



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

Βελτίωση Λογισμικού Ανάλυσης Αποστολής Αεροσκαφών

Διπλωματική Εργασία

Σωτήριος Δ. Μπουμπλίνης

Επιβλέπων:
Ν. Αρετάκης
Λέκτορας ΕΜΠ

Αθήνα
Δεκέμβριος 2013

Πρόλογος

Από την θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή της διπλωματικής μου εργασίας Λέκτορα κο. Νικόλαο Αρετάκη τόσο για την ευκαιρία που μου έδωσε να ασχοληθώ με αυτό το πολύ ενδιαφέρον θέμα, όσο και για την καθοδήγησή του πάνω σε αυτό. Καθώς και τον υποψήφιο διδάκτορα κο. Χρήστο Καλαθάκη για την βοήθεια που μου παρείχε σχετικά με τον προγραμματισμό του υπολογιστικού κώδικα.

Επίσης θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κύριο Δημήτριο Γιαννουλάτο, System Chief Pilot της Aegean Air, για τον χρόνο που μου αφιέρωσε, τις πολύτιμες πληροφορίες που μου έδωσε σχετικά με την διαδικασία πτήσης που ακολουθείται στην πραγματικότητα καθώς επίσης και για την επεξήγηση κάποιων δυσνόητων αεροπορικών ορολογιών.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την στήριξη και τα απαραίτητα εφόδια που μου παρείχαν κατά την διάρκεια των σπουδών μου.

Σωτήριος Μπουμπλίνης

Δεκέμβριος 2013

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία είχε ως στόχο τον εμπλουτισμό του ήδη υπάρχοντος λογισμικού CAMACM (Commercial Aircraft's Mission Analysis Computational Model) του ΕΘΣ/ΕΜΠ ώστε να επιτευχθεί όσο το δυνατόν πληρέστερη κάλυψη όλων των σύγχρονων μεθόδων προσομοίωσης μιας αποστολής.

Για το σκοπό αυτό έγινε αρχικά μια βιβλιογραφική ανασκόπηση αναφορικά με την μοντελοποίηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους και των κινητήρων, των διεθνών κανονισμών που διέπουν μια πτήση καθώς και των μαθηματικών εξισώσεων που διέπουν τα βασικά στάδια της αποστολής. Τα παραπάνω αποτέλεσαν την βάση για την βελτίωση και τον εμπλουτισμό του λογισμικού.

Συγκεκριμένα στο λογισμικό, προστέθηκαν νέες μέθοδοι μοντελοποίησης της ανόδου, της καθόδου και της πλεύσης, ενώ τα τμήματα της απογείωσης και της προσγείωσης έχουν αντικατασταθεί με νέα και ακριβέστερα μοντέλα υπολογισμού. Στα πλαίσια της απογείωσης εντάσσεται και ο υπολογισμός του ισορροπημένου μήκους απογείωσης (BFL) που είναι απαραίτητος για την εξακρίβωση της καταλληλότητας του αεροδρομίου και της επιτυχούς απογείωσης του αεροσκάφους. Στα τμήματα της ανόδου και της καθόδου προστέθηκαν οι αντίστοιχες διαδικασίες όπως περιγράφονται στο BADA οι οποίες είναι πολύ κοντά στο τρόπο που πραγματοποιούνται οι πτήσεις σήμερα.

Στο στάδιο της πλεύσης προστέθηκαν δύο ακόμη τεχνικές προσομοίωσης σταθερού συντελεστή άνωσης με σταθερό υψόμετρο και σταθερό mach αντίστοιχα. Η πρώτη απαιτεί μείωση της ταχύτητας του αεροσκάφους ενώ η δεύτερη απαιτεί συνεχόμενη αύξηση του υψόμετρου του, καθώς το βάρος του μειώνεται. Η δεύτερη αν και χαρακτηρίζεται ως ιδανική πλεύση δεδομένου ότι δίνει την μικρότερη κατανάλωση καυσίμου, δεν είναι εφαρμόσιμη σήμερα λόγω αυξημένης εναέριας κυκλοφορίας και διατήρησης των αεροδιαδρόμων. Μια ενδιάμεση λύση που εφαρμόζεται σήμερα είναι η βηματική πλεύση κυρίως για αποστολές μεσαίας με μεγάλης εμβέλειας όπου το βάρος του αεροσκάφους μειώνεται σημαντικά. Στην περίπτωση αυτή έχουμε σταδιακή μετάβαση σε μεγαλύτερα υψόμετρα μετά από συνεννόηση με τον πύργο ελέγχου. Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας η συγκεκριμένη τεχνική πλεύσης απλοποιήθηκε, ενώ η θέση και ο αριθμός των βημάτων έχουν πλήρως παραμετροποιηθεί.

Επίσης στο λογισμικό προστέθηκε η δυνατότητα υπολογισμού του διαγράμματος ωφέλιμου φορτίου- απόστασης (payload-range) το οποίο είναι πολύ σημαντικό κατά τη σχεδίαση και υιοθέτηση νέων αποστολών και πιθανώς νέων καυσίμων. Σημαντική αναβάθμιση του λογισμικού αποτελεί επίσης η απλοποίηση των αρχείων εισόδου, τα οποία είναι απευθείας τα αρχεία της BADA για το κάθε αεροσκάφος, πράγμα που διευκολύνει την εισαγωγή των απαραίτητων δεδομένων και την εναλλαγή μεταξύ των αεροσκαφών.

Το νέο λογισμικό δοκιμάστηκε σε πληθώρα περιπτώσεων για δύο ευρέως διαδεδομένα αεροσκάφη, του Airbus A320-200 για πτήσεις μικρής-μεσαίας εμβέλειας,

και του Boeing 747-400 για πτήσεις μεγάλης εμβέλειας. Οι δοκιμές περιλαμβάνουν τόσο απλές αποστολές όσο και σύνθετες με πολλά περισσότερα τμήματα και εναλλαγές αναδεικνύοντας την ευελιξία του νέου λογισμικού. Έγινε σύγκριση διαφορετικών τεχνικών υλοποίησης των διαφόρων τμημάτων μιας αποστολής αναδεικνύοντας τα μειονεκτήματα και πλεονεκτήματα τους. Επίσης έγινε σύγκριση με μια πραγματική πτήση όπου αποδείχτηκε ότι η πραγματική πτήση είναι πολύ κοντά στην προσομοιωμένη όσον αφορά τα διαθέσιμα στοιχεία της πτήσης (ταχύτητα και υψόμετρο). Τέλος, εξετάστηκε η επίδραση εναλλακτικών καυσίμων τύπου Blend σε αναλογία 50/50 συμβατικό JetA/βιοκαύσιμο τόσο στην κατανάλωση καυσίμου όσο και στην εμβέλεια του αεροσκάφους με σύγκριση των αντίστοιχων διαγραμμάτων ωφέλιμου φορτίου-απόστασης. Τα συγκεκριμένα καύσιμα έχουν μεγαλύτερη θερμογόνο ικανότητα αλλά μικρότερη πυκνότητα οπότε έχουν ένα όφελος όσον αφορά την κατανάλωση καυσίμου αλλά έχουν το μειονέκτημα της μικρότερης διαθέσιμης ποσότητας καυσίμου για τις ίδιες δεξαμενές.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

Πρόλογος	1.1
Περίληψη	1.2
1 Εισαγωγή	1.1
1.1 Σκοπός της Διπλωματικής Εργασίας	1.1
1.2 Δομή Διπλωματικής Εργασίας	1.2
2 Ανάλυση Αποστολής	2.1
2.1 Απογείωση	2.1
2.1.1 Κανονική Απογείωση	2.1
2.1.2 Περίπτωση βλάβης κινητήρα κατά την απογείωση	2.4
2.2 Άνοδος	2.5
2.2.1 Περίπτωση βλάβης κινητήρα κατά την απογείωση	2.6
2.2.2 Όριο ανόδου.....	2.6
2.3 Πλεύση	2.7
2.4 Κάθοδος	2.8
2.5 Προσγείωση	2.9
2.6 Καύσιμα του αεροσκάφους	2.10
2.7 Διάγραμμα Payload-Range	2.12
2.8 Διεθνείς Κανονισμοί	2.15
3 Αεροδυναμικά Χαρακτηριστικά Αεροσκάφους	3.1
3.1 Άνοση	3.1
3.1.1 Συσκευές αύξησης άνωσης	3.1
3.2 Οπισθέλκουσα	3.5
3.2.1 Απλουστευμένη εκτίμηση της οπισθέλκουσας.....	3.6
3.2.2 Εκτίμηση οπισθέλκουσας συναρτήσει των πτερυγίων flaps	3.7
3.2.3 Εκτίμηση οπισθέλκουσας με την χρήση της “Delta Method”	3.8

3.2.4	Εκτίμηση οπισθέλκουσας με την χρήση της μεθόδου του Roskam.....	3.9
3.2.5	Εκτίμηση οπισθέλκουσας μέσω του BADA – EuroControl.....	3.14
3.3	Πολικό Διάγραμμα.....	3.15
4	Μοντελοποίηση κινητήρων του αεροσκάφους	4.1
4.1	Πλήρες μοντέλο κινητήρα.....	4.1
4.2	Προσεγγιστικό μοντέλο κινητήρα.....	4.5
4.3	Μοντέλο κινητήρα BADA-EuroControl.....	4.7
4.4	Προσεγγιστικές σχέσεις κατανάλωσης καυσίμου	4.8
5	Μοντελοποίηση Αποστολής.....	5.1
5.1	Απογείωση	5.1
5.1.1	Υπολογισμός απόστασης.....	5.4
5.1.2	Υπολογισμός Ισοδύναμης Απόστασης – Balanced Field Length.....	5.9
5.1.3	Εκτίμηση του χρόνου απογείωσης.....	5.11
5.2	Άνοδος.....	5.12
5.2.1	Υπολογισμός του ρυθμού ανόδου	5.13
5.2.2	Υπολογισμός γωνίας ανόδου.....	5.14
5.2.3	Εκτίμηση του χρόνου ανόδου	5.14
5.2.4	Υπολογισμός της απόστασης	5.15
5.2.5	Μέθοδος CLICO.....	5.16
5.2.6	Μέθοδος της BADA.....	5.17
5.3	Πλεύση	5.18
5.3.1	Σταθερός αριθμός Mach και σταθερή γωνία προσβολής	5.19
5.3.2	Σταθερό υψόμετρο και σταθερή γωνία προσβολής	5.20
5.3.3	Σταθερό υψόμετρο και αριθμός Mach	5.20
5.3.4	Υλοποίηση τεχνικών πλεύσης.....	5.21
5.3.5	Μέθοδος της BADA.....	5.24
5.4	Κάθοδος	5.25
5.4.1	Μέθοδος CLICO.....	5.25
5.4.2	Μέθοδος της BADA.....	5.25
5.5	Προσγείωση.....	5.26
5.5.1	Προσεγγιστική Λύση.....	5.28

5.5.2	Εκτίμηση του χρόνου προσγείωσης.....	5.31
6	Εφαρμογές.....	6.1
6.1	Απογείωση, Προσγείωση και Balanced Field Length	6.1
6.1.1	Απογείωση.....	6.1
6.1.2	Προσγείωση.....	6.5
6.1.3	Υπολογισμός Balanced Field Length.....	6.7
6.2	Άνοδος - Κάθοδος	6.8
6.2.1	Άνοδος.....	6.8
6.2.2	Κάθοδος.....	6.12
6.3	Μελέτη για την Πλεύση	6.15
6.3.1	Βηματική Πλεύση.....	6.19
6.4	Εναλλακτικά Καύσιμα	6.21
6.5	Διαγράμματα Payload-Range.....	6.24
6.6	Εκτέλεση ολόκληρων αποστολών.....	6.25
6.6.1	Τυπική αποστολή.....	6.25
6.6.2	Σύνθετη αποστολή – Ευελιξία προγράμματος.....	6.28
6.6.3	Σύγκριση με πραγματική πτήση.....	6.29
7	Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα.....	7.1
8	Βιβλιογραφία.....	8.1
Π1	Δεδομένα Αεροσκαφών.....	1

1

Εισαγωγή

1.1 Σκοπός της Διπλωματικής Εργασίας

Ο σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η βελτίωση του λογισμικού ανάλυσης αποστολής ενός αεροσκάφους του εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών. Η αποστολή ενός αεροσκάφους είναι το ταξίδι από το αεροδρόμιο αναχώρησης μέχρι το αεροδρόμιο προορισμού του. Η πιο απλή αποστολή χωρίζεται σε πέντε τμήματα, την απογείωση, την άνοδο, την πλεύση ή κρουαζιέρα, την κάθοδο και την προσγείωση.

Κατά την διάρκεια της εκπόνησης αυτής της διπλωματικής εργασίας προστέθηκαν νέες δυνατότητες στο λογισμικό του εργαστηρίου αλλά και νέες μέθοδοι υπολογισμού των παραμέτρων πτήσης ενός αεροσκάφους. Κάποια τμήματα της αποστολής αντικαταστάθηκαν με νέες ακριβέστερες μεθόδους, ενώ σε κάποια άλλα προστέθηκαν επιπλέον τρόποι υλοποίησής τους.

Ειδικότερα, αναπτύχθηκε μια νέα προσέγγιση της απογείωσης και της προσγείωσης των αεροσκαφών. Τα δύο αυτά τμήματα αποτελούν ένα ελάχιστο κομμάτι της αποστολής, αλλά πολύ σημαντικό από άποψης διαχείρισης των αεροσκαφών στο αεροδρόμιο. Συγκεκριμένα για την απογείωση του αεροσκάφους η μελέτη εστιάζεται τόσο στην απόσταση που διανύει το αεροσκάφος όσο και στον χρόνο που απαιτείται μέχρι να απογειωθεί και να φτάσει ένα ελάχιστο ύψος ασφαλείας πάνω από το αεροδρόμιο. Επιπρόσθετα, υπολογίζεται και το ισοδύναμο μήκος απογείωσης, Balanced Field Length (BFL), το οποίο είναι απαραίτητο ώστε να πιστοποιηθεί ότι ο διάδρομος απογείωσης ενός αεροδρομίου μπορεί να φιλοξενήσει το συγκεκριμένο αεροσκάφος. Αντίστοιχα και για τα τμήματα της ανόδου και της πλεύσης του αεροσκάφους έχουν αναπτυχθεί νέοι τρόποι προσέγγισης και υλοποίησής τους, πέραν των ήδη υπαρχόντων.

Προστίθεται ένας νέος τρόπος εκτίμησης των αεροδυναμικών παραμέτρων του αεροσκάφους, ενώ δίνεται η δυνατότητα επιλογής μεταξύ της μεθόδου που προτείνεται από το EuroControl και αυτής μέσω των πτερυγίων flaps του αεροσκάφους. Η ίδια δυνατότητα δίνεται και για την περίπτωση της κατανάλωσης καυσίμου όπου η επιλογή γίνεται ανάμεσα σε ένα γενικό μοντέλο που προτείνεται από το EuroControl και στο ακριβέστερο μοντέλο του κάθε κινητήρα που χρησιμοποιεί το αεροσκάφος.

1.2 Δομή Διπλωματικής Εργασίας

Η παρούσα διπλωματική εργασία προκειμένου να καλύψει όσο το δυνατόν καλύτερα το θέμα, αλλά και να είναι πιο εύκολα κατανοητό από τον αναγνώστη δομείται όπως φαίνεται παρακάτω. Στο επόμενο κεφάλαιο γίνεται μια θεωρητική ανασκόπηση των τμημάτων της αποστολής καθώς και των σύγχρονων πρακτικών που χρησιμοποιούνται για την εκτέλεση των πτήσεων, όπως αυτές περιγράφονται και στην βιβλιογραφία.

Στο τρίτο κεφάλαιο, γίνεται μια λεπτομερής αναφορά στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Κατά πόσο επηρεάζει το κάθε τμήμα του αεροσκάφους στην συνολική οπισθέλκουσα καθώς επίσης και ο τρόπος με τον οποίο υπολογίζεται αυτή σε κάθε στάδιο της αποστολής.

Αντίστοιχα, στο τέταρτο κεφάλαιο αναλύονται οι μέθοδοι μοντελοποίησης των κινητήρων του αεροσκάφους. Η μοντελοποίηση αυτή, εξυπηρετεί στον υπολογισμό της ώσης του αεροσκάφους και της κατανάλωσης καυσίμου κατά την διάρκεια της πτήσης του αεροσκάφους.

Στο πέμπτο κεφάλαιο γίνεται μια αναλυτική αναφορά στις μαθηματικές σχέσεις που διέπουν το κάθε στάδιο της πτήσης. Ειδικότερα, αναφέρονται οι θεωρητικές σχέσεις που προκύπτουν από την επίλυση των φυσικών εξισώσεων που ισχύουν σε κάθε στάδιο της αποστολής και με την χρήση απλοποιητικών παραδοχών, όπως επίσης και οι πιο αναλυτικές σχέσεις που χρησιμοποιούνται στο υπολογιστικό πρόγραμμα.

Στο έκτο κεφάλαιο παρουσιάζονται ενδεικτικές εφαρμογές του λογισμικού που αναπτύχθηκε με σκοπό την παρουσίαση των δυνατοτήτων του. Οι εφαρμογές περιλαμβάνουν μεμονωμένες δοκιμές σε κάθε τμήμα της αποστολής με όλους τους πιθανούς τρόπους. Επίσης, δοκιμές γίνονται και σε ολοκληρωμένες αποστολές και με την χρήση τόσο συμβατικών καυσίμων όσο και εναλλακτικών.

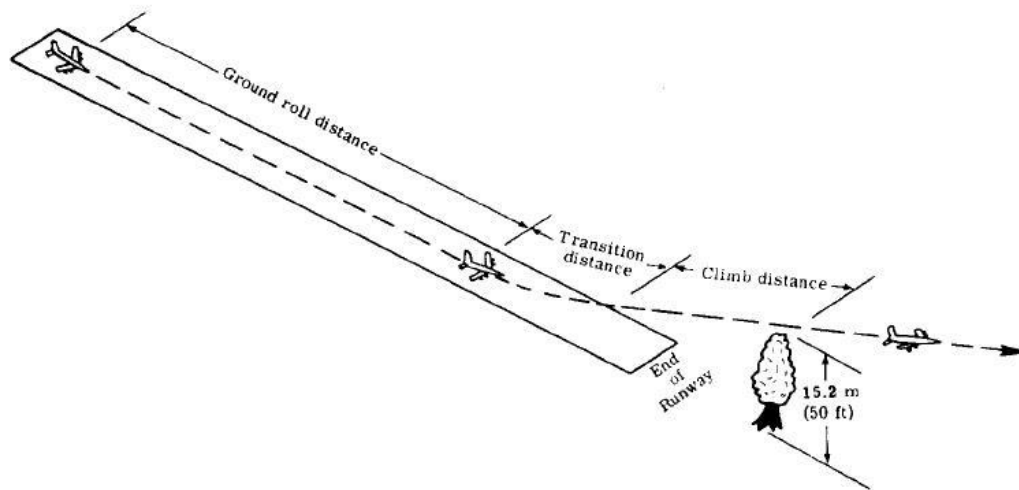
Στο τελευταίο κεφάλαιο, γίνεται ανακεφαλαίωση της διπλωματικής εργασίας και παρουσιάζονται τα τελικά συμπεράσματα που προέκυψαν.

2

Ανάλυση Αποστολής

2.1 Απογείωση

Η απογείωση είναι η φάση όπου το αεροσκάφος από ακίνητη θέση και καθώς είναι ευθυγραμμισμένο με τον διάδρομο απογείωσης/προσγείωσης ξεκινάει να επιταχύνεται μέχρις ότου να απογειωθεί. Έχουν προηγηθεί τα στάδια προθέρμανσης των κινητήρων, η φόρτωσή του με εμπορεύματα ή επιβάτες και τροχοδρόμησης του αεροσκάφους από την θέση φόρτωσης μέχρι τον διάδρομο απογείωσης.



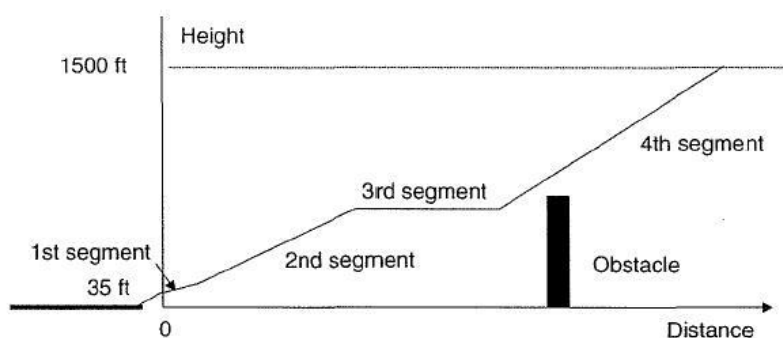
Σχήμα 2.1: Απεικόνιση της απογείωσης.

2.1.1 Κανονική Απογείωση

Κατά την απογείωση το αεροσκάφος επιταχύνει από την ακινησία στην αρχή του διαδρόμου απογείωσης (ground run) μέχρι να φτάσει την ταχύτητα περιστροφής (rotation) όπου ο κυβερνήτης κινεί το πηδάλιο ύψους/βάθους προκειμένου το μπροστινό τμήμα του αεροσκάφους να ανασηκωθεί προκαλώντας την απότομη αύξηση του συντελεστή άνωσης. Η φάση της περιστροφής διαρκεί μόλις 3 δευτερόλεπτα και είναι ο χρόνος που απαιτείται για να ανασηκωθεί το μπροστινό τμήμα του αεροσκάφους.

Μόλις ανασηκωθεί το μπροστινό τμήμα, το αεροσκάφος χάνει την επαφή με το έδαφος (liftoff) και αρχίζει την ανάβαση μέχρι το ύψος εμποδίου. Το ύψος εμποδίου ανάλογα με τον τύπο του αεροσκάφους πολιτικό ή μαχητικό είναι 35 ή 50 πόδια αντίστοιχα. Το στάδιο αυτό ονομάζεται μετάβαση (transition) και στο τέλος αυτού ανασύρονται οι τροχοί του αεροσκάφους.

