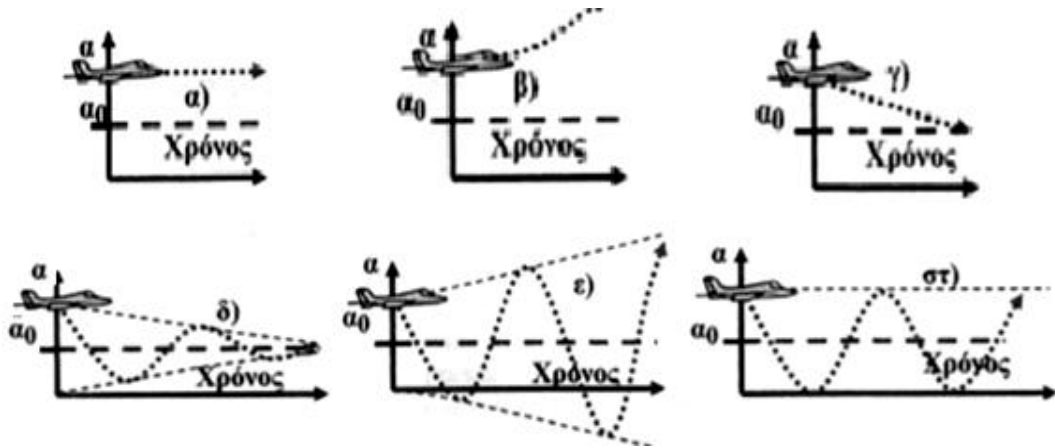
Κάθε διαταραχή του αεροσκάφους (π.χ. ροπή πρόνευσης από αύξηση γωνίας προσβολής) καταστρέφει την εκάστοτε ισορροπία δυνάμεων και ροπών και δημιουργεί επιπρόσθετη ροπή, η οποία χαρακτηρίζεται ως «στατική» ροπή. Η φορά της είναι συνήθως αντίθετη από τη φορά παρέκκλισης του αεροσκάφους. Διακρίνονται οι εξής περιπτώσεις:

- Η στατική ροπή είναι ανταγωνιστική της παρέκκλισης και το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται στατικά ευσταθές (Σχήμα 94).
- Η στατική ροπή είναι ενισχυτική της παρέκκλισης και το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται στατικά ασταθές (Σχήμα 94).
- Η στατική ροπή είναι μηδενική και το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται στατικά αδιάφορο.

Η ανταγωνιστική στατική ροπή σε ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος, μετά τη διαταραχή, τείνει να το επαναφέρει στην αρχική του συνθήκη πτήσης με κυματοειδή κίνηση. Κατά συνέπεια διακρίνονται οι ακόλουθες περιπτώσεις:

- Το αεροσκάφος επανέρχεται στην αρχική συνθήκη πτήσης με φθίνουσα κυματοειδή κίνηση και το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται δυναμικά ευσταθές (Σχήμα 94).
- Η κυματοειδής κίνηση του αεροσκάφους είναι αύξουσα και δεν επανέρχεται στην αρχική συνθήκη ισορροπίας και το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται δυναμικά ασταθές.
- Η κυματοειδής κίνηση έχει σταθερό εύρος, το αεροσκάφος συνεχίζει τις ταλαντώσεις και χαρακτηρίζεται δυναμικά αδιάφορο (Σχήμα 94).

Η κυματοειδής ταλάντωση εξαρτάται από τις αναπτυσσόμενες δυνάμεις, την κατανομή της μάζας και τις δυνάμεις απόσβεσης που μειώνουν το βαθμό επαναφοράς. Για παράδειγμα ένα εκκρεμές που ταλαντεύεται στον αέρα έχει μικρή απόσβεση και μεγάλο σχετικό χρόνο ταλάντωσης εν αντιθέσει προς το νερό, όπου η απόσβεση είναι μεγάλη και η επαναφορά στην αρχική κατακόρυφη θέση επιτυγχάνεται με ελάχιστη



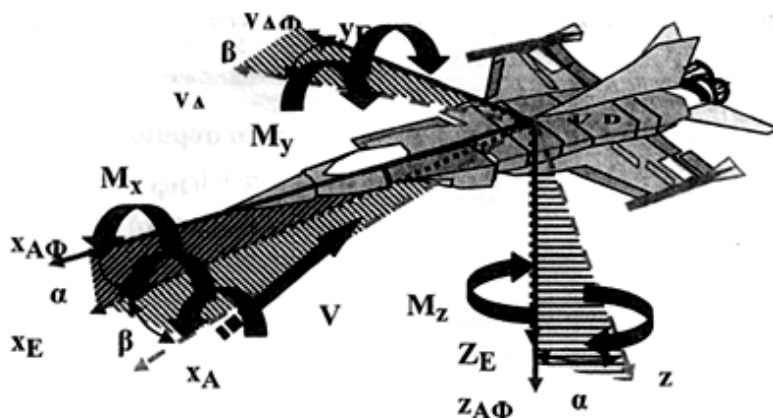
Σχήμα 94: α) Τέλεια ουδέτερο, β) Στατικά ασταθές, γ) Στατικά ευσταθές με υψηλή απόσβεση, δ) Στατικά και δυναμικά ευσταθές με ελαφρά απόσβεση, ε) Στατικά ευσταθές και δυναμικά ασταθές στ) Στατικά ευσταθές και δυναμικά αδιάφορο

Τα σύγχρονα μαχητικά αεροσκάφη υψηλών είναι στατικά ασταθή. Στην εισαγωγική σχεδίαση οι απαιτήσεις ευστάθειας και ελέγχου προσδιορίζονται με επιλογή των συντελεστών όγκου του ουραίου πτερώματος και της θέσης του κέντρου βάρους του αεροσκάφους σε ποσοστά της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Οι μηχανικοί προβαίνουν σε ανάλυση του αεροσκάφους με προγράμματα ηλεκτρονικού υπολογιστή με έξι βαθμούς ελευθερίας για τον προσδιορισμό του κέντρου βάρους του και το εμβαδόν του ουραίου πτερώματος και των επιφανειών ελέγχου.

6.2. ΑΔΙΑΣΤΑΤΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ

Τα τρία βασικά αξονικά συστήματα που χρησιμοποιούνται στα αεροσκάφη (Σχήμα 95), είναι τα ακόλουθα:

- Σταθερό στο αεροσκάφος σύστημα αναφοράς ($Ox_{A\Phi}, Oy_{A\Phi}, Oz_{A\Phi}$).
- Αεροδυναμικό σύστημα αναφοράς (Ox_A, Oy_A και Oz_A).
- Αξονικό σύστημα ευσταθείας (Ox_E, Oy_E και Oz_E).



Σχήμα 95: Κύρια αξονικά συστήματα για την ανάλυση της ευσταθείας και του ελέγχου του αεροσκάφους.

Οι ροπές των δυνάμεων χαρακτηρίζονται M_x , M_y και M_z , αντιστοίχως. Η γωνία προσβολής α και πλαγιολίσθησης β του αεροσκάφους και η ολική γωνία προσβολής της πτέρυγας και του ουραίου πτερώματος i , αναφέρονται στο σταθερό στο αεροσκάφος σύστημα αναφοράς. Οι αδιάστατοι συντελεστές C_{Mx} , C_{My} και C_{Mz} των ροπών M_x , M_y και M_z , προς τους τρεις άξονες ενός συστήματος x , y , z ορίζονται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$C_{Mx} = M_x / q \cdot S \cdot b \quad [6.1]$$

$$C_{My} = M_y / q \cdot S \cdot c \quad [6.2]$$

$$C_{Mz} = M_z / q \cdot S \cdot c \quad [6.3]$$

Όπου:

c = η μέση αεροδυναμική χορδή της πτέρυγας

b = το εκπέτασμα της χορδής της πτέρυγας.

Η ευστάθεια αναλύεται συνήθως σε ένα σύστημα με αρχή το αεροδυναμικό κέντρο (Α.Κ.) του προς εξέταση συγκροτήματος (πτέρυγας, αεροτομής, κ.τ.λ.), επειδή οι ροπές είναι ανεξάρτητες από τη γωνία προσβολής. Το αεροδυναμικό κέντρο είναι το πιο ευνοϊκό σημείο εφαρμογής των αεροδυναμικών δυνάμεων και ροπών και ισχύει:

$$\frac{(dc_{My})_{A.K.}}{da} = 0 \quad [6.4]$$

6.3. ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΣΤΑΤΙΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ

6.3.1. ΡΟΠΕΣ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ ΚΑΙ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ

Τα περισσότερα αεροσκάφη είναι συμμετρικά προς το κάθετο επίπεδο που ορίζεται από το διαμήκη άξονα. Συνεπώς μικρές αλλαγές της γωνίας προσβολής δεν επηρεάζουν την εκτροπή και περιστροφή του. Η συμμετρία αυτή επιτρέπει την ανάλυση της ευστάθειας και ελέγχου του σε διαμήκη και εγκάρσια - πορεία ευστάθεια. Επίσης, στα περισσότερα αεροσκάφη η άντωση της ατράκτου είναι συγκριτικά μικρή με αυτήν της πτέρυγας με συνέπεια προσεγγιστικά το αεροδυναμικό κέντρο του αεροσκάφους είναι το ίδιο με το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας. Το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας κείται περίπου στο 25% της μέσης αεροδυναμικής χορδής (max) σε υποηχητική πτήση και προσεγγιστικά συμπίπτει με το αεροδυναμικό κέντρο του αεροσκάφους. Οι ροπές πρόνευσης των επιμέρους κύριων συγκροτημάτων του αεροσκάφους προς το κέντρο βάρους του απεικονίζονται στο Σχήμα 96. Η ροπή πρόνευσης του ουραίου πτερώματος προς το αεροδυναμικό κέντρο είναι πολύ μικρή και θεωρείται αμελητέα. Σε ένα αεροσκάφος όπως αυτό του Σχήματος 96, για τη συνολική ροπή πρόνευσης προς το κέντρο βάρους του, ισχύει.

$$M_{Y_{K.B.}} = L \left[X_{K.B.} - (X_{A.K.})_{\text{Πτερ}} \right] + M_{Y_{\text{Πτερ}}} + (M_{Y_{\text{Πτερ}}})_{\delta_{\text{ΠΚ.Χ.Ε}}} \times \delta_{\text{ΠΚ.Χ.Ε}} + M_{Y_{\text{Ατρ}}} - L_{\text{Ουρ}} \left[(X_{A.K.})_{\text{Ουρ}} - X_{K.B.} \right] - T \cdot Z_{Kiv} + F_{Kiv} \times \left[X_{K.B.} - (X_{\text{Εισ.Κiv}}) \right] \quad [6.5]$$

$$C_{My_{K.B.}} = C_L \cdot \left[\frac{X_{K.B.} - (\bar{X}_{A.K.})_{\Pi\tau}}{c} \right] + C_{My_{\Pi\tau}} + (C_{My_{\Pi\tau\epsilon\pi}})_{\delta\Pi.K.X.E.} \cdot \delta_{\Pi.K.X.E} + (C_{My})_{A\tau\pi} - \frac{q_{Oup} \cdot S_{Oup}}{q \cdot S_{\Pi\tau}} (C_L)_{Oup} \cdot \left[\frac{(X_{A.K.})_{Oup} - X_{K.B.}}{c} \right] - \frac{T \cdot z_{Kiv}}{q \cdot S_{\Pi\tau} \cdot c} + \frac{F_{Kiv} \cdot (X_{K.B.} - X_{Kiv})}{q \cdot S_{\Pi\tau} \cdot c} \quad [6.6]$$

Η Συνεισφορά του ουραίου πτερώματος απλοποιείται με το συντελεστή απόδοσης ή αποτελεσματικότητας n_{oup} , που ορίζεται από τη σχέση:

$$n_{oup} = q_{oup} / q \quad [6.7]$$

Όπου:

η_{oup} από 0,85 - 0,95 και $\eta_{oup} = 0$ στα αεροσκάφη με εμπρόσθια πτερώγια ευσταθείας

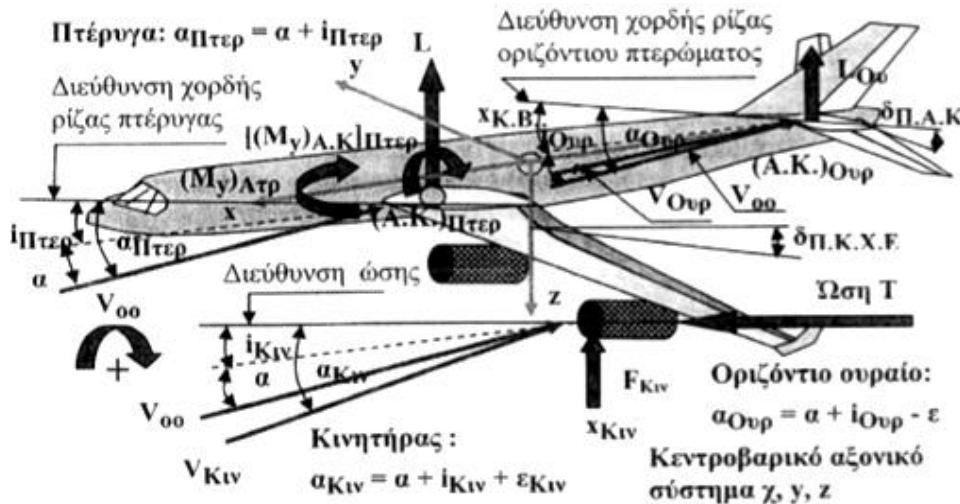
Από την ανωτέρω εξίσωση με το συντελεστή απόδοσης η_{oup} προκύπτει η σχέση:

$$C_{My_{K.B.}} = C_L \left[\bar{X}_{K.B.} - (\bar{X}_{A.K.})_{\Pi\tau\epsilon\pi} \right] + C_{My_{\Pi\tau\epsilon\pi}} + (C_{My_{\Pi\tau\epsilon\pi}})_{\delta\Pi.K.X.E.} \cdot \delta_{\Pi.K.X.E} + (C_M)_{A\tau\pi} - n_{oup} \frac{S_{Op.Oup}}{S_{\Pi\tau\epsilon\pi}} \cdot C_{L_{Oup}} \cdot \left[\frac{(\bar{X}_{A.K.})_{Oup} - \bar{X}_{K.B.}}{c} \right] - \frac{T \cdot z_{Kiv}}{q \cdot S_{\Pi\tau}} + \frac{F_{Eισ.Kiv} \cdot (X_{K.B.} - X_{Eισ.Kiv})}{q \cdot S_{\Pi\tau}} \quad [6.8]$$

Όπου:

$x = x / c$ και $z = z / c$.

Σημειώνεται ότι στη συνθήκη στατικής αντιστάθμισης, η ολική ροπή πρόνευσης είναι ίση με μηδέν, δηλαδή $C_{My_{K.B.}} = 0$.



Σχήμα 96: Επιμέρους ροπές πρόνευσης αεροσκάφους.

➤ Αεροσκάφος με εμπρόσθια πτερώγια (Canards)

Από την ανάλυση της ολικής αντίστασης R στη διεύθυνση της χορδής και κάθετα σε αυτήν (Σχήμα 97), προκύπτει:

$$F_K = L \cdot \sigma \nu \alpha + D \cdot \eta \mu \alpha \quad [6.9]$$

$$F_A = D \cdot \sigma \nu \alpha - L \cdot \eta \mu \alpha \quad [6.10]$$

Για μικρές γωνίες προσβολής α ισχύει: $\sigma \nu \alpha \approx 1$ και $\eta \mu \alpha \approx 0$ και συνεπώς:

$$F_K = L \text{ \& } F_A = D \quad [6.11]$$

Σ' ένα αεροσκάφος με εμπρόσθια πτερύγια ευσταθείας (σχήμα 23.4), ισχύει:

$$(C_{MyK.B})_{A/\phi\omicron\upsilon\varsigma} = (C_{MyK.B})_{\Pi\tau\epsilon\rho} - \frac{X_{\Pi\tau\epsilon\rho}}{c} c_L + \frac{z_{K.B.}}{c} c_D + (c_L)_{E.\Pi.E.} \cdot \bar{V}_{E.\Pi.E.} + \frac{T \cdot z_{Kiv}}{q_\infty \cdot S_{\Pi\tau\epsilon\rho} \cdot c} - (C_{MyK.B})_{E\iota\sigma.K\iota\nu} \quad [6.12]$$

Όπου για τον συντελεστής όγκου $V_{E.\Pi.E.}$ ισχύει:

$$V_{E.\Pi.E.} = (I_{E.\Pi.E.} \cdot S_{E.\Pi.E.}) / (c \cdot S_{\Pi\tau\epsilon\rho}) \quad [6.13]$$

Για συμμετρικές αεροτομές είναι συνήθως τα εμπρόσθια πτερύγια και ισχύει $(M_{yA.K.})_{E.\Pi.E.} = 0$ για $\delta_{E.\Pi.E.} = 0$ και με $x = x/c$ και $z = z/c$, η εξίσωση λαμβάνει την μορφή:

$$(C_{MyK.B})_{A/\phi\omicron\upsilon\varsigma} = (C_{MyK.B})_{\Pi\tau\epsilon\rho} - X_{\pi\tau\epsilon\rho} c_L + z_{K.B.} c_D + (c_L)_{E.\Pi.E.} \cdot \bar{V}_{E.\Pi.E.} + \frac{T \cdot z_{Kiv}}{q_\infty \cdot S_{\Pi\tau\epsilon\rho}} - (C_{MyK.B})_{E\iota\sigma.K\iota\nu} \quad [6.14]$$



Σχήμα 97: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος με εμπρόσθια πτερύγια ευστάθειας.

➤ Αεροσκάφος με οριζόντιο ουραίο Πτέρωμα

Για αεροσκάφος με οριζόντιο ουραίο πτέρωμα (Σχήμα 98) ισχύει η σχέση:

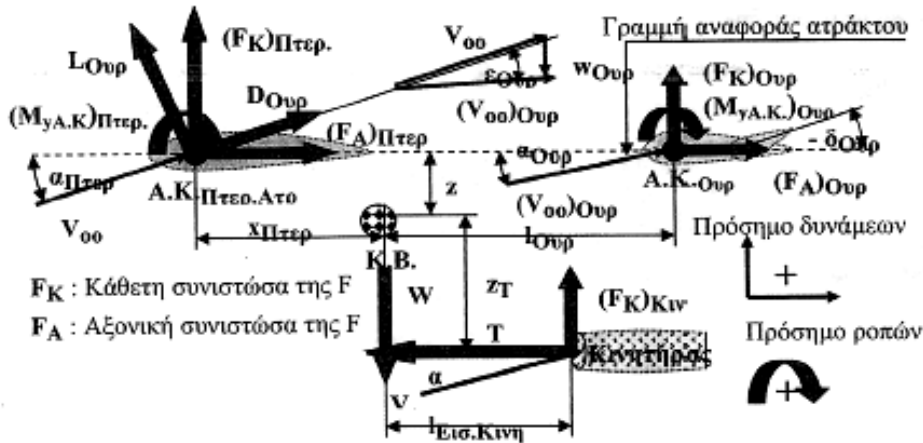
$$(C_{MyK.B})_{A/\phi\omicron\upsilon\varsigma} = C_L \cdot (\bar{X})_{\Pi\tau\epsilon\rho} + C_D \cdot \bar{z}_{K.B.} + (C_{MyA.K.})_{\Pi\tau\epsilon\rho} + (c_L)_{Oυ\rho} \cdot \bar{V}_{Oυ\rho} \cdot n_{Oυ\rho} + \frac{T \cdot z_{Kiv}}{q \cdot S_{\Pi\tau\epsilon\rho}} - (C_{MyK.B})_{E\iota\sigma.K\iota\nu} \quad [6.15]$$

Όπου:

$V_{\text{Ουρ}} = \sigma$ συντελεστής όγκου του οριζώντιου ουραίου πτερώματος
 $\epsilon_{\text{Ουρ}} = \eta$ γωνία κατωρέυματος του οριζώντιου ουραίου πτερώματος

Ο συντελεστής όγκου του οριζώντιου ουραίου πτερώματος και η γωνία κατωρέυματος του οριζώντιου ουραίου πτερώματος δίδονται από τις σχέσεις:

$$\bar{V}_{\text{Ουρ}} = \frac{I_{\text{Ουρ}} \cdot S_{\text{Ουρ}}}{c \cdot S_{\text{Πτερ}}} \text{ και } \epsilon_{\text{Ουρ}} = \tau \sigma \xi \epsilon \phi \frac{W_{\text{Ουρ}}}{V_{\infty}} \quad [6.16]$$

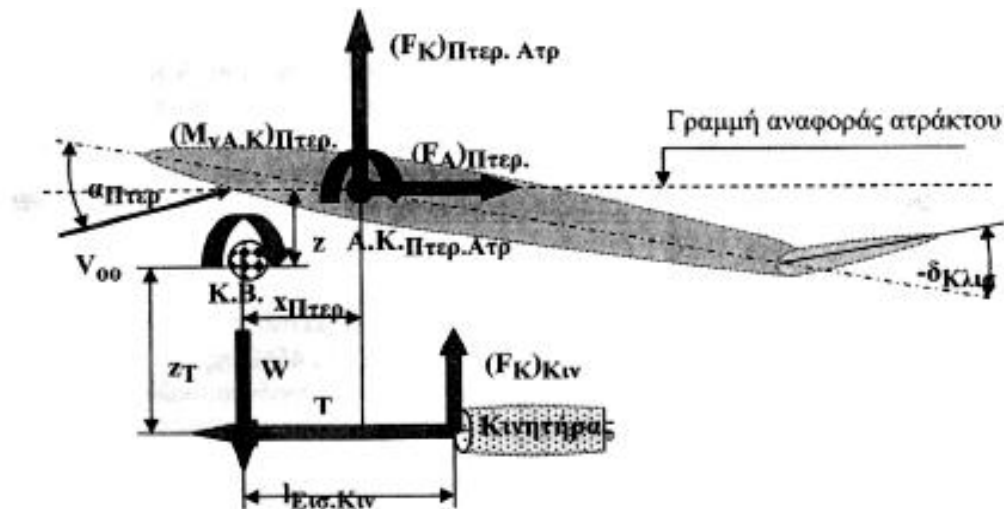


Σχήμα 98: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος με οριζόντα ουραίο πτερύγια.

➤ Αεροσκάφος χωρίς οριζόντιο ουραίο Πτέρωμα

Για αεροσκάφος χωρίς οριζόντιο ουραίο πτέρωμα (Σχήμα 99) ισχύει η σχέση:

$$(C_{M_{yK.B.}})_{\text{Α/φους}} = (C_{M_{yA.K.}})_{\text{Πτερ}} - X_{\text{Πτερ}} c_L + Z_{K.B.} c_D + \frac{T \cdot z_{\text{κιν}}}{q_{\infty} \cdot S_{\text{Πτερ}}} - (C_{M_{yK.B.}})_{\text{Εισ.Κιν}} \quad [6.17]$$



Σχήμα 99: Δυνάμεις και ροπές που επενεργούν σε αεροσκάφος χωρίς οριζόντιο ουραίο πτέρωμα

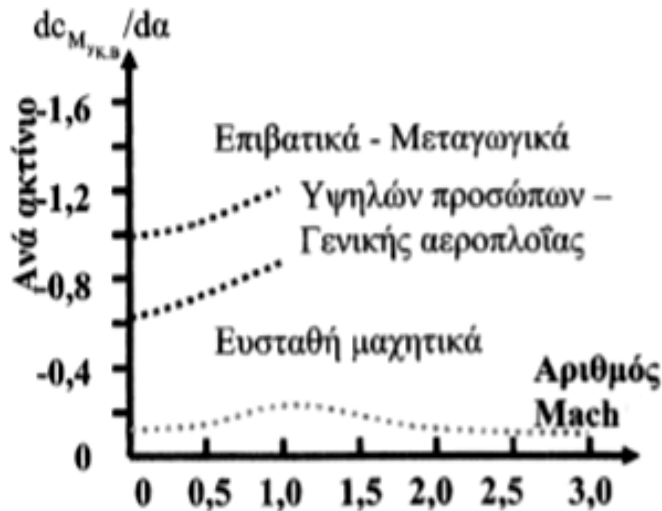
6.3.2. ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΙ ΣΤΑΤΙΚΗΣ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑΣ ΚΑΙ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗΣ

➤ Στατικό Περιθώριο και ουδέτερη Ευστάθεια

Σε ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος ισχύει: $dc_{My}/da < 0$. Για το αεροσκάφος του σχήματος 96 με σταθερούς μοχλοβραχίονες $X_{K,B}$, $(X_{A,K})_{Πτερ}$, $(X_{A,K})_{Ουρ}$ και X_{Kiv} , δηλαδή $dx_{K,B}/da=0$, κ.τ.λ. και ώση (T) ανεξάρτητη από τη μεταβολή της γωνίας α , προκύπτει:

$$\begin{aligned} \frac{dc_{My_{K,B}}}{da} = & \frac{dc_L}{da} \left[\bar{X}_{K,B} - (\bar{X}_{A,K})_{Πτερ} \right] + \frac{dc_{My_{Πτερ}}}{da} + \frac{(C_{My_{Πτερ}})_{\delta_{Π,K,X,E}}}{da} \cdot \delta_{Π,K,X,E} + (c_{My_{Πτερ}})_{\delta_{Π,K,X,E}} \cdot \frac{d\delta_{Π,K,X,E}}{da} + \frac{d(C_M)_{Ατρ}}{da} \\ & + n_{Ουρ} \frac{S_{Ορ,Ουρ}}{S_{Πτερ}} \cdot C_{L,Ουρ} \cdot \frac{da_{Ορ,Ουρ}}{da} \left[(\bar{X}_{A,K})_{Ουρ} - \bar{X}_{K,B} \right] + \frac{1}{q \cdot S_{Πτερ}} \cdot \frac{dF_{Εισ,Kiv}}{da} \cdot \frac{da_{Εισ,Kiv}}{da} \cdot (X_{K,B} - X_{Εισ,Kiv}) \end{aligned} \quad [6.18]$$

Τα σύγχρονα μαχητικά αεροσκάφη, όπως το F-16, F-22, M-2000, κ.ά. είναι στατικά ασταθή, με αρνητικό στατικό περιθώριο της τάξης του 0 έως -15%. Στην αρχική φάση της εισαγωγικής σχεδίασης μπορούν να αξιοποιηθούν, σε πρώτη προσέγγιση, οι τιμές $dc_{M_{K,B}}/da$ (Σχήμα 100).



Σχήμα 100: Τυπικές τιμές $dc_{M_{K,B}}/da$ του συντελεστή της ροπής πρόνευσης συναρτήσει Mach για διάφορους τύπους αεροσκαφών.

➤ Αεροδυναμικό Κέντρο

Η μέση αεροδυναμική χορδή c προσδιορίζεται για πτέρυγα με σταθερή γωνία βέλους και λόγω εκλέπτυνσης από την ακόλουθη σχέση:

$$c = \frac{2}{3} \cdot c_{ριζ} \cdot \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad [6.19]$$

Στις περισσότερες αεροτομές στην υποηχητική περιοχή, το αεροδυναμικό κέντρο κείται στο 25% της c με απόκλιση $\pm 1\%$. Στις υπερηχητικές ταχύτητες κείται τυπικά στο 45% της c . Το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας είναι το ευνοϊκότερο σημείο εφαρμογής των αεροδυναμικών δυνάμεων και ροπών, καθότι ισχύει:

$$(dc_{My})_{A,K} / da = 0 \quad [6.20]$$

➤ Άντωση πτέρυγας, οριζόντιο ουραίο, πτερύγια καμπυλότητας, πηδάλια ανόδου - καθόδου

Ο υπολογισμός του συντελεστή $(C_L)_{\text{Πτερ}}$ και της κλίσης της καμπύλης άντωσης $(dc_L/da)_{\text{Πτερ}}$ για το αεροσκάφος του Σχήματος 96 προκύπτει από τη σχέση προσδιορισμού του συντελεστού άντωσης της πτέρυγας και του οριζόντιου ουραίου:

Πτέρυγα:

$$(c_L)_{\text{Πτερ}} = \left[(dc_L/da)_{\text{Πτερ}} \right]_{\alpha=0} \cdot (\alpha + i_{\text{Πτερ}} - \alpha_{0L}) \quad [6.21]$$

Όπου:

α_{0L} = η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης της αεροτομής της πτέρυγας

$i_{\text{Πτερ}}$ = η γωνία που σχηματίζει η χορδή της ρίζας της πτέρυγας με τον άξονα αναφοράς.

