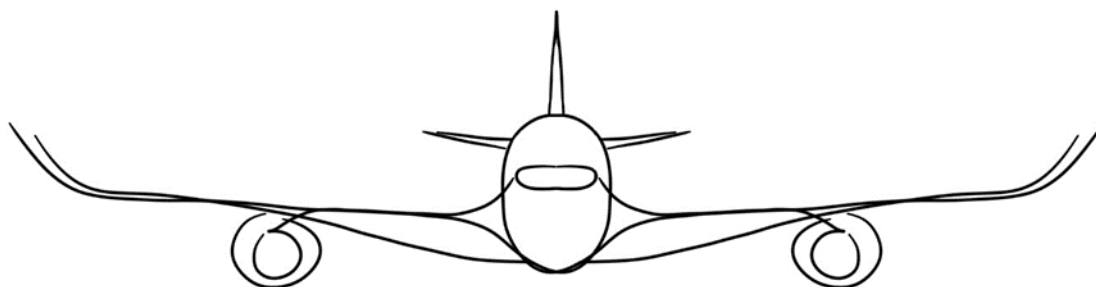


Ανάπτυξη Λογισμικού Προκαταρκτικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών



Διπλωματική εργασία
Στεφανία Στεφανοπούλου

Επίβλεψη: **Ν. Αρετάκης**,
Αναπληρωτής Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα,
Ιούλιος 2023

Πρόλογος

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου, κ. Νικόλαο Αρετάκη, ο οποίος μου έδωσε την ευκαιρία να ασχοληθώ με μία διπλωματική εργασία που εκφράζει το πάθος μου στην αεροναυπηγική και είχα την ευκαιρία να αποκτήσω πληθώρα νέων γνώσεων. Επιπλέον, θα ήθελα να τον ευχαριστήσω για την καθοδήγηση, τις συμβουλές και τις υποδείξεις του κατά την υλοποίηση της διπλωματικής εργασίας.

Ευχαριστώ τους φίλους που απέκτησα στην πολυτεχνική κοινότητα και ομόρφυναν τα ακαδημαϊκά μου χρόνια. Ιδιαίτερα, ωστόσο, ευχαριστώ τους φίλους μου, Μάνθο και Μιγάλη, η υποστήριξη των οποίων αποτέλεσε εφαλτήριο για την προσωπική μου εξέλιξη και η παρέα τους μια ευχάριστη περιπέτεια.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους γονείς μου και την αδερφή μου, Δανάη, για την βοήθεια και την υποστήριξη τους, που συντέλεσαν καθοριστικά στην έως τώρα επιμορφωτική μου πορεία.



Ανάπτυξη Λογισμικού Προκαταρκτικού Σχεδιασμού Αεροσκαφών

Διπλωματική εργασία
Στεφανία Στεφανοπούλου

Επίβλεψη: **Ν. Αρετάκης**,
Αναπληρωτής Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, Ιούλιος 2023

Περίληψη

Σκοπός της παρούσας εργασίας είναι η δημιουργία ενός υπολογιστικού μοντέλου για την προκαταρκτική διαστασιολόγηση και την εκτίμηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ενός αεροσκάφους με μικρό αριθμό δεδομένων εισόδου. Η εργασία επικεντρώνεται σε εμπορικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών μεσαίας και μεγάλης εμβέλειας με κινητήρες turbofan. Αρχικά, παρουσιάζονται αναλυτικά οι παράμετροι σχεδιασμού, ο προκαταρκτικός υπολογισμός του βάρους καθώς και τον αναλυτικό σχεδιασμό όλων των επιμέρους μερών του αεροσκάφους όπως της ατράκτου, της πτέρυγας, του ουραίου τμήματος και του μηχανισμού προσγείωσης καθώς και η επιλογή του κινητήρα. Στη συνέχεια η διαδικασία σχεδιασμού υλοποιήθηκε με χρήση γραφικού περιβάλλοντος στο λογισμικό MATLAB. Τέλος, έγινε εφαρμογή του λογισμικού στα πλαίσια πιστοποίησης της εγκυρότητάς του για τον επανασχεδιασμό έξι σύγχρονων εμπορικών αεροσκαφών. Τα αποτελέσματα του σχεδιασμού συγκρίνονται με τα πραγματικά δεδομένα. Από τα αποτελέσματα προκύπτει ότι το λογισμικό που αναπτύχθηκε παρέχει ικανοποιητική ακρίβεια για τον προκαταρκτικό σχεδιασμό αεροσκαφών.



Development of Aircraft Preliminary Design Software

Diploma Thesis

Stefania Stefanopoulou

Academic Supervisor: Nikolaos Aretakis,
Associate Professor NTUA

Athens, July 2023

Abstract

The purpose of this thesis is the development of a computational model for commercial aircraft preliminary design with a small number of inputs. The study focuses on aircraft of medium and long range with turbofan engines. Initially, the design parameters are presented in detail, including the preliminary weight calculation and the individual design of all aircraft parts, such as fuselage, wing, tail, landing gear and engine selection. Subsequently, the design process was implemented using MATLAB software environment. Finally, the software was applied within the framework of its validity certification for the redesign of six modern commercial aircraft. The design results are compared with actual data. The results indicate that the developed software provides satisfactory accuracy for the preliminary design of commercial aircrafts.

Περιεχόμενα

ΠΡΟΛΟΓΟΣ.....	III
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ.....	VII
1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ	1
1.1 Ιστορική αναδρομή της ανάπτυξης των αεροσκαφών	1
1.2 Τι είναι ο σχεδιασμός αεροσκαφών ;.....	1
1.3 Εισαγωγή στο σχεδιασμό αεροσκαφών	2
1.4 Μέθοδος υλοποίησης διπλωματικής εργασίας	3
1.5 Δομή διπλωματικής εργασίας	4
2 ΠΡΟΚΑΤΑΡΚΤΙΚΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ	6
2.1 Παράμετροι σχεδιασμού	6
2.2 Προκαταρκτικός υπολογισμός βαρών (Preliminary Weight)	8
2.3 Σχεδιασμός ατράκτου (Fuselage Design)	15
2.3.1 Αεροδυναμικές αντιστάσεις ατράκτου.....	21
2.3.2 Βάρος ατράκτου	22
2.4 Σχεδιασμός πτέρυγας (Wing Design)	22
2.4.1 Αεροτομή (Airfoil).....	28
2.4.2 Οπισθόκλιση (Sweepback).....	31
2.4.3 Γωνία πρόσπτωσης (angle of attack)	32
2.4.4 Γωνία συστροφής (Wing twist).....	33
2.4.5 Γωνία διέδρου (Dihedral angle)	34
2.4.6 Συσκευές υψηλής άνωσης (High lift device)	34
2.4.7 Συντελεστής άνωσης αεροσκάφους	37
2.4.8 Αεροδυναμικές αντιστάσεις πτέρυγας	37
2.4.9 Βάρος πτέρυγας.....	39
2.5 Σχεδιασμός ουραίου τμήματος (Tail Design)	39
2.5.1 Σχεδιασμός ουραίου τμήματος.....	41
2.5.2 Τμήμα αεροτομής.....	45
2.5.3 Χαρακτηριστικά του ουραίου τμήματος	46
2.5.4 Αεροδυναμικές αντιστάσεις ουραίου τμήματος.....	48

2.5.5	Βάρος ουραίου τμήματος	49
2.6	Σχεδιασμός μηχανισμού προσγείωσης (Landing Gear Design)	50
2.6.1	Υπολογισμός σημείων τοποθέτησης	51
2.6.2	Αεροδυναμικές αντιστάσεις	52
2.6.3	Βάρος εξοπλισμού προσγείωσης.....	53
2.7	Ισορροπία αεροσκάφους.....	53
3	ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ & ΠΡΟΩΘΗΤΙΚΗ ΜΟΝΑΔΑ	55
3.1	Επιδόσεις αεροσκάφους (Aircraft Performance).....	55
3.1.1	Κριτήρια αεροδρομίου (Airport Performance)	56
3.1.2	Κριτήρια πτήσης (Cruising Performance).....	64
3.2	Διάγραμμα κριτηρίων	68
3.3	Επιλογή κινητήρα (Engine Selection).....	70
3.3.1	Θέση κινητήρων	72
4	ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΩΔΙΚΑ ΜΟΝΤΕΛΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	74
4.1	Υλοποίηση υπολογιστικού μοντέλου	74
4.1.1	Υπολογιστικό μοντέλο προκαταρκτικού σχεδιασμού αεροσκαφών.....	75
4.1.2	Κώδικας υποσυστημάτων	77
4.1.3	Επιδόσεις αεροσκάφους και προκαταρκτικός υπολογισμός βαρών 81	
4.2	Εφαρμογή αεροσκάφους.....	83
4.2.1	Παρουσίαση της εφαρμογής	83
5	ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΜΟΝΤΕΛΟΥ.....	88
5.1	Εφαρμογή σε πραγματικά αεροσκάφη	88
5.1.1	Σύγκριση γεωμετρικών χαρακτηριστικών	90
5.1.2	Αεροδυναμικά αποτελέσματα	92
5.1.3	Εκτίμηση βάρους.....	93
6	ΑΝΑΚΕΦΑΛΑΙΩΣΗ-ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ -ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ	96
6.1	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα	96
6.2	Προτάσεις βελτίωσης.....	97

Κεφάλαιο 1

1 Εισαγωγή

1.1 Ιστορική αναδρομή της ανάπτυξης των αεροσκαφών

Η ιστορία της μηχανοκίνητης αεροπλοΐας ξεκινάει στις αρχές του 20^{ου} αιώνα. Οι πτήσεις των αδελφών Ράιτ το 1903 αναγνωρίστηκε από τη Διεθνή Ομοσπονδία Αεροναυτικής ως «η πρώτη παρατεταμένη και ελεγχόμενη βαρύτερη από τον αέρα πτήση» [1]. Το πρώτο σχέδιο αεροσκάφους αφορά στο μονοπλάνο με ελκυστήρα Blériot VIII, το 1908 [2]. Η μεσολάβηση του πρώτου και του δεύτερου Παγκόσμιου Πολέμου έφεραν σημαντική ανάπτυξη στην αεροναυπηγική. Το πρώτο λειτουργικό αεριωθούμενο αεροσκάφος ήταν το Γερμανικό Heinkel He 178, το οποίο δοκιμάστηκε το 1939 [2]. Το πρώτο επιβατικό αεριωθούμενο αεροπλάνο ήταν το de Havilland Comet, το οποίο πέταξε για πρώτη φορά το 1952 [2]. Ενώ το πρώτο ευρέως επιτυχημένο εμπορικό αεροσκάφος ήταν το Boeing 707 το οποίο υπήρξε σε εμπορική χρήση για πάνω από 50 χρόνια, από το 1958 έως το 2010 [2].

Σημαντικές προσωπικότητες στον τομέα του σχεδιασμού αεροσκαφών αποτελούν ο Dr. Jan Roskam, ο Dr. Daniel P. Raymer και ο Dr. Egbert Torenbeek, οι οποίοι έχουν τιμηθεί με το βραβείο «Aircraft Design Award» το 2007, 2010 και 2013 αντίστοιχα [3]. Εξέχουσα θέση έχει το έργο του Dr. Jan Roskam, ο οποίος είναι από τους πρωτοπόρους στη συγγραφή επιστημονικών βιβλίων για τις μεθόδους σχεδιασμού αεροσκαφών και αποτέλεσε βάση πολλών μετέπειτα συγγραμμάτων. Η υλοποίηση της παρούσας διπλωματικής εργασίας βασίζεται κυρίως στα συγγράμματα των τριών αυτών ερευνητών.

1.2 Τι είναι ο σχεδιασμός αεροσκαφών ;

Ο σχεδιασμός αεροσκαφών είναι ένας ξεχωριστός κλάδος της αεροναυπηγικής μηχανικής που διαφέρει από τους αναλυτικούς κλάδους, όπως η αεροδυναμική, οι κατασκευές, ο έλεγχος και η πρόωση. Ο σχεδιασμός αεροσκαφών απαιτεί εξοικείωση

με αυτές τις ειδικότητες αν και δεν εξετάζονται τέτοιου είδους αναλύσεις σε αυτό το στάδιο. Ο "σχεδιασμός" ορίζεται ως η δημιουργία της γεωμετρικής περιγραφής του αεροσκάφους που πρόκειται να κατασκευαστεί.

Ένας άρτιος σχεδιασμός καλείται να ανταποκριθεί σε μία πληθώρα απαιτήσεων. Ενδεικτικά, το σύστημα προσγείωσης θα πρέπει να σχεδιαστεί κατάλληλα ώστε να ταιριάζει στις απαιτήσεις βάρους και διαστάσεων. Παράλληλα, οι δεξαμενές καυσίμων θα πρέπει να βρίσκονται κοντά στο κέντρο βάρους. Τα δομικά στοιχεία θα πρέπει να έχουν προσεγγιστεί κατάλληλα ώστε να είναι απλά και ελαφριά. Τέλος, η συνολική διάταξη θα πρέπει να καλύπτει σχεδιαστικές απαιτήσεις αεροδυναμικής και όψης.

1.3 Εισαγωγή στο σχεδιασμό αεροσκαφών

Η διαδικασία σχεδιασμού του αεροσκάφους χωρίζεται σε τρία στάδια. Πιο συγκεκριμένα, αποτελείται από το στάδιο του εννοιολογικού σχεδιασμού, το στάδιο του προκαταρκτικού σχεδιασμού και, τέλος, το στάδιο του λεπτομερούς σχεδιασμού.

Εννοιολογικός σχεδιασμός (Conceptual Design)

Το πρώτο στάδιο του σχεδιασμού είναι ο εννοιολογικός σχεδιασμός. Πρόκειται για την αρχή της διαδικασίας σχεδιασμού κατά την οποία εξετάζονται οι προδιαγραφές που έχουν τεθεί βάσει διαφορετικών λύσεων σχεδιασμού. Καθώς ο σχεδιασμός αναθεωρείται, υπόκεινται σε πολλές μετατροπές για να συμμορφωθεί με τις προδιαγραφές του αεροσκάφους.

Προκαταρκτικός σχεδιασμός (Preliminary Design)

Μετά την ολοκλήρωση του εννοιολογικού σχεδιασμού, το επόμενο στάδιο είναι ο προκαταρκτικός σχεδιασμός. Κατά τον προκαταρκτικό σχεδιασμό, πραγματοποιούνται μελέτες και αναλύσεις για να καθοριστούν οι γενικές προδιαγραφές του αεροσκάφους και να γίνουν εκτιμήσεις για την επίτευξη των επιδόσεων που απαιτούνται. Ο προκαταρκτικός σχεδιασμός περιλαμβάνει τη γενική διαστασιολόγηση, αεροδυναμικά στοιχεία, μελέτες εσωτερικού χώρου και αρχικής εκτίμηση της απόδοσης του αεροσκάφους. Ακολουθεί μια προκαταρκτική αναθεώρηση του σχεδιασμού, για να διασφαλιστεί ότι η ιδέα μπορεί να υλοποιηθεί με λογικό κόστος. Τέλος, αναζητούνται

ελαττώματα και ατέλειες, προτού υπεισέλθει ο σχεδιασμός στο τρίτο και τελικό στάδιο της διαδικασίας σχεδιασμού. Ο προκαταρκτικός σχεδιασμός αποτελεί σημαντικό στάδιο στη διαδικασία ανάπτυξης ενός αεροσκάφους και παρέχει τις βάσεις για τη συνέχεια του σχεδιασμού και την κατασκευή του πρωτοτύπου πριν από τη μαζική παραγωγή.

Λεπτομερής σχεδιασμός (Detail Design)

Τελευταίο στάδιο είναι ο λεπτομερής σχεδιασμός. Έχοντας υλοποιήσει τα δυο πρώτα στάδια χρησιμοποιούνται τα υπάρχοντα σχέδια για την κατασκευή του πραγματικού αεροσκάφους. Στη φάση αυτή, οριστικοποιούνται οι κατασκευαστικές πτυχές του σχεδιασμού. Λεπτομερέστερα, σχεδιάζεται και δοκιμάζεται ο αριθμός των αεροδυναμικών στοιχείων και των επιμέρους τμημάτων της πτέρυγας. Ομοίως, καθορίζονται τα στοιχεία υψηλής άνωσης (slats και flaps). Έπειτα, κάθε στοιχείο δοκιμάζεται ως μέρος ενός επιχειρησιακού αεροσκάφους ώστε όλα τα δομικά στοιχεία να λειτουργούν αρμονικά.

Έχοντας ολοκληρώσει και το τρίτο στάδιο σχεδιασμού, η διαδικασία συνεχίζεται με την χρήση προγραμμάτων προσομοίωσης για τα τελικά σχέδια. Οι προσομοιώσεις δυναμικής πτήσης χρησιμοποιούνται για τον έλεγχο του λεπτομερούς σχεδιασμού ώστε να διασφαλιστεί ότι λειτουργεί όπως προβλέπεται. Με το πέρας της σχεδιαστικής διαδικασίας το αεροσκάφος υπεισέρχεται στην φάση υλοποίησης.

1.4 Μέθοδος υλοποίησης διπλωματικής εργασίας

Η παρούσα διπλωματική εργασία αναπτύσσει μια προκαταρκτική μέθοδο σχεδιασμού για εμπορικά αεροσκάφη. Με βάση τις μεθόδους σχεδιασμού αεροσκαφών η εργασία περικλείει επτά φάσεις.

1. Έρευνα ιστορικών δεδομένων αεριωθούμενων αεροσκαφών
2. Προσδιορισμός είδους αεροσκαφών σχεδιασμού
3. Μελέτη Ομοσπονδιακού Κανονισμού Αεροπορίας (FAR)
4. Προσδιορισμός στόχων και απαιτήσεων σχεδιασμού
5. Προκαταρκτική διαστασιολόγηση αεροσκάφους
6. Εύρεση βάρους αεροσκάφους

7. Εκτέλεση μελέτης για βέλτιστο σημείο σχεδιασμού
8. Προσδιορισμός προωθητικής μονάδας

Η υλοποίηση των παραπάνω φάσεων βασίζεται σε ιστορικά δεδομένα, στατιστικά στοιχεία, βιβλιογραφική μελέτη και υπολογιστικές εξισώσεις. Αποτέλεσμα είναι η δημιουργία ενός υπολογιστικού μοντέλου εύρεσης του βάρους του αεροσκάφους, του βέλτιστου σημείου σχεδιασμού του καθώς και των απαραίτητων στοιχείων επιλογής της προωθητικής μονάδας.

Για την υλοποίηση του υπολογιστικού μοντέλου βάσει των σχεδιαστικών παραμέτρων υπολογίζονται τα κύρια συστήματα του αεροσκάφους. Τα συστήματα αποτελούνται από τη πτέρυγα, την άτρακτο, τα ουραία πτερύγια και το σύστημα προσγείωσης. Κάθε εξάρτημα του αεροσκάφους αρχικά σχεδιάζεται ως μεμονωμένο στοιχείο. Το πρόγραμμα υπολογίζει διαστασιολογικά στοιχεία της ατράκτου βάσει των αρχικών σχεδιαστικών επιλογών με σκοπό τον υπολογισμό του βάρους της. Παρόμοια διαδικασία ακολουθείται για τον υπολογισμό της πτέρυγας και των ουραίων πτερυγίων. Μετέπειτα, υπολογίζονται επιμέρους στοιχεία που τυχόν απαιτούνται για τον προσδιορισμό του βάρους και της αεροδυναμικής του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους. Το τελικό στάδιο του υπολογιστικού μοντέλου είναι η κατασκευή του διαγράμματος επιδόσεων του αεροσκάφους και ο υπολογισμός του συνολικού βάρους του. Η διαδικασία οδηγεί στην επιλογή κινητήρα βάσει των πρότερων αποτελεσμάτων για την ικανοποίηση της υπέρβασης των αντιστάσεων και την καταλληλότητα ολοκλήρωσης μιας αποστολής. Η διαδικασία απεικονίζεται στο Σχήμα 1.

1.5 Δομή διπλωματικής εργασίας

Επιγραμματικά, η διπλωματική εργασία ακολουθεί την παρακάτω δομή

Κεφάλαιο 2: Ορίζεται το είδος αεροσκαφών που μπορεί να προσεγγιστεί από το υπολογιστικό μοντέλο. Αναλύεται η διαδικασία προκαταρκτικού υπολογισμού των βαρών. Ακολούθως, πραγματοποιείται η διαστασιολόγηση των επιμέρους συστημάτων του αεροσκάφους, δηλαδή της ατράκτου, της πτέρυγας των ουραίων πτερυγίων και του συστήματος προσγείωσης.

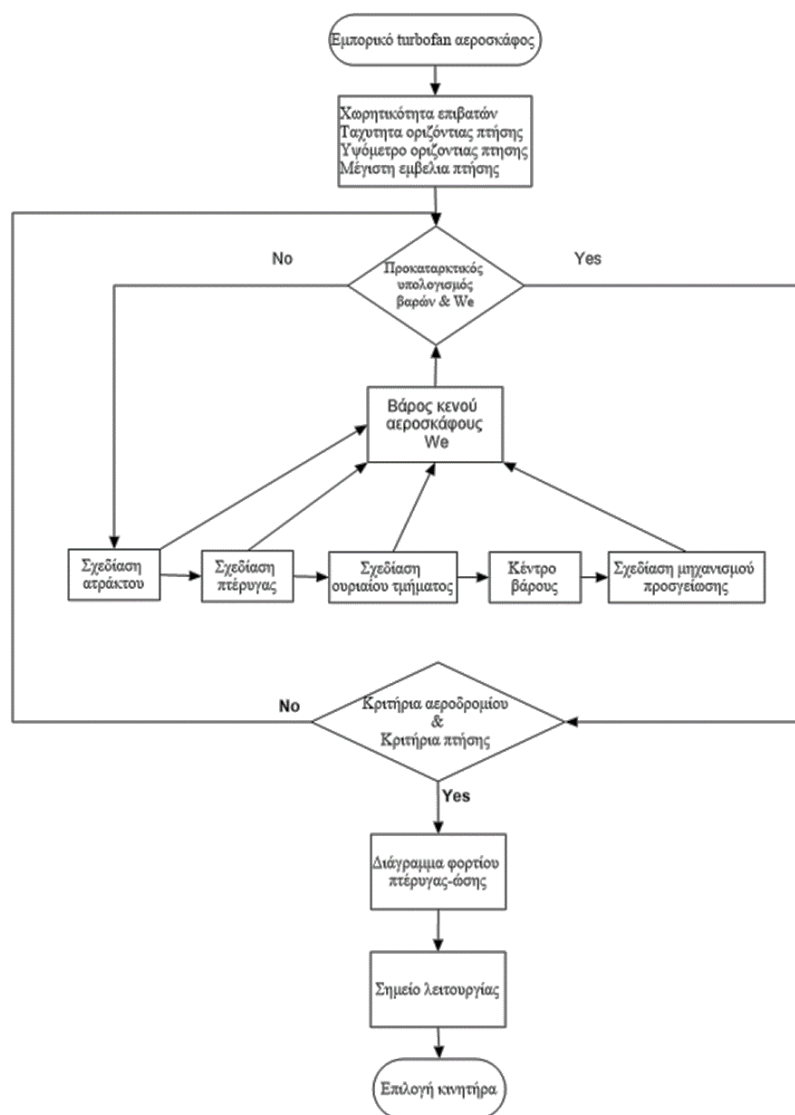
Κεφάλαιο 3: Αναπτύσσονται τα κριτήρια πτήσης και αεροδρομίου που πρέπει να ακολουθηθούν βάσει των αποτελεσμάτων της διαστασιολόγησης του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους. Έπειτα, διαμορφώνεται το διάγραμμα επιδόσεων του αεροσκάφους. Με

χρήση του διαγράμματος καθώς και των σχεδιαστικών αναγκών επιλέγεται ο κατάλληλος κινητήρας.

Κεφάλαιο 4: Γίνεται παρουσίαση της διαδικασίας δημιουργίας του υπολογιστικού μοντέλου .

Κεφάλαιο 5: Γίνεται εφαρμογή του υπολογιστικού μοντέλου που αναπτύχθηκε στην εργασία σε ενεργά αεροσκάφη για τον έλεγχο ακρίβειας του.

Κεφάλαιο 6: Γίνεται ανακεφαλαίωση και παρουσιάζονται τα συμπεράσματα της εργασίας.



Σχήμα 1 : Διαδικασία σχεδιασμού αεροσκάφους

Κεφάλαιο 2

2 Προκαταρκτικός Σχεδιασμός Αεροσκαφών

2.1 Παράμετροι σχεδιασμού

Οι βασικότερες παράμετροι σχεδιασμού ενός αεροσκάφους είναι οι εξής:

1. τύπος (ιδιωτικό, επαγγελματικό ή εμπορικό)
2. προωθητική μονάδα (turboprop ή turbofan , αριθμός κινητήρων)
3. χωρητικότητα επιβατών (Np)
4. ταχύτητα οριζόντιας πτήσης (κρουαζιέρα)
5. υψόμετρο οριζόντιας πτήσης (κρουαζιέρα)
6. μέγιστη εμβέλεια οριζόντιας πτήσης (κρουαζιέρα)

Η παρούσα εργασία επικεντρώνεται σε πολιτικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών με κινητήρες turbofan. Έχοντας ορίσει τις δύο πρώτες παραμέτρους απομένει ο προσδιορισμός της χωρητικότητας επιβατών, της ταχύτητας, του ύψους και της μέγιστης εμβέλειας του αεροσκάφους.

Η πλειονότητα των σύγχρονων αεροσκαφών ταξινομείται σε μία από τις ακόλουθες κατηγορίες:

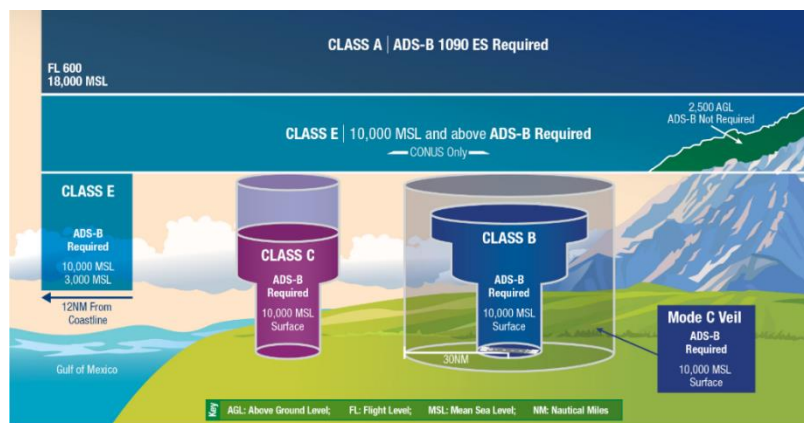
- Περιφερειακά αεροσκάφη turboprop, με χωρητικότητα μεταξύ 20 και 90 επιβατών σε καμπίνα ενός διαδρόμου.
- Περιφερειακά αεροσκάφη turbofan, με χωρητικότητα μεταξύ 50 και 120 επιβατών σε καμπίνα ενός διαδρόμου. Ο οριζόντιος σταθεροποιητής προσαρτάται στην πίσω άτρακτο ή στο πτερύγιο.
- Αεροσκάφη turbofan στενής άτρακτου με χωρητικότητα μεταξύ 120 και 220 επιβατών σε ένα επίπεδο.

- Αεροσκάφη ευρείας ατράκτου με χωρητικότητα τουλάχιστον 220 επιβατών σε ένα ή δύο επίπεδα επιβατών με δύο διαδρόμους.

Με βάση τα παραπάνω στοιχεία επιλέγεται ο σχεδιασμός να επικεντρωθεί σε πολιτικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών (χωρητικότητας 120 - 1000) μεσαίας έως μεγάλης εμβέλειας (5000 - 14000 km).

Όσον αφορά την ταχύτητα πτήσης, κατά τη δεκαετία του 1950 η μέγιστη ταχύτητα αυξήθηκε στα 900 km/h, όπου παρέμεινε καθ' όλο τον εικοστό αιώνα. Σε ορισμένα επαγγελματικά αεροσκάφη μεγάλης εμβέλειας οι τιμές της ταχύτητας έφταναν τα 950 km/h. Με το σχέδιο Sonic Cruiser της Boeing η ταχύτητα πλεύσης έφτασε έως και 0,97 Mach (1030 km/h). Στα σύγχρονα αεροσκάφη μεγάλων αποστάσεων η ταχύτητα μειώθηκε για περιβαλλοντικούς λόγους με την ταχύτητα πλέον να κυμαίνεται σε τιμές κοντά στα 0,8 Mach (800 km/h).

Όσον αφορά το υψόμετρο οριζόντιας πτήσης αυτό καθορίζεται σύμφωνα με τον κανονισμό ασφαλούς αεροπλοΐας [4]. Στο Σχήμα 2 παρουσιάζονται οι κατηγορίες διαχωρισμού των αεροσκαφών ανάλογα με το ύψος πτήσης. Τα πολιτικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών μεσαίας έως μεγάλης εμβέλειας πετούν στον εναέριο χώρο της κατηγορίας A. Η κατηγορία A αρχίζει από τα 5.500 μέτρα (18.000 ft) πάνω από το επίπεδο της θάλασσας, (MLS), και φτάνει μέχρι τα 18.288 μέτρα (60.000 ft). Το ύψος των εμπορικών αεροσκαφών αρχίζει στην στρατόσφαιρα, περίπου 11 χιλιόμετρα (36.000 ft). Στην πράξη τα σύγχρονα εμπορικά αεροσκάφη πετούν σε ύψη άνω των 9 χιλιομέτρων (30.000 ft) ενώ δεν μπορούν να υπερβούν τα 12.8 χιλιόμετρα (42.000 ft) [5].



Σχήμα 2 Κατηγορίες διαχωρισμού αεροσκαφών βάσει ύψους πτήσης [5]

Ανακεφαλαιώνοντας οι παράμετροι σχεδιασμού που θα ληφθούν υπόψη στα πλαίσια της παρούσας εργασίας παρουσιάζονται στον πίνακα που ακολουθεί.

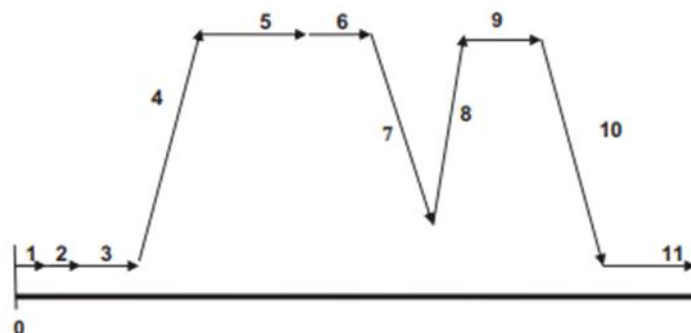
Τύπος	Πολιτικό αεροσκάφος μεταφοράς επιβατών
Προωθητική μονάδα	turbofan με 2 κινητήρες είτε 4 σε μεγάλες χωρητικότητες επιβατών
Χωρητικότητα επιβατών N_p	120 έως 1000
Ταχύτητα οριζόντιας πτήσης (κρουαζιέρας)	0,75 έως 0,9
Υψόμετρο οριζόντιας πτήσης (κρουαζιέρας)	Άνω 9.000 m έως 12.800 m
Μέγιστη εμβέλεια	Μεσαίας έως μεγάλης εμβέλειας (5000 – 14000 km)

Πίνακας 1 Παράμετροι σχεδιασμού

2.2 Προκαταρκτικός υπολογισμός βαρών (Preliminary Weight)

Ο στόχος του σχεδιασμού ενός αεροσκάφους είναι να εκτελεί μία συγκεκριμένη απαίτηση αποστολής (mission). Η αποστολή ορίζεται από την εμβέλεια R στην οποία πρέπει να μεταφερθεί ένα συγκεκριμένο ωφέλιμο φορτίο (payload) με μία επιθυμητή ταχύτητα V . Στην περίπτωση των εμπορικών αεροσκαφών, το ωφέλιμο φορτίο ορίζεται γενικά ως προς τον αριθμό των επιβατών που πρέπει να μεταφερθούν.

Μια τυπική αποστολή μπορεί να χωριστεί σε 11 επιμέρους φάσεις οι οποίες απεικονίζονται στο Σχήμα 3 και παρουσιάζει ονομαστικά ο Πίνακας 2. Το σημείο 0 θεωρείται το σημείο εκκίνησης με το μέγιστο βάρος απογείωσης W_{t0} .



Σχήμα 3 Αποστολή πτήσης

1	Εκκίνηση και προθέρμανση κινητήρα (Engine start and warm-up)
2	Τροχοδρόμηση (Taxi)
3	Απογείωση (Take off)
4	Ανάβαση (Climb Series 100/Series 200)
5	Κρουαζιέρα (Cruise to full range)
6	Πρόσθετος χρόνος πτήσης σε συνθήκες πλεύσης (Additional flight time at cruise conditions)
7	Κάθοδος και αποτυχημένη προσέγγιση (Descent to destination and refused landing)
8	Ανάβαση (Climb)
9	Εκτροπή σε εναλλακτικό αεροδρόμιο σε απόσταση 370,4 km (Diversion to alternate airport 200 nmi distant)
10	Κάθοδος (Descent)
11	Προσγείωση (Landing)

Πίνακας 2 Φάσεις αποστολής

Έχοντας ορίσει τα στάδια της αποστολής το επόμενο βήμα είναι η αποτύπωση της μεταβολής του βάρους του αεροσκάφους κατά την διάρκεια της πτήσης. Η διαδικασία αυτή ορίζεται με ποικίλους τρόπους στην βιβλιογραφία, με την πιο γενική να είναι αυτή που κάνει χρήση της εξίσωσης του Breguet, ανηγμένη στο λόγο των βαρών όπως αποτυπώνεται κατά Raymer [6] στην εξίσωση (1).

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{-\frac{RC_j}{v\left(\frac{L}{D}\right)}} \quad (1)$$

Τυπικές τιμές των λόγων βαρών σε ορισμένα στάδια της αποστολής σύμφωνα με τον Sforza [7] παρουσιάζονται στον πίνακα που ακολουθεί.

Λόγος βαρών	$\frac{W_1}{W_{to}}$	$\frac{W_2}{W_1}$	$\frac{W_3}{W_2}$	$\frac{W_4}{W_3}$	$\frac{W_7}{W_6}$	$\frac{W_9}{W_8}$	$\frac{W_{10}}{W_9}$
Εκτίμηση λόγου βαρών	0,99	0,995	0,995	0,985	0,985	0,99	0,995

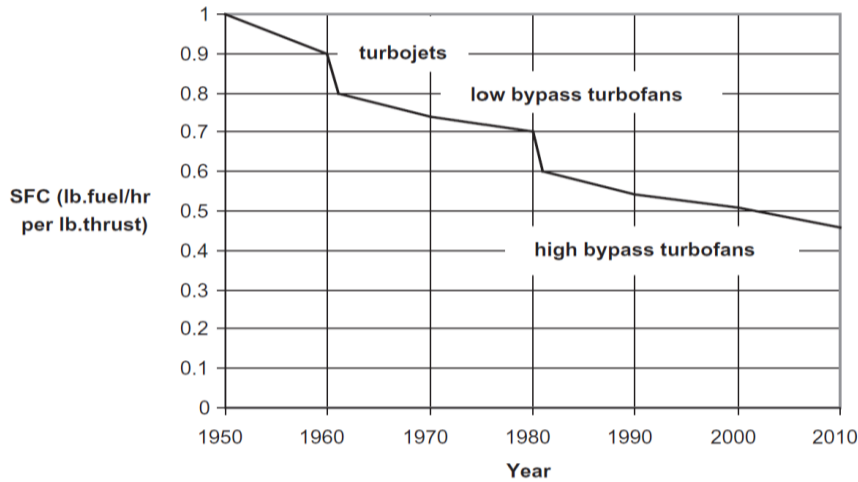
Πίνακας 3 Εκτιμήσεις λόγων βαρών

Ο λόγος αρχικού προς τελικό βάρος από την χρήση της εξίσωσης (1) προκύπτει :

$$M_{\text{final}} = \frac{W_{\text{final}}}{W_{g, \text{max}}} = \frac{W_{11}}{W_0} = \prod_{i=1}^n \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (2)$$

Ο συντελεστής R ορίζει την εμβέλεια, ο V την ταχύτητα οριζόντιας πτήσης, ο όρος L/D είναι ο αεροδυναμικός λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα και ο C_j είναι η ειδική κατανάλωση καυσίμου (cruise-specific fuel consumption). Η εμβέλεια και η ταχύτητα καθορίζονται από τις παραμέτρους σχεδιασμού, ο αεροδυναμικός λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα υπολογίζεται κατά τη φάση του σχεδιασμού.