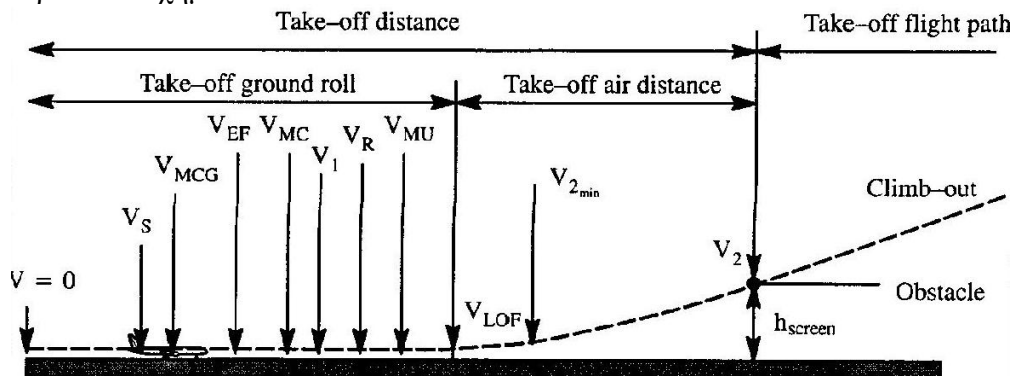
Την στιγμή που θα ανασυρθούν πλήρως οι τροχοί συνεχίζεται η ανάβαση του αεροσκάφους μέχρι να ανασυρθούν πλήρως και τα βοηθητικά πτερύγια, flaps, και να φτάσει το αεροσκάφος μέχρι τα 1500 πόδια, [9]. Παρακάτω, δίνεται η γραφική απεικόνιση μιας τέτοιας απογείωσης μέχρι τα 1500 πόδια.



Σχήμα 2.2: Σχηματική απεικόνιση της απογείωσης και της αρχικής ανόδου μέχρι τα 1500 πόδια.

Κατά την διάρκεια της τροχοδρόμησης και της απογείωσης το αεροσκάφος έχει διαμορφωθεί από το πλήρωμά του για την απογείωση. Δηλαδή το σύστημα προσγείωσης είναι ενεργοποιημένο, οι κινητήρες λειτουργούν σε πλήρη στοιχεία και τα βοηθητικά πτερύγια flaps είναι ενεργοποιημένα στις 5° όπου είναι και η βέλτιστη θέση τους για την απογείωση.

Οι ταχύτητες που έχει το αεροσκάφος κατά το τμήμα της απογείωσης φαίνονται στο παρακάτω σχήμα.



Σχήμα 2.3: Χαρακτηριστικές ταχύτητες κατά την απογείωση.

Η επεξήγηση των ταχυτήτων αυτών γίνεται στον Πίνακα 2.1 ενώ ο Πίνακας 2.2 περιλαμβάνει τυπικές τιμές που έχουν οι ταχύτητες πλέον της ταχύτητας αποκόλλησης της ροής. Η ταχύτητα αποκόλλησης (stall) εξαρτάται από το βάρος του αεροσκάφους (W) την επιφάνεια αναφοράς (S) και την μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης ($C_{L,max}$) και δίνεται από την παρακάτω εξίσωση.

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}} \quad (2.1)$$

Σύμβολο	Επεξήγηση
V_0	Αρχική ταχύτητα, συνήθως είναι μηδέν.
V_S	Ταχύτητα απώλειας στήριξης με διαρρύθμιση απογείωσης.
V_{MC}	Ελάχιστη ταχύτητα ελέγχου και διόρθωσης του αεροσκάφους με το πηδάλιο χωρίς να είναι απαραίτητη η χρήση των φρένων του αεροσκάφους.
V_{EF}	Ταχύτητα εμφάνισης βλάβης σε κάποιον κινητήρα.
V_1	Ταχύτητα απόφασης, σε περίπτωση βλάβης εάν το αεροσκάφος θα απογειωθεί ή θα επιβραδύνει.
V_{MU}	Ελάχιστη ταχύτητα αποκόλλησης του αεροσκάφους από το έδαφος.
$V_R=1.1 V_{MU}$	Ταχύτητα περιστροφής, από αυτή την ταχύτητα ξεκινάει η περιστροφή του αεροσκάφους (rotation)
$V_{LOF}=1.2 V_S$	Ταχύτητα απογείωσης.
$V_{2min}=1.15 V_S$	Ελάχιστη ταχύτητα του αεροσκάφους στο ύψος εμποδίου.

Πίνακας 2.1: Πίνακας επεξήγησης ταχυτήτων κατά την απογείωση.

	Δύο Κινητήρες	Τρεις Κινητήρες	Τέσσερις Κινητήρες
Ποσοστό απωλειών με έναν κινητήρα εκτός	50	33.3	25
Ελάχιστη γωνία ανόδου μέχρι το ύψος εμποδίου	2.4%	2.7%	3%
V_{LOF}/V_S	1.12 μέχρι 1.14	1.15 μέχρι 1.16	1.17 μέχρι 1.18
V_R/V_S	1.10 μέχρι 1.18	1.14 μέχρι 1.18	1.16 μέχρι 1.18
V_{MU}/V_R	1.02 μέχρι 1.04	1.02 μέχρι 1.04	1.02 μέχρι 1.04
V_1/V_R	0.96 μέχρι 0.98	0.93 μέχρι 0.95	0.90 μέχρι 0.92
V_{MC}/V_1	0.94 μέχρι 0.98	0.94 μέχρι 0.98	0.94 μέχρι 0.98
V_1/V_S	≥ 1.2	≥ 1.2	≥ 1.2

Πίνακας 2.2: Πίνακας ελάχιστων γωνιών αλλά και ταχυτήτων σε σχέση με την ταχύτητα αποκόλλησης βάσει των κανονισμών.

2.1.2 Περίπτωση βλάβης κινητήρα κατά την απογείωση

Σε περίπτωση βλάβης του ενός κινητήρα του αεροσκάφους κατά την φάση της απογείωσης έχουν αναπτυχθεί δύο σενάρια. Το πρώτο είναι αυτό της συνέχισης της απογείωσης με την εναπομένουσα ώση ενώ το δεύτερο είναι όταν το πλήρωμα του αεροσκάφους αποφασίζει την απόρριψη της απογείωσης με σκοπό το ασφαλές φρενάρισμα. Το αεροσκάφος έχει αναπτύξει ταχύτητα V_{EF} την στιγμή όπου εμφανίζεται η βλάβη του κινητήρα. Το πλήρωμα του αεροσκάφους πρέπει να αποφανθεί εάν το αεροσκάφος θα απογειωθεί ή θα επιβραδύνει μέχρι να σταματήσει, [9].

Αν παρθεί η απόφαση να συνεχιστεί η απογείωση τότε το αεροσκάφος συνεχίζει με την εναπομένουσα ώση να επιταχύνει από την ταχύτητα V_1 μέχρι να φτάσει την ταχύτητα περιστροφής και εν συνεχεία την ταχύτητα απογείωσης. Η απόσταση και ο χρόνος που χρειάζεται είναι σαφώς μεγαλύτερα από τα αντίστοιχα μεγέθη που θα χρειαζόταν στην συνήθη απογείωση. Η περίπτωση αυτή ονομάζεται “accelerate-go”.

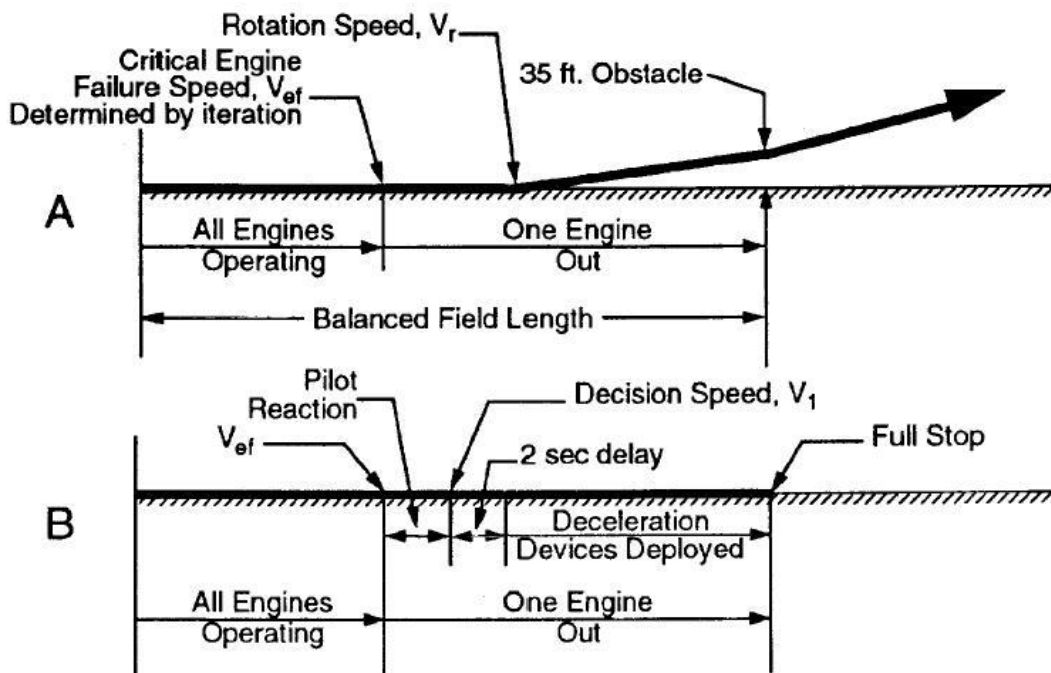
Η δεύτερη περίπτωση είναι αυτή της απόρριψης της απογείωσης, ή αλλιώς “accelerate-stop”. Από την στιγμή που θα εμφανιστεί η βλάβη, ταχύτητα V_{EF} , μέχρι να ξεκινήσει η επιβράδυνση του αεροσκάφους αυτό κινείται με V_1 . Κατά την διάρκεια της επιβράδυνσης οι κινητήρες του αεροσκάφους βρίσκονται στην θέση idle και ταυτόχρονα χρησιμοποιούνται όλα τα αεροδυναμικά μέσα, αερόφρενα spoilers και flaps, για την πιο σύντομη ακινητοποίησή του, όπως ακριβώς συμβαίνει και στην προσγείωση.

Σαν κριτήριο επιλογής της βέλτιστης περίπτωσης είναι η κινητική ενέργεια του αεροσκάφους, εάν είναι σχετικά μεγάλη, κατά συνέπεια και η ταχύτητά του, τότε το προτιμότερο σενάριο είναι να συνεχιστεί η απογείωση ενώ στην αντίθετη περίπτωση, όπου η βλάβη συμβαίνει σχετικά νωρίς στο τμήμα της επιτάχυνσης, καλύτερη απόφαση είναι η επιβράδυνση του αεροσκάφους. Ειδικότερα, αν η ταχύτητα του αεροσκάφους είναι μικρότερη από την V_{MC} τότε θα πρέπει το αεροσκάφος να εγκαταλείψει την προσπάθεια απογείωσης και να σταματήσει.

Το Σχήμα 2.4 εξυπηρετεί στην καλύτερη κατανόηση των περιπτώσεων “accelerate-go” και “accelerate-stop” που αναφέρθηκαν προηγουμένως για την υλοποίηση ή όχι της απογείωσης.

Ένα άλλο μέγεθος που υπολογίζουμε κατά την απογείωση είναι το μήκος ισορροπίας συνέχισης ή απόρριψης της απογείωσης, το λεγόμενο Balanced Field Length ή BFL όπως αναφέρεται και στην βιβλιογραφία, [8]. Το μήκος αυτό αφορά την εύρεση της κρίσιμης ταχύτητας που πρέπει να έχει το αεροσκάφος είτε για να συνεχίσει ή να σταματήσει απορρίπτοντας την προσπάθεια απογείωσης.

Το balanced field length εξυπηρετεί επίσης και στην πιστοποίηση του αεροσκάφους και την ικανότητά του να απογειωθεί από ένα συγκεκριμένο διάδρομο. Το μήκος του διαδρόμου θα πρέπει να είναι ίσο ή μεγαλύτερο από το Balanced Field Length του κάθε αεροσκάφους που θέλει να φιλοξενήσει.



Σχήμα 2.4: Απεικόνιση των δύο περιπτώσεων εμφάνισης βλάβης ενός κινητήρα κατά την φάση της απογείωσης.

2.2 Άνοδος

Το τμήμα που ακολουθεί την απογείωση είναι η άνοδος που σκοπό έχει την ανάβαση του αεροσκάφους μέχρι το τελικό ύψος πτήσης. Η ισχύς των κινητήρων του αεροσκάφους παραμένουν σε πλήρη στοιχεία καθ' όλη την διάρκεια και αυτού του σκέλους. Πρόκειται για ένα πολύ σημαντικό σκέλος της αποστολής τόσο για οικονομικούς λόγους όσο και για την ασφαλέστερη πτήση μετέπειτα.

Η σωστή τεχνική ανόδου για την εκάστοτε περίπτωση έχει ως αποτέλεσμα την εξοικονόμηση καυσίμου που συνδέεται άμεσα με το λειτουργικό κόστος πτήσης ενός αεροσκάφους. Όσον αφορά το θέμα ασφάλειας που αναφέρθηκε παραπάνω, η δυνατότητα του αεροσκάφους να μεταβάλλει το ύψος πτήσης που βρίσκεται εγγυάται την ικανότητά του να ξεπερνά τυχόν εμπόδια που μπορεί να εμφανιστούν κατά την διάρκεια της πτήσης. Ακόμη πρέπει να τονίσουμε ότι η περίσσεια ώσης που έχει το αεροσκάφος σε αυτό το τμήμα πρέπει να είναι τέτοια ώστε η ταχύτητα και η γωνία ανόδου που θα έχει το αεροσκάφος να είναι μεγαλύτερα από τα κατώτερα όρια που έχουν τεθεί από τους διεθνείς κανονισμούς.

Η ανάβαση γίνεται από τα 1500 πόδια όπου έχει τελειώσει το τμήμα της απογείωσης μέχρι τα 10000 πόδια όπου βρίσκεται και το αρχικό ύψος πλεύσης, ή αλλιώς initial cruise height όπως αναφέρεται στην βιβλιογραφία, [9]. Στην συνέχεια συνεχίζει την ανάβαση μέχρις ότου φτάσουμε στο ύψος μετάβασης δηλαδή το ύψος όπου η

ταχύτητα στο υψόμετρο αυτό δίνει αριθμό Machίδιο με τον αριθμό Mach μετάβασης. Από εκεί και πέρα διατηρείται σταθερός αριθμός Machμέχρι να φτάσουμε στην οριζόντια πλεύση.

2.2.1 Περίπτωση βλάβης κινητήρα κατά την απογείωση

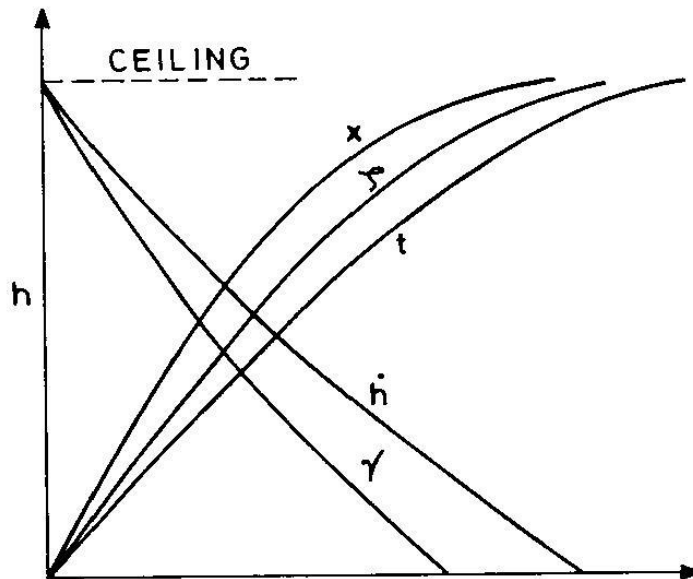
Αν έχουμε απογείωση με προβληματικό κινητήρα ή εμφανιστεί βλάβη στο τμήμα της ανόδου τότε αλλάζει η τεχνική ανόδου του αεροσκάφους. Η άνοδος γίνεται όπως ακριβώς και στην αντίστοιχη κανονική με την διαφορά ότι υπάρχει λιγότερη ώση στον κινητήρα και με τον ρυθμό ανόδου να είναι περίπου 2,4%. Άλλη μια εκδοχή είναι να γίνει η άνοδος με σταθερή ταχύτητα, ίση με ένα μικρό ποσοστό μεγαλύτερο της V_2 , με αποτέλεσμα να έχουμε μικρότερο ρυθμό ανόδου σε σχέση με την κανονική περίπτωση.

2.2.2 Όριο ανόδου

Ένα άλλο μέγεθος που πρέπει να ορίσουμε κατά την μελέτη της ανόδου του αεροσκάφους είναι αυτό του ορίου ανόδου. Το όριο στην άνοδο ήceiling, είναι το υψόμετρο όπου έχει ένα συγκεκριμένο ρυθμό ανόδου με δεδομένη την ώση που παράγουν οι κινητήρες. Χωρίζεται σε δύο κατηγορίες, το απόλυτο όριο, absolute ceiling, και το υπηρεσιακό όριο, service ceiling, [6].

Το απόλυτο όριο αφορά το μέγιστο υψόμετρο που μπορεί να φτάσει ένα αεροσκάφος με τους κινητήρες του σε πλήρη στοιχεία. Αναλυτικότερα, η ώση του αεροσκάφους τείνει να εξισωθεί με την οπισθέλκουσα με συνέπεια η περίσσεια ώσης να ελαχιστοποιείται και κατ' επέκταση ο ρυθμός ανόδου να ελαχιστοποιείται και να γίνεται μηδενικός. Όλα τα παραπάνω συμβαίνουν μόνο κατά την διάρκεια δοκιμών πιστοποίησης του αεροσκάφους. Τυπική τιμή μέγιστου ορίου για επιβατικά αεροσκάφη είναι τα 41000 πόδια ενώ κάποια μικρότερα επιβατηγά μπορούν να φτάσουν και τα 51000 πόδια.

Από την άλλη πλευρά, κατά την διάρκεια των εμπορικών πτήσεων που κάνει ένα αεροσκάφος έχουμε το υπηρεσιακό όριο. Αντίστοιχα με το απόλυτο όριο, το υπηρεσιακό αφορά το υψόμετρο που μπορεί να φτάσει το αεροσκάφος για μια συγκεκριμένη ώση που έχει κατά την άνοδό του, σαφώς χαμηλότερη από την μέγιστη. Το Σχήμα 2.5, παρουσιάζει την μεταβολή διαφόρων μεγεθών, όπως είναι η απόσταση, ο χρόνος, η γωνία ανόδου και η κατανάλωση καυσίμου όταν το αεροσκάφος βρίσκεται κοντά στο οριακό υψόμετρο.



Σχήμα 2.5: Σχηματική απεικόνιση του ορίου, ceiling, και το πως μεταβάλλονται η απόσταση (x), ο ρυθμός ανόδου (h), η γωνία ανόδου (γ), ο χρόνος που απαιτείται (t) και η κατανάλωση καυσίμου (ζ).

2.3 Πλεύση

Στο τμήμα της πλεύσης το αεροσκάφος καλύπτει την μεγαλύτερη απόσταση της αποστολής και είναι καθοριστικής σημασίας από άποψη οικονομίας μιας και σε αυτό το τμήμα καταναλώνεται και το μεγαλύτερο ποσοστό του καυσίμου που βρίσκεται στο αεροσκάφος (κυρίως για μέσης και μεγάλης εμβέλειας πτήσεις).

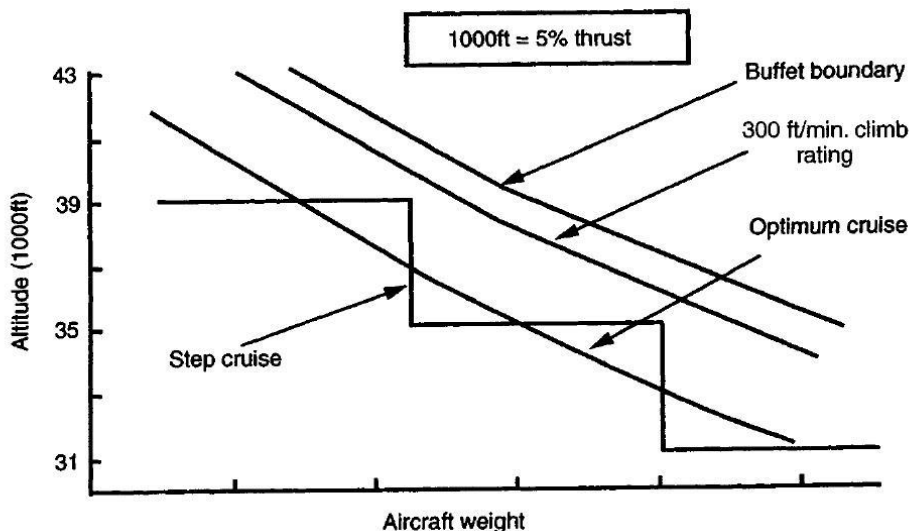
Στην περίπτωση των επιβατικών αεροσκαφών το τμήμα αυτό καθορίζει το κόστος λειτουργίας της πτήσης και επιδιώκουμε η πλεύση να γίνεται κατά τέτοιο τρόπο ώστε να έχουμε την βέλτιστη ισορροπία μεταξύ κατανάλωσης και χρόνου πτήσης. Από την άλλη πλευρά στα μαχητικά αεροσκάφη, το τμήμα αυτό καθορίζει την ακτίνα δράσης του αεροσκάφους αλλά και την αντοχή του σε πτήση. Και στις δύο περιπτώσεις αεροσκαφών όμως, βλέπουμε ότι το τμήμα της πλεύσης είναι ιδιαίτερα σημαντικό για την λειτουργία τους και είναι απαραίτητη η διεξοδικότερη μελέτη του.