Οριζόντιο ουραίο:

$$(c_L)_{\text{Ουρ}} = \left[(dc_L/da)_{\text{Ουρ}} \right]_{\alpha=0} \cdot [\alpha + i_{\text{Ουρ}} - \varepsilon - (\alpha_{0L})_{\text{Ορ}}] \quad [6.22]$$

Όπου:

$(\alpha_{0L})_{\text{Ουρ}}$ = η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης της αεροτομής του οριζόντιου ουραίου

$i_{\text{Ουρ}}$ = η γωνία που σχηματίζει η χορδή της ρίζας με τον άξονα αναφοράς

ε = η γωνία κατωρεύματος.

➤ Ροπή Πρόνευσης Πτέρυγας

Ο συντελεστής $(C_{My})_{\text{Πτερ}}$ αναφορικά προς το αεροδυναμικό κέντρο μίας πτέρυγας προσδιορίζεται ουσιαστικά από τον συντελεστή $(C_{My})_{\text{Αερ}}$ της αεροτομής. Για τον συντελεστή $(C_{My})_{\text{Πτερ}}$ μίας πτέρυγας χωρίς συστροφή ισχύει:

$$c_{My, \text{Πτερ}} = (c_{M0})_{\text{Αερ}} \cdot \frac{\Lambda \sigma \nu^2 \varphi}{\Lambda + 2 \cdot \sigma \nu \varphi} \quad [6.23]$$

Όπου:

Λ = ο λόγος διατάμματος

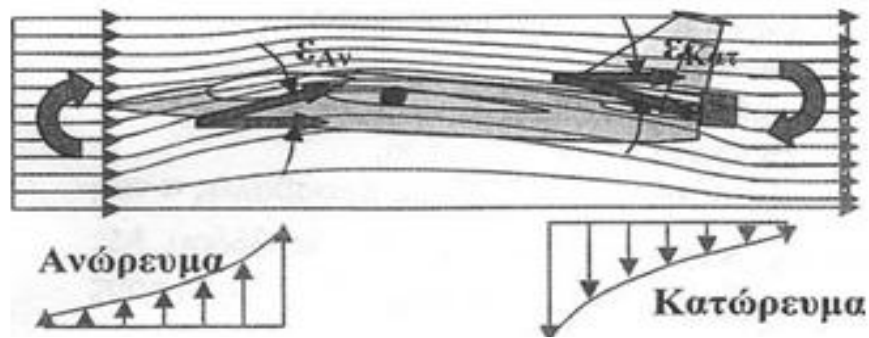
φ = η γωνία βέλους της πτέρυγας.

Η συστροφή της πτέρυγας μειώνει τον $(C_{My})_{\text{Πτερ}}$ περίπου 0,01 φορές τη γωνία συστροφής σε μοίρες και τα διηχητικά φαινόμενα τον αυξάνουν 30% σε $Ma = 0,8$.

➤ Κατώρευμα - Ανώρευμα

Στις υποηχητικές ταχύτητες ο αέρας μπροστά από την πτέρυγα εκτρέπεται προς τα άνω, δηλαδή δημιουργείται ανώρευμα λόγω της κατανομής πίεσης κατά μήκος της χορδής της πτέρυγας. Η εκτροπή αυτή του αέρα μεταβάλλεται κατά μήκος του εκπετάσματος. Κατά παρόμοιο τρόπο εκτρέπεται ο αέρας και κατά μήκος του διαμήκη άξονα της ατράκτου. Στο οπίσθιο τμήμα της πτέρυγας ο αέρας εκτρέπεται προς τα κάτω, δηλ. δημιουργείται το γνωστό κατώρευμα και μάλιστα η γωνία κατωρεύματος είναι περίπου ίση με τη γωνία προσβολής.

Η γωνία κατωρεύματος μειώνεται συνεχώς πίσω από την πτέρυγα και στην περιοχή του ουραίου πτερώματος είναι της τάξης του ήμισυ της γωνίας προσβολής της πτέρυγας. Μεταβάλλεται κατά μήκος του εκπετάσματος και στην περιοχή των ακροπτερυγίων είναι μηδενική. Το κατώρευμα μειώνει τη γωνία προσβολής του οριζόντιου ουραίου και τείνει να ανεβάσει την κεφαλή του αεροσκάφους, δηλ. δημιουργεί ροπή πρόνευσης. Η γωνία ανωρεύματος ϵ_{AV} και κατωρεύματος $\epsilon_{κατ}$, αναφορικά προς τη γωνία προσβολής της πτέρυγας, απεικονίζονται στο σχήμα 101. Η πραγματική γωνία προσβολής, είναι το άθροισμα της γωνίας προσβολής της ελεύθερης ροής και της γωνίας ανωρεύματος ϵ_{AV} , μειωμένη κατά τη γωνία κατωρεύματος $\epsilon_{κατ}$.



Σχήμα 101: Επίδραση του πεδίου ροής στη ροπή πρόνευσης στο αεροσκάφος

- Ροπή πρόνευσης ατράκτου και ατρακτιδίων κινητήρων

Η ροπή πρόνευσης ατράκτου και ατρακτιδίων κινητήρων δίδεται από την σχέση:

$$c_{My ATP} = K_{ATP} \cdot w_{ATP} \cdot l_{ATP} / c \cdot S_{Πτερ} \quad [6.24]$$

Όπου:

w_{ATP} = το μέγιστο πλάτος της ατράκτου ή του ατρακτιδίου,

l_{ATP} = το μήκος της ατράκτου ή του ατρακτιδίου

K_{ATP} = εμπειρικός συντελεστής της ροπής πρόνευσης (προσδιορίζεται σχήμα ή πίνακα).

- Προωθητικό Σύστημα

Η ώση του στροβιλοκινητήρα δημιουργεί ροπή πρόνευσης. Η δύναμη που αναπτύσσεται στην έλικα ή στην εισαγωγή, λόγω περιστροφής του αέρα, δημιουργεί επίσης ροπή πρόνευσης. Τέλος, το ελικόρευμα ή ταχύρευμα του κινητήρα επηρεάζει τις δυνάμεις που αναπτύσσονται στην πτέρυγα, την άτρακτο και το ουραίο πτέρωμα και έμμεσα την συνολική ροπή πρόνευσης.

Για τη ροπή πρόνευσης της δύναμης $F_{Εισ,Κιv}$ του έλικα ή εισαγωγής του αεραγωγού του στροβιλοκινητήρα προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους και την παράγωγο της, ισχύει:

$$(c_{My K.B})_{Εισ,Κιv} = \frac{F_{Εισ,Κιv} \cdot l_{Εισ,Κιv}}{q \cdot S_{Πτερ} \cdot c} \approx \frac{2 \cdot m_{\infty} \cdot l_{Εισ,Κιv} \cdot \alpha_{Κιv}}{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot S_{Πτερ} \cdot c} \quad [6.25]$$

$$(dc_{My} / da)_{Εισ,Κιv} \approx \frac{2 \cdot m_{\infty} \cdot l_{Εισ,Κιv}}{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot S_{Πτερ} \cdot c} \cdot \frac{\partial a_{Κιv}}{\partial a} \text{ ανά ακτίνιο} \quad [6.26]$$

6.3.3. ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗΣ

Στη συνθήκη αντιστάθμισης η ολική ροπή πρόνευσης προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, είναι μηδενική. Η επίλυση της εξίσωσης 6.8 επιτυγχάνεται είτε με διαδοχική προσέγγιση σε ηλεκτρονικό υπολογιστή είτε γραφικά. Η αντιστάθμιση απαιτεί μηδενική ολική ροπή πρόνευσης προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Για δεδομένες συνθήκες πτήσης προσδιορίζονται οι τιμές των διαφόρων μεγεθών και όταν ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης $(C_{My})_{K.B.}$ είναι διάφορος του μηδενός μεταβάλλει κανείς την άντωση του οριζόντιου ουραίου με απόκλιση των πηδαλίων ανόδου - καθόδου ή μεταβάλλει τη γωνία προσβολής του αεροσκάφους ώστε ο συντελεστής να καταστεί ίσος με μηδέν. Η μεταβολή της άντωσης του οριζόντιου ουραίου έχει σαν συνέπεια τη μεταβολή της ολικής άντωσης του αεροσκάφους (η οποία οφείλει να είναι ίση με το βάρος του αεροσκάφους σε Ε.Ο.Π.) και συνεπώς τη γωνία προσβολής του.

Στη συνθήκη αντιστάθμισης, προσδιορίζεται η τιμή της γωνίας προσβολής α του αεροσκάφους και της γωνίας απόκλισης $\delta_{\Pi.A-K}$ των πηδαλίων ανόδου — καθόδου. Με τις τιμές αυτές υπολογίζεται η ολική οπισθέλκουσα του αεροσκάφους στην συνθήκη αντιστάθμισης.

$$c_{D\text{Αντισταθμ}} = K \cdot \left[\frac{dc_L}{da} (a + i_{\Pi\tau\epsilon\rho}) \right]^2 + n_{O\upsilon\rho} \cdot \frac{S_{O\upsilon\rho}}{S_{\Pi\tau\epsilon\rho}} \cdot K_{O\upsilon\rho} \cdot (c_{L\text{O}\upsilon\rho})^2 \quad [6.27]$$

➤ Αεροσκάφος με εμπρόσθια πτερύγια (Canards)

Τα εμπρόσθια πτερύγια ευσταθείας δεν υπόκεινται σε κατώρευμα. Αντιθέτως, δημιουργούν κατώρευμα στην πτέρυγα. Η ολική οπισθέλκουσα του αεροσκάφους στην συνθήκη αντιστάθμισης προσδιορίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$c_{D\text{Αντισταθμ}} = K \cdot \left[\frac{dc_L}{da} (a - \varepsilon_{K\alpha\tau} + i_{\Pi\tau\epsilon\rho}) \right]^2 + \frac{S_{E.\Pi.E}}{S_{\Pi\tau\epsilon\rho}} \cdot K_{E.\Pi.E} \cdot (c_{L\text{E}.\Pi.E})^2 \quad [6.28]$$

➤ Αεροσκάφος με οριζόντιο ουραίο πτέρωμα

Η άντωση του οριζόντιου ουραίου πτερώματος στα στατικά ευσταθή αεροσκάφη είναι προς τα κάτω και η συνιστώσα της στη διεύθυνση πτήσης μειώνει την οπισθέλκουσα αντιστάθμισης. Ο $c_{L\text{O}\lambda\iota\kappa}$ προσδιορίζεται από την σχέση:

$$c_{L\text{O}\lambda\iota\kappa} = \frac{dc_{L\text{O}\lambda\iota\kappa}}{da} \cdot (\alpha + i_{\Pi\tau\epsilon\rho}) + n_{O\upsilon\rho} \cdot \frac{S_{O\upsilon\rho}}{S_{\Pi\tau\epsilon\rho}} \cdot c_{L\text{O}\upsilon\rho} \quad [6.29]$$

Στα αεροσκάφη με ολο-κινούμενο οριζόντιο ουραίο πτέρωμα ο $c_{L\text{O}\upsilon\rho}$ δίδεται σε απλοποιημένη μορφή από την ακόλουθη σχέση:

$$c_{L\text{O}\upsilon\rho} = \frac{dc_{L\text{O}\upsilon\rho}}{da} \cdot (a_{O\upsilon\rho} + \alpha_{\chi\epsilon\iota\rho}) = \frac{dc_{L\text{O}\upsilon\rho}}{da} \cdot \left[\alpha_{\chi\epsilon\iota\rho} + \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \alpha \right] \quad [6.30]$$

Όπου:

$\alpha_{\chi\epsilon\iota\rho}$ = η γωνία απόκλισης στην οποία ο πιλότος αρχίζει να κινεί το χειριστήριο.

➤ Αεροσκάφος χωρίς οριζόντιο ουραίο πτέρωμα

Η αντιστάθμιση στα αεροσκάφη χωρίς οριζόντιο ουραίο πτέρωμα επιτυγχάνεται με μικτά πηδάλια ανόδου - καθόδου/κλίσης (elevation). Η ολική άντωση του αεροσκάφους ισούται με την άντωση της πτέρυγας σε γωνία απόκλισης των μικτών αυτών πηδαλίων.

➤ Επίδραση εδάφους στη διαμήκη ευστάθεια και έλεγχο

Όταν η απόσταση του αεροσκάφους από το έδαφος, είναι της τάξης του 20% του εκπετάσμάτος του, οι κλίσεις $(dc_L/da)_{Πτε}$ της πτέρυγας και του οριζώντιου ουραίου πτερώματος $(dc_L/da)_{Ουρ}$, αυξάνονται περίπου 10%. Το κατώρευμα λαμβάνει τιμές μικρότερες του 50% της μέσης κανονικής τιμής του και απαιτείται μεγαλύτερη γωνία απόκλισης του πηδαλίου ανόδου - καθόδου. Τα πηδάλια ανόδου - καθόδου πρέπει να διασφαλίζουν τον έλεγχο και την αντιστάθμιση του αεροσκάφους με την επίδραση εδάφους στις πιο δυσμενείς συνθήκες πτήσης, όπως με κινητήρα τόσο σε μέγιστη ισχύ όσο και εκτός λειτουργίας.

➤ Φάση καμψής απογείωσης

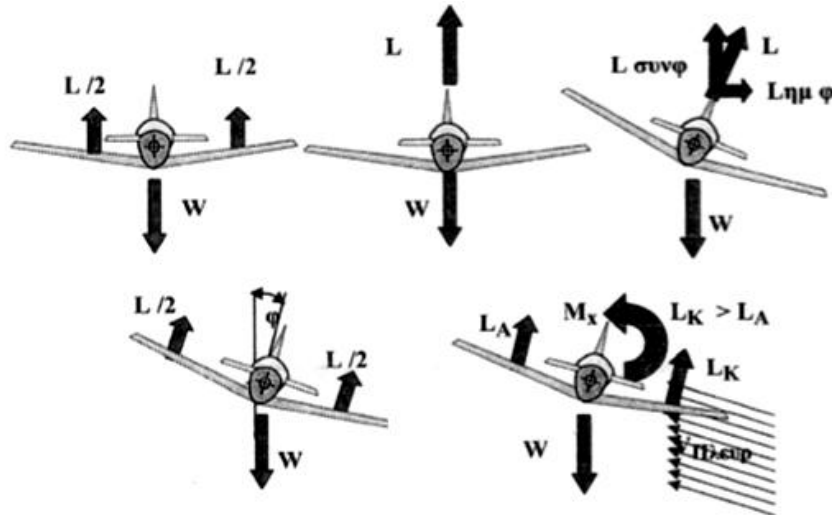
Τα πηδάλια ανόδου - καθόδου οφείλουν να διασφαλίζουν την απαίτηση καμψής του αεροσκάφους. Τα αεροσκάφη με τρίκυκλο Σ.Π οφείλουν να ανορθώσουν το ρύγχος του αεροσκάφους σε ταχύτητα περίπου 80% $V_{ΑΠΟΥ}$, με ακραία εμπρόσθια θέση του κέντρου βάρους του αεροσκάφους. Τα αεροσκάφη με ουραίο τροχό οφείλουν να ανορθώσουν το ουραίο πτέρωμα σε ταχύτητα περίπου 50% $V_{ΑΠΟΥ}$ με ακραία οπίσθια θέση του κέντρου βάρους.

➤ Επίδραση της Ταχύτητας στην Αντιστάθμιση

Τα αεροσκάφη οφείλουν να έχουν ευστάθεια ταχύτητας, δηλαδή οι δυνάμεις και ροπές που αναπτύσσονται σε αυτό, όταν αυξάνεται η ταχύτητα, να το επιβραδύνουν και να ανυψώνουν το ρύγχος του. Συνήθως, ένα αεροσκάφος με ευστάθεια γωνίας προσβολής, εμφανίζει και ευστάθεια ταχύτητας. Ένας έλικας εγκατεστημένος πιο ψηλά από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους είναι παράγοντας ευσταθείας. Το στατικό περιθώριο αυξάνεται κατά 0,25% για κάθε αύξηση της απόστασης του άξονα ώσης από το κέντρο βάρους κατά 1% της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Στα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρα η επίδραση της θέσης εγκατάστασης του κινητήρα καθ' ύψος και της ταχύτητας πτήσης στην ευστάθεια, είναι αμελητέα.

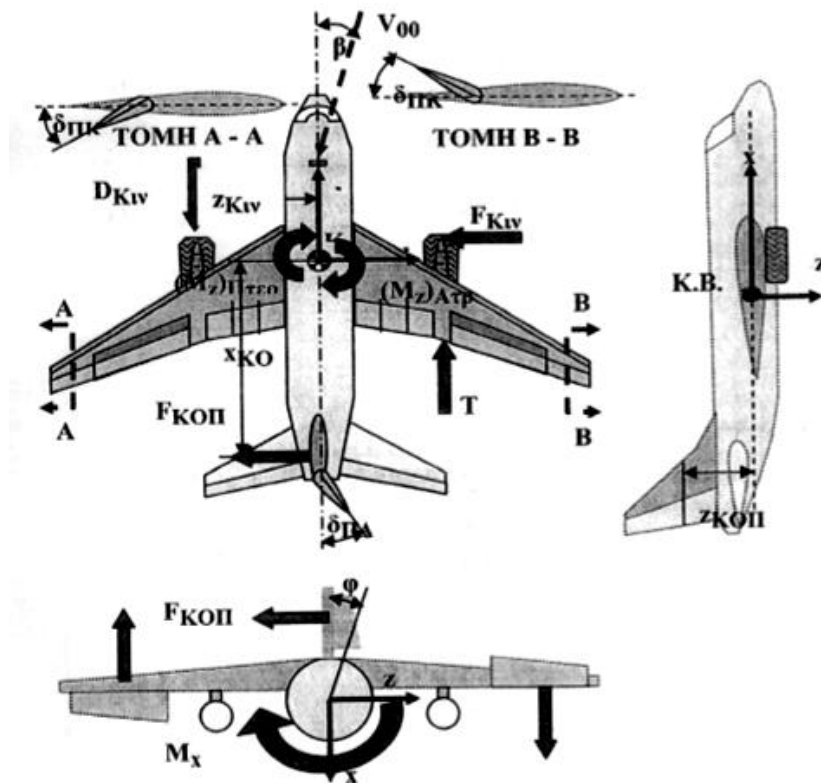
6.4. ΣΤΑΤΙΚΗ ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ

Η εγκάρσια κίνηση ενός αεροσκάφους επιτυγχάνεται κυρίως με τα πηδάλια κλίσης και λιγότερο με το πηδάλιο διεύθυνσης. Επηρεάζεται από τη γωνία εκτροπής β και είναι ανεξάρτητη από τη γωνία περιστροφής φ . Εξαρτάται από τη γεωμετρία της πτέρυγας και του ουραίου πτερώματος. Η διαμόρφωση που διασφαλίζει εγκάρσια ευστάθεια, είναι η θετική δίδεδρος γωνία σε αντίθεση με την αρνητική, που μειώνει την εγκάρσια ευστάθεια. Θεωρείται αεροσκάφος (Σχήμα 102) με θετική δίδεδρο γωνία και μικρή γωνία προσβολής μετά από μία μικρή διαταραχή από ΕΟΠ, να παίρνει κλίση φ . Το αεροσκάφος λόγω των δυνάμεων που επενεργούν σε αυτό (άντωση και βάρος παραμένουν ακόμη αμετάβλητα), αφενός χάνει ύψος και αφετέρου πλαγιολισθίνει ή αντιστρόφως το ακίνητο αεροσκάφος δέχεται πλευρική ροή στην διεύθυνση πλαγιολίσθησης. Η αναπτυσσόμενη άντωση της κατερχόμενης πτέρυγας είναι μεγαλύτερη από την άντωση της ανερχόμενης, λόγω της πλευρικής ροής και συνεπώς δημιουργείται ροπή διατοιχισμού που τείνει να επαναφέρει το αεροσκάφος στην αρχική του θέση, δηλ. να μειώσει την γωνία κλίσης φ . Γενικά σε μικρές γωνίες προσβολής, ακόμη και με μηδενική δίδεδρο γωνία, η αναπτυσσόμενη άντωση της κατερχόμενης πτέρυγας είναι μεγαλύτερη από αυτήν της ανερχόμενης λόγω της διατάραξης της ροής της ανερχόμενης πτέρυγας από την άτρακτο. Τα υψηλοπτέρυγα αεροσκάφη με χαμηλό κέντρο βάρους έχουν αυξημένη εγκάρσια ευστάθεια.



Σχήμα 102: Σταθεροποιητική επίδραση διέδρου γωνίας στην εγκάρσια ευστάθεια.

Η αρνητική διέδρος γωνία μειώνει την εγκάρσια ευστάθεια. Η γωνία βέλους σε οπισθοκλινή πτέρυγα έχει σταθεροποιητική επίδραση στην εγκάρσια ευστάθεια. Όταν ένα αεροσκάφος μετά από μία μικρή διαταραχή αποκτά εκτροπή β (Σχήμα 103), αυξάνεται η οπισθέλκουσα και η άντωση της πτέρυγας στην οποία η γωνία του χείλους προσβολής και της ελεύθερης ροής είναι μεγαλύτερη (δεξιά πτέρυγα στο σχήμα 103) καθότι στην πτέρυγα αυτή η κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας είναι μεγαλύτερη από την αντίστοιχη της άλλης πτέρυγας. Κατά συνέπεια αναπτύσσεται μία ροπή εκτροπής M_z λόγω της διαφορετικής οπισθέλκουσας των δύο πτερυγών καθώς και μία ροπή διατοιχισμού λόγω της διαφορετικής άντωσης τους. Στις οπισθοκλινείς πτέρυγες η ροπή αυτή εκτροπής είναι σταθεροποιητική, δηλαδή τείνει να μειώσει την εκάστοτε γωνία εκτροπής.



Σχήμα 103: Δυνάμεις και ροπές εγκάρσιας ευστάθειας και ελέγχου

➤ Δυνάμεις και ροπές διατοιχισμού.

Η εγκάρσια ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους, προσδιορίζονται βασικά από τη γωνία εκτροπής και τις ροπές εκτροπής (Σχήμα 102 και 103). Η μέγιστη ροπή εκτροπής δημιουργείται από την άντωση του καθέτου ουραίου πτερώματος όταν βρίσκεται σε ελικόρευμα. Ο έλικας δημιουργεί επιπρόσθετη ροπή εκτροπής, όταν ο άξονας του σχηματίζει γωνία με τη διεύθυνση της ελεύθερης ροής. Σε ένα δεξιόστροφο έλικα σε πτήση με θετική γωνία προσβολής, η γωνία προσβολής στο ακροπτερύγιο στην κάτω θέση είναι μεγαλύτερη από την αντίστοιχη στην άνω θέση με συνέπεια την ανισοκατανομή της ώσης στον δίσκο του έλικα και την τάση εκτροπής του άξονα του έλικα προς τα αριστερά. Για το λόγο αυτό σε ορισμένα μονοκινητήρια ελικοφόρα αεροσκάφη ο άξονας του έλικα έχει μία μικρή εκτροπή της τάξης των 1° έως 2° μοιρών προς τα δεξιά ή εναλλακτικά το κάθετο ουραίο πτέρωμα σχηματίζει μία γωνία της τάξης των 1° έως 2° με την διεύθυνση του ελικορεύματος. Η πτέρυγα, κατά την απόκλιση των πηδαλίων κλίσης, δημιουργεί ανταγωνιστική ροπή εκτροπής στην εκτροπή της ροπής διατοιχισμού (Σχήμα 103).

Η ώση των κινητήρων δε δημιουργεί ροπή εκτροπής λόγω συμμετρίας. Σε περίπτωση όμως κράτησης ενός κινητήρα, δημιουργείται ροπή εκτροπής από την οπισθέλκουσά του κινητήρα και από την ώση των άλλων κινητήρων. Η μέγιστη επίδραση του κινητήρα στην εγκάρσια ευστάθεια, εμφανίζεται στην περίπτωση κράτησης κινητήρα. Τα πηδάλια κλίσης, που είναι οι κύριοι μηχανισμοί ελέγχου της εγκάρσιας κίνησης του αεροσκάφους αυξάνουν την άντωση της μίας πτέρυγας και μειώνουν την άντωση της άλλης. Η γωνία απόκλισης των πηδαλίων κλίσης θεωρείται θετική όταν το αεροσκάφος κλίνει δεξιά. Ο καταστροφέας άντωσης μειώνει την άντωση και αυξάνει την οπισθέλκουσα της πτέρυγας με συνέπεια τη δημιουργία ροπής διατοιχισμού και εκτροπής. Η απόκλιση του πηδαλίου διεύθυνσης δημιουργεί ροπή διατοιχισμού και εκτροπής η οποία εξαρτάται από τις διαστάσεις του καθέτου ουραίου πτερώματος και το μοχλοβραχίονα της μέσης αεροδυναμικής χορδής του από τους κεντροβαρικούς άξονες x και z (Σχήμα 103). Τέλος, μετά από μία μικρή διαταραχή και περιστροφή κατά την γωνία φ, αναπτύσσεται ροπή διατοιχισμού και από τον συνδυασμό πτέρυγας – ατράκτου.

➤ Συντελεστές ροπής διατοιχισμού

Η εγκάρσια στατική ευστάθεια είναι αναγκαία συνθήκη για τη δυναμική εγκάρσια ευστάθεια και επιτυγχάνεται όταν ισχύει:

$$\frac{d(c_{Mx})_{K.B.}}{d\beta} < 0 \quad [6.31]$$

$$\frac{d(c_{Mx})_{K.B.}}{d\beta} = \frac{d(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}}{d\beta} + \frac{d(c_{Mx})_{K.\Sigma.}}{d\beta} + \frac{d(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho-A\tau\rho}}{d\beta} \quad [6.32]$$

$$(c_{Mx})_{K.B.} = (c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho} \cdot \beta + (c_{Mx})_{K\Sigma} \cdot \beta + (c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho-A\tau\rho} \cdot \beta + (c_{Mx})_{\Pi\eta\delta.K\lambda\iota\sigma} \cdot \delta_{\Pi.K.}$$

➤ Συντελεστής ροπής διατοιχισμού πτέρυγας.

Ο συντελεστής $d(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}/d\beta$ της πτέρυγας είναι το άθροισμα των ακόλουθων συντελεστών:

$$d(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}/d\beta = d[(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}]_{\text{Βασικ}}/d\beta + d[(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}]_{\text{Γον.Βελ.}}/d\beta + d[(c_{Mx})_{\Pi\tau\epsilon\rho}]_{\text{Διόρ.Γον}}/d\beta \quad [6.33]$$

Βασικής πτέρυγας:
$$d \left[(c_{Mx})_{\text{Πτερ}} \right]_{\text{Βασικ}} / d\beta \quad [6.34]$$

Γωνίας βέλους:
$$d \left[(c_{Mx})_{\text{Πτερ}} \right]_{\text{Γων-Βελ}} / d\beta \quad [6.35]$$

Διέδρου γωνίας:
$$d \left[(c_{Mx})_{\text{Πτερ}} \right]_{\text{Διεδ.Γων}} / d\beta \quad [6.36]$$

Οι συντελεστές βασικής πτέρυγας και γωνίας βέλους προσδιορίζονται από το Σχήμα 104 και ο συντελεστής διέδρου γωνίας από την ακόλουθη σχέση:

$$\frac{d \left[(c_{Mx})_{\text{Πτερ}} \right]_{\text{Διεδ.Γων}}}{d\beta} = -\frac{1}{4} \cdot \frac{dc_L}{da} \cdot v \cdot \frac{2 \cdot (1+2\lambda)}{3 \cdot (1+\lambda)} \text{ ανά ακτίνιο} \quad [6.37]$$

➤ Συντελεστής ροπής διατοιχισμού συνδυασμού πτέρυγας - ατράκτου

Ο συντελεστής $(C_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}}$ εξαρτάται από την καθ' ύψος θέση της πτέρυγας προς την άτρακτο και υπολογίζεται από τις ακόλουθες εμπειρικές σχέσεις:

Υψηλό-πτέρυγο αεροσκάφος:
$$d(c_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}} / d\beta = -0,0344 / \text{ανά ακτίνιο} \quad [6.38]$$

Μέσο-πτέρυγο αεροσκάφος:
$$d(c_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}} / d\beta = 0 \quad [6.39]$$

Χαμηλό-πτέρυγο αεροσκάφος:
$$d(c_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}} / d\beta = +0,0458 / \text{ανά ακτίνιο} \quad [6.40]$$

Σε πρώτη προσέγγιση ο συντελεστής $(c_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}}$ δίδεται από την σχέση:

$$(c_{Mx})_{\text{Πτερ-Ατρ}} = -1,2 \cdot \sqrt{\Lambda} \cdot z_{\text{Πτερ-Ατρ}} \cdot (d_{\text{Ατρ}} + w_{\text{Ατρ}}) / b^2 \quad [6.41]$$

Όπου:

$z_{\text{Πτερ-Ατρ}}$ = το ύψος της πτέρυγας από το διαμήκη άξονα της ατράκτου

$d_{\text{Ατρ}}$ = το πλάτος

$w_{\text{Ατρ}}$ = βάθος της ατράκτου.