Η ειδική κατανάλωση καυσίμου για τους κινητήρες αεριωθούμενων αεροσκαφών (turbojet και turbofan) ορίζεται ως το βάρος καυσίμου που απαιτείται για την παροχή δεδομένης ώσης για δεδομένη περίοδο σε μονάδες (lb/h/lb) ή (g/s/N). Στο Σχήμα 4 παρουσιάζεται η χρονική εξέλιξη της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για τους κινητήρες αυτούς.



Σχήμα 4 Ειδική κατανάλωση καυσίμου SFC συναρτήση της χρονολογίας [7]

Το βάρος απογείωσης W_{to} υπολογίζεται, ως το άθροισμα του ωφέλιμου φορτίου W_{plc} , του βάρους καυσίμων W_f και του βάρους λειτουργικού κενού αεροσκάφους W_{oe} , από τον τύπο:

(3)

$$W_{to} = W_f + W_{plc} + W_{oe}$$

Το συνολικό βάρος καυσίμου W_f αποτελείται από το καύσιμο που απαιτείται για να διανύσει μια απόσταση W_{fn} και το επιπρόσθετο καύσιμο (Weight of reserve fuel) W_{fR} που απαιτείται για την περίπτωση ανάγκης.

(4)

$$W_f = W_{fn} + W_{fR}$$

Το συνολικό βάρος του καυσίμου που χρησιμοποιείται στην πραγματικότητα κατά τη διάρκεια της πτήσης W_{fn} είναι η διαφορά μεταξύ του μέγιστου μικτού βάρους W_{gmax} και του βάρους προσγείωσης W_{final} .

(5)

$$W_{fn} = W_{gmax} - W_{final}$$

Το επιπρόσθετο καύσιμο W_{fR} καθορίζεται ως το 20% του πραγματικού καυσίμου που απαιτείται για την εκτέλεση της αποστολής όπως αναφέρεται στην βιβλιογραφία [8].

Το βάρος του ωφέλιμου φορτίου W_{plc} υπολογίζεται από το βάρος των επιβατών W_{pl} και των αποσκευών W_c :

(6)

$$W_{plc} = W_{pl} + W_c$$

Το μέσο βάρος επιβάτη ανέρχεται στα 86 kg που προέρχεται από το μέσο βάρος άντρα 90 kg και το μέσο βάρος γυναίκας 77 kg ενώ το μέσο βάρος παιδιού ηλικίας 2–13 ετών θεωρείται 37 kg [8]. Σε περίπτωση που η μοντελοποίηση της πτήσης γίνεται κατά την χειμερινή περίοδο το μέσο βάρος αυξάνεται κατά 2kg. Επομένως προκύπτει το βάρος επιβατών ανάλογα τον αριθμό θέσεων του αεροσκάφους N_p :

(7)

$$W_{pl} = 86 \cdot N_p$$

Για τον υπολογισμό των αποσκευών λαμβάνονται τα εξής:

- a. 30% των επιβατών μεταφέρουν μια τσάντα με προσωπικά αντικείμενα και μια χειραποσκευή
- b. 30% των επιβατών μεταφέρουν μια τσάντα με προσωπικά αντικείμενα ή μια χειραποσκευή
- c. 30% των επιβατών τίποτα απ' τα δυο είδη αποσκευών
- d. Μέσο βάρος αποσκευής 7,2 kg

Αρκετοί επιβάτες της κατηγορίας c παραδίδουν βαλίτσα μέσου βάρους 13,6 kg. Έτσι το βάρος αποσκευών (W_c) υπολογίζεται από:

(8)

$$W_c = 0,3 \cdot N_p \cdot 7,2 + 0,3 \cdot N_p \cdot (7,2 + 13,6)$$

Το βάρος κενού λειτουργικού αεροσκάφους (operating weight empty) W_{oe} υπολογίζεται προσεγγιστικά ως το άθροισμα του βάρους των επιμέρους συστημάτων του αεροσκάφους και το βάρος της προωθητικής μονάδας W_t .

$$W_{oe} = \Sigma W_{fix} + W_t \quad (9)$$

Τα βάρη των συστημάτων ΣW_{fix} αφορούν την άτρακτο W_{fus} , την πτέρυγα W_w , τα ουραία πτερύγια W_h & W_v , τον μηχανισμό προσγείωσης W_{lg} , τα συστήματα λειτουργίας W_{sys} και τον εξοπλισμό W_{fe} του αεροσκάφους.

$$\Sigma W_{fix} = W_{fus} + W_w + W_h + W_v + W_{lg} + W_{fe} + W_{sys} \quad (10)$$

Το βάρος της ατράκτου, της πτέρυγας, του ουραίου τμήματος και του μηχανισμού προσγείωσης υπολογίζονται με βάση τις διαστάσεις τους όπως θα δούμε στις παρακάτω ενότητες. Τα συστήματα λειτουργίας W_{sys} υπολογίζονται από την εξίσωση (11) και εξαρτώνται από το μήκος l_f και το ύψος d_f της ατράκτου.

$$W_{sys} = 27 \cdot l_f \cdot d_f + 15 \cdot l_f \quad (11)$$

Ο εξοπλισμός W_{fe} του αεροσκάφους εξαρτάται από το μήκος l_f , το ύψος d_f και τον συντελεστή Nd που λαμβάνει τις τιμές 4 ή 5 για 1 ή 2 επίπεδα ανάπτυξης του αεροσκάφους αντίστοιχα.

$$W_{fe} = 1,2 \cdot l_f \cdot d_f \cdot (3 \cdot d_f + 0,5 \cdot Nd + 1) + 350 \quad (12)$$

Το βάρος κενού αεροσκάφους (empty weight) W_e μπορεί να ληφθεί με προσεγγιστικές εξισώσεις συναρτήσεων του μέγιστου βάρους απογείωσης W_{to} . Ο ακριβής υπολογισμός μπορεί να πραγματοποιηθεί έπειτα από τον υπολογισμό του κενού λειτουργικού αεροσκάφους W_{oe} αφαιρώντας το βάρος παγιδευμένου καυσίμου και λαδιού W_{tfo} και το βάρος του πληρώματος W_{crew} .

$$W_e = W_{oe} - W_{tfo} - W_{crew} \quad (13)$$

Το βάρος παγιδευμένου καυσίμου και λαδιού W_{tfo} μπορεί να εκτιμηθεί ως το 0.5% του συνολικού βάρους του αεροσκάφους [8].

Για το βάρος του πληρώματος, αρχικά πρέπει να καθοριστεί ο απαιτούμενος αριθμός του. Σύμφωνα με τα δεδομένα των αεροπορικών εταιριών υπάρχει τουλάχιστον ένας αεροσυνοδός για κάθε 50 θέσεις. Στην πράξη παρατηρείται ένας αεροσυνοδός ανά 20 με 30 θέσεις [9] και [10]. Λιγότερες θέσεις ανά αεροσυνοδό διαθέτουν οι πτήσεις μεγάλων αποστάσεων αλλά και στις πιο διακεκριμένες θέσεις. Το πλήθος του πληρώματος υπολογίζεται παρακάτω και απαιτείται να είναι ακέραιος αριθμός.

$$N_{crew} \approx \frac{Np}{30} + 2 \quad (14)$$

Όμοια με τον τρόπο υπολογισμού του συνολικού βάρους των επιβατών καθορίζεται το βάρος του πληρώματος W_{crew} λαμβάνοντας τα δεδομένα του μέσου βάρους ανθρώπου:

$$W_{crew} = 86 \cdot N_{crew} \quad (15)$$

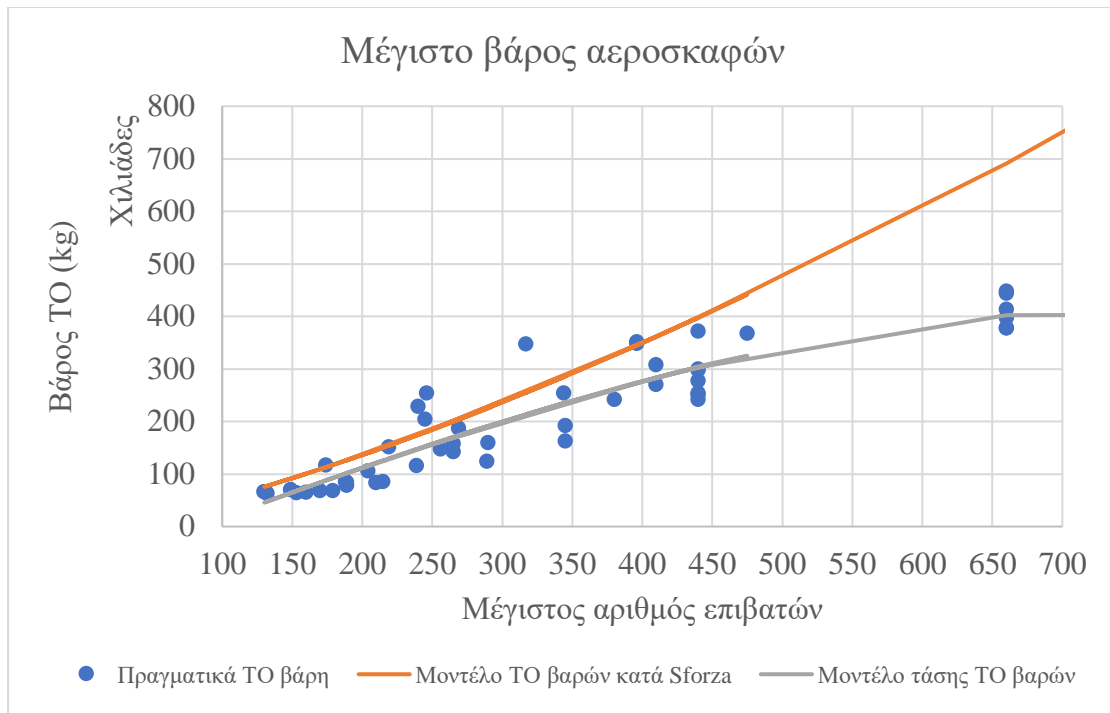
Κατά την έναρξη της αποστολής το συνολικό βάρος του αεροσκάφους W_0 ονομάζεται μέγιστο μικό βάρος του αεροσκάφους (Maximum gross weight) $W_{g,max}$, και ταυτίζεται με το μέγιστο βάρος απογείωσης W_{to} , επομένως $W_{to} = W_{g,max} = W_0$.

Το μέγιστο μικό βάρος του αεροσκάφους μπορεί να εκτιμηθεί σαν αρχική προσέγγιση με βάση την μέγιστη χωρητικότητα. Στο Σχήμα 5 παρουσιάζονται δεδομένα από 50 πραγματικά εμπορικά αεροσκάφη της κατηγορίας που μας ενδιαφέρει. Επιπλέον, δίνεται η καμπύλη, σύμφωνα με την πηγή [7], κατά την οποία το μέγιστο μικό βάρος $W_{g,max}$ μπορεί να προσεγγιστεί από την μέγιστη χωρητικότητα των επιβατών Np από την εξίσωση:

$$W_{g,max} \approx 100,47071 N_p^{1,361} \quad (16)$$

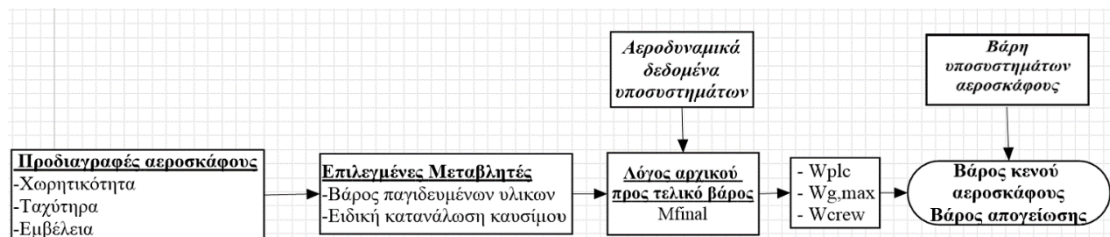
Κατά την μελέτη αξιολογήθηκε το σφάλμα της προσέγγισης αυτής οπότε έγινε εκ νέου υπολογισμός με πολυωνμική καμπύλη τάσης, η οποία απεικονίζεται στο Σχήμα 5 και υπολογίζεται από την σχέση:

$$W_{g,max} = -0,0013 \cdot Np^3 + 0,9117 \cdot Np^2 + 635,54 \cdot Np - 40472 \quad (17)$$



Σχήμα 5 Καμπύλη μέγιστου βάρους αεροσκάφους συναρτήσει του μέγιστου αριθμού επιβατών

Αφού έχουν οριστεί τα βάρη που απαιτούνται, η διαδικασία που ακολουθείται κατά τον προκαταρκτικό υπολογισμό των βαρών παρατίθεται στο Σχήμα 6.



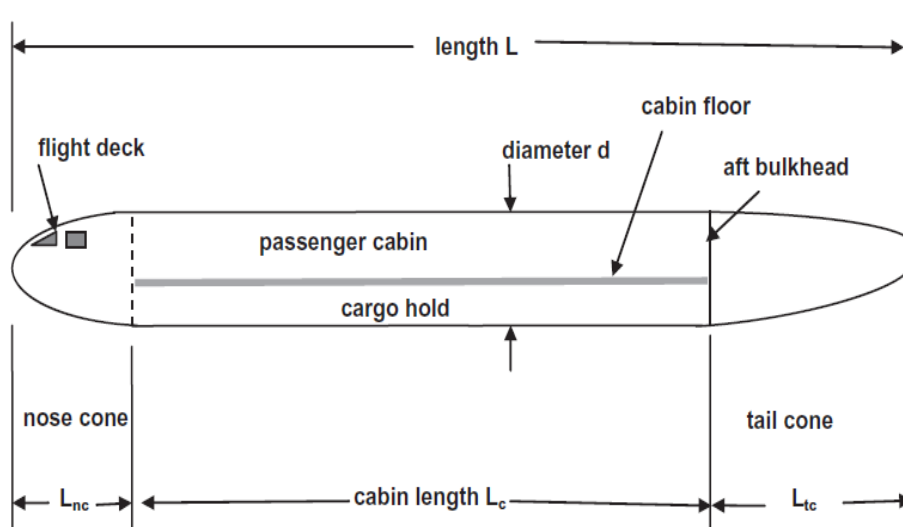
Σχήμα 6 Διαδικασία υπολογισμού βαρών

Βάσει αυτού, η διαδικασία σχεδιασμού προχωρά στη διαστασιολόγηση των επιμέρους συστημάτων του αεροσκάφους ξεκινώντας από τη διαστασιολόγηση της ατράκτου.

2.3 Σχεδιασμός ατράκτου (Fuselage Design)

Η άτρακτος ενός πολιτικού αεροσκάφους σχεδιάζεται για να μεταφέρει ωφέλιμα φορτία, δηλαδή είτε επιβάτες είτε εμπορευματοκιβώτια στις εκδόσεις φορτίου.

Αποτελεί μια συμμετρική κατασκευή ενώ διατηρεί σταθερή διατομή στο μεγαλύτερο μέρος της εκτός από το εμπρόσθιο και το ουραίο τμήμα, όπου διαθέτει αεροδυναμικό σχήμα. Ο σχηματισμός της ατράκτου παράγει μικρή άωση, αλλά αυτό συνήθως αμελείται στα εννοιολογικά στάδια μιας μελέτης διαμόρφωσης. Η διαστασιολόγηση της ατράκτου που μελετάται παρακάτω αναφέρεται σε μονάδες SI.



Σχήμα 7 Εσωτερική πλάγια όψη ατράκτου

Η άτρακτος σχεδιάζεται από το εσωτερικό προς το εξωτερικό ξεκινώντας από την μορφή της καμπίνας επιβατών. Αρχικά ορίζονται οι κατηγορίες των θέσεων και η διάταξη τους ανά σειρά θέσεων σύμφωνα με τις προδιαγραφές χωρητικότητας. Η πιο απλουστευμένη διάταξη αεροσκάφους αποτελείται από έναν όροφο με θέσεις πανομοιότυπες σε όλο το μήκος του. Σε αυτήν την περίπτωση υπολογίζεται ο αριθμός των σειρών από τον αριθμό των επιβατών Np προς τον αριθμό των θέσεων ανά σειρά Na .

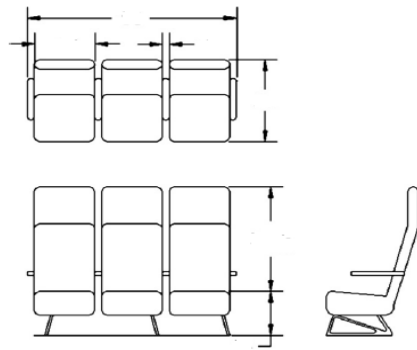
(18)

$$Nr = \frac{Np}{Na}$$

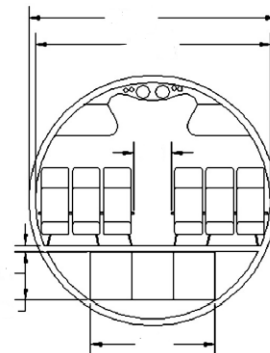
Σύμφωνα με τους κανονισμούς ασφαλείας της αεροπλοΐας τίθεται ο κανονισμός για τον μέγιστο αριθμό θέσεων ανά σειρά. Ορίζεται, λοιπόν, ότι στην περίπτωση ενός

διαδρόμου ο μέγιστος αριθμός θέσεων είναι 6, ενώ σε δύο διαδρόμους είναι 12 θέσεις [11].

Εκτός από την απλουστευμένη μορφή καμπίνας, οι περισσότερες αεροπορικές εταιρίες διαθέτουν τουλάχιστον δύο κατηγορίες εισιτηρίων. Τα αεροσκάφη με χωρητικότητα επιβατών έως 220 έχουν την οικονομική και επιχειρηματική θέση. Η οικονομική κατηγορία λαμβάνει την απλή έκδοση θέσεων και η επιχειρηματική έχει είτε μεγαλύτερο διάκενο είτε εξελιγμένες θέσεις σύμφωνα με τις επιλογές των αεροπορικών εταιριών. Κατά τον προκαταρκτικό σχεδιασμό αεροσκαφών γίνεται αναφορά στον μέγιστο αριθμό επιβατών. Η επιλογή αυτή συνιστά χρήση μόνο μίας κλάσης θέσεων, της οικονομικής, γι' αυτό και θα εξεταστεί μόνο αυτή. Η διαδικασία διαμόρφωσης των κλάσεων και του χώρου των θέσεων εξαρτάται από τις αεροπορικές εταιρίες και διαμορφώνεται αφ' ότου το αεροσκάφος έχει κατασκευαστεί.



Σχήμα 8 Θέσεις αεροσκάφους



Σχήμα 9 Διατομή ατράκτου

Έχοντας ορίσει τις μορφές των θέσεων μπορεί να οριστεί το πλάτος της ατράκτου w_f προσεγγιστικά από:

$$w_f \approx \frac{C_1 + C_2 \cdot w_s \cdot Na}{3,2808} \quad (19)$$

με τους συντελεστές C_1 , C_2 και την απόσταση διακένου w_s να λαμβάνονται όπως αναγράφει ο Πίνακας 4.

N_a	c_1	c_2	c_3	$c_{3,pax}$	P (ft)	w_s (ft)	h (ft)	N_f
1	0.71	1.09	1.32	1.08	2.5	1.43	4	1–4
2	2.49	1.24	1.32	1.08	2.5	1.43	5	6–10
3	2.49	1.24	1.32	1.08	2.5	1.43	5.5	10–15
4	2.49	1.24	1.32	1.08	2.5	1.43	6	16–18
5	2.49	1.24	1.08	1.08	2.7	1.43	6	19–31
6	2.49	1.24	1.08	1.08	2.7	1.43	6	31–37
7	0	1.3	1.08	1.08	3	1.5	6	33–37
8	0	1.3	1.08	1.08	3	1.5	6	37–45
9	0	1.3	1.08	1.08	3	1.5	6	45
10	0	1.3	1.08	1.08	3	1.5	6	

Πίνακας 4 Δεδομένα ατράκτου, πίνακας 3.2 [7]

Για την εύρεση των κατάλληλων διαστάσεων καμπίνας ερευνώνται οι τυπικές διαστάσεις του ατόμου. Τα μεγέθη υπολογίζονται τοποθετώντας τον επιβάτη σε όρθια και καθιστή θέση ώστε να σημειωθούν τα διάκενα της κεφαλής και το πλάτος του διαδρόμου. Το διάκενο ανάμεσα σε διπλανές θέσεις υπολογίζεται περίπου 3 εκατοστά (1,2 in) στα επιβατικά αεροσκάφη ενώ το πλάτος διαδρόμου w_i θεωρείται ίσο με 60 εκατοστά [9]. Το ύψος διαδρόμου h_{ais} απαιτείται να είναι μεγαλύτερο του ύψους 1,9 m [$h_{ais} \geq 1,9$]. Στη βιβλιογραφία οι τιμές ποικίλουν, οπότε η καλύτερη προσέγγιση γίνεται με την αξιοποίηση των μέσων διαστάσεων του ανθρώπου και τον αποκλεισμό τιμών που δεν συνάδουν με αυτές τις διαστάσεις. Παρακάτω, εκτιμάται το ύψος της ατράκτου d_f λαμβάνοντας υπόψη κάποιες σχεδιαστικές προσεγγίσεις.

Σε αυτό το στάδιο της προκαταρκτικής μελέτης η απόσταση μεταξύ της εσωτερικής και της εξωτερικής επιφάνειας της καμπίνας θεωρείται περίπου 0,1 m (4 in). Ίδια προσέγγιση ακολουθείται και για το δάπεδο της καμπίνας επιβατών με το πάχος να είναι 0,1 m [9]. Στο τμήμα κάτω από το δάπεδο της καμπίνας επιβατών τοποθετούνται οι αποσκευές. Η τοποθέτηση τους πραγματοποιείται σε κουτιά αποσκευών. Τα κουτιά είναι συγκεκριμένα και διαφέρουν ανάλογα με το μέγεθος και την κατασκευάστρια εταιρία του αεροσκάφους. Οι διαστάσεις του αεροσκάφους θα πρέπει να επιτρέπουν την κατάλληλη τοποθέτηση τους. Αναλυτικότερα, έχοντας ήδη ορίσει το πλάτος ατράκτου w_f , απομένει να οριστεί το ύψος του κάτω μέρους της ατράκτου. Αυτό υπολογίζεται γνωρίζοντας το μέγιστο ύψος κουτιού αποσκευών h_{cb} . Εφόσον ο υπολογισμός γίνεται προσεγγιστικά, επιλέγεται μια γενική τυποποίηση η οποία αποτυπώνεται στο Σχήμα 8 [7] .

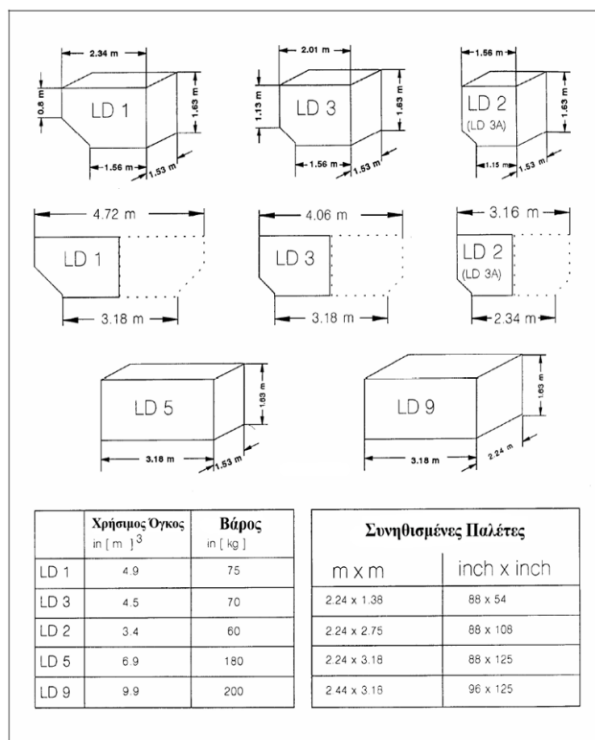
Συνεπώς, το ύψος της ατράκτου θα πρέπει να πληροί την παρακάτω προϋπόθεση:

$$d_f > h_{ais} \cdot i + h_{cb} + g_m + 0,4 + i \cdot 0,1 \quad (20)$$

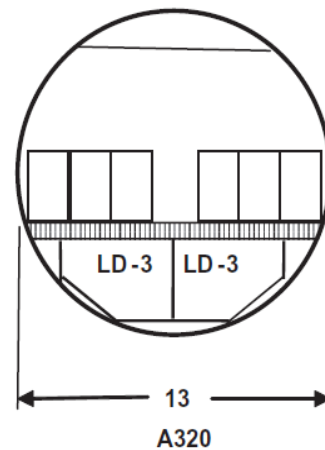
Πέραν των βιβλιογραφικών πηγών, στα πραγματικά αεροσκάφη παρατηρείται ότι το ύψος προς το πλάτος ατράκτου σε μικρά αεροσκάφη είναι ίσο με ένα ενώ σε μεγαλύτερα έχει μικρή αύξηση, εκτός αν αυτά αναπτύσσονται σε δύο επίπεδα. Για τον λόγο αυτό το ύψος ατράκτου d_f σε μετρά (m) μπορεί να υπολογιστεί ως ένα ποσοστό του πλάτους ατράκτου w_f .

$$d_f = n_d \cdot w_f + (i - 1) h_{ais} \quad (21)$$

Ο συντελεστής n_d προσεγγίζεται από την μέση τιμή 40 πραγματικών αεροσκαφών. Η τιμή λαμβάνεται ίση με 1,042.



Σχήμα 8 Κουτιά αποσκευών



Σχήμα 9 Διατομή ατράκτου με κουτιά αποσκευών

Το μήκος της καμπίνας l_c είναι ανάλογο με το γινόμενο του διακένου των καθισμάτων (seat pitch) P και του αριθμού των σειρών καθισμάτων Nr :

(22)

$$l_c \approx \frac{C_3 (P \cdot Nr)^{1.052}}{3,2808}$$

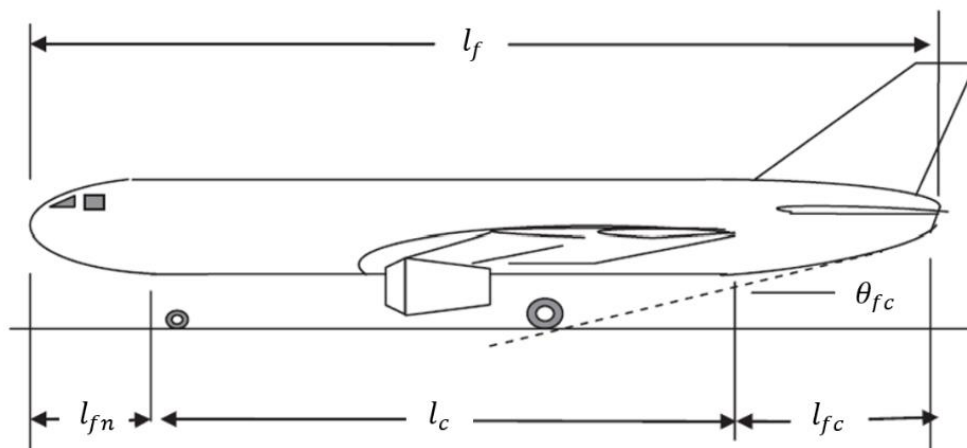
Οι τιμές των μεταβλητών της εξίσωσης (22) λαμβάνονται από τον Πίνακα 4.

Γνωρίζοντας το μήκος καμπίνας l_c και το ύψος της ατράκτου d_f σύμφωνα με τις γενικές αρχές του Roskam [8] είναι εφικτός ο υπολογισμός του συνολικού μήκους του αεροσκάφους l_f :

(23)

$$l_f = l_c + 1,6 \cdot d_f + 4$$

Όπως προαναφέρθηκε, η άτρακτος διατηρεί σταθερή διατομή εκτός από το εμπρόσθιο και το ουραίο τμήμα, τα οποία διαθέτουν αεροδυναμικό σχήμα. Το μήκος των τμημάτων αυτών πρέπει να υπολογιστεί ξεχωριστά.



Σχήμα 10 Εξωτερική πλάγια όψη ατράκτου

Με βάση τις γνώσεις των υπάρχοντων αεροσκαφών εκτιμώνται οι επιμέρους λόγοι από τη βιβλιογραφία [12] .

- Λόγος μήκους ρύγχους:

$$F_{fn} = \frac{l_{fn}}{D_{eff}} \approx 1,67 \quad (24)$$

με l_{fn} το μήκος εμπρόσθιου τμήματος

- Λόγος συνολικού μήκους ουράς :

$$F_{tc} = \frac{l_{fc}}{D_{eff}} \approx 4 \quad (25)$$

με l_{fc} το μήκος ουράς.

Ο συντελεστής D_{eff} είναι ένας παράγοντας γεωμετρικού λόγου ανάμεσα στο πλάτος και το ύψος της ατράκτου

$$D_{eff} = \sqrt{w_f \cdot d_f} \quad (26)$$

Οι λόγοι των διαστάσεων του μήκους προς το ύψος προσεγγίζονται σύμφωνα με τον Roskam [8] όπως αναγράφονται παρακάτω.

Προσέγγιση διαστασιολογικών χαρακτηριστικών	$\frac{l_f}{d_f}$	$\frac{l_{fc}}{d_f}$	θ_{fc}
Jet Transport	6,8 - 11,5	2,6 - 4	11 - 16

Πίνακας 9 Λόγοι διαστάσεων

2.3.1 Αεροδυναμικές αντιστάσεις ατράκτου

Η οπισθέλκουσα εκτιμάται από την πίεση και τη διατμητική τάση στα τρία κύρια τμήματα της ατράκτου, το εμπρόσθιο, το ουραίο και το μεσαίο τμήμα. Για τον υπολογισμό της αθροίζονται οι συνιστώσες της αντίστασης πίεσης και τριβής που δρουν στα τμήματα. Οι αεροδυναμικές αντιστάσεις της ατράκτου που προκύπτουν υπολογίζονται από την παρακάτω σχέση:

$$C_{D, fus} = 4k C_F (Re, M) F \left[1 + \frac{1.5}{3} + \frac{7}{F^3} \right] \quad (27)$$

Ο συντελεστής k υπολογίζεται ως εξής:

$$k = 1 - \frac{F_{fn}}{3F} - \frac{F_{tc}}{2F} \quad (28)$$

Με F το λόγος λεπτότητας του αεροσκάφους όπως ορίζεται :

$$F = \frac{l_f}{d_f} \quad (29)$$

Ενώ ο συντελεστής τριβής (skin friction) C_F εξαρτάται από τον αριθμό Reynolds Re και την ταχύτητα πτήσης $Mach$.

Ο υπολογισμός της αεροδυναμικής άνωσης απαιτεί γνώσεις αναφορικά με την πτέρυγα, γι' αυτό και θα παρουσιαστεί μεταγενέστερα στην μελέτη.

2.3.2 Βάρος ατράκτου

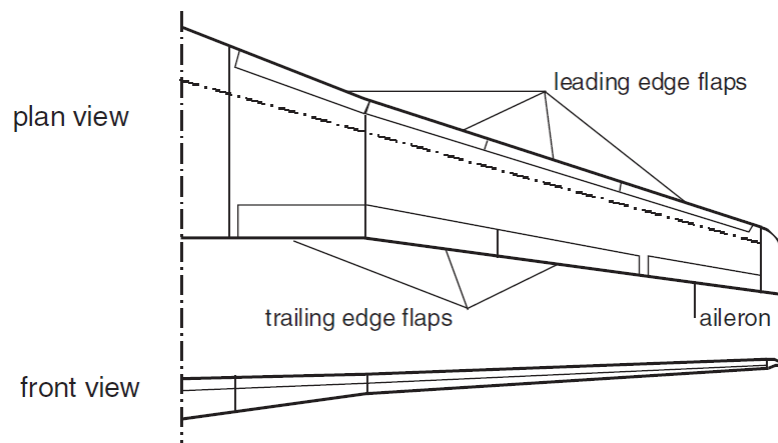
Έπειτα από την εκτίμηση των απαραίτητων διαστάσεων είναι δυνατόν να υπολογιστεί το βάρος της ατράκτου W_{fus} . Για τον υπολογισμό απαιτείται το συνολικό μήκος της ατράκτου l_f , το μέγιστο ύψος της ατράκτου d_f , το μικτό βάρος του αεροσκάφους W_0 , όπως έχει οριστεί στην ενότητα προκαταρκτικών βαρών και η μέγιστη δυναμική πίεση στην οριζόντια πτήση q σε μονάδες SI.

Καθαρό βάρος ατράκτου κατά Nicolai [13]:

$$W_{fus} = 12,628 ((q \cdot 10^{-2})^{0,283}) ((W_0 \cdot 10^{-3})^{0,95}) \left(\frac{l_f}{d_f}\right)^{0,71} \quad (30)$$

2.4 Σχεδιασμός πτέρυγας (Wing Design)

Η πτέρυγα θεωρείται το σημαντικότερο στοιχείο ενός αεροσκάφους. Η πρωταρχική λειτουργία της πτέρυγας είναι να παράγει επαρκή ανωστική δύναμη L . Πέραν από την άνωση στην πτέρυγα ασκούνται επιπλέον, η δύναμη αντίστασης ή οπισθέλκουσα D και η ροπή κλίσης ρύγχους προς τα κάτω (nose-down pitching moment) M . Ο στόχος που επιδιώκεται κατά τον σχεδιασμό της πτέρυγας είναι η μεγιστοποίηση της άνωσης και η ταυτόχρονη ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας D και της ροπής κλίσης ρύγχους. Στην πραγματικότητα, η πτέρυγα είναι μια ανυψωτική επιφάνεια που η άνωση παράγεται λόγω της διαφοράς πίεσης μεταξύ της κάτω και της άνω επιφάνειας.