Υπάρχουν πολλές μέθοδοι πλεύσης που μπορεί να ακολουθήσει ένα αεροσκάφος σύμφωνα με την βιβλιογραφία, [10]. Παρακάτω παραθέτονται μερικές από αυτές. Έχουμε λοιπόν πλεύση:

1. με σταθερή γωνία προσβολής και αριθμό Mach.
2. με σταθερή γωνία προσβολής και υψόμετρο.
3. με σταθερό αριθμό Mach και υψόμετρο.
4. μέχρι το αεροσκάφος να αποκτήσει συγκεκριμένο βάρος.
5. για συγκεκριμένη απόσταση ή χρόνο.

Κατά την πλεύση επιδιώκουμε να επιτύχουμε είτε ελάχιστη κατανάλωση καυσίμου, είτε ελάχιστο κόστος λειτουργίας, ή όσο το δυνατόν μεγαλύτερη εμβέλεια του αεροσκάφους.

Η οριζόντια πλεύση στην πραγματικότητα γίνεται με αύξηση του υψομέτρου καθώς το βάρος του αεροσκάφους μειώνεται. Ο περιορισμός που έγκειται σε αυτή την περίπτωση είναι όταν εμφανίζεται αυξημένη εναέρια κυκλοφορία σε κοντινή απόσταση από το αεροσκάφος. Το Σχήμα 2.6 παρουσιάζει τους διάφορους τρόπους υλοποίησης της πλεύσης αυτού συναρτήσει του βάρους του αεροσκάφους.



Σχήμα 2.6: Σχηματική περιγραφή μεθόδων πλεύσης.

2.4 Κάθοδος

Το επόμενο στάδιο της αποστολής είναι η σταδιακή επιβράδυνση του αεροσκάφους και η αρχική μείωση υψομέτρου που ονομάζεται κάθοδος. Οι απαιτήσεις ώσης για το τμήμα αυτό είναι μειωμένες και ο κινητήρας βρίσκεται κοντά στην θέση idle. Η ώση που επιλέγουμε να παράγεται από τους κινητήρες του αεροσκάφους δεν είναι μεγαλύτερη από την οπισθέλκουσα του με αποτέλεσμα να έχουμε σταδιακή μείωση της ταχύτητας. Περαιτέρω επιβράδυνση επιτυγχάνεται και αεροδυναμικά με την χρήση των διαφόρων πτερυγίων που ονομάζονται spoilers αλλά και των flaps, [9].

Για την μείωση του υψομέτρου όμως λειτουργούμε με βάση έναν κύριο περιορισμό, αυτόν της διαφοράς πίεσης της καμπίνας κατά την κάθοδο. Η μέγιστη μείωση υψομέτρου που πρέπει να έχουμε είναι τα 300ft/min. Πρέπει όμως να προστεθεί ότι αν η μείωση του υψομέτρου είναι αναγκαστική λόγω κάποιας βλάβης του αεροσκάφους, τότε αυτό θα πρέπει να φτάσει το γρηγορότερο δυνατό σε ένα ασφαλές υψόμετρο ώστε η πίεση στην καμπίνα να είναι σε σταθερό επίπεδο, [9].

Η απόσταση που καλύπτεται σε αυτό το στάδιο σύμφωνα με τους περιορισμούς είναι 30 ναυτικά μίλια για κάθε 10000ft που βρίσκεται το αεροσκάφος. Η φάση αυτή

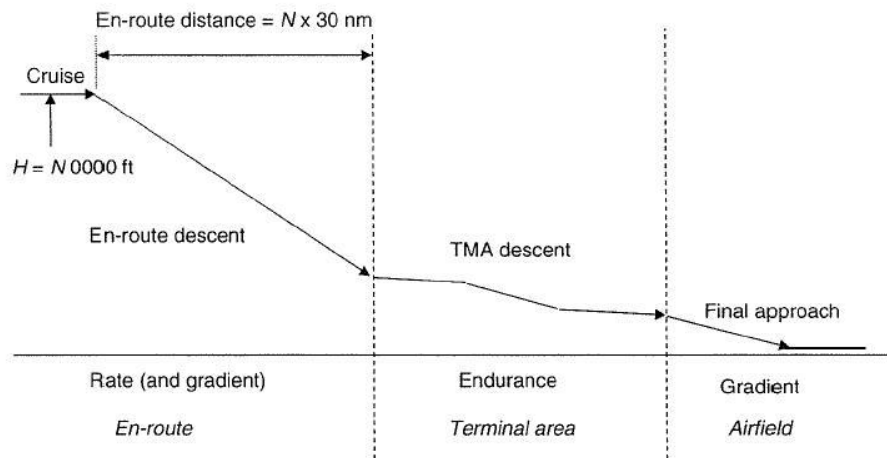
τελειώνει μόλις φτάσει το αεροσκάφος στα 1500 πόδια όπου αρχίζει και την φάση της προσέγγισης του αεροδρομίου. Στην φάση της προσέγγισης το αεροσκάφος ακολουθεί τους κανονισμούς των ελεγκτών εναέριας κυκλοφορίας για να φτάσει μέχρι το στάδιο της προσγείωσης, [10]. Στο στάδιο αυτό, περιλαμβάνεται επίσης και η αναμονή του αεροσκάφους μέχρι την προσγείωση (loiter) σε περίπτωση υψηλής κυκλοφορίας στο αεροδρόμιο.

Όταν έχουμε περιστατικά έκτακτης ανάγκης μπορούμε να ακολουθήσουμε ένα από τα δύο ακόλουθα σενάρια:

Το πρώτο σενάριο είναι η κάθοδος υψηλής ταχύτητας χωρίς την χρήση αεροδυναμικών βοηθημάτων (flaps). Το όριο αυτής της μεθόδου είναι ο μέγιστος αριθμός Mach έτσι ώστε να μη ξεπεράσουμε τον μέγιστο ρυθμό καθόδου.

Το δεύτερο σενάριο καθόδου έκτακτης ανάγκης απαιτεί χαμηλή ταχύτητα πτήσης και μεγιστοποίηση της οπισθέλκουσας, ενεργοποιώντας τα flaps και το σύστημα προσγείωσης. Η κάθοδος θα είναι ιδιαίτερα απότομη κρατώντας την μύτη του αεροσκάφους χαμηλά, η ταχύτητα θα πρέπει να είναι η μέγιστη δυνατή, όμως το πρόβλημα βρίσκεται στην δυσκολία συγκράτησης που θα έχουν οι επιβάτες ή το φορτίο που μεταφέρει το αεροσκάφος.

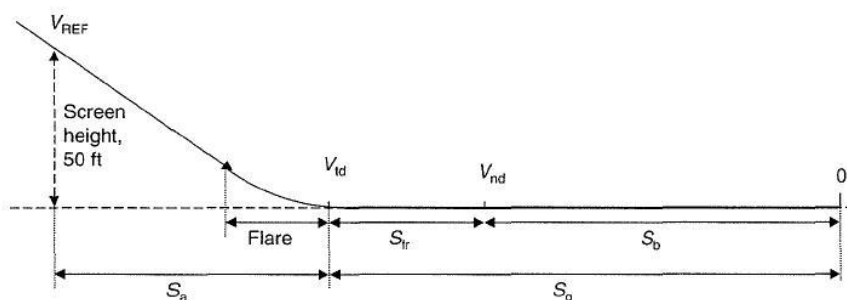
Το Σχήμα 2.7 παρουσιάζει τα διάφορα τμήματα της καθόδου για μια τυπική περίπτωση χωρίς να υπάρχει κάποια έκτακτη ανάγκη.



Σχήμα 2.7:Γραφική απεικόνιση καθόδου.

2.5 Προσγείωση

Τελευταίο στάδιο μιας αποστολής είναι η προσγείωση του αεροσκάφους στο αεροδρόμιο προορισμού. Η προσγείωση χωρίζεται σε δύο βασικά τμήματα, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 2.8, την τελική προσέγγιση (final approach) μέχρι το σημείο λίγο πριν ακουμπήσει το έδαφος και την προσγείωση μέχρι την τελική επιβράδυνσή του στον διάδρομο (ground run).



Σχήμα 2.8: Σχηματική περιγραφή της προσγείωσης

Αναλυτικότερα στην τελική προσέγγιση το αεροσκάφος συνεχίζει την κάθοδό του έχοντας ενεργοποιήσει το σύστημα προσγείωσης, καθώς επίσης και τα πτερύγια flaps είναι ρυθμισμένα στις 45° . Η φάση αυτή αφορά την κάθοδο του αεροσκάφους από τα 50 πόδια μέχρι το υψόμετρο όπου γίνεται η περιστροφή, ή όπως αναφέρεται στην βιβλιογραφία flare, [20].

Στην συνέχεια ακολουθεί η φάση της ελεύθερης περιστροφής όπου ανασηκώνεται το μπροστινό τμήμα του αεροσκάφους μέχρις ότου έρθει σε επαφή με το έδαφος και συνεχίσει για λίγα δευτερόλεπτα την κίνησή του. Αυτό εξυπηρετεί στην μείωση της ταχύτητας λόγω της αύξησης της οπισθέλκουσας, η οποία στο τμήμα αυτό γίνεται μέγιστη, για την πιο ομαλή επαφή του με το έδαφος.

Τέλος το αεροσκάφος προσγειώνεται εντελώς, δηλαδή και ο εμπρός τροχός του αεροσκάφους ακουμπάει στο έδαφος και αρχίζει την επιβράδυνση με όλα τα μέσα που διαθέτει, τόσο αεροδυναμικά (airbrakes, spoilers ή και αλεξίπτωτο), όσο και με μηχανικά συστήματα όπως είναι οι αναστροφείς ώσης και τα φρένα του συστήματος προσγείωσης. Τα φρένα προτιμάται να χρησιμοποιούνται όσο το δυνατόν λιγότερο προκειμένου να μην φθείρονται και να έχουν μεγαλύτερη διάρκεια ζωής.

Η δυσμενέστερη περίπτωση προσγείωσης είναι αυτή όπου το αεροσκάφος πρέπει να προσγειωθεί αμέσως μετά την απογείωσή του λόγω κάποιου προβλήματος. Στην περίπτωση αυτή, το βάρος του αεροσκάφους είναι το 90% του μέγιστου βάρους απογείωσης και βάσει των κανονισμών που ισχύουν για τα αεροσκάφη θα πρέπει η προσγείωση να γίνει όσο πιο αργά γίνεται ώστε οι χειρισμοί να είναι πιο εύκολοι και η προσγείωση να γίνει όσο πιο ομαλά γίνεται.

2.6 Καύσιμα του αεροσκάφους

Η ποσότητα των καυσίμων που βρίσκονται στο αεροσκάφος δεν είναι μόνο για την εκτέλεση της αποστολής του, αλλά είναι τόσα ώστε να καλύπτουν κάποιες έκτακτες ανάγκες είτε του αεροσκάφους (αποτυχία προσγείωσης), είτε και του αεροδρομίου (καιρικές συνθήκες, αυξημένη εναέρια κυκλοφορία). Και στις δύο περιπτώσεις το

αεροσκάφος καλείται να μείνει στον αέρα για περισσότερο από την κανονική αποστολή του αλλά ή/και να αλλάξει αεροδρόμιο προσγείωσης, [10].

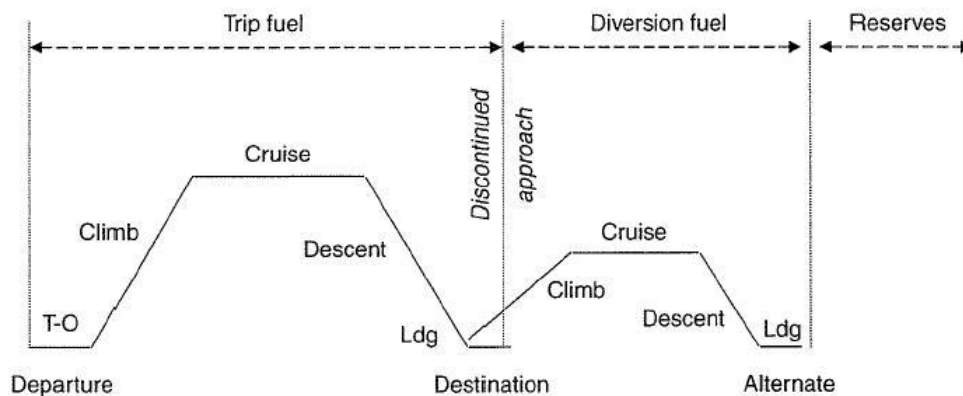
Πέραν όμως του επιπλέοντος αυτού καυσίμου υπάρχει και ένα μικρό ποσοστό του συνολικού καυσίμου που χαρακτηρίζεται ως εφεδρικό και αφορά τις περιπτώσεις έκτακτης ανάγκης που μπορεί να βρεθεί το αεροσκάφος. Έτσι η ποσότητα του απαιτούμενου καυσίμου βάσει κανονισμών χωρίζεται στις παρακάτω κατηγορίες:

1. Καύσιμα αποστολής (Trip fuel): αφορούν τα καύσιμα που απαιτούνται για την εκτέλεση της αποστολής, από την στιγμή που το αεροσκάφος φύγει από την πύλη του αεροδρομίου μέχρι να φτάσει στην αντίστοιχη θέση στον προορισμό του. $[M_{TRIP}]$
2. Καύσιμα παράκαμψης (Diversion fuel): αφορά τα καύσιμα που έχει το αεροσκάφος σε περίπτωση που εμφανιστεί κάποιο πρόβλημα είτε να μείνει στον αέρα λόγω αυξημένης κυκλοφορίας (loiter) είτε να χρειαστεί να αλλάξει αεροδρόμιο. $[M_{DIVERSION}]$
3. Εφεδρικά Καύσιμα (Reserves): προσθέτονται από τον διαχειριστή του αεροσκάφους βάσει των κανονισμών και τα καύσιμα αυτά δεν πρέπει να χρησιμοποιούνται σε μια φυσιολογική πτήση. Τα εφεδρικά καύσιμα προσθέτονται επιπλέον από τα καύσιμα της αποστολής και της παράκαμψης. (συνήθως 10% του καυσίμου αποστολής) $[M_{RESERVES}]$

Το συνολικό βάρος του καυσίμου σε ένα αεροσκάφος διαμορφώνεται ως εξής:

$$M_{FUEL} = M_{TRIP} + M_{DIVERSION} + M_{RESERVES}$$

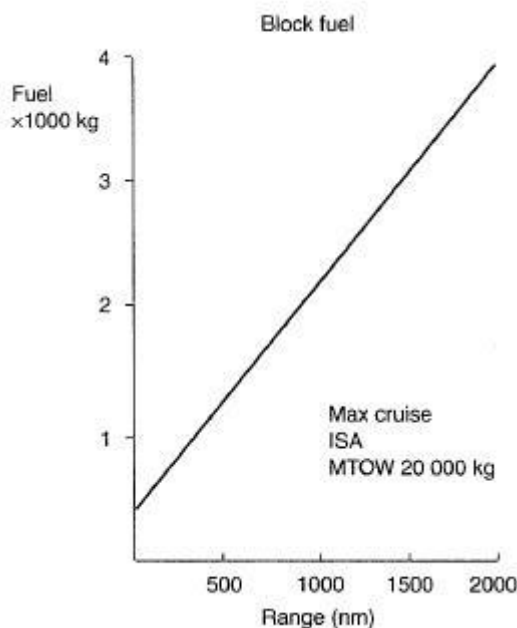
Στο Σχήμα 2.9 παρουσιάζεται μια τυπική αποστολή που μπορεί να εκτελέσει το αεροσκάφος με την χρήση των παραπάνω καυσίμων.



Σχήμα 2.9: Σχηματική αναπαράσταση της αποστολής ενός αεροσκάφους με τα καύσιμα που είναι τοποθετημένα σε αυτό.

Ο τρόπος υπολογισμού των καυσίμων στο αεροσκάφος γίνεται μέσω του διαγράμματος Payload- Ranges που θα δούμε στην επόμενη παράγραφο. Μια πρόχειρη εκτίμηση όμως μπορεί να γίνει με την χρήση διαγραμμάτων (βλέπε Σχήμα 2.10). Το

διάγραμμα αυτό προκύπτει ύστερα από δοκιμαστικές πτήσεις του συγκεκριμένου αεροσκάφους για δεδομένο βάρος απογείωσης.



Σχήμα 2.10: Διάγραμμα βάρους απόστασης για μια πρώτη εκτίμηση του καιόμενου καυσίμου.

Το επιπλέον καύσιμο που χρειάζεται το αεροσκάφος σε περίπτωση ανάγκης πρέπει να είναι τόσο ώστε να καλύπτει δύο κύρια σενάρια με βάσει το αν υπάρχει εναλλακτικό αεροδρόμιο για την προσγείωση του αεροσκάφους ή όχι.

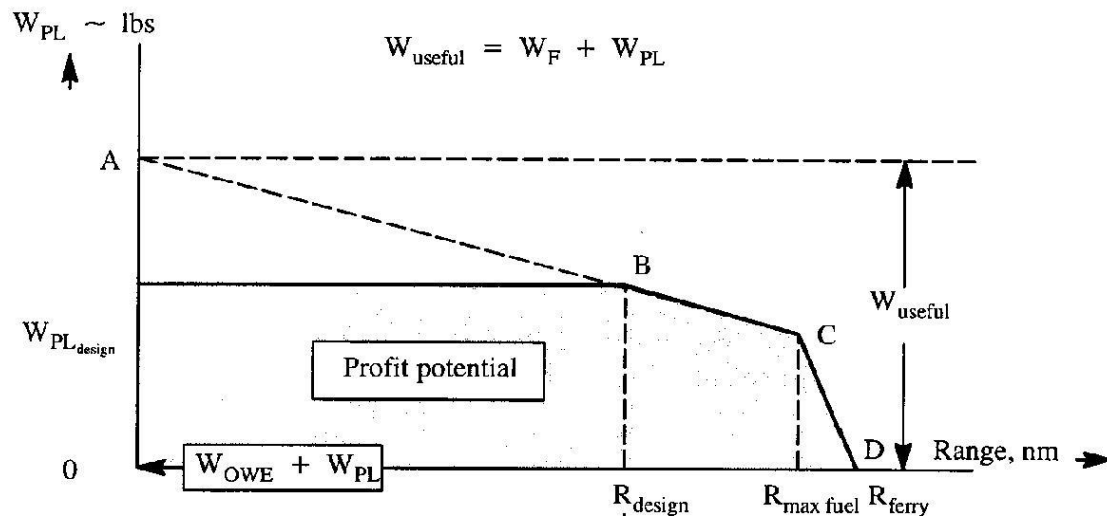
Η πρώτη περίπτωση είναι αυτή όπου έχει καθοριστεί εναλλακτικό αεροδρόμιο. Για να φτάσει στο αεροδρόμιο αυτό θα πρέπει να μπορεί να πετάξει επιπλέον για 10% του συνολικού χρόνου πτήσης με κατανάλωση καυσίμου όμοια με αυτή κατά το στάδιο της πλεύσης. Όταν φτάσει στο εναλλακτικό αεροδρόμιο θα πρέπει να μπορεί να μείνει στον αέρα για 30 λεπτά σε ύψος 1500 πόδια σε συνθήκες τυπικής ημέρας.

Η δεύτερη περίπτωση είναι όταν δεν έχει καθοριστεί κάποιο εναλλακτικό αεροδρόμιο, τότε το αεροσκάφος θα πρέπει να έχει αρκετά καύσιμα ώστε να μπορεί να πετάξει για 2 ώρες με κανονική κατανάλωση καυσίμου μέχρι κάποιο άλλο κατάλληλο κοντινό αεροδρόμιο. Τα επιπλέον καύσιμα επιλέγονται να είναι η μεγαλύτερη τιμή από τις δύο περιπτώσεις που αναφέρθηκαν.

2.7 Διάγραμμα Payload-Range

Το διάγραμμα Payload – Range είναι χαρακτηριστικό διάγραμμα του αεροσκάφους και παρουσιάζει την σχέση του ωφέλιμου φορτίου με το βάρος των καυσίμων για την επίτευξη συγκεκριμένων αποστάσεων, [8,10]. Το Σχήμα 2.11 παρουσιάζει μια τυπική

μορφή ενός τέτοιου διαγράμματος. Στον οριζόντιο άξονα βρίσκεται η εμβέλεια του αεροσκάφους ενώ στον κάθετο βρίσκεται το βάρος του.



Σχήμα 2.11: Διάγραμμα Ωφέλιμου Φορτίου-Εμβέλειας (Payload-Range).

Ο καλύτερος τρόπος να αναλύσουμε το διάγραμμα Payload – Range είναι ξεκινώντας από την απεικόνισή του και επεξηγώντας τα σημεία και τον τρόπο κατασκευής του. Στον παρακάτω πίνακα αναφέρουμε τις απαραίτητες έννοιες που χρειάζονται για την κατανόησή του.

Σύμβολο	Επεξήγηση
W_{OWE}	Το βάρος του αεροσκάφους που περιλαμβάνει το βάρος του πληρώματος, όλων των υγρών του κινητήρα (λιπαντικά, ψυκτικά, νερό και εγκλωβισμένα καύσιμα), τις προμήθειες καθώς και τον εξοπλισμό που είναι απαραίτητος για την λειτουργία του αεροσκάφους.
W_{PL}	Το ωφέλιμο φορτίο του αεροσκάφους (επιβάτες και αποσκευές).
W_F	Το βάρος των καυσίμων που βρίσκονται στο αεροσκάφος.
W_E	Το βάρος του αεροσκάφους αφαιρώντας το W_{owe} .
W_{tfo}	Το βάρος των λαδιών και του εγκλωβισμένου καυσίμου στους κινητήρες του αεροσκάφους.
W_{crew}	Το βάρος του πληρώματος
$R_{max\ fuel}$	Η εμβέλεια του αεροσκάφους με το μέγιστο φορτίο καυσίμου.
R_{design}	Η εμβέλεια σχεδιασμού του αεροσκάφους.
R_{ferry}	Η μέγιστη εμβέλεια του αεροσκάφους στο σημείο όπου το ωφέλιμο φορτίο είναι μηδενικό.