➤ Συντελεστής ροπής διατοιχισμού κάθετου σταθερού

Σε πτήση με πλαγιολίσθηση το συμβατικό κάθετο σταθερό είναι σταθεροποιητικό, δηλαδή δημιουργεί μία ροπή προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, η οποία τείνει να μειώσει την πλαγιολίσθηση εν αντιθέσει προς τα κοιλιακά πτερύγια που είναι αποσταθεροποιητικά.

➤ Ανάλυση εγκάρσιας αντιστάθμισης

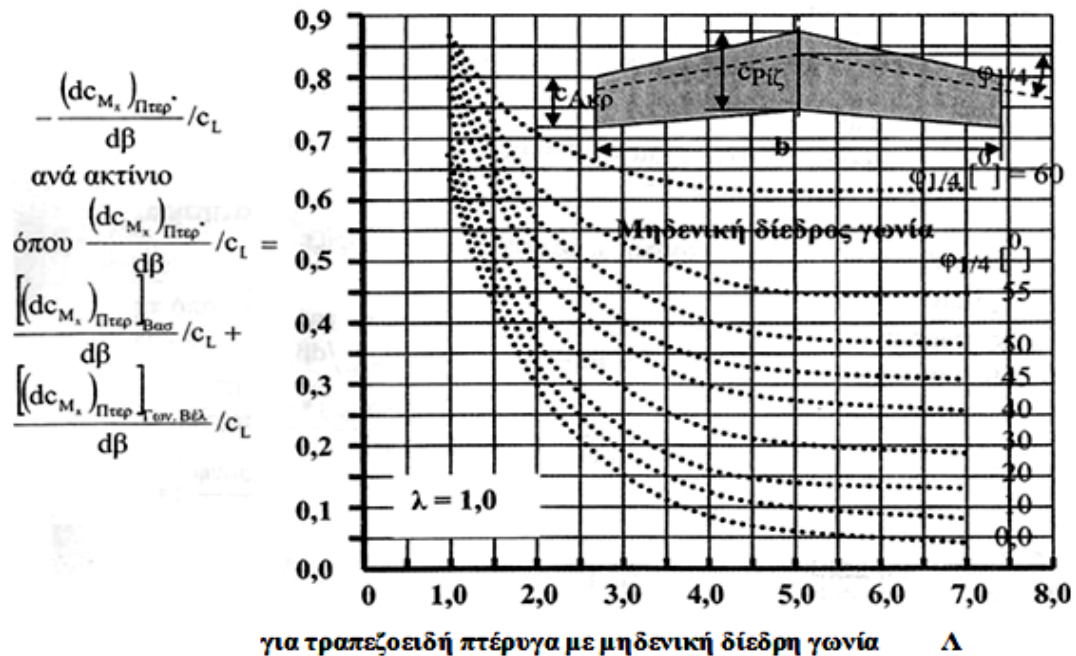
Η διαμόρφωση του αεροσκάφους οφείλει να διασφαλίζει εγκάρσια αντιστάθμιση στις εξής οριακές - ακραίες συνθήκες πτήσης:

- Κράτηση κινητήρα κατά την απογείωση. Το κάθετο σταθερό με το πηδάλιο διεύθυνσης, οφείλουν να διασφαλίσουν στο αεροσκάφος μηδενική γωνία πλαγιολίσθησης ($\beta=0$) σε ταχύτητα απογείωσης ($1,2 V_{\text{Απω.στ}}$) με έναν κινητήρα εκτός

λειτουργίας.

- Προσγγείωση με εγκάρσιο άνεμο. Το αεροσκάφος οφείλει να μπορεί να προσγειώνεται και απογειώνεται με εγκάρσιο άνεμο, ίσο με το 20% της ταχύτητας απογείωσης.

Η βέλτιστη ικανότητα ελέγχου του «πηδαλιού διεύθυνσης», για δεδομένη επιφάνεια, επιτυγχάνεται με το ολοκινούμενο κάθετο ουραίο πτέρωμα.



Σχήμα 104: Συντελεστής $(dc_{M_x})_{\pi\tau\rho\epsilon}/d\beta$

➤ Εγκάρσιος έλεγχος

Η επιθυμητή εγκάρσια ευστάθεια για $Ma = 1,0$ δίδεται από τη σχέση:

$$\frac{dc_{M_x}}{d\beta} = \frac{dc_{M_z}}{d\beta} \quad [6.42]$$

Ο εγκάρσιος έλεγχος του αεροσκάφους επιτυγχάνεται βασικά με τα πηδάλια κλίσης και ή τους φθορείς άντωσης. Καθώς τα πηδάλια κλίσης αποκλίνουν, το αεροσκάφος αρχίζει να περιστρέφεται περί το διαμήκη άξονά του. Εάν τα πηδάλια κλίσης παραμείνουν σε θέση απόκλισης, τότε αυξάνεται η γωνιακή ταχύτητα περιστροφής του αεροσκάφους έως ότου η ροπή διατοιχισμού των πηδαλίων κλίσης αντισταθμισθεί από τη ροπή διατοιχισμού απόσβεσης. Η στατική και μόνιμη αυτή συνθήκη περιστροφής δίδεται από την σχέση:

$$c_{M_x} = 0 = (c_{M_x})_{\omega_x} \cdot \frac{\omega_x \cdot b}{2 \cdot V} + \frac{dc_{M_x}}{d\delta_{\Pi\kappa}} \cdot \delta_{\Pi\kappa} \quad [6.43]$$

Ο βαθμός περιστροφής ω_x στα μαχητικά αεροσκάφη ανέρχεται σε 90 μοίρες/sec και δίδεται από τη σχέση:

$$\omega_x = -\frac{2 \cdot V}{b} \cdot \left(\frac{dc_{M_x}}{d\delta_{\Pi\kappa}} \right) \cdot \frac{\delta_{\Pi\kappa}}{(c_{M_x})_{\omega_x}} \quad [6.44]$$

6.5. ΣΤΑΤΙΚΗ ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΈΛΕΓΧΟΣ

Ένα αεροσκάφος έχει στατική πορειακή ευστάθεια, όταν σε περίπτωση εκτροπής από την επιθυμητή πορεία, τείνει να επανέλθει στην αρχική πορεία χωρίς επέμβαση του πιλότου. Η πορειακή ευστάθεια εξαρτάται άμεσα από τη γεωμετρική διαμόρφωση του κάθετου ουραίου πτερύματος. Ενδεικτικά, ένα μικρό κάθετο ουραίο πτέρωμα σε μεγάλη απόσταση από το κέντρο βάρους (άτρακτος μεγάλου μήκους), είναι αποτελεσματικότερο από ένα μεγάλο κάθετο ουραίο πτέρωμα σε μικρή απόσταση από το κέντρο βάρους.

➤ Δυνάμεις και ροπές εκτροπής

Η ροπή εκτροπής προς το κέντρο βάρους ενός δίκινητρου αεροσκάφους με κράτηση του αριστερού κινήτρου (Σχήμα 103), δίδεται από τη σχέση:

$$M_{zA/φους} = M_{zΠτερ} + M_{zAτρ} + M_{zΠΚ} \cdot \delta_{ΠΚ} + F_{ΚΟΠ} \cdot x_{ΚΟΠ} - T \cdot y_{Κiv} - D_{Κiv} \cdot y_{Κiv} + F_{Κiv} (x_{Κ.B} - x_{Κiv}) \quad [6.45]$$

Για αεροσκάφη με περισσότερους κινήτρες και συνθήκες κράτησης ενός κινήτρου, προκύπτουν αντίστοιχες σχέσεις από το Σχήμα 103.

➤ Συντελεστές Ροπής Εκτροπής

Ο συντελεστής της ροπής εκτροπής ή πορειακής ροπής ορίζεται από τη σχέση:

$$M_{ZK.B} = (c_{Mz})_{K.B} \cdot q \cdot S_{Πτερ} \cdot b \quad [6.46]$$

➤ Συντελεστής πορειακής ροπής πτέρυγας

Η πορειακή ροπή της πτέρυγας δημιουργείται σε πτήση με πλαγιολίσθηση. Για την παράγωγος $d(c_{Mz})_{Πτερ}/d\beta$ ισχύει:

$$\frac{d(c_{Mz})_{Πτερ}}{d\beta} = c_L^2 \cdot \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot \Lambda} - c_L^2 \cdot \left[\text{συν}\varphi - \frac{\Lambda}{2} - \frac{\Lambda^2}{8 \cdot \text{συν}\varphi} + \frac{6 \cdot (x_{AKIΠτερ} - x_{KB}) \cdot \text{συν}\varphi}{c \cdot \Lambda} \right] \cdot \frac{\varepsilon\varphi_{c/4}}{\pi \cdot \Lambda \cdot (\Lambda + 4 \cdot \text{συν}\varphi)} \quad [6.47]$$

Όπου:

$$\text{συν}\varphi = \text{συν}\varphi_{c/4}$$

➤ Συντελεστής πορειακής ροπής ατράκτου

Η παράγωγος του συντελεστού της πορειακής ροπής της ατράκτου $d(c_{Mz})_{Aτρ}/d\beta$ δίδεται από τη σχέση:

$$\frac{d(c_{Mz})_{Aτρ}}{d\beta} = -1,3 \cdot \frac{U_{Aτρ}}{b \cdot S_{Πτερ}} \cdot \frac{h_{Aτρ}}{w_{Aτρ}} \quad [6.48]$$

Η παράγωγος $d(c_{Mz})_{Aτρ}/d\beta$ της ατράκτου είναι συνήθως αποσταθεροποιητική.

➤ Συντελεστής πορειακής ροπής κάθετου ουραίου

Η παράγωγος του συντελεστού πορειακής ροπής του κάθετου ουραίου $d(c_{Mz})_{\text{ΚΟΠ}}/d\beta$ προσδιορίζεται από την:

$$\frac{(dc_{Mx})_{\text{ΚΟΠ}}}{d\beta} = - \left(\frac{dc_L}{da} \right)_{\text{ΚΟΠ}} \cdot \left(1 + \frac{\partial \beta_{\text{ΚΟΠ}}}{\partial \beta} \right) \cdot \frac{q_{\text{ΚΟΠ}}}{q} \cdot \frac{S_{\text{ΚΟΠ}}}{S_{\text{Πτερ}}} \cdot \frac{X_{\text{ΑΚ-ΚΟΠ}} - X_{\text{ΚΒ}}}{b} \quad [6.49]$$

➤ Συντελεστής πορειακής ροπής απόκλισης πηδαλίων κλίσης

Η παράγωγος του συντελεστού της πορειακής ροπής, $d(c_{Mz})_{\text{ΠΚ}}/d\beta$ λόγω απόκλισης των πηδαλίων κλίσης, προσδιορίζεται από την κάτωθι σχέση αλλά ο υπολογισμός είναι πολύ δυσχερής:

$$d(c_{Mz})_{\text{ΠΚ}}/d\beta = -0,2 \cdot c_L \cdot d(c_{Mx})_{\text{ΠΚ}}/d\beta \quad [6.50]$$

➤ Πορειακός έλεγχος

Το αεροσκάφος έχει πορειακή ευστάθεια όταν ισχύει:

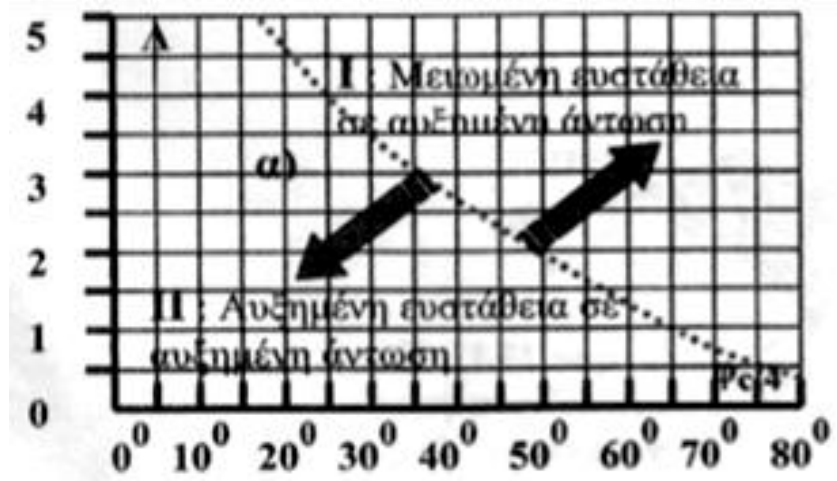
$$d(c_{Mz})_{\text{ΚΒ}}/d\beta > 1 \quad [6.51]$$

Η επιθυμητή τιμή της $d(c_{Mz})_{\text{ΚΒ}}/d\beta$ υπολογίζεται με κατάλληλη επιλογή της επιφάνειας του κάθετου ουραίου. Το κάθετο ουραίο οφείλει να διασφαλίζει την πορειακή ευστάθεια του αεροσκάφους στις δυσμενέστερες συνθήκες πτήσης, που είναι οι ακόλουθες: α) στην περίπτωση κράτησης ενός κινητήρα, το πηδάλιο διεύθυνσης οφείλει να διασφαλίζει μηδενική γωνία εκτροπής για $1,2 V_{\text{ΑΠΟΓ}}$ Και β) την περίπτωση απογείωσης και προσγείωσης με πλευρικό άνεμο $0,2 V_{\text{ΑΠΟΓ}}$, το πηδάλιο διεύθυνσης οφείλει να διατηρήσει μία πλαγιολίσθηση $11,5$ μοιρών με μέγιστη απόκλιση 20° .

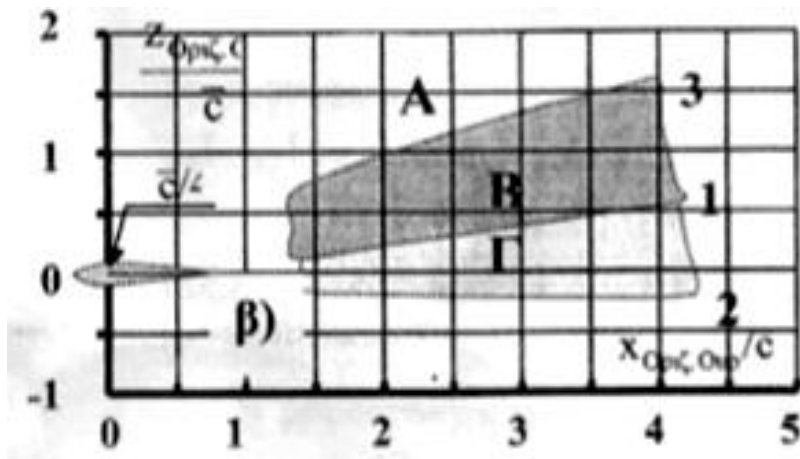
6.6. ΘΕΣΗ ΟΥΡΑΙΟΥ ΠΤΕΡΩΜΑΤΟΣ ΓΙΑ ΜΕΙΩΜΕΝΗ ΑΝΟΡΘΩΣΗ ΚΕΦΑΛΗΣ

Η ανόρθωση κεφαλής οφείλεται στην μετατόπιση προς τα εμπρός του κέντρου πίεσης (Κ.Π.) του αεροσκάφους, καθώς αρχίζει η απώλεια στήριξης της πτέρυγας. Είναι ένα πολύ ανεπιθύμητο φαινόμενο, που μπορεί να έχει καταστροφικές συνέπειες. Για το λόγο αυτό τα αεροσκάφη είναι εφοδιασμένα με σύστημα προειδοποίησης απώλειας στήριξης.

Υπάρχουν βασικές αρχές γεωμετρικής διαμόρφωσης της κάτωψης της πτέρυγας και της σχετικής προς αυτή θέσης του ουραίου πτερώματος, για ελαχιστοποίηση της ανόρθωσης κεφαλής σε υψηλές ταχύτητες. Στο Σχήμα 105 απεικονίζεται η μεταβολή του συνδυασμού επιμήκυνσης και γωνίας βέλους της πτέρυγας σε α/ϕ χωρίς ουραίο πτέρωμα. Η διαμήκης ευστάθεια στην περιοχή I του Σχήματος 105 είναι μειωμένη για μεγάλες τιμές του συντελεστού C_L . Από το Σχήμα 106 προκύπτει ότι το ουραίο πτέρωμα οφείλει να εγκατασταθεί έξω από το απόρρευμα της πτέρυγας με μεγάλο C_L έτσι ώστε η διαμήκης ευστάθεια του να συνεχίζει να είναι αποτελεσματική.



Σχήμα 105: Σχεδίαση πτερύγων μαχητικών αεροσκαφών και θέσης ουραίου πτερώματος για ελαχιστοποίηση ανόρθωσης κεφαλής σε υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Διάγραμμα συνδυασμένων στοιχείων κάτοψης πτέρυγας



Σχήμα 106: Σχεδίαση πτερύγων μαχητικών αεροσκαφών και θέσης ουραίου πτερώματος για ελαχιστοποίηση ανόρθωσης κεφαλής σε υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Διάγραμμα σχετικής θέσης οριζόντιου ουραίου πτερώματος

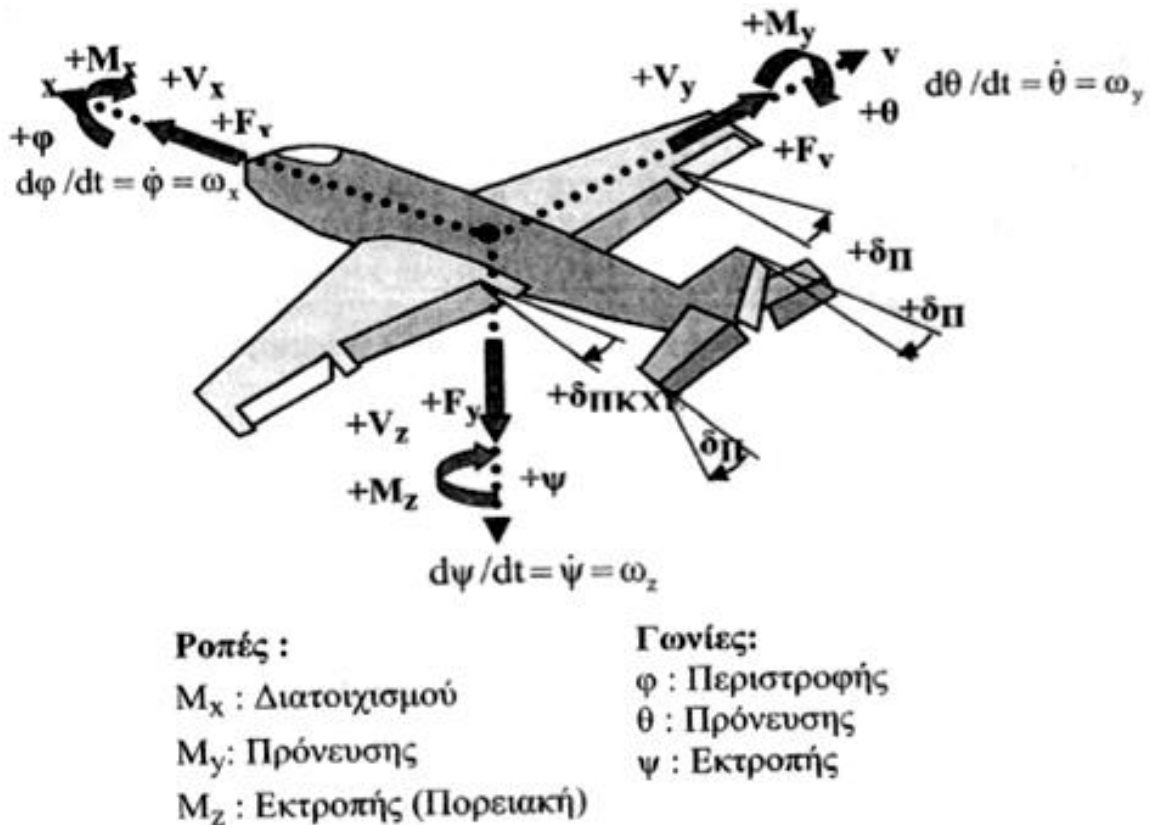
Από το Σχήμα 106 δίνονται οι ακόλουθες παρατηρήσεις για τα αντίστοιχα σημεία:

- A: Ανόρθωση κεφαλής σε αυξημένη άντωση η οποία συνήθως προηγείται της προειδοποίησης απώλειας στήριξης της πτέρυγας (Περιοχή II)
- B: Ανόρθωση κεφαλής χωρίς προειδοποίηση απώλειας στήριξης, προς αποφυγή.
- Γ: συνήθως χωρίς ανόρθωση κεφαλής (Περιοχή I)
- Δ: Συνήθως χωρίς ανόρθωσης κεφαλής

6.7. ΔΥΝΑΜΙΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ

Σε ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος η αναπτυσσόμενη ροπή, μετά από μία διαταραχή, τείνει να το επαναφέρει στην αρχική συνθήκη πτήσης, με μία κυματοειδή κίνηση,

η οποία όταν είναι φθίνουσα, το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται δυναμικά ευσταθές και όταν είναι αύξουσα δυναμικά ασταθές. Όταν το εύρος της κυματοειδούς κίνησης είναι σταθερό, το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται δυναμικά αδιάφορο (Σχήμα 107). Στην κυματοειδή κίνηση αναπτύσσονται στο αεροσκάφος δύο επιπρόσθετες δυνάμεις: οι αδρανειακές δυνάμεις και οι δυνάμεις απόσβεσης



Σχήμα 107: Συνοπτική απεικόνιση γωνιών ταχυτήτων, δυνάμεων και ροπών αεροσκάφους.

➤ Ροπή αδρανείας μάζας

Οι ροπές αδρανείας μάζας ενός αεροσκάφους προς τους κύριους άξονες του x, y και z (Σχήμα 95 και 107), χαρακτηρίζονται με I_{xx} , I_{yy} και I_{zz} αντιστοίχως και ορίζονται από τις ακόλουθες σχέσεις:

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm, I_{yy} = \int (x^2 + z^2) dm \text{ και } I_{zz} = \int (x^2 + y^2) dm \quad [6.52]$$

Οι ροπές αδρανείας ενός αεροσκάφους μπορούν προσεγγιστικά να προσδιορισθούν από τις ακόλουθες σχέσεις χρησιμοποιώντας τις αδιάστατες ακτίνες περιστροφής R:

$$I_{xx} = \frac{b^2 \cdot W \cdot R_x^{-2}}{4 \cdot g}, I_{yy} = \frac{L^2 \cdot W \cdot R_x^{-2}}{4 \cdot g} \text{ και } I_{zz} = \left(\frac{b+1}{2}\right)^2 \cdot \frac{W \cdot R_x^{-2}}{4 \cdot g} \quad [6.53]$$

Τυπικές τιμές της ακτίνας περιστροφής R δίδονται στον Πίνακα 3.

Κατηγορία Αεροσκάφους	R_x	R_y	R_z
Μονοκινητήριο ελικοφόρο αεροσκάφος	0,25	0,38	0,39
Δικινητήριο ελικοφόρο αεροσκάφος	0,34	0,29	0,44
Δικινητήριο αεροσκάφος υψηλών προσώπων με στροβιλοκινητήρα	0,3	0,3	0,43
Δικινητήριο μεταφορικό α/φος με ελικοστροβιλοκινητήρα	0,22	0,34	0,38
Μεταφορικό αεροσκάφος με στροβιλοκινητήρες εγκατεστημένους στην άτρακτο	0,24	0,36	0,44
Μεταφορικό αεροσκάφος με 2 στροβιλοκινητήρες αναρτημένους στην πτέρυγα	0,25	0,38	0,46
Μεταφορικό αεροσκάφος με 4 στροβιλοκινητήρες αναρτημένους στην πτέρυγα	0,31	0,33	0,45
Εκπαιδευτικό στρατιωτικό α/φος με στροβιλοκινητήρα	0,22	0,14	0,25
Μαχητικό με στροβιλοκινητήρα	0,23	0,38	0,52
Βαρύ βομβαρδιστικό με στροβιλοκινητήρα	0,34	0,31	0,47
Ιπτάμενη πτέρυγα (Τύπου B - 49)	0,32	0,32	0,51

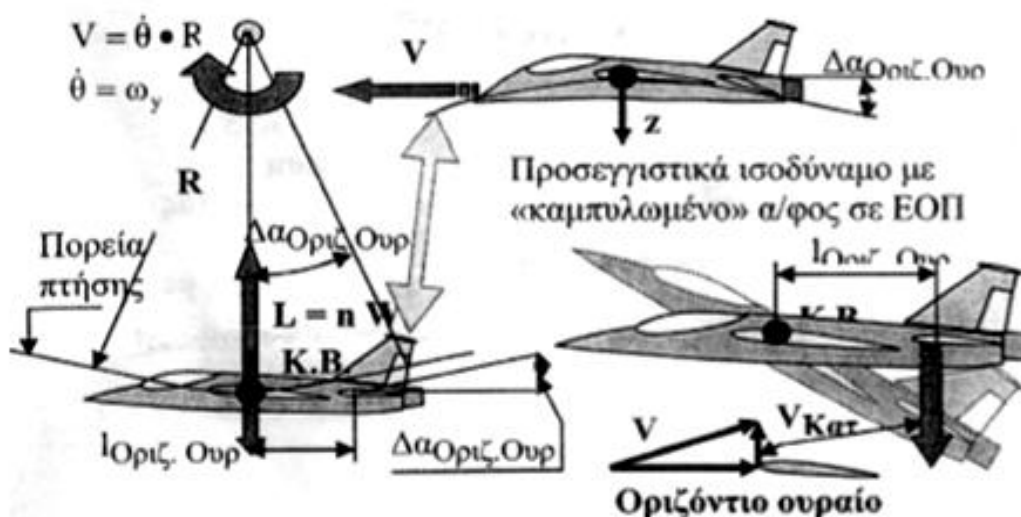
Πίνακας 3: Αδιάστατες ακτίνες περιστροφής R αεροσκαφών

➤ Παράγωγοι δυνάμεων και ροπών απόσβεσης

Οι δυνάμεις απόσβεσης δημιουργούνται λόγω μεταβολής της πραγματικής γωνίας προσβολής α , κατά τη διάρκεια μεταβολής των γωνιών φ , θ και ψ .

➤ Παραγωγοί απόσβεσης λόγω πρόνευσης (c_{My}) $_{\theta}$.

Στη φάση απαγκίστρωσης με σταθερή ταχύτητα (Σχήμα 108), μεταβάλλεται η γωνία προσβολής του αεροσκάφους και ιδιαίτερα του οριζόντιου ουραίου πτερώματος. Η μεταβολή της πραγματικής γωνίας προσβολής και της άντωσης είναι ανάλογη της θ και της απόστασης του οριζόντιου ουραίου πτερώματος από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους.



Σχήμα 108: Δημιουργία δυνάμεων απόσβεσης κατά την απαγκίστρωση.

Ο συντελεστής ροπής πρόνευσης απόσβεσης (c_{My}) $_{\theta}$ δίδεται από την σχέση:

$$\frac{d(c_{My})}{d\theta} = (c_{My})_{\theta} = -2,2 \cdot \frac{q_{OO\Pi}}{q} \cdot \frac{S_{OO\Pi}}{S} \cdot \left(\frac{dc_L}{da} \right)_{OO\Pi} \cdot \left[\frac{X_{(AK)OO\Pi} - X_{KB}}{c} \right] \quad [6.54]$$

Όπου:

$q_{OO\Pi}$ = η δυναμική πίεση

$S_{OO\Pi}$ = το εμβαδόν

$X_{(AK)OO\Pi}$ = η θέση του αεροδυναμικού κέντρου του οριζόντιου πτερώματος.

Σημειώνεται ότι συνήθως λαμβάνεται $q_{OO\Pi}/q = 0,9$.

Ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης απόσβεσης $(c_{My})_{\dot{\alpha}}$ δίδεται από τη σχέση:

$$(c_{My})_{\dot{\alpha}} = \partial \varepsilon_{\text{Κατ}} / \partial \alpha \cdot (c_{My})_{\dot{\theta}} \quad [6.55]$$

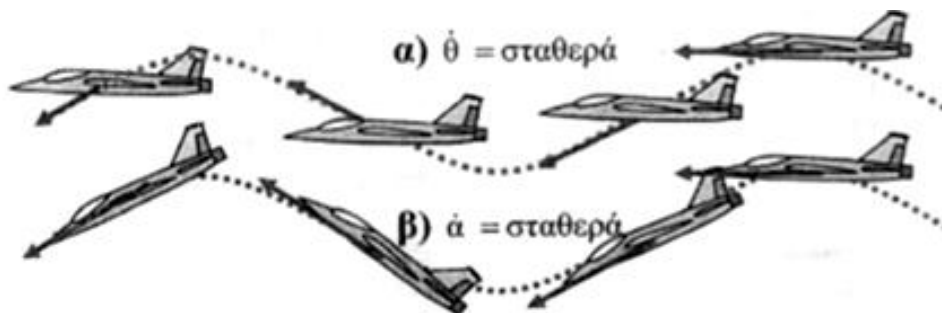
Όπου:

$\partial \varepsilon_{\text{Κατ}} / \partial \alpha$ = η μέση μεταβολή του κατωρεύματος του οριζόντιου ουραίου λόγω της μεταβολής της γωνίας προσβολής α στην πτέρυγα.

Οι παράγωγοι απόσβεσης των δυνάμεων και ροπών ορίζονται από:

$$\frac{dF_x}{d\theta} = -\frac{q \cdot S}{m} \cdot \left(\frac{c}{2V} \right) \cdot c_{D\theta} = 0 \quad \frac{dF_y}{d\theta} = \frac{q \cdot S}{m} \cdot \left(\frac{c}{2V} \right) \cdot c_{L\theta} \quad \frac{dM_y}{d\theta} = (c_{My})_{\dot{\theta}} = \frac{q \cdot S \cdot c}{m} \cdot \left(\frac{c}{2V} \right) \cdot c_{My\dot{\theta}} \quad [6.56]$$

Οι δυνάμεις απόσβεσης που αναπτύσσονται στη διάρκεια πορείας του αεροσκάφους με σταθερή μεταβολή της γωνίας πρόνευσης θ =σταθερά, είναι διαφορετικές από αυτές μίας πορείας με σταθερή μεταβολή της γωνίας προσβολής α =σταθερά, όπως προκύπτει από το Σχήμα 109. Πρακτικά, το αεροσκάφος ακολουθεί μία πορεία που είναι ένας γραμμικός συνδυασμός των δύο κινήσεων του Σχήματος 109.



Σχήμα 109: Σύγκριση τροχιών πορείας πτήσης αεροσκάφους με σταθερή μεταβολή των γωνιών θ και α .

➤ Παράγωγοι απόσβεσης λόγω πλαγιολίσθησης β , $(c_{Mx})_{\beta}$ και $(c_{Mz})_{\beta}$

Οι παράγωγοι των δυνάμεων και ροπών απόσβεσης που αναπτύσσονται σε ένα αεροσκάφος με πλαγιολίσθηση (Σχήμα 96 και 98), ορίζονται και υπολογίζονται ως εξής:

$$\frac{dF_y}{d\beta} = \frac{q \cdot S}{m} \cdot \frac{\partial c_{Fy}}{\partial \beta}, \quad \frac{dM_x}{d\beta} = \frac{q \cdot S \cdot b}{I_x} \cdot \frac{\partial c_{Mx}}{\partial \beta}, \quad \frac{dM_z}{d\beta} = \frac{q \cdot S \cdot b}{I_z} \cdot \frac{\partial c_{Mz}}{\partial \beta} \quad [6.57]$$

➤ Παραγωγοί απόσβεσης λόγω εκτροπής ψ , $(c_{Mx})_{\psi}$ και $(c_{Mz})_{\psi}$.

Οι παράγωγοι των δυνάμεων και ροπών απόσβεσης λόγω εκτροπής, ορίζονται από

τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$\frac{dF_y}{d\psi} = \frac{q \cdot S}{m} \cdot (c_{Fy})_{\psi} \quad [6.58]$$

$$\frac{dM_x}{d\psi} = \frac{q \cdot S \cdot b}{I_x} \cdot \frac{b}{2 \cdot V} \cdot (c_{Mx})_{\psi} \quad [6.59]$$

$$\frac{dM_z}{d\psi} = \frac{q \cdot S \cdot b}{I_z} \cdot \frac{b}{2 \cdot V} \cdot (c_{Mz})_{\psi} \quad [6.60]$$

Οι αδιάστατοι παράγωγοι των συντελεστών των δυνάμεων και ροπών απόσβεσης $(c_{Fy})_{\psi}$, $(c_{Mx})_{\psi}$ και $(c_{Mz})_{\psi}$, ορίζονται την ακόλουθη σχέση:

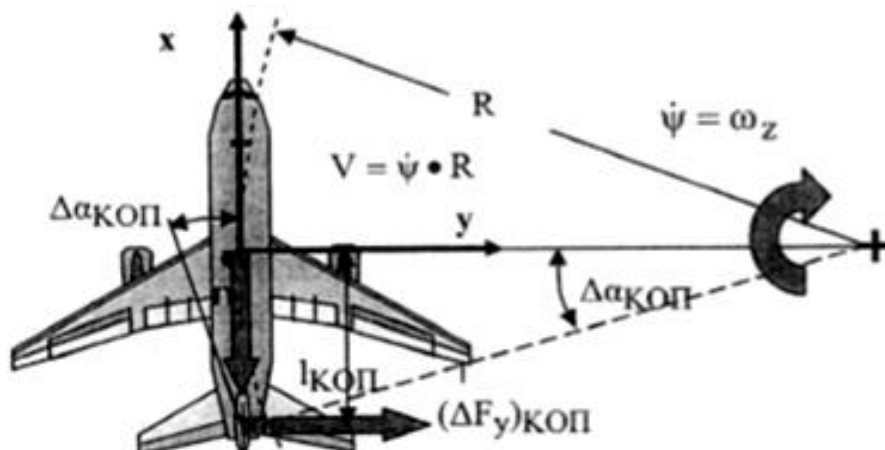
$$(c_{Fy})_{\psi} = \frac{\partial c_{Fy}}{\partial (\psi \cdot b/2V)} (c_{Fx})_{\psi} = \frac{\partial c_{Fx}}{\partial (\psi \cdot b/2V)} (c_{Fz})_{\psi} = \frac{\partial c_{Fz}}{\partial (\psi \cdot b/2V)} \quad [6.61]$$

Οι αδιάστατοι παράγωγοι των συντελεστών απόσβεσης $(c_{Fy})_{\psi}$, $(c_{Mx})_{\psi}$ και $(c_{Mz})_{\psi}$ σε επίπεδη στροφή (Σχήμα 110), προσδιορίζονται από τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$(c_{Fy})_{\psi} \approx 2 \cdot \frac{S_{\text{ΚΟΠ}}}{S_{\text{Πτερ}}} \cdot \frac{I_{\text{ΚΟΠ}}}{b} \cdot \left(\frac{\partial c_L}{\partial a} \right)_{\text{ΚΟΠ}} \quad [6.62]$$

$$(c_{Mx})_{\psi} = \frac{c_L}{4} - 2 \cdot \frac{S_{\text{ΚΟΠ}}}{S_{\text{Πτερ}}} \cdot \frac{I_{\text{ΚΟΠ}}}{b} \cdot \left(\frac{\partial c_L}{\partial a} \right)_{\text{ΚΟΠ}} \cdot \frac{z_{\text{ΚΟΠ}}}{b} \quad [6.63]$$

$$(c_{Mz})_{\psi} = -\frac{c_{\text{DΠτερ}}}{4} - 2 \cdot \frac{S_{\text{ΚΟΠ}}}{S_{\text{Πτερ}}} \cdot \frac{I_{\text{ΚΟΠ}}^2}{b^2} \cdot \left(\frac{\partial c_L}{\partial a} \right)_{\text{ΚΟΠ}} \quad [6.64]$$



Σχήμα 110: Αεροσκάφος σε οριζόντιο ελιγμό.

- Παραγωγοί απόσβεσης λόγω διατοιχισμού ϕ , $(c_{Mx})_\phi$ και $(c_{Mz})_\phi$

Προσδιορίζονται προσεγγιστικά από τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$(c_{Mz})_\phi = -c_L/8, \text{ και } (c_{Mx})_\phi = -\frac{\pi \cdot (1+3\lambda)}{6 \cdot (1+\lambda)} \quad [6.65]$$

Σε πρώτη προσέγγιση, ισχύουν οι ακόλουθες σχέσεις:

$$(c_{Mx})_\psi = c_L/4 \text{ και } (c_{Mz})_\psi = -c_L/8 \quad [6.66]$$

- Γενικές εξισώσεις κίνησης αεροσκάφους

Η κίνηση ενός αεροσκάφους, που περιστρέφεται προς το σταθερό σύστημα αναφοράς με τις παραδοχές $I_{xy}=I_{yz}=0$, διέπεται από το σύστημα των ακόλουθων εξισώσεων η επίλυση του οποίου είναι πολύ δύσκολη.

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = m \cdot \begin{pmatrix} dV_x/dV \\ dV_y/dV \\ dV_z/dV \end{pmatrix} + m \cdot \begin{pmatrix} \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y \\ \omega_z \cdot V_x - \omega_x \cdot V_z \\ \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x \end{pmatrix} \quad [6.67]$$

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_{xx} \cdot \dot{\omega}_x - I_{xz} \cdot \dot{\omega}_z \\ I_{yy} \cdot \dot{\omega}_y \\ I_{zz} \cdot \dot{\omega}_z - I_{zx} \cdot \dot{\omega}_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \omega_y \cdot \omega_z \cdot (I_{zz} - I_{yy}) - \omega_x \cdot \omega_y \cdot I_{xz} \\ \omega_x \cdot \omega_y \cdot (I_{xx} - I_{zz}) + (\omega_x^2 - \omega_z^2) \cdot I_{xz} \\ \omega_x \cdot \omega_y \cdot (I_{yy} - I_{zz}) + \omega_y \cdot \omega_z \cdot I_{xz} \end{pmatrix} \quad [6.68]$$

Στην αρχική φάση της εισαγωγικής σχεδίασης, η δυναμική ευστάθεια προσδιορίζεται σε πρώτη προσέγγιση, από το ακόλουθο απλό σύστημα εξισώσεων:

Πρόνευση:

$$I_{yy} \cdot \ddot{\theta} = q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot c \cdot (c_{My})_a \cdot a + q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot c \cdot (c_{My})_\theta \cdot \dot{\theta} \quad [6.69]$$

Εκτροπή:

$$I_{zz} \cdot \ddot{\psi} = q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot b \cdot (c_{Mz})_\beta \cdot \beta + q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot b \cdot (c_{Mz})_\psi \cdot \dot{\psi} \quad [6.70]$$

Διατοιχισμός:

$$I_{xx} \cdot \ddot{\phi} = q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot b \cdot c_{Mx} + q \cdot S_{\text{Πτερ}} \cdot b \cdot (c_{Mx})_\phi \cdot \dot{\phi} \quad [6.71]$$

Ο βαθμός περιστροφής ενός αεροσκάφους γύρω από τους κύριους άξονες του καθορίζεται από προδιαγραφές.

6.8. ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

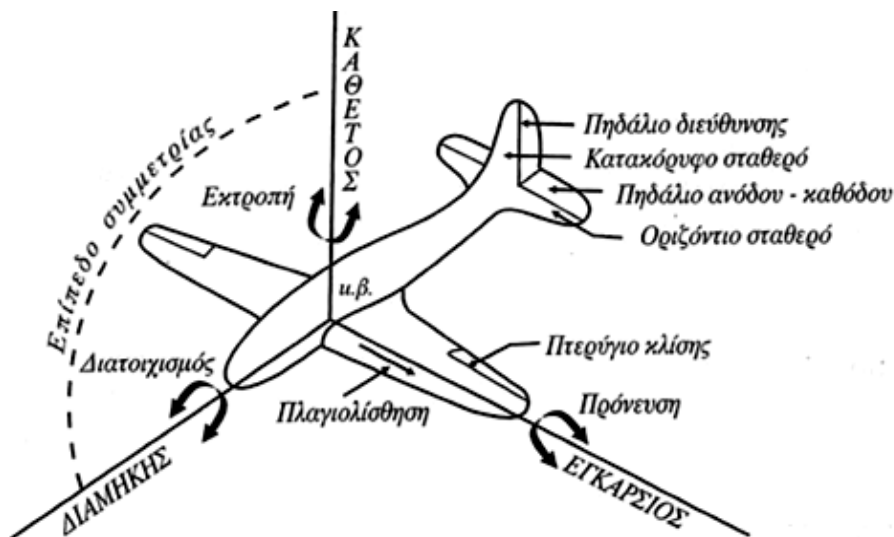
Έλεγχος είναι η ικανότητα του αεροσκάφους, να υπακούει στις ενέργειες του χειριστή, με αποτέλεσμα την μεταβολή της κατάστασης πτήσης, και την εκτέλεση ελιγμών, όπως αυτός επιθυμεί. Ο έλεγχος πραγματοποιείται με την κίνηση από τον χειριστή των «χειριστηρίων», με τα οποία συνδέονται τα «πηδάλια». Με την λέξη πηδάλια εννοούμε κινητές επιφάνειες του αεροσκάφους κατασκευασμένες ακριβώς για αυτό τον σκοπό. Όπως είναι γνωστό για να διατηρεί ένα αεροσκάφος Ε.Ο.Π. ή γενικά ευθύγραμμη πτήση θα πρέπει:

- Το άθροισμα των δυνάμεων που ενεργούν σ' αυτό να είναι μηδέν,
- Το άθροισμα των ροπών αυτών των δυνάμεων, ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, να είναι μηδέν.

Η «απόκλιση» των πηδαλίων δημιουργεί μεταβολή των αεροδυναμικών δράσεων στο αεροσκάφος, από την οποία μεταβολή καταστρέφεται η υπάρχουσα ισορροπία, δηλαδή τα αθροίσματα των ροπών αυτών παύουν να είναι μηδενικά. Όταν δεν μηδενίζεται το άθροισμα των ροπών των δυνάμεων, έχουμε περιστροφές του αεροσκάφους γύρω από τον εαυτό του. Το βασικό θέμα του Ελέγχου είναι ακριβώς η μελέτη των προβλημάτων, που έχουν σχέση με αυτές τις θεληματικές περιστροφές, όταν είναι βραχείας διάρκειας και έχουν σκοπό την αλλαγή της κατάστασης της πτήσης.

6.8.1. ΆΞΟΝΕΣ ΣΤΡΟΦΗΣ – ΚΙΝΗΣΕΙΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Για την μεθοδική μελέτη του ελέγχου θεωρούμε στο αεροσκάφος ένα τρισσορθογώνιο σύστημα αξόνων (Σχήμα 111).



Σχήμα 111: Τρισσορθογώνιο σύστημα αξόνων αεροσκάφους

Η αρχή των αξόνων διέρχεται από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, έτσι ώστε, σε κάθε περίπτωση, η ροπή του βάρους W του αεροσκάφους να είναι μηδενική. Το επίπεδο που καθορίζεται από τον διαμήκη και κατακόρυφο άξονα είναι το επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους. Το επίπεδο του εγκάρσιου και του κάθετου άξονα και το επίπεδο του διαμήκη και του εγκάρσιου, ονομάζονται «επίπεδο περιστροφής» και «επίπεδο εκτροπής» αντίστοιχα. Η πρώτη και δεύτερη ονομασία προέρχεται από τα αντίστοιχα ακροβατικά.

Ανάλογα τώρα με την περιστροφή που εκτελεί το αεροσκάφος διακρίνονται οι

ακόλουθοι έλεγχοι:

- Τον διαμήκη έλεγχο (πρόνευση), ο οποίος γίνεται περί τον εγκάρσιο άξονα και πραγματοποιείται με το πηδάλιο ανόδου - καθόδου.
- Τον εγκάρσιο έλεγχο (διατοιχισμός), ο οποίος γίνεται περί τον διαμήκη άξονα και πραγματοποιείται από το πτερύγιο κλήσης.
- Τον πορειακό έλεγχο (εκτροπή), ο οποίος γίνεται περί τον κάθετο άξονα και πραγματοποιείται με το πηδάλιο διεύθυνσης.

Επιπλέον, αναφέρονται τα ακόλουθα:

- Ο διαμήκης έλεγχος (πρόνευση) είναι ανεξάρτητος από τους δύο άλλους ελέγχους και αυτό διότι δεν προκαλεί άλλου είδους περιστροφή.
- Ο εγκάρσιος έλεγχος (διατοιχισμός) και ο πορειακός έλεγχος (εκτροπή) είναι αλληλένδετοι, διότι κάθε διατοιχισμός συνοδεύεται από εκτροπή και αντίστροφα. Το γεγονός αυτό υποχρεώνει το χειριστή να συντονίζει τις κινήσεις των αντίστοιχων πηδαλίων.
- Τόσο κατά το διατοιχισμό όσο και κατά την εκτροπή έχουμε πλαγιολίσθηση. Ένας συλλογικός όρος για τον εγκάρσιο και πορειακό έλεγχο που περιλαμβάνει και την πλαγιολίσθηση είναι ο λεγόμενος «πλευρικός έλεγχος».

Θα πρέπει ακόμα να σημειωθεί ότι για να είναι ο έλεγχος του αεροσκάφους ικανοποιητικός, πρέπει να ισχύουν οι παρακάτω βασικές απαιτήσεις:

- Η ίδια κίνηση του χειριστηρίου να προκαλεί πάντοτε την αυτή και γενικά αποδεκτή αλλαγή της θέσης του αεροσκάφους.
- Τα χειριστήρια να έχουν μόνιμη τάση επιστροφής τους σε περίπου μία κεντρική θέση.
- Το αεροσκάφος να μπορεί να διατηρεί την Ε.Ο.Π. άνοδο ή κατολίσθηση σε διάφορες ταχύτητες και ύψη, χωρίς να εξασκεί δυνάμεις ο χειριστής στα χειριστήρια.
- Οι δυνάμεις χειρισμού, τις οποίες πρέπει να εξασκήσει ο χειριστής στα χειριστήρια να μην είναι ούτε υπερβολικά μεγάλες, ούτε υπερβολικά μικρές.

Τέλος από το γεγονός ότι η ίδια κίνηση του χειριστηρίου πρέπει να προκαλεί και την αυτή αλλαγή της θέσης του αεροσκάφους και με αυτά που ισχύουν στη Διεθνή Πρακτική σημειώνουμε ότι:

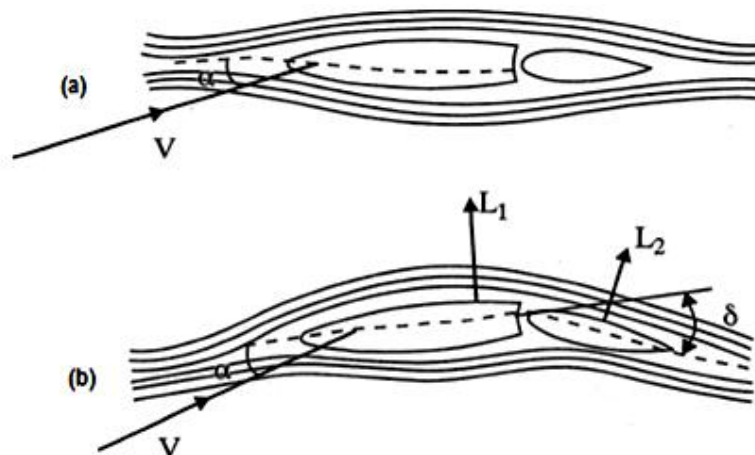
- Ώθηση του χειριστηρίου προς τα εμπρός προκαλεί πρόνευση προς τα κάτω, ενώ έλξη του χειριστηρίου προς τα πίσω προκαλεί πρόνευση προς τα άνω:
- Κλίση του χειριστηρίου δεξιά ή αριστερά προκαλεί, αντίστοιχα κλίση προς τα δεξιά ή αριστερά.
- Ώθηση του ποδωστηρίου προς τα δεξιά ή αριστερά, προκαλεί αντίστοιχα εκτροπή δεξιά ή αριστερά.

Όταν, για κάποιο λόγο, το αποτέλεσμα είναι αντίθετο από τα παραπάνω τότε υπάρχει «αναστροφή ελέγχου» του αντίστοιχου πηδαλίου.

6.8.2. ΠΗΔΑΛΙΑ - ΔΡΑΣΗ ΑΥΤΩΝ

Όπως έχει προαναφερθεί με τον όρο πηδάλια, καλούνται τα κινητά πτερύγια, τα οποία είναι τοποθετημένα με στροφέα στο πίσω μέρος των σταθερών επιφανειών του

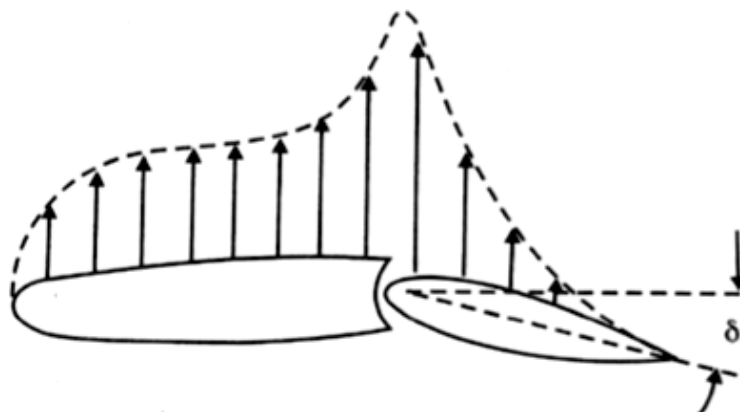
αεροσκάφους. Το Σχήμα 112 παρέχει μία γραφική απεικόνιση πηδαλίων χωρίς, ή και με απόκλιση.



Σχήμα 112: Πηδάλια χωρίς και με απόκλιση

Στο Σχήμα (112α) απεικονίζεται η ροή γύρω από το συγκρότημα σταθερό - κινητό, όταν η γωνία προσβολής του σταθερού και η απόκλιση του κινητού είναι μηδενική. Στο Σχήμα (112β) απεικονίζεται η ροή όταν στο κινητό έχει δοθεί κάποια απόκλιση δ . Συγκρίνοντας αυτά τα δύο Σχήματα, παρατηρούμε την διαφοροποίηση της ροής στην δεύτερη περίπτωση. Αποτέλεσμα αυτής της διαφοροποίησης, είναι η ανάπτυξη μεγαλύτερης άντωσης από εκείνη που περιμέναμε. Αυτό το πλεονέκτημα της διάταξης σταθερού - κινητού προέρχεται από την αεροδυναμική συμπεριφορά αυτού σαν ενιαίο σύνολο, διότι η απόκλιση των κινητών ισοδυναμεί με την αύξηση της καμπυλότητας στο συγκρότημα. Η καμπυλότητα προκαλεί ακόμα μεγαλύτερη στένωση των ρευματικών γραμμών με αποτέλεσμα την εμφάνιση αυξημένης διαφοράς των πιέσεων.

Στο Σχήμα 113 παρέχεται μια γραφική παράσταση της κατανομής των πιέσεων, όταν υπάρχει μία κλίση του κινητού μέρους δ .



Σχήμα 113: Γραφική παράσταση κατανομής των πιέσεων με κλίση του κινητού μέρους δ .

Η απόκλιση του κινητού μέρους προκαλεί μία αύξηση της άντωσης του συγκροτήματος κινητού - σταθερού και μετακίνηση του κέντρου πίεσης και ροπή πρόνευσης.

Θα έπρεπε εδώ να σημειωθεί ακόμα, ότι και στην περίπτωση κατά την οποία το συγκρότημα δεν είναι οριζόντιο, αλλά βρίσκεται σε κάποια γωνία προσβολής δεν αλλάζει το παραπάνω σκεπτικό. Και αυτό διότι στην περίπτωση αυτή, υπάρχει ήδη επάνω του μία

άντωση, την οποία η απόκλιση του κινητού αυξάνει όταν ενισχύει την παρέκλιση του ρεύματος από το σταθερό μέρος, ή ελαττώνει αυτή όταν αντιδρά στην παρέκλιση του ρεύματος.

Σε ότι αφορά τη δράση των πηδαλίων έχουμε να παρατηρείται ότι η δράση αυτών αναφέρεται στην εξάσκηση μιας ροπής περιστροφής του αεροσκάφους γύρω από το κέντρο βάρους αυτού. Όπως είναι γνωστό η ροπή M , μιας δύναμης F δίνεται από την σχέση:

$$M = F \cdot l \quad [6.72]$$

Όπου:

l = ο μοχλοβραχίονας της δύναμης

F = η δύναμη

Δηλαδή, η απόσταση αυτής από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Επειδή οι μεταβολές του l είναι πολύ μικρές, αυτός μπορεί να θεωρηθεί σταθερός, οπότε η ροπή περιστροφής M του αεροσκάφους είναι ανάλογη της άντωσης L_2 του πηδαλίου.

6.8.3. ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΗΣΗ

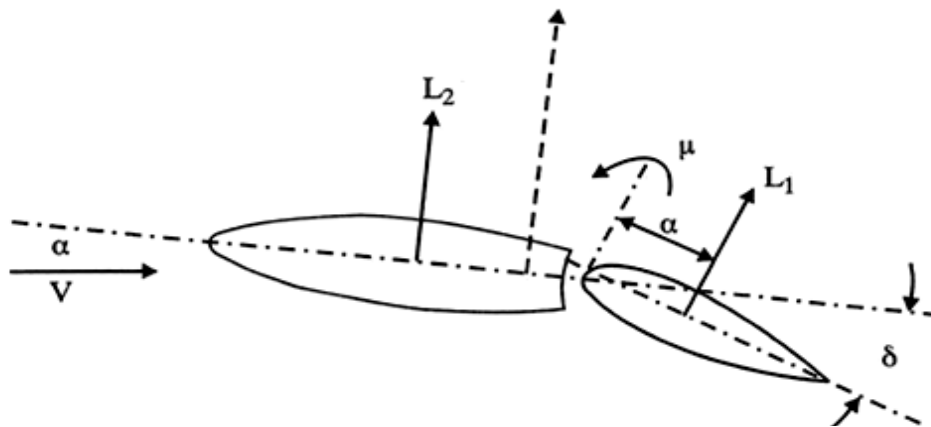
Εξαιτίας της κατανομής των πιέσεων στο συγκρότημα σταθερού - κινητού η άντωση L , η οποία εξασκείται σ' αυτό μπορεί να θεωρηθεί σαν συνισταμένη των δυνάμεων.

$$L = L_1 + L_2 \quad [6.73]$$

Όπου:

L_1 = η δύναμη που ενεργεί στο κινητό τμήμα

L_2 = η δύναμη που ενεργεί στο σταθερό τμήμα



Σχήμα 114: Αντιστάθμιση αεροσκάφους όπου L_1 ενεργεί στο κινητό και L_2 που ενεργεί στο σταθερό τμήμα.

Να σημειωθεί ότι οι L_1 και L_2 δεν είναι οι δυνάμεις που θα έδινε κάθε μέρος του συγκροτήματος ανεξάρτητα από το άλλο. Ενδιαφέρον παρουσιάζει η L_1 , η οποία επειδή απέχει απόσταση a από τον άξονα του στροφέα, δημιουργεί γύρω από αυτόν μία ροπή μ τέτοια ώστε:

$$\mu=L_2 \cdot l \quad [6.74]$$

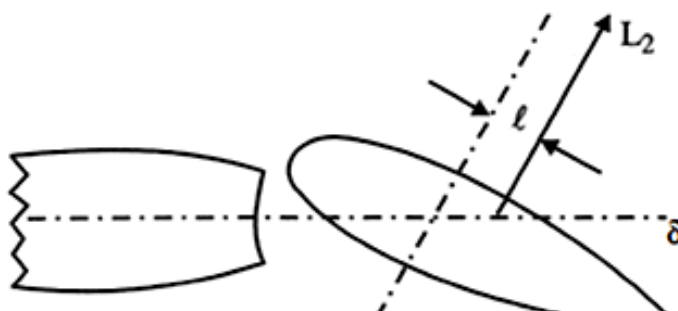
Η ροπή αυτή ονομάζεται «ροπή στροφέα» ή «ροπή γυγγλισμού» και έχει σπουδαία σημασία για τις δυνάμεις χειρισμού και αυτό διότι η ροπή του στροφέα είναι εκείνη, η οποία αντιδρά στην απόκλιση του κινητού μέρους του πηδαλίου. Έτσι ο χειριστής για να μπορέσει να διατηρήσει την επιθυμητή απόκλιση του κινητού, οφείλει να εξασκήσει στο χειριστήριο την δύναμη εκείνη, η οποία θα παράγει ροπή ίση και αντίθετη της ροπής του στροφέα. Επειδή δε τα μοχλικά συστήματα των χειριστηρίων έχουν μήκη σταθερά, συμπεραίνουμε ότι οι δυνάμεις χειρισμού είναι ανάλογοι των αντίστοιχων ροπών του στροφέα.