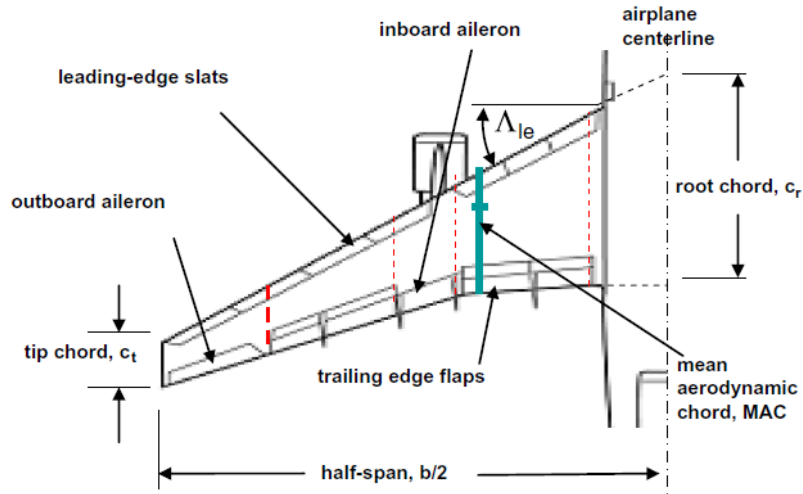
Σχήμα 11 Όψεις ημι-πτέρυγας

Κατά τη διαδικασία σχεδιασμού της πτέρυγας ακολουθούνται οι αρχές της «μηχανικής συστημάτων». Οι περιοριστικοί παράγοντες κατά το σχεδιασμό της πτέρυγας προέρχονται από απαιτήσεις σχεδιασμού, όπως απαιτήσεις επιδόσεων, απαιτήσεις σταθερότητας και ελέγχου, λειτουργικές απαιτήσεις, κόστος και ασφάλεια πτήσης. Οι κύριες απαιτήσεις επιδόσεων περιλαμβάνουν την ταχύτητα ακινητοποίησης, τη μέγιστη ταχύτητα, την ταχύτητα απογείωσης, την εμβέλεια και την αντοχή. Οι κύριες απαιτήσεις σταθερότητας και ελέγχου περιλαμβάνουν την πλευρική στατική σταθερότητα, την πλευρική δυναμική σταθερότητα και την ικανότητα ελέγχου του αεροσκάφους σε ενδεχόμενη απώλεια στήριξης (stall).

Κατά τη διαδικασία σχεδιασμού της πτέρυγας πρέπει να καθοριστούν ορισμένες σχεδιαστικές παράμετροι. Αρχικά, καθορίζεται το είδος της πτέρυγας. Εφόσον ο σχεδιασμός αφορά εμπορικά αεροσκάφη μεσαίας και μεγάλης εμβέλειας επιλέγεται μονή πτέρυγα. Η πτέρυγα στο κατακόρυφο επίπεδο τοποθετείται σε τρεις θέσεις, στο πάνω μέρος, στη μέση ή στο κάτω μέρος της ατράκτου, . Λαμβάνοντας υπ' όψη τα δεδομένα των κατασκευαστριών εταιριών αεροσκαφών και των προδιαγραφών που έχουν τεθεί γίνεται η επιλογή «κάτω πτέρυγας» (low wing). Η τοποθέτηση στο πάνω μέρος της ατράκτου συναντάται κυρίως σε αεροσκάφη με ελικοφόρους κινητήρες..

Η πτέρυγα χαρακτηρίζεται από ορισμένες γεωμετρικές παραμέτρους. Η κύρια γεωμετρική της παράμετρος είναι το άνοιγμα της πτέρυγας που ονομάζεται εκπέτασμα b . Το μήκος χορδής c ορίζεται ως η απόσταση μεταξύ των μπροστινών και των πίσω άκρων της πτέρυγας, όταν μετράται παράλληλα προς την κεντρική γραμμή της πτέρυγας συμμετρίας. Η επιφάνεια της πτέρυγας S ορίζεται ως το εμβαδόν της πτέρυγας και

συνήθως λαμβάνεται ως η επιφάνεια αναφοράς για τους περισσότερους υπολογισμούς επιδόσεων του αεροπλάνου. Όλες οι παράμετροι εκφράζονται αναλυτικά παρακάτω.



Σχήμα 12 Χαρακτηριστικά ημι-πτέρυγας

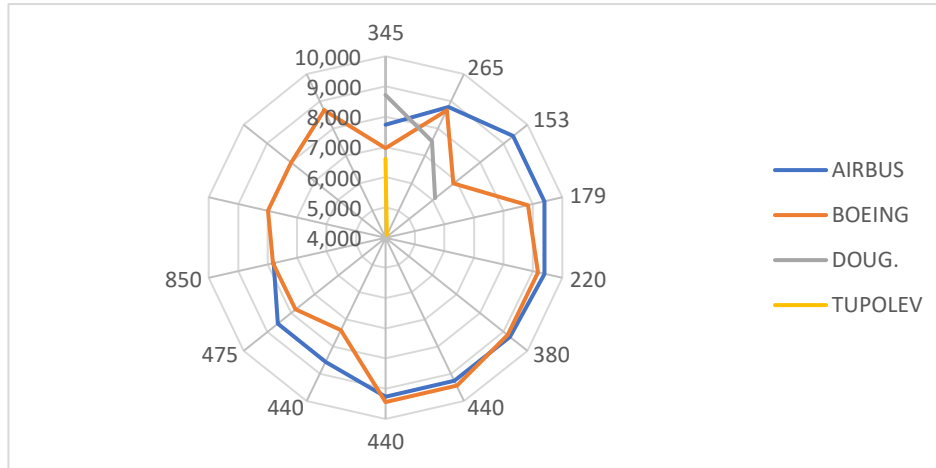
Η πτέρυγα αποτελεί μια μοναδική διαμόρφωση του εκάστοτε αεροσκάφους με σκοπό την ικανοποίηση των αναγκών μιας συγκεκριμένης εφαρμογής, και ως εκ τούτου δεν υπάρχουν συγκεκριμένες κατάλληλες πτέρυγες. Στα πολιτικά υποηχητικά αεροσκάφη, η ποικιλία των σχημάτων των πτερύγων που έχουν αναδειχθεί κατά την εξέλιξη των αεροσκαφών είναι πολύ μεγάλη. Κατά τη διάρκεια του εννοιολογικού σχεδιασμού δεν είναι απαραίτητο να ληφθούν υπόψη πολλές λεπτομέρειες οι οποίες ορίζονται πλήρως στην τελική γεωμετρία κατά τη φάση του λεπτομερούς σχεδιασμού. Για τα πολιτικά αεροσκάφη επιλέγεται μια απλοποιημένη μορφή στο στάδιο του προκαταρκτικού του σχεδιασμού εφόσον στον εννοιολογικό σχεδιασμό έχει επιλεγεί μόνο η ύπαρξη μονής πτέρυγας.

Η συμβολή της πτέρυγας στην αεροδυναμική απόδοση κατά την οριζόντια πτήση καθορίζεται σε μεγάλο βαθμό από δύο παραμέτρους, την πτερυγική επιφάνεια S και το λόγο επιμήκους (aspect ratio) A . Και τα δύο χαρακτηριστικά συμβάλλουν στην επίτευξη ενός υψηλού λόγου άνωσης προς αντίσταση L/D και είναι επίσης χρήσιμα για την εκπλήρωση των απαιτήσεων του μήκους απογείωσης και προσγείωσης που αναλύονται σε επόμενο κεφάλαιο.

Ο λόγος επιμήκους ορίζεται ως:

$$A = \frac{\text{span}}{\text{mean chord}} = \frac{\text{span}^2}{\text{gross area}} = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{A \cdot S} \quad (31)$$

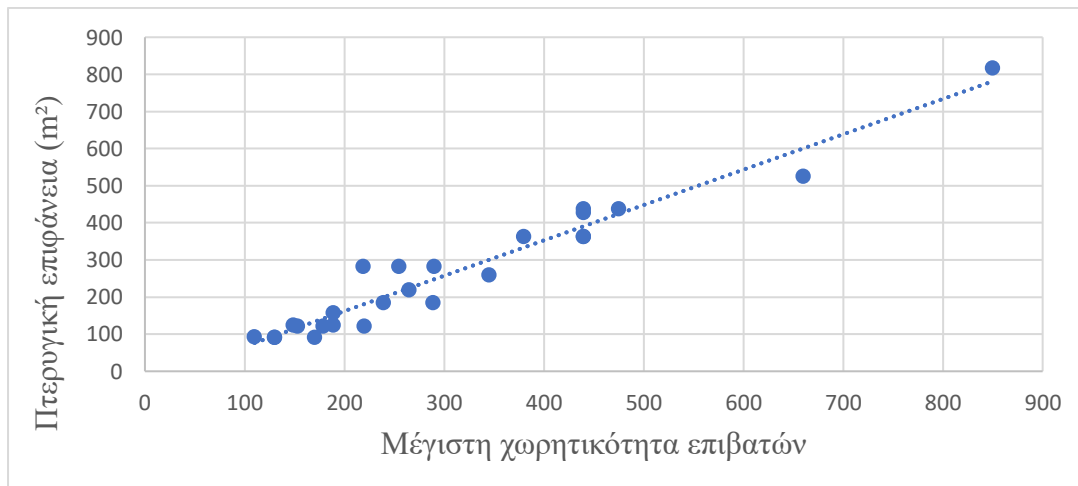
Στην βιβλιογραφία αναφέρονται τιμές του λόγου επιμήκους A από 6 έως 10 σύμφωνα με [14] και [15] ενώ σε αλλά βιβλία [6] επιλέγεται η μέση τιμή $A=7,5$ για «jet transport». Στο Σχήμα 13 παρατίθενται οι τιμές του λόγου επιμήκους A τεσσάρων κατασκευαστριών εταιριών για συνολικά 33 αεροσκάφη.



Σχήμα 13 Τιμές λόγου επιμήκους A συναρτήσει της μέγιστης χωρητικότητας επιβατών (διάφοροι κατασκευαστές αεροσκαφών)

Από το Σχήμα 13 παρατηρείται ότι οι τιμές του λόγου επιμήκους A των δύο μεγαλύτερων κατασκευαστριών εταιριών βρίσκονται ανάμεσα στις τιμές 8,5 και 9,5.

Στο Σχήμα 14 παρουσιάζονται δεδομένα πτερυγικής επιφάνειας S συναρτήσει της μέγιστης χωρητικότητας.

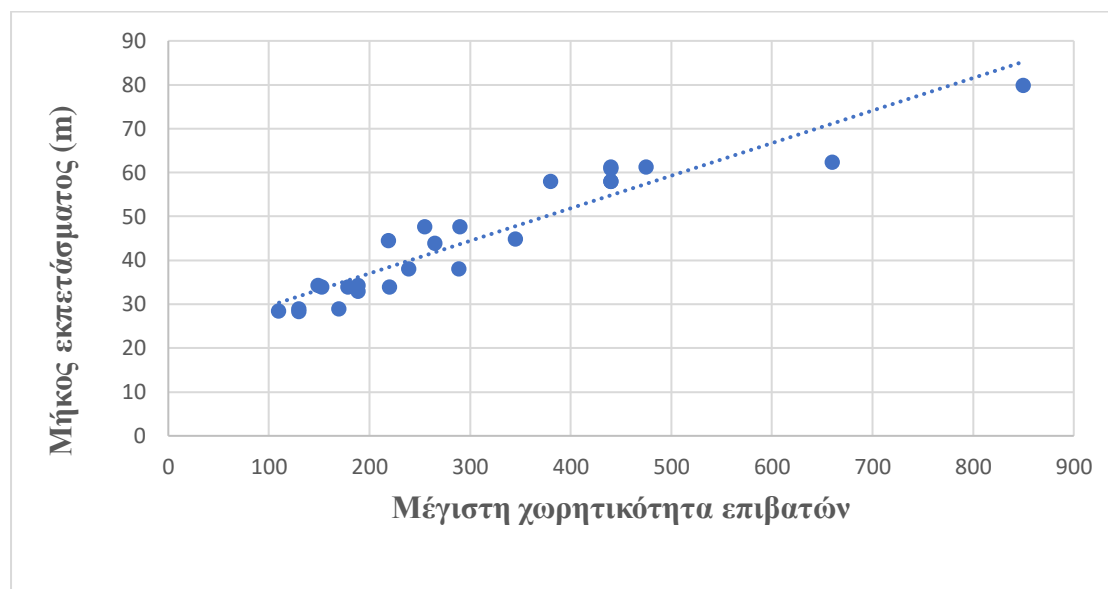


Σχήμα 14 Πτερυγική επιφάνεια συναρτήσει της μέγιστης χωρητικότητας βάσει δεδομένων αεροσκαφών

Από το σχήμα παρατηρούμε ότι η πτερυγική επιφάνεια μπορεί να προσεγγιστεί από την παρακάτω σχέση:

$$S = 0,9527 \cdot Np - 28,438 \quad (32)$$

Με παρόμοια διαδικασία μπορεί να προσεγγιστεί και το εκπέτασμα b λαμβάνοντας δεδομένα από τις κατασκευάστριες εταιρίες όπως φαίνεται στο Σχήμα 15.



Σχήμα 15 Μήκος εκπετάσματος συναρτήσει της μέγιστης χωρητικότητας βάσει δεδομένων αεροσκαφών

Από το σχήμα παρατηρούμε ότι το εκπέτασμα μπορεί να προσεγγιστεί από τη σχέση:

$$b = 0,0742 \cdot Np + 22,165, \quad (33)$$

Τέλος, ορίζεται το μέσο μήκος χορδής από τη σχέση:

$$c_{avg} = \frac{S}{b} \quad (34)$$

Ο λόγος εκλέπτυνσης (Taper ratio) της πτέρυγας λ ορίζεται από τη σχέση:

(35)

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}, 0 \leq \lambda \leq 1$$

Συνήθως, ο λόγος εκλέπτυνσης λαμβάνει τιμές $\lambda \approx 0,2$ σύμφωνα με την βιβλιογραφία [10], [8], [7] ενώ στα αεροσκάφη της Airbus παρατηρείται πως ο λόγος παραμένει σταθερός σε διαφορετικούς τύπους αεροσκαφών με τιμή $\lambda = 0,24$ [16].

Το μήκος χορδής ρίζας (root chord) c_r του αεροσκάφους υπολογίζεται από:

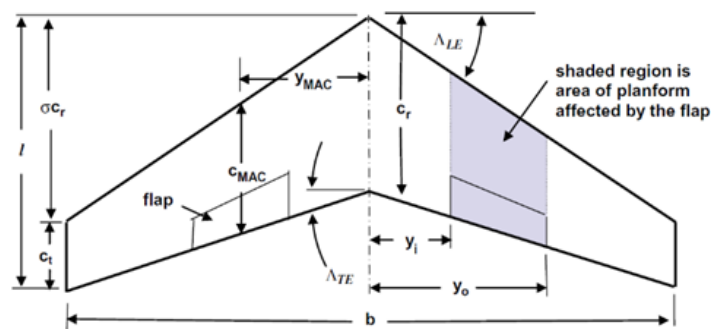
(36)

$$c_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)}$$

Είτε εναλλακτικά:

(37)

$$c_r = \frac{2b}{A(1 + \lambda)}$$



Σχήμα 16 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας

Έπειτα καθορίζεται το μήκος χορδής κορυφής (tip chord) :

(38)

$$c_t = \lambda \cdot c_r$$

Η μέση αεροδυναμική χορδή λαμβάνεται από τη σχέση:

(39)

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

Ενώ το κέντρο βάρους καθορίζεται από τη σχέση:

(40)

$$x_c = \frac{c_r}{3} \left(\lambda + \sigma + \frac{1 + \lambda\sigma}{1 + \lambda} \right)$$

Ο συντελεστής σ ορίζεται ως $\sigma = \frac{l-c_t}{c_r}$ όπου l το πλάτος ως προς τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 16.

Η μέση αεροδυναμική χορδή κατά μήκος του ανοίγματος της πτέρυγας υπολογίζεται από τη σχέση:

(41)

$$y_{MAC} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

2.4.1 Αεροτομή (Airfoil)

Η αεροτομή της πτέρυγας αποτελεί ένα αρκετά σημαντικό κομμάτι κατά τον σχεδιασμό ενός αεροσκάφους. Στα πολιτικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών η πτέρυγα διαθέτει διαφορετικές αεροτομές ανάλογα με τις απαιτήσεις του αεροσκάφους. Οι κατασκευάστριες εταιρίες σχεδιάζουν εξατομικευμένες αεροτομές για τα αεροσκάφη και δεν υπάρχει ικανός αριθμός στοιχείων ώστε να προσδιοριστούν αεροτομές με συγκεκριμένα χαρακτηριστικά. Κατά τον προκαταρκτικό σχεδιασμό είτε επιλέγεται αυθαίρετα μία ενιαία αεροτομή είτε υπολογίζονται κάποια βασικά χαρακτηριστικά βάσει των οποίων δημιουργείται μία αεροτομή. Στην φάση του λεπτομερούς σχεδιασμού γίνεται βελτιστοποίηση των αεροτομών. Ο συντελεστής άνωσης της αεροτομής C_l για το εκάστοτε σχεδιαζόμενο αεροσκάφος υπολογίζεται με βάση το [15].

Αρχικά προσδιορίζονται οι αεροδυναμικοί συντελεστές άνωσης ως εξής:

- Ιδανικός συντελεστής ανύψωσης (Ideal lift coefficient):

$$C_{Lc} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} \quad (42)$$

$$C_{Lc_w} = \frac{C_{Lc}}{0,95} \quad (43)$$

$$C_{Lc_i} = \frac{C_{Lc_w}}{0,9} \quad (44)$$

- Μέγιστος συντελεστής ανύψωσης (Maximum lift coefficient):

$$C_{Lmax} = \frac{2W_{TO}}{\rho V_c^2 S} \quad (45)$$

$$C_{Lmax_w} = \frac{C_{Lmax}}{0,95} \quad (46)$$

$$C_{Lmax_{gross}} = \frac{C_{Lmax_w}}{0,9} \quad (47)$$

Έπειτα από τον υπολογισμό των ιδανικών και μέγιστων συντελεστών ορίζεται ο συντελεστής άνωσης της αεροτομής:

$$C_l = C_{Lmax_{gross}} - \Delta C_{Lmax_{HLD}} \quad (48)$$

Ο συντελεστής $\Delta C_{Lmax_{HLD}}$ αναφέρεται στις συσκευές υψηλής άνωσης (high lift devices), οι οποίες αναπτύσσονται στην υποενότητα 2.4.6 .

Με τον καθορισμό των παραπάνω αεροδυναμικών συντελεστών μπορεί να επιλεγεί μια τυποποιημένη αεροτομή που να καλύπτει τις απαιτήσεις. Τυποποιημένες αεροτομές παρέχονται από την NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Μια πρώτη επιλογή μπορεί να γίνει από τις πενταψήφιες αεροτομές.

Για τον προσδιορισμό της κατάλληλης αεροτομής «NACA 5 digit airfoil» χρειάζονται οι εξής παράμετροι [17] :

- Συντελεστής άνωσης αεροτομής, για το 1^ο ψηφίο
- Χαρακτηριστικά καμπυλότητας αεροτομής, για το 2^ο και 3^ο ψηφίο
- Λόγος πάχους ανά χορδή ή λόγος πάχους χορδής (thickness-to-chord ratio) $\frac{t}{c}$, για το 4^ο και 5^ο ψηφίο.

Για την επιλογή αεροτομής, επίσης, πρέπει να επιλεγούν τα χαρακτηριστικά όπου η αεροτομή έχει απώλεια στήριξης η οποία σχετίζεται με την καμπυλότητα της ακμής προσβολής (leading edge). Η τιμή της καμπυλότητας στην ακμή προσβολής αυξάνεται ανάλογα με το λόγο πάχους. Το καμπύλο κομμάτι των αεροτομών όπως και η ακριβής επιλογή του αποτελεί μέρος του λεπτομερούς σχεδιασμού επομένως μπορεί να επιλέγει βάσει βιβλιογραφικών κριτηρίων. Ως εκ τούτου, επιλέγονται οι τύποι αεροτομών NACA 64-2xx και 64-4xx οι οποίες ικανοποιούν τις προδιαγραφές του τύπου αεροσκαφών που μας ενδιαφέρει [17], [15], [12] και [18].

Ο μέγιστος λόγος πάχους χορδής στην ρίζα $\left(\frac{t}{c}\right)_r$ της ημιπτέρυγας ενός εμπορικού αεροσκάφους κυμαίνεται από $1,5 \cdot A\% \leq \left(\frac{t}{c}\right)_r \leq 1,9 \cdot A\%$ [15]. Θεωρώντας λόγο επιμήκους $A=9,2$ τα όρια γίνονται $13,8\% \leq \left(\frac{t}{c}\right)_r \leq 17,48\%$. Στο άκρο του φτερού, ο λόγος πάχους χορδής αεροτομών $\left(\frac{t}{c}\right)_t$ βρίσκεται ανάμεσα $1,0 \cdot A\% \leq \left(\frac{t}{c}\right)_t \leq 1,3 \cdot A\%$ [15]. Στην φάση της προκαταρκτικής διαστασιολόγησης χρησιμοποιείται μια ενιαία αεροτομή, επομένως επιλέγεται μια μέση τιμή $1,25 \cdot A\% \leq \frac{t}{c} \leq 1,6 \cdot A\%$. Επιπρόσθετα, στην βιβλιογραφία αναφέρεται ότι για υψηλής ταχύτητας υποχηητικά επιβατικά αεροσκάφη το μέσο πάχος φτερού έχει εύρος 10–12% [15]. Η χαμηλότερη τιμή συνδέεται με σχετικά μη οπισθοκλινείς πτέρυγες (relatively unswept wings) ενώ η υψηλότερη τιμή με ήπια οπισθοκλινείς πτέρυγες (moderately swept wings) $\Lambda c/4 \approx 30^\circ$. Από τις κατασκευάστριες εταιρείες, ωστόσο, επιλέγεται μία πιο ευρεία κλίμακα λόγου αεροτομών (maximum thickness-to-chord) ανάμεσα σε το ποσοστό 6% με 18% [15]. Συμπερασματικά, ο υπολογισμός του μέγιστου λόγου πάχους χορδής μπορεί να ληφθεί σύμφωνα με τον παρακάτω πίνακα.

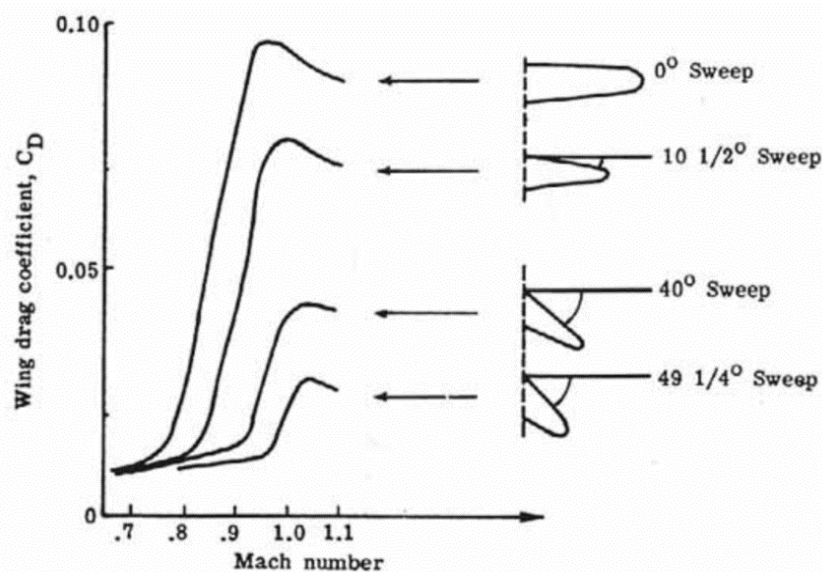
1	Όρια βιβλιογραφίας (στενά)	$10\% \leq \frac{t}{c} \leq 12\%$
2	Όρια κατασκευαστών (διευρυμένα)	$6\% \leq \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \leq 18\%$
3	Όρια εξαρτώμενα από το λόγο επιμήκους	$1,25 \cdot A \% \leq \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \leq 1,6 \cdot A\%$

Πίνακας 5 Λόγος πάχους χορδής

2.4.2 Οπισθόκλιση (Sweepback)

Η οπισθόκλιση Λ χρησιμοποιείται κυρίως για τη μείωση της αντίστασης από τοπικές ταχύτητες ροής κοντά στην υπερηχητική ταχύτητα. Η κλίση της πτέρυγας προς τα πίσω καθυστερεί την εμφάνιση του κρίσιμου αριθμού Mach σε παχύτερα τμήματα της πτέρυγας. Το μειονέκτημα της οπισθόκλισης είναι η δημιουργία ροής κατά μήκος του ανοίγματος πάνω από το επίπεδο της πτέρυγας η οποία έχει ως συνέπεια τα εξής:

- μειώνει την άνωση
- αυξάνει το πάχος του οριακού στρώματος
- αυξάνει την οπισθέλκουσα
- μειώνει την αποτελεσματικότητα των πτερυγίων



Σχήμα 17 Μεταβολή της οπισθέλκουσας συναρτήσει της ταχύτητας και της οπισθόκλισης

Η οπισθόκλιση επηρεάζει δύο αεροδυναμικά φαινόμενα στην πτέρυγα. Ο πρωταρχικός σκοπός της είναι η μικρότερη δυνατή αντίσταση ενώ αυξάνεται η ταχύτητα. Αυτό συντελεί στη μείωση του μέγιστου συντελεστή άνωσης που μπορεί να επιτύχει η πτέρυγα. Η επιλογή της γωνίας οπισθόκλισης συνδέεται με την διατομή της πτέρυγας και ειδικότερα με τον λόγο πάχος/χορδή, t/c . Λαμβάνοντας τη γωνία βέλους στο $1/4$ της πτέρυγας ορίζεται:

$$\frac{C_{Lmaxsweep}}{C_{Lmaxzero sweep}} = \cos\Lambda_{c/4} \quad (49)$$

Η οπισθόκλιση (sweepback) των διαφόρων θέσεων κατά μήκος της χορδής απαιτείται στη σχεδιαστική διαδικασία, με έμφαση στις θέσεις του ενός τετάρτου και της μισής χορδής. Η οπισθόκλιση σε οποιαδήποτε θέση n , ως κλάσμα της χορδής, μπορεί να βρεθεί από μία γνωστή οπισθόκλιση σε κάποια άλλη θέση m , ως εξής:

$$\tan\Lambda_n = \tan\Lambda_m - \frac{4}{A}(n - m)\frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \quad (50)$$

Για την θέση του $1/4$ της χορδής:

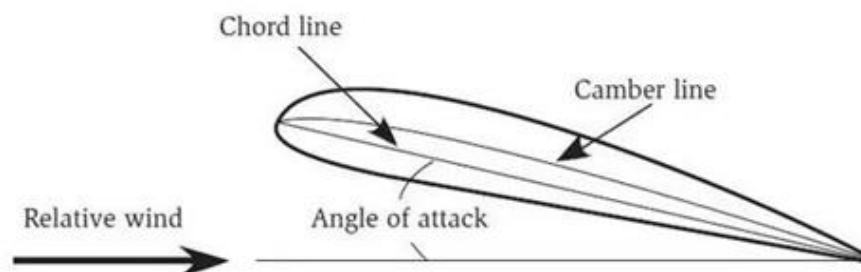
$$\tan\Lambda_{0.25} = \tan\Lambda_0 - \frac{4}{A}(0.25 - 0)\frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} = \tan\Lambda_{LE} - \frac{1 - \lambda}{A(1 + \lambda)}$$

Η γωνία σε επιβατικά αεροσκάφη μεγάλης εμβέλειας λαμβάνει τιμές εύρους 25° με 35° . Σε περίπτωση που δεν υπάρχει κάποια σχεδιαστική απαίτηση συνίσταται η γωνία να έχει τιμές 28° με 30° , με εξαίρεση τα αεροσκάφη αρκετά μεγάλων διαστάσεων σε δύο επίπεδα όπου απαιτούνται τιμές μεγαλύτερες των 35° και μικρότερες των 38° .

2.4.3 Γωνία πρόσπτωσης (angle of attack)

Η γωνία πρόσπτωσης της πτέρυγας i_w είναι η γωνία μεταξύ της κεντρικής γραμμής της ατράκτου και της γραμμής χορδής της πτέρυγας στη ρίζα, όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 18. Μερικές φορές αναφέρεται ως ρυθμιστική γωνία της πτέρυγας (set). Η κεντρική γραμμή της ατράκτου βρίσκεται στο επίπεδο συμμετρίας και ορίζεται παράλληλα με το δάπεδο της καμπίνας.

Η τιμή της γωνίας πρόσπτωσης i_w είναι είτε σταθερή είτε μεταβαλλόμενη. Η μεταβλητή κλίση της πτέρυγας δεν συνιστάται καθώς είναι αρκετά επισφαλής σε θέματα ασφάλειας και λειτουργίας. Στην ιστορία της αεροπορίας, υπάρχει μόνο ένα αεροσκάφος (Vought F-8 Crusader) του οποίου η πτέρυγα είχε μεταβλητή πρόσπτωσης [7].

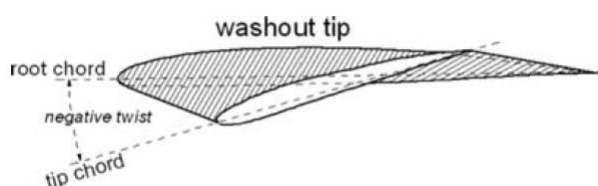


Σχήμα 18 Γωνίας πρόσπτωσης αεροτομής πτέρυγας

Η κλίση της πτέρυγας θα πρέπει να παράγει τον επιθυμητό συντελεστή άνωσης και να ελαχιστοποιεί την αντίσταση κατά την οριζόντια πτήση. Η γωνία κατά την φάση της απογείωσης συντελεί στην αύξηση της ανωστικής δύναμης του αεροσκάφους. Επίσης, η τιμή της γωνίας που επιλέγεται θα πρέπει να μηδενίζει την αντίσταση της ατράκτου στην οριζόντια πτήση. Αυτές οι απαιτήσεις σχεδιασμού πρέπει να ταιριάζουν με τη γωνία προσβολής της αεροτομής που αντιστοιχεί στον ιδανικό συντελεστή άνωσης της αεροτομής C_{li} . Κατά συνέπεια, μόλις προσδιοριστεί ο ιδανικός συντελεστής άνωσης της μέσης αεροτομής μπορεί να υπολογιστεί η ρυθμιστική γωνία της πτέρυγας από το διάγραμμα $C_l - \alpha$. Ο τυπικός αριθμός πρόσπτωσης της πτέρυγας για την πλειονότητα των μεταφορικών αεροσκαφών είναι μεταξύ 3 και 5 μοιρών αν και μπορεί να είναι αυξημένη κατά 1 με 2 μοίρες επιπλέον ,δηλαδή έως 7.

2.4.4 Γωνία συστροφής (Wing twist)

Μια άλλη ιδιότητα της πτέρυγας είναι η συστροφή της. Η πτέρυγα μπορεί να περιστραφεί από την ρίζα προς την κορυφή της όπως φαίνεται στο Σχήμα 19.

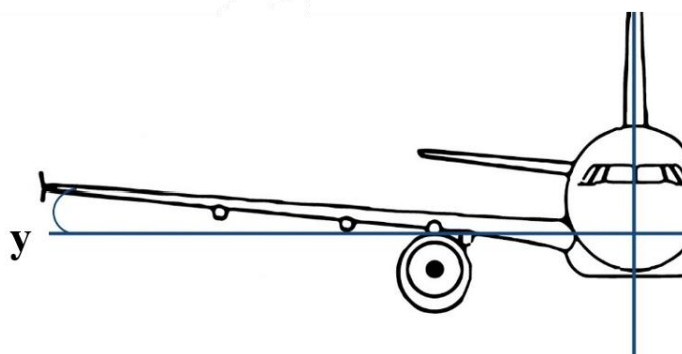


Σχήμα 19 Γωνία συστροφής

Αυτό συμβαίνει για να διατηρεί η πτέρυγα την αποτελεσματικότητα των πηδαλίων ελέγχου του αεροσκάφους (aileron effectiveness). Συνήθως, αρκεί μια συστροφή 1° έως 2° [9] .

2.4.5 Γωνία δίδεδρου (Dihedral angle)

Πρόκειται για τη γωνία που σχηματίζει μια πτέρυγα με τον οριζόντιο άξονα όπως φαίνεται στο Σχήμα 20. Για τα επιβατικά αεροσκάφη των οποίων τα φτερά τοποθετούνται στο κάτω τμήμα της ατράκτου συνήθως η γωνία είναι μικρή, της τάξης των $3-8^\circ$ [8]. Αυτή η γωνία επηρεάζει την ευστάθεια ενός αεροσκάφους. Ο πρωταρχικός λόγος για την ύπαρξη της είναι η βελτίωση της πλευρικής σταθερότητας του αεροσκάφους.



Σχήμα 20 Γωνία δίδεδρου

Η πλευρική ευστάθεια είναι κυρίως η τάση ενός αεροσκάφους να επιστρέφει στην αρχική κατάσταση πτήσης με το επίπεδο προσαρμογής της πτέρυγας, εάν διαταραχθεί από ριπή αέρος και περιστραφεί γύρω από τον άξονα y . Η γωνία δίδεδρου της πτέρυγας παρέχει την απαραίτητη ροπή επαναφοράς.

2.4.6 Συσκευές υψηλής άνωσης (High lift device)

Ένας από τους στόχους σχεδιασμού της πτέρυγας είναι η μεγιστοποίηση της ικανότητας παραγωγής άνωσης. Πρακτικά παρουσιάζεται ως η μεγιστοποίηση του συντελεστή άνωσης $C_{L_{max}}$. Προκειμένου να αυξηθεί ο συντελεστής άνωσης, η μόνη μέθοδος κατά την πτήση είναι η προσωρινή αύξηση της κάμψης της πτέρυγας. Αυτό επιτελείται με την χρήση συσκευών υψηλής άνωσης (high lift device) .

Οι συσκευές υψηλής άνωσης ταξινομούνται σε δυο κατηγορίες :

- Συσσκευή υψηλής άνωσης αιχμής LEHLD ή slats Σχήμα 21

- Συσκευή υψηλής άνωσης ακμής TEHLD ή flaps Σχήμα 22



Σχήμα 21 Αεροτομή με slats



Σχήμα 22 Αεροτομή με flaps



Σχήμα 23 Αεροτομή με aileron

Η θέση τοποθέτησης των συσκευών λαμβάνεται βάσει βιβλιογραφικών στοιχείων. Τα slats τοποθετούνται στο μεγαλύτερο μέρος της πτέρυγας έως το 95% της πτέρυγας [7]. Λόγω της τοποθέτησης των κινητήρων με χρήση πυλώνων (pylons) αφήνεται επιπλέον ένα περιθώριο 0,5% εκατέρωθεν του κινητήρα χωρίς slats στις αεροτομές. Η τοποθέτηση των flaps διαφέρει καθ' ότι στην ακμή της πτέρυγας τοποθετούνται και τα πηδάλια ελέγχου (ailerons) του αεροσκάφους Σχήμα 23. Τα πηδάλια ελέγχουν καταλαμβάνουν το 30% της επιφανείας της ημιπτέρυγας [7] και τοποθετούνται στην εξωτερική πλευρά της ημιπτέρυγας. Στην υπόλοιπη επιφάνεια της πτέρυγας τοποθετούνται flaps.

Για τον υπολογισμό των διαστάσεων των συσκευών υψηλής άνωσης χρησιμοποιούνται οι αντίστοιχοι λόγοι με το μήκος ημιπτέρυγας (Σχήμα 24).