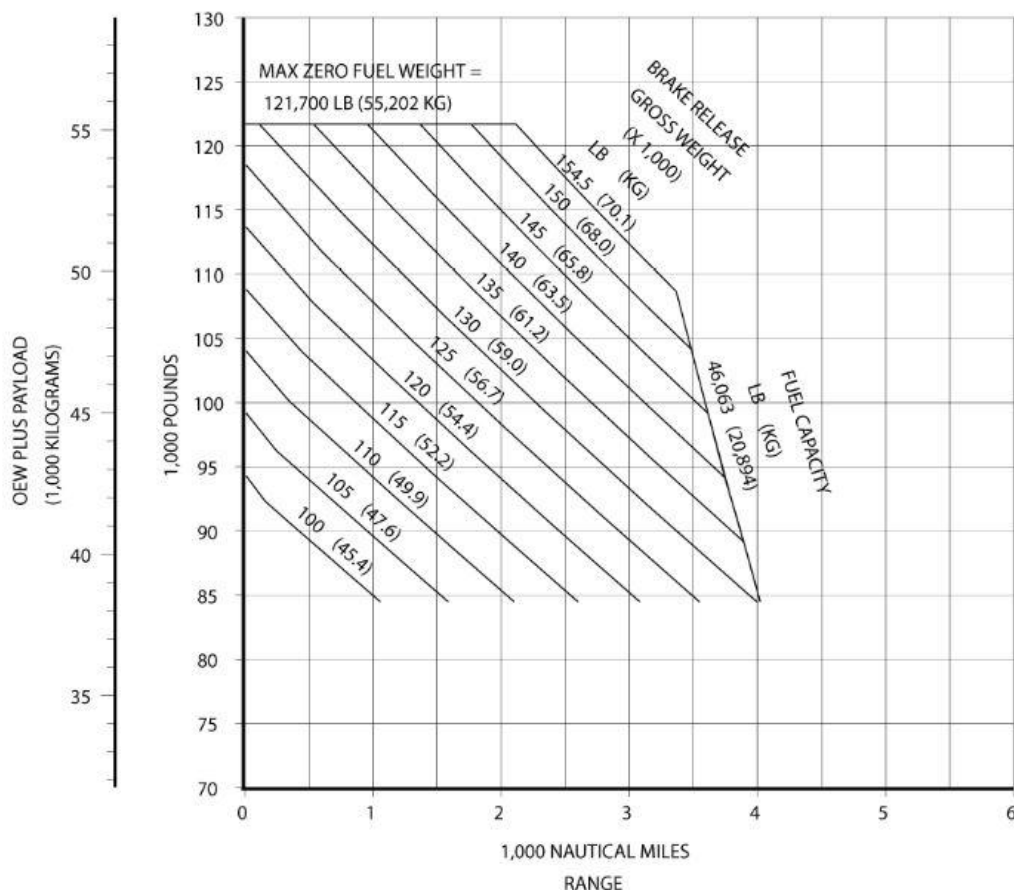
Πίνακας 2.3: Συγκεντρωτικός πίνακας συμβόλων του διαγράμματος Payload - Range.

Το διάγραμμα δημιουργείται ακολουθώντας τα εξής παρακάτω βήματα. Πρέπει να αναφερθεί ότι το βάρος στον κάθετο άξονα είναι επιπλέον του W_{OWE} .

Το πρώτο σημείο, A, είναι για μέγιστο ωφέλιμο φορτίο και μέγιστο βάρος απογείωσης. Το δεύτερο σημείο είναι το σημείο όπου σχεδιάζεται το αεροσκάφος, σημείο B και αντιστοιχεί στην μέγιστη εμβέλεια με το μέγιστο ωφέλιμο φορτίο.

Εάν επιθυμούμε να αυξήσουμε περαιτέρω την εμβέλεια του αεροσκάφους τότε πρέπει να αυξήσουμε την ποσότητα του καυσίμου ενώ ταυτόχρονα θα πρέπει να μειώσουμε το ωφέλιμο φορτίο. Το σημείο που αντιστοιχεί στην μέγιστη εμβέλεια με το μέγιστο φορτίο καυσίμου είναι το σημείο C ($R_{maxfuel}$). Αν μειώσουμε το ωφέλιμο φορτίο περαιτέρω διατηρώντας το μέγιστο φορτίο καυσίμου θα έχουμε μια μικρή αύξηση της εμβέλειας. Το σημείο όπου το ωφέλιμο φορτίο μηδενίζεται και έχουμε την μέγιστη εμβέλεια με μηδενικό ωφέλιμο φορτίο είναι το σημείο D (R_{ferry}).

Το Σχήμα 2.12 παρουσιάζει το διάγραμμα Payload – Range για το αεροσκάφος Boeing 737-700, [17].



Σχήμα 2.12: Πραγματικό διάγραμμα Payload - Range για το Boeing 737-700.

2.8 Διεθνείς Κανονισμοί

Στην παράγραφο αυτή θα αναφέρουμε τους Διεθνείς Κανονισμούς που ισχύουν για όλα τα στάδια της αποστολής ενός αεροσκάφους. Η κατηγορία την οποία μελετάμε είναι η FAR 25 η οποία περιλαμβάνει επιβατικά αεροσκάφη.

Οι κανονισμοί όσον αφορά την απογείωση του αεροσκάφους αναφέρονται κυρίως στις ταχύτητες που πρέπει να έχει το αεροσκάφος σε κάθε επιμέρους τμήμα αυτής όπως έχει ήδη αναφερθεί παραπάνω.

Από την άλλη πλευρά οι κανονισμοί περιλαμβάνουν την μέγιστη απόσταση απογείωσης (TOFL) ενός αεροσκάφους ανάλογα με τον αριθμό των κινητήρων που έχει. Η τιμή αυτή εξαρτάται από την παράμετρο I η οποία με την σειρά της εξαρτάται από το βάρος του αεροσκάφους (W), τον μέγιστο συντελεστή άνωσης ($C_{L,max}$), την επιφάνεια αναφοράς (S_{ref}), την ώση για το 70% της ταχύτητας V_{LO} ($T_{0.7V_{LO}}$) και από τον λόγο της πυκνότητας στις τρέχουσες συνθήκες προς την πυκνότητα τυπικής ημέρας (σ).

$$TOFL(ft) = \begin{cases} 857.4 + 28.43 I + 0.0185 I^2 & \text{με δύο κινητήρες} \\ 667.9 + 26.91 I + 0.0123 I^2 & \text{με τρεις κινητήρες} \\ 486.7 + 26.2 I + 0.0093 I^2 & \text{με τέσσερις κινητήρες} \end{cases} \quad (2.2)$$

Όπου

$$I = \frac{W^2}{\sigma C_{L,max} S_{ref} T_{0.7V_{LO}}} \quad (2.3)$$

Κατά την απογείωση πρέπει να υπάρχει και μια ελάχιστη γωνία ανόδου που οφείλει να ξεπερνάει το αεροσκάφος είτε λειτουργούν όλοι οι κινητήρες του είτε όχι. Το Σχήμα 2.13 παρουσιάζει τα ελάχιστα όρια γωνίας ανόδου βάσει των κανονισμών.

Segment	Height	Flap	U/C	Rating	Gradient (%) number of engines		
					2	3	4
1st	0-35 ft	TO	Down	TO	+’ve	0.3	0.5
2nd	400 ft	TO	Up	TO	2.4	2.7	3.0
3rd	400+ ft	Variable	Up	Max. Cont.	Level flight acceleration		
4th	1500 ft	En-route	Up	Max. Cont.	1.2	1.5	1.7

Σχήμα 2.13: Ελάχιστα όρια γωνίας ανόδου βάσει κανονισμών.

Το μήκος του διαδρόμου του αεροδρομίου θα πρέπει να είναι ίσο ή μεγαλύτερο από το Balanced Field Length του αεροσκάφους που χρησιμοποιεί το συγκεκριμένο αεροδρόμιο.

Για την προσγείωση του αεροσκάφους και τον υπολογισμό της απόστασης που απαιτείται πρέπει να λάβουμε υπ’ όψιν μας την κατάσταση που βρίσκεται ο διάδρομος

προσγείωσης, αν το οδόστρωμα είναι στεγνό ή βρεγμένο, αν υπάρχει κάποιο εμπόδιο στον διάδρομο αλλά και τον άνεμο που πνέει στην περιοχή. Στην ιδανική περίπτωση, που δεν έχουμε άνεμο και με στεγνό οδόστρωμα, η απόσταση προσγείωσης που υπολογίσαμε επιδέχεται για λόγους ασφαλείας μια αύξηση της τάξης του 67%. Αυτό σημαίνει ότι ο διάδρομος του αεροδρομίου θα πρέπει να είναι ίσος και μεγαλύτερος από το προσαυξημένο μήκος προσγείωσης του αεροσκάφους.

Μετά την απογείωση και την άνοδο του αεροσκάφους οι κανονισμοί αφορούν κυρίως την εναέρια κυκλοφορία, διασφαλίζοντας την ασφαλή πτήση του κάθε αεροσκάφους που βρίσκεται στον εναέριο χώρο της κάθε χώρας.

3

Αεροδυναμικά Αεροσκάφους

Χαρακτηριστικά

Στο κεφάλαιο αυτό αναφερόμαστε στις κυριότερες δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος, τις αεροδυναμικές δυνάμεις. Μελετάμε την συμπεριφορά τόσο της κάθε πτέρυγας του αεροσκάφους όπως επίσης και πως μπορούμε να τις εκμεταλλευτούμε ώστε η οπισθέλκουσα να είναι όσο το δυνατόν μικρότερη με συνέπεια οι απαιτήσεις ώσης και εν συνεχεία καυσίμου να είναι κατ' αντιστοιχία μικρές.

3.1 Άνωση

Η άνωση είναι η δύναμη που θέλουμε να μεγιστοποιήσουμε και να εκμεταλλευτούμε όσο το δυνατόν περισσότερο. Η άνωση υπολογίζεται από την παρακάτω εξίσωση.

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (3.1)$$

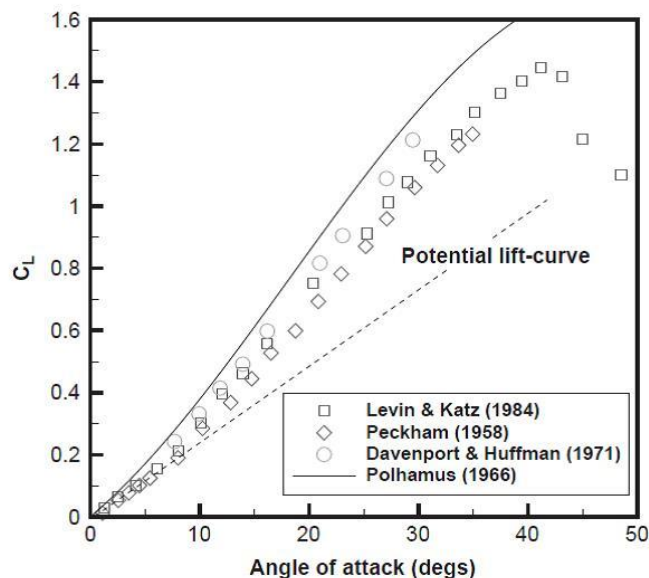
Όπου ρ είναι η πυκνότητα του αέρα, S η επιφάνεια αναφοράς, V η ταχύτητα και C_L ο συντελεστής άνωσης. Ο συντελεστής άνωσης αποτελείται από δύο όρους, την άνωση με μηδενική γωνία πρόσπτωσης (C_{L0}) και την άνωση που εξαρτάται από τη γωνία πρόσπτωσης μέσω του ρυθμού αύξησης C_{La} .

$$C_L = C_{L0} + C_{La}(a - a_0) \quad (3.2)$$

Ένα παράδειγμα του πως μεταβάλλεται η άνωση σε σχέση με την γωνία προσβολής φαίνεται στο Σχήμα 3.1.

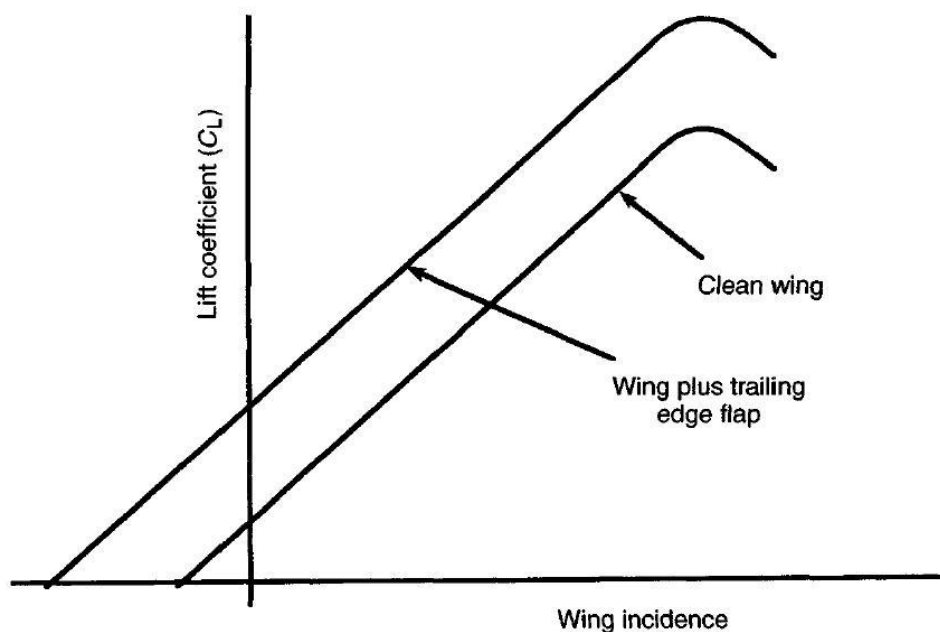
3.1.1 Συσκευές αύξησης άνωσης

Στα στάδια κατά τα οποία η ταχύτητα του αεροσκάφους είναι ιδιαίτερα μικρή, για παράδειγμα η απογείωση και η προσγείωση, χρησιμοποιούνται συστήματα αύξησης της άνωσης. Τέτοια συστήματα είναι τα πτερύγια flaps τα οποία αυξάνουν την επιφάνεια του πτερυγίου. Χωρίζονται σε δύο κατηγορίες ανάλογα με την θέση που βρίσκονται, στο μπροστινό τμήμα του πτερυγίου ή στο πίσω και έχουν την ονομασία leading edge και trailing edge αντίστοιχα.



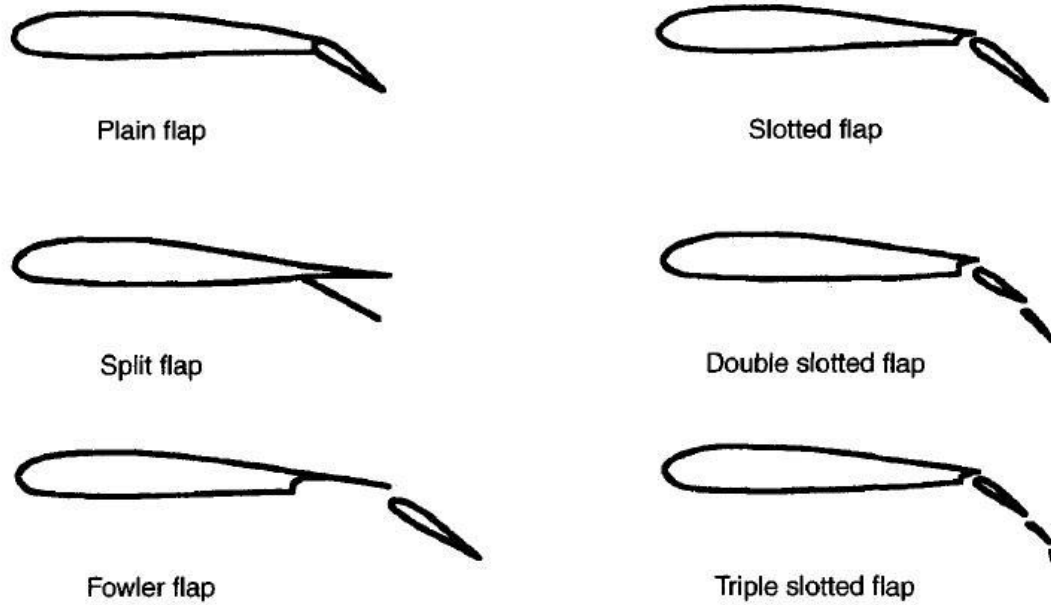
Σχήμα 3.1: Μεταβολή του συντελεστή άνωσης με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης.

Αρχικά τα πτερύγια που βρίσκονται στο πίσω μέρος των κύριων πτερυγίων του αεροσκάφους, trailing edge, αυξάνουν την άνωση του αεροσκάφους για συγκεκριμένη γωνία προσβολής του πτερυγίου. Η μορφή τους ποικίλει μεταξύ απλών πτερυγίων μέχρι και σύνθετων πτερυγίων τριών θέσεων. Στο Σχήμα 3.2 φαίνεται το όφελος που έχουμε με την χρήση των flaps, [9].

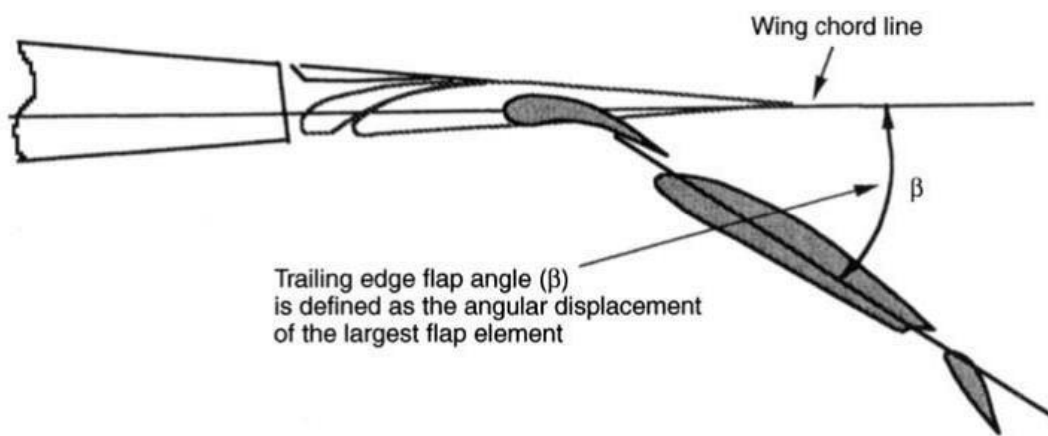


Σχήμα 3.2: Απεικόνιση της μεταβολής του συντελεστή άνωσης με την χρήση των πτερυγίων flaps στο πίσω μέρος του πτερυγίου του αεροσκάφους.

Στο Σχήμα 3.3 παρουσιάζονται διάφορα είδη πτερυγίων flaps, ενώ μια τυπική μορφή για σύγχρονο επιβατικό αεροσκάφος απεικονίζεται στο Σχήμα 3.4.

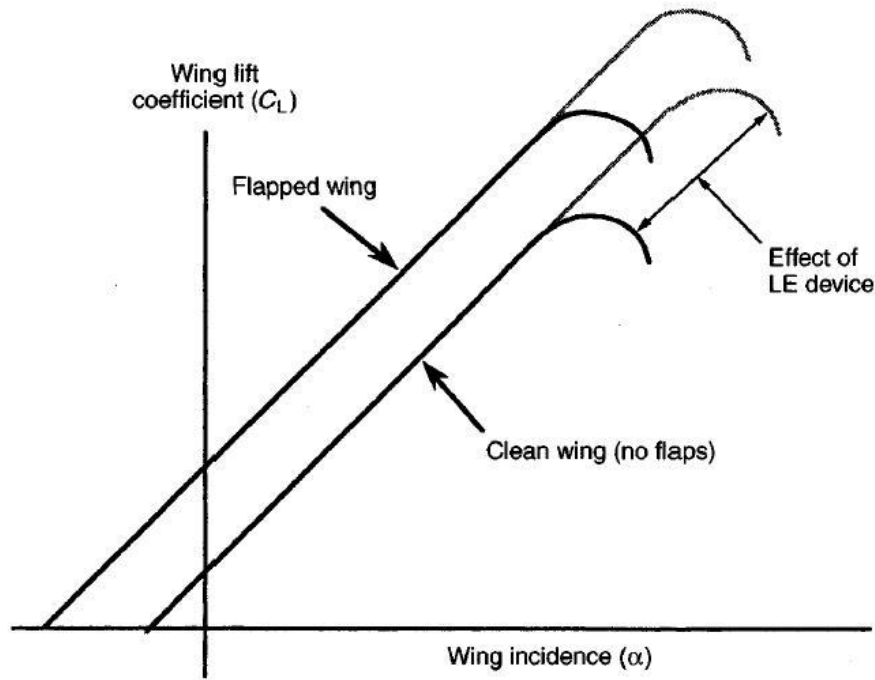


Σχήμα 3.3:Είδη πτερυγίων flaps.



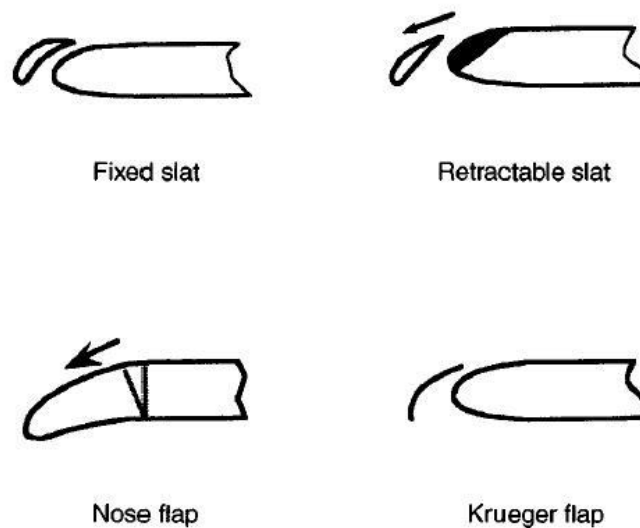
Σχήμα 3.4: Τυπική μορφή πτερυγίων flaps για σύγχρονο επιβατικό αεροσκάφος.

Αντίστοιχα στην εμπρός πλευρά του πτερυγίου έχουμε τα πτερύγια leading edge, ή αλλιώς slats, τα οποία αυξάνουν και αυτά την άνωση και συμβάλουν στο να μην υπάρχει αποκόλληση της ροής στην πτέρυγα του αεροσκάφους. Το όφελος που προκύπτει από την χρήση των leading edge πτερυγίων φαίνεται στο Σχήμα 3.5. Καθώς αυξάνεται η γωνία προσβολής μειώνεται ο κίνδυνος αποκόλλησης της ροής.