Οι δυνάμεις αυτές χειρισμού μόνο στα μικρά και βραδέα αεροσκάφη είναι μικρές. Σ' όλα τα άλλα αεροσκάφη, αυτές είναι αξιόλογες και για τον περιορισμό αυτών, υπάρχουν ορισμένες διατάξεις. Αυτές είναι:

- Η αεροδυναμική αντιστάθμιση του πηδαλίου
- Το Αντισταθμιστικό πτερυγίδιο το οποίο αποκλίνει αυτόματα.

6.8.3.1. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ

Η αεροδυναμική αντιστάθμιση εφαρμόζεται σε όλα τα σημερινά αεροσκάφη και στα τρία πηδάλια αυτών. Η διάταξη αυτή στηρίζεται στο σκεπτικό, ότι ο άξονας του στροφέα θα πρέπει να βρίσκεται σε αρκετή απόσταση από το χείλος προσβολής του κινητού μέρους, (Σχήμα 115).



Σχήμα 115: Ο άξονας του στροφέα βρίσκεται σε απόσταση από το χείλος προσβολής του κινητού μέρους

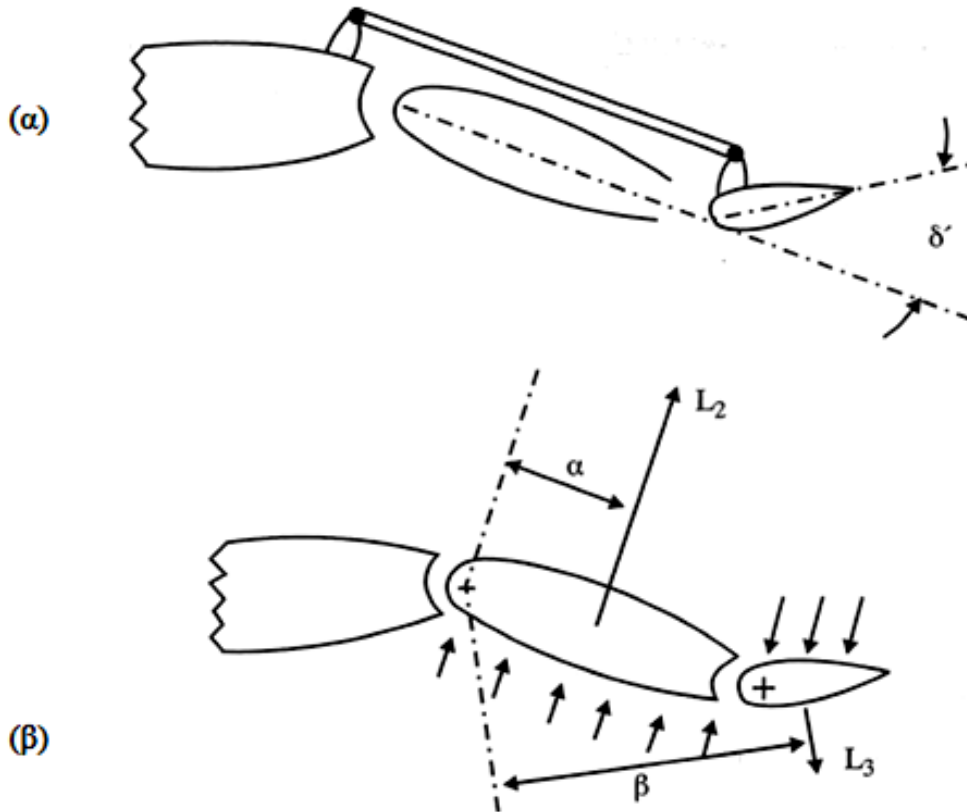
Όπως φαίνεται από το Σχήμα 115 το κέντρο πίεσης του πηδαλίου βρίσκεται πιο κοντά στον στροφέα, με αποτέλεσμα την ελάττωση της απόστασης l και έτσι σύμφωνα με τον τύπο (6.75) ελαττώνει τη ροπή μ ως εξής:

$$\mu=L_2 \cdot l \quad [6.75]$$

Μεγάλη αεροδυναμική αντιστάθμιση κάνει τις δυνάμεις χειρισμού πολύ μικρές, ενώ υπερβολική αντιστάθμιση είναι επικίνδυνη, διότι αναστρέφει τη φορά ροπής του δρομέα, δηλαδή από ανταγωνιστική την κάνει ενισχυτική της απόκλισης παραβιάζοντας έτσι την απαίτηση, ότι τα χειριστήρια πρέπει να έχουν μόνιμη τάση επιστροφής τους στη κεντρική τους θέση, που να την παίρνουν μόλις αφεθούν ελεύθερα.

6.8.3.2. ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΤΙΚΟ ΠΤΕΡΥΓΙΔΙΟ

Ονομάζουμε γενικά «πτερυγίδιο» ένα μικρό τμήμα του χείλους εκφυγής του κινητού πηδαλίου, το οποίο έχει κατασκευασθεί σαν χωριστό κομμάτι στρεπτό περί άλλο άξονα (Σχήμα 116).



Σχήμα 116: Πτερυγίδιο το μικρό τμήμα του χείλους εκφυγής του κινητού πηδαλίου

Έτσι κάθε φορά που το πτερυγίδιο δεν βρίσκεται στη προέκταση του πτερυγίου, αλλά έχει μια δική του απόκλιση, δζ προκαλεί αυτό μια σοβαρότατη διαφοροποίηση της ροπής του στροφέα και στη συνέχεια της δύναμης χειρισμού. Αυτό οφείλεται:

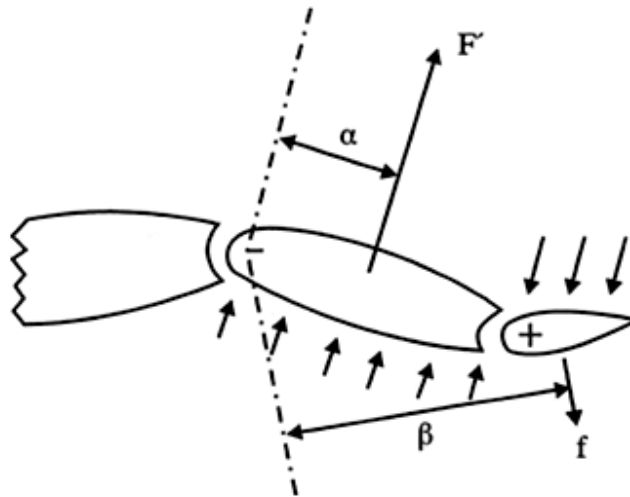
- α) Στην ευαισθησία της ροπής όταν μεταβάλλεται το χείλος εκφυγής.
- β) Στον μεγάλο μοχλοβραχίονα μεταξύ πτερυγιδίου και άξονα πτερυγίου.

Αντισταθμιστικά Πτερυγίδια υπάρχουν δύο ειδών:

- α) Το Πτερυγίδιο που αποκλίνει αυτόματα
- β) Το Πτερυγίδιο που ρυθμίζεται από τον χειριστή

Αναλυτικότερα ισχύει ότι το πτερυγίδιο που αποκλίνει αυτόματα έχει συνδεθεί με μία ράβδο ορισμένου μήκους από ένα σταθερό σημείο του αεροσκάφους έτσι ώστε, όταν αποκλίνει το πτερύγιο, το πτερυγίδιο να αποκλίνει σε αντίθετη φορά. Από το Σχήμα 117 παρατηρείται ότι η άντωση L_2 του πτερυγιδίου, έχει φορά αντίθετη της άντωσης L_3 του πτερυγίου. Έτσι η ροπή του στροφέα μ , για αυτή την περίπτωση είναι:

$$\mu = L_2 a - L_3 \beta \quad [6.76]$$

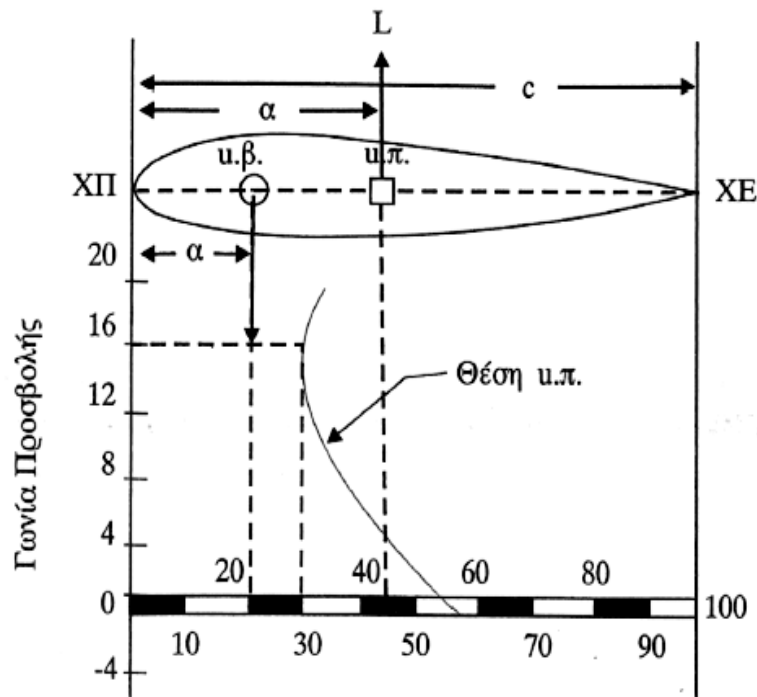


Σχήμα 117: Η άντωση L_2 του πτερυγιδίου, έχει φορά αντίθετη της άντωσης L_3 του πτερυγίου

Επιπλέον, στο ρυθμιζόμενο, η απόκλιση του πτερυγιδίου ρυθμίζεται από τον χειριστή με χειροκίνητο ή ηλεκτροκίνητο σύστημα βραδείας λειτουργίας.

6.8.4. ΜΕΛΕΤΗ ΤΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥ

Σημαντικό ρόλο στον έλεγχο του αεροσκάφους, παίζει η διαμήκης θέση των σημείων εφαρμογής των κυρίων δυνάμεων που ασκούνται σε αυτό, δηλαδή, του βάρους W της άντωσης L , της ώθησης T , της εγκάρσιας δύναμης F και της οπισθελκούςας D . Τα σημεία αυτά, όπως είναι γνωστό, είναι το κέντρο βάρους και το κέντρο πίεσης.



Σχήμα 118: Διαμήκης θέση σημείων είναι ο λόγος της απόστασής τους a από το χείλος προσβολής της πτέρυγας, προς το μήκος της χορδής αυτής c .

Όπως φαίνεται από το Σχήμα 118, η διαμήκης θέση αυτών των σημείων βρίσκεται, ως ο λόγος της απόστασής τους a από το χείλος προσβολής της πτέρυγας, προς το μήκος της χορδής αυτής c , εκφρασμένο επί τις εκατό (%) δηλαδή:

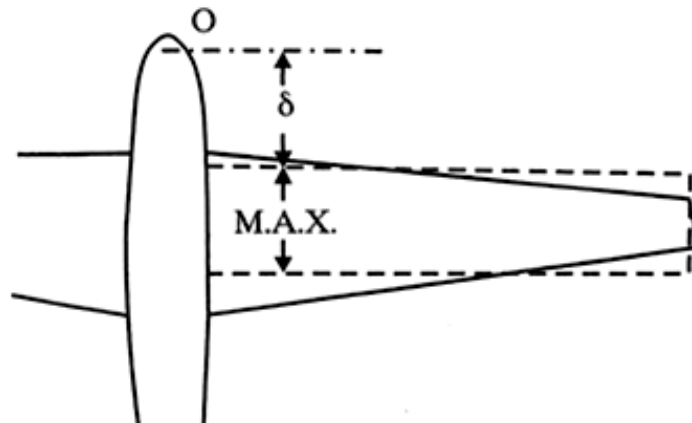
$$M = \left(\frac{a}{c} \right) \% \quad [6.77]$$

Ο τρόπος αυτός έκφρασης γίνεται κατανοητός, αν φαντασθούμε ότι η χορδή της πτέρυγας διαιρείται σε 100 ίσα μέρη. Ο ορισμός αυτός είναι ικανοποιητικός, όταν η πτέρυγα έχει σχήμα ορθογώνιο και χείλος προσβολής κάθετο προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, οπότε το μήκος της χορδής είναι σταθερό και η θέση αυτής κατά τον διαμήκη άξονα είναι η ίδια σε ολόκληρο το εκπέτασμα.

Σε περίπτωση κατά την οποία το σχήμα της πτέρυγας είναι ελλειπτικό ή τραπεζοειδές ή το χείλος προσβολής είναι βελοειδές, ο προηγούμενος ορισμός συμπληρώνεται έτσι: Θεωρείται η πραγματική πτέρυγα του αεροσκάφους (συνεχής γραμμή) να έχει αντικατασταθεί από ορθογώνια πτέρυγα (στικτή γραμμή) και η οποία είναι «αεροδυναμικά» ισοδύναμη με την πραγματική, δηλαδή παρέχει την ίδια άντωση στο ίδιο κέντρο πίεσης (Σχήμα 119).

Η ιδεατή αυτή πτέρυγα χαρακτηρίζεται από:

- Την σταθερή χορδή της, η οποία ονομάζεται «μέση αεροδυναμική χορδή» και
- Την απόσταση δ του χείλους προσβολής της Μέσης Αεροδυναμικής χορδής από την αρχή O , η οποία είναι συνήθως το άκρο του ρύγχους του αεροσκάφους.



Σχήμα 119: Διαμήκη θέση πτέρυγας σε σχήμα ελλειπτικό ή τραπεζοειδές ή το χείλος προσβολής είναι βελοειδές

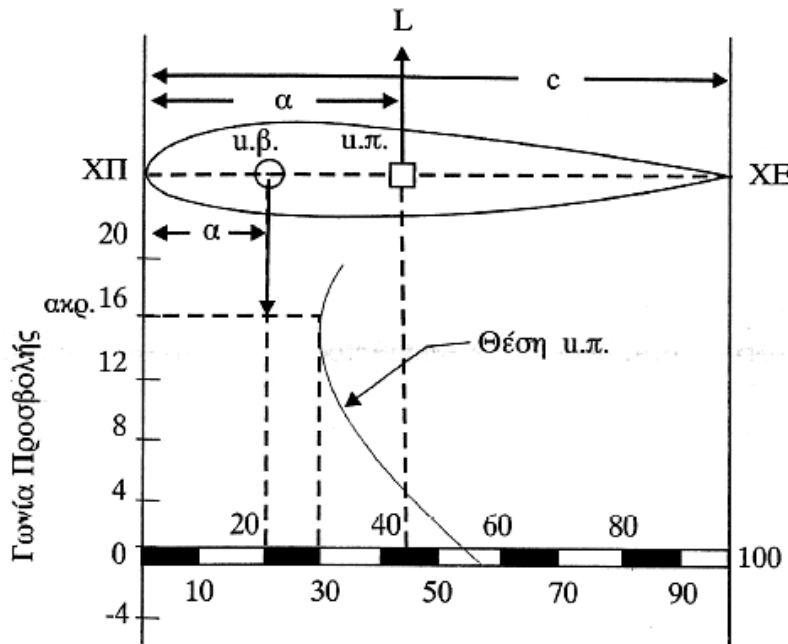
Το μήκος της μέσης αεροδυναμικής χορδής, η απόσταση δ και η θέση της αφητηρίας O , είναι σταθερές για κάθε τύπο αεροσκάφους και δίδονται από τον κατασκευαστή. Έτσι για την περίπτωση αυτή το μήκος a της σχέσης (6.77) μετριέται από το χείλος προσβολής της ισοδύναμης πτέρυγας, το δέ μήκος c είναι φυσικά η μέση αεροδυναμική χορδή. Έτσι:

$$M = \left(\frac{a}{c} \right) \% = \left(\frac{\delta}{MAX} \right) \% \quad [6.78]$$

6.8.4.1. ΜΕΤΑΒΟΛΕΣ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΠΙΕΣΗΣ

Η θέση του κέντρου πίεσης μιας συνηθισμένης πτέρυγας (Σχήμα 120), παρουσιάζει τις εξής μεταβολές με τη γωνία προσβολής.

- Όσο η γωνία προσβολής ελαττώνεται το κέντρο πίεσης μετατοπίζεται προς τα πίσω.
- Όσο αυξάνεται η γωνία προσβολής το κέντρο πίεσης μετατοπίζεται προς τα εμπρός, μέχρι της τιμής της κρίσιμης γωνίας προσβολής, οπότε μετά από αυτή παρουσιάζεται μετατόπιση αυτού, πάλι προς τα πίσω.



Σχήμα 120: Θέση σημείων πίεσης συνηθισμένης πτέρυγας

Η έκταση αυτών των μετατοπίσεων εξαρτάται από το σχήμα της πτέρυγας. Συνήθως προτιμούνται οι πτέρυγες που έχουν μικρή μετατόπιση του κέντρου πίεσης.

Μια κατηγορία τέτοιων πτερύγων είναι αυτές που έχουν αεροτομή με χείλος εκφυγής ανορθωμένο (Σχήμα 121). Η ιδιότητα αυτή μπορεί να εξηγηθεί από το ότι το πίσω μέρος της αεροτομής, επειδή έχει μια καμπυλότητα αντίθετη από την καμπυλότητα του εμπρόσθιου μέρους, αντιδρά στην μετακίνηση του κέντρου πίεσης, την οποία προκαλεί το εμπρόσθιον.



Σχήμα 121: Πτερύγιο με αεροτομή με χείλος εκφυγής ανορθωμένο

Δυστυχώς όμως αυτές οι αεροτομές παρουσιάζουν τα μειονεκτήματα, ότι αποδίδουν σχετικά μικρή άντωση και, το σπουδαιότερο, μεγάλη οπισθέλκουσα.

6.8.4.2. ΜΕΤΑΒΟΛΕΣ ΤΟΥ ΚΕΝΤΡΟΥ ΒΑΡΟΥΣ

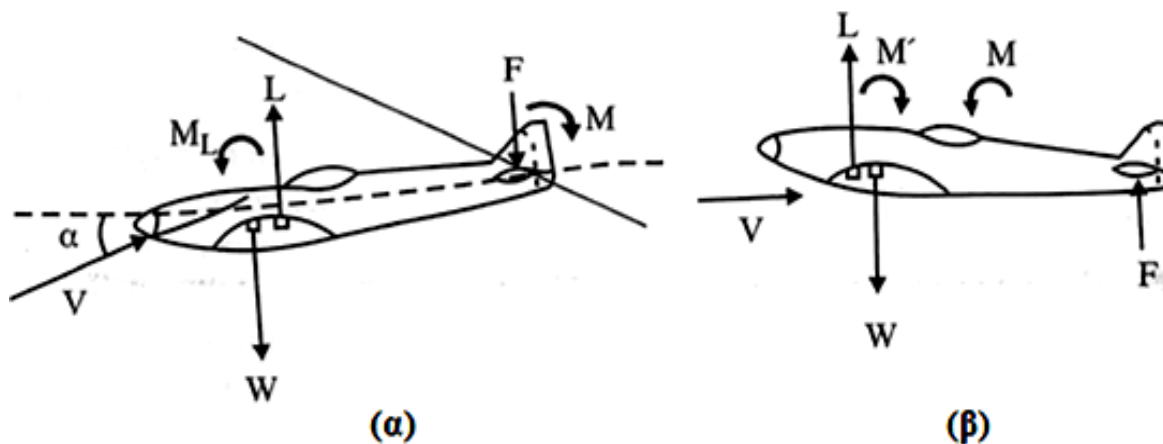
Η διαμήκης θέση του κέντρου βάρους μεταβάλλεται: α) Με την αρχική θέση των φορτίων του αεροσκάφους, και β) Με την κατανάλωση ή απόρριψη φορτίων κατά την διάρκεια της πτήσης, δηλαδή με τα καύσιμα και τις βόμβες, αντίστοιχα. Σημειώνεται εδώ ότι για κάθε τύπο αεροσκάφους, ακόμα και για κάθε παραλλαγή του ίδιου τύπου, υπάρχει μία ακραία εμπρόσθια και μια ακραία οπίσθια θέση, μέσα στις οποίες υποχρεώνεται πάντοτε να βρίσκεται το κέντρο βάρους. Οι θέσεις αυτές καθορίζονται και παρέχονται από τον κατασκευαστή του αεροσκάφους, αποτελεί δε πρωταρχική ευθύνη του χειριστή η φροντίδα, ώστε το κέντρο βάρους ποτέ να μην υπερβεί αυτές τις θέσεις.

6.8.5. ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΈΛΕΓΧΟΣ

Όπως προαναφέρθηκες, διαμήκης έλεγχος ή πρόνευση λέγεται η περιστροφή του αεροσκάφους γύρω από τον εγκάρσιο άξονα. Επίσης αναφέραμε ότι αυτός πραγματοποιείται με τα πηδάλια ανόδου - καθόδου. Σε αυτήν την παράγραφο θα ασχοληθούμε με την μελέτη και την ανάλυση απόαεροδυναμικής πλευράς αυτού του ελέγχου. Για τον σκοπό αυτό θεωρούμε, πρώτα για λόγους απλότητας και δεύτερο από το γεγονός ότι η οπισθέλκουσα D και η ώθηση T , έχουν πολύ μικρούς μοχλοβραχίονες ως προς το κέντρο βάρους, ότι οι ροπές αυτών είναι μηδενικές. Επομένως παραμένει προς μηδενισμό μόνο η ροπή της άντωσης L . Αλλά για να είναι η ροπή της άντωσης L ως προς το κέντρο βάρους μηδέν, θα πρέπει το κέντρο πίεσης, που είναι το σημείο εφαρμογής της L , να ταυτίζεται με το κέντρο βάρους.

Αυτό μπορεί να συμβεί μόνο συμπτωματικά διότι, όπως γνωρίζουμε: α) Το κέντρο πίεσης μετατοπίζεται με την μεταβολή της γωνίας προσβολής και β) Το κέντρο βάρους μετατοπίζεται με την φόρτωση του αεροσκάφους, η οποία όπως είναι γνωστό μεταβάλλεται κατά την διάρκεια της πτήσης.

Εξαιτίας αυτών των δύο γεγονότων, η μόνη αποτελεσματική λύση για την ταύτιση των σημείων, κέντρων πίεσης και κέντρων βάρους, είναι η εφαρμογή στην κάθε ροπή πρόνευσης της άντωσης L , μιας ίσης και αντίθετης ροπής πρόνευσης. Αυτή την ροπή μας την παρέχει το οριζόντιο σταθερό με την άντωση F που εμφανίζεται σ' αυτό. Αναφέραμε σε προηγούμενη παράγραφο ότι, αν ελαττώσουμε τη γωνία προσβολής, το κέντρο πίεσης μετατοπίζεται προς τα πίσω, ενώ αν αυξήσουμε την γωνία προσβολής το κέντρο πίεσης μετατοπίζεται προς τα εμπρός (Σχήμα 122).



Σχήμα 122: Τοποθέτηση του κέντρου πίεσης στο αεροσκάφος, ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης

Επιπλέον, ισχύει:

- Στις μεγάλες ταχύτητες το κέντρο πίεσης είναι πίσω από το κέντρο βάρους,
- Στις μικρές ταχύτητες το κέντρο πίεσης είναι μπροστά από το κέντρο βάρους.

Οπότε, η άντωση F του οριζοντίου σταθερού πρέπει:

- Στην πρώτη περίπτωση να διευθύνεται προς τα επάνω και
- Στην δεύτερη περίπτωση να διευθύνεται προς τα κάτω.

Τέλος σημειώνεται ότι, η ροπή M_L της άντωσης L και η ροπή M της άντωσης F του οριζοντίου σταθερού ως προς το κέντρο βάρους, πρέπει να είναι ίσες και αντίθετες για την πραγματοποίηση ισορροπίας. Η δημιουργία λοιπόν μίας άντωσης F , της οποίας η ροπή M θα αντισταθμίσει τη ροπή της άντωσης L , ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, απαιτεί την αναγκαιότητα της ύπαρξης του οριζοντίου σταθερού.

Επειδή, όμως η πτέρυγα, η οποία παρέχει την άντωση L , στην περίπτωση πτήσης με μεγάλη ταχύτητα για παράδειγμα, έχει μικρή θετική γωνία προσβολής, το οριζόντιο σταθερό για να παράγει την άντωση F , η οποία πρέπει να διευθύνεται προς τα κάτω πρέπει να έχει αρνητική γωνία προσβολής. Επομένως πρέπει να υπάρχει κάποια διαφορά μεταξύ της γωνίας σφήνωσης ή πρόσπτωσης φ_1 ως προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, τόσο της πτέρυγας, όσο και του οριζοντίου σταθερού φ_2 (Σχήμα 123).



Σχήμα 123: Διαφορά μεταξύ της γωνίας σφήνωσης ή πρόσπτωσης φ_1 ως προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους.

Η διαφορά των γωνιών αυτών ονομάζεται «διαμήκης δίδροσ» ($Y=\varphi_1-\varphi_2$) και οφείλει να είναι τέτοια ώστε, με την ανόρθωση του ρύγχους και με την μετάπτωση της πτήσης, σε πτήση σε μικρή ταχύτητα, η γωνία προσβολής του οριζοντίου σταθερού να μεταβάλλεται από αρνητική σε θετική, ώστε η άντωση F που αναπτύσσεται σ' αυτό, να διευθύνεται προς τα επάνω. Εάν λοιπόν υπάρχουν αυτές οι δυνάμεις κατά την πτήση, ο διαμήκης έλεγχος του αεροσκάφους αναφέρεται σε μία αποδεκτή κίνηση του χειριστηρίου και του πηδαλίου.

Έτσι το θέμα του διαμήκη ελέγχου του αεροσκάφους συνδέεται με τις παρακάτω διαδικασίες:

- a) Σχετικά με την αντιστοιχία, χειριστηρίου - πηδαλίου
 - ✓ Ώθηση εμπρός → απόκλιση κάτω
 - ✓ Έλξη πίσω → απόκλιση επάνω
- b) Σχετικά με το μέγεθος του οριζοντίου σταθερού, το οποίο πρέπει να έχει επιφάνεια αρκετά μεγάλη ώστε, με το χειριστήριο ελεύθερο, η άντωση F , η οποία ασκείται σ' αυτό, είτε διευθύνεται προς τα επάνω, είτε προς τα κάτω, να είναι μεγαλύτερη από αυτή που χρειάζεται για να εξουδετερώνεται η Ροπή Πρόνευσης M' . Παρόλα αυτά επειδή το μέγεθος του οριζοντίου σταθερού προσθέτει στο αεροσκάφος οπισθέλκουσα και βάρος, ο κατασκευαστής περιορίζει στο ελάχιστο τις διαστάσεις του.

6.8.5.1. ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΈΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΚΑΤΑΚΟΡΥΦΗ ΒΥΘΙΣΗ

Στην περίπτωση της κατακόρυφης βύθισης δηλαδή γωνία κατολίσθησης 90° τότε οι εξισώσεις της καθόδου:

$$L=W\sigma\eta\gamma \quad [6.79]$$

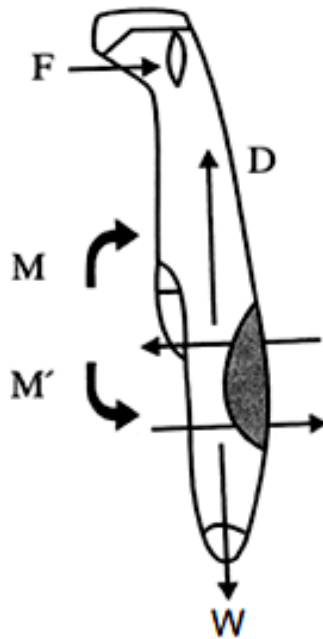
$$D=W\eta\mu\gamma \quad [6.80]$$

Επειδή

$$\gamma=90^\circ \rightarrow L=0 \quad [6.81]$$

$$W=D=\frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \quad [6.82]$$

Στο σημείο αυτό θα πρέπει να σημειώσουμε ότι, όπως είναι γνωστό, στις πτέρυγες του αεροσκάφους αναπτύσσονται δύο ίσες και αντίθετες δυνάμεις, οι οποίες προσδίδουν ένα ισχυρό ζεύγος ανατροπής του αεροσκάφους στη ράχη του (Σχήμα 124).