Συγκεκριμένα ορίζουμε τους εξής λόγους:

- Εσωτερικός λόγος flaps:

$$n_{fi} = \frac{2l_{fi}}{b} \quad (51)$$

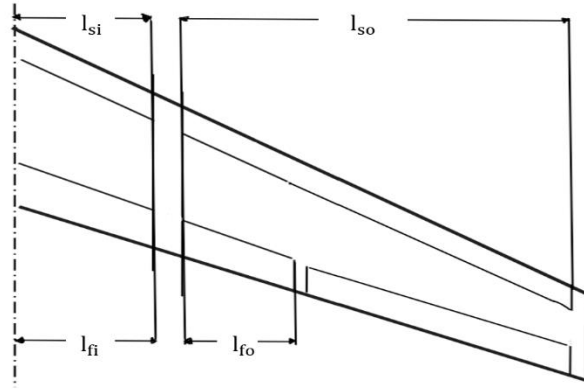
- Εξωτερικός λόγος flaps:

$$n_{fo} = \frac{2l_{fo}}{b} \quad (52)$$

Όμοια για τα slats

$$n_{si} = \frac{2l_{si}}{b} \quad (53)$$

$$n_{so} = \frac{2l_{so}}{b} \quad (54)$$



Σχήμα 24 Κάτοψη πτέρυγας

Η άνωση που προκαλείτε από τα flaps υπολογίζεται από τη σχέση:

$$\Delta C_{L_{mf}} = 0,2K_{Lkf} \frac{S_{wf}}{S} \quad (55)$$

Η επιφάνεια S_{wf} που επηρεάζεται από τα flaps υπολογίζεται από τη σχέση:

$$S_{wf} = \frac{b}{2} c_r (2 - (1 - \lambda)(n_{fi} - n_{fo}))(n_{fo} - n_{fi}) \quad (56)$$

Ο συντελεστής K_{Lkf} υπολογίζεται από τη σχέση:

$$K_{Lkf} = (1 - 0,08\cos(\Lambda)^2) \cos(\Lambda)^{\frac{3}{4}} \quad (57)$$

Αντίστοιχα, η άνωση που προκαλείτε από τα slats υπολογίζεται από τη σχέση:

$$\Delta C_{L_{ms}} = 0,2K_{Lks} \frac{S_{ws}}{S} \quad (58)$$

Η επιφάνεια S_{ws} που επηρεάζεται από τα slats υπολογίζεται από τη σχέση:

$$S_{ws} = \frac{b}{2} c_r (2 - (1 - \lambda)(n_{si} - n_{so}))(n_{so} - n_{si}) \quad (59)$$

Ο συντελεστής K_{Lks} υπολογίζεται από τη σχέση:

$$K_{Lks} = (1 - 0,08\cos(\Lambda)^2) \cos(\Lambda)^{\frac{3}{4}} \quad (60)$$

Ο συνολικός συντελεστής άνωσης HLD $\Delta C_{LmaxHLD}$ που παρέχεται από τις συσκευές υψηλής άνωσης είναι το άθροισμα των δυο παραπάνω συντελεστών.

$$\Delta C_{LmaxHLD} = \Delta C_{Lmf} + \Delta C_{Lms} \quad (61)$$

2.4.7 Συντελεστής άνωσης αεροσκάφους

Στην υποενότητα της αεροτομής αναπτύχθηκε η μέθοδος υπολογισμού του συντελεστή άνωσης της αεροτομής. Ωστόσο, ο συντελεστής αναφέρεται στις δύο διαστάσεις. Ο συντελεστής της πτέρυγας υπολογίζεται με χρήση του συντελεστή άνωσης αεροτομής και του λόγου επιμήκους όπως αποτυπώνεται από τη σχέση:

$$C_{La} = \frac{dC_L}{da} = \frac{C_{la}}{1 + \frac{C_{la}}{\pi \cdot A}} \quad (62)$$

Επιπλέον, ο συντελεστής καμπυλότητας υπολογίζεται από τη σχέση:

$$C_{la} = \frac{dC_l}{da} = 1,8\pi(1 + 0,8 \frac{t_{max}}{c}) \quad (63)$$

2.4.8 Αεροδυναμικές αντιστάσεις πτέρυγας

Πέραν της άνωσης η πτέρυγα δημιουργεί και αντιστάσεις. Η οπισθέλκουσα της πτέρυγας λαμβάνεται από τον τύπο:

(64)

$$C_{Dw} = (1 + F_{2w}) C_{fw} \frac{S_{wet}}{S_w}$$

Ο συντελεστής F_{2w} επηρεάζεται από το μέγιστο λόγο πάχους/χορδή της πτέρυγας

(65)

$$F_{2h} = 2,7 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxw} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxw}^4$$

Για τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας, επίσης, πρέπει να οριστεί η επιφάνεια S_{wet} που επηρεάζει την ροή.

(66)

$$S_{wet} = S \left(2 + 0,5 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxw}\right)$$

Επιπλέον, αντιστάσεις αναπτύσσονται και λόγω της ύπαρξης των συσκευών υψηλής άνωσης. Από την ύπαρξη των flaps η οπισθέλκουσα είναι :

(67)

$$C_{Dfl} = 0,9 \left(\frac{c_{fl}}{c}\right)^{1,38} \frac{S_{wet}}{S_w} \sin(\alpha_{fl})^2$$

Ο λόγος $\frac{c_{fl}}{c}$ είναι το ποσοστό που λαμβάνουν τα flaps σε σχέση με όλη την αεροτομή. Το α_{fl} είναι η γωνία που σχηματίζεται όταν ανοίξουν τα flaps. Τα δύο στοιχεία αποτελούν χαρακτηριστικά των επιλεγόμενων αεροτομών.

Αντίστοιχα με τα flaps διαμορφώνονται οι σχέσεις για τα slats. Η οπισθέλκουσα των slats υπολογίζεται από την εξίσωση (68) με $\frac{c_{sl}}{c}$ τον λόγο διαστάσεων των slats και α_{sl} τη γωνία που σχηματίζεται.

(68)

$$C_{Dsl} = 0,9 \left(\frac{c_{sl}}{c}\right)^{1,38} \frac{S_{wet}}{S_w} \sin(\alpha_{sl})^2$$

2.4.9 Βάρος πτέρυγας

Με την εύρεση των επιμέρους χαρακτηριστικών της πτέρυγας παρέχονται οι απαραίτητες πληροφορίες για τον υπολογισμό του βάρους. Ο υπολογισμός του οποίου λαμβάνεται κατά Nicolai [13] σύμφωνα με την παρακάτω σχέση.

$$W_w = 0,0011799 \frac{S^{0,48} A M_0^{0,43} (W_0 \cdot 4,5)^{0,84} \lambda^{0,14}}{\left(\left(100 \frac{t}{c} \right)^{0,76} \right) \cos(\Lambda)^{1,54}} \quad (69)$$

2.5 Σχεδιασμός ουραίου τμήματος (Tail Design)

Έπειτα από τον ορισμό των χαρακτηριστικών της ατράκτου και της πτέρυγας ακολουθεί ο προσδιορισμός των χαρακτηριστικών του ουραίου τμήματος σε μονάδες SI. Οι επιφάνειες του ουραίου τμήματος χρησιμοποιούνται για την ευθυγράμμιση, τη σταθεροποίηση και τον έλεγχο του αεροσκάφους. Το ουραίο τμήμα αποτελείται από οριζόντια και κατακόρυφα πτερύγια σε διάφορες διαμορφώσεις.

Το ουραίο τμήμα σε ένα συμβατικό αεροσκάφος έχει δύο συνιστώσες και τις δύο συμβατικές επιφάνειες ελέγχου ,δηλαδή το πηδάλιο ανόδου καθόδου (elevator) και το πηδάλιο διεύθυνσης (rudder). Βάσει αυτών διαμορφώνονται οι ακόλουθες κύριες λειτουργίες του ουραίου τμήματος:

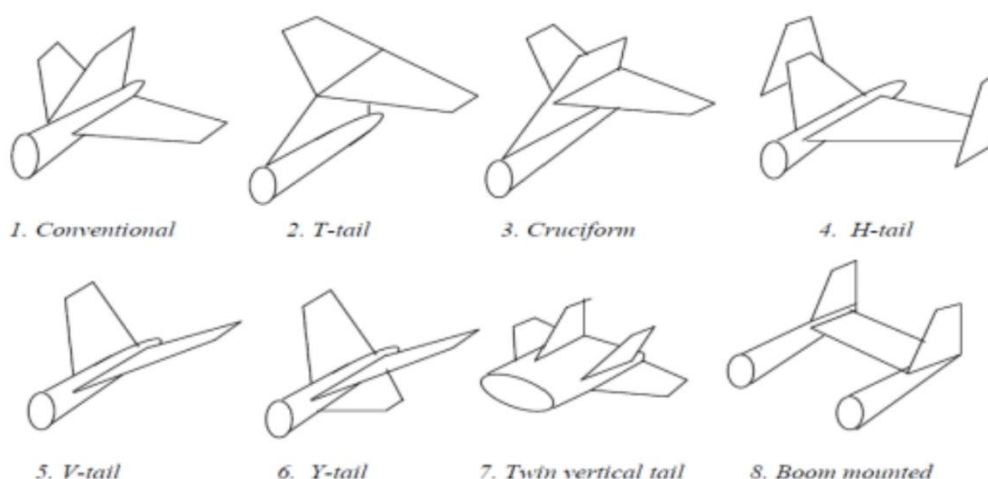
- Ρύθμιση αντιστάθμισης (Trim) (διαμήκης και κατευθυντική).
- Ευστάθεια (Stability) (διαμήκης και κατευθυντική).
- Έλεγχος (Control) (διαμήκης και κατευθυντικός).

Η πρωταρχική λειτουργία του οριζόντιου πτερυγίου είναι η διαμήκης ρύθμιση δηλαδή η ισορροπία του αεροσκάφους ενώ του κατακόρυφου πτερυγίου είναι η κατευθυντική σταθερότητα. Ο λόγος είναι ότι ένα αεροσκάφος είναι συμμετρικό ως προς το επίπεδο xz, ενώ η ροπή κλίσης της πτέρυγας ως προς το κέντρο βάρους του αεροσκάφους πρέπει να εξισορροπείται μέσω μιας συνιστώσας. Η διαμήκης ρύθμιση σε ένα συμβατικό αεροσκάφος εφαρμόζεται μέσω του οριζόντιου πτερυγίου.

Ο υπολογισμός των πτερυγίων εξαρτάται από την ισορροπία του αεροσκάφους και τις αεροδυναμικές αντιστάσεις που ασκούνται σε αυτό. Υπάρχει πληθώρα διαφορετικών

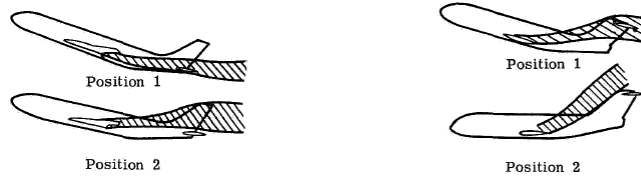
σχεδιασμών για το ουραίο τμήμα. Τα κυριότερα είδη απεικονίζονται στο Σχήμα 25 και είναι τα εξής:

- Συμβατική (Conventional)
- Σταυροειδές (Cruciform)
- T-Tail
- V-tail
- H-tail
- Y-tail
- Διπλή V-tail
- Στηριζόμενου βραχίονα



Σχήμα 25 Είδη ουραίων τμημάτων

Σε εμπορικά αεροσκάφη εφαρμόζονται η συμβατική, η H-tail και η T-tail. Το ουραίο τμήμα σχηματισμού H χρησιμοποιήθηκε ευρέως στο παρελθόν και σε σύγχρονα αεροσκάφη εμφανίζεται στα Tupolev [15]. Τα ουραία τμήματα τύπου T χρησιμοποιούνται κατά κύριο λόγο σε αεροσκάφη jet όπου οι κινητήρες τοποθετούνται στο πίσω μέρος της ατράκτου και σε αεροσκάφη με turboprop κινητήρες ώστε να μην επηρεάζεται η εξερχόμενη από την μηχανή ροή (Σχήμα 26). Τέλος, το ουραίο τμήμα που αποτελείται από ένα κατακόρυφο τμήμα στο πίσω μέρος της ατράκτου και μια οριζόντια πτέρυγα διαμήκους του πίσω μέρους της ατράκτου είναι το πλέον εμπορικά χρησιμοποιούμενο σε αεροσκάφη μονής ατράκτου όπου η πτέρυγα τοποθετείται στο κάτω μέρος (low wing).



Σχήμα 26 Περιοχή διαταραγμένης ροής αέρα σε συμβατικές και σε ουραία τμήματα T-tail

Η επιλογή του ουραίου τμήματος συνδέεται στενά με τη συνολική φιλοσοφία σχεδιασμού του αεροσκάφους. Έτσι, ανάλογα με τη σχεδιαστική διαμόρφωση της ατράκτου και της πτέρυγας επιλέγεται το είδος του ουραίου τμήματος καθώς και τα γενικά χαρακτηριστικά του. Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω, για την ανάλυση των ουραίων πτερυγίων θα χρησιμοποιηθεί ο σχηματισμός των συμβατικών ουραίων πτερυγίων.

Μετά την επιλογή της διαμόρφωσης του ουραίου τμήματος ακολουθεί ο υπολογισμός των επιμέρους επιφανειών του. Το κύριο κριτήριο για τον σχεδιασμό είναι η παροχή επαρκούς σταθερότητας και ελέγχου του αεροσκάφους. Δηλαδή, απαιτείται η ύπαρξη επαρκούς ροπής γύρω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους για να αντισταθμιστούν οι δυνάμεις αποσταθεροποίησης. Ο βαθμός ευστάθειας και ελέγχου που πρέπει να παρέχεται εξαρτάται από τις επιχειρησιακές απαιτήσεις του αεροσκάφους. Επομένως, ένα εμπορικό αεροσκάφος μεταφοράς επιβατών θα πρέπει να είναι σταθερό υπό διάφορες διαμορφώσεις φόρτισης και να έχει αρκετή απόκριση ελέγχου για να ρυθμίζει ήπια τη θέση του αεροσκάφους, κατά την πλεύση σε μη συνήθεις συνθήκες, δηλαδή με λειτουργία ενός κινητήρα είτε με πλευρικούς ανέμους.

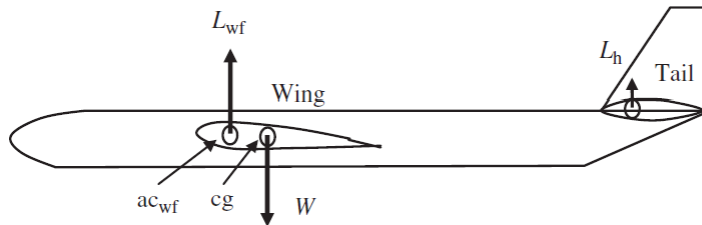
Βάσει των παραπάνω θα πρέπει να ικανοποιεί τα εξής :

- Μείωση του λόγου άνωσης οπισθέλκουσας (lift-to-drag ratio)
- Περιορισμό του μέγιστου συντελεστή άνωσης κατά την προσγείωση και την απογείωση
- Επίλυση του προβλήματος βάρους-ισορροπίας του αεροσκάφους

2.5.1 Σχεδιασμός ουραίου τμήματος

Για τη διαδικασία σχεδιασμού του οριζόντιου πτερυγίου του ουραίου τμήματος εξετάζεται η πλευρική όψη του αεροσκάφους που βρίσκεται σε διαμήκη ρύθμιση (Σχήμα 27). Γύρω από το κέντρο βάρους c_g κατά τον άξονα y αναπτύσσονται διάφορες ροπές που πρέπει να εξισορροπηθούν. Κυριότερες είναι η αεροδυναμική ροπή κλίσης

της πτέρυγας/ατράκτου και η ροπή ανύψωσης γύρω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Επιπλέον, αναπτύσσονται ροπές λόγω της ώθησης του κινητήρα, της αντίστασης της πτέρυγας, της αντίστασης του συστήματος προσγείωσης και της αντίστασης του εξοπλισμού. Στην παρούσα φάση σχεδιασμού οι ροπές αυτές δεν λαμβάνονται υπόψη.



Σχήμα 27 Κατανομή δυνάμεων του αεροσκάφους σε οριζόντια θέση

Οπότε, διαμορφώνεται η παρακάτω εξίσωση ισορροπίας των ροπών:

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow M_{owf} + M_{Lw} + M_{Lh} = 0 \quad (70)$$

Η ροπή που δημιουργείται από το οριζόντιο ουραίο πτερύγιο ορίζεται από την εξίσωση:

$$M_{Lh} = -L_h l_h \quad (71)$$

Η δύναμη άνωσης της οριζόντιας πτέρυγας υπολογίζεται από την εξίσωση:

$$L_h = \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{Lh} \quad (72)$$

Η ροπή που δημιουργείται από την πτέρυγα ορίζεται από την εξίσωση :

$$M_{Lw} = L_w \bar{C} dh \quad (73)$$

Η δύναμη άνωσης της πτέρυγας του αεροσκάφους υπολογίζεται από την εξίσωση:

(74)

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{Lw}$$

Η αεροδυναμική ροπή κλίσης πτέρυγας/ατράκτου λαμβάνεται από την εξίσωση :

(75)

$$M_{owf} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{mo_w} \bar{C}$$

Με χρήση των εξισώσεων, (70), (71), (72), (73), (74) και (75) καταλήγουμε στην παρακάτω εξίσωση :

(76)

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{mo_w} \bar{C} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_{Lw} \bar{C} dh - \frac{1}{2} \rho V^2 S_h C_{Lh} l_h = 0 \Rightarrow C_{mo_w} + C_{Lw} dh - V_{HT} C_{Lh} = 0$$

Ο συντελεστής C_{mo_w} δηλώνει τον αεροδυναμικό συντελεστή ροπής κλίσης πτέρυγας και μπορεί να υπολογιστεί από την εξίσωση (77) με χρήση του λόγου επιμήκους A της πτέρυγας, της οπισθόκλισης Λ και του συντελεστή ροπής της αεροτομής C_{maw} της πτέρυγας.

(77)

$$C_{mo_w} = C_{maw} \frac{A \cos^2(\Lambda)}{A + 2 \cos(\Lambda)}$$

Ο όγκος του οριζώντιου ουραίου περυγίου ορίζεται από την σχέση:

(78)

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_h}{\bar{C} S}$$

Όμοια, ο όγκος του κατακόρυφου ουραίου περυγίου ορίζεται από την σχέση :

(79)

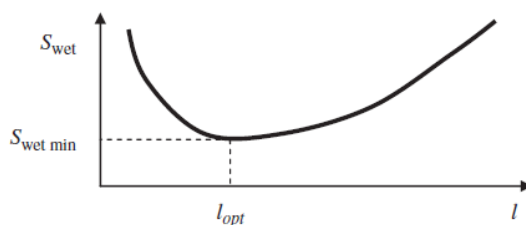
$$V_{VT} = \frac{l_{HT} S_v}{\bar{C} S}$$

Για την εύρεση του όγκου του ουραίου τμήματος επιλέγεται η χρήση στατιστικών στοιχείων τα οποία παρουσιάζονται στον πίνακα που ακολουθεί.

Aircraft	Horizontal tail volume	Vertical tail volume
Glider and motor glider	0,6	0,3
Home-built	0,5	0,04
GA single prop-driven engine	0,7	0,04
GA twin prop-driven engine	0,8	0,07
GA with canard	0,6	0,05
Agricultural	0,5	0,04
Twin turboprop	0,9	0,08
Jet trainer	0,7	0,06
Fighter aircraft	0,4	0,07
Fighter (with canard)	0,1	0,06
Bomber/military transport	1	0,08
Jet transport	1,1	0,09

Πίνακας 6 Όγκοι του ουραίου τμήματος διαφόρων τύπων αεροσκαφών από τον πίνακα 6.4 [15]

Στις εξισώσεις του όγκου (78) και (79) υπάρχει εξάρτηση από την απόσταση του ουραίου τμήματος από το κέντρο βάρους. Η απόσταση μπορεί να παρθεί είτε με χρήση στατιστικών στοιχείων για την τοποθέτηση των επιμέρους τμημάτων στο αεροσκάφος είτε από την κατανομή των επιφανειών του αεροσκάφους. Στην παρούσα εργασία επιλέγεται το δεύτερο. Η βέλτιστη απόσταση του ουραίου τμήματος υπολογίζεται από το ελάχιστο που σχηματίζει η καμπύλη της επιφανείας συναρτήσεως της απόστασης από το κέντρο βάρους Σχήμα 28.

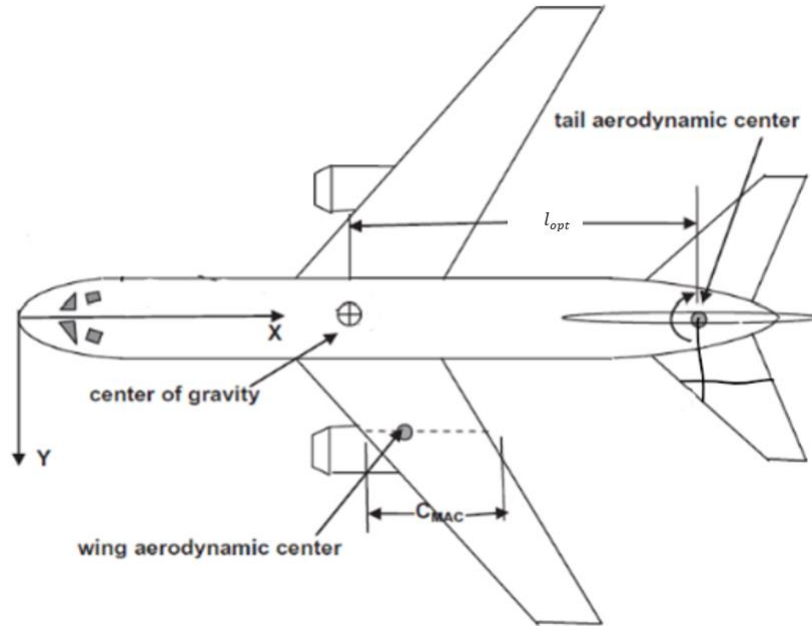


Σχήμα 28 Καμπύλη επιφανείας συναρτήσεως της απόστασης ουραίου τμήματος από το κέντρο βάρους

Επομένως, η βέλτιστη απόσταση του ουραίου τμήματος με χρήση του συντελεστή ασφαλείας K_c ορίζεται ως εξής:

$$\frac{\theta S_{wet}}{\theta l} = 0 \Rightarrow \frac{1}{2} \pi D_f + 2 \frac{\bar{C} S V_{HT}}{l^2} = 0 \Rightarrow l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 \bar{C} S V_{HT}}{\pi D_f}} \quad (80)$$

Για εμπορικά αεροσκάφη ο συντελεστής λαμβάνει την τιμή $K_c = 1,1$ βάσει της [15].



Σχήμα 29 Κάτοψη αεροσκάφους με τη βέλτιστη απόσταση του ουραίου τμήματος l_{opt}

2.5.2 Τμήμα αεροτομής

Το οριζόντιο πτερύγιο του ουραίου τμήματος είναι μια επιφάνεια ανύψωσης παρόμοια με την πτέρυγα. Πρωταρχικός σκοπός της είναι η εξασφάλιση της ισορροπίας και της σταθερότητας του αεροσκάφους. Αυτό επιτυγχάνεται, όπως έχει οριστεί παραπάνω με την ισορροπία των ροπών στην εξίσωση (70). Έτσι, προκύπτει ο απαιτούμενος συντελεστής άνωσης .

$$C_{Lh} = \frac{C_{mo_w} + C_{Lc} dh}{V_{HT}} \quad (81)$$

Η κλίση της καμπύλης ανύψωσης της αεροτομής του ουραίου πτερυγίου C_{Lah} πρέπει να είναι όσο το δυνατόν μεγαλύτερη σε συνδυασμό με μία μεγάλη γωνία προσβολής. Το ουραίο πτερύγιο απαιτείται να συμπεριφέρεται παρόμοια τόσο σε θετικές όσο και

σε αρνητικές γωνίες προσβολής. Για το λόγο αυτό, η κατάλληλη αεροτομή για το οριζόντιο πτερύγιο του ουραίου τμήματος θα πρέπει να έχει συμμετρική διατομή.

Τέλος, μια άλλη απαίτηση για το οριζόντιο πτερύγιο είναι η απαλοιφή του φαινομένου της συμπίεστος. Ο συντελεστής άνωσης του ουραίου τμήματος θα πρέπει να είναι μικρότερος από τον συντελεστή άνωσης της πτέρυγας. Για να εξασφαλιστεί αυτή η απαίτηση, ο αριθμός Mach της ροής στο ουραίο τμήμα πρέπει να είναι μικρότερος από τον αριθμό Mach της ροής στην πτέρυγα. Αυτός ο στόχος επιτυγχάνεται με την επιλογή μίας αεροτομής που να είναι λεπτότερη από αυτή της πτέρυγας. Συνήθης επιλογή είναι η χρήση πτερυγίων με μέγιστο λόγο πάχους χορδής $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ μικρότερο από την αεροτομή της πτέρυγας κατά περίπου 2%.

Για τυποποιημένες αεροτομές κατά NACA τα παραπάνω μπορούν να αποτυπωθούν στον αριθμό της αεροτομής. Σε μία πενταψήφια αεροτομή NACA, η συμμετρική αεροτομή υποδηλώνεται όταν το τρίτο ψηφίο της είναι μηδέν. Δηλαδή, ο συντελεστής άνωσης του σχεδιασμού της αεροτομής και η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης είναι και οι δύο μηδενικές. Βάσει του μέγιστου λόγου πάχους χορδής $\left(\frac{t}{c}\right)_{maxW}$ της πτέρυγας ο λόγος στο οριζόντιο πτερύγιο γίνεται $\left(\frac{t}{c}\right)_{maxHT} = \left(\frac{t}{c}\right)_{maxW} - 2\%$ το οποίο αποτυπώνεται στα 2 τελευταία ψηφία της αεροτομής NACA [15].

2.5.3 Χαρακτηριστικά του ουραίου τμήματος

Έχοντας πλέον προσδιορίσει τις αεροδυναμικές απαιτήσεις είναι απαραίτητο να οριστούν οι τιμές των μεταβλητών του ουραίου τμήματος. Μελετώνται η οπισθόκλιση και ο λόγος επιμήκους του ουραίου τμήματος.

Ο λόγος επιμήκους (aspect ratio) του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου AR_h έχει εύρος $3,5 < AR_h < 5,5$ [7], [8]. Πέραν του εύρους τιμών της βιβλιογραφίας, μπορεί να εκτιμηθεί και από την εξίσωση (82) σύμφωνα με την πηγή [15].

(82)

$$AR_h = \frac{2}{3} A_w$$

Ο λόγος επιμήκους του κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου AR_v κυμαίνεται $1 < AR_v < 2,5$ [7], [8].

Όμοια με την πτέρυγα, το οριζόντιο ουραίο πτερύγιο διαθέτει γωνία οπισθόκλισης A_h (sweepback). Ως αρχική επιλογή στη φάση του προκαταρκτικού σχεδιασμού, η τιμή της γωνίας επιλέγεται να είναι ίδια με τη γωνία της πτέρυγας.

(83)

$$A_h = A_w$$

Η τελική τιμή για τη γωνία οπισθόκλισης του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου καθορίζεται με βάση την σταθερότητα και τον έλεγχο του αεροσκάφους, το κόστος και την ανάλυση επιδόσεων έπειτα από τον λεπτομερή σχεδιασμό των υπολοίπων στοιχείων του αεροσκάφους.

Η οπισθόκλιση στην κατακόρυφη ουρά A_v είναι $5^\circ - 10^\circ$ μεγαλύτερη απ' ό τι στο οριζόντιο πτερύγιο A_h [8].

Οι πτερυγικές επιφάνειες του ουραίου τμήματος υπολογίζονται από τις εξισώσεις (78) και (79) του όγκου των πτερυγίων. Ο λόγος επιφανειών είναι συνήθως στην περιοχή $0,2 < \frac{S_h}{S} < 0,35$ για το οριζόντιο πτερύγιο και $0,15 < \frac{S_v}{S} < 0,30$ για το κάθετο.

Το ουραίο τμήμα διαθέτει γωνία δίδεδρου στο οριζόντιο πτερύγιο Γ_h . Η οριζόντια δίδεδρη γωνία συμβάλλει στην πλευρική ευστάθεια, τον έλεγχο και τις επιδόσεις του αεροσκάφους και την αεροδυναμική απόδοση του ουραίου τμήματος. Ως αρχική επιλογή στη φάση του προκαταρκτικού σχεδιασμού, επιλέγεται η τιμή της γωνίας δίδεδρου να είναι η ίδια με τη γωνία δίδεδρου της πτέρυγας.

(84)

$$\Gamma_h = \Gamma_w$$

Έπειτα από τον προσδιορισμό των παραπάνω μεγεθών, υπολογίζονται το μήκος εκπετάσματος b και οι βασικές χορδές των πτερυγίων.

(85)

$$b_h = \sqrt{AR_h S_h}$$

Η μέση αεροδυναμική χορδή (Mean Aerodynamic Chord) του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου προσδιορίζεται από την επιφάνεια S_h και το μήκος εκπετάσματος b_h :

$$c_{hMAC} = \frac{S_h}{b_h} \quad (86)$$

Στη συνέχεια καθορίζεται το μήκος χορδής ρίζας :

$$c_{hr} = \frac{3}{2} c_{hMAC} \frac{1 + \lambda_h}{1 + \lambda_h + \lambda_h^2} \quad (87)$$

Από τον ορισμό του λόγου εκλέπτυνσης υπολογίζεται το μήκος χορδής κορυφής:

$$c_{ht} = \lambda_h c_{hr} \quad (88)$$

Όμοια διαδικασία ακολουθείται και για το κατακόρυφο πτερύγιο , με τις εξισώσεις να παρατίθενται παρακάτω.

$$b_v = \sqrt{AR_v S_v} \quad (89)$$

$$c_{vMAC} = \frac{S_v}{b_v} \quad (90)$$

$$c_{vr} = \frac{3}{2} c_{vMAC} \frac{1 + \lambda_v}{1 + \lambda_v + \lambda_v^2} \quad (91)$$

$$c_{vt} = \lambda_v c_{vr} \quad (92)$$

2.5.4 Αεροδυναμικές αντιστάσεις ουραίου τμήματος

Το ουραίο τμήμα πέρα από την παραγωγή άνωσης δημιουργεί και αντιστάσεις. Σημαντικότερη είναι αυτή που δημιουργείται λόγω της επιφανείας των πτερυγίων. Η οπισθέλκουσα του οριζόντιου πτερυγίου λαμβάνεται από τον τύπο:

(93)

$$C_{D_{ht}} = (1 + F_{2h}) C_f \frac{S_{wet}}{S_h}$$

Ο συντελεστής F_{2h} επηρεάζεται από το μέγιστο λόγο πάχους της πτέρυγας

(94)

$$F_{2h} = 2,7 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxHT} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxHT}^4$$

Για τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας επίσης πρέπει να οριστεί η επιφάνεια S_{wet} που επηρεάζει την ροή.

(95)

$$S_{wet} = 2 \frac{c_{wMAC} S V_{HT}}{l_{opt}}$$

Στην αντίσταση που παράγει η οριζόντια πτέρυγα προστίθενται και οι αντιστάσεις λόγω της διαμόρφωσης του πτερύγιου που διαθέτει το πηδάλιο ανύψωσης (elevator), με $\delta\theta$ την γωνία που σχηματίζει το πηδάλιο αν είναι ανοιχτό.

(96)

$$C_{Del} = \frac{0.001}{\delta\theta}$$

Η οπισθέλκουσα του κατακόρυφου πτερύγιου λαμβάνεται από τον τύπο:

(97)

$$C_{D_{vt}} = 1,2 F_{2v} C_{fv} \frac{S_v}{S}$$

Ο συντελεστής F_{2v} επηρεάζεται από το μέγιστο λόγο πάχους του πτερυγίου

(98)

$$F_2 = 1 + 3,52 \left(\frac{t}{c}\right)_{maxVT}$$

2.5.5 Βάρος ουραίου τμήματος

Όπως και στα υπόλοιπα συστήματα του αεροσκάφους στο τέλος της επιμέρους μελέτης εκτιμάται το βάρος. Το ουραίο τμήμα αποτελείται από δύο μέρη γι' αυτό το βάρος

υπολογίζεται τμηματικά για το κατακόρυφο και το οριζόντιο ουραίο περύγιο αντίστοιχα.

Το βάρος του οριζόντιου ουραίου περυγίου υπολογίζεται από :

(99)

$$W_{HT} = 0,00988 \gamma_h^{0,915}$$

$$\gamma_h = (4,5 W_0)^{0,813} S_h^{0,584} \left(\frac{b_h}{C_{rh}}\right)^{0,033} \left(\frac{C_{macw}}{l_{opt}}\right)^{0,28} \quad (100)$$

Ενώ το βάρος του κατακόρυφου ουραίου περυγίου υπολογίζεται από :

(101)

$$W_{VT} = 1,794761 \gamma_v^{1,014}$$

$$\gamma_v = 1,0586 (4,5 W_0)^{0,363} S_h^{1,089} M_0^{0,601} ((1 + \lambda_v)^{0,363}) AR_v^{0,337} \cos(\Lambda_v)^{1,54} (1 + l_{opt})^{0,28} \quad (102)$$

2.6 Σχεδιασμός μηχανισμού προσγείωσης (Landing Gear Design)

Κατά την προκαταρκτική φάση σχεδιασμού ο μηχανισμός προσγείωσης δεν υπεισέρχεται σε λεπτομερή δυναμική ανάλυση αλλά χρησιμοποιούνται στατιστικά στοιχεία της βιβλιογραφίας.

Το σύστημα προσγείωσης επιτελεί πολλαπλές λειτουργίες κατά την αποστολή του αεροσκάφους. Το σύστημα είναι υπεύθυνο τόσο για την στήριξη του αεροσκάφους όσο και για την κίνηση του κατά την τροχοδρόμηση και την απογείωση. Επιπλέον, σημαντικό ρόλο επιτελεί στην απορρόφηση της πίεσης κατά την προσγείωση. Τέλος, ο μηχανισμός θα πρέπει να είναι ικανός να αναδιπλώνεται επαρκώς ώστε να αποθηκεύεται στο αεροσκάφος κατά την διάρκεια της πτήσης.

Για τα αεροσκάφη που μας ενδιαφέρουν το είδος του μηχανισμού προσγείωσης είναι συγκεκριμένο. Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω, ο μηχανισμός που τοποθετείται

απαρτίζεται από τον εμπρόσθιο και τον κύριο μηχανισμό προσγείωσης. Ο πρώτος αποτελείται από ένα σύστημα τροχού ενώ ο δεύτερος από δύο συστήματα τροχών που τοποθετούνται επί της πτέρυγας συμμετρικά ως προς την άτρακτο. Όλα τα συστήματα τροχών αποθηκεύονται εντός του κάτω τμήματος της ατράκτου.