Σχήμα 3.5: Σχηματική απεικόνιση της επίδρασης των πτερυγίων στο εμπρός τμήμα του πτερυγίου.

Τα πτερύγια αυτά έχουν διάφορες μορφές όπως βλέπουμε στο Σχήμα 3.6. Τα πτερύγια τύπου Krueger είναι τα συνηθέστερα στα σύγχρονα επιβατικά αεροσκάφη. Τα slats αυξάνουν την γωνία camber και την χορδή του πτερυγίου, όμως η άνωση που προκαλούν είναι περιορισμένη λόγω της οπισθέλκουσας που επίσης δημιουργούν. Από την άλλη τα Krueger flaps αυξάνουν την άνωση χωρίς όμως να αυξάνουν την χορδή της πτέρυγας.



Σχήμα 3.6: Τύποι πτερυγίων του εμπρός τμήματος του πτερυγίου.

3.2 Οπισθέλκουσα.

Η οπισθέλκουσα είναι η βασική δύναμη που θέλουμε να υπερνικήσουμε σε όλα τα στάδια μιας αποστολής. Η διεξοδική μελέτη αυτής και η καλύτερη αντίληψή της μπορεί να βοηθήσει στην βελτιστοποίηση της αποστολής. Υπολογίζουμε την συνολική οπισθέλκουσα του αεροσκάφους σε κάθε τμήμα της πτήσης του με την βοήθεια της παρακάτω εξίσωσης.

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_D V^2 \quad (3.3)$$

Όπου η διαφορά σε σχέση με την άνωση είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας C_D . Ο συντελεστής αυτός αποτελείται από δύο όρους. Ο πρώτος όρος ονομάζεται παρασιτική οπισθέλκουσα ενώ ο δεύτερος λέγεται επαγόμενη, και εξαρτάται από την άνωση, [16].

$$C_D = C_{D0} + C_{D2} C_L^2 \quad (3.4)$$

Η παρασιτική οπισθέλκουσα (zero-lift drag) είναι η ελάχιστη αντίσταση που δέχεται μια πτέρυγα, είναι ανεξάρτητη της άνωσης και εξαρτάται μόνο από τον αριθμό Reynolds του ρευστού. Η επαγόμενη οπισθέλκουσα (induced drag) δημιουργείται λόγω διαφοράς πίεσης που εμφανίζεται μεταξύ των δύο πλευρών της πτέρυγας, δημιουργώντας στροβιλισμούς στο πίσω μέρος αλλά και στις άκρες των πτερυγίων με συνέπεια την αύξηση της οπισθέλκουσας. Εκτός από τις παραπάνω υπάρχει και η οπισθέλκουσα λόγω συμπίεσότητας (wave drag) σε υψηλές υποηχητικές και υπερηχητικές ταχύτητες.

Όταν αναλύεται ολόκληρο το αεροσκάφος στην παρασιτική οπισθέλκουσα προστίθεται και η οπισθέλκουσα από τα διάφορα συστήματα του αεροσκάφους όπως τα πτερύγια flaps και το σύστημα προσγείωσης.

Η οπισθέλκουσα μπορεί επίσης να γραφτεί με την βοήθεια του συντελεστή οπισθέλκουσας και ως εξής, [20]:

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho S C_D V^2 \Rightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{D2} C_L^2 \Rightarrow \\ D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \left(\frac{1}{2} \rho S V^2 \right)^2 C_{D2} C_L^2 \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho S V^2 W^2} \Rightarrow \\ D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + C_{D2} \frac{L^2 W^2}{\frac{1}{2} \rho S V^2 W^2} \xrightarrow{n=\frac{L}{W}} \\ D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{k n^2 W^2}{\frac{1}{2} \rho S V^2} \end{aligned} \quad (3.5)$$

3.2.1 Απλουστευμένη εκτίμηση της οπισθέλκουσας

Η συνδυαστική έκφραση του συντελεστή οπισθέλκουσας λαμβάνοντας υπόψη και την επίδραση συμπίεστος είναι η εξής, [23]:

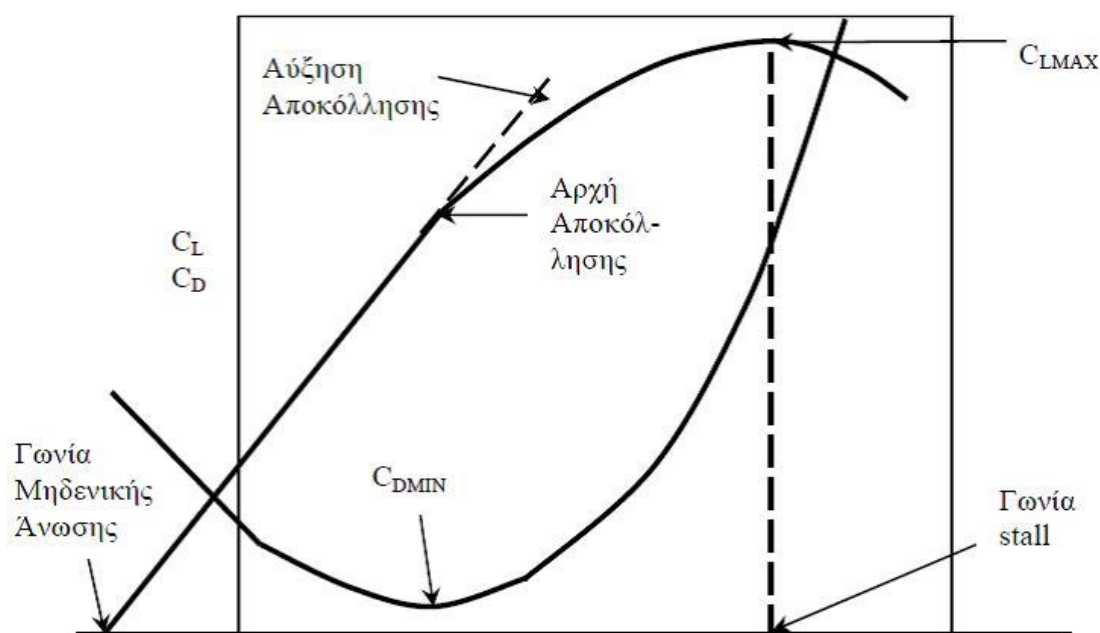
$$C_D = C_{D0} + C_{D2i} + C_{DM} \quad (3.6)$$

Η επαγόμενη αντίσταση $C_{D2,i}$ υπολογίζεται συναρτήσει της άνωσης ως εξής:

$$C_{D2,i} = \frac{(C_L - C_{Lmd})^2}{\pi AR e} \quad (3.7)$$

Όπου C_{Lmd} ο συντελεστής άνωσης την στιγμή που η οπισθέλκουσα είναι ελάχιστη (Σχήμα 3.7). Ο όρος είναι η παράμετρος φόρτισης και εξαρτάται από το λόγο επιμήκους της πτέρυγας AR και τη γωνία οπισθόκλισης Λ ως εξής:

$$e = 4.61(1 - 0.045 \cdot AR \cdot 68) \cdot 15 \cdot \cos \Lambda - 3.1 \quad (3.8)$$

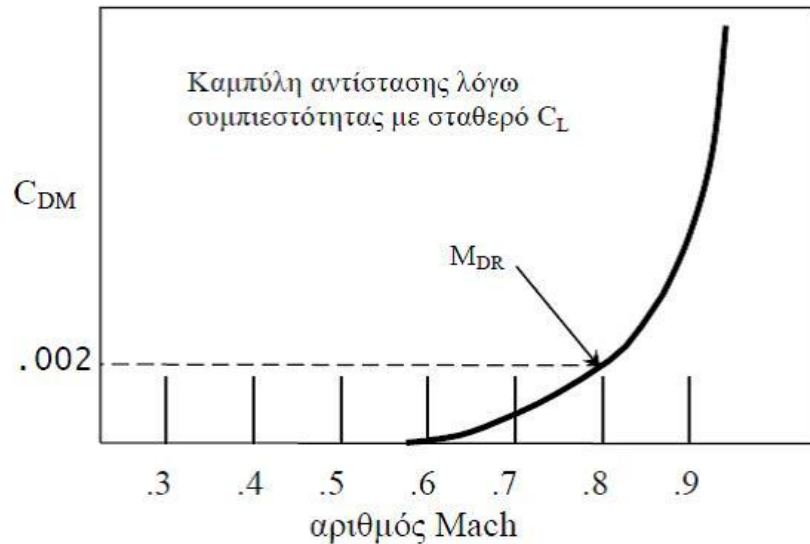


Σχήμα 3.7: Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή άνωσης και οπισθέλκουσας συναρτήσει της γωνίας προσβολής.

Ο όρος C_{DM} αναφέρεται ως η αντίσταση που εμφανίζεται λόγω συμπίεστος κατά την διάρκεια της πτήσης. Υπολογίζεται από τον παρακάτω τύπο όπου M_{DR} είναι ο

αριθμός Mach πάνω από τον οποίο η οπισθέλκουσα λόγω συμπίεστικότητας παύει να είναι αμελητέα όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.8.

$$C_{DM} = K_1(M - M_{DR})^8 + K_2(M - M_{DR})^2(C_L - C_{Lmd})^3 \quad (3.9)$$



Σχήμα 3.8: Σχηματική περιγραφή αύξησης της οπισθέλκουσας λόγω συμπίεστικότητας.

3.2.2 Εκτίμηση οπισθέλκουσας συναρτήσει των πτερυγίων flaps

Τα πτερύγια flaps ανάλογα με την γωνία που έχουν εκτεθεί προκαλούν αντίστοιχη αύξηση της οπισθέλκουσας, [24]. Η εκτίμηση της οπισθέλκουσας θεωρείται πολυώνυμο του συντελεστή άνωσης του αεροσκάφους σύμφωνα με την παρακάτω εξίσωση.

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0} \quad (3.10)$$

Οι συντελεστές K_1 και K_2 εξαρτώνται από τον αριθμό Mach αλλά και την θέση των πτερυγίων flaps σε κάθε στάδιο της αποστολής. Μια τυπική μορφή υπολογισμού βρίσκεται παρακάτω για ένα αεροσκάφος Boeing 737-400.

$$\begin{aligned} K_1 &= K_1|_{clean} \cdot (0.0014 \cdot flaps^2 + 0.0027 \cdot flaps + 1) \\ K_2 &= K_2|_{clean} \cdot (0.0062 \cdot flaps^2 - 0.0198 \cdot flaps + 1) \\ C_{D0} &= C_{D0}|_{clean} \cdot (0.0106 \cdot flaps^2 - 0.0882 \cdot flaps + 1) \end{aligned} \quad (3.11)$$

Οι τιμές που μπορεί να πάρει η μεταβλητή flaps στις παραπάνω εξισώσεις, αφορά την γωνία που δημιουργούν τα πτερύγια flaps σε σχέση με την κύρια πτέρυγα του αεροσκάφους και μετριέται σε μοίρες. Η γωνία αυτή είναι τυποποιημένη και είναι περίπου ίδια για κάθε αεροσκάφος, οι τιμές που παίρνει είναι 5° για την περίπτωση της απογείωσης, 0° κατά την πτήση του αεροσκάφους από τα 1500 πόδια μέχρι να φτάσει τα 8000 πόδια κατά την κάθοδό του. Όταν το αεροσκάφος βρίσκεται στην φάση της καθόδου από τα 8000 πόδια και κάτω, τα flaps ρυθμίζονται στις 15° , ενώ από τα 3000 πόδια και κάτω ρυθμίζονται στις 25° . Κατά την προσγείωση τα πτερύγια αυτά είναι πλήρως εκτεταμένα και δημιουργούν γωνία 45 μοιρών.

Οι συντελεστές K_1 , K_2 και C_{D0} για την περίπτωση όπου όλα τα πτερύγια έχουν ανασυρθεί, clean configuration (flaps=0), εξαρτώνται από τον αριθμό Mach με τον οποίο κινείται το αεροσκάφος και δίνονται στο πίνακα που ακολουθεί, [7].

Mach	K_1	K_2	C_{D0}
0.00	0.0056	-0.004	0.014
0.40	0.0056	-0.004	0.014
0.75	0.0056	-0.008	0.014
0.83	0.0056	-0.008	0.015

Πίνακας 3.1: Συντελεστές για την εκτίμηση της οπισθέλκουσας.

3.2.3 Εκτίμηση οπισθέλκουσας με την χρήση της “Delta Method”

Η μέθοδος αυτή έχει αναπτυχθεί από τον Feagin το 1978, [1], για λογαριασμό της NASA ώστε να βοηθήσει στον καλύτερο σχεδιασμό των μελλοντικών αεροσκαφών. Τα δεδομένα συλλέχθηκαν από 15 αεροσκάφη και 15 πειραματικές αεροτομές τα οποία επρόκειτο να τοποθετηθούν σε νέα αεροσκάφη. Έγιναν πειράματα τόσο σε αεροδυναμική σήραγγα όσο και σε κανονικά αεροσκάφη. Χρησιμοποιείται για την εκτίμηση της οπισθέλκουσας σε πτέρυγες, χωρίς να είναι ενεργοποιημένα τα πτερύγια flaps, για διάφορες ταχύτητες, για Mach από 0,4 μέχρι 2, σε ομαλή πτήση αλλά και σε ελιγμούς.

Τα δεδομένα εισόδου του προγράμματος είναι τα εξής:

1. Ένα σχέδιο ή σκίτσο με την βασική διαμόρφωση του αεροσκάφους στις τρεις διαστάσεις.
2. Μια εκτίμηση των κύριων γεωμετρικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους.

Η οπισθέλκουσα θεωρείται ως το άθροισμα της παρασιτικής οπισθέλκουσας και της αντίστοιχης επαγόμενης λόγω της άνωσης. Η “Delta Method” διαχωρίζει τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας σε πολλά μικρότερα τμήματα που θα δούμε διεξοδικότερα παρακάτω.

Η συνολική οπισθέλκουσα δίνεται από την παρακάτω εξίσωση.

$$C_D = C_{D,F} + \Delta C_{D,C} + \Delta C_D + \Delta C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (3.12)$$

Όπου $C_{D,F}$ είναι η αντίσταση λόγω τριβών και εξαρτάται από τον λόγο της βρεχόμενης επιφάνειας ως προς την συνολική, το συντελεστής μορφής (FF) που είναι συνάρτηση του λόγου λεπτότητας του αεροσκάφους, δηλαδή του λόγου του μήκους του αεροσκάφους ως προς τη διάμετρο της ατράκτου και του λόγου του συμπιεστού και ασυμπίεστου συντελεστή τριβής επίπεδης πλάκας (C_f/C_{finc}).

$$C_{D,F} = 1.284 \cdot \sum_0^n C_f \left(\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right) \cdot FF \cdot \left(\frac{C_f}{C_{finc}} \right) \quad (3.13)$$

$\Delta C_{D,C}$ είναι η μεταβολή της οπισθέλκουσας λόγω συμπίεστούτητας. Τα σημεία στα οποία εμφανίζεται η οπισθέλκουσα λόγω συμπίεστούτητας είναι η άτρακτος, τα πτερύγια και η σύνδεση αυτών με την άτρακτο του αεροσκάφους.

ΔC_D είναι η μεταβολή της οπισθέλκουσας λόγω αλλαγής διαρρύθμισης του αεροσκάφους σε σχέση με το σημείο σχεδιασμού του.

$\Delta C_{D,P}$ είναι η οπισθέλκουσα λόγω πίεσης στα πτερύγια και είναι συνάρτηση της μορφής των πτερυγίων του εκάστοτε αεροσκάφους.

Ο τελευταίος όρος είναι η επαγόμενη οπισθέλκουσα λόγω της άνωσης και είναι ανάλογη του τετραγώνου του συντελεστή άνωσης και αντιστρόφως ανάλογη του λόγου επιμήκους.

3.2.4 Εκτίμηση οπισθέλκουσας με την χρήση της μεθόδου του Roskam

Η μέθοδος του Roskam, [8], είναι μια πολύ αναλυτική μέθοδος εκτίμησης της οπισθέλκουσας και για τον υπολογισμό αυτής λαμβάνονται υπ' όψιν πολλές παράμετροι. Το κύριο σκεπτικό αυτής της μεθόδου είναι ότι όλα τα μέρη του αεροσκάφους, όπως είναι η άτρακτος, οι κινητήρες, το σύστημα προσγείωσης, τα πτερύγια και η μορφή των πτερυγίων, συντελούν στην παραγωγή οπισθέλκουσας.

Η συνολική οπισθέλκουσα είναι το άθροισμα της αντίστασης που προκαλούν τα τμήματα αυτά δίνεται από την παρακάτω εξίσωση.

$$C_D = C_{D,wing} + C_{D,fus} + C_{D,emp} + C_{D,np} + C_{D,flap} + C_{D,gear} + C_{D,cw} + C_{D,store} + C_{D,trim} + C_{D,interf.} + C_{D,misc} \quad (3.14)$$

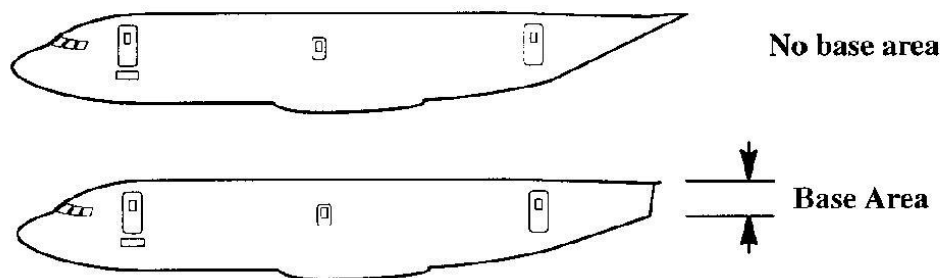
Αρχικά έχουμε το τμήμα της πτέρυγας του αεροσκάφους ($C_{D,wing}$). Ο συντελεστής οπισθέλκουσας των πτερυγίων του αεροσκάφους είναι ίσος με το άθροισμα της

οπισθέλκουσας όταν δεν παράγεται καθόλου άνωση, zero-lift drag, της επαγόμενης οπισθέλκουσας και της οπισθέλκουσας λόγω φαινομένων συμπίεσότητας στα πτερύγια. Τα δεδομένα είναι κάποιοι συντελεστές που υπολογίζονται από πίνακες ανάλογα με τον αριθμό Mach, το εμβαδόν της πτέρυγας, και από διαγράμματα ανάλογα με τον αριθμό Mach και τον συντελεστή άνωσης.

$$C_{D,wing} = C_{D0,w} + C_{DL,w} + C_{Dwave,w} \quad (3.15)$$

Στην συνέχεια έχουμε την οπισθέλκουσα που παράγει η άτρακτος του αεροσκάφους (C_{Dfus}). Η οπισθέλκουσα αυτή προκαλείται από την τριβή του αέρα με την άτρακτο του αεροσκάφους, και εξαρτάται από την μορφή που έχει η άτρακτος (λόγος μήκους ως προς την διάμετρο), την αλληλεπίδραση της σύνδεσης ατράκτου-πτερυγίων και τα φαινόμενα συμπίεσότητας που μπορεί να εμφανιστούν. Η μορφή στο πίσω μέρος του αεροσκάφους όπως φαίνεται στο Σχήμα 3.9 μπορεί να εισάγει περαιτέρω οπισθέλκουσα. Συνήθως στο πίσω τμήμα της ατράκτου βρίσκεται η βοηθητική μονάδα του αεροσκάφους (APU) αν λοιπόν το τμήμα αυτό δεν είναι σωστά σχεδιασμένο η ροή μπορεί να αποκολληθεί στο σημείο αυτό και να δημιουργήσει επιπλέον οπισθέλκουσα.

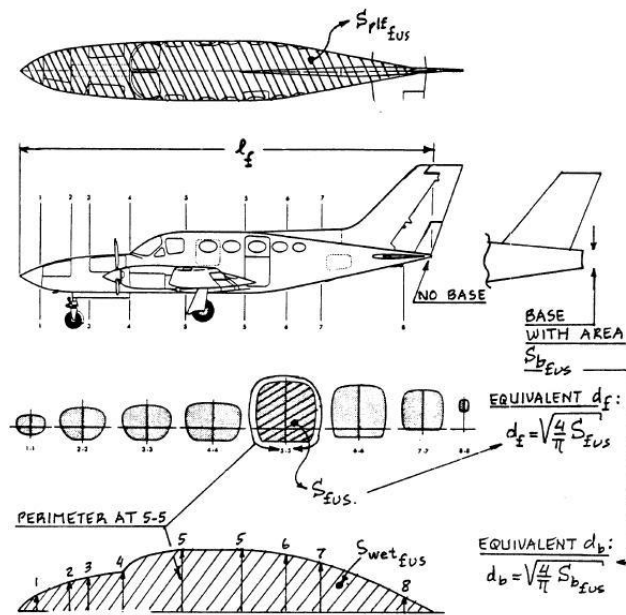
$$C_{D,fus} = C_{D0,f} + C_{DL,f} + C_{Dbase,f} \quad (3.16)$$



Σχήμα 3.9: Μορφές της ατράκτου του αεροσκάφους στις οποίες η οπισθέλκουσα είναι διαφορετική.

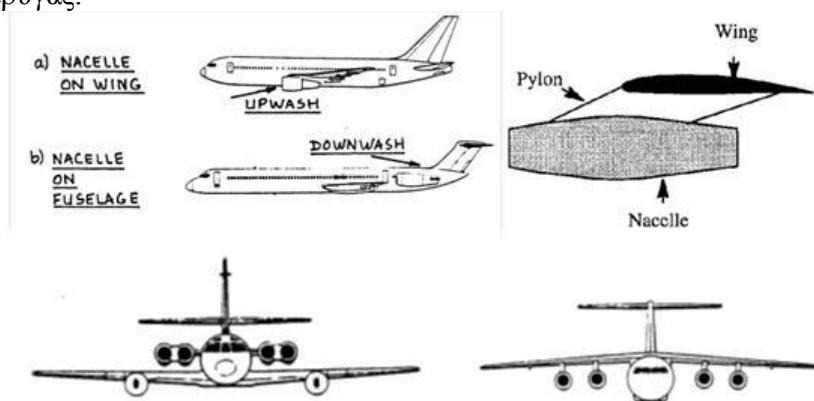
Απαραίτητα δεδομένα για τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας αυτής είναι η μορφή της πτέρυγας, ο λόγος λεπτότητας του αεροσκάφους, η βρεχόμενη επιφάνεια της ατράκτου και το συνολικό εμβαδόν της ατράκτου (βλέπε Σχήμα 3.10).