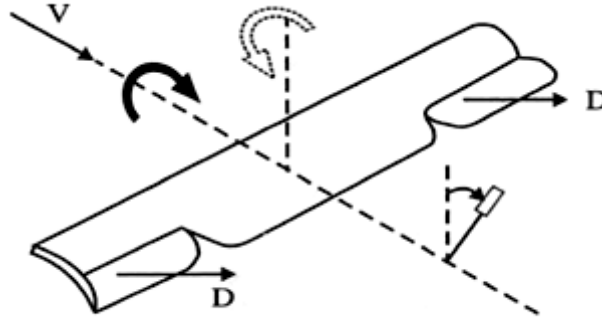


Σχήμα 124: Κατακόρυφης βύθισης αεροσκάφους

Το ζεύγος αυτό εξουδετερώνει η προς τα κάτω άντωση F , του ουραίου οριζοντίου πτερώματος, η οποία είναι μεγαλύτερη από κάθε άλλη φάση πτήσης. Επομένως το οριζόντιο σταθερό είναι υποχρεωμένο να προσφέρει τάση ανόρθωσης του αεροσκάφους, μεγαλύτερη από την τάση ανατροπής της πτέρυγας. Έτσι η ισορροπία πραγματοποιείται με ελάττωση της άντωσης F , την οποία προκαλεί η απόκλιση του πηδαλίου κάτω με ώθηση του χειριστηρίου, το δε αεροσκάφος διατηρείται στη βύθιση με εξαναγκασμό και εξέρχεται από αυτή, αμέσως μόλις ο χειριστής σταματήσει να εξασκεί ώθηση.

6.8.6. ΕΓΚΑΡΣΙΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ

Η διάταξη του συστήματος του εγκάρσιου ελέγχου του αεροσκάφους είναι τέτοια, ώστε κλίση του χειριστηρίου δεξιά να προκαλεί, (Σχήμα 125), απόκλιση του δεξιού πτερυγίου προς τα επάνω και συγχρόνως απόκλιση του αριστερού πτερυγίου προς τα κάτω.



Σχήμα 125: Διάταξη συστήματος εγκάρσιου ελέγχου του αεροσκάφους

Η άντωση L της δεξιάς πτέρυγας να ελαττώνεται και η άντωση L της αριστερής πτέρυγας να αυξάνεται. Έτσι η ανισότητα αυτών των αντώσεων προκαλεί ροπή διατοιχισμού του αεροσκάφους δεξιά. Τα αντίστροφα συμβαίνουν ακριβώς όταν ο χειριστής κλίνει το χειριστήριο αριστερά. Θα πρέπει εδώ να σημειωθεί και ένα άλλο φαινόμενο που εμφανίζεται, εξαιτίας της διαφορετικής οπισθέλκουσας μεταξύ των δύο πτερύγων. Πράγματι η απόκλιση του δεξιού πτερυγίου επάνω προκαλεί, όπως είναι φυσικό, αύξηση της οπισθέλκουσας σχήματος της δεξιάς πτέρυγας, ενώ η απόκλιση του αριστερού πτερυγίου προς τα κάτω προκαλεί σοβαρή αύξηση της επαγωγικής οπισθέλκουσας.

Η ανισότητα αυτών των δύο οπισθέλκουσών, από το γεγονός ότι έχουν διαφορετική μεταβολή, έχει σαν αποτέλεσμα την εμφάνιση μιας ροπής εκτροπής προς τα αριστερά ή γενικά προς την αντίθετη πλευρά του διατοιχισμού. Η ροπή αυτή ονομάζεται «αντίξωση ροπή εκτροπής» είναι αρκετά ανεπιθύμητη και αποτελεί βασικό μειονέκτημα των κλασικών πτερυγίων κλίσης του αεροσκάφους. Από τις πιο συνηθισμένες διατάξεις οι οποίες χρησιμοποιούνται για τον περιορισμό του προηγούμενου μειονεκτήματος είναι οι παρακάτω.

6.8.6.1. ΔΙΑΦΟΡΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΚΛΙΣΗΣ

Στη περίπτωση αυτή προβλέπεται να τοποθετηθεί στο σύστημα κίνησης των πτερυγίων κλίσης μια απλή μηχανική διάταξη, η οποία κάνει τις αποκλίσεις των πτερυγίων άνισες και μάλιστα, το πτερύγιο, το οποίο αποκλίνει προς τα κάτω, δέχεται απόκλιση αρκετά μικρότερη από το πτερύγιο που αποκλίνει προς τα επάνω. Με την διαφορά αυτή των αποκλίσεων, η διαφορά των οπισθέλκουσών των δύο πτερύγων ελαττώνεται αρκετά και έτσι ελαττώνεται και η «αντίξωση ροπή».

6.8.6.2. ΠΤΕΡΥΓΙΟ FRISE

Αυτή η διάταξη αναφέρεται στην κατασκευή ενός ειδικού πτερυγίου κλίσης, το οποίο φέρει το όνομα του εφευρέτη του Frise. Στο πτερύγιο αυτό, (Σχήμα 126), το χείλος προσβολής του έχει σχήμα ραμφοειδές. Η διαμόρφωση αυτή του χείλους προσβολής έχει τα εξής πλεονεκτήματα:

- Με απόκλιση κάτω αποτελεί ομαλή συνέχιση της ράχης της πτέρυγας,
- Με απόκλιση επάνω να προεξέχει με αποτέλεσμα να παρεμβάλλεται στο ρεύμα της κοιλίας της πτέρυγας.



Σχήμα 126: Πτερύγιο με χείλος προσβολής που έχει σχήμα ραμφοειδές

Έτσι όταν αυτό αποκλίνει προς το επάνω έχουμε αισθητή αύξηση της οπισθέλκουσας, με επακόλουθο το σημαντικό περιορισμό της αντίξοης ροπής. Σε μερικά από τα νεότερα αεροσκάφη, ο εγκάρσιος έλεγχος πραγματοποιείται με συνδυασμό των «φθορέων», με πτερύγια κλίσης πολύ μικρότερα από τα συνήθη. Οι φθορείς είναι επιμήκη πλακίδια, τα οποία έχουν τοποθετηθεί κατά την έννοια του εκπετάσματος. Όταν λοιπόν ο χειριστής κλίνει το χειριστήριο υπάρχει μαζί με την απόκλιση του πτερυγίου κλίσης επάνω και ανόρθωση του φθορέα της ίδιας πτέρυγας (Σχήμα 127). Η παρουσία του ανορθωμένου φθορέα μέσα στο ρεύμα του αέρα, προκαλεί αισθητή ελάττωση της άντωσης και αύξηση της οπισθέλκουσας, με αποτέλεσμα η ροπή εκτροπής να έχει την ίδια φορά με τη ροπή διατοιχισμού.



Σχήμα 127: Πτερύγια κλίσης με φθορείς

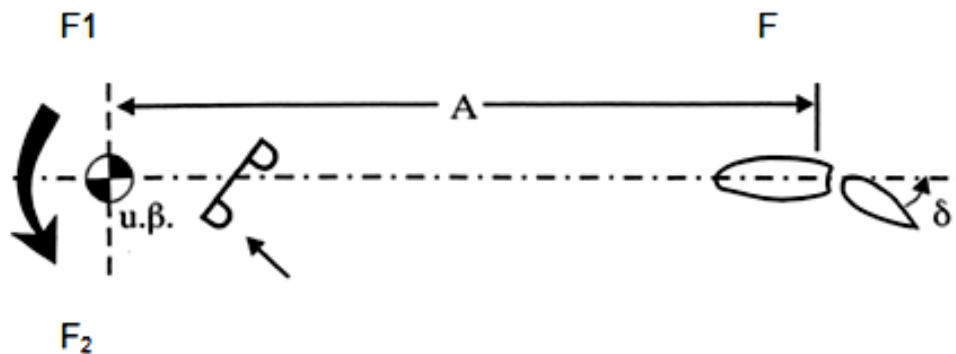
Τέλος με ειδικό σύστημα, ο χειριστής είναι δυνατό να προκαλέσει συγχρόνως την ανόρθωση των φθορέων και των δύο πτερύγων, χωρίς ή ανεξάρτητα από την απόκλιση των πτερυγίων κλίσης. Με αυτή την κίνηση έχουμε τα παρακάτω αποτελέσματα.

- Αύξηση της γωνίας καθόδου, η οποία είναι απαραίτητη για την κατολίσθηση της προσέγγισης, με ελάττωση του λόγου L/D
- Την εμφάνιση αρχικά της απώλειας στήριξης στη ρίζα από τα άκρα των τραπεζοειδών πτερύγων, με την προϋπόθεση βέβαια ότι οι φθορείς είναι τοποθετημένοι κοντά στη ρίζα.

6.8.7. ΠΟΡΕΙΑΚΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ

Η διάταξη του συστήματος του πορειακού ελέγχου είναι τέτοια ώστε, το πηδάλιο διεύθυνσης να αποκλίνει κατά την φορά, προς την οποία ωθείται το ποδωστήριο. Έτσι η δύναμη F που αναπτύσσεται στο Κατακόρυφο Ουραίο Πτέρωμα, έχει διεύθυνση αντίθετη, από αυτή της απόκλισης, και έτσι η εκτροπή εμφανίζεται προς την πλευρά της ώθησης του

ποδωστηρίου. Για την μελέτη αυτού του ελέγχου, εφαρμόζουμε στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους δύο δυνάμεις F_1 και F_2 , ίσες και παράλληλες προς την πλευρική άντωση F του κατακόρυφου ουραίου πτερώματος, αλλά αντίθετες μεταξύ τους (Σχήμα (128)). Τότε το ζεύγος των δυνάμεων προσφέρει μία ροπή περιστροφής στο αεροσκάφος που σε αυτή την περίπτωση, είναι η ροπή εκτροπής M , η δέ δύναμη F_1 που απομένει, θέτει το αεροσκάφος σε Πλαγιολίσθηση. Η τάση πλαγιολίσθησης του αεροσκάφους κατά φορά αντίθετη προς την απόκλιση του πηδαλίου της διεύθυνσης και της εκτροπής, αποτελεί βασική ιδιότητα αυτού του πηδαλίου και εξουδετερώνεται με μια διαδικασία που θα μελετήσουμε στην επόμενη παράγραφο.



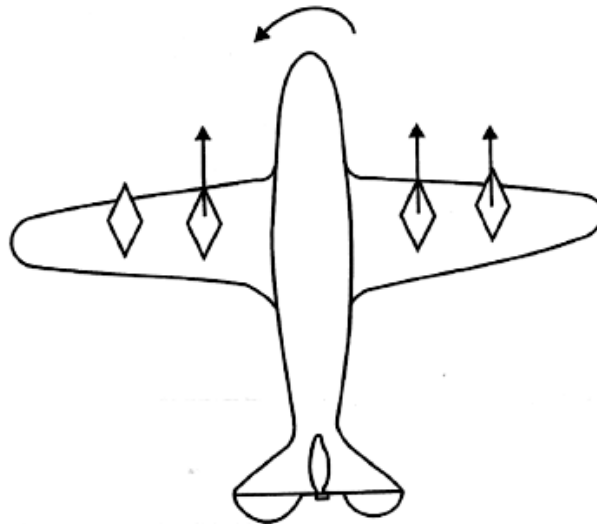
Σχήμα 128: Διάταξη συστήματος του πορειακού ελέγχου

Θα πρέπει εδώ να σημειωθεί ότι το κατακόρυφο σταθερό σε αντίθεση με το οριζόντιο δεν παρέχει καμιά δύναμη κατά την ευθεία πτήση, και αυτό εξαιτίας της συμμετρικότητας του αεροσκάφους. Η ύπαρξη του στο αεροσκάφος είναι αναγκαία για να παρέχει στον έλεγχο μεγάλη ροπή εκτροπής, η οποία χρειάζεται όχι μόνο για τον πορειακό έλεγχο και για την εξουδετέρωση της αντίξοης ροπής εκτροπής κατά την πτήση, αλλά και για τον πορειακό έλεγχο του αεροσκάφους στο έδαφος.

Η ικανότητα τέλος του αεροσκάφους να μπορεί να διατηρεί Ε.Ο.Π., άνοδο ή κατολίσθηση σε διάφορες ταχύτητες και ύψη χωρίς να εξασκείται μία δύναμη από τον χειριστή στα χειριστήρια, ονομάζεται «πλήρης αντιστάθμιση». Επειδή όμως εξαιτίας των επιδράσεων του προωθητικού συστήματος και εξαιτίας μικροανωμαλιών της κατανομής ή της φόρτωσης του αεροσκάφους, παρουσιάζεται συχνά ανάγκη μόνιμης απόκλισης των πηδαλίων, για τη διατήρηση της ευθείας πτήσης, χρησιμοποιείται σήμερα το «αντισταθμιστικό πτερυγίδιο» για να μην είναι υποχρεωμένος ο χειριστής να διατηρεί σε όλη την πτήση σε απόκλιση τα πηδάλια. Τα αντισταθμιστικά πτερυγίδια τοποθετούνται επάνω στα κινητά πηδάλια και η απόκλιση αυτών ρυθμίζεται κατά βούληση από τον χειριστή από τη θέση του, με χειροκίνητο ή ηλεκτροκίνητο σύστημα αργής λειτουργίας.

6.8.7.1. ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ ΠΟΛΥΚΙΝΗΤΗΡΙΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Όταν ένα από τα προωθητικά συστήματα πολυκινητηρίου αεροσκάφους κρατήσει, η ανισότητα των ώσεων T , γύρω από το επίπεδο συμμετρίας δημιουργεί ισχυρή και μόνιμη τάση εκτροπής κατά την πλευρά του προωθητικού συστήματος που κράτησε (Σχήμα 129). Εξαιτίας αυτού του γεγονότος, για να μπορεί να διατηρηθεί η απόκλιση του πηδαλίου διεύθυνσης, η οποία είναι απαραίτητη για την εξουδετέρωση αυτής της τάσης, χωρίς να εξασκείται δύναμη στο ποδωτήριο, το πηδάλιο αυτό εφοδιάζεται με ένα πτερυγίδιο, το οποίο ονομάζεται αντισταθμιστικό πτερυγίδιο.

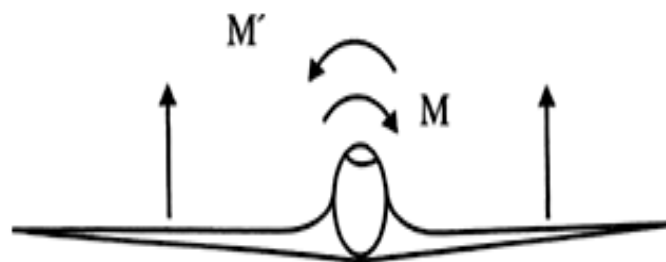


Σχήμα 129: Πορεία αντιστάθμιση πολυκινητηρίου αεροσκάφους

6.8.7.2. ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΚΑΙ ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΑΝΤΙΣΤΑΘΜΙΣΗ ΕΛΙΚΟΚΙΝΗΤΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

Τα ελικοκίνητα αεροσκάφη, εκτός από εκείνα που έχουν δίδυμους έλικες στον ίδιο άξονα, όταν η έλξη του χειριστηρίου βρίσκεται σε δράση (ΕΟΠ και άνοδο) παρουσιάζουν μία τάση εκτροπής και μία τάση διατοιχισμού. Η εκτροπή οφείλεται στην περιστροφή της έλικας, εξαιτίας της οποίας το ελικόρευμα, εκτός από την ευθύγραμμη κίνηση έχει και κυκλική ή όπως λέμε παρουσιάζει «συστροφή». Για την εξουδετέρωση αυτής της εκτροπής γίνεται σφήνωση του κατακόρυφου σταθερού με ελαφρά πλαγιότητα ως προς το επίπεδο συμμετρίας. Έτσι πραγματοποιείται παραλληλισμός αυτού με την πλάγια διεύθυνση του ελικορέυματος, οπότε αποφεύγεται η δημιουργία πλάγιας δύναμης, η οποία θα προκαλέσει την εκτροπή.

Η τάση διατοιχισμού, η οποία εμφανίζεται εξηγείται με την αρχή της δράσης και της αντίδρασης. Έτσι, σύμφωνα με αυτή, εξαιτίας της δράσης της έλικας στον αέρα, εμφανίζεται στη βάση του κινητήρα ένα ζεύγος M , ίσο προς το «ανθιστάμενο» ζεύγος της έλικας. Το ζεύγος αυτό, αν δεν εξουδετερωθεί θα προκαλέσει συνεχιζόμενο διατοιχισμό του αεροσκάφους κατά την αντίθετη φορά από την φορά περιστροφής του κινητήρα. Το ζεύγος αυτό ονομάζεται «στρεπτική ροπή αντίδρασης» και η εξουδετέρωση του πραγματοποιείται με την πρόβλεψη, κατά την κατασκευή του αεροσκάφους, ελαφρά μικρότερης γωνίας πρόσπτωσης της μίας πτέρυγας, με αποτέλεσμα την δημιουργία ενός ίσου και αντίθετου ζεύγους M' (Σχήμα 130).



Σχήμα 130: Στρεπτική Ροπή Αντίδρασης αεροσκάφους

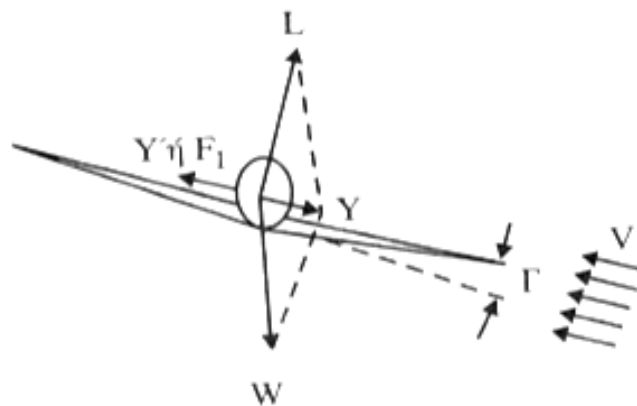
Θα πρέπει να σημειώσουμε εδώ ότι, αν τοποθετηθούν στον ίδιο άξονα δύο δίδυμοι έλικες αντίστροφα περιστρεφόμενοι, έχουμε εξουδετέρωση και των συστροφών των ελικορευμάτων και των ζευγών στρεπτικής ροπής αντίδρασης, με αποτέλεσμα τον αυτόματο μηδενισμό των τάσεων εκτροπής και διατοιχισμού.

Στα πολυκινητήρια ελικοκίνητα αεροσκάφη θα μπορούσαμε να απαλλαγούμε από το ζεύγος στρεπτικής ροπής αντίδρασης, με τη χρησιμοποίηση και από τις δύο μεριές του επίπεδου συμμετρίας των κινητήρων και ελίκων, συγκροτήματα αυτών αντίθετης φοράς περιστροφής. Παρόλα αυτά δεν εφαρμόζεται αυτή η διάταξη, διότι παρουσιάζει το σοβαρό μειονέκτημα να υπάρχουν δύο παραλλαγές ανταλλακτικών κινητήρων και ελίκων (δεξιό-στροφων και αριστερόστροφων), μπροστά από το οποίο, το αεροδυναμικό μειονέκτημα της στρεπτικής ροπής αντίδρασης θεωρείται ότι είναι αμελητέο.

6.8.8. ΠΛΕΥΡΙΚΟΣ ΈΛΕΓΧΟΣ

Με την έκφραση πλευρικός έλεγχος, εννοείται ο εγκάρσιος και διαμήκης έλεγχος που περιλαμβάνει και πλαγιολίσθηση. Έτσι ο πλευρικός έλεγχος καθορίζεται από τις παρακάτω διαδικασίες: α) η απόκλιση των Πτερυγίων κλίσης πρέπει να συνοδεύεται από την απόκλιση του πηδάλιου διεύθυνσης, για να προκαλέσει εκτροπή κατά την επιζητούμενη φορά του διατοιχισμού, όπου με αυτή την διαδικασία εξουδετερώνεται η αντίξοη ροπή εκτροπής, η οποία εμφανίζεται εξαιτίας της ανισότητας των οπισθελκουσών που εμφανίζονται από πτερύγια κλίσης και β) η απόκλιση του πηδάλιου διεύθυνσης πρέπει να συνοδεύεται από απόκλιση του πτερύγιου κλίσης για να προκαλεί διατοιχισμό κατά την επιζητούμενη φορά εκτροπής.

Η διαδικασία αυτή έχει σκοπό να εξουδετερώνει την απομένουσα δύναμη F_1 όπως αναφέραμε στον πορειακό έλεγχο και η οποία παρέχει μία τάση Πλαγιολίσθησης. Αυτή η δύναμη F_1 , εξουδετερώνεται από μία ίση με αυτή, η οποία αναπτύσσεται όταν προκληθεί μία εγκάρσια κλίση του αεροσκάφους κατά τη φορά της απόκλισης του πηδαλίου διεύθυνσης. Πράγματι, όταν στο αεροσκάφος δοθεί κλίση, η άντωση L και το βάρος W , παρότι είναι ίσα, δεν ενεργούν στην ίδια ευθεία και έτσι παρέχουν σαν συνισταμένη την πλευρική δύναμη Y , η οποία εξουδετερώνει την F_1 . (Σχήμα 131).



Σχήμα 131: Πλευρικός έλεγχος αεροσκάφους

Σε περίπτωση απουσίας της F_1 , δηλαδή εάν δεν έχουμε εξασκήσει πορειακό έλεγχο και το αεροσκάφος αποκτήσει μία κλίση, τότε η αναπτυσσόμενη δύναμη Y θέτει το αεροσκάφος σε πλαγιολίσθηση προς την πλευρά της χαμηλής πτέρυγας. Εξαιτίας όμως της πλαγιολίσθησης δέχεται το αντίθετης φοράς πλευρικό ρεύμα ταχύτητας V εξαιτίας του οποίου αναπτύσσεται η Y' (Σχήμα (131)).

6.8.9. ΈΛΕΓΧΟΣ ΣΕ ΜΙΚΡΕΣ ΤΑΧΥΤΗΤΕΣ

Όσο μικρότερη είναι η ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, τόσο μικρότερες είναι οι δυνάμεις, οι οποίες αναπτύσσονται για την απόκλιση του πηδαλίου και επομένως και οι ροπές αυτών με τις οποίες πραγματοποιείται ο έλεγχος. Παρατηρείται λοιπόν ότι, γενικά, όταν ελαττώνεται η ταχύτητα πτήσης παρατηρείται και μείωση της επιδεκτικότητας του ελέγχου του αεροσκάφους. Αυτό δεν μπορεί να εξουδετερωθεί με αύξηση της απόκλισης των πηδαλίων και αυτό εξαιτίας της απώλειας στήριξης αυτών, πέρα από μία ορισμένη απόκλιση.

Η παραπάνω μείωση του ελέγχου του αεροσκάφους επιτείνεται από την αύξηση της γωνίας προσβολής του αεροσκάφους, η οποία ανοδεύει την ελάττωση της ταχύτητας πτήσης. Έτσι:

- Σχετικά με το εγκάρσιο έλεγχο, αυτό οφείλεται στην ελάττωση της γωνίας απόκλισης των πτερυγίων κλίσης για απώλεια στήριξης.
- Το ίδιο ισχύει και για τον διαμήκη έλεγχο, σε μικρότερο όμως βαθμό εξαιτίας της μικρότερης γωνίας προσβολής του οριζόντιου σταθερού.
- Σχετικά με το πορειακό έλεγχο την ανόρθωση του ρύγχους του αεροσκάφους μαζί με την αύξηση της γωνίας προσβολής, η άτρακτος του αεροσκάφους, εμποδίζει μερικά το ρεύμα του αέρα που διευθύνεται προς το κατακόρυφο ουραίο πτέρωμα, με αποτέλεσμα την ελάττωση της δραστηριότητας του.

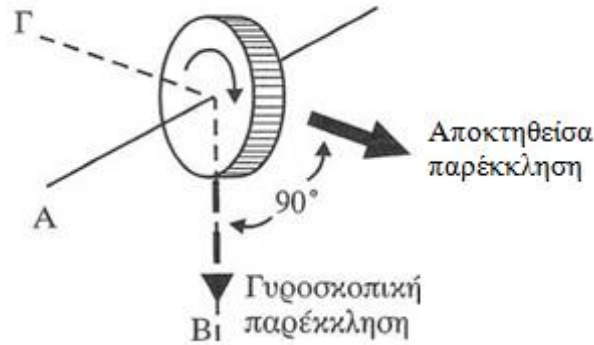
Αναφερόμενοι τώρα σε πτήση κοντά στην περιοχή της απώλειας στήριξης ο διαμήκης και ο πορειακός έλεγχος είναι αρκετά ικανοποιητικοί. Σχετικά με τον εγκάρσιο έλεγχο, όταν η γωνία προσβολής πλησιάζει την κρίσιμη, το πτερύγιο κλίσης, το οποίο αποκλίνει κάτω προκαλεί απώλεια στήριξης της πτέρυγας και αρκετά υψηλή αύξηση της οπισθέλκουσας αυτής, η δε αντίξοχη ροπή είναι ισχυρή και απότομη. Το πηδάλιο διεύθυνσης δεν μπορεί έτσι να εξουδετερώσει την εκτροπή αυτή, ο δε διατοιχισμός που συνοδεύει αυτή, υπερισχύει της αρχικής, με τελικό αποτέλεσμα την εμφάνιση διατοιχισμού με φορά αντίθετη αυτής που θέλαμε. Έτσι το συμβατικό αεροσκάφος είναι εγκάρσια «μη ελέγξιμο» κοντά στην περιοχή της απώλειας στήριξης.

6.8.10. ΓΥΡΟΣΚΟΠΙΚΗ ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΟΥ ΠΡΩΘΗΤΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ

Όταν το αεροσκάφος, με το χειρισμό των πηδαλίων ή εξαιτίας μιας ατμοσφαιρικής ανωμαλίας, αποκτήσει εκτροπή ή πρόνευση, το προωθητικό σύστημα, εξαιτίας της δικής του περιστροφής γύρω από τον άξονα του δημιουργεί μια Γυροσκοπική Ροπή, η οποία προσπαθεί να προκαλέσει αντίστοιχα πρόνευση ή εκτροπή. Θα πρέπει εδώ να υπενθυμίσουμε ότι, όταν ο άξονας Α του γυροσκοπίου εξαναγκασθεί να περιστραφεί γύρω από τον άξονα Β, ο οποίος είναι κάθετος προς αυτόν, δημιουργείται αυτόματα μία τάση περιστροφής γύρω από τον τρίτο άξονα Γ, ο οποίος είναι κάθετος στο επίπεδο των δύο άλλων αξόνων Α και Β. (Σχήμα 132).

Εάν για λόγους ευκολίας θεωρηθεί αντί των περιστροφών του αεροσκάφους, τις αντίστοιχες προς αυτές παρεκκλίσεις της κεφαλής του, μπορεί να βρεθεί η φορά της γυροσκοπικής παρέκκλισης, στρέφοντας την διεύθυνση της παρέκκλισης που αποκτήθηκε 90° , κατά τη φορά περιστροφής του έλικα. Έτσι σ' ένα αεροσκάφος με δεξιόστροφη έλικα θα έχουμε:

- Σε εκτροπή δεξιά, θα δημιουργηθεί τάση πρόνευσης κάτω και σε εκτροπή αριστερά, τάση πρόνευσης επάνω.
- Σε πρόνευση κάτω, θα δημιουργηθεί τάση εκτροπής αριστερά και σε πρόνευση επάνω τάση εκτροπής δεξιά.



Σχήμα 132: Προωθητικό σύστημα αεροσκάφους όταν αποκτά εκτροπή ή πρόνευση

Οι τάσεις αυτές, οι οποίες έχουν ιδιαίτερη σημασία κατά την στροφή, η οποία είναι μία συνεχιζόμενη εκτροπή, και κατά την ανακύκλωση, η οποία είναι συνεχιζόμενη πρόνευση, είναι αντίθετες με τις παραπάνω, όταν η έλικα είναι αριστερόστροφη. Η αναγκαία εξουδετέρωση της γυροσκοπικής ροπής, για την άρτια πραγματοποίηση του ελιγμού πραγματοποιείται με την ανάπτυξη μίας ίσης και αντίθετης ροπής, την οποία δημιουργεί ο χειριστής με ανάλογη απόκλιση του αντίστοιχου πηδάλιου.