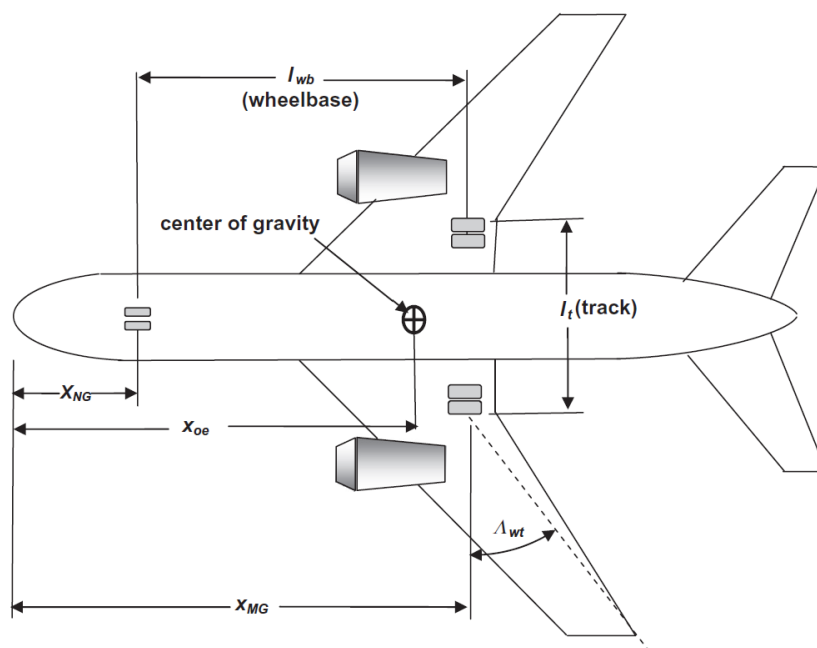
2.6.1 Υπολογισμός σημείων τοποθέτησης

Πρώτα μελετάται ο κύριος μηχανισμός προσγείωσης ο οποίος αποτελείται από δύο πανομοιότητα τμήματα. Η συμμετρική διάταξη του κύριου συστήματος προσγείωσης κατά τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους εξασφαλίζει ότι οι δυνάμεις στο αριστερό και το δεξιό τμήμα του κύριου συστήματος είναι ίσες και λαμβάνουν φορτίο $F_{MG}/2$. Η πιο απομακρυσμένη θέση από το κέντρο βάρους στη λειτουργία κενού αεροσκάφους βρίσκεται στο πίσω μέρος του αεροσκάφους και παράγει το μεγαλύτερο στατικό φορτίο στον κύριο μηχανισμό. Λαμβάνοντας τις ροπές σε συνθήκες κενού βάρους αεροσκάφους οι δυνάμεις ασκούνται ως εξής:

$$F_{NG}(x_{oe} - x_{NG}) = F_{MG}(x_{MG} - x_{oe}) \quad (103)$$

$$F_{NG} = W_{oe} \frac{(x_{MG} - x_{oe})}{l_{wb}} \quad (104)$$

$$F_{MG} = W_{oe} \frac{(x_{oe} - x_{NG})}{l_{wb}} \quad (105)$$



Σχήμα 30 Τοπολογία μηχανισμού προσγείωσης

Οι αποστάσεις των τμημάτων του μηχανισμού διακρίνονται στο σχήμα. Το μήκος x_{oe} είναι η απόσταση μεταξύ του ρύγχους και του κέντρου βάρους του αεροσκάφους. Το x_{NG} είναι η απόσταση μεταξύ του ρύγχους και του εμπρόσθιου μηχανισμού του αεροσκάφους. Σύμφωνα με την βιβλιογραφία [8] μπορεί προσεγγιστικά να ληφθεί ως εξής:

$$\frac{x_{NG}}{l_f} \approx 0,1 \quad (106)$$

Το μήκος x_{MG} είναι η απόσταση μεταξύ του ρύγχους και του κύριου μηχανισμού του αεροσκάφους. Μια εκτίμηση λόγου απόστασης λαμβάνεται από το Roskam [8] ως:

$$\frac{x_{MG}}{l_f} \approx 0,50 \quad (107)$$

Η απόσταση μεταξύ του εμπρόσθιου και του κεντρικού μηχανισμούς υπολογίζεται από την σχέση:

$$l_{wb} = x_{MG} - x_{NG} = 0,50 l_f - 0,10 l_f \Rightarrow l_{wb} = 0,40 l_f \quad (108)$$

Το μήκος ατράκτου l_f έχει υπολογιστεί στην ενότητα 2.3.

Η εγκάρσια απόσταση μεταξύ των δύο στοιχείων του κυρίως μηχανισμού μπορεί να βρεθεί με την χρήση της παρακάτω εξίσωσης :

$$\tan\beta = \frac{l_t}{2l_{wb}} \Rightarrow l_t = 2l_{wb}\tan\beta \quad (109)$$

Το μήκος μεταξύ του εμπρόσθιου και του κύριου μηχανισμού συμβολίζεται ως l_{wb} . Η γωνιά β αποτελεί την ημιγωνία του τριγώνου που σχηματίζουν οι τροχοί και λαμβάνει τιμές ανάμεσα στις $10^\circ - 14^\circ$ [8].

2.6.2 Αεροδυναμικές αντιστάσεις

Το σύστημα προσγείωσης είναι είτε ανοιχτό είτε κλειστό ανάλογα με το σημείο της αποστολής. Κατά την τροχοδρόμηση, την απογείωση και την προσέγγιση το σύστημα είναι κατεβασμένο ενώ στην υπόλοιπη διάρκεια της αποστολής παραμένει κλειστό, τοποθετημένο εντός της ατράκτου. Όταν το σύστημα είναι κατεβασμένο δημιουργούνται αντιστάσεις οι οποίες μπορούν να υπολογιστούν από την εξίσωση

(110) Η αντίσταση εξαρτάται από το βάρος απογείωσης και την επιφάνεια της πτέρυγας.

$$C_{D_{LG}} = 0,1403 \frac{W_0^{0,785}}{S} 10^{-3} \quad (110)$$

2.6.3 Βάρος εξοπλισμού προσγείωσης

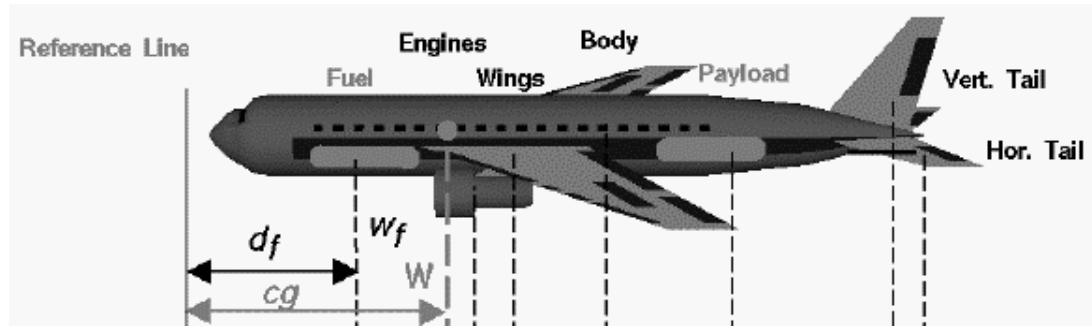
Σύμφωνα με τη βιβλιογραφία το βάρος του μηχανισμού προσγείωσης μπορεί να προσεγγιστεί με πληθώρα εξισώσεων. Στην παρούσα εργασία επιλέγεται να ακολουθηθεί η προσέγγιση κατά [13].

$$W_{LG} = 54,81845 (W_0 10^{-3})^{0,84} \quad (111)$$

2.7 Ισορροπία αεροσκάφους

Ο όρος ισορροπία σχετίζεται με την τοποθέτηση των επιμέρους βαρών στο αεροσκάφος καθώς και την εύρεση του κέντρου βάρους του αεροσκάφους όταν αυτό βρίσκεται σε μηδενική κλίση. Η ισορροπία του αεροσκάφους μπορεί να ευρεθεί μέσω εμπειρικής μεθόδου σύμφωνα με [19], [20], [15] και [9]. Τα βάρη των υποσυστημάτων του αεροσκάφους τοποθετούνται ως εξής :

- Το βάρος της ατράκτου τοποθετείται στο 42% με 45% του μήκους της, μετρώντας από το ρύγχος του αεροσκάφους.
- Το βάρος της πτέρυγας στο 30% της απόστασης από το ρύγχος του αεροσκάφους
- Το οριζόντιο ουραίο και το κατακόρυφο περύγιο είτε τοποθετούνται σε απόσταση 95% του μήκους του αεροσκάφους είτε γίνεται χρήση της ήδη υπολογισμένης απόστασης τους από την εξίσωση (80)
- Το βάρος της προωθητικής μονάδας τοποθετείται στο 35% του μήκους του αεροσκάφους.
- Τέλος, το βάρος των λειτουργικών συστημάτων τοποθετούνται σε απόσταση 42% του μήκους του αεροσκάφους.



Σχήμα 31 Σημεία τοποθέτησης των επιμέρους βαρών [28]

Έπειτα από την τοποθέτηση των βαρών η διαδικασία συνεχίζεται με την χρήση της κλασικής μηχανικής δηλαδή την ισορροπία ροπών. Επομένως, το κέντρο βάρους σε μηδενική κλίση υπολογίζεται από την σχέση:

$$x_{oe} \cdot W_0 = \sum_i^n (d \cdot W)_i \quad (112)$$

Κεφάλαιο 3

3 Επιδόσεις & προωθητική μονάδα

Έπειτα από τη μελέτη των βασικών συστημάτων του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους ακολουθεί η αποτύπωση των επιδόσεων στο διάγραμμα επιδόσεων. Από το διάγραμμα αυτό καθορίζεται το σημείο λειτουργίας του αεροσκάφους και γίνεται η επιλογή της κατάλληλης προωθητικής μονάδας.

3.1 Επιδόσεις αεροσκάφους (Aircraft Performance)

Στο κεφάλαιο αυτό αξιολογείται κατά πόσον το αεροσκάφος που διαμορφώθηκε μέχρι στιγμής, πληροί τις απαιτήσεις του FAR (Federal Aviation Regulations) και τις απαιτήσεις των προδιαγραφών. Οι απαιτήσεις των προδιαγραφών περιλαμβάνουν τις επιδόσεις του αεροσκάφους για την ικανοποίηση των απαιτήσεων αεροδρομίου καθώς και των κριτηρίων πτήσης. Το τελικό αποτέλεσμα κάθε σχεδιασμού είναι η τεκμηρίωση των επιδόσεων για τις κρίσιμες περιοχές που καθορίζονται από τον FAR και σε συνδυασμό με τον προκαταρκτικό σχεδιασμό παρέχεται η εκτίμηση των επιδόσεων του αεροσκάφους .

Με τον υπολογισμό των κριτηρίων αναπτύσσονται οι διαθέσιμες επιδόσεις του κινητήρα ως προς την εγκατεστημένη ώση και ο ρυθμός ροής καυσίμου σε διάφορες ταχύτητες και ύψη στις ρυθμίσεις ισχύος απογείωσης, μέγιστης αναρρίχησης και μέγιστης πτήσης σε τυπική ημέρα, προσαρμοσμένες για το μέγεθος αεροσκάφους υπό μελέτη. Κατά την διάρκεια του υπολογισμού των επιδόσεων είναι πιθανή η αναθεώρηση της διαμόρφωσης του αεροσκάφους εάν δεν πληρούνται οι προϋποθέσεις. Εάν οι επιδόσεις του αεροσκάφους είτε είναι ελλείψεις είτε υπερβαίνουν τις απαιτήσεις, ο σχεδιασμός επαναλαμβάνεται.

Οι διαδικασίες υπολογισμού που θα ακολουθήσουν αφορά αεροσκάφη ευρείας χρήσεως στα οποία περιλαμβάνονται εμπορικά αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρες. Ειδικότερα όλα τα εμπορικά μεταφορικά και τα περισσότερα ιδιωτικά αεροσκάφη σχεδιάζονται σύμφωνα με τα κριτήρια FAR 25. Αεροσκάφη με μικτό βάρος κάτω από 5.669,9 kg (12500 lb) πιστοποιούνται κατά FAR 23 ενώ για μεγαλύτερα βάρη

εμπίπτουν στους αυστηρότερους κανόνες FAR 25. Ιδιαίτερα στον καθορισμό του μήκους των διαδρόμων προσγείωσης και απογείωσης και των απαιτούμενων ρυθμών ανόδου λαμβάνονται υπόψη και οι κανονισμοί κατά FAR 121. Ο καθορισμός αυτών των κριτηρίων λειτουργίας, σε συνδυασμό με την επιλογή κατάλληλων κινητήρων καθώς επίσης και με τον προσδιορισμό των κατάλληλων αεροδυναμικών στοιχείων, επιτρέπουν την γρήγορη εκτίμηση των ιδιαίτερα σημαντικών παραμέτρων για το αεροσκάφος.

Η διαδικασία που ακολουθείται αφορά μεθόδους για διάφορες συνθήκες πτήσης.

Οι συνθήκες αυτές καθορίζονται από τις προδιαγραφές αεροδρομίου που είναι:

- (1) η ταχύτητα απώλειας στήριξης (stall)
- (2) το συνολικό μήκος απογείωσης $L_{T,g}$
- (3) το συνολικό μήκος προσγείωσης l_L
- (4) ο ρυθμός ανόδου σύμφωνα με τους κανόνες FAR 25

Έπειτα προσδιορίζονται οι προδιαγραφόμενες επιδόσεις της οριζόντιας πτήσης:

- (1) από τη μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους σε ορισμένο ποσοστό της μέγιστης ισχύος των κινητήρων και σε ορισμένο ύψος
- (2) την εμβέλεια για το συγκεκριμένο ύψος, ταχύτητα και ποσοστό ισχύος,
- (3) το βάρος του μεταφερόμενου φορτίου (payload)

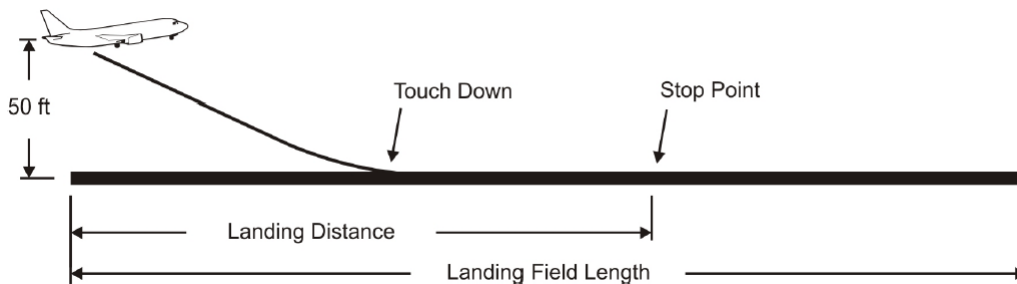
Η παραπάνω διαδικασία περιγράφεται στη συνέχεια με λεπτομέρειες.

3.1.1 Κριτήρια αεροδρομίου (Airport Performance)

Στην παρούσα υποενότητα αναπτύσσονται οι μέθοδοι του μήκους προσγείωσης και απογείωσης κατά FAR. Όπως θα διαπιστωθεί, αυτά τα μήκη πεδίου περιέχουν ορισμένα περιθώρια ασφαλείας για την αντιμετώπιση καταστάσεων έκτακτης ανάγκης. Εξετάζονται, επίσης, τα χαρακτηριστικά ανόδου με έναν κινητήρα εκτός λειτουργίας για την κατάσταση αποτυχημένης προσέγγισης στη φάση προσγείωσης και την κλίση ανόδου του δεύτερου τμήματος μετά την απογείωση κατά FAR.

3.1.1.1 Κριτήριο μήκους προσγείωσης (Landing Field Length)

Στο κριτήριο μήκους προσγείωσης γίνεται συσχέτιση του μήκους l_L με την ταχύτητα προσέγγισης v_{app} . Η απόσταση προσγείωσης μετράτε, οριζόντια, από το σημείο στο οποίο το αεροσκάφος βρίσκεται 15 m (50 ft) πάνω από την επιφάνεια [21] . Το μήκος του πεδίου προσγείωσης προκύπτει διαιρώντας την απόσταση προσγείωσης με 0,6, ώστε να ληφθεί υπόψη η πιθανότητα διαφοροποιήσεων στην ταχύτητα προσέγγισης, στο σημείο προσγείωσης και σε άλλες αποκλίσεις από τις τυπικές διαδικασίες . Το μήκος προσγείωσης ορίζεται βάσει του FAR 25 παράγραφο CS 25.125 ενώ οι απαιτήσεις του διαδρόμου προσγείωσης βάσει των κοινών απαιτήσεων αεροπλοΐας JAR στην παράγραφο CS - OPS 1.515 .



Σχήμα 32 Ορισμός του μήκους προσγείωσης σύμφωνα με το CS και το FAR

Η ταχύτητα προσέγγισης σε κόμβους (knots) ορίζεται ως :

$$v_{app} = 17,15 \sqrt{\frac{W}{S} \frac{1}{C_{L,A} \cdot \sigma}} \quad (113)$$

Η φόρτιση της πτέρυγας $\frac{W}{S}$ διαιρείται με τον λόγο πυκνότητας $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$ για να παρέχεται ένα μέσο διόρθωσης για μη τυπικές ατμοσφαιρικές συνθήκες.

Η ταχύτητα προσέγγισης V_{App} ορίζεται ως 1,3 της ταχύτητας απώλειας στήριξης V_{stall} και ο συντελεστής άνωσης C_{LA} προσεγγίζεται από το μέγιστο συντελεστή άνωσης C_{Lmax} διαιρεμένος με το 1,69.

$$\begin{cases} V_{App} \geq 1,3V_{stall} \\ C_{LA} = C_{Lmax} \frac{1}{1,69} \end{cases} \quad (114)$$

Το μήκος προσγείωσης l_L κατά FAR υπολογίζεται ως συνάρτηση του τετραγώνου της ταχύτητας προσέγγισης.

$$l_L = 0,3(v_{App})^2 \quad (115)$$

Η εξίσωση (113) με την χρήση των σχέσεων (114) και (115) παρέχει τη φόρτιση της πτέρυγας $\frac{W}{S}$ κατά την τελική φάση προσέγγισης του αεροσκάφους.

$$\frac{W}{S} = \frac{l_L C_{LA} \sigma}{0,3 \cdot 17,15^2} \quad (116)$$

3.1.1.2 Κριτήριο αποτυχημένης προσέγγισης (Missed Approach)

Κατά την φάση προσέγγισης η διαδικασία μπορεί να μην ολοκληρωθεί, επομένως, εξετάζεται το κριτήριο αποτυχημένης προσέγγισης. Στο κριτήριο αποτυχημένης προσέγγισης μελετάται η κατάσταση στην οποία το αεροσκάφος βρίσκεται πριν την τελική προσέγγιση για προσγείωση αλλά για διάφορες αιτίες δεν μπορεί να προσγειωθεί. Έτσι, απαιτείται το αεροσκάφος να αυξήσει πάλι την ισχύ του ώστε να ανακτήσει ύψος, για να πραγματοποιήσει κάποιον ελιγμό και να επαναλάβει την διαδικασία προσγείωσης. Οι ομοσπονδιακοί κανονισμοί ώστε το αεροσκάφος να μπορεί να ανέλθει από αποτυχημένη προσέγγιση με έναν κινητήρα εκτός λειτουργίας και στο μέγιστο όριο του βάρους προσγείωσης απαιτούν καθορισμένη κλίση αεροσκάφους. Πιο αναλυτικά, απαιτείται ρυθμός ανόδου γ 2,4% για αεροσκάφη με τρεις κινητήρες, 2,1% για αεροσκάφη με δύο κινητήρες και ρυθμός ανόδου 2,7% για τετρακινητήρια αεροσκάφη [21].

Ο υπολογισμός της απαιτούμενης ώσης ώστε να επιτευχθεί αναβολή προσγείωσης και εκ νέου προσπάθεια προσγείωσης του αεροσκάφους (wave-off) με τον απαραίτητο ρυθμό ανόδου γ προκύπτει από την ισορροπία των δυνάμεων.

$$(117)$$

$$T = D + W \sin \gamma$$

Για μικρές τιμές της γωνίας του ρυθμός ανόδου γ , το ημίτονο της γωνίας γ είναι περίπου ίσο με τη γωνία γ , εκφρασμένη σε ακτίνια, η οποία με τη σειρά της αντιπροσωπεύει την κλίση ανόδου επί τοις εκατό. Με αυτή την απλούστευση και διαιρώντας με το βάρος του αεροσκάφους η εξίσωση (117) καταλήγει :

(118)

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L} + \gamma$$

Το $\frac{L}{D}$ είναι ο λόγος άνωσης – οπισθέλκουσας του αεροσκάφους στην αεροδυναμική διαμόρφωση προσέγγισης. Για να ικανοποιούνται τα κριτήρια του ρυθμού ανόδου με έναν κινητήρα εκτός λειτουργίας, ο λόγος φορτιού ώσης $\frac{T}{W}$ με όλους τους κινητήρες σε λειτουργία μπορεί να προσδιοριστεί από μια τροποποίηση της εξίσωσης (118). Εάν N είναι ο αριθμός των κινητήρων, ο λόγος φορτιού ώσης $\frac{T}{W}$ με όλους τους κινητήρες σε λειτουργία δίνεται από τη έκφραση:

(119)

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{N}{N-1}\right)\left(\frac{1}{L} + \gamma\right)$$

Το βάρος θεωρείτε το μέγιστο δυνατό βάρος προσγείωσης.

Ο συνολικός συντελεστής οπισθέλκουσας C_D του αεροσκάφους παρέχεται από την εξίσωση :

(120)

$$C_D = C_{D,0} + \Delta C_{D,f} + \Delta C_{D,g} + C_{D,i}$$

$$C_{D,i} = (C_{D,i})_{clean} + \Delta C_{D,f} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (121)$$

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής ανύψωσης του αεροσκάφους $C_{D,0}$ υπολογίζεται από το άθροισμα των επιμέρους αντιστάσεων των υποσυστημάτων του αεροσκάφους. Ο συντελεστής $\Delta C_{D,f}$ υποδεικνύει την αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας λόγω της τοποθέτησης της αεροτομής και την επιρροή του πίσω άκρου της. Ενώ ο συντελεστής $\Delta C_{D,g}$ χαρακτηρίζει την αύξηση του συντελεστή αντίστασης της αεροτομής λόγω προέκτασης του συστήματος προσγείωσης.

Στη σχέση (121) αναφέρεται και ο συντελεστής Oswald e , ο οποίος υπολογίζεται από την παρακάτω σχέση:

(122)

$$e=1,789(1-0,045 \cdot AR^{0,68})-0,64$$

Επομένως, ο αεροδυναμικός λόγος άνωσης οπισθέλκουσας $\frac{L}{D}$ διαμορφώνεται:

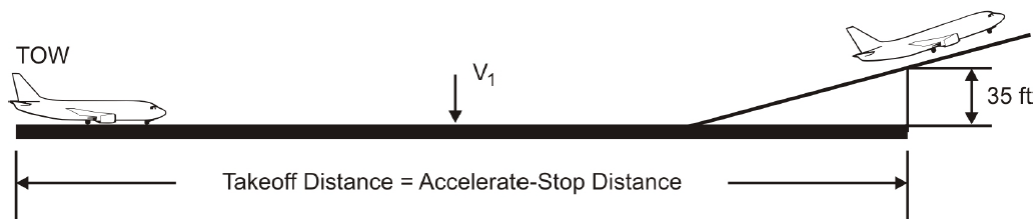
$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D,0} + \Delta C_{D,f} + \Delta C_{D,g} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} \quad (123)$$

Ως εκ τούτου, ο προσδιορισμός του λόγου φορτιού ώσης $\frac{T}{W}$ που απαιτείται για την εκπλήρωση των απαιτήσεων ανόδου λαμβάνεται από την εξίσωση:

$$\left(\frac{T}{W}\right) = \left(\frac{N}{N-1}\right) \left(\gamma + \left(\frac{C_L}{C_{D,0} + \Delta C_{D,f} + \Delta C_{D,g} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} \right)^{-1} \right) \quad (124)$$

3.1.1.3 Κριτήριο Ευσταθούς μήκους απογείωσης (Take-Off Field Length)

Το μήκος απογείωσης κατά FAR περιέχει ορισμένα χαρακτηριστικά ασφαλείας για την αντιμετώπιση καταστάσεων βλάβης του κινητήρα. Εάν ένας κινητήρας παρουσιάσει βλάβη κατά τη διάρκεια της τροχοδρόμησης στην απογείωση σε μια κρίσιμη ταχύτητα, που ονομάζεται ταχύτητα απόφασης v_1 , ο πιλότος έχει τη δυνατότητα να επιλέξει μεταξύ δύο ασφαλών τρόπων δράσης. Ο πιλότος μπορεί ως πρώτη μέθοδο να επιλέξει να συνεχίσει την απογείωση με τους υπόλοιπους κινητήρες, οπότε η απόσταση απογείωσης ορίζεται ως η απόσταση από το σημείο έναρξης της διαδρομής απογείωσης μέχρι το σημείο όπου το αεροσκάφος έχει φθάσει σε ύψος 10,7 m (35 ft) από το έδαφος [21]. Ως δεύτερη λύση μπορεί να επιλεγεί από τον πιλότο το κλείσιμο όλων των κινητήρων και η εφαρμογή της πλήρους πέδησης. Η ταχύτητα απόφασης v_1 επιλέγεται με τέτοιο τρόπο ώστε να αθροίζει την απόσταση που απαιτείται για την επιτάχυνση έως την v_1 καθώς και την απόσταση που απαιτείται να επιβραδύνει μέχρι να σταματήσει σε περίπτωση βλάβης. Η τιμή της ταχύτητας απόφασης είναι η ίδια με το ενδεχόμενο συνέχισης της απογείωσης σε περίπτωση βλάβης. Εάν ένας κινητήρας αποτύχει πριν από την επίτευξη της ταχύτητας v_1 , το αεροσκάφος συνήθως ακινητοποιείται στον διάδρομο προσγείωσης, ενώ αν ένας κινητήρας αποτύχει σε ταχύτητα μεγαλύτερη από της ταχύτητας v_1 , η απογείωση συνεχίζεται. Οι συνθήκες ορίζονται σε λείες, σκληρές και στεγνές επιφάνειες διαδρόμου κατά JAR CS - OPS 1.515 [22].



Σχήμα 33 Ορισμός μήκους απογείωσης

Σύμφωνα με τον κανονισμό FAR CS 25.113 [21], η απόσταση απογείωσης με όλους τους κινητήρες σε λειτουργία AEO (All Engines Operating) είναι το 115% της απόστασης που απαιτείται για να πετάξει σε απόσταση ύψους 10,7 m από τον αεροδιάδρομο. Το μήκος απογείωσης $L_{T,g}$ λαμβάνεται βάσει της ισορροπίας δυνάμεων κατά την απογείωση καθώς και της απόστασης απογείωσης AEO. Προκειμένου να απομονωθούν οι σημαντικές παράμετροι που ελέγχουν την απόσταση απογείωσης γίνεται η υπόθεση ότι η αεροδυναμική αντίσταση κατά την κύλιση απογείωσης και η τριβή κύλισης που προκύπτει από την επαφή των τροχών του αεροσκάφους με το έδαφος είναι μηδενικές. Έτσι, η απόσταση που απαιτείται για την επιτάχυνση στην ταχύτητα απογείωσης V_{lo} που αντιστοιχεί στον συντελεστή άνωσης απογείωσης $C_{L,lo}$ εκφράζεται ως εξής:

(125)

$$L_{T,g} = \frac{V_{lo}^2}{2a}$$

Η μεταβλητή a εκφράζει τη μέση επιτάχυνση του αεροσκάφους κατά μήκος του εδάφους.

Οι ακόλουθες σχέσεις μπορούν να συνδυαστούν για τον υπολογισμό του μήκους απογείωσης $L_{T,g}$.

$$\left. \begin{aligned} L_{T,g} &= \frac{V_{l0}^2}{2a} \\ \frac{T_0}{W_0} &= \frac{a}{g} \\ V_{l0} &= \sqrt{\frac{W_0}{S \cdot C_{L,l0} \cdot \left(\frac{\rho}{2}\right)}} \end{aligned} \right\} \Rightarrow L_{T,g} = \frac{1}{\frac{T_0}{W_0}} \frac{W_0}{S} \frac{1}{C_{L,l0}} \frac{1}{\rho \cdot g} \quad (126)$$

Λαμβάνοντας $K = \frac{1}{\rho_0 \cdot g}$ και $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$, με ρ_0 την ατμοσφαιρική πυκνότητα για κανονικές συνθήκες στο επίπεδο θάλασσας η απόσταση εκφράζεται ως εξής:

$$L_{T,g} = \frac{K \cdot \left(\frac{W_0}{S}\right)}{\sigma \cdot C_{L,T} \cdot \left(\frac{T_0}{S}\right)} \quad (127)$$

Η εξίσωση καταλήγει σε μια συνάρτηση λόγου φορτιού ώσης απογείωσης $\frac{T_0}{W_0}$:

$$\left(\frac{T_0}{W_0}\right) = \frac{K}{L_{T,g} \cdot \sigma \cdot C_{L,T}} \left(\frac{W_0}{S}\right) \quad (128)$$

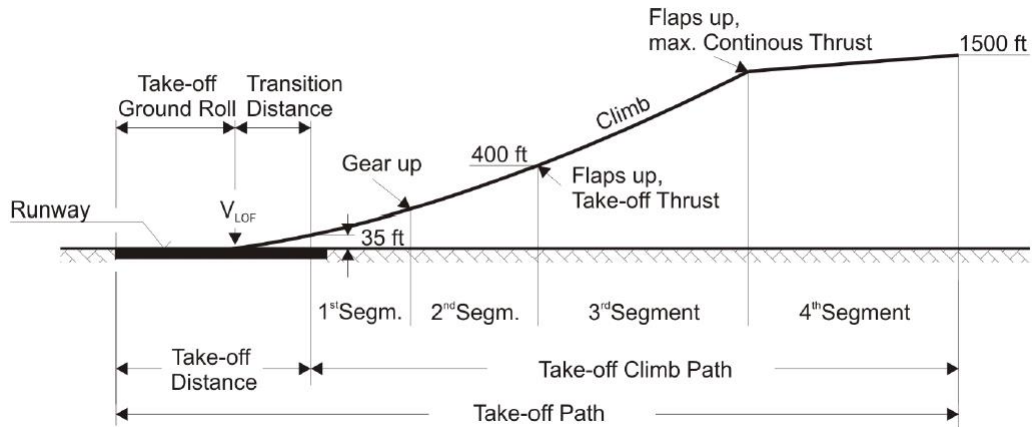
$$C_{L,T} = C_{Lmax} \approx \frac{0,9}{S_{ref}} \left[\sum_{i=1}^{N_f} C_{lmaxi} S_i \cos(\Lambda)_i + \sum_{i=1}^{N_{uf}} C_{li} S_i \right] \quad (129)$$

Ο συντελεστής άνωσης $C_{L,T}$ του αεροσκάφους λαμβάνεται από την εξίσωση(129) κατά την οποία αθροίζονται οι συντελεστές άνωσης των τμημάτων των πτερυγίων N_f και των στοιχείων που δεν περιέχουν ανυψωτικούς μηχανισμούς (unflapped) N_{uf} . Ο μέγιστος συντελεστής άνωσης C_{lmax} αναφέρεται στην υποενότητα 2.4.1 και οι συσκευές υψηλής άνωσης στη υποενότητα 2.4.6 .

3.1.1.4 Κριτήριο ρυθμού ανόδου για το δεύτερο τμήμα (Second-Segment Climb Gradient)

Ένας άλλος παράγοντας που πρέπει να ληφθεί υπόψη σε σχέση με τον ελιγμό απογείωσης είναι η απαίτηση κατά FAR για τον ρυθμό ανόδου γ του δεύτερου τμήματος. Το δεύτερο τμήμα είναι το τμήμα της διαδρομής πτήσης, μετά την

απογείωση, που διεξάγεται με ταχύτητα v_2 , το οποίο εκτείνεται από ύψος 15 m έως 120 m (50 - 400 ft) κάθετα στον αεροδιάδρομο.



Σχήμα 34 Διαδρομή απογείωσης, ορισμοί και ονοματολογία

Στο δεύτερο τμήμα ανόδου οι Ομοσπονδιακοί Αεροπορικοί Κανονισμοί FAR απαιτούν επαρκή ώση ώστε σε περίπτωση βλάβης του ενός κινητήρα το αεροσκάφος να μπορεί να διατηρηθεί στο ρυθμό ανόδου γ . Σε αυτό το στάδιο της πτήσης ο ρυθμός ανόδου γ είναι 3% για τετρακινητήρια αεροσκάφη, 2,7% για τρικινητήρια αεροσκάφη και 2,4% για δικινητήρια αεροσκάφη [21]. Το αεροσκάφος πρέπει να πληροί αυτές τις απαιτήσεις ενώ τα πτερύγια ανόδου (flaps) βρίσκονται στη θέση απογείωσης και με το σύστημα προσγείωσης αναδιπλωμένο.

(130)

$$\frac{T}{W} = \frac{N}{N-1} \frac{1}{L/D} + \gamma$$

Το βάρος αναφέρεται στο μέγιστο βάρος απογείωσης W_0 , N είναι ο αριθμός κινητήρων και γ ο ρυθμός ανόδου ή γωνία ανόδου.

Για τον ρυθμό ανόδου γ ισχύουν οι απλοποιήσεις, όπως στο κριτήριο αποτυχημένης προσέγγισης, δηλαδή :

$$\begin{aligned} \sin \gamma &= \frac{\text{κλίση ανόδου}}{100} \Rightarrow \gamma = \arcsin \frac{\text{κλίση ανόδου}}{100} \xrightarrow{N=2} \gamma \\ &= \arcsin \frac{2,4}{100} = 0,024 \end{aligned} \quad (131)$$

Για αεροσκάφη δύο κινητήρων (N=2):

$$\gamma = \arcsin \frac{2,4}{100} = 0,024 \left(\frac{T}{W} \right)_{T0} = \frac{2}{\bar{D}} + 0,048 \quad (132)$$

Για το κριτήριο ανόδου του δεύτερου τμήματος συσχετίζεται η ώση T με το βάρος μέσω του τύπου (130). Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά, ο συντελεστής άνωσης C_L και η αντίσταση C_D υπολογίζονται κατά τον προκαταρκτικό σχεδιασμό του αεροσκάφους στο κεφάλαιο 2.

$$\begin{cases} T_0 = C_D \cdot q \cdot S \\ W_g = C_L \cdot q \cdot S \end{cases} \quad (133)$$

$$\begin{cases} C_D = C_{D,0} + C_{D,i} \\ C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \end{cases} \quad (134)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}} \quad (135)$$

3.1.2 Κριτήρια πτήσης (Cruising Performance)

Τα κριτήρια πτήσης, αποτελούνται από την Ταχύτητα, την Εμβέλεια και το Ωφέλιμο φορτίο, τα οποία αναλύονται παρακάτω.

3.1.2.1 Κριτήριο ταχύτητας πτήσης

Στο κριτήριο ταχύτητας πτήσης εξετάζεται η ταχύτητα στην οριζόντια πτήση. Πρόκειται για μια σχέση μεταξύ του λόγου φορτίου ώσης $\frac{T}{W}$ και της Φόρτισης πτέρυγας $\frac{W}{S}$, η οποία επιλέγεται κατά τέτοιο τρόπο ώστε να ισορροπήσει τις αντιστάσεις με ένα επιθυμητό Mach, σε υψόμετρο που να είναι εφικτή η λειτουργία του αεροσκάφους.

Εφαρμόζοντας το νόμο του Νεύτωνα προκύπτει:

$$\frac{T}{W} = \frac{(C_{D,0} + \Delta C_{D,0}) \cdot q}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e \cdot q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (136)$$

Ο συντελεστής επαγομένης οπισθέλκουσας $C_{D,0}$ υπολογίζεται από το άθροισμα των επιμέρους αντιστάσεων. Προστίθεται σε αυτόν ένας επιπλέον συντελεστής $\Delta C_{D,0}$ που αυξάνει την οπισθέλκουσα λόγω συμπίεστικότητας. Προσεγγιστικά αυτή η τιμή μπορεί να ανέλθει στο 0,0016 σύμφωνα με την βιβλιογραφία [23].