Ο όρος $C_{D,emp}$ αφορά την οπισθέλκουσα που παράγεται από το ουραίο πτερύγιο. Τα οριζόντια πτερύγια αναλύονται όπως ακριβώς και τα κύρια πτερύγια του αεροσκάφους. Το κατακόρυφο πτερύγιο είναι έτσι σχεδιασμένο ώστε να μην δημιουργεί οπισθέλκουσα λόγω άνωσης. Η παρασιτική οπισθέλκουσα υπολογίζεται όπως και στα άλλα πτερύγια. Ανάλογα με την ταχύτητα που μπορεί να πετάει το αεροσκάφος, υπερηχητικά ή διηχητικά, οι παραπάνω υπολογισμοί μπορεί να τροποποιηθούν.



Σχήμα 3.10: Μορφή ατράκτου αεροσκάφους για την μελέτη της ως προς την οπισθέλκουσα.

Η οπισθέλκουσα που παράγεται από τον τρόπο στήριξης του κινητήρα στο πτερύγιο είναι ο όρος $C_{D,np}$ και υπολογίζεται σε τρία στάδια. Αρχικά υπολογίζεται η οπισθέλκουσα που παράγει ο κινητήρας με το κέλυφος, από μόνος του και εν συνεχεία όταν εγκατασταθεί στο αεροσκάφος λαμβάνεται υπ' όψιν και η αλληλεπίδραση που εμφανίζεται με την πτέρυγα. Ο προσανατολισμός και το σημείο όπου τοποθετούνται οι κινητήρες μπορούν να παίξουν σημαντικό ρόλο στον τρόπο υπολογισμού της οπισθέλκουσας. Στο Σχήμα 3.11 παρουσιάζονται οι θέσεις που μπορεί να πάρει ο κινητήρας καθώς και η μορφή της στήριξής του πάνω στην άτρακτο του αεροσκάφους και της πτέρυγας.



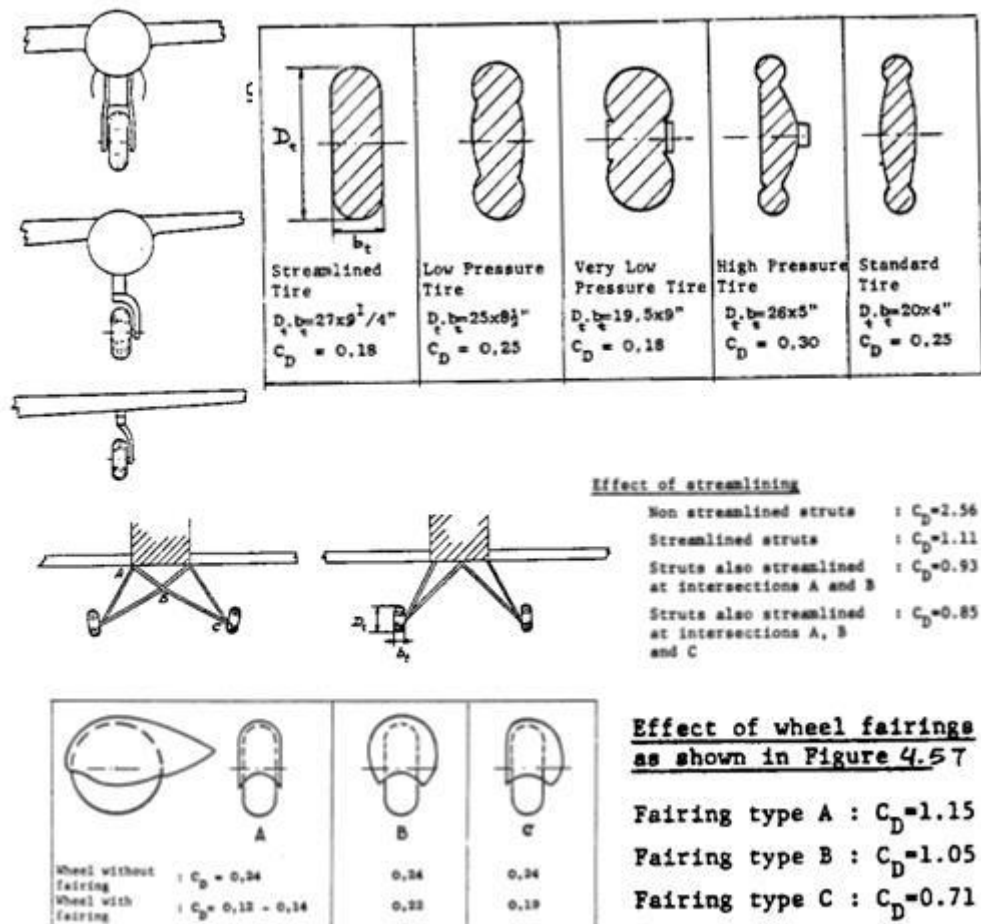
Σχήμα 3.11: Θέσεις κινητήρα και τρόποι στήριξής τους με την άτρακτο ή την κύρια πτέρυγα.

Τα πτερυγία φαρσστα αεροσκάφη παρ' όλη την πρόσδοση άνωσης που παράγουν, προσθέτουν οπισθέλκουσα στο αεροσκάφος, όπως θα δούμε και αναλυτικότερα

παρακάτω. Οι κύριες συνιστώσες της οπισθέλκουσας που παράγουν τα flaps είναι η παραστική, η αλληλεπίδραση με την άτρακτο ή το πτερύγιο και την επαγόμενη, λόγω της άνωσης. Σημαντικό ρόλο στον υπολογισμό της οπισθέλκουσας λόγω των flaps παίζει η γωνία οπισθόκλισης Λ .

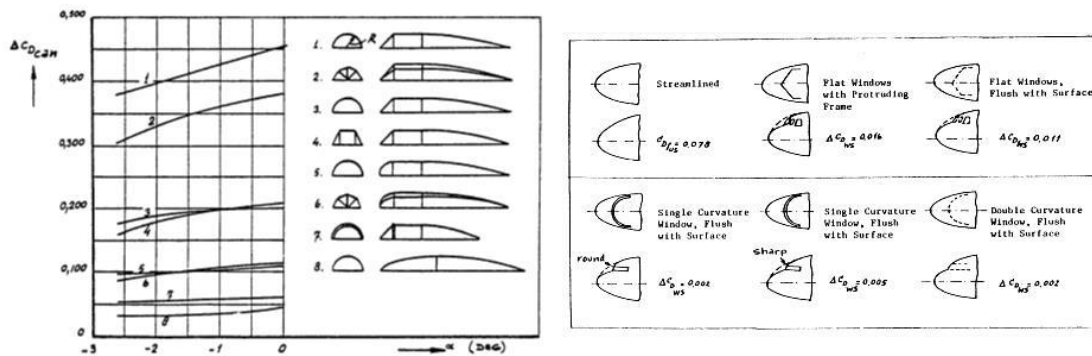
$$C_{D,flap} = C_{D0,flap} + C_{DL,flap} + C_{Dint,flap} \quad (3.17)$$

Το σύστημα προσγείωσης του αεροσκάφους παράγει παραστική οπισθέλκουσα η οποία είναι συνάρτηση του πλάτους και της διαμέτρου των τροχών. Η μορφολογία, η στήριξή τους, η ύπαρξη ή μη καλύμματος, ο αριθμός και η διάταξη των τροχών του αεροσκάφους είναι ιδιαίτερα σημαντικά για την παραγωγή οπισθέλκουσας από το σύστημα προσγείωσης (βλέπε Σχήμα 3.12).



Σχήμα 3.12: Διάφορα σχήματα συστημάτων προσγείωσης.

Για τον προσδιορισμό της οπισθέλκουσας που προσθέτει η καλύπτρα, για τα μαχητικά, ή το παρμπρίζ στα πολιτικά αεροσκάφη, υπολογίζεται βάσει πινάκων όπως αυτός στο Σχήμα 3.13.



Σχήμα 3.13: Παράδειγμα πίνακα υπολογισμού οπισθέλκουσας για την καλύπτρα ή το παρμπρίζ του αεροσκάφους.

Η οπισθέλκουσα των εξωτερικών δεξαμενών ή πυρομαχικών που μπορεί να μεταφέρει το αεροσκάφος προσθέτει ένα ΔC_D ανάλογα με την μορφή τους (Σχήμα 3.14).

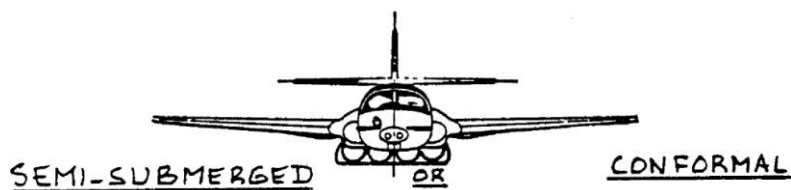
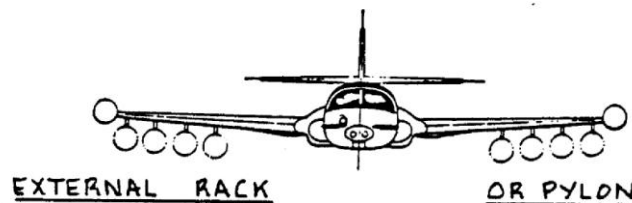


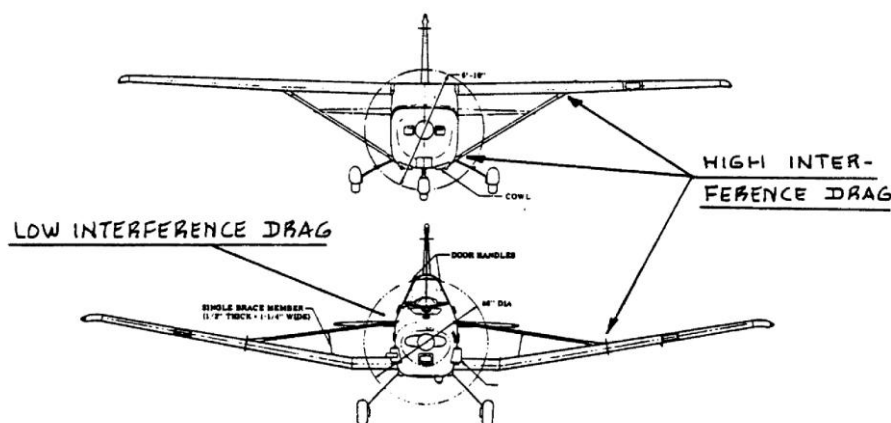
Figure 4.69 Example of Semi-submerged (Conformal) Stores



Σχήμα 3.14: Εξωτερικές δεξαμενές ή πυρομαχικά στο αεροσκάφος.

Επίσης C_{Dtrim} είναι η οπισθέλκουσα που προκύπτει από την κίνηση του οριζόντιου περυγίου του ουραίου.

Τέλος έχουμε άλλες δύο συνιστώσες οπισθέλκουσας, η πρώτη είναι οι τυχόν εξωτερικοί τρόποι στήριξης των περυγίων, δηλαδή είτε με δοκούς είτε με σχοινιά, όπως γίνονταν και παλαιότερα (βλέπε Σχήμα 3.15). Η δεύτερη είναι η οπισθέλκουσα που παράγεται από τα διάφορα υποσυστήματα του αεροσκάφους όπως τα spoilers που χρησιμοποιούνται για την μείωση της ταχύτητας του αεροσκάφους.



Σχήμα 3.15: Περιπτώσεις εξωτερικής στήριξης των πτερυγίων με την άτρακτο.

3.2.5 Εκτίμηση οπισθέλκουσας μέσω του BADA – EuroControl.

Στο εγχειρίδιο BADA του EuroControl, [16], η οπισθέλκουσα υπολογίζεται με την βοήθεια της εξίσωσης (3.18). Η εξίσωση αυτή χρησιμοποιείται για τα στάδια από την απογείωση μέχρι και την τελική προσέγγιση του αεροσκάφους στο αεροδρόμιο. Οι όροι $C_{D0,i}$ και $C_{D2,i}$ της εξίσωσης αφορούν τους συντελεστές για την παρασιτική και την επαγόμενη οπισθέλκουσα αντίστοιχα.

$$C_D = C_{D0,i} + C_{D2,i} \cdot C_L^2 \quad (3.18)$$

Κατά την προσγείωση του αεροσκάφους για τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας λαμβάνεται υπ' όψιν και η αντίσταση που προσδίδει το σύστημα προσγείωσης του αεροσκάφους, έτσι προκύπτει η παρακάτω εξίσωση.

$$C_D = C_{D0,LDG} + C_{D0,ALDG} + C_{D2,LDG} \cdot C_L^2 \quad (3.19)$$

Οι συντελεστές οπισθέλκουσας $C_{D0,i}$, $C_{D,i}$ και $C_{D0,ALDG}$ προκύπτουν από τα .OPF αρχεία για κάθε αεροσκάφος, στο Σχήμα 3.16 έχουμε ένα παράδειγμα τέτοιου αρχείου για το Airbus A321.

Το i που βρίσκεται στους συντελεστές $C_{D0,i}$ και $C_{D2,i}$ αφορά την διαμόρφωση του αεροσκάφους στα στάδια της αποστολής στην οποία αναφερόμαστε κάθε φορά.

- TO – Απογείωση
- IC – Αρχική άνοδος
- CR – Πλεύση του αεροσκάφους
- AP – Κάθοδος και προσέγγιση του αεροδρομίου
- LD - Προσγείωση

Η διαμόρφωση του αεροσκάφους σε κάθε υψόμετρο εμφανίζεται στον παρακάτω πίνακα.

	Από	Μέχρι
TO	0	400ft (121.92m)
IC	400ft (121.92m)	2000ft (609.6m)
CR	2000ft ή 609.6m κατά την άνοδο	8000ft, 609.6m, κατά την κάθοδό του
AP	8000ft, 609.6m	3000ft (914.4m)
LD	3000ft (914.4m)	0

Πίνακας 3.2: Διαμόρφωση του αεροσκάφους, κατά BADA, συναρτήσεις του υψομέτρου.

```

CC===== Aerodynamics =====/
CC Wing Area and Buffet coefficients (SIM) /
CCndrst Surf(m2)      Clbo(M=0)      k      CM16      /
CD 5      .12260E+03      .13300E+01      .47800E+00      .00000E+00      /
CC Configuration characteristics /
CC n Phase Name      Vstall(KCAS)      CDO      CD2      unused /
CD 1 CR Clean      .14500E+03      .27500E-01      .36900E-01      .00000E+00 /
CD 2 IC 1      .12900E+03      .29100E-01      .45700E-01      .00000E+00 /
CD 3 TO 1+F      .11800E+03      .37600E-01      .41400E-01      .00000E+00 /
CD 4 AP 2      .10600E+03      .47300E-01      .40800E-01      .00000E+00 /
CD 5 LD FULL      .10300E+03      .79600E-01      .37700E-01      .00000E+00 /
CC Spoiler /
CD 1 RET /
CD 2 EXT      .00000E+00      .00000E+00 /
CC Gear /
CD 1 UP /
CD 2 DOWN      .29700E-01      .00000E+00      .00000E+00 /
CC Brakes /
CD 1 OFF /
    
```

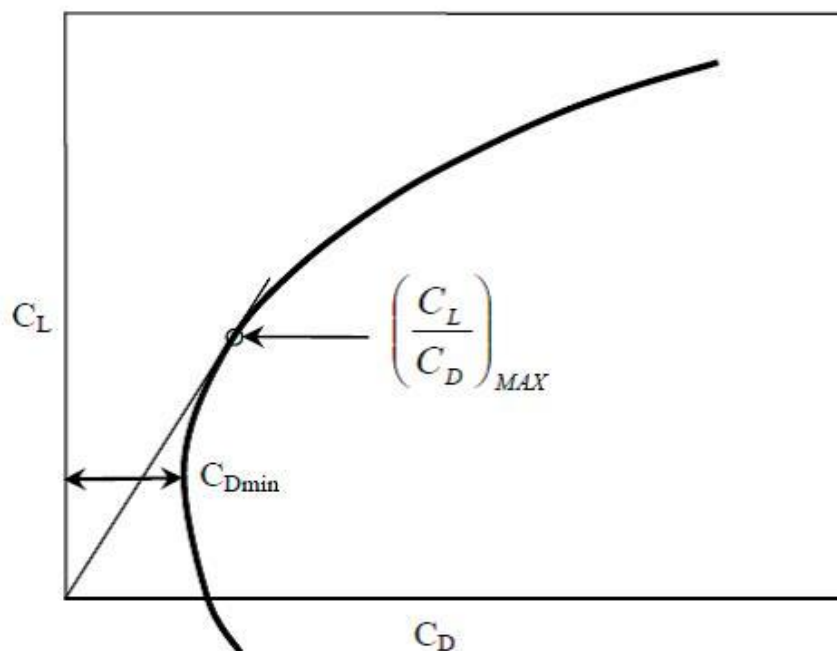
Σχήμα 3.16: Τμήμα αεροδυναμικών χαρακτηριστικών ενός .OPF αρχείου. Στην συγκεκριμένη περίπτωση είναι το αρχείο .OPF του AirbusA321.

3.3 Πολικό Διάγραμμα

Το πολικό διάγραμμα μιας πτέρυγας είναι η γραφική παράσταση του συντελεστή οπισθέλκουσας συναρτήσει του συντελεστή άνωσης. Η γραφική παράσταση είναι συνήθως παραβολική όπως βλέπουμε και στο Σχήμα 3.17. Το διάγραμμα αυτό μπορεί να γενικευτεί και για ολόκληρο το αεροσκάφος, το οποίο θα περιλαμβάνει την αντίσταση

που εμφανίζεται από όλες τις επιφάνειες του αεροσκάφους. Η μορφή του διαγράμματος στην περίπτωση του αεροσκάφους δεν διαφέρει από την αντίστοιχη της πτέρυγας.

Στο Σχήμα 3.17 η εφαπτόμενη της καμπύλης που περνάει και από την αρχή των αξόνων προσδιορίζει το σημείο όπου έχουμε μεγιστοποίηση του λόγου C_L/C_D . Το πολικό διάγραμμα του αεροσκάφους μας εξυπηρετεί στο να γνωρίζουμε την σχέση της άνωσης με την αντίσταση. Συνδυάζοντας και τις εξισώσεις κίνησης του κάθε τμήματος της αποστολής μπορούμε να υπολογίσουμε τις απαιτήσεις ώσης για ένα συγκεκριμένο τμήμα της αποστολής.



Σχήμα 3.17: Ενδεικτικό πολικό διάγραμμα, [23].

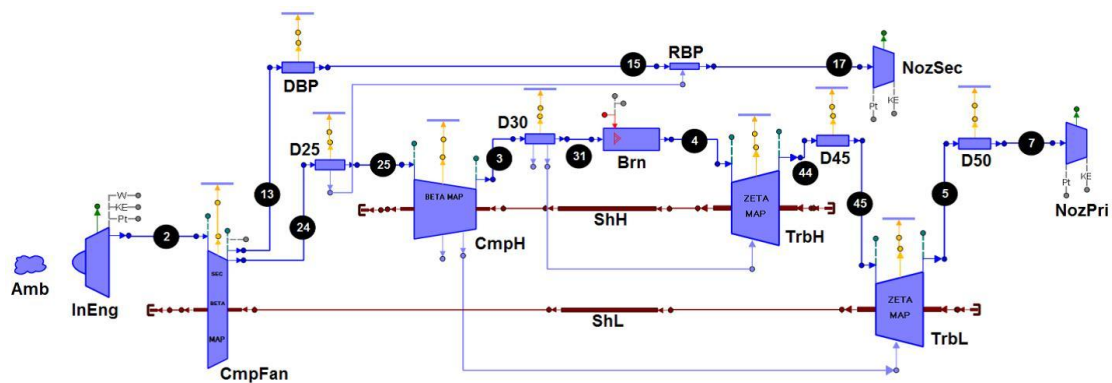
4

Μοντελοποίηση κινητήρων του αεροσκάφους

Η μοντελοποίηση του κινητήρα αφορά ένα ιδιαίτερα σημαντικό κεφάλαιο στην ανάλυση της αποστολής ενός αεροσκάφους δεδομένου ότι από αυτήν εξαρτάται η εκτίμηση του καυσίμου που καταναλώνεται στα διάφορα τμήματα της αποστολής. Στις παρακάτω σελίδες θα μελετήσουμε πιο διεξοδικά τον τρόπο με τον οποίο μπορούμε να προσεγγίσουμε την μοντελοποίηση των κινητήρων και ειδικότερα της κατανάλωσης καυσίμου.