Τέλος, θα πρέπει να σημειωθεί ότι η γυροσκοπική ροπή αυξάνεται με τη περιστροφική ταχύτητα του προωθητικού συστήματος και με το βαθμό εκτροπής ή πρόνευσης. Τη μεγαλύτερη γυροσκοπική επίδραση την παρουσιάζουν τα ελικοφόρα συστήματα με απευθείας κίνηση της έλικας. Στα συστήματα που διαθέτουν υποπολλαπλασιαστή, η επίδραση αυτή είναι σχετικά μικρή, ιδιαίτερα όταν η έλικα έχει, όπως συμβαίνει, φορά περιστροφής αντίθετη από του κινητήρα. Η γυροσκοπική επίδραση των στροβιλωθτικών είναι μικρή, αλλά όχι αμελητέα.

6.8.11. ΤΥΠΟΛΟΓΙΟ ΕΛΕΓΧΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

A. ΟΡΙΣΜΟΙ

➤ Έλεγχος:

Η ικανότητα του αεροσκάφους να υπακούει στις ενέργειες του χειριστή, με αποτέλεσμα την μεταβολή της κατάστασης πτήσης και την εκτέλεση ελιγμών, όπως αυτός επιθυμεί. Έλεγχος πραγματοποιείται με την κίνηση από τον χειριστή των χειριστηρίων με τα οποία συνδέονται τα Πηδάλια. Με τον όρο Πηδάλια εννοούμε κινητές επιφάνειες του αεροσκάφους, κατασκευασμένες ακριβώς γι' αυτό τον σκοπό.

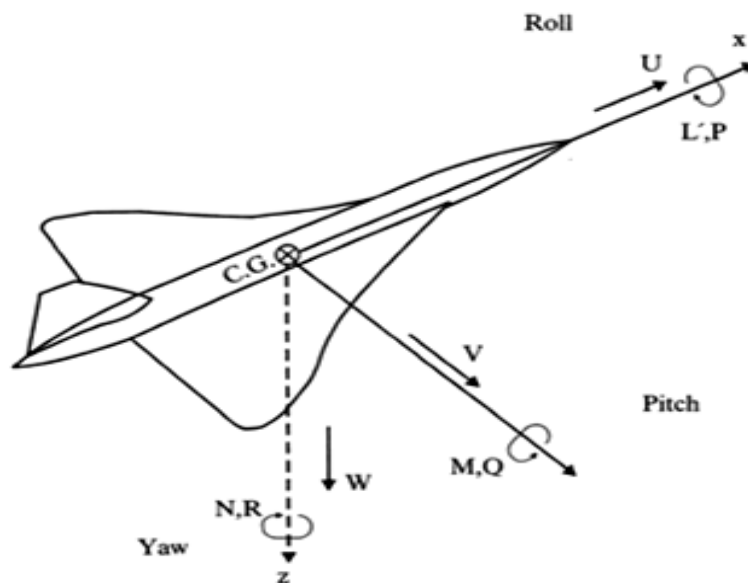
➤ Είδη Ελέγχου:

- i. Διαμήκης Έλεγχος (Πρόνευση) (Pitch)
- ii. Εγκάρσιος Έλεγχος (Διατοιχισμός) (Roll)
- iii. Πορειακός Έλεγχος (Εκτροπή) (Yaw)

➤ Άξονες του αεροσκάφους:

Θεωρείται ένα αεροσκάφος σε πτήση, (Σχήμα 133) Το κέντρο βάρους - το σημείο δηλαδή που ασκείται το βάρος ολόκληρου του αεροσκάφους σημειώνεται ως CG. Προσαρμόζουμε στο αεροσκάφος ένα τρισσορθογώνιο σύστημα συντεταγμένων, έτσι ώστε ο άξονας x να είναι κατά μήκος της ατράκτου, ο άξονας y κατά μήκος του ανοίγματος των

πτερύγων κάθετα στον x και ο άξονας z κάθετος στο επίπεδο που ορίζουν οι άξονες x, y . Η αρχή των αξόνων τοποθετείται στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Η κίνηση του αεροσκάφους περιγράφεται από τις τρεις συνιστώσες της ταχύτητας u, v, w οι οποίες αντιστοιχούν στους άξονες x, y, z αντίστοιχα. Θα πρέπει να σημειώσουμε ότι η ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους V_∞ , είναι το διανυσματικό άθροισμα των u, v, w . Η περιστροφική κίνηση του αεροσκάφους περιγράφεται από τις συνιστώσες της γωνιακής ταχύτητας P, Q και R που αντιστοιχούν στους άξονες x, y, z αντίστοιχα. Αυτές οι περιστροφικές ταχύτητες οφείλονται στις ροπές L', M, N στους άξονες x, y, z , αντίστοιχα. (Η πρώτη ροπή συμβολίζεται με L' για να μην υπάρξει σύγχυση με το σύμβολο (L) της άντωσης). Η περιστροφική κίνηση γύρω από τον άξονα x ονομάζεται διατοιχισμός (roll). Η περιστροφική κίνηση γύρω από τον άξονα y ονομάζεται πρόνευση (pitch) και τέλος η περιστροφική κίνηση γύρω από τον άξονα z ονομάζεται Εκτροπή (yaw).



Σχήμα 133: Ανάλυση Δυνάμεων αεροσκάφους σε πτήση

➤ Ροπές του αεροσκάφους:

Η μελέτη του ελέγχου ενός αεροσκάφους εστιάζεται κύρια στις ροπές, δηλαδή στις ροπές που ασκούνται πάνω στο αεροσκάφος, και ροπές στις επιφάνειες ελέγχου αυτού. Υπενθυμίζουμε ότι η πίεση και η διατμητική τάση πάνω σε μία πτέρυγα παράγουν ροπή πρόνευσης (pitching). Αυτή η ροπή μπορεί να θεωρηθεί ότι ασκείται σε ένα οποιοδήποτε αυθαίρετο σημείο. Παρ' όλα αυτά υπάρχει ένα ιδιαίτερο σημείο όπου οι ροπές εξαρτώνται από την γωνία προσβολής. Αυτό το σημείο ορίζεται ως αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας. Η ροπή και ο συντελεστής της στο αεροδυναμικό κέντρο συμβολίζονται ως M_{ac} και αντίστοιχα, $C_{M,ac}$ όπου:

$$C_{M,a} = \frac{M_{ac}}{qSc} \quad [6.83]$$

Όπου:

- q = η δυναμική πίεση
- S = η πτερυγική επιφάνεια
- c = η χορδή αεροτομής
- M_{ac} = η ροπή πρόνευσης.

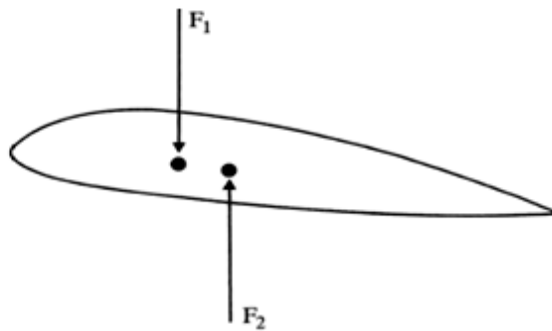
Αναφερόμενοι στο Σχήμα 134, όπου η πτέρυγα κατά την πτήση έχει μηδενική άντωση, οπότε οι δυνάμεις F_1 και F_2 είναι ίσες και αντίθετες. Επομένως οι ροπές που δημιουργούνται από αυτές τις δυνάμεις είναι ένα καθαρό ζεύγος δυνάμεων, το οποίο, όπως γνωρίζουμε μπορεί να μεταφερθεί οπουδήποτε πάνω στο αεροσκάφος. Έτσι για μηδενική άντωση ισχύει:

$$M_{ac} = M_{c/4} = \text{οποιοδήποτε σημείο} \quad [6.84]$$

Οπότε ισχύει επίσης και:

$$C_{M,ac} = (C_{M,c/4})_{L=0} = (C_{M,\text{οπ.σημείο}})_{L=0} \quad [6.85]$$

Αυτό σημαίνει ότι η τιμή του C_{Mac} (η οποία είναι σταθερή για όλες τις γωνίες προσβολής) μπορεί να βρεθεί από την τιμή του συντελεστή ροπής σε οποιοδήποτε σημείο, όταν η πτέρυγα έχει γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης, $\alpha_1=0$. Γι' αυτό το λόγο το M_{ac} μερικές φορές ονομάζεται ροπή μηδενικής άντωσης.



Σχήμα 134: Δυνάμεις που ασκούνται στη πτέρυγα κατά την πτήση του αεροσκάφους

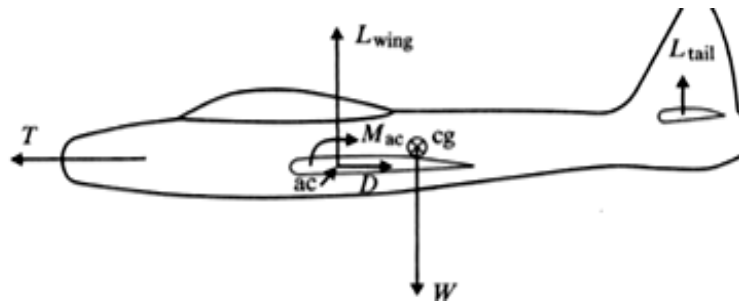
Το αεροδυναμικό κέντρο είναι χρήσιμο για την μελέτη του ελέγχου ενός αεροσκάφους. Στην πραγματικότητα το σύστημα δυνάμεων και ροπών σε μία πτέρυγα μπορεί να καθοριστεί απόλυτα από την δράση της άντωσης και της οπισθέλκουσας στο αεροδυναμικό κέντρο, με την συμβολή φυσικά και της ροπής στο αεροδυναμικό κέντρο.

➤ Ροπή του αεροσκάφους ως προς το κέντρο βάρους αυτού:

Η ροπή πρόνευσης (pitch) γύρω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, M_{cg} . Αν παρατηρηθεί το Σχήμα 135, θα διαπιστώσουμε ότι το M_{cg} δημιουργείται από:

- Την L , D , M_{ac} της πτέρυγας,
- Την άντωση του ουραίου πτερώματος,
- Την ώθηση και
- Τις αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές στα άλλα μέρη του αεροσκάφους, όπως στην άτρακτο και στα καλύμματα του κινητήρα.

Είναι ευνόητο ότι το βάρος του αεροσκάφους δεν επηρεάζει την ροπή, αφού αυτή εφαρμόζεται στο κέντρο βάρους αυτού. Όλα τα παραπάνω που επιδρούν στο M_{cg} θα μελετηθούν σε επόμενες παραγράφους. Οι προηγούμενες αναφορές ήταν για να δηλώσουν ότι μια ροπή εμφανίζεται γύρω από το κέντρο βάρους ενός αεροσκάφους και ότι είναι θεμελιώδης και σημαντική για τον έλεγχο αυτού.



Σχήμα 135: Ροπή του αεροσκάφους ως προς το κέντρο βάρους

Ο συντελεστής ροπής, $C_{M, cg}$, γύρω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους, ορίζεται από την σχέση:

$$C_{M, cg} = \frac{M_{cg}}{q_{\infty} S c} \quad [6.86]$$

Όπου:

M_{cg} = η ροπή πρόνευσης ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους,

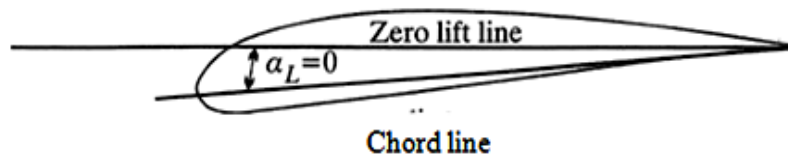
q_{∞} = η δυναμική πίεση,

S = η πτερυγική επιφάνεια,

c = η χορδή αεροτομής.

➤ Απόλυτη γωνία προσβολής (Absolute Angle of Attack):

Γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης, $\alpha_L=0$, είναι η γωνία προσβολής της πτέρυγας κατά την οποία η άντωση L , είναι μηδενική, δηλαδή $L=0$. Γραμμή μηδενικής άντωσης αεροτομής (zero lift line for the airfoil) είναι η ευθεία γραμμή που σχεδιάζεται παράλληλα με την διεύθυνση της ταχύτητας του αέρα V , όταν η πτέρυγα βρίσκεται σε γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης. Οπότε η γωνία προσβολής μηδενικής άντωσης, $\alpha_L=0$, ορίζεται ως η γωνία μεταξύ της γραμμής μηδενικής άντωσης και της χορδής c , της αεροτομής (Σχήμα 136).



Σχήμα 136: Γραμμή μηδενικής άντωσης αεροτομής και γωνία προσβολής της

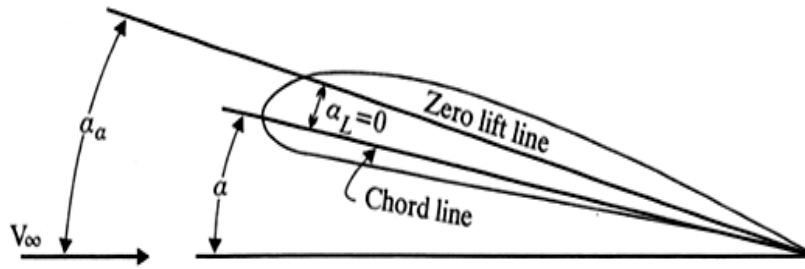
Γεωμετρική γωνία προσβολής α , είναι η γωνία που σχηματίζεται μεταξύ της χορδής, c , της αεροτομής και της διεύθυνσης της ταχύτητας V^{∞} του αεροσκάφους. (Σχήμα 137).

Απόλυτη Γωνία Προσβολής, α_a είναι η γωνία που σχηματίζεται μεταξύ της γραμμής μηδενικής άντωσης και της διεύθυνσης της ταχύτητας V^{∞} , του αεροσκάφους (Σχήμα 137). Από το ίδιο Σχήμα φαίνεται ότι:

$$\alpha_a = \alpha + |\alpha_L=0| \quad [6.87]$$

Όπου:

$|\alpha_L=0|$ = απόλυτη τιμή της γωνίας μηδενικής άντωσης.

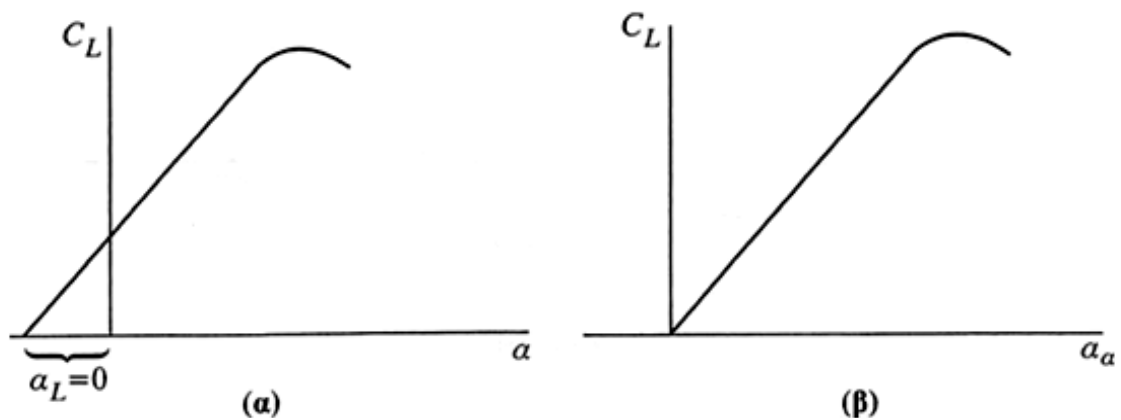


Σχήμα 137: Απεικόνιση γεωμετρικής γωνίας προσβολής και απόλυτης γωνίας προσβολής

Διαφορά μεταξύ α και α_a

Η διαφορά μεταξύ αυτών των δυο γωνιών φαίνεται στο Σχήμα 138 και οι παρατηρήσεις είναι οι ακόλουθες:

- Αν $\alpha_a = 0 \Rightarrow L=0$, άρα η αεροτομή δεν έχει καθόλου κλίση.
- Από το Σχήμα (138 α), παρατηρούμε ότι η καμπύλη δεν ξεκινά από την αρχή των αξόνων, και επομένως η γωνία $\alpha_L=0$, θα είναι διαφορετική για κάθε αεροτομή.
- Από το Σχήμα (138 β), παρατηρούμε ότι η καμπύλη ξεκινά από την αρχή των αξόνων πάντα, όπως άλλωστε είναι και ο ορισμός της α_a .
- Η χρήση της α_a αντί της α είναι πολύ συνηθισμένη στη μελέτη της ευστάθειας και του ελέγχου.



Σχήμα 138: Γραφική παράσταση γεωμετρικής γωνίας προσβολής και απόλυτης γωνίας προσβολής.

ε) Ροπή Στροφέα ή Ροπή Γυγγλισμού

Η Ροπή στροφέα ή ροπή γυγγλισμού υπολογίζεται από την σχέση:

$$\mu = L_2 l \quad [6.88]$$

Όπου:

L_2 = άντωση που ασκείται στο σταθερό μέρος του ουραίου πτερώματος και
 $l = 0$ μοχλοβραχίονας της άντωσης L_2

- Ροπή στροφέα αντασταθμιστικού πτερυγιδίου:

Η ροπή στροφέα αντασταθμιστικού πτερυγιδίου δίνεται από την σχέση:

$$\mu = L_2 a - L_3 p \quad [6.89]$$

Όπου:

L_2 = άντωση πτερυγίου
 L_3 = άντωση πτερυγιδίου
 a = μοχλοβραχίονας άντωσης L_2
 p = ο μοχλοβραχίονας άντωσης L_3 .

- Διαμήκης θέση κέντρου βάρους και κέντρου πίεσης:

Η διαμήκης θέση κέντρου βάρους και κέντρου πίεσης δίνεται από την σχέση:

$$M = \left(\frac{a}{c} \right) \% \quad [6.90]$$

Όπου:

a = η απόσταση από το χείλος προσβολής
 c = η χορδή αεροτομής.

Σημείωση: Η παραπάνω σχέση ισχύει για ορθογώνια πτέρυγα. Για άλλης γεωμετρίας πτέρυγα (ελλειψοειδής, τραπεζοειδής, βαλοειδής κ.λ.π.) διαφοροποιείται στην έκφραση.

$$M = \left(\frac{a}{c} \right) \% = \left(\frac{\delta}{MAX} \right) \% \quad [6.91]$$

Όπου:

δ = απόσταση από το χείλος προσβολής της MAX, και MAX= μέση αεροδυναμική χορδή.

- Διαμήκης Έλεγχος:

Ο Διαμήκης Έλεγχος γίνεται όταν το αεροσκάφος περιστρέφεται περί τον εγκάρσιο άξονα και πραγματοποιείται με το πηδάλιο ανόδου - καθόδου (elevators).

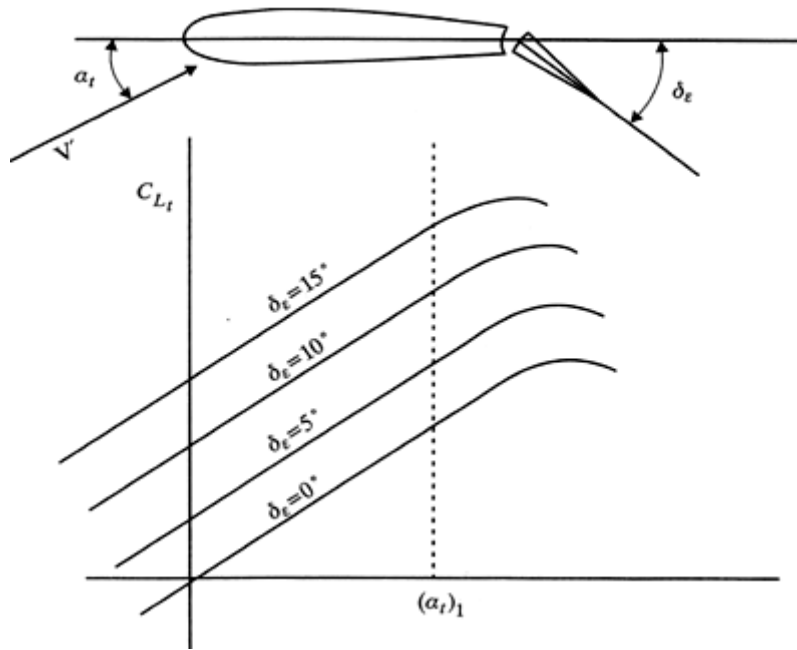
Επίδραση της απόκλισης του elevators στη ροπή πρόνευσης ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Η ροπή πρόνευσης ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους όταν έχουμε απόκλιση του elevator, δίνεται από την σχέση:

$$C_{M,cg} = C_{M,acwb} + C_{L,wb} (h - h_{ac}) - V_H \left(a_1 a_1 + \frac{\partial C_{L,t}}{\partial \delta_\epsilon} \delta_\epsilon \right) \quad [6.92]$$

Όπου:

δ_ϵ = απόκλιση του Elevator και τα άλλα σύμβολα έχουν τις γνωστές έννοιες

Τέλος, μια σχηματική παράσταση της απόκλισης δ_ϵ δίνεται στο Σχήμα 139.



Σχήμα 139: Σχηματική αναπαράσταση υπολογισμού απόκλισης δ_e

Ακολουθεί ο υπολογισμός της γωνίας απόκλισης του πηδαλίου ανόδου, καθόδου (elevator) δ_{min} για να ισορροπεί (trim) το αεροσκάφος: Στη περίπτωση αυτή έχουμε $C_{M_{cg}} = 0$ για $\alpha_a = \alpha_t$ και $\delta_e = \delta_{trim}$, λύνοντας ως προς δ_{trim} δίνεται η σχέση:

$$\delta_{trim} = \frac{C_{M,0} + (\partial C_{M,cg} / \partial \alpha_a) \alpha_t}{V_H \left(\frac{\partial C_{L,t}}{\partial \delta_e} \right)} \quad [6.93]$$

Όπου:

όλα τα μεγέθη έχουν τις γνωστές τους έννοιες.

Η ροπή από τον στροφέα του elevator, H_e (Elevator Hinge Moment) σύμφωνα με το Σχήμα 140 ο συντελεστής ροπής C_{he} από τον στροφέα του Elevator, δίνεται από την σχέση:

$$C_{he} = \frac{H_e}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S_e c_e} \quad [6.94]$$

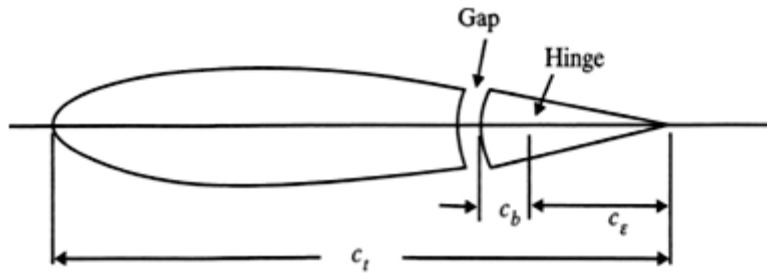
$$C_{he} = \frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha_t} \alpha_t + \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e} \delta_e \quad [6.95]$$

Όπου:

V_∞ = η ταχύτητα πτήσης

ρ_∞ = η πυκνότητα στο ύψος πτήσης

c_e = η απόσταση από τον στροφέα μέχρι το χείλος εκφυγής του elevator.



Σχήμα 140: Ροπή από τον στροφέα του elevator

➤ Πορειικός Έλεγχος:

Ο Πορειικός έλεγχος γίνεται όταν το αεροσκάφος εκτρέπεται από τον κάθετο άξονα και πραγματοποιείται με το πηδάλιο διεύθυνσης (Rudder).

Επίδραση του rudder στην ροπή εκτροπής (Yawing moment). Η ροπή εκτροπής αυξάνεται με την μετακίνηση του πηδαλίου διεύθυνσης (rudder) του αεροσκάφους. Ο συντελεστής που εκφράζει την παραπάνω μεταβολή, δίνεται από την σχέση:

$$C_{N\delta} = -n_i V_u a_u T \quad [6.96]$$

Όπου:

- n_i = λόγος δυναμικής πίεσης του ουραίου πτερώματος,
- V_u = όγκος του κάθετου ουραίου πτερώματος,
- a_u = κλίση της καμπύλης άντωσης του κάθετου ουραίου πτερώματος
- T = συντελεστής επίδρασης του aileron.

➤ Εγκάρσιος Έλεγχος:

Ο Εγκάρσιος Έλεγχος γίνεται, όταν το αεροσκάφος περιστρέφεται περί τον διαμήκη άξονα και πραγματοποιείται από τα Πτερύγια ή Πηδάλια Κλίσης (Ailerons), τα οποία περιστρέφονται αντίθετα.

Επίδραση των Ailerons στην Ροπή Περιστροφής (Roll). Ορισμένες φορές για να μπορέσει ο χειριστής να ισορροπήσει το αεροσκάφος κάνει χρήση των πτερυγίων κλίσης (aileron). Η χρήση αυτών όμως έχει σαν αποτέλεσμα την μεταβολή και μάλιστα την αύξηση της ροπής περιστροφής. Η αύξηση αυτή δίνεται σε μορφή συντελεστή από τον παρακάτω τύπο:

$$C_e = a_0 \cdot \tau \cdot \delta_a \left[\frac{3(x_2^2 - x_1^2) - 2(1-\lambda)(x_2^3 - x_1^3)}{12(1+\lambda)} \right] \quad [6.97]$$

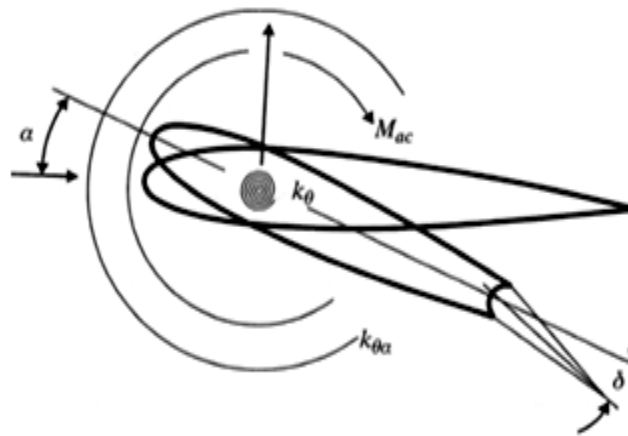
Όπου:

- α = η γωνία προσβολής,
- τ = ο συντελεστής επίδρασης των ailerons,
- δ_a = η γωνία κλίσης των ailerons
- λ = ο λόγος οπισθόκλισης.

➤ Αναστροφή πηδαλίου κλίσης (Aileron Reversal)

Aileron Reversal ονομάζεται το φαινόμενο κατά το οποίο, όταν παρεκκλίνει ένα aileron παρατηρείται η αντίθετη συμπεριφορά από ότι θα αναμενόταν. Αυτή η απροσδόκητη

συμπεριφορά παρατηρείται κυρίως σε αεροσκάφη με λεπτές, ελαστικές πτέρυγες σε λειτουργία, στις υψηλές ταχύτητες. Αν λοιπόν ένα πτερύγιο κλίσης παρεκκλίνει κατά γωνία δ , παράγεται μια αεροδυναμική ροπή που προκαλεί στροφή κατά γωνία α (Σχήμα 141).



Σχήμα 141: Αναστροφή πηδαλίου κλίσης (Aileron Reversal)

Έτσι παράγεται ταυτόχρονα μια αντίθετη ροπή για να ισορροπήσει την αεροδυναμική ροπή. Οπότε:

$$C_e = \left(\frac{C_{l\alpha} C_{M\delta} q c^2}{K_\theta} + C_{l\delta} \right) \delta \quad [6.98]$$

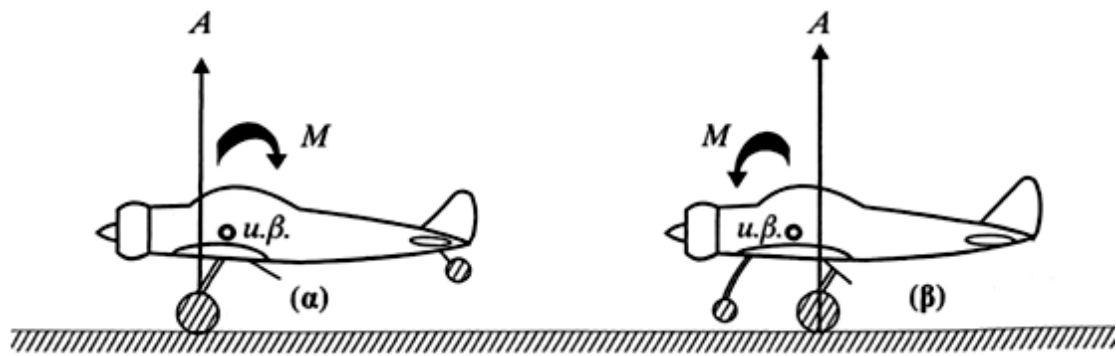
Όπου:

- $C_{l\alpha}$ = ο συντελεστής άντωσης για κλίση α
- $C_{M\delta}$ = ο συντελεστής ροπής πρόνευσης
- q = η δυναμική πίεση,
- c = το μήκος χορδής,
- $C_{l\delta}$ = ο συντελεστής άντωσης για κλίση aileron δ
- δ = η γωνία κλίσης aileron

6.9. ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΣΤΟ ΕΔΑΦΟΣ

Το σύστημα προσγείωσης όλων των σημερινών αεροσκαφών χρησιμοποιεί τρεις τροχούς. Από αυτούς οι δύο «κύριοι» τροχοί είναι τοποθετημένοι συμμετρικά προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους και κοντά στο κέντρο βάρους αυτού, ώστε να φέρουν το μεγαλύτερο μέρος του βάρους. Ο τρίτος «βοηθητικός» τροχός είναι τοποθετημένος σε ένα από τα άκρα της ατράκτου, ανάλογα δε με τη θέση του έχουμε δύο είδη συστημάτων προσγείωσης. Το παλαιότερο, με τροχό ουράς, το οποίο ονομάζεται «σύνηθες» και το νεότερο, με τροχό ρύγχους, το οποίο ονομάζεται «τρίκυκλο».