Η δυναμική πίεση q μπορεί να υπολογιστεί με βάση τον αριθμό Mach M και την ατμοσφαιρική πίεση P η οποία αποτελεί συνάρτηση του υψομέτρου πτήσης H :

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \gamma P M^2 = \frac{1}{2} \gamma P(H) M^2 \quad (137)$$

3.1.2.2 Κριτήριο εμβέλειας

Το κριτήριο εμβελείας υπολογίζει την απόσταση που μπορεί να διανύσει ένα αεροσκάφος. Η ποσοτική σχέση μεταξύ της εμβέλειας R , του βάρους του αεροσκάφους, των χαρακτηριστικών του κινητήρα και του καυσίμου που χρησιμοποιείται κατά την οριζόντια πτήση δίνεται από την εξίσωση Breguet:

$$R = \frac{V \left(\frac{L}{D}\right)}{c} \ln \frac{1}{1 - \frac{W_f}{W_{gmax}}} \quad (138)$$

Στην παραπάνω σχέση μπορεί να χρησιμοποιηθεί ο συντελεστής Breguet B ο οποίος υπολογίζεται από την σχέση:

$$B = \frac{V \left(\frac{L}{D}\right)}{c} \quad (139)$$

Όπου V και C_j είναι η ταχύτητα πτήσης και η ειδική κατανάλωση καυσίμου αντίστοιχα. Έτσι, η εξίσωση μπορεί να γραφεί στη μορφή (140) η οποία δίνει το λόγο καυσίμου $\frac{W_f}{W_{gmax}}$.

(140)

$$\frac{W_f}{W_{gmax}} = 1 - \frac{1}{e^{\left(\frac{R}{B}\right)}}$$

Σύμφωνα με την εξίσωση (140), η επιθυμητή εμβέλεια επιτυγχάνεται με το ελάχιστο κλάσμα καυσίμου, όταν το αεροσκάφος πετά με τη μέγιστη τιμή του συντελεστή B.

3.1.2.3 Κριτήριο ωφέλιμου φορτίου

Κατά την εκπόνηση της μελέτης διαστασιολόγησης, η ανάλυση βαρών και η ταυτόχρονη εκπλήρωση των κριτηρίων πτήσης και αεροδρομίου συμβάλουν στον καθορισμό της παραμέτρου U. Από την ανάλυση ενός μεγάλου αριθμού αεροσκαφών [23], το μέγιστο βάρος του αεροσκάφους σχετίζεται με το βάρος καυσίμου W_f , το βάρος της προωθητικής μονάδας W_t και το βάρος του ωφέλιμου φορτίου W_{plc} :

(141)

$$W_f + W_t + W_p = 0,6W_{gmax}$$

Τα δεδομένα που χρησιμοποιήθηκαν για τη διαμόρφωση αυτής της σχέσης βασίστηκαν σε ελικοφόρα αεροσκάφη της περιόδου 1940 [23]. Μεταγενέστερες μελέτες βάρους για σύγχρονα αεριωθούμενα αεροσκάφη κατέληξαν ότι η σχέση (141) είναι αρκετά προσεγγιστική οπότε μετέβησαν σε μια παραλλαγή της. Η τιμή της σταθερά 0,6 αντικαταστάθηκε από μια απροσδιόριστη μεταβλητή C, ώστε να επαναδιατυπωθεί η εξίσωση ως εξής:

(142)

$$\frac{W_f + W_p}{W_g} - C = -\frac{W_t}{W_g} \Rightarrow \frac{W_f + W_p}{W_g} - C = -\frac{W_t/T_0}{T_0/W_g}$$

Εάν γίνει η παραδοχή ,ότι το βάρος ανά μονάδα ώσης του προωθητικού συστήματος είναι σχετικά σταθερό για διαφορετικούς κινητήρες, θα πρέπει να υπάρχει συσχέτιση μόνο με το ωφέλιμο φορτίο. Επομένως η σχέση μετατρέπεται στην ακόλουθη μορφή :

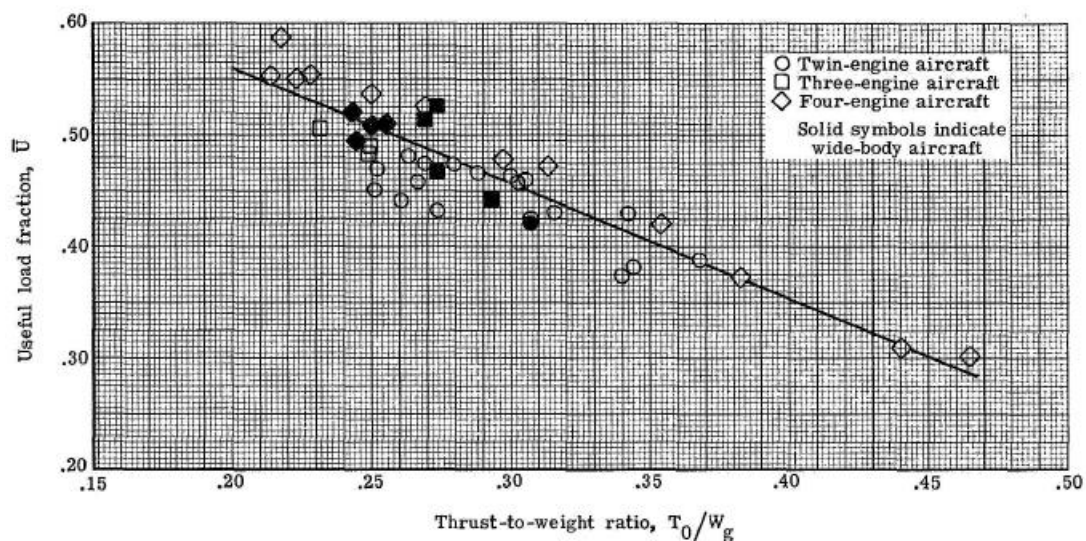
(143)

$$\frac{W_f + W_p}{W_g} = 1 - \frac{W_e}{W_g}$$

Ορίζεται έτσι η παράμετρος $U = 1 - \frac{W_e}{W_g}$, η οποία ονομάζεται κλάσμα ωφέλιμου φορτίου (Useful Load Fraction). Το κλάσμα ωφέλιμου φορτίου παρουσιάζεται βάσει πειραματικών μετρήσεων στο Σχήμα 35 ως συνάρτηση του λόγου φορτίου ώσης $\frac{T_0}{W_0}$ για 41 διαφορετικά αεροσκάφη με turbofan προωθητική μονάδα, των οποίων τα μικτά βάρη κυμαίνονται από 10000 έως 800000 λίβρες και έχουν λόγους φορτίου ώσης $\frac{T_0}{W_0}$ από 0,23 έως 0,46. Η ώση που χρησιμοποιείται στον παραπάνω λόγο είναι η μη εγκαταστημένη ώση, δηλαδή η ώση που μετράται στους κινητήρες πριν την τοποθέτηση στο αεροσκάφος. Αν και παρατηρείται μεγάλη διασπορά στα πειραματικά σημεία του διαγράμματος αυτού, προσεγγιστικά η σχέση μεταξύ του U και του $\frac{T_0}{W_0}$ λαμβάνεται ως γραμμική συνάρτηση [23]:

$$U = 0,76875 - \frac{125 T_0}{120 W_0} \quad (144)$$

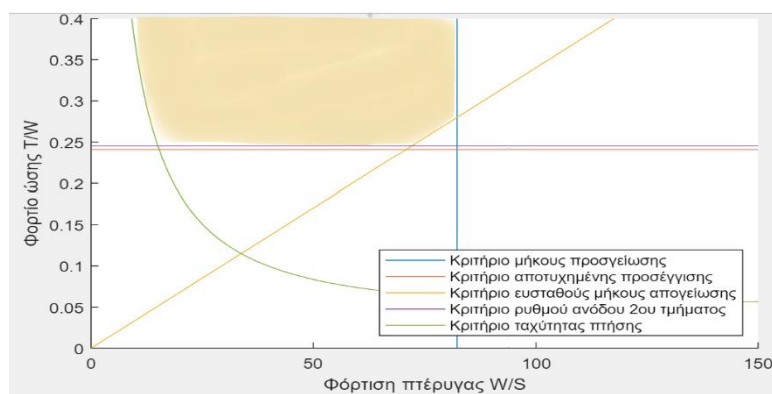
Τα περισσότερα σημεία είναι μέσα στα όρια του $\pm 10\%$ από την ευθεία. Το κλάσμα αυτό σε συνδυασμό με το λόγο καυσίμου $\frac{W_f}{W_g}$ που υπολογίστηκε από το κριτήριο Εμβέλειας δίνουν το μέγιστο μικτό βάρος W_0 που πρέπει να έχει το αεροσκάφος για αυτές τις απαιτήσεις.



Σχήμα 35 Ωφέλιμο φορτίο ως συνάρτηση της ώσης απογείωσης προς βάρος για διαφορετικούς αριθμούς κινητήρων σύμφωνα με το [23]

3.2 Διάγραμμα κριτηρίων

Έπειτα από τη μελέτη όλων των λειτουργικών κριτηρίων, η διαδικασία ολοκληρώνεται με την ταυτόχρονη εκπλήρωση όλων των κριτηρίων μέσα από την απεικόνιση τους σε ένα διάγραμμα. Με αυτόν τον τρόπο επιτυγχάνεται η επίτευξη του επιθυμητού στόχου επιδόσεων. Ο επιθυμητός στόχος είναι η επιλογή ενός ζεύγους τιμών φορτίου πτέρυγας $\frac{W}{S}$ και φορτίου ώσης $\frac{T}{W}$. Η γραφική μέθοδος για την απόκτηση των επιθυμητών ειδικών τιμών για ένα σχεδιαζόμενο αεροσκάφος απεικονίζεται στο Σχήμα 36.



Σχήμα 36 Διάγραμμα κριτηρίων αεροσκαφών με επιτρεπόμενη περιοχή επιλογής επιδόσεων

Αναλυτικότερα, για κάθε καμπύλη:

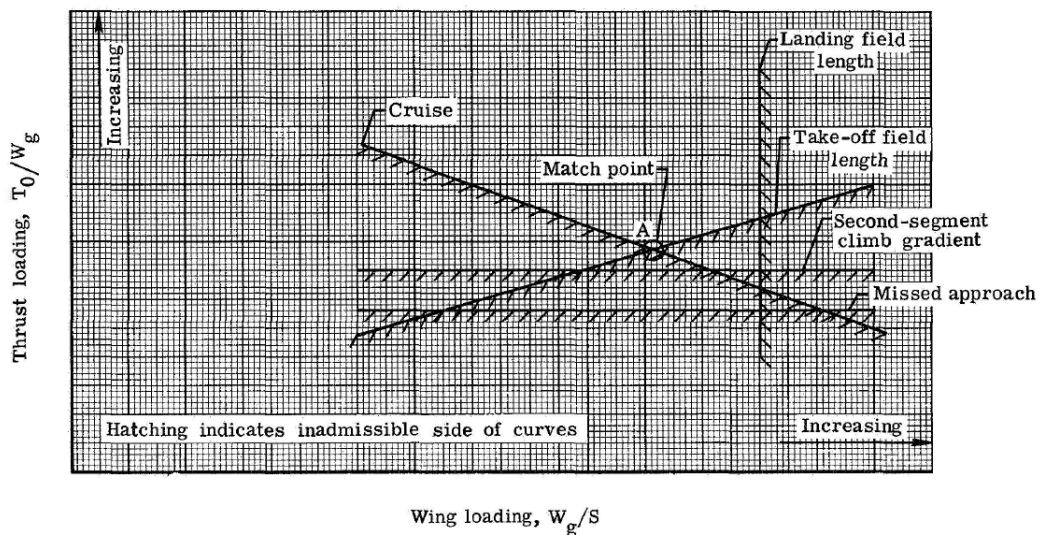
- Η καμπύλη με το μπλε χρώμα προκύπτει από τη μελέτη του κριτηρίου του μήκους προσγείωσης. Για δεδομένη τιμή του συντελεστή άνωσης κατά τη φάση προσέγγισης και του μήκους προσγείωσης, όπως αυτά καθορίστηκαν στο αντίστοιχο κριτήριο, η τιμή της Φόρτισης πτέρυγας $\frac{W_0}{S}$ είναι σταθερή και έτσι η αντίστοιχη καμπύλη στο Σχήμα 36 είναι ευθεία παράλληλη στον άξονα του λόγου φορτίου ώσης $\frac{T_0}{W_0}$.
- Οι καμπύλες με κόκκινο και μοβ χρώμα απεικονίζουν τα κριτήρια Αποτυχημένης προσέγγισης και Ρυθμού ανόδου κατά το Β' τμήμα ανόδου αντίστοιχα. Από τον υπολογισμό των κριτηρίων οι σχέσεις που προκύπτουν έχουν σταθερό λόγο φορτίου ώσης $\frac{T_0}{W_0}$. Αποτέλεσμα, οι αντίστοιχες καμπύλες να είναι παράλληλες στον οριζόντιο άξονα.
- Το κριτήριο του μήκους απογείωσης, με κίτρινο χρώμα, είναι επίσης εμφανές ότι η συνάρτηση των Φορτίσεων ώσης $\frac{T_0}{W_0}$ και πτέρυγας $\frac{T_0}{W_0}$ είναι γραμμική και

έτσι δικαιολογείται η μορφή της αντίστοιχης καμπύλης του κριτηρίου στο διάγραμμα.

- Τέλος, η μη γραμμική σχέση που προέκυψε από το κριτήριο της ταχύτητας πτήσης απεικονίζεται στο διάγραμμα Σχήμα 36 από την πράσινη καμπύλη.

Στο Σχήμα 36 τονίζονται, επίσης, με σκίαση οι αποδεκτές περιοχές των καμπυλών, οι οποίες διαμορφώνονται από τη φυσική σημασία των περιορισμών ανά κριτήριο. Για παράδειγμα, στα κριτήρια Αποτυχημένης προσέγγισης και Ρυθμού ανόδου κατά το Β' τμήμα, η τιμή της Φόρτισης ώσης που υπολογίζεται από τις αντίστοιχες σχέσεις είναι οι ελάχιστες απαιτούμενες, γι' αυτό και απορρίπτονται οι περιοχές κάτω από τις ευθείες του χάρτη.

Στο Σχήμα 37 απεικονίζεται ένα πρότυπο διάγραμμα των λειτουργικών κριτηρίων. Σε αυτό υπάρχει το σημείο τομής A το οποίο ονομάζεται «Match-point» και ορίζει ένα ζεύγος τιμών λόγου Φόρτισης πτέρυγας Φορτίου ώσης. Το σημείο αυτό ορίζει ένα μέγεθος κινητήρα ελαφρώς μεγαλύτερο από αυτό που απαιτείται για την ικανοποίηση της απαίτησης ρυθμού ανόδου του δεύτερου τμήματος.



Σχήμα 37 Υποθετικό διάγραμμα κριτηρίων αεροσκαφών από πηγή [23]

Η χρήση συντελεστών μέγιστης άνωσης $C_{L,T}$ και συντελεστών ρυθμού ανόδου δεύτερου τμήματος $C_{L,2}$ λίγο υψηλότερων από τους αναγκαίους, μειώνει την κλίση της γραμμής μήκους απογείωσης $L_{T,g}$ και ανέβαζει τη γραμμή κλίσης ανόδου δεύτερου τμήματος.

Η κατάλληλη επιλογή του σημείου «Match-point» συνεπάγεται την επιλογή τιμών λόγου Φόρτισης πτέρυγας Φορτίου ώσης και αποτελεί βασική επιλογή στον σχεδιασμό. Η επιλογή του «Match-point» δεν πρέπει να είναι απόλυτα αυστηρή με συγκεκριμένους κανόνες, καθώς εξαρτάται αφενός από την εμπειρία του σχεδιαστή και αφετέρου από τη συσχέτιση των στοιχείων που έχουν μελετηθεί ήδη. Το σημείο επιλέγεται με βασικό γνώμονα ποια κριτήρια κρίνονται σαν σημαντικότερα από τα υπόλοιπα, ανάλογα με τις απαιτήσεις κατά περίπτωση αλλά και τις δυνατότητες που υφίστανται για διερευνητικές αλλαγές στα διάφορα μεγέθη κάθε φορά.

Το διάγραμμα κριτηρίων δίνει μια συγκροτημένη μέθοδο για τον καθορισμό ενός πιο ακριβούς «Match-point» λαμβάνοντας υπόψη τις απαιτήσεις και τα χαρακτηριστικά αυτά, διευκολύνοντας την μη συγκεκριμένη διαδικασία επιλογής του. Γενικά οι κατάλληλες επιλογές σημείων είναι αυτές που βρίσκονται στα όρια των κριτηρίων καθ' ότι είναι κοντά στις σχεδιαστικές επιλογές.

3.3 Επιλογή κινητήρα (Engine Selection)

Η επιλογή κινητήρα βασίζεται στην πρότερη μελέτη σχεδιασμού αεροσκαφών και στο επιλεγμένο σημείο του διαγράμματος κινητήρων. Οι προϋποθέσεις για την επιλογή έχουν τεθεί στα προηγούμενα στάδια της μελέτης. Από τα αποτελέσματα που λήφθηκαν, γίνεται η επιλογή κινητήρα, που εξυπηρετεί όλες τις φάσεις πτήσης του αεροσκάφους. Πέραν των επιδόσεων, σε αυτήν την υποενότητα γίνεται αναφορά στην θέση τοποθέτησης του κινητήρα.

Ο σχεδιασμός αρχίζει με τη χρήση των προκαταρκτικών εκτιμήσεων βάρους για την ανάλυση της φάσης προσγείωσης. Οι ταχύτητες προσέγγισης και προσγείωσης πρέπει να είναι αρκετά χαμηλές, ώστε η επιβράδυνση στο έδαφος να μην είναι απότομη, αυτό καθιστά αυστηρές απαιτήσεις στις αεροδυναμικές δυνατότητες ανύψωσης του αεροσκάφους. Λόγω του κριτηρίου του μήκους προσγείωσης θα πρέπει να γίνει συμβιβασμός μεταξύ υψηλής ώσης για ταχεία επιτάχυνση σε υψηλές ταχύτητες και υψηλού συντελεστή άνωσης για ασφαλή απογείωση σε χαμηλές ταχύτητες. Ταυτόχρονα η φάση πλεύσης θέτει, επίσης, πρακτικούς περιορισμούς στο απαιτούμενο επίπεδο ώσης. Ο συνδυασμός των αποτελεσμάτων των αναλύσεων διαμορφώνει μια μικρή περιοχή σχεδιασμού εντός της οποίας σχεδιάζεται το αεροσκάφος όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 26.

Η περιοχή σχεδιασμού περιλαμβάνει ένα εύρος τιμών φορτίου ώσης απογείωσης προς φόρτιση της πτέρυγας. Από την προκαταρκτική μελέτη των βαρών έχει εκτιμηθεί το βάρος απογείωσης του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους, έτσι η επιλογή κινητήρων παραγωγής με καθορισμένες επιδόσεις ώσης απογείωσης επιτρέπει τη διαμόρφωση των διαθέσιμων λόγων ώσης προς βάρος για το σχεδιαζόμενο αεροσκάφος.

Ο στόχος είναι να επιλεγεί ένας κινητήρας παραγωγής για τον οποίο η συνολική διαθέσιμη ώση, δηλαδή το γινόμενο του αριθμού των κινητήρων και της ώσης απογείωσης τους, να βρίσκεται στην περιοχή σχεδιασμού. Εάν οι διαθέσιμοι κινητήρες δεν παρέχουν επιδόσεις που να βρίσκονται στην περιοχή σχεδιασμού, η περιοχή πρέπει να επεκταθεί με αλλαγή κάποιων παραμέτρων.

Ένα μέσο επίπεδο ώσης T_{av} μπορεί να οριστεί για ένα εύρος ταχυτήτων πτήσης. Η σχέση της απόστασης απογείωσης χρησιμοποιεί μια τιμή για την καθαρή ώση, η οποία υπολογίζεται κατά μέσο όρο για το εύρος ταχυτήτων που καλύπτεται κατά τη διάρκεια της απογείωσης, όπως δίνεται από τη σχέση :

$$\left(\frac{T_{avg}}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{N}{N-1}\right)\left(\frac{1}{D} + \gamma\right) \quad (145)$$

Η ώση απογείωσης ορίζεται για μηδενική ταχύτητα πτήσης, οπότε είναι ισοδύναμη με τη μικτή, ή στατική ώση απογείωσης. Ο λόγος φορτίου ώσης απογείωσης ορίζεται ως:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{T_{g,to}}{W_0} \quad (146)$$

Αυτός είναι ο λόγος φορτίου ώσης απογείωσης που αναγράφεται στο διάγραμμα σχεδιασμού στο Σχήμα 36. Το βάρος απογείωσης είναι γνωστό από τη διαδικασία εκτίμησης των βαρών. Το επίπεδο στατικής ώσης που χρησιμοποιείται είναι η συνολική παραγόμενη στατική ώση, δηλαδή το γινόμενο της στατικής ώσης του κινητήρα και του αριθμού των χρησιμοποιούμενων κινητήρων.

$$T_{g,to} = N \cdot T_{eng} \quad (147)$$

Τα τυπικά εμπορικά αεροσκάφη χρησιμοποιούν δύο, τρεις ή τέσσερις πανομοιότυπους κινητήρες. Ο αριθμός των κινητήρων που επιλέγονται είναι συχνά αποτέλεσμα της

διαθεσιμότητας των κινητήρων. Στα σύγχρονα αεροσκάφη που διαθέτουν στροβιλοκινητήρες επιλέγεται συνήθως ένα ζεύγος κινητήρων και όχι τρεις ενώ οι τέσσερις συναντώνται μόνο σε τρία είδη αεροσκαφών. Γενικά δεν υπάρχει σημαντικό πλεονέκτημα ασφάλειας από την ύπαρξη περισσότερων από δύο κινητήρες. Τέλος, λιγότεροι κινητήρες σημαίνουν μειωμένο κόστος συντήρησης και επισκευής.

Ο αριθμός των κινητήρων που χρησιμοποιούνται αποτελεί μέρος της διαδικασίας επιλογής του σχεδιασμού που υλοποιείται κατά τη φάση ορισμού των σχεδιαστικών παραμέτρων. Αν τα αποτελέσματα της μελέτης απαιτούν αυξημένη ώση και χρήση τριών κινητήρων προτείνεται η επανεξέταση της διαδικασίας σχεδιασμού. Έτσι, επιλέγεται ο επαναπροσδιορισμός κάποιων σχεδιαστικών επιλογών, με έμφαση στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά, για να είναι και πάλι δυνατή η χρήση δύο κινητήρων.

Η διαθέσιμη από τους κινητήρες ώση κατά την πτήση οδηγεί στον καθορισμό της καθαρής ώσης κατά την πτήση. Ο λόγος της ώσης πλεύσης προς την ώση απογείωσης προσεγγίζεται από τον λόγο ατμοσφαιρικής πίεσης στο ύψος πλεύσης $\sigma = \rho/\rho_0$. Ωστόσο, είναι απαραίτητο να εκτιμηθεί η ώση πτήσης για τους επιλεγμένους κινητήρες κατά τον υπολογισμό των εκτιμώμενων επιδόσεων. Οι κατασκευαστές κινητήρων αναφέρουν ονομαστικές επιδόσεις ώσης πλεύσης, δίνοντας την καθαρή ώση σε συγκεκριμένη ταχύτητα και ύψος. Μια απλή προσέγγιση είναι ότι η ώση πλεύσης δίνεται από τη σχέση:

$$F_{cr} \approx 0,2F_{to} \quad (148)$$

Η σχέση είναι εμπειρική βάσει επιδόσεων 26 κινητήρων και λαμβάνεται από την βιβλιογραφία [23]. Πάνω από τα επίπεδα ώσης απογείωσης 60.000 lbs, η σχέση αυτή είναι επισφαλής και προσαρμόζεται ανάλογα.

3.3.1 Θέση κινητήρων

Η παρούσα υποενότητα αναφέρεται στην θέση τοποθέτησης των κινητήρων. Ανάλογα με τον αριθμό των κινητήρων υπάρχουν τυπικές θέσεις τοποθέτησης τους σε σχέση με την πτέρυγα από το Σχήμα 11.

- Για αεροσκάφη 2 κινητήρων οι κινητήρες τοποθετούνται στο 0,3 έως 0,45 του ανοίγματος της ημιπτέρυγας από την κεντρική γραμμή του αεροσκάφους
- Για 3 κινητήρες η τοποθέτηση είναι όμοια για τους 2 κινητήρες ενώ ο τρίτος κινητήρας βρίσκεται στο επάνω μέρος της ατράκτου του αεροσκάφους.
- Για αεροσκάφη 4 κινητήρων οι εσωτερικοί κινητήρες τοποθετούνται στα 0,29 έως 0,32 ενώ οι εξωτερικοί στα 0,62 έως 0,66 του ανοίγματος της ημιπτέρυγας.

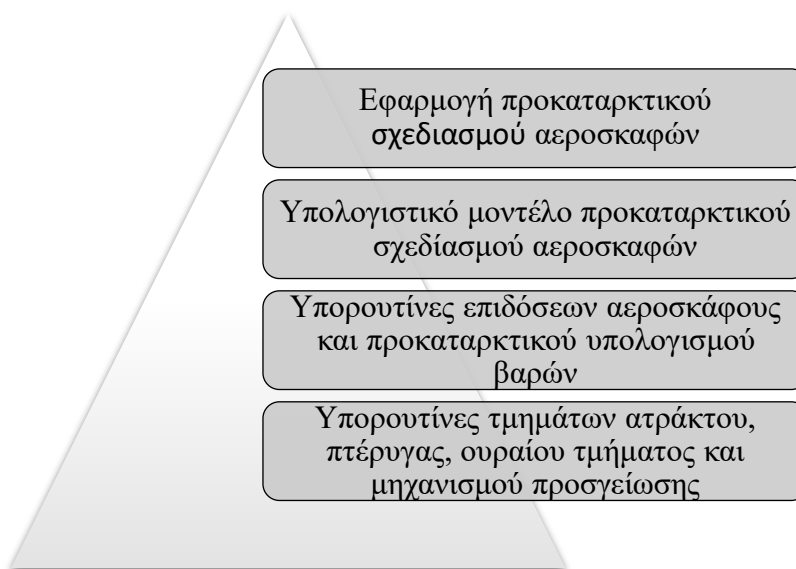
Πέραν της θέσης των κινητήρων στην πτέρυγα για την εγκατάσταση σε σχέση με την άτρακτο του αεροσκάφους λαμβάνονται υπόψιν ότι :

- (1) Ο αγωγός εισόδου θα πρέπει να βρίσκεται σε σημείο τέτοιο ώστε να λαμβάνει καθαρή ροή αέρα.
- (2) Η εξερχόμενη ροή καυσαερίου δεν πρέπει να επηρεάζει το ουραίο περύγιο. (Σχήμα 26).
- (3) Για την συμμόρφωση στις παραπάνω απαιτήσεις συνίσταται η διατήρηση της γραμμής ώσης κοντά στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους.
- (4) Ταυτόχρονα για την διατήρηση της ισορροπίας του αεροσκάφους απαιτείται οι κινητήρες να τοποθετούνται κοντά στην μέση αεροδυναμική αεροτομή και μπροστά από την πτέρυγα με την υποβοήθηση πυλώνων.

Κεφάλαιο 4

4 Υλοποίηση κώδικα μοντέλου αεροσκάφους

Στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζεται το μοντέλο σχεδιασμού του αεροσκάφους με χρήση του θεωρητικού υποβάθρου που αναπτύχθηκε στα κεφάλαια 2 και 3. Πιο λεπτομερώς, παρουσιάζεται ο κορμός του υπολογιστικού προγράμματος, τα λογικά διαγράμματα και οι παράμετροι εισόδου και τα τελικά αποτελέσματα του σχεδιασμού. Το υπολογιστικό μοντέλο υλοποιείται στο λογισμικό MATLAB και το MATLAB App Designer.



Σχήμα 38 Στάδια εφαρμογής προκαταρκτικού σχεδιασμού αεροσκαφών

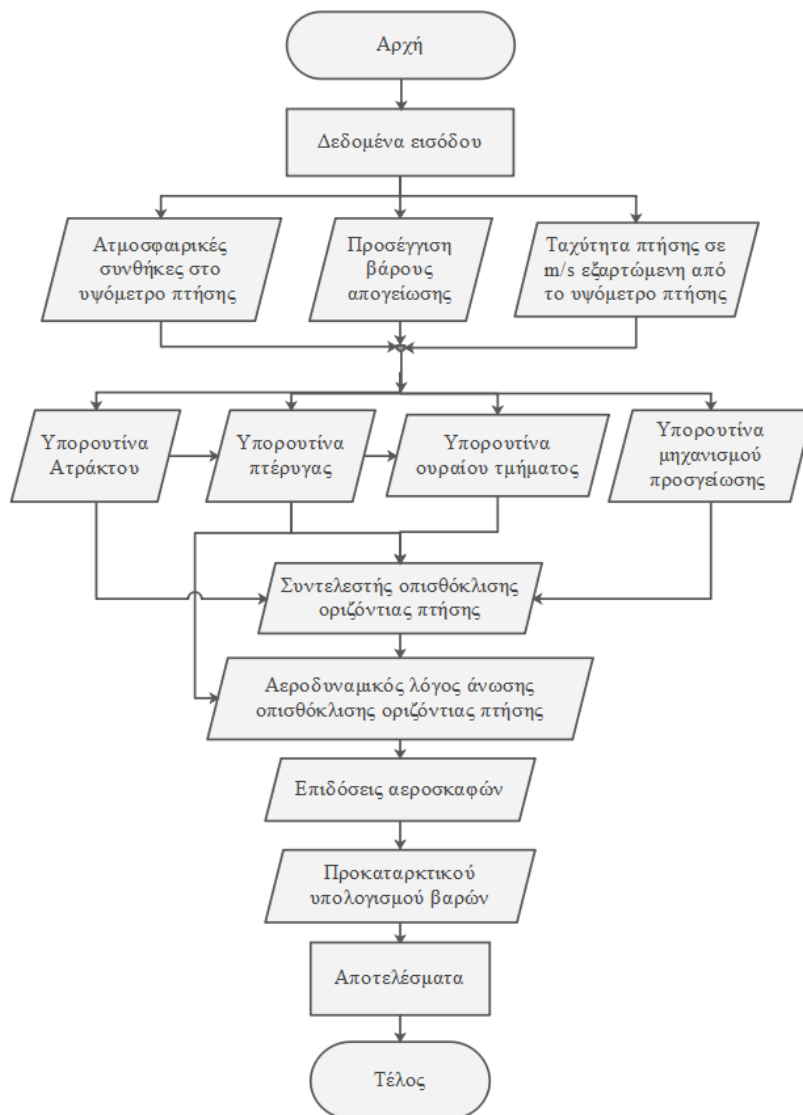
4.1 Υλοποίηση υπολογιστικού μοντέλου

Η εφαρμογή προκαταρκτικού σχεδιασμού αεροσκαφών αποτελείται από τέσσερα στάδια όπως φαίνεται στο Σχήμα 38. Την βάση αποτελούν οι υπορουτίνες σχεδιασμού των επιμέρους υποσυστημάτων. Έπειτα, ακολουθούν οι υπορουτίνες των επιδόσεων και του προκαταρκτικού υπολογισμού των βαρών. Όλες οι υπορουτίνες συνδέονται στο κεντρικό υπολογιστικό μοντέλο σχεδιασμού αεροσκαφών. Αυτός ο κώδικας παρέχει τις απαιτούμενες εισόδους, υπολογίζει παραμέτρους των ατμοσφαιρικών συνθηκών

ανάλογα με το ύψος πτήσης και παρέχει μία πρώτη εκτίμηση του μέγιστου βάρους απογείωσης. Τέταρτο και τελευταίο στάδιο είναι η υλοποίηση της εφαρμογής, η οποία παρέχει τα δεδομένα και τις πληροφορίες του υπολογιστικού μοντέλου σε ένα φιλικό προς τον χρήστη περιβάλλον.

4.1.1 Υπολογιστικό μοντέλο προκαταρκτικού σχεδιασμού αεροσκαφών

Το υπολογιστικό μοντέλο αποτελείται από τις εισόδους του προβλήματος, τον υπολογισμό επιμέρους χρήσιμων παραμέτρων και την σύνδεση των υπορουτινών. Επιπλέον, υπολογίζονται οι συνθήκες πτήσης που χρησιμοποιούνται για την εύρεση των αεροδυναμικών στοιχείων των υποσυστημάτων. Το λογικό διάγραμμα απεικονίζεται στο Σχήμα 39.



Σχήμα 39 Λογικό διάγραμμα υπολογιστικού μοντέλου

Τα δεδομένα εισόδου αποτελούνται από τις παραμέτρους σχεδιασμού της υποενότητας 2.1 αλλά και από παραμέτρους σχεδιασμού της πτέρυγας και του ουραίου τμήματος. Οι παράμετροι είναι βασικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους που είναι ανεξάρτητες μεταβλητές και ορίζονται από την κατασκευάστρια εταιρεία βάσει προηγούμενων κατασκευών. Στο υπολογιστικό μοντέλο είναι σημαντική η ευελιξία του σχεδιαστή ως προς την επιλογή σχεδιαστικών λύσεων. Τα αποτελέσματα του λογισμικού αποτελούνται από στοιχεία της γεωμετρίας των διαφόρων υποσυστημάτων, τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά άνωσης και οπισθέλκουσας και βάρους. Ο Πίνακας 7 παρουσιάζει τα δεδομένα εισόδου και εξόδου του λογισμικού.