4.1 Πλήρες μοντέλο κινητήρα

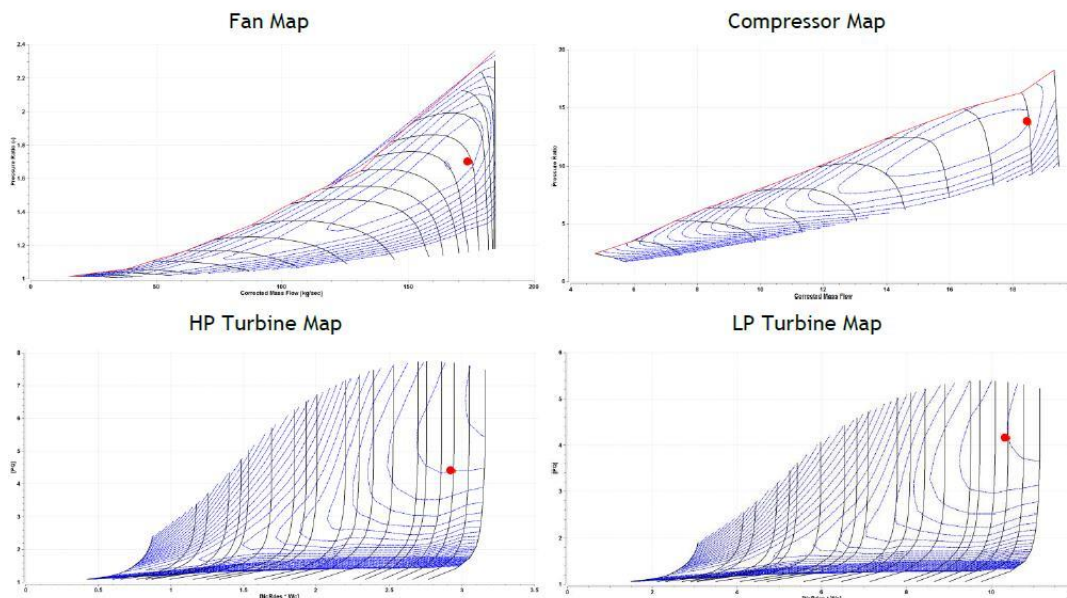
Για τη δημιουργία ενός πλήρους μοντέλου κινητήρα απαιτείται κατάλληλο λογισμικό προσομοίωσης κινητήρων όπως για παράδειγμα το πρόγραμμα PROOSIS που διαθέτει το εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών. Το πρώτο βήμα για τη δημιουργία ενός μοντέλου είναι η δόμηση του σχηματικού διαγράμματος με τις συνιστώσες του κινητήρα όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.1. Οι συνιστώσες αυτές είναι ήδη προγραμματισμένες στο PROOSIS και ο χρήστης δεν χρειάζεται να επέμβει στο κομμάτι αυτό.



Σχήμα 4.1: Παράδειγμα μοντέλου κινητήρα στο PROOSIS.

Το επόμενο βήμα είναι ο υπολογισμός του σημείου σχεδίασης του κινητήρα. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούμε στοιχεία από την βιβλιογραφία. Κατ' ελάχιστο χρειαζόμαστε την ώση, την ειδική κατανάλωση, το λόγο παράκαμψης του κινητήρα και

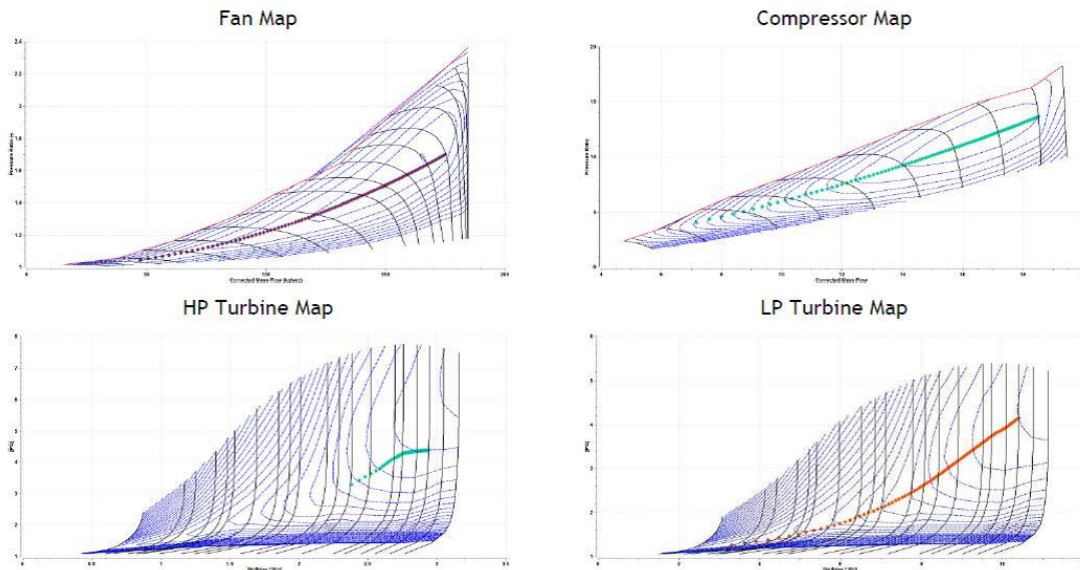
το συνολικό λόγο πίεσης του συμπιεστή. Έκτος από αυτά τα στοιχεία χρειαζόμαστε και βαθμούς απόδοσης και συντελεστές απωλειών των συνιστωσών, καθώς και ποσοστά απομάστευσης. Τα στοιχεία αυτά δεν είναι διαθέσιμα και τα επιλέγουμε με βάση την τεχνολογία του κινητήρα που μελετάμε. Μετά τον υπολογισμό του σημείου σχεδίασης πρέπει να γίνει η επιλογή και η εισαγωγή στο μοντέλο των χαρτών των συνιστωσών. Συνήθως οι χάρτες που εισάγονται στο μοντέλο του κινητήρα είναι γενικοί χάρτες που υπάρχουν στην ανοιχτή βιβλιογραφία ανάλογα το είδος της συνιστώσας. Ενδεικτικοί τέτοιοι χάρτες φαίνονται στο Σχήμα 4.2.



Σχήμα 4.2: Χάρτες λειτουργίας του ανεμιστήρα (fan), του συμπιεστή (Compressor) και των στροβίλων υψηλής και χαμηλής πίεσης (HP και LP Turbine αντίστοιχα).

Οι γενικοί αυτοί χάρτες προσαρμόζονται με κατάλληλους συντελεστές έτσι ώστε να μπορούν να αναπαράγουν τις επιδόσεις στο σημείο σχεδίασης. Η διαδικασία αυτή πραγματοποιείται έχοντας σαν δεδομένο τις επιδόσεις στο σημείο σχεδίασης και την θέση του σημείου σχεδίασης πάνω στους χάρτες. Η επιλογή της θέσης του σημείου σχεδίασης είναι σημαντική όχι για τις επιδόσεις στο σημείο σχεδίασης αλλά για τις επιδόσεις εκτός αυτού και για τη φυσική ακολουθία του μοντέλου.

Για να θεωρηθεί πλήρες το μοντέλο, θα πρέπει να λειτουργεί ικανοποιητικά και σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασής του. Για το σκοπό αυτό γίνεται έλεγχος του μοντέλου σε μια γραμμή λειτουργίας όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.3. Για να μπορέσουμε να αξιολογήσουμε το μοντέλο χρειάζεται να γνωρίζουμε τις επιδόσεις και σε άλλα σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης. Μια πολύ χρήσιμη πηγή τέτοιας πληροφορίας είναι η βάση δεδομένων από τις πιστοποιήσεις αεροσκαφών του ICAO.



Σχήμα 4.3: Χάρτες λειτουργίας των συνιστωσών του κινητήρα για λειτουργία εκτός σημείου σχεδίασης.

Το Σχήμα 4.4 παρουσιάζει ενδεικτικά τέτοια δεδομένα για τον κινητήρα CFM56-7B27 και συγκεκριμένα τιμές κατανάλωσης καυσίμου για διαφορετικές τιμές ώσης.

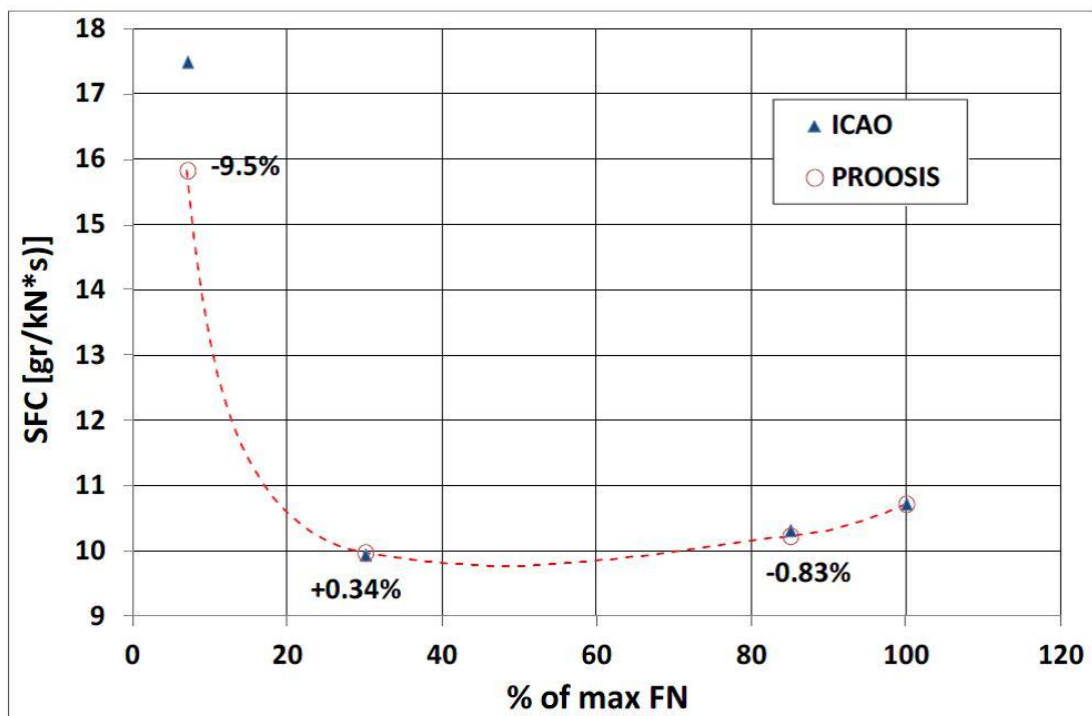
ENGINE IDENTIFICATION:	CFM56-7B27/2	BYPASS RATIO:	5
UNIQUE ID NUMBER:	4CM043	PRESSURE RATIO (π_{c0}):	28.84
ENGINE TYPE:	TF	RATED OUTPUT (F_{c0}) (kN):	121.44

MODE	POWER SETTING (% F_{c0})	TIME minutes	FUEL FLOW kg/s
TAKE-OFF	100	0.7	1.265
CLIMB OUT	85	2.2	1.033
APPROACH	30	4.0	0.351
IDLE	7	26.0	0.115

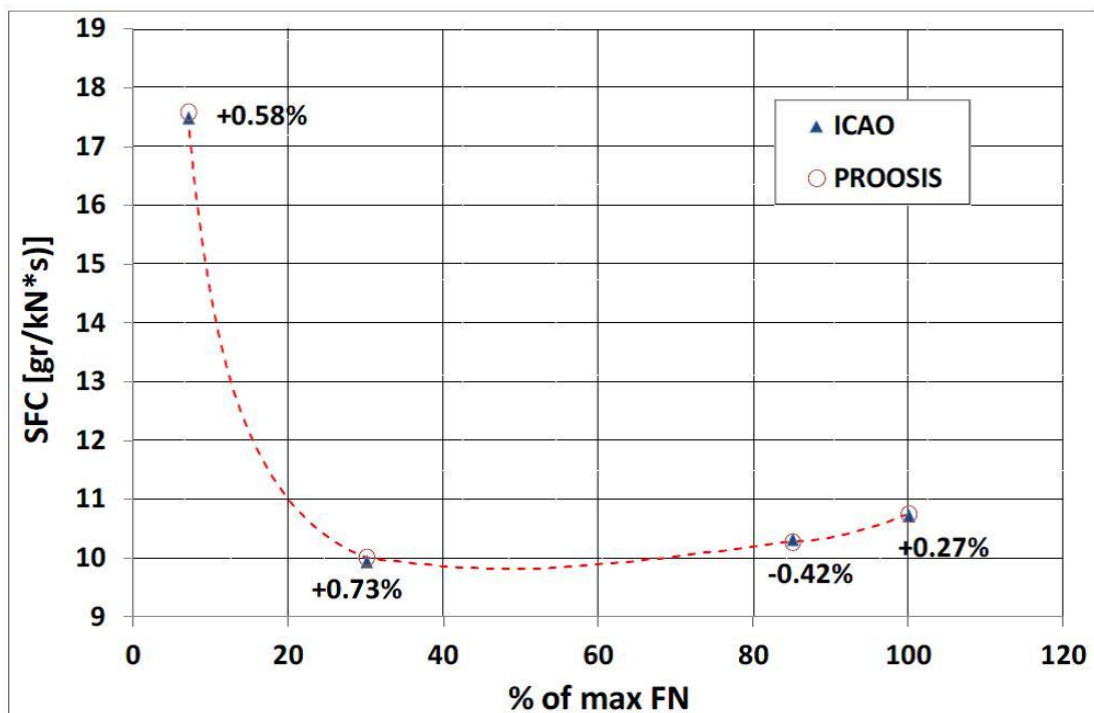
Σχήμα 4.4: Μεγέθη που προκύπτουν από το φύλλο δεδομένων του ICAO.

Τα αποτελέσματα του μοντέλου του κινητήρα ελέγχονται σε σχέση με αυτά του ICAO ή άλλα διαθέσιμα, προκειμένου να εξακριβωθεί ή όχι η ορθότητα του μοντέλου. Το Σχήμα 4.5 παρουσιάζει μια τέτοια σύγκριση. Παρατηρούμε ότι οι αποκλίσεις είναι μικρές εκτός από το σημείο IDLE στο 7% της ώσης όπου η απόκλιση φτάνει το 10%.

Αν τα αποτελέσματα της σύγκρισης δεν είναι ικανοποιητικά μπορούμε να προσαρμόσουμε κατάλληλα το μοντέλο έτσι ώστε να μειώσουμε περαιτέρω τις αποκλίσεις. Η διαδικασία αυτή περιλαμβάνει την βελτιστοποίηση της θέσης του σημείου σχεδίασης πάνω στους χάρτες αλλά και την τροποποίηση των ίδιων των χαρτών των συνιστωσών του κινητήρα. Στην δεύτερη περίπτωση πρέπει να ελέγχεται κατά πόσο οι χάρτες που προκύπτουν εξακολουθούν να έχουν φυσική συμπεριφορά. Το Σχήμα 4.6 παρουσιάζει τη σύγκριση του μοντέλου με τα δεδομένα του ICAO μετά τη διαδικασία βελτιστοποίησης και προσαρμογής των χαρτών.



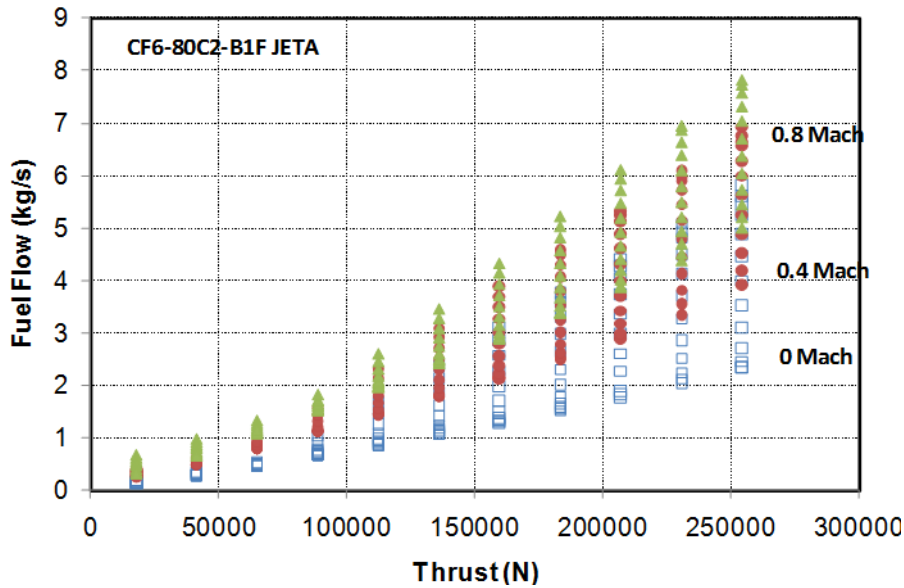
Σχήμα 4.5: Αποτελέσματα του PROOSIS σε σύγκριση με τα αποτελέσματα του ICAO.



Σχήμα 4.6: Σύγκριση των αποτελεσμάτων του ICAO με τα διορθωμένα αποτελέσματα του PROOSIS.

4.2 Προσεγγιστικό μοντέλο κινητήρα

Για να δημιουργηθεί ένα προσεγγιστικό μοντέλο κινητήρα απαιτείται η ύπαρξη ενός πλήρους μοντέλου. Χρησιμοποιώντας το μοντέλο αυτό, παράγουμε τιμές κατανάλωσης καυσίμου για διαφορετικές τιμές ώσης και διαφορετικές συνθήκες πτήσης (υψόμετρο, αριθμό mach) μέσα στο φάκελο πτήσης του αεροσκάφους. Ενδεικτικά αποτελέσματα για τον κινητήρα CF6-80C2 παρουσιάζονται στο Σχήμα 4.7.



Σχήμα 4.7: Παράδειγμα διαγράμματος κατανάλωσης καυσίμου-ώσης για διαφορετικό ύψος και αριθμό Mach πτήσης.

Παρατηρούμε ότι δεν υπάρχει μια σαφής συσχέτιση της κατανάλωσης καυσίμου με την ώση λόγω της υψηλής διασποράς των τιμών. Για να μπορέσουμε να μειώσουμε τη διασπορά αυτή κάνουμε διόρθωση τόσο της ώσης όσο και της κατανάλωσης του καυσίμου σε συνθήκες τυπικής ημέρας ως εξής:

$$Thrust_{cor} = \frac{Thrust}{\delta} \tag{4.1}$$

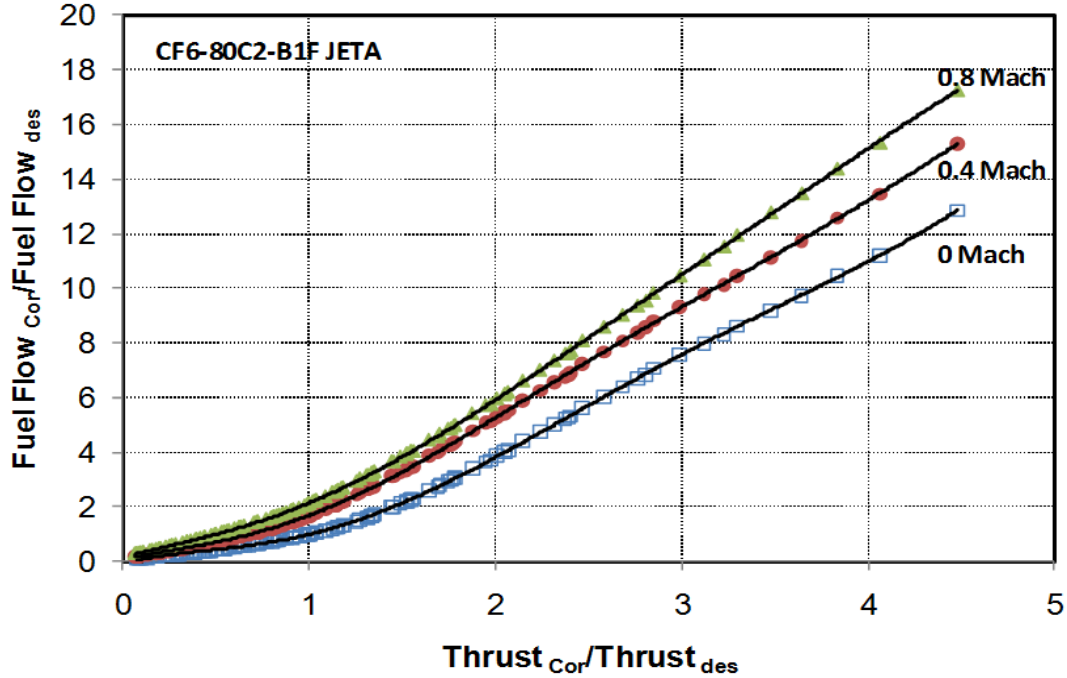
$$W_{fcor} = \frac{W_f}{\delta\sqrt{\theta}} \tag{4.2}$$

Έπειτα, γίνεται αδιαστατοποίηση των παραπάνω μεγεθών ως προς το σημείο σχεδίασης του κινητήρα (Design Point).

$$x = \frac{Thrust_{cor}}{Thrust_{des}} \tag{4.3}$$

$$y = \frac{W_{fcor}}{W_{fdes}} \tag{4.4}$$

Το Σχήμα 4.8 παρουσιάζει τα αποτελέσματα μετά την εφαρμογή των διορθώσεων και της αδιαστατοποίησης. Παρατηρούμε ότι η επίδραση του υψομέτρου έχει εξαλειφθεί, ενώ έχει παραμείνει η επίδραση του αριθμού Mach. Στη συνέχεια εφαρμόζουμε πολυωνυμική προσαρμογή στα δεδομένα για κάθε αριθμό Mach. Οι προσεγγιστικές καμπύλες που προκύπτουν μέσω της διαδικασίας αυτής φαίνονται επίσης στο Σχήμα 4.8, όπου παρατηρούμε την μεγάλη ακρίβεια της προσαρμογής.



Σχήμα 4.8: Σχηματική αναπαράσταση της πολυωνυμικής προσέγγισης της καμπύλης.

Οι καμπύλες προσαρμογής για τους διάφορους αριθμούς Mach μπορούν να γραφτούν στη γενική τους μορφή ως εξής:

$$y = a_{n,0}x^n + a_{n-1,0}x^{n-1} + \dots + a_{0,0} \quad (4.5)$$

(...)

$$y = a_{n,M1}x^n + a_{n-1,M1}x^{n-1} + \dots + a_{0,M1} \quad (4.6)$$

(...)

$$y = a_{n,0.85}x^n + a_{n-1,0.85}x^{n-1} + \dots + a_{0,0.85} \quad (4.7)$$

Με δεδομένες τις καμπύλες αυτές και για δεδομένο Mach και αδιάστατη ώση (x) υπολογίζουμε την αδιάστατη κατανάλωση καυσίμου y και στη συνέχεια την κατανάλωση καυσίμου ως εξής:

$$W_f = yW_{f_{des}}\delta\sqrt{\theta} \quad (4.8)$$

Εάν ο αριθμός Mach δεν είναι ίσος με κάποιον από αυτούς για τους οποίους έχουμε παράγει την αντίστοιχη πολυωνυμική προσέγγιση, τότε το y για τον

συγκεκριμένο αριθμό Mach (y_M) υπολογίζεται με γραμμική παρεμβολή μεταξύ αυτών που υπολογίζονται για τους δύο κοντινότερους αριθμούς Mach ($M_1 < M < M_2$).

$$y_M = \frac{M - M_1}{M_2 - M_1} \cdot (y_{M_2} - y_{M_1}) + y_{M_1} \quad (4.9)$$

4.3 Μοντέλο κινητήρα BADA-EuroControl

Η κατανάλωση καυσίμου σύμφωνα με το BADA χωρίζεται σε τρία κύρια τμήματα, την μέγιστη κατανάλωση, την ελάχιστη καθώς και την κατανάλωση καυσίμου που απαιτείται κατά την πλεύση.