Είναι προφανές ότι, η τριγωνική βάση την οποία σχηματίζουν τα σημεία επαφής των τροχών στο έδαφος πρέπει να περικλείει την κατακόρυφη του κέντρου βάρους του αεροσκάφους (Σχήμα 142).



Σχήμα 142: Τριγωνική βάση τροχών αεροσκάφους με τα έδαφος

Έτσι, στο «σύνηθες» σύστημα οι κύριοι τροχοί βρίσκονται εμπρός από το κέντρο βάρους (Σχήμα 142 α), ενώ στο «τρίκυκλο» σύστημα βρίσκονται πίσω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. (Σχήμα 142 β). Η θέση του κέντρου βάρους, ως προς τους κύριους τροχούς του αεροσκάφους, αποτελεί την κύρια αιτία υπεροχής του «τρίκυκλου» συστήματος από το «σύνηθες» σε θέματα ελέγχου και ευστάθειας στο έδαφος. Ακόμα, η διαρκής οριζόντια θέση του διαμήκη άξονα που παρέχει το «τρίκυκλο» σύστημα στο αεροσκάφος, παρέχει και τα παρακάτω προτερήματα:

- Ευκολότερη φόρτωση ή επιβίβαση
- Καλύτερη ορατότητα, ιδιαίτερα όταν πρόκειται για μονοκινητήρια
- Μικρότερη απογείωση, γιατί έχει μικρότερη οπισθέλκουσα
- Έλλειψη τάσης ανύψωση του αεροσκάφους σε ριπαίο άνεμο.

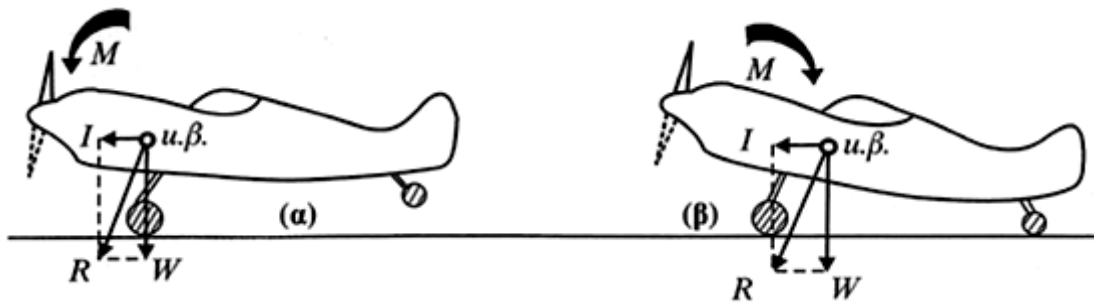
Αντίθετα τα αεροσκάφη με «σύνηθες» σύστημα, έχουν μικρότερη προσγείωση εξαιτίας της μεγαλύτερης οπισθέλκουσας, την οποία προκαλεί η μεγάλη κλίση του διαμήκη άξονα και παρουσιάζουν μικρότερες βλάβες σε περίπτωση θραύσης του βοηθητικού τροχού. Τέλος για την πραγματοποίηση ευελιξίας του αεροσκάφους κατά τις τροχοδρομήσεις, ο άξονας στήριξης του βοηθητικού τροχού είναι στρεπτός γύρω από τον εαυτό του, ο δέ τροχός είναι κατευθυνόμενος ή αυτοπροσανατολιζόμενος (τροχός του ρύγχους και μερικές φορές ο τροχός της ουράς).

6.9.1. ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ

Όταν η προσγείωση ενός αεροσκάφους με «σύνηθες» σύστημα γίνεται στους κύριους τροχούς μόνο, τότε παρουσιάζεται μία ροπή πρόνευσης M του αεροσκάφους προς τα επάνω, επειδή η αντίδραση του εδάφους A , βρίσκεται μπροστά από το κέντρο βάρους αυτού. Η πρόνευση αυτή προσπαθεί να αυξήσει τη γωνία προσβολής και υπάρχει φόβος η άντωση που αναπτύσσεται να ξεπεράσει το βάρος του αεροσκάφους και να προκαλέσει ανύψωση αυτού. Το αεροσκάφος με «τρίκυκλο» σύστημα δεν έχει παρόμοιο μειονέκτημα, διότι η ροπή πρόνευσης που δημιουργείται από την αντίδραση του εδάφους, η οποία τώρα βρίσκεται πίσω από το κέντρο βάρους, έχει διεύθυνση προς τα κάτω.

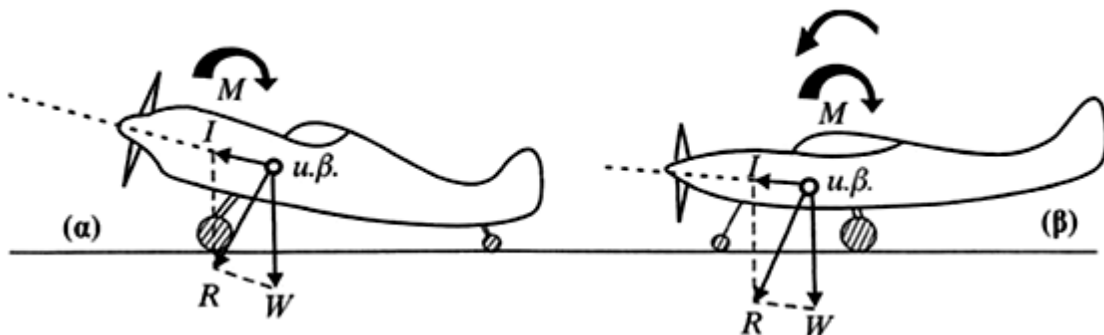
Η τάση ανατροπής προς τα εμπρός που εμφανίζεται σε ένα αεροσκάφος με «σύνηθες» σύστημα κατά την προσγείωση εξουδετερώνεται με εφαρμογή αρνητικής άντωσης στο οριζόντιο πτέρωμα αυτού και η οποία πραγματοποιείται με ακραία απόκλιση προς τα επάνω (έλξη χειριστηρίου) του πηδαλίου ανόδου - καθόδου και καμιά φορά, με

συγκράτηση της ουράς προς τα κάτω από το προσωπικό εδάφους, για την περίπτωση δοκιμής του κινητήρα. Στο Σχήμα 143 απεικονίζεται αεροσκάφος με «σύνηθες» σύστημα και με τις δυνάμεις που εμφανίζονται στο κέντρο βάρους κατά τη πέδηση, δηλαδή την προς τα εμπρός δύναμη αδράνειας I και το βάρος W .



Σχήμα 143: Αεροσκάφος με «σύνηθες» σύστημα, απεικόνιση δυνάμεων στο κέντρο βάρους κατά τη πέδηση

Όπως διακρίνεται από το Σχήμα 143 α όταν ο κύριος τροχός βρίσκεται κοντά στο κέντρο βάρους, η συνισταμένη R αυτών των δυνάμεων παρέχει ως προς το σημείο επαφής του τροχού στο έδαφος μία ροπή M , η οποία προσπαθεί να ανατρέψει το αεροσκάφος προς το ρύγχος του. Ενώ από το Σχήμα 144 όπου η οριζόντια δύναμη μπορεί να είναι η δύναμη αδράνειας εξαιτίας της πέδησης, ή η ώθηση του προωθητικού συστήματος, το αεροσκάφος με τρίκυκλο σύστημα δεν παρουσιάζει αυτό το μειονέκτημα, διότι ο τροχός του ρύγχους εμποδίζει την ανατροπή προς τα εμπρός.

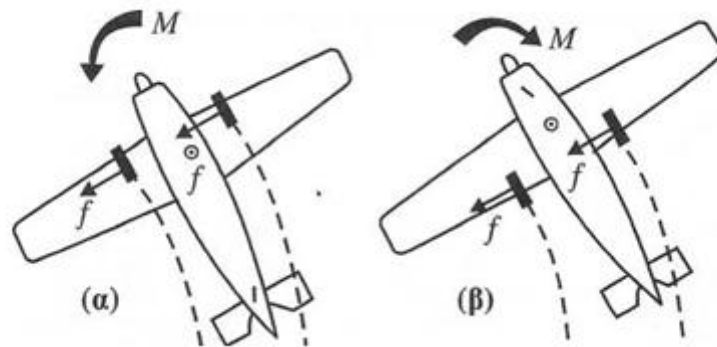


Σχήμα 144: Απεικόνιση δυνάμεων στο κέντρο βάρους κατά ώθηση του προωθητικού συστήματος του αεροσκάφους

Πάντως η αποφυγή υπερφόρτισης του ριναίου τροχού στη δοκιμή του κινητήρα στο έδαφος, συνηθίζεται να γίνεται από το χειριστή μία ελαφρή έλξη του χειριστηρίου προς τα πίσω. Τέλος, κατά το τελικό στάδιο της απογείωσης του αεροσκάφους και ενώ μέρος του βάρους αυτού, φέρεται ακόμα από το έδαφος, ο χειριστής με δράση στο πηδάλιο ανόδου - καθόδου, προκαλεί την ανύψωση του ριναίου τροχού, με σκοπό να μεταθέσει το κέντρο βάρους προς τα πίσω, έτσι ώστε να μη φέρει αυτός ο τροχός μεγάλο βάρος, με αποτέλεσμα η δύναμη που χρειάζεται να ασκηθεί στο χειριστήριο για την απόκλιση του πηδαλίου ανόδου - καθόδου να μην είναι πολύ μεγάλη. Αποδεικνύεται δε, ότι υπάρχει μία ακραία θέση του κέντρου βάρους πέρα από την οποία, η δύναμη αυτή γίνεται απαράδεκτα μεγάλη, συχνά δε αυτή η θέση είναι κρίσιμη, διότι βρίσκεται πίσω από αυτή που επιβάλλεται για ζητήματα ελέγχου κατά τη προσγείωση.

6.9.2. ΠΟΡΕΙΑΚΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΣΤΟ ΈΔΑΦΟΣ

Ένα αεροσκάφος όταν βρίσκεται σε τροχοδρόμηση ή διαδρόμηση και έχει πλάγιο άνεμο ή δεχθεί μία πλευρική ριπή, ή συναντήσει μία σοβαρή ανωμαλία του εδάφους, αναγκάζεται να εκτελέσει αυτόματα στροφή. Τότε αναπτύσσονται στους κυρίους τροχούς οι αντιδράσεις του εδάφους f , οι οποίες διευθύνονται προς το κέντρο της στροφής. Όπως παρατηρείται στο Σχήμα 145 η ροπή M των αντιδράσεων f ως προς το κέντρο βάρους είναι, στη περίπτωση που το αεροσκάφος έχει «σύνηθες» σύστημα, ενισχυτική της στροφής, η οποία έτσι συνεχίζεται, ενώ στην περίπτωση του τρίκυκλου συστήματος ανταγωνιστική της στροφής, η οποία σταματάει με αποτέλεσμα το αεροσκάφος να επανέλθει στην ευθεία τροχιά.



Σχήμα 145: Πορεία ευστάθεια αεροσκάφους στο έδαφος

Διακρίνεται λοιπόν ότι, το αεροσκάφος με «σύνηθες» σύστημα είναι πορεία ασταθές στη διαδρόμηση, ενώ το αεροσκάφος με τρίκυκλο σύστημα είναι πορεία ευστάθες. Γι' αυτό το λόγο υπάρχει σήμερα σαφής προτίμηση του τρίκυκλου συστήματος για όλα τα αεροσκάφη γενικά και ιδιαίτερα για τα πολεμικά, τα οποία είναι υποχρεωμένα να λειτουργούν από μικρά αεροδρόμια με πλάγιο άνεμο ή να εκτελούν δύσκολες εσωτερικές προσγειώσεις.

Τα αεροσκάφη τώρα με «σύνηθες» σύστημα έχουν αρκετή δραστικότητα του πηδαλίου διεύθυνσης και της διάταξης της διαφορικής πέδησης των τροχών, ώστε ο χειριστής να μπορεί να εμποδίζει την τυχόν συνέχιση της πορείας εκτροπής. Παρόλα αυτά όταν ο πλάγιος άνεμος υπερβεί τις δυνατότητες του αεροσκάφους, ή γίνει κάποια αδέξια χρήση των παραπάνω μέσων, σε ανώμαλες καιρικές συνθήκες από το χειριστή, είναι δυνατό, η «έμφυτη» πορεία αστάθεια που έχει το αεροσκάφος στο έδαφος, να οδηγήσει στη λεγόμενη ανακύκλωση εδάφους, δηλαδή μια στροφή του αεροσκάφους κατά ένα ημικόκλιο, με σίγουρη σοβαρή βλάβη του αεροσκάφους.

Τέλος, σε νεώτερα συνήθη συστήματα προσγείωσης, οι κύριοι τροχοί, έχουν μία διάταξη αυτοπροσανατολισμού μέχρι κάποιας γωνίας, οπότε αν σταματήσουν σε αντιδράσεις f , το αεροσκάφος γίνεται πορεία ευστάθεστερο και έχει ικανότητα απογείωσης και προσγείωσης σε ισχυρό πλάγιο άνεμο.

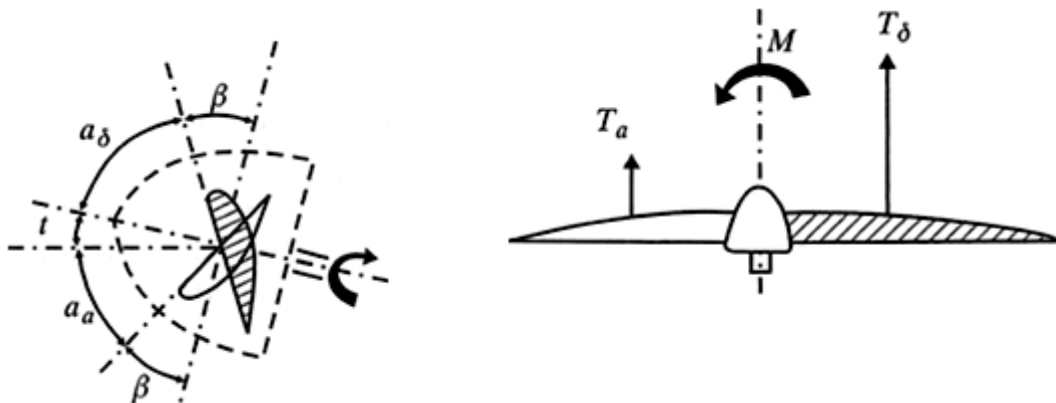
6.9.3. ΤΑΣΕΙΣ ΕΚΤΡΟΠΗΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗ

Τα ελικοκίνητα αεροσκάφη, ακόμα και σε καλές καιρικές συνθήκες και χωρίς πλάγιο άνεμο, κατά τη διαδρόμηση τους παρουσιάζουν μεγαλύτερη ή μικρότερη τάση εκτροπής από την ευθεία τροχιά. Η τάση αυτή οφείλεται σε διάφορα φαινόμενα, τα οποία προκαλείτο ελικοκίνητο προωθητικό σύστημα, εξουδετερώνεται όμως εύκολα με το πηδάλιο διεύθυνσης

και τη διαφορική πέδηση, εφόσον ο χειριστής επέμβει άμεσα και επιδέξια. Αυτά τα φαινόμενα αναφέρονται παρακάτω, για την περίπτωση ενός αεροσκάφους με «σύνηθες» σύστημα προσγείωσης και με μονή έλικα, η οποία (όπως και ο κινητήρας), έστω ότι στρέφεται προς τα δεξιά:

- Συστροφή του ελικορεύματος: η συστροφή αυτή προκαλεί εκτροπή με φορά αντίθετη από της περιστροφής της έλικας, δηλαδή προς τα αριστερά.
- Στρεπτική ροπή αντίδρασης: η ροπή αυτή επειδή έχει φορά προς τα αριστερά αυξάνει τη δύναμη έδρασης του αριστερού κύριου τροχού στο έδαφος, με αποτέλεσμα την αύξηση της τριβής κύλισης αριστερά και επομένως εκτροπής αριστερά.
- Ανισότητα ώθησης στα πτερύγια της έλικας: το φαινόμενο αυτό, το οποίο οφείλεται στη γωνία μεταξύ της οριζόντιας ταχύτητας του αέρα και του κεκλιμένου άξονα της έλικας, παρέχει για δεξιόστροφο έλικα εκτροπή αριστερά.
- Γυροσκοπική ενέργεια: η πρόνευση του αεροσκάφους κάτω κατά τη στιγμή της ανύψωσης της ουράς προκαλεί εκτροπή αριστερά

Όπως φαίνεται από το Σχήμα 146 και τα δύο πτερύγια της έλικας όπως είναι φυσικό έχουν την ίδια γωνία βήματος β . Αλλά εξαιτίας της γωνίας η μεταξύ της ταχύτητας και του άξονα της έλικας, η γωνία προσβολής α_δ του κατερχόμενου δεξιού πτερυγίου είναι μεγαλύτερη από τη γωνία προσβολής α_a του ανερχόμενου αριστερού πτερυγίου, έτσι, από τη διαφορά αυτή των γωνιών προσβολής, η ώθηση T_δ του δεξιού πτερυγίου, είναι μεγαλύτερη από την ώση T_a του αριστερού πτερυγίου, με αποτέλεσμα να δημιουργηθεί η προς τα αριστερά ροπή εκτροπής M .



Σχήμα 146: Τάσεις εκτροπής κατά την απογείωση του αεροσκάφους και γωνίες βήματος

Καταλήγοντας θα πρέπει να αναφέρουμε ότι για τα φαινόμενα (a) και (b), όπως έχουμε αναφέρει προηγούμενα, υπάρχουν ειδικές διατάξεις στο αεροσκάφος που ελαττώνουν τις τάσεις εκτροπής που προέρχονται από αυτά. Παρόλα αυτά, επειδή αυτές οι τάσεις έχουν την ίδια φορά, η τελική τάση είναι αρκετά μεγάλη σ' αυτή την περίπτωση. Έτσι αν χρησιμοποιήσουν διδύμες έλικες, οι οποίες να περιστρέφονται αντίθετα, ή στροβιλωθητή, απαλλάσσουν το σύστημα από τις τάσεις (a), (b) και (c), ενώ η τάση (d) είναι αμελητέα στην περίπτωση τρίκυκλου συστήματος προσγείωσης, ιδιαίτερα όταν το προωθητικό σύστημα είναι στροβιλωθητής.

ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία στόχευε στην ανάλυση και την περιγραφή σε ότι αφορά τον έλεγχο του αεροσκάφους καθώς και τα αντίστοιχα συστήματα που το απαρτίζουν.

Στο τεύχος αυτό περιγράφηκε το σύστημα αξόνων και τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, δόθηκαν οι γενικές έννοιες και οι γεωμετρικές βασικών μερών τους όπως είναι πτέρυγα, άτρακτος, ουραίο πτέρωμα, πηδάλια και τα υπόλοιπα μέρη των αεροσκαφών. Επιπλέον, αναλύθηκαν οι αεροτομές των αεροσκαφών χαμηλών ταχυτήτων, η ροή γύρω από την αεροτομή καθώς και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών, η γωνία σφήνωσης, η κατανομή πίεσης, η άντωση και η καμπύλη συντελεστή άντωσης, οι αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές που εφαρμόζονται, η μεταβολή κατανομής πίεσης με γωνία προσβολής καθώς και η μετατόπιση του κέντρου πίεσης. Έπειτα αναλύθηκε ότι αφορά τη πεπερασμένη πτέρυγα, τα χαρακτηριστικά της ροής, τον υπολογισμό άντωσης και τη μεταβολή άντωσης της. Αναλύθηκε η επαγωγική οπισθέλκουσα και οι τρόποι ελάττωσης της, η ολική οπισθέλκουσα πτέρυγας και αεροσκάφους, η ροπή πρόνευσης καθώς επίσης και συμπεριφορά στροβίλων των ακροπτερυγίων του αεροσκάφους. Στην συνέχεια ακολούθησαν οι υπεραντωτικές διατάξεις και συγκεκριμένα οι διατάξεις που αλλάζουν την γεωμετρία της αεροτομής (με πτερύγιο καμπυλότητας χείλους έκφυγής και με πτερύγιο καμπυλότητας με χείλους προσβολής) πραγματοποιήθηκε ανάλυση των διατάξεων ελέγχου του οριακού στρώματος, η σχισμή χείλους προσβολής, η έγχυση αέρα στο οριακό στρώμα απορρόφηση οριακού στρώματος καθώς και η σύγκριση των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων. Ακόμα δόθηκε έμφαση στις δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος, όπως η ισορροπία των δυνάμεων, το κέντρο βάρους του, οι δυνάμεις αδρανείας, οι αεροδυναμικές δυνάμεις, οι δυνάμεις από ριπές, οι δυνάμεις συμπίεσης, οι δυνάμεις από κινητήρα, οι δυνάμεις από εξωτερικά φορτία και οι δυνάμεις εδάφους (αντίδραση εδάφους κατά την προσγείωση, πλευρικές δυνάμεις, φορτία τριβών κ.ά.).

Ωστόσο, στο βασικό μέρος της εργασίας αναλύθηκε η ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους, περιγράφηκε ο αδιάστατος συντελεστής, η διαμήκης στατικής ευστάθειας και ο έλεγχος, η στατική εγκάρσια ευστάθεια και ο έλεγχος, η πορεία ευστάθειας και ο έλεγχος, η θέση του ουραίου πτερώματος, η δυναμική ευστάθεια. Έπειτα αναλύθηκε ο έλεγχος του αεροσκάφους, μέσω των αξόνων και των κινήσεων του αεροσκάφους, τα πηδάλια, την αεροδυναμική αντίσταση, το αντισταθμιστικό πτερύγιο, οι μεταβολές του κέντρου βάρους και της πίεσης, ο πορεία ελέγχος, πλευρικός έλεγχος, ο έλεγχος σε μικρές ταχύτητες και δίνεται και το τυπολόγιο που χρησιμοποιείται για την μελέτη του ελέγχου του αεροσκάφους. Ακόμα, ακολούθησε η ευστάθεια και ο έλεγχος του αεροσκάφους όταν αυτό βρίσκεται στο έδαφος (διαμήκη και παρειακή ευστάθεια στο έδαφος και τάσεις εκτροπής κατά την προσγείωση).

Ο απολογισμός της εργασίας έχει ως συμπεράσματα την δυνατότητα κατανόησης του αναγνώστη στα θέματα που αφορούν τον έλεγχο του αεροσκάφους και των αντιστοιχών συστημάτων του. Μέσω αυτού του τεύχους δόθηκε μια πλήρη ανάλυση της γεωμετρίας των αεροσκαφών καθώς και των δυνάμεων που ασκούνται σε αυτό σε διάφορες φάσεις (απογείωση, προσγείωση, στροφή κ.ά.) με συνέπεια να δοθεί ο τρόπος ελέγχου και ευστάθειας του αεροσκάφους. Θα πρέπει να σημειωθεί σε κάθε περίπτωση μελέτης του αεροσκάφους απαιτούνται ειδικευμένοι επιστήμονες - μηχανικοί και γνώστες του αντικειμένου.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- Abbot I.H., 1958, Theory of wing sections Dover Publications, In, New York, U.S.A
- Allen T. Jr., 1972, Fluid Mechanics, Mc Graw, Hill Company, New York, U.S.
- Αεροσκάφη Airbus: <https://www.airbus.com/>
- Γεωργαντόπουλου Χ.Γ. και Γεωργαντόπουλος Γ.Α., 2001, Ασκήσεις Αεροδυναμικής, Εκδόσεις Συμεών, Αθήνα
- Γεωργαντόπουλος Γ., Κορρας Α. και Γεωργαντόπουλου Α., 2006, Αεροδυναμική II Εκδόσεις Συμεών, Αθήνα.
- Γεωργαντόπουλος Γ., Παπαβασιλόπουλος Α. και Γεωργαντόπουλου Α., 2007, Μηχανική Πτήση II, Εκδόσεις Συμεών, Αθήνα
- Γεωργαντόπουλου Χ.Γ. και Γεωργαντόπουλος Γ.Α., 2015, Εφαρμοσμένη αεροδυναμική, Εκδόσεις Τσότρας, Αθήνα
- Γιάγκος Π.Ι., 1962 Στοιχεία Αεροσυναμικής Αεροπλάνα Μεγάλων Ταχυτήτων. Εκδόσεις Δεκέλεια, Αθήνα.
- Διαδικτυακή εγκυκλοπαίδεια: <https://el.wikipedia.org/wiki/>
- Ελληνική αεροπορική βιομηχανία Α.Ε. <http://www.haicorp.com/el/products-el/service-el/aircrafts-maint-el>
- Ζορμπά Λ. και Τσάγκαλη Π., 2018, Συστήματα ελέγχου αεροσκαφών, Τ.Ε.Ι. Δυτικής Ελλάδας, Πτυχιακή Εργασία, Πάτρα.
- Holman J.P. 1972, Heat transfer, Mc Graw, Hill Company, New York, U.S.A
- Houghton Ex. Brock A.E, 1993, Aerodynamics for Engineering students, Edwards Arnold.
- Παπανίκας Γ., 1978, 1987, Εφαρμοσμένη Ρευστοδυναμική, Πάτρα.
- Παντζάλης Ν., 2008, Μηχανική των ρευστών, Εκδόσεις Ίδρυμα Ευγενίδου, Αθήνα.
- Πολεμική Αεροπορία Αεροσκάφη: <https://www.haf.gr/multimedia/photos/planes/>
- Πολυζάκης Α., 2012, Λειτουργίας αεροστροβίλων – Παραδείγματα ενέργειας – Πρώθησης, Εκδόσεις Heat Cool Power, Αθήνα.
- Πολυζάκης Α., 2016, Ρευστοδυναμικές Μηχανές, Στροβιλομηχανές –Υδροδυναμικές Μηχανές, Εκδόσεις Heat Cool Power, Αθήνα
- Καρακιάζογλου Γ., 2008, Αρχές Σχεδίασης Αεροσκαφών, Εκδόσεις Ζαμπάρα

Κουλλίας Ι. και Καρακιοζογλου Γ., 2006, Στοιχεία Υπολογισμού, Κατασκευής και Συντήρησης Αεροσκαφών, Εκδόσεις Ζαμπάρα.

Kucheman D., 1978, the aerodynamics design of aircraft, Pengranon press, Oxford

Λιάπη Ι., 2014, Σύστημα πρόωσης αεροσκάφους, Τ.Ε.Ι. Ανατολικής Μακεδονίας και Θράκης, Πτυχιακή εργασία, Καβάλα.

Μπεγλερές Γ., 1983. Αεροδυναμική του Αεροσκάφους, Εκδόσεις Παπασωτηρίου, Αθήνα

Μπεγλερές Γ., 1995. Αεροδυναμική του υποηχητικού αεροσκάφους, Εκδόσεις Παπασωτηρίου, Αθήνα

Miser R., 1959, Theory of flights, Dover Publications, Inc New York, U.S.A

Schlichting H., Truckembrodt E., 1967, Aerodynamics des Flufreuges, Verlag, Berlin

Schlichting H., 1968, Boungary layer theory, Mc Graw, Hill Company, New York, U.S.A

Seddon J., 1990, Basic Helicopter aerodynamics, BPS, Professional Books.

White F.W., 1994, Fluid Mecanics, Mc Graw, Hill Company, New York, U.S.A

Fox A. and Mc Donald T., 1994, Introduction to fluid mechanics, Wiley