Δεδομένα εισόδου	
<ol style="list-style-type: none"> 1. Χωρητικότητα επιβατών 2. Ταχύτητα οριζόντιας πτήσης 3. Ύψομετρο οριζόντιας πτήσης 4. Μέγιστη εμβέλεια σε οριζόντια πτήση 5. Λόγος επιμήκους πτέρυγας 6. Λόγος εκλέπτυνσης πτέρυγας 7. Γωνία οπισθόκλισης πτέρυγας 8. Θέση κινητήρα στην ημιπτέρυγα 	<ol style="list-style-type: none"> 9. Αριθμός κινητήρων 10. Λόγος εκλέπτυνσης οριζόντιου ουραίου πτερυγίου 11. Λόγος επιμήκους κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου 12. Λόγος εκλέπτυνσης κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου 13. Γωνία οπισθόκλισης κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου
Αποτελέσματα	
<ul style="list-style-type: none"> - Συνολικό μήκος αεροσκάφους - Συνολικό ύψος αεροσκάφους - Εκπέτασμα πτέρυγας - Επιφάνεια πτέρυγας - Βάρος απογείωσης - Κενό βάρος αεροσκάφους - Λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα L/D στην οριζόντια πτήση - Χαρακτηριστικά ατράκτου <ul style="list-style-type: none"> o Πλάτος ατράκτου o Μήκος καμπίνας o Ύψος ατράκτου o Αριθμός διαδρόμων o Αριθμός ορόφων αεροσκάφους - Χαρακτηριστικά πτέρυγας <ul style="list-style-type: none"> o Εκπέτασμα πτέρυγας o Επιφάνεια πτέρυγας o Χορδή ρίζας πτέρυγας o Χορδή κορυφής πτέρυγας o Μέση αεροδυναμική χορδή κορυφής πτέρυγας o Θέση της MAC - Χαρακτηριστικά οριζόντιου ουραίου τμήματος 	<ul style="list-style-type: none"> - Χαρακτηριστικά κατακόρυφου ουραίου τμήματος <ul style="list-style-type: none"> o Εκπέτασμα κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου o Επιφάνια κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου o Χορδή ρίζας κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου o Χορδή κορυφής κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου o Μέση αεροδυναμική χορδή κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου - Βάρη αεροσκάφους <ul style="list-style-type: none"> o Βάρος ατράκτου o Βάρος πτέρυγας o Βάρος οριζόντιου ουραίου πτερυγίου o Βάρος κατακόρυφου ουραίου πτερυγίου o Βάρος μηχανισμού προσγείωσης - Αεροδυναμική αεροσκαφών <ul style="list-style-type: none"> o Συντελεστής άνωσης αεροτομής o Συντελεστής άνωσης αεροτομής HLD

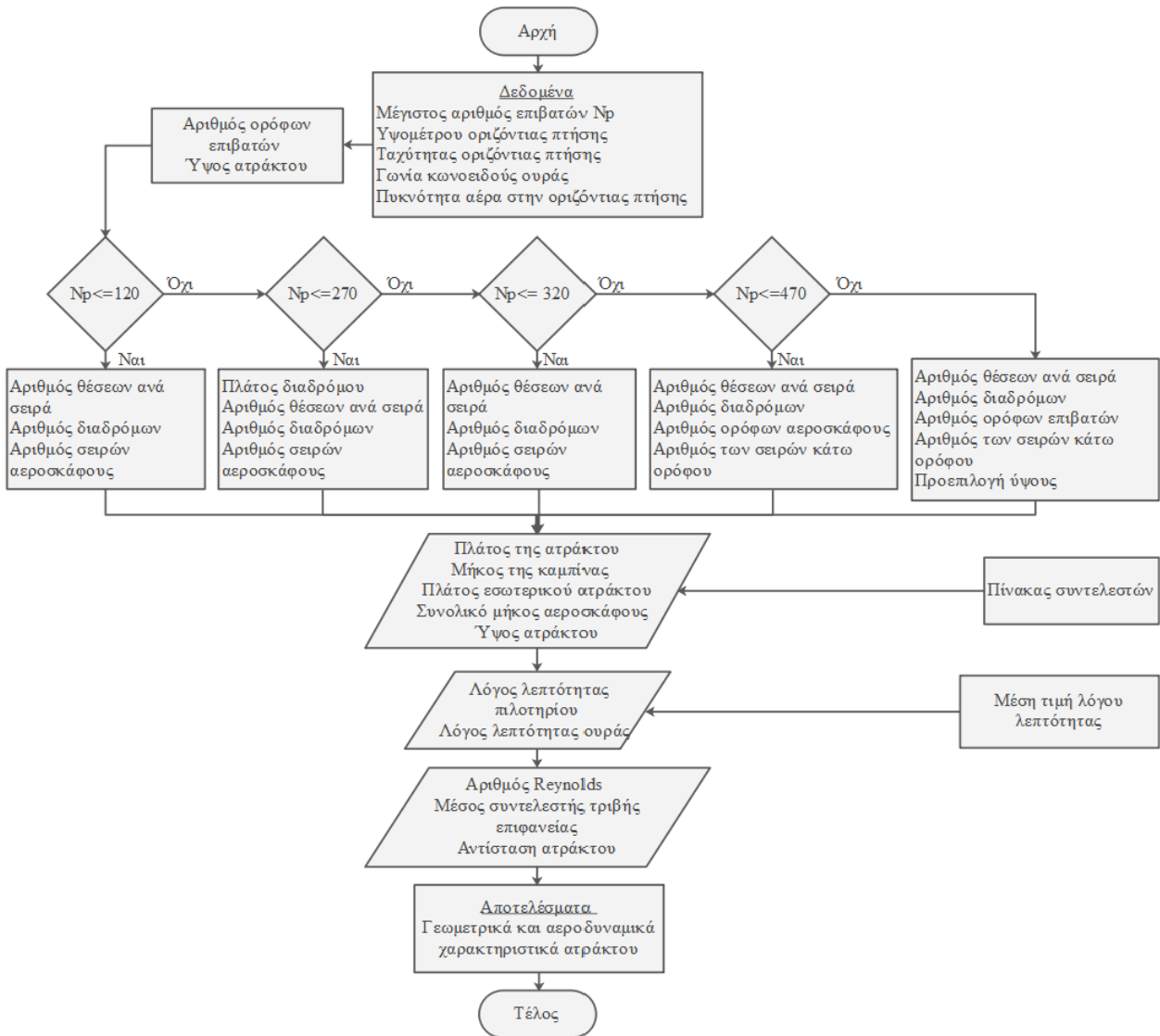
<ul style="list-style-type: none"> ○ Εκπέτασμα οριζόντιου ουραίου πτερυγίου ○ Επιφάνια οριζόντιου ουραίου πτερυγίου ○ Χορδή ρίζας οριζόντιου ουραίου πτερυγίου 	<ul style="list-style-type: none"> ○ Συντελεστής άνωσης πτέρυγας ○ Μέγιστος συντελεστής άνωσης ○ Οπισθέλκουσα μηδενικής κλίσης ○ Οπισθέλκουσα flaps ○ Οπισθέλκουσα slats ○ Οπισθέλκουσα μηχανισμού προσγείωσης - Επιδώσεις αεροσκάφους <ul style="list-style-type: none"> ○ Λόγος φορτιού ώσης ○ Ώση απογείωσης ○ Ώση απογείωσης μονάδας κινητήρα
---	--

Πίνακας 7 Δεδομένα εισόδου και εξόδου του λογισμικού

4.1.2 Κώδικας υποσυστημάτων

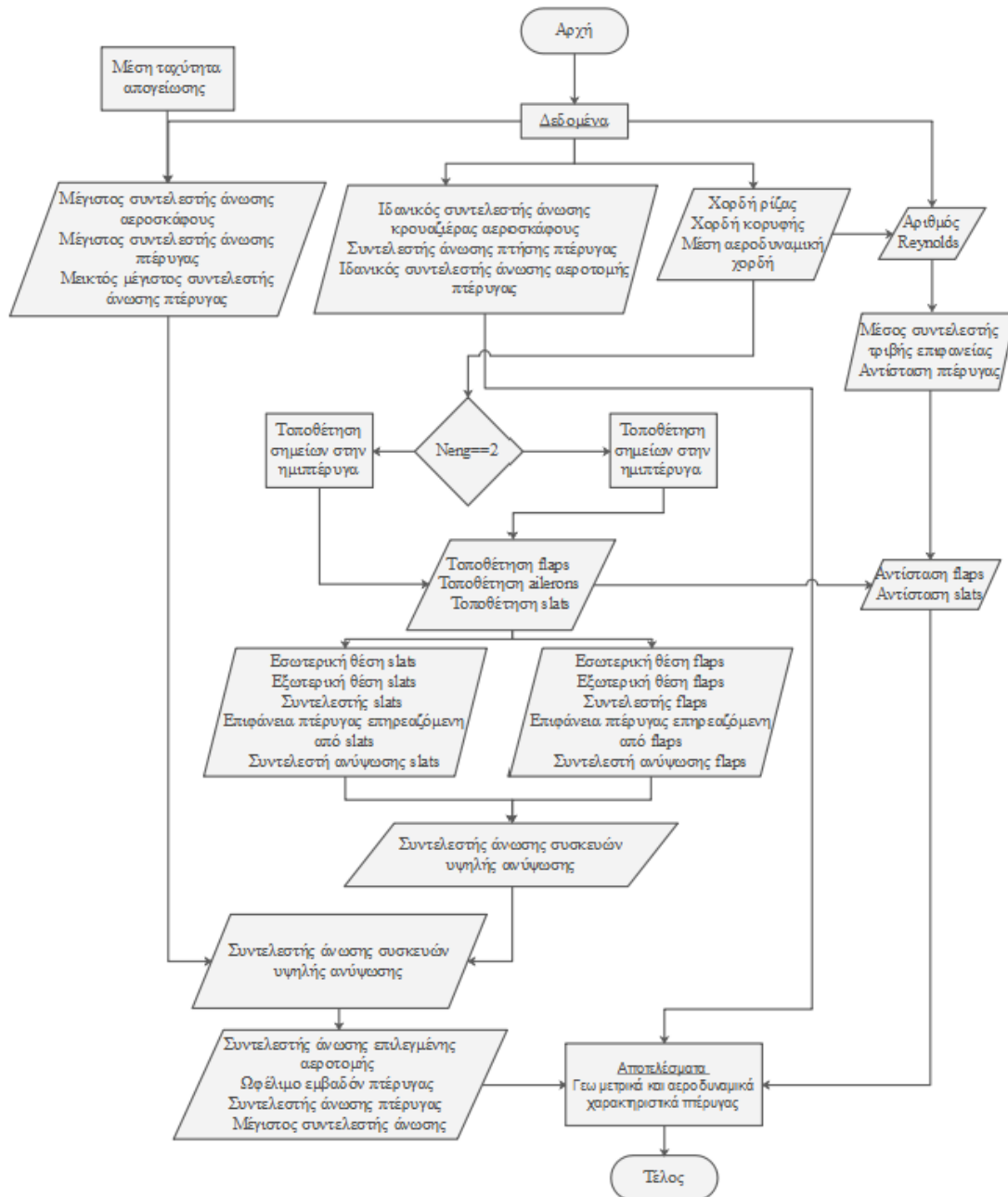
Τα τμήματα του αεροσκάφους έχουν αναπτυχθεί αναλυτικά στο κεφάλαιο 2. Σύμφωνα με την βιβλιογραφία και τις κατασκευάστριες εταιρίες δημιουργούνται και οι επιμέρους υπορουτίνες. Αρχικά, υπολογίζεται η άτρακτος. Βασικό χαρακτηριστικό για τον υπολογισμό των γεωμετρικών της χαρακτηριστικών είναι η μέγιστη χωρητικότητα επιβατών. Επιπλέον, χρησιμοποιούνται δεδομένα από εμπορικά αεροσκάφη για τον γεωμετρικό λόγο μήκους προς πλάτος αλλά και στατιστικά στοιχεία για τους λόγους λεπτότητας.

Έχοντας τα δεδομένα για το μέγεθος της ατράκτου με την χρήση των ατμοσφαιρικών συνθηκών και της ταχύτητας υπολογίζεται η αντίσταση της ατράκτου. Το λογικό διάγραμμα της διαδικασίας υπολογισμού της ατράκτου απεικονίζεται στο Σχήμα 40.



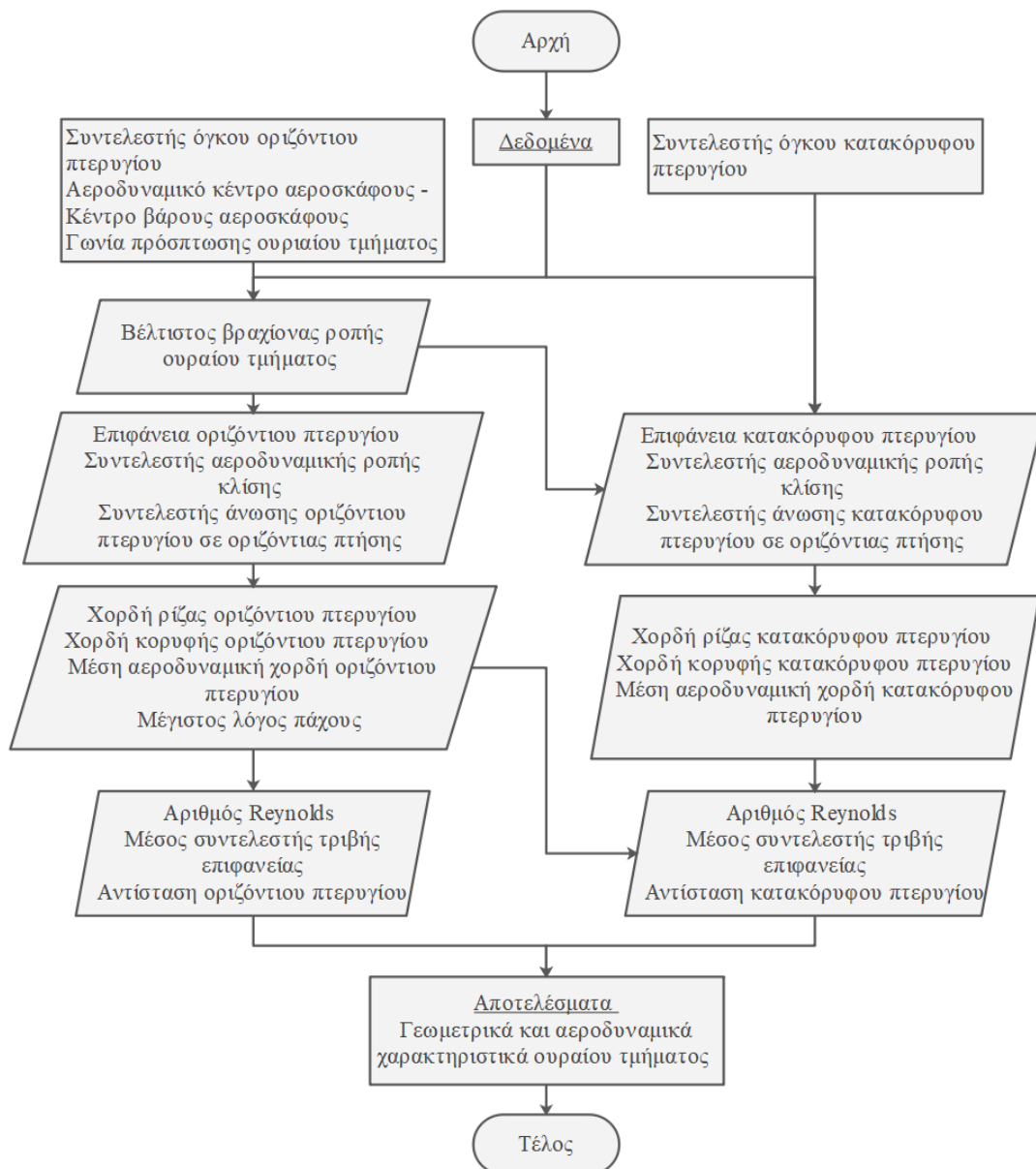
Σχήμα 40 Λογικό διάγραμμα ατράκτου

Ακολουθεί η υπορουτίνα της πτέρυγας το λογικό διάγραμμα της οποίας φαίνεται στο Σχήμα 41. Ως δεδομένα της υπορουτίνας λαμβάνονται οι συνθήκες πτήσης, το πλάτος του αεροσκάφους, το εκτιμώμενο βάρος απογείωσης αλλά και τα δεδομένα εισόδου της πτέρυγας. Συγκεκριμένα γίνεται χρήση του λόγου επιμήκους, του λόγου εκλέπτυνσης και της γωνίας οπισθόκλισης της πτέρυγας, της θέσης του κινητήρα στην ημιπτέρυγα και ο αριθμός των κινητήρων. Με βάση τα δεδομένα γίνεται η τοποθέτηση των συσκευών υψηλής άωσης και υπολογίζονται οι αντιστάσεις. Στην ίδια υπορουτίνα καθορίζεται ο συντελεστής άωσης του αεροσκάφους και τα χαρακτηριστικά της αεροτομής.



Σχήμα 41 Λογικό διάγραμμα πτέρυγας

Ο υπολογισμός του ουραίου τμήματος απαιτεί την χρήση των χαρακτηριστικών της πτέρυγας. Για τον υπολογισμό των γεωμετρικών και αεροδυναμικών χαρακτηριστικών χρησιμοποιούνται ο λόγος εκλέπτυνσης οριζόντιου ουραίου περυγίου, ο λόγος επιμήκους κατακόρυφου ουραίου περυγίου, ο λόγος εκλέπτυνσης κατακόρυφου ουραίου περυγίου και η γωνία οπισθόκλισης κατακόρυφου ουραίου περυγίου. Όμοια με τα υπόλοιπα υποσυστήματα τα αποτελέσματα που παρέχονται αφορούν τη γεωμετρία και την αεροδυναμική. Η ακριβής διαδικασία αποτυπώνεται στο αντίστοιχο λογικό διάγραμμα που παρουσιάζεται στο Σχήμα 42



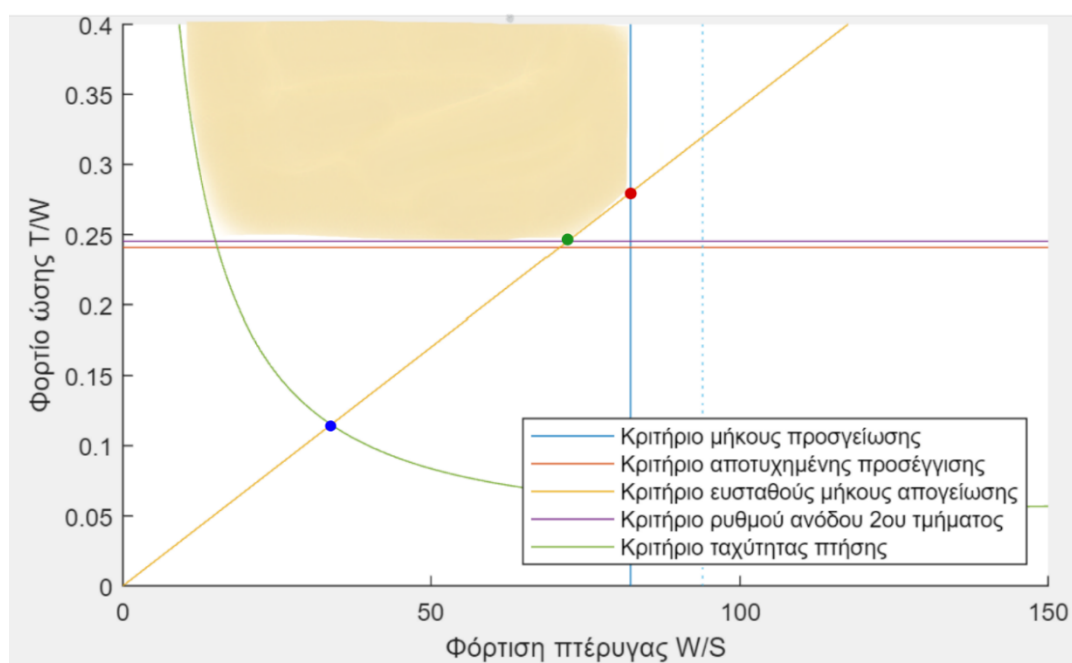
Σχήμα 42 Λογικό διάγραμμα ουραίου τμήματος

Ο μηχανισμός προσγείωσης κατά την προκαταρκτική φάση σχεδιασμού παρέχεται από σταθερές της βιβλιογραφίας. Ο τρόπος εύρεσης είναι αρκετά απλοποιημένος οπότε δεν απαιτείται περεταίρω επεξήγηση από την υποενότητα 2.6.

Τα παραπάνω υποσυστήματα, αρχικά, παρέχουν πληροφορίες για την εύρεση του αεροδυναμικού λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα. Ο αεροδυναμικός λόγος και όλα τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά χρησιμοποιούνται στην υπορουτίνα των επιδόσεων του αεροσκάφους. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά είναι καθοριστικός παράγοντας για την εύρεση του κενού βάρους του αεροσκάφους.

4.1.3 Επιδόσεις αεροσκάφους και προκαταρκτικός υπολογισμός βαρών

Στο στάδιο αυτό το υπολογιστικό μοντέλο κάνει χρήση των χαρακτηριστικών που έχουν διαμορφωθεί νωρίτερα για τον σχεδιασμό του διαγράμματος κριτηρίων το οποίο παρουσιάζεται στο Σχήμα 43. Στο διάγραμμα διαμορφώνονται οι καμπύλες των κριτηρίων μήκους προσγείωσης, αποτυχημένης προσέγγισης, ευσταθούς μήκους απογείωσης, ρυθμού ανόδου 2ου τμήματος και ταχύτητας πτήσης.



Σχήμα 43 Σχεδιασμός του διαγράμματος επιδόσεων

Πέραν των υπολογισμένων δεδομένων, στο κριτήριο ευσταθούς μήκους απογείωσης χρειάστηκε να προσεγγιστεί το μήκος απογείωσης για την διαμόρφωση της καμπύλης φορτίου ώσης συναρτήσει της φόρτισης της πτέρυγας. Η σχεδιαστική λύση που δόθηκε ήταν η θέσπιση συγκεκριμένων ορίων βάρους για τα οποία παρέχεται το απαιτούμενο μήκος διαδρόμου από δεδομένα αεροσκαφών. Συγκεκριμένα τα όρια διακρίνονται στον πίνακα που ακολουθεί.

Όρια βάρους (kg)	W_{to} < 100.000	$100.000 \leq$ W_{to} < 200.000	$200.000 \leq$ W_{to} < 300.000	$300.000 \leq$ W_{to} < 400.000	$400.000 \leq$ W_{to}
Μήκος απογείωσης					
(m)	2166,8	2580,7	2880,0	3067,0	3299,9
(ft)	7108,8	8466,9	9448,7	10062,2	10826,6
Μήκος προσγείωσης					
(m)	1543,3	1699,2	1815,2	1979,7	1981,2
(ft)	5063,2	5574,9	5955,3	6495,2	6500

Πίνακας 8 Ορισμός μήκους προσγείωσης και απογείωσης

Έπειτα, από τον σχηματισμό του διαγράμματος κριτηρίων, όπως έχει προαναφερθεί στην υποενότητα 3.2 επιλέγεται ένα σημείο στο διάγραμμα το οποίο να πληροί τα κριτήρια. Η περιοχή επιλογής στο διάγραμμα είναι σκιαγραφημένη. Το υπολογιστικό μοντέλο για την αυτοματοποίηση της διαδικασίας υπολογίζει τα δυο όρια για την μέγιστη φόρτιση της πτέρυγας. Στο διάγραμμα απεικονίζονται με κόκκινο και πράσινο χρώμα. Επιπλέον, γίνεται ο υπολογισμός της τομής των κριτηρίων ευσταθούς μήκους απογείωσης και ταχύτητας πτήσης, με μπλε χρώμα. Το σημείο αυτό σε ορισμένες περιπτώσεις μπορεί να βρίσκεται μετατοπισμένο πάνω από το κριτήριο ρυθμού ανόδου του δεύτερου τμήματος. Τα τρία σημεία υπολογίζουν το μέγιστο βάρος και την απαιτούμενη ώση με χρήση της πτερυγικής επιφανείας και τα αποτελέσματα παρέχονται στον χρήστη. Το υπολογιστικό μοντέλο λαμβάνει τα αποτελέσματα του μέγιστου βάρους της τομής, του μήκους προσγείωσης και απογείωσης το οποίο χρησιμοποιεί στον προκαταρκτικό υπολογισμό των βαρών.

Ο προκαταρκτικός υπολογισμός των βαρών περιλαμβάνει βάρη εξαρτώμενα από την χωρητικότητα επιβατών και βάρη συστημάτων. Λεπτομερέστερα, τα βάρη χωρητικότητας αποτελούνται από βάρη επιβατών και αποσκευών και το βάρος πληρώματος. Τα βάρη συστημάτων αφορούν τα βάρη των υποσυστημάτων του αεροσκάφους, τα λειτουργικά συστήματα του αεροσκάφους και τα βάρη που αφορούν τα καύσιμα. Τα βάρη των υποσυστημάτων είναι τα βάρη της ατράκτου, της πτέρυγας, του ουραίου τμήματος και του μηχανισμού προσγείωσης τα οποία υπολογίζονται με χρήση των επιμέρους γεωμετρικών δεδομένων και του μέγιστου βάρους που έχει επιλεγεί από τα κριτήρια. Τα λειτουργικά συστήματα αφορούν τον εξοπλισμό του

αεροσκάφους συμπεριλαμβανομένου του βάρους των κινητήρων. Το βάρος των κινητήρων επιλέγεται ως μία μέση τιμή των σύγχρονων κινητήρων. Τέλος, τα βάρη καυσίμου περιλαμβάνουν το καύσιμο πτήσης, το προστιθέμενο καύσιμο και το βάρος παγιδευμένου καυσίμου και λαδιού. Το πρώτο υπολογίζεται από το κριτήριο εμβελείας ενώ τα υπόλοιπα ως ποσοστό του μέγιστου βάρους που έχει επιλεγεί από τις επιδόσεις του αεροσκάφους. Το συνολικό βάρος του καυσίμου που χρησιμοποιείται στην πραγματικότητα κατά τη διάρκεια της πτήσης. Τα επιμέρους βάρη χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό του βάρους κενού αεροσκάφους.

4.2 Εφαρμογή αεροσκάφους

Η μελέτη προκαταρκτικού σχεδιασμού αεροσκαφών ολοκληρώνεται με την δημιουργία της εφαρμογής σχεδιασμού αεροσκαφών. Η εφαρμογή υλοποιείται στο περιβάλλον MATLAB App Designer. Αρχικά, δημιουργείται το υπολογιστικό μοντέλο στο περιβάλλον της MATLAB το οποίο έπειτα τοποθετείται στο MATLAB App Designer. Τα δεδομένα που απαιτούνται εισάγονται στα παράθυρα γενικών δεδομένων, πτέρυγας και ουραίου τμήματος. Τέλος, παρέχεται ο πίνακας αποτελεσμάτων το γράφημα των επιδόσεων και η κάτοψη του αεροσκάφους. Η διαμόρφωση της εφαρμογής συμβάλει στην ευκολία και ταχύτητα. Ο χρήστης, έτσι, δεν απαιτείται να έχει γνώσεις αναφορικά με τον κώδικα παρά μόνο αεροναυπηγικής ορολογίας.

4.2.1 Παρουσίαση της εφαρμογής

Η εφαρμογή αποτελείται από έξι παράθυρα. Στα πρώτα τρία παράθυρα εισάγονται δεδομένα ενώ στα υπόλοιπα τρία παρέχονται αποτελέσματα. Ο Πίνακας 7 παρέχει τα δεδομένα εισόδου και εξόδου του λογισμικού.

Όταν ενεργοποιηθεί η εφαρμογή εμφανίζεται το πρώτο παράθυρο που ονομάζεται «Γ. δεδομένα» όπως φαίνεται στο Σχήμα 44. Σε αυτό το παράθυρο έχουμε τέσσερα κελιά υποδοχής δεδομένων και το κουμπί που οδηγεί στο επόμενο παράθυρο. Η πρώτη υποδοχή είναι η Μέγιστη χωρητικότητα επιβατών. Η υποδοχή έχει τον αριθμό 200 ο χρήστης μπορεί να τοποθετήσει οτιδήποτε τιμή επιθυμεί από 120 έως 1000. Το πρόγραμμα παρέχει τα όρια σαν ειδοποίηση όταν ο χρήστης τοποθετεί τιμή στο κελί υποδοχής. Το επόμενο κελί λαμβάνει τιμή για το υψόμετρο πτήσης. Η προκαθορισμένη τιμή που δίνεται είναι 11,5 χιλιάδες μέτρα. Τα όρια είναι από 9 έως 12,8 χιλιάδες μέτρα. Ακολουθεί η Ταχύτητα οριζόντιας πτήσης σε Mach με αρχική τιμή το 0,82 Mach και

όρια από 0,75 έως 0,9. Τελευταίο κελί του παραθύρου είναι η μέγιστη εμβέλεια πτήσης. Η προκαθορισμένη τιμή είναι 7.400 χιλιόμετρα ενώ δεν παρέχονται όρια.

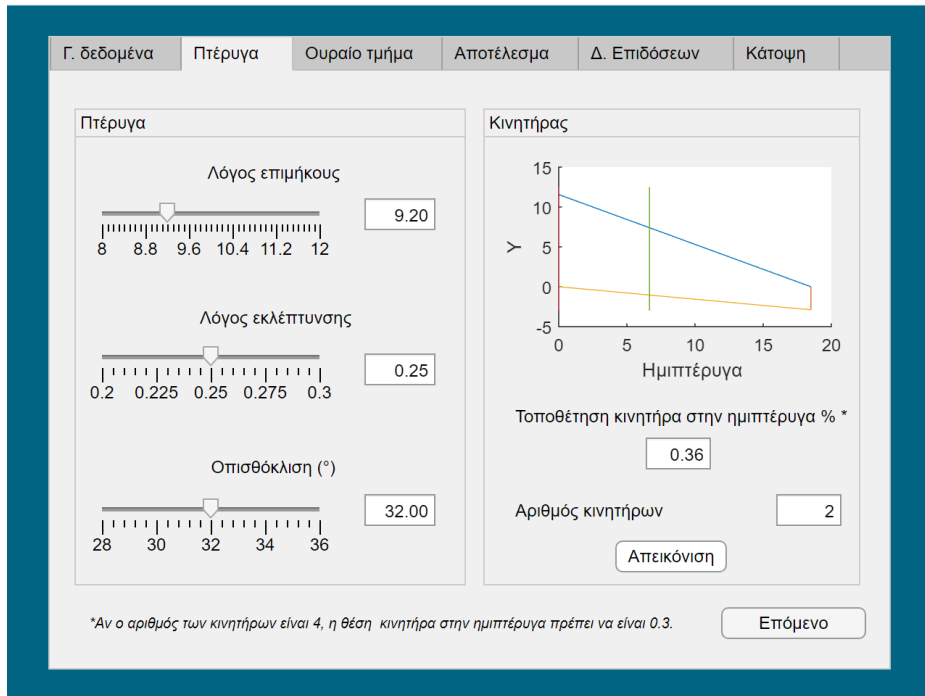
Γ. δεδομένα	Πτέρυγα	Ουραίο τμήμα	Αποτέλεσμα	Δ. Επιδόσεων	Κάτοψη
Σχεδίαση αεροσκαφών					
Μέγιστη χωρητικότητα επιβατών :	<input type="text" value="200"/>				
Υψόμετρο οριζόντιας πτήσης (m):	<input type="text" value="11500"/>				
Ταχύτητα οριζόντιας πτήσης (mach):	<input type="text" value="0.82"/>				
Μέγιστη εμβέλεια πτήσης (km):	<input type="text" value="7400"/>				
<input type="button" value="Επόμενο"/>					

Σχήμα 44 Πρώτο παράθυρο εφαρμογής

Μόλις ο χρήστης έχει κάνει τις αλλαγές δεδομένων που επιθυμεί μπορεί να περάσει στο επόμενο παράθυρο πατώντας το κουμπί «Επόμενο». Το δεύτερο παράθυρο απαιτεί εισαγωγή δεδομένων για την πτέρυγα και για τους κινητήρες όπως φαίνεται στο Σχήμα 45.

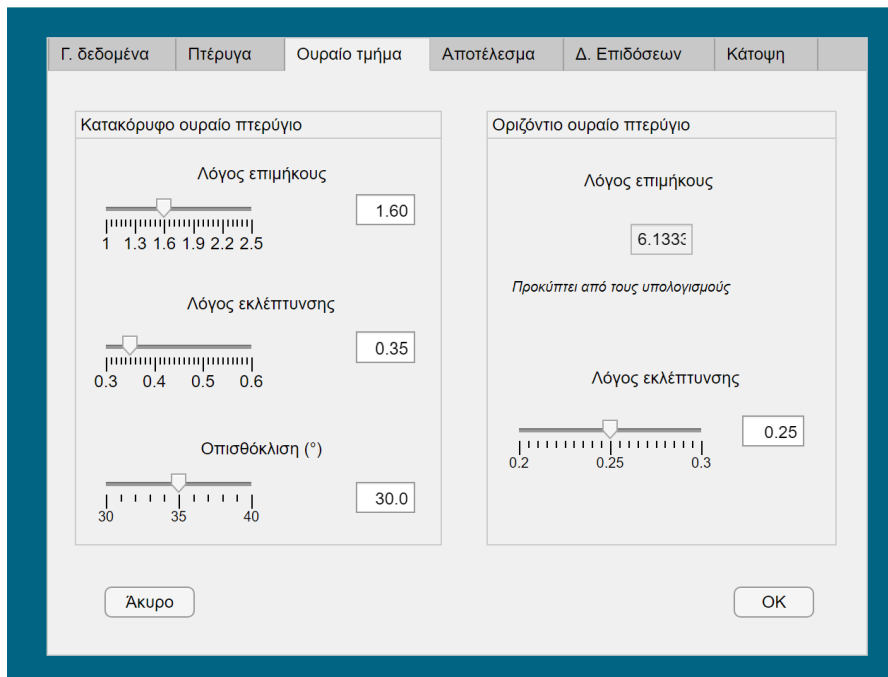
Όσον αφορά την πτέρυγα, ζητούνται από τον χρήστη να επιλέξει τιμή για το λόγο επιμήκους. Η τοποθέτηση της τιμής μπορεί να γίνει είτε σέρνοντας την μπάρα είτε τοποθετώντας στο κελί την τιμή που επιθυμεί. Η προκαθορισμένη τιμή είναι το 9,2 και τα όρια μπορεί να τα δει ο χρήστης από την μπάρα εισόδου. Ο ίδιος τρόπος εισόδου χρησιμοποιείται για τον λόγο εκλέπτυνσης και την οπισθόκλιση. Η γωνιά οπισθόκλισης δίνεται σε μοίρες.

Όσον αφορά για τον κινητήρα, ζητείται η θέση τοποθέτησης του κινητήρα στην ημιπτέρυγα επί τις εκατό και ο αριθμός των κινητήρων. Ο χρήστης έχει την δυνατότητα να απεικονίσει υποτυπωδώς την ημιπτέρυγα με τους κινητήρες χρησιμοποιώντας το πλήκτρο με την ένδειξη «Απεικόνιση».



Σχήμα 45 Δεύτερο παράθυρο εφαρμογής

Στο τρίο παράθυρο γίνεται η επιλογή των δεδομένων για το ουραίο τμήμα όπως φαίνεται στο Σχήμα 46. Και εδώ ακολουθείται παρόμοια σχεδιαστική λογική με την πτέρυγα. Το παράθυρο χωρίζεται σε δύο μέρη, από την μία τα δεδομένα για το κατακόρυφο ουραίο πετερύγιο και από την άλλη για το οριζόντιο ουραίο πετερύγιο .



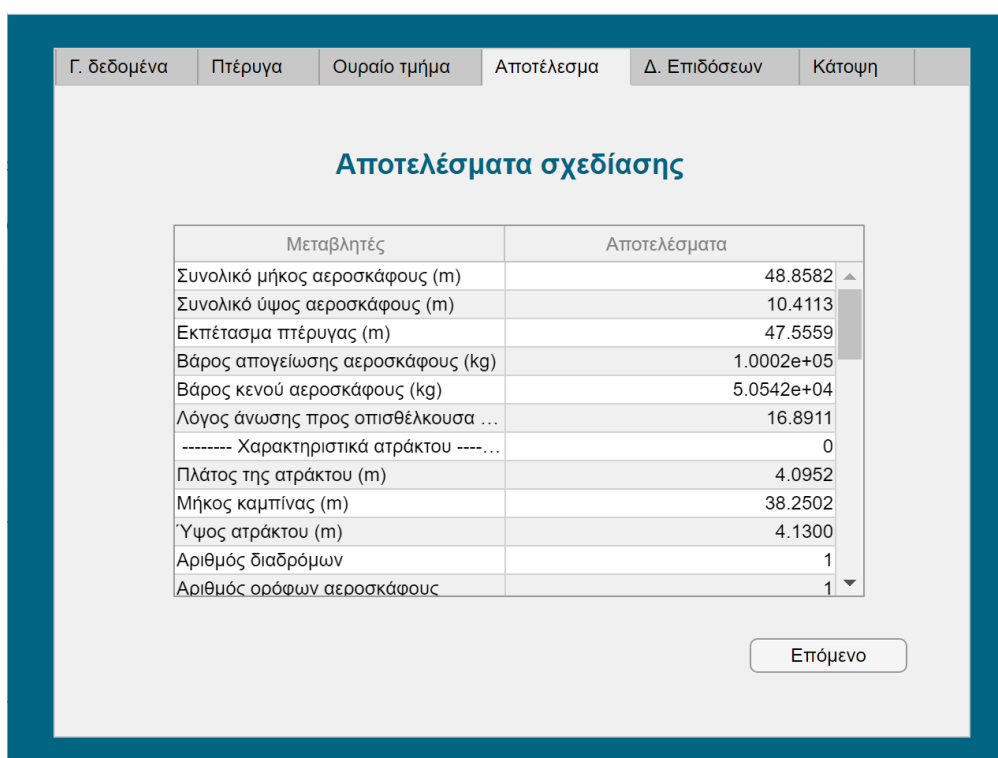
Σχήμα 46 Τρίτο παράθυρο εφαρμογής

Για το κατακόρυφο πτερύγιο απαιτούνται ο λόγος επιμήκους, ο λόγος εκλέπτυνσης και η οπισθόκλιση σε μοίρες. Για το οριζόντιο πτερύγιο ζητείται ο λόγος εκλέπτυνσης ενώ ο λόγος επιμήκους υπολογίζεται.

Έχοντας καταχωρίσει όλα τα δεδομένα ο χρήστης επιλέγει να συνεχίσει στον υπολογισμό των αποτελεσμάτων πατώντας το κουμπί «OK». Αν δεν επιθυμεί να συνεχιστεί η διαδικασία μπορεί να αποχωρίσει με το «Άκυρο».

Με το κουμπί «OK» γίνεται η επεξεργασία των δεδομένων ενώ παράλληλα η εφαρμογή μεταβαίνει στο επόμενο παράθυρο.

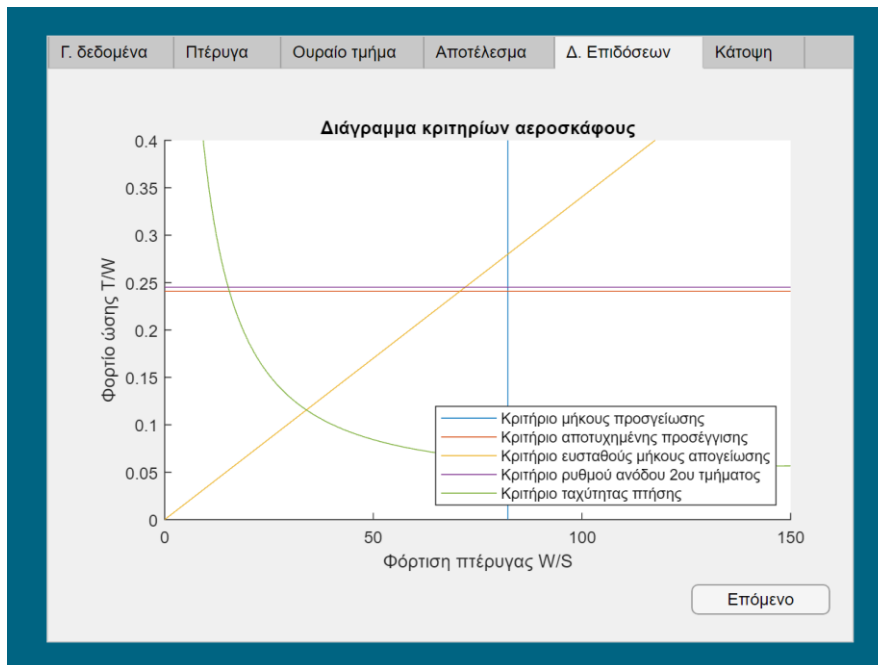
Στο παράθυρο «Αποτελέσματα» παρουσιάζεται ένας πίνακας με τα αποτελέσματα του σχεδιασμού όπως φαίνεται στο Σχήμα 47.



Μεταβλητές	Αποτελέσματα
Συνολικό μήκος αεροσκάφους (m)	48.8582
Συνολικό ύψος αεροσκάφους (m)	10.4113
Εκπέτασμα πτέρυγας (m)	47.5559
Βάρος απογείωσης αεροσκάφους (kg)	1.0002e+05
Βάρος κενού αεροσκάφους (kg)	5.0542e+04
Λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα ...	16.8911
----- Χαρακτηριστικά ατράκτου -----	0
Πλάτος της ατράκτου (m)	4.0952
Μήκος καμπίνας (m)	38.2502
Ύψος ατράκτου (m)	4.1300
Αριθμός διαδρόμων	1
Αριθμός ορόφων αεροσκάφους	1

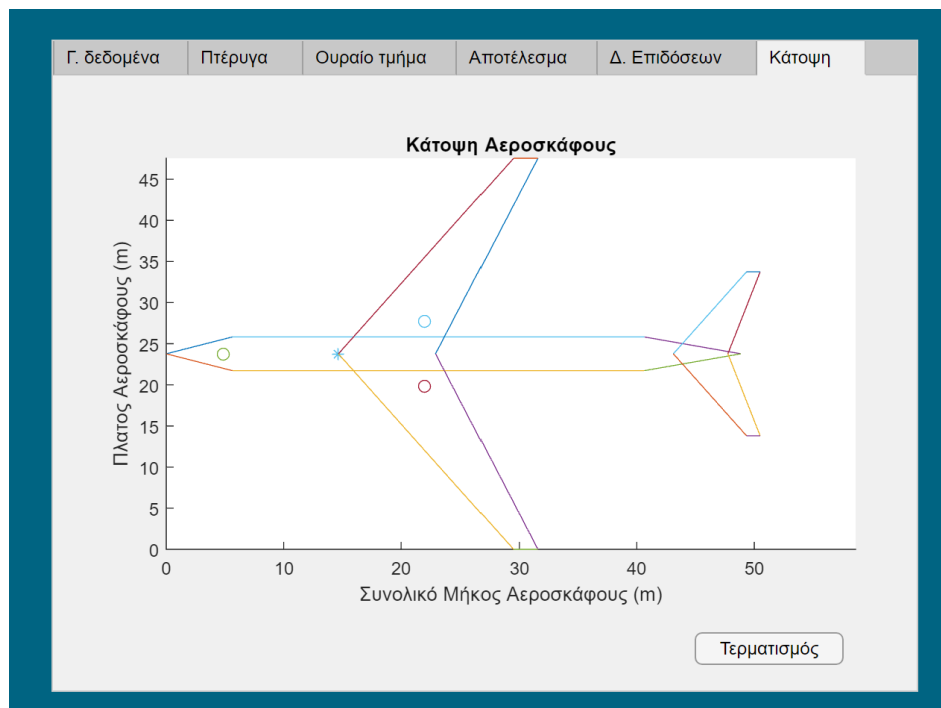
Σχήμα 47 Τέταρτο παράθυρο εφαρμογής

Πατώντας το κουμπί «Επόμενο» παρουσιάζεται το διάγραμμα κριτηρίων όπως φαίνεται στο Σχήμα 48.



Σχήμα 48 Πέμπτο παράθυρο εφαρμογής

Πατώντας ξανά το κουμπί «Επόμενο» απεικονίζεται μία υποτυπώδης κάτοψη του σχεδιασμένου αεροσκάφους ώστε ο χρήστης να έχει μια γενική άποψη επί των συνολικών διαστάσεων του αεροσκάφους όπως φαίνεται στο Σχήμα 49.



Σχήμα 49 Έκτο παράθυρο εφαρμογής

Έχοντας αποκτήσει τις απαραίτητες πληροφορίες η εφαρμογή κλείνει με το κουμπί «Τερματισμός».

Κεφάλαιο 5

5 Εφαρμογή μοντέλου

Στο προηγούμενο κεφάλαιο έγινε εκτενής αναφορά στην υλοποίηση του υπολογιστικού μοντέλου μέσω της εφαρμογής και στον τρόπο λειτουργίας της. Στο παρόν κεφάλαιο το υπολογιστικό μοντέλο εφαρμόζεται σε πραγματικά αεροσκάφη. Σκοπός της μελέτης είναι η σύγκριση των αποτελεσμάτων του μοντέλου με τα πραγματικά δεδομένα των αεροσκαφών.

5.1 Εφαρμογή σε πραγματικά αεροσκάφη

Στην παρούσα ενότητα παρουσιάζονται αποτελέσματα σχεδιασμού αεροσκαφών μέσω της εφαρμογής που αναπτύχθηκε. Για την μελέτη επιλέχθηκαν πραγματικά αεροσκάφη της κατηγορίας που μας ενδιαφέρει με γνωστές τις παραμέτρους σχεδιασμού. Τα αεροσκάφη επιλέχθηκαν με γνώμονα την κάλυψη ενός εύρους χωρητικότητας επιβατών, την ύπαρξη διαφορετικών κατασκευαστριών εταιρειών, το εύρος χρονολογίας κατασκευής καθώς και η ύπαρξη των απαραίτητων στοιχείων που απαιτούνται από την παρούσα σχεδιαστική προσέγγιση. Βάσει των παραπάνω κριτηρίων τα αεροσκάφη που χρησιμοποιήθηκαν είναι τα Airbus A319, Boeing B737-800, Airbus A321, Boeing B767-300, Airbus A340-500 και Boeing B747-400. Τα αεροσκάφη αυτά σύμφωνα με την FAA καλύπτουν τις κατηγορίες «Large» και «Heavy», δηλαδή το εύρος μεγάλων χωρητικότητας από 130 έως περίπου 300 επιβαίνοντες και από 300 και άνω για τα βαρέως τύπου αεροσκάφη. Επιπλέον, τα επιλεγμένα αεροσκάφη είναι δημοφιλή εμπορικά μοντέλα των δυο μεγαλύτερων κατασκευαστριών εταιριών, Boeing και Airbus. Επιπρόσθετα, το χρονολογικό εύρος σχεδιασμού τους κυμαίνεται από το 1986 έως το 2002. Πέραν των παραπάνω, τα Airbus A319, Boeing B737-800, Airbus A321, Boeing B767-300, Airbus A340-500 και Boeing B747-400 διαθέτουν πληθώρα πληροφοριών για την σύγκριση των αποτελεσμάτων. Τα χαρακτηριστικά των αεροσκαφών παρήχθησαν βάσει των πηγών [24], [25], [26] ενώ όπου δεν ήταν δυνατή η εύρεση της αντίστοιχης τιμής χρησιμοποιήθηκε η προεπιλογή της εφαρμογής. Στις παρούσες συγκρίσεις η μόνη

αυθαίρετη επιλογή έγινε για την θέση τοποθέτησης των κινητήρων. Τα απαιτούμενα δεδομένα παρατίθενται στον πίνακα που ακολουθεί.

Αεροσκάφος Χαρακτηριστικά	Airbus A319	Boeing B737- 800	Airbus A321	Boeing B767- 300	Airbus A340- 500	Boeing B747- 400
Μέγιστος αριθμός επιβατών	150	189	220	350	440	660
Υψόμετρο οριζόντιας πτήσης (m)	11.300	12.500	11.900	11.600	11.900	12500
Ταχύτητα οριζόντιας πτήσης (mach)	0,78	0,785	0,78	0,8	0,83	0,785
Μέγιστη εμβέλεια πτήσης (km)	5.750	7.400	7.400	6.025	8.704,4	13.449
Λόγος επιμήκους	9,395	9,442	9,395	7,988	8,565	7,393
Λόγος εκλέπτυνσης	0,240	0,278	0,240	0,207	0,220	0,275
Οπισθόκλιση (°)	25	25	25	31,5	31,1	37,5
Θέση τοποθέτησης κινητήρα	0,38	0,38	0,38	0,38	0,3	0,3
Αριθμός κινητήρων	2	2	2	2	4	4
Λόγος επιμήκους κατακόρυφου πτερυγίου	1,82	1,56	1,82	1,76	1,87	1,34
Λόγος εκλέπτυνσης κατακόρυφου πτερυγίου	0,303	0,310	0,303	0,306	0,350	0,330
Οπισθόκλιση (°) κατακόρυφου πτερυγίου	34,00	35,00	34,00	39,00	45,00	45,00
Λόγος εκλέπτυνσης οριζόντιου πτερυγίου	0,256	0,186	0,256	0,200	0,360	0,265

Πίνακας 9 Δεδομένα αεροσκαφών για το σχεδιασμό τους μέσω της εφαρμογής.

5.1.1 Σύγκριση γεωμετρικών χαρακτηριστικών

Έπειτα από την τοποθέτηση των παραπάνω δεδομένων στην εφαρμογή, προκύπτει ο πίνακας των αποτελεσμάτων στον οποίο εμφανίζονται μεταξύ άλλων τα γενικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Ο όρος γενικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά αναφέρεται στο συνολικό μήκος του αεροσκάφους, στο πλάτος της ατράκτου, στο ύψος ατράκτου και στο εκπέτασμα της πτέρυγας. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά αυτά μπορούν να παρέχουν στον χρήστη μια πλήρη γνώση για τις διαστάσεις του αεροσκάφους αλλά ταυτόχρονα παρέχουν πληροφορίες σχετικά με την εγκυρότητα του υπολογισμού των επιμέρους συστημάτων του αεροσκάφους.

Τα υποσυστήματα του αεροσκάφους συμβάλουν σημαντικά στον υπολογισμό των γενικών διαστάσεων. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της ατράκτου αποτελούν βάση για τον υπολογισμό τόσο του μήκους όσο και του ύψους του αεροσκάφους. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της ατράκτου είναι καθοριστικά για το συνολικό πλάτος του αεροσκάφους καθώς και για το σχεδιασμό του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου. Το κατακόρυφο πτερύγιο συμβάλει καθοριστικά στον υπολογισμό του συνολικού ύψους του αεροσκάφους. Αποτέλεσμα, τα γενικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά να μπορούν να αποτυπώσουν το ποσοστό ακριβείας πολλών παραμέτρων του αεροσκάφους. Ως εκ τούτου, στην σύγκριση των αποτελεσμάτων του μοντέλου επιλέγονται οι παράμετροι του συνολικού μήκους του αεροσκάφους, του πλάτους της ατράκτου, του ύψους της ατράκτου και του συνολικού ύψους του αεροσκάφους. Το εκπέτασμα της πτέρυγας δεν παρατίθεται καθ' ότι η προσέγγιση του και η ακρίβεια του υπολογισμού του έχει προσδιοριστεί σύμφωνα με την υποενότητα 3.3.

Ο Πίνακας 10 παρουσιάζει τις συγκρίσεις σχετικά με το συνολικό μήκος του αεροσκάφους.

Αεροσκάφος	Airbus A319	Boeing B737-800	Airbus A321	Boeing B767-300	Airbus A340-500	Boeing B747-400
Πραγματικό (m)	33,84	39,5	45,8	54,94	67,92	70,67
Μοντέλο (m)	39,673	46,714	52,636	52,142	62,738	73,115
Απόκλιση (m)	+5,833	+7,214	+6,836	-2,798	-5,182	+2,445
Απόκλιση %	+14,70 %	+15,44 %	+12,99 %	-5,37 %	-8,26 %	+3,34 %

Πίνακας 10 Σύγκριση συνολικού μήκους αεροσκάφους

Στα αποτελέσματα παρατηρείται μία σημαντική απόκλιση στα μικρότερα αεροσκάφη ενώ η ακρίβεια αυξάνεται όσο αυξάνεται η χωρητικότητα των επιβατών. Ο Πίνακας 11 παρουσιάζει τις συγκρίσεις σχετικά με το ύψος την ατράκτου.

Αεροσκάφος	Airbus A319	Boeing B737-800	Airbus A321	Boeing B767-300	Airbus A340-500	Boeing B747-400
Πραγματικό (m)	4,140	3,760	4,140	5,410	5,640	8,100
Μοντέλο (m)	4,267	4,267	4,267	5,689	5,689	8,405
Απόκλιση (m)	+0,127	+0,507	+0,127	+0,279	+0,049	+0,305
Απόκλιση %	+3,067 %	+13,484%	+3,068 %	+5,157 %	+0,869 %	+3,765 %

Πίνακας 11 Σύγκριση ύψους ατράκτου

Το ύψος της ατράκτου όπως φαίνεται από τα αποτελέσματα προσεγγίζεται με ακρίβεια άνω του 96%. Εξάιρεση αποτελεί το Boeing B737-800, το ύψος του οποίου είναι αρκετά μικρό. Ο υπολογισμός του ύψους της ατράκτου εξαρτάται τόσο από τον υπολογισμό του πλάτους ατράκτου, ο οποίος παρουσιάζεται παρακάτω, όσο και από την αναλογία διαστάσεων της ατράκτου. Η αναλογία διαστάσεων είναι ο λόγος ύψους προς πλάτος της ατράκτου και για μονόροφα αεροσκάφη λαμβάνει σταθερή τιμή. Έτσι, η τιμή που υπολογίζεται είναι φυσικό να παρέχει κάποιο σφάλμα ιδίως σε μοντέλα αεροσκαφών όπως το Boeing B737-800 το οποίο η εταιρεία το έχει σχεδιάσει ώστε να λαμβάνει τις μικρότερες δυνατές διαστάσεις για αυτήν την χωρητικότητα και να έχει το μικρότερο δυνατό κόστος παραγωγής αποτελώντας το φθηνότερο αεροσκάφος παραγωγής μεγάλης χωρητικότητας.

Ο Πίνακας 12 παρουσιάζει τις συγκρίσεις σχετικά με το πλάτος της ατράκτου.

Αεροσκάφος	Airbus A319	Boeing B737-800	Airbus A321	Boeing B767-300	Airbus A340-500	Boeing B747-400
Πραγματικό (m)	3,95	3,76	3,95	5,03	5,64	6,5
Μοντέλο (m)	4,095	4,095	4,095	5,460	5,460	6,066
Απόκλιση (m)	+0,145	+0,335	+0,145	+0,430	-0,180	-0,434
Απόκλιση %	+3,546 %	+8,185 %	+3,546 %	+7,872 %	-3,300 %	-7,148 %

Πίνακας 12 Σύγκριση πλάτους ατράκτου

Όπως αποτυπώνεται στον πίνακα, οι τιμές των τριών πρώτων αεροσκαφών είναι ίδιες, όπως και στα επόμενα δύο. Αυτό συμβαίνει καθ' ότι οι τιμές υπολογίζονται βάσει της δομής ανά σειρά του αεροσκάφους. Τα αεροσκάφη Airbus A319, Boeing B737-800 και Airbus A321 έχουν έξι θέσεις ανά σειρά όμοια και τα Boeing B767-300 και Airbus A340-500 έχουν οχτώ θέσεις αποτέλεσμα να λαμβάνουν την ίδια τιμή. Το μοντέλο αυτό προσέγγισης είναι και ο τρόπος ο οποίος ακολουθεί η Airbus και μπορεί να διαπιστωθεί παρατηρώντας ότι το πλάτος της ατράκτου του Airbus A319 και του Airbus A321 παραμένει σταθερό. Αντίθετα, το Boeing B737-800 διαφέρει παρ' ότι έχει την ίδια δομή ανά σειρά όπως συμβαίνει και με τα Boeing B767-300 και Airbus A340-500. Η γενικότερη προσέγγιση κατά το σχεδιασμό της ατράκτου εστιάζει στο πλάτος της καμπίνας επιβατών. Οι εταιρείες έχουν διαφορετικά μοντέλα προσέγγισης και διαστασιολογικά χαρακτηριστικά του εξοπλισμού της καμπίνας. Το σχεδιαστικό μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε δίνει μια λύση η οποία να ικανοποιεί διαφορετικούς τύπους αεροσκαφών και εταιρειών. Έτσι, η απόκλιση σε ποσοστό μικρότερο του 10% αποτελεί μια καλή σχεδιαστική βάση για την προσέγγιση του πλάτους της ατράκτου.

5.1.2 Αεροδυναμικά αποτελέσματα

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροσκαφών σπανίως αναγράφονται από τις κατασκευάστριες εταιρίες. Επιπλέον, έχει προαναφερθεί ότι τα αεροσκάφη διαθέτουν μη τυποποιημένες αεροτομές. Ως εκ τούτου, οι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας που υπολογίζονται δεν μπορούν να συγκριθούν με τις τιμές των αεροσκαφών που εξετάζονται. Για τον έλεγχο της ικανότητας υπολογισμού αυτών των τιμών μπορεί είτε να ελεγχθεί η τάξη μεγέθους των τιμών, η οποία ωστόσο μπορεί να έχει μεγάλο σφάλμα λόγω του εύρους μεγέθους και βάρους των αεροσκαφών, είτε ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσας. Για λόγους μεγαλύτερης εγκυρότητας της σύγκρισης των αποτελεσμάτων επιλέχθηκε ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα σε οριζόντια πτήση και τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στον πίνακα που ακολουθεί.

Αεροσκάφος	Πραγματικό $\frac{C_L}{C_D}$	Μοντέλο $\frac{C_L}{C_D}$	Απόκλιση %
Airbus A319	15,3	15,36218	+0,41 %
Boeing B737-800	18,1	17,8451	-1,41 %
Airbus A321-100	Near 18	17,80562	-1,079 %
Boeing B767-300	18,34	18,59833	+1,41 %
Airbus A340-500	19,2	18,88372	-1,65 %

Boeing B747-400	17,7	17,29686	-2,28 %
-----------------	------	----------	---------

Πίνακας 13 Σύγκριση αεροδυναμικού λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα

Σύμφωνα με τα αποτελέσματα ο αεροδυναμικός λόγος έχει ακρίβεια άνω του 97,5% . Σημειώνεται ότι για το αεροσκάφος Airbus A321-100 ο αεροδυναμικός λόγος στην βιβλιογραφία αναφέρεται ότι βρίσκεται κοντά στη τιμή 18 χωρίς μεγαλύτερη ακρίβεια. Ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα στην οριζόντια πτήση εξαρτάται τόσο από τον συντελεστή άνωσης όσο και από τον συντελεστή οπισθέλκουσας των επιμέρους υποσυστημάτων. Καθ' ότι τα αποτελέσματα έχουν αρκετά μεγάλη ακρίβεια συμπεραίνεται ότι και οι τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών που υπολογίζονται προσεγγίζουν σε μεγάλο βαθμό το σχεδιασμό των πραγματικών αεροσκαφών.

5.1.3 Εκτίμηση βάρους

Σημαντική παράμετρος κατά το σχεδιασμό είναι η εκτίμηση του βάρους του αεροσκάφους. Όπως προαναφέρθηκε στα κεφάλαια σχεδιασμού του αεροσκάφους και υλοποίησης του σχεδιαστικού μοντέλου το μέγιστο βάρος του αεροσκάφους προκύπτει χρησιμοποιώντας τόσο τα υπολογισμένα γεωμετρικά στοιχεία όσο και τα αεροδυναμικά. Επίσης, αποτελεί το κυριότερο στοιχείο για την κατάλληλη επιλογή προωθητικής μονάδας και ο μεγαλύτερος παράγοντας κόστους κατά την χρήση ενός αεροσκάφους. Έτσι, η προκαταρκτική εκτίμηση του βάρους αποτελεί σημαντική παράμετρο της εφαρμογής που αναπτύχθηκε.

Αρχικά, παρατίθενται αποτελέσματα για το μέγιστο βάρος του αεροσκάφους ή βάρος απογείωσης.

Αεροσκάφος	Πραγματικό W_{TOW} kg	Μοντέλο W_{TOW} kg	Απόλυτη απόκλιση kg	Απόκλιση %
Airbus A319	75.900	67.277,03	-8.622,97	-11,36 %
Boeing B737-800	79.015	92.002,31	+12.987,31	+16,44 %
Airbus A321XLR	101.000	117.861,46	+16.861,46	+16,69 %
Boeing B767-300	181.437	168.768,22	-12.668,78	-6,98 %
Airbus A340-500	368.000	292.577,76	-75.422,24	-20,50 %
Boeing B747-400	412.770	376.076,09	-36.693,91	-8,89 %

Πίνακας 14 Σύγκριση μέγιστου βάρους απογείωσης

Παρατηρείται ότι οι αποκλίσεις στο μέγιστο βάρος απογείωσης είναι αρκετά υψηλές. Αυτό συμβαίνει καθώς το βάρος απογείωσης εξαρτάται από το βάρος κενού αεροσκάφους και το φορτίο της αποστολής. Το φορτίο αποστολής περιλαμβάνει τους επιβάτες, τις αποσκευές τους και το βάρος καυσίμου. Το βάρος καυσίμου επηρεάζεται από την εξίσωση Breguet για την εμβέλεια του αεροσκάφους. Η διαφοροποίηση της μεταβλητής της μέγιστης εμβέλειας του αεροσκάφους καθώς και η επιλογή σταθερής τιμής στην ειδική κατανάλωση καυσίμου επηρεάζουν την προσέγγιση του μέγιστου βάρους. Επιπρόσθετα, το βάρος επιβατών αποσκευών και πληρώματος λαμβάνεται με προσεγγίσεις. Ως εκ τούτου, η χρήση του υπολογισμού του μέγιστου βάρους επηρεάζεται από αρκετές μεταβλητές. Για τον λόγο αυτό παρέχονται οι συγκρίσεις κενού αεροσκάφους ώστε ο χρήστης να έχει μια σαφέστερη εικόνα για το βάρος του αεροσκάφους και των υποσυστημάτων.

Αεροσκάφος	Πραγματικό W_e kg	Μοντέλο W_e kg	Απόλυτη απόκλιση kg	Απόκλιση %
Airbus A319	35.400	34.663,90	-736,10	-2,08 %
Boeing B737-800	41.145	45.351,39	+4.206,39	+10,22 %
Airbus A321	50.100	56.263,41	+6.163,41	+12,30 %
Boeing B767-300	88.500	84.659,87	-3.840,13	-4,34 %
Airbus A340-500	123.100	115.047,17	-8.052,83	-6,54 %
Boeing B747-400	184.600	165.924,45	-18.675,55	-10,12 %

Πίνακας 15 Σύγκριση βάρους κενού αεροσκάφους

Οι αποκλίσεις στο βάρος κενού αεροσκάφους είναι αισθητά μειωμένες σε σχέση με το μέγιστο βάρος για όλα τα αεροσκάφη με εξαίρεση το Boeing B747-400. Η διαφορά του βάρους υπολογίζεται περίπου στους 18,7 τόνους. Η διαφορά αυτή μπορεί να προέρχεται τόσο από το αυξημένο βάρος του εξοπλισμού όσο και από το βάρος των κινητήρων λόγω της ιδιαιτερότητας μεγέθους του αεροσκάφους. Επιπλέον, το Boeing B747-400 είναι διώροφο με διαμόρφωση στην άτρακτο ενώ είναι παλαιότερης χρονολογίας κατασκευής σε σχέση με το επίσης «Heavy» αεροσκάφος Airbus A340-500. Σημαντική απόκλιση επίσης παρατηρείται στα αεροσκάφη Boeing B737-800 και Airbus A340-500. Το Boeing B737-800 όπως είδαμε προηγουμένως έχει μεγάλη απόκλιση στο ύψος και το μήκος της άτρακτου τα οποία επηρεάζουν το βάρος της άτρακτου οπότε η μεγαλύτερη απόκλιση μπορεί να προέρχεται από την διάδοση του

σφάλματος. Ωστόσο ένα υπολογιστικό μοντέλο σαν αυτό που αναπτύχθηκε στα πλαίσια της παρούσας εργασίας, αποτελεί την αφετηρία για το σχεδιασμό ενός αεροσκάφους. Με αυτήν την προϋπόθεση μια απόκλιση της τάξης του 10% σε σχέση με πραγματικά αεροσκάφη, μπορεί να θεωρεί αποδεκτή.

Κεφάλαιο 6

6 Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα -Προτάσεις

6.1 Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα

Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας αναπτύχθηκε ένα υπολογιστικό μοντέλο για την προκαταρκτική διαστασιολόγηση και την εκτίμηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ενός αεροσκάφους έχοντας σαν είσοδο μικρό αριθμό δεδομένων. Λαμβάνοντας υπόψη το γεγονός ότι οι σχεδιαστικές παράμετροι αλλάζουν σημαντικά ανάλογα το είδος του αεροσκάφους που σχεδιάζεται, επιλέχθηκε σαν πρώτο βήμα η παρούσα εργασία να επικεντρωθεί μόνο σε εμπορικά αεροσκάφη μεταφοράς επιβατών μεσαίας και μεγάλης εμβέλειας με χρήση κινητήρων turbofan. Προκειμένου να γίνει δυνατή η ανάπτυξη του υπολογιστικού μοντέλου, έγινε εκτενής βιβλιογραφική ανασκόπηση σχετικά με τις παραμέτρους σχεδιασμού, τον προκαταρκτικό υπολογισμό του βάρους καθώς και την αναλυτική σχεδιασμού όλων των επιμέρους μερών του αεροσκάφους. Στα πλαίσια αυτά συγκεντρώθηκαν όλες οι απαραίτητες εξισώσεις καθώς και οι ημιεμπειρικές σχέσεις που προτείνονται από την βιβλιογραφία όπως επίσης και σχέσεις οι οποίες προέκυψαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας από ανάλυση στοιχείων υπαρχόντων αεροσκαφών της κατηγορίας που μελετάται. Αυτά παρουσιάζονται αναλυτικά για το σχεδιασμό της ατράκτου, της πτέρυγας, του ουραίου τμήματος και του μηχανισμού προσγείωσης όπως επίσης για τον προκαταρκτικό υπολογισμό του βάρους αλλά και την επιλογή του κινητήρα. Στη συνέχεια η όλη διαδικασία σχεδιασμού υλοποιήθηκε με χρήση γραφικού περιβάλλοντος στο λογισμικό MATLAB. Τέλος στα πλαίσια πιστοποίησης της εγκυρότητάς του αναπτυχθέντος λογισμικού, έγινε εφαρμογή του για την επανασχεδιασμό έξι σύγχρονων εμπορικών αεροσκαφών. Τα αποτελέσματα του σχεδιασμού μέσω του λογισμικού συγκρίθηκαν με τα αντίστοιχα πραγματικά δεδομένα και υπολογίστηκαν οι αποκλίσεις τους. Από τα αποτελέσματα της εφαρμογής αυτής προκύπτει ότι το λογισμικό που αναπτύχθηκε παρέχει ικανοποιητική ακρίβεια για τον προκαταρκτικό σχεδιασμό αεροσκαφών, λαμβάνοντας υπόψη τις διαφορετικές προσεγγίσεις που ακολουθεί η κάθε κατασκευάστρια εταιρεία σε σχέση με μια μέση σχεδιαστική προσέγγιση που

ακολουθεί το λογισμικό, καθώς και το γεγονός ότι η διαδικασία αυτή αποτελεί μόνο το πρώτο βήμα για τον σχεδιασμό ενός αεροσκάφους.

6.2 Προτάσεις βελτίωσης

Ως προς τις πιθανές κατευθύνσεις της μελλοντικής βελτίωσης της εφαρμογής προτείνονται τα παρακάτω:

- Επέκταση του σχεδιαστικού μοντέλου και σε άλλα είδη αεροσκαφών. Συγκεκριμένα, ο χρήστης να μπορεί να σχεδιάσει αεροσκάφη όλων των μεγεθών δηλαδή και σε χωρητικότητες μικρότερες των 120 ατόμων. Επακόλουθο της επέκτασης του σχεδιαστικού μοντέλου είναι οι επιπλέον επιλογές στην τοποθέτηση πτέρυγας, ουραίου τμήματος και η επιλογή χρήσης turboprop προωθητικής μονάδας.
- Μια άλλη βελτίωση που θα μπορούσε να γίνει είναι η εφαρμογή του επόμενου βήματος στο σχεδιασμό αεροσκαφών. Δηλαδή ο λεπτομερέστερος σχεδιασμός και η βελτιστοποίηση.
- Τέλος, τα αποτελέσματα του σχεδιασμού θα μπορούσαν να παρέχονται σε μορφή CAD/CAE ώστε να είναι άμεση η χρήση τους σε προγράμματα όπως το CATIA για δυναμικές αναλύσεις πτήσης και αεροδυναμικούς υπολογισμούς μεγαλύτερης ακρίβειας.

Βιβλιογραφία

- [1] «National air and space museum,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://airandspace.si.edu/explore/stories/wright-brothers>.
- [2] «History of aviation,» [Ηλεκτρονικό]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_aviation.
- [3] «aircraft design award,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.aiaa.org/get-involved/honors-awards/awards/award/award-aircraft-design-award>.
- [4] «Aircraft speed,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-F/part-91/subpart-B/subject-group-ECFR4c59b5f5506932/section-91.117>.
- [5] «airservices australia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.airservicesaustralia.com/about-us/our-services/how-air-traffic-control-works/how-airspace-is-managed/>.
- [6] Raymer, Aircraft Design A Conceptual Approach, 1992.
- [7] P. M. Sforza, Commercial Airplane Design Principles, Oxford, UK, 2014.
- [8] D. J. Roskam, Aircraft Airplane Design, Lawrence, Kansas: DARcorporation, 1985.
- [9] A. K. Kundu, Aircraft Design, CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2010.
- [10] L. R. Jenkinson, P. Simpkin και D. Rhodes, Civil Jet Aircraft Design, 338 Euston Road, London: Arnold, 1999.
- [11] «cs-25,» easa, [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25?page=27>.
- [12] L. V. Schmidt, Introduction to Aircraft Flight Dynamics, Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.

- [13] G. E. Carichner και N. M. Leland, Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [14] S. Gudmundsson, General Aviation Aircraft Design: APPLIED METHODS AND PROCEDURES, 2014.
- [15] M. H. Sadraey, Aircraft Design, New Hampshire, USA: A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2013.
- [16] AIRBUS S.A.S., A320 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING, Blagnac Cedex 31707: AIRBUS S.A.S., 2005.
- [17] «airfoiltools,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/naca5digit>.
- [18] E. Torenbeek, Advanced Aircraft Design, Delft University of Technology, The Netherlands: A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2013.
- [19] D. Howe, Aircraft Conceptual Design Synthesis, London and Bury St Edmunds, UK: Professional Engineering Publishing, 2000.
- [20] «centre gravity,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.skybrary.aero/articles/centre-gravitycg>.
- [21] «Federal Aviation Administration, Department of Transportation,» 2011. [Ηλεκτρονικό]. Available: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/drug_alcohol/regulations/002.
- [22] «Commercial air transportation aeroplanes,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.caa.gov.om/upload/files/regulations/civil-aviation-regulation/commercial-air-transportation-aeroplanes.pdf>.
- [23] J. Laurence K. Loftin, Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance, Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration, 1980.

- [24] «Data Morichon,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
<https://www.scribd.com/document/261514021/DataMorichon#>.
- [25] «plan_manuals.page,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
https://www.boeing.com/commercial/airports/plan_manuals.page.
- [26] «Aircraft data for airbus,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
<https://www.airbus.com/en/airport-operations-and-technical-data/aircraft-characteristics>.
- [27] Χ. Αναστασόπουλος, ΠΡΟΚΑΤΑΡΚΤΙΚΗ ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ ΜΕ ΣΥΝΘΕΤΑ ΥΛΙΚΑ, Χανιά: Πολυτεχνείο Κρήτης, 2014.
- [28] «Airplane center of gravity,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/acg.html>.
- [29] «approach speed categorisation,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
<https://www.skybrary.aero/articles/approach-speed-categorisation> .
- [30] «aircraft performance,» [Ηλεκτρονικό]. Available:
<https://www.skybrary.aero/articles/aircraft-performance> .