Στην απογείωση του αεροσκάφους, αλλά και κατά την άνοδό του, το αεροσκάφος έχει πολύ μεγάλες απαιτήσεις ώσης. Οι κινητήρες συνήθως λειτουργούν σε πλήρη στοιχεία και στις δύο αυτές περιπτώσεις προκαλώντας έτσι και την αυξημένη κατανάλωση καυσίμου. Σύμφωνα με το BADA η κατανάλωση καυσίμου στην περίπτωση αυτή είναι η μέγιστη και υπολογίζεται ως συνάρτηση της πραγματικής ταχύτητας που έχει το αεροσκάφος.

$$SFC_{max} \left(\frac{kg}{min * kN} \right) = C_{f1} \left(1 + \frac{V_{TAS}(knots)}{C_{f2}} \right) \quad (4.10)$$

Το επόμενο τμήμα της αποστολής είναι η πλεύση, όπου επιθυμούμε την βελτιστοποίηση της κατανάλωσης. Η κατανάλωση καυσίμου είναι ίση με ένα ποσοστό της κατανάλωσης που έχει το αεροσκάφος κατά το τελευταίο στάδιο της ανόδου μέχρι το τελικό ύψος πτήσης.

$$SFC = C_{fcr} SFC_{max} \quad (4.11)$$

Τέλος, έχουμε την ελάχιστη ειδική κατανάλωση η οποία αφορά τα στάδια της καθόδου αλλά και της προσγείωσης. Η διαφορά στην περίπτωση αυτή είναι ότι η κατανάλωση καυσίμου είναι συνάρτηση του υψομέτρου.

$$SFC_{min} = \frac{C_{f3}}{F_N(kN)} \left(1 - \frac{h(ft)}{C_{f4}} \right) \quad (4.12)$$

Το καιόμενο καύσιμο σε όλα τα στάδια υπολογίζεται ως το γινόμενο της ειδικής κατανάλωσης και της ώσης του αεροσκάφους.

$$W_f \left(\frac{kg}{min} \right) = SFC \cdot F_N \quad (4.13)$$

Οι συντελεστές C_f δίνονται στα αρχεία OPF του BADA για κάθε αεροσκάφος. Ένα παράδειγμα τμήματος τέτοιου αρχείου φαίνεται στο Σχήμα 4.9.

```

CC===== Fuel Consumption =====/
CC Thrust Specific Fuel Consumption Coefficients /
CD .82129E+00 .24902E+04 /
CC Descent Fuel Flow Coefficients /
CD .13818E+02 .81226E+05 /
CC Cruise Corr. unused unused unused unused /
CD .97210E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 /

```

Σχήμα 4.9: Παράδειγμα τμήματος αρχείου της BADA σχετικά με τους συντελεστές για την κατανάλωση καυσίμου.

4.4 Προσεγγιστικές σχέσεις κατανάλωσης καυσίμου

Εκτός από τις παραπάνω μεθόδους μπορούμε να προσεγγίσουμε την κατανάλωση ενός κινητήρα με πιο απλές και γενικευμένες σχέσεις. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούνται οι παρακάτω εξισώσεις οι οποίες έχουν προκύψει από την στατιστική ανάλυση των επιδόσεων των κινητήρων που κυκλοφορούν στην αγορά.

$$BPR = 3.2 + 0.02109 \sqrt{F_{N|TO}} \quad (4.14)$$

$$SFC|_{TO} = 16204.157 - 48.8109 \sqrt{F_{N|TO}} \quad (4.15)$$

$$SFC|_{TO} = 0.71 - 0.15 \sqrt{BPR} \quad (4.16)$$

$$SFC|_{CR} = 28242.54 - 71.476 \sqrt{F_{N|TO}} \quad (4.17)$$

Επίσης μπορούμε να προσεγγίσουμε την κατανάλωση καυσίμου ως συνάρτηση του αριθμού Mach και του λόγου θερμοκρασιών από την παρακάτω εξίσωση η οποία αναφέρεται σε turbofan μεγάλου λόγου παράκαμψης.

$$SFC = \frac{0.45359}{4.4482 \cdot 3600} (0.4 + 0.5 M) \sqrt{\theta} \quad (4.18)$$

5

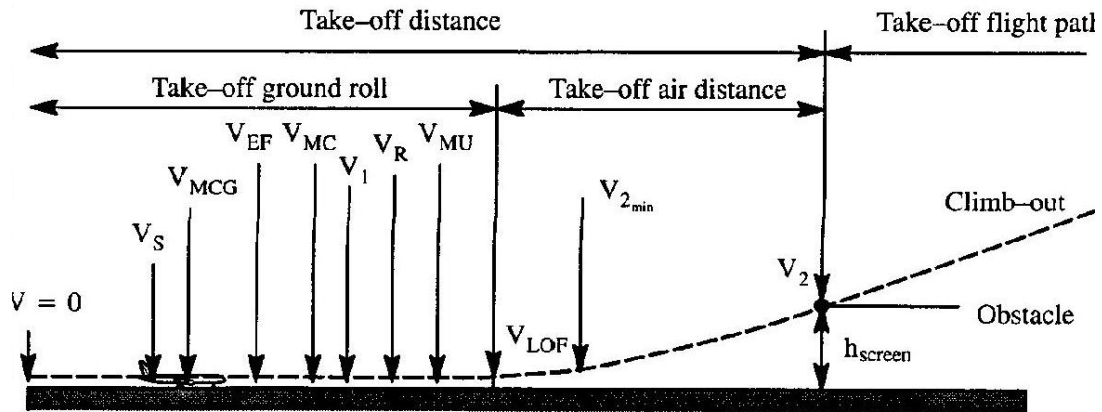
Μοντελοποίηση Αποστολής

Στο κεφάλαιο αυτό αναλύουμε τις μεθόδους μοντελοποίησης του κάθε τμήματος της αποστολής έχοντας λάβει υπ' όψιν μας τις φυσικές αρχές που διέπουν το κάθε ένα από αυτά. Η βελτιστοποίηση της αποστολής ενός αεροσκάφους είναι ένα πολύ σύνθετο πρόβλημα και ένας τρόπος που υπάρχει ώστε να απλουστευθεί η διαδικασία της μελέτης αυτής είναι να γίνουν αρκετές παραδοχές. Μερικές από τις παραδοχές που κάνουμε στα πλαίσια της παρούσας εργασίας αναφέρονται παρακάτω ενώ υπάρχουν και άλλες που εφαρμόζονται σε κάθε τμήμα ξεχωριστά.

- Η ώση και η οπισθέλκουσα του αεροσκάφους ενεργούν κατά την ίδια κατεύθυνση με αυτή της ταχύτητας.
- Η κίνηση του αεροσκάφους γίνεται σε ευθεία γραμμή, δεν γίνονται ελιγμοί κατά την πτήση. Κίνηση έχουμε μόνο κατά τους άξονες X και Z.
- Το ρευστό όπου κινείται το αεροσκάφος θεωρείται ακίνητο, ομογενές και αδιατάρακτο έχοντας τις ιδιότητες τέλει αερίου.
- Η μετάβαση του κινητήρα από το ένα τμήμα στο άλλο γίνεται ακαριαία και δεν υπάρχει κάποια επίδραση από την αλλαγή αυτή.

5.1 Απογείωση

Η απογείωση, η οποία παρουσιάζεται σχηματικά στο Σχήμα 5.1, χωρίζεται σε τρία στάδια όπως έχει προαναφερθεί. Το πρώτο στάδιο είναι αυτό της τροχοδρόμησης και ορίζεται από την αρχική ταχύτητα του αεροσκάφους V_0 στην αρχή του διαδρόμου μέχρι την ταχύτητα περιστροφής, V_R . Το δεύτερο στάδιο είναι η περιστροφή, ορίζεται από την ταχύτητα V_R μέχρι και την ταχύτητα αποκόλλησης από το έδαφος V_{LOF} . Τέλος είναι το τμήμα μετάβασης, το οποίο ξεκινά από την στιγμή που το αεροσκάφος θα αποκολληθεί από το έδαφος με ταχύτητα V_{LOF} μέχρι να φτάσει το ύψος εμποδίου όπου η ταχύτητά του είναι ίση με V_2 .



Σχήμα 5.1: Φάσεις απογείωσης και χαρακτηριστικές ταχύτητες.

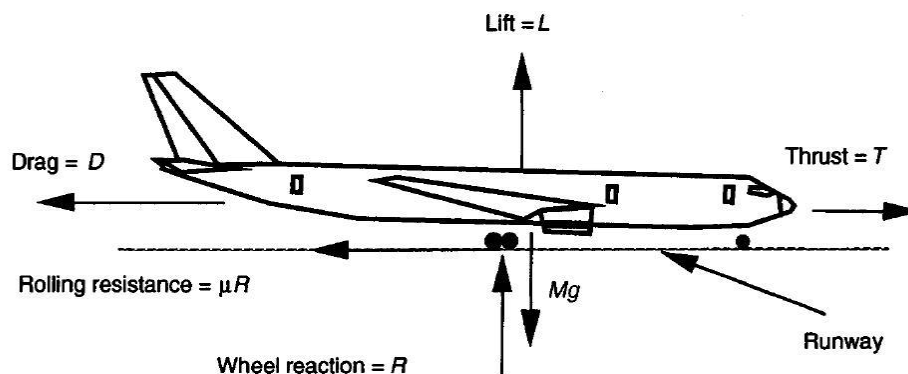
Για την μοντελοποίηση της απογείωσης όπως και σε όλα τα υπόλοιπα τμήματα της αποστολής εφαρμόζουμε το 2^ο νόμο του Νεύτωνα σύμφωνα με την γενική εξίσωση που ακολουθεί.

$$\vec{\Sigma F} = \frac{d(\vec{mU})}{dt} = m \frac{d\vec{U}}{dt} + \vec{U} \frac{dm}{dt} \quad (5.1)$$

Η μάζα του αεροσκάφους δεν θεωρείται σταθερή οπότε η μεταβολή της εξαρτάται από την ειδική κατανάλωση καυσίμου και την ώση στο αντίστοιχο χρονικό σημείο υπολογισμού.

$$\frac{dm}{dt} = -SFC \cdot F_N \quad (5.2)$$

Οι δυνάμεις που ασκούνται κατά τα δύο πρώτα στάδια της απογείωσης όπου δεν έχουμε αποκόλληση του αεροσκάφους από το έδαφος φαίνονται στο Σχήμα 5.2.

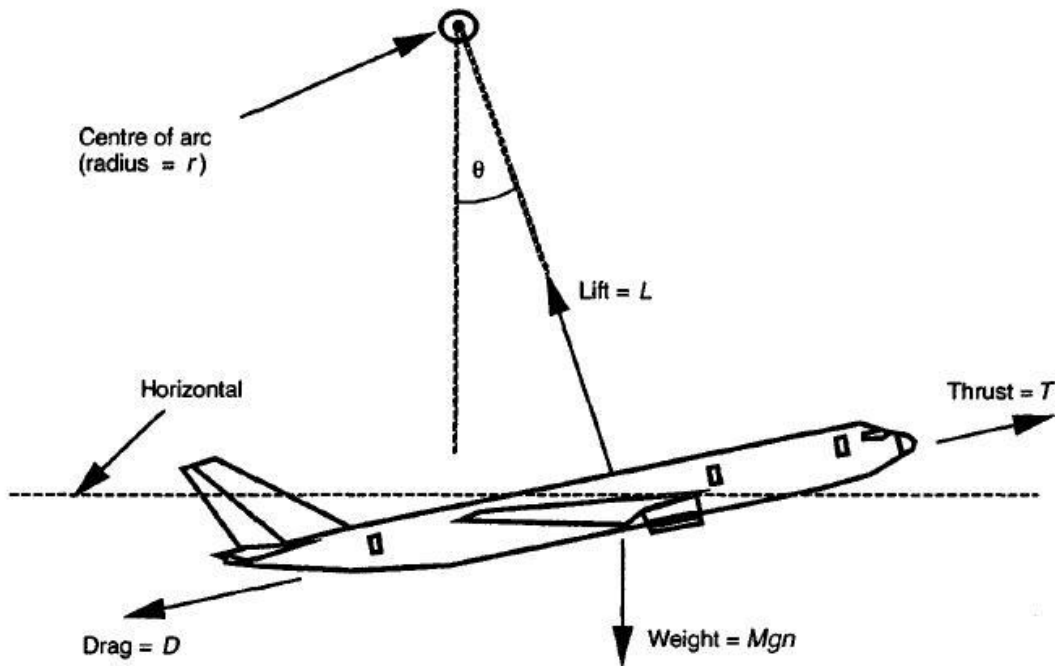


Σχήμα 5.2: Ασκούμενες δυνάμεις κατά τις δύο πρώτες φάσεις της απογείωσης.

Αναλύοντας τις δυνάμεις στους δύο άξονες X και Y η εξίσωση (5.1) διαμορφώνεται ως εξής:

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= F_N - D - \mu R = m \frac{du}{dt} + u \frac{dm}{dt} \\ \Sigma F_y &= L - mg + R = 0\end{aligned}\quad (5.3)$$

Οι δυνάμεις που ασκούνται κατά την τελική φάση της απογείωσης όπου το αεροσκάφος έχει πλέον αποκολληθεί από το έδαφος και κινείται προς το ύψος εμποδίου φαίνονται στο Σχήμα 5.3.



Σχήμα 5.3: Ασκούμενες δυνάμεις κατά την τελική φάση της απογείωσης.

Στην περίπτωση αυτή η ανάλυση των δυνάμεων στους δύο άξονες έχει ως εξής:

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= F_N \cos \gamma - D \cos \gamma - L \sin \gamma = m \frac{du}{dt} + u \frac{dm}{dt} \\ \Sigma F_y &= F_N \sin \gamma - D \sin \gamma + L \cos \gamma - mg = m \frac{dv}{dt} + v \frac{dm}{dt}\end{aligned}\quad (5.4)$$

Κατά την ανάλυση αποστολής μας ενδιαφέρει να μπορούμε να βρούμε σε κάθε χρονική στιγμή την τρέχουσα θέση, ταχύτητα και μάζα του αεροσκάφους για δεδομένη ώση. Οπότε οι άγνωστοι στην γενική περίπτωση είναι 5, οι συντεταγμένες x, y οι δύο ταχύτητες u, v και η μάζα του αεροσκάφους. Για την επίλυση του προβλήματος και κάνοντας χρήση των εξισώσεων (5.2), (5.3) και (5.4) διαμορφώνεται το παρακάτω σύστημα διαφορικών εξισώσεων.

$$\frac{dx}{dt} = u \quad (5.5)$$

$$\begin{aligned} \frac{dy}{dt} &= \begin{cases} 0 & \text{τροχοδρόμηση και περιστροφή} \\ v & \text{μετάβαση} \end{cases} \\ \frac{du}{dt} &= \begin{cases} \frac{1}{m} \left(F_N - D - \mu(mg - L) - u \frac{dm}{dt} \right) & \text{τροχοδρόμηση και περιστροφή} \\ \frac{1}{m} \left(F_N \cos \gamma - D \cos \gamma - L \sin \gamma - u \frac{dm}{dt} \right) & \text{μετάβαση} \end{cases} \\ \frac{dv}{dt} &= \begin{cases} 0 & \text{τροχοδρόμηση και περιστροφή} \\ \frac{1}{m} \left(F_N \sin \gamma - D \sin \gamma + L \cos \gamma - mg - v \frac{dm}{dt} \right) & \text{μετάβαση} \end{cases} \\ \frac{dm}{dt} &= -SFC \cdot F_n \end{aligned}$$

Το σύστημα αυτό επιλύεται με χρήση αριθμητικών μεθόδων όπως η Runge-Kutta.

Αυτό που συνήθως ενδιαφέρει στη φάση της απογείωσης προκειμένου να διαπιστώσουμε αν το αεροσκάφος μπορεί να απογειωθεί από συγκεκριμένο αεροδρόμιο είναι ο υπολογισμός της απόστασης που διανύεται κατά την απογείωση καθώς και ο χρόνος στην οποία αυτή πραγματοποιείται. Για το σκοπό αυτό υπάρχουν διάφορες προσεγγιστικές λύσεις οι οποίες περιγράφονται παρακάτω.

5.1.1 Υπολογισμός απόστασης

Η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος από την αρχή της απογείωσης μέχρι και το ύψος του εμποδίου μπορεί να υπολογιστεί από την παρακάτω σχέση, [10,20].

$$S_{TO} = S_G + S_A \quad (5.6)$$

Όπου S_G είναι η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος στο έδαφος και S_A η απόσταση που διανύει μετά την αποκόλληση μέχρι και το ύψος εμποδίου.

Η απόσταση που διανύει στο έδαφος το αεροσκάφος μέχρι την αποκόλληση υπολογίζεται ως εξής:

$$s_G = \int_0^t V dt \quad (5.7)$$

Δεδομένου ότι γνωρίζουμε την ταχύτητα κατά την αποκόλληση V_{LOF} είναι προτιμότερο να ανάγουμε το παραπάνω ολοκλήρωμα ως προς την ταχύτητα, οπότε προκύπτει η εξής εξίσωση:

$$s_G = \int_0^V V \frac{dV}{\alpha} = \int_0^{V_{LOF}} \frac{mV}{\Sigma F} dV \quad (5.8)$$

Όπου a είναι η επιτάχυνση που αποκτά το αεροσκάφος κατά τη φάση αυτή.

Για τον υπολογισμό της εξίσωσης (5.8) απαιτείται η γνώση της συνισταμένης των δυνάμεων η οποία προκύπτει από την εξίσωση (5.3) ως εξής:

$$\begin{aligned}\Sigma F &= F_N - D - \mu(W - L) = F_N - \mu W - D + \mu L \\ &= F_N - \mu W - L \left(\frac{D}{L} - \mu \right) \\ &= W \left[\frac{F_N}{W} - \mu - \frac{L}{W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu \right) \right]\end{aligned}\quad (5.9)$$

Αντικαθιστώντας στην εξίσωση (5.8) έχουμε:

$$s_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{mV}{W \left[\frac{F_N}{W} - \mu - \frac{L}{W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu \right) \right]} dV \quad (5.10)$$

Θέτοντας

$$\begin{aligned}A &= \frac{F_N}{W} - \mu \\ B &= \frac{L}{WV^2} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu \right) = \frac{\rho S C_L}{2W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu \right) = \frac{\rho S}{2W} (C_{D0} + C_{D2} C_L^2 - \mu C_L)\end{aligned}\quad (5.11)$$

Έχουμε

$$s_G = \frac{1}{g} \int_0^{V_{LOF}} \frac{V}{[A - BV^2]} dV \quad (5.12)$$

Θεωρώντας ότι η ώση και το βάρος του αεροσκάφους παραμένουν σταθερά, το ολοκλήρωμα επιλύεται ως εξής, [9]:

$$s_G = -\frac{1}{2gB} \ln \left(\frac{A - BV_{LOF}^2}{A} \right) \quad (5.13)$$

Ένας άλλος τρόπος για την επίλυση του ολοκληρώματος είναι θεωρώντας ότι η τιμή του παρονομαστή είναι σταθερή και ίση με αυτή που προκύπτει για ταχύτητα ίση με το 70% της ταχύτητας αποκόλλησης, οπότε προκύπτει η εξής σχέση, [10]:

$$s_G = \frac{V_{LOF}^2}{2g(A - BV^2)_{0.7V_{LOF}}} \quad (5.14)$$

Αν θεωρήσουμε ότι η ώση μεταβάλλεται συναρτήσει της ταχύτητας, σύμφωνα με την σχέση, [20]:

$$F_N = C_2 V^2 + C_1 V + C_0 \quad (5.15)$$

Η εξίσωση (5.10) μπορεί να γραφτεί ως εξής:

$$s_G = \frac{1}{g} \int_0^{V_{LOF}} \frac{V dV}{\alpha V^2 + bV + c} \quad (5.16)$$

Όπου

$$\begin{aligned} \alpha &= \frac{C_2}{W} - \frac{\rho S C_L}{2W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu \right) \\ b &= \frac{C_1}{W} \\ c &= \frac{C_o}{W} - \mu \end{aligned} \quad (5.17)$$

Στην περίπτωση αυτή καταλήγουμε στην εξής λύση του ολοκληρώματος.

$$\begin{aligned} s_G &= \frac{1}{2ga} \ln \left(\frac{aV_{LOF}^2 + bV_{LOF} + c}{c} \right) \\ &\quad + \frac{b}{a\sqrt{4ac - b^2}} \left(\tan^{-1} \frac{b}{\sqrt{4ac - b^2}} \right. \\ &\quad \left. - \tan^{-1} \frac{b + 2aV_{LOF}}{\sqrt{4ac - b^2}} \right) \end{aligned} \quad (5.18)$$

Στην απόσταση που διανύει το αεροσκάφος στο έδαφος πρέπει να προστεθεί και η απόσταση κατά την περιστροφή S_R η οποία μπορεί να υπολογιστεί θεωρώντας τυπική χρονική διάρκεια ίση με 3 sec με ταχύτητα V_{LOF} .

$$S_R = 3V_{LOF} \quad (5.19)$$

Για να υπολογιστεί και το μήκος που διανύει το αεροσκάφος από το σημείο αποκόλλησής του από το έδαφος μέχρι το ύψος εμποδίου εργαζόμαστε με ανάλογο τρόπο. Στο Σχήμα 5.4 παρουσιάζεται γραφικά ο τρόπος υπολογισμού της απόστασης αυτής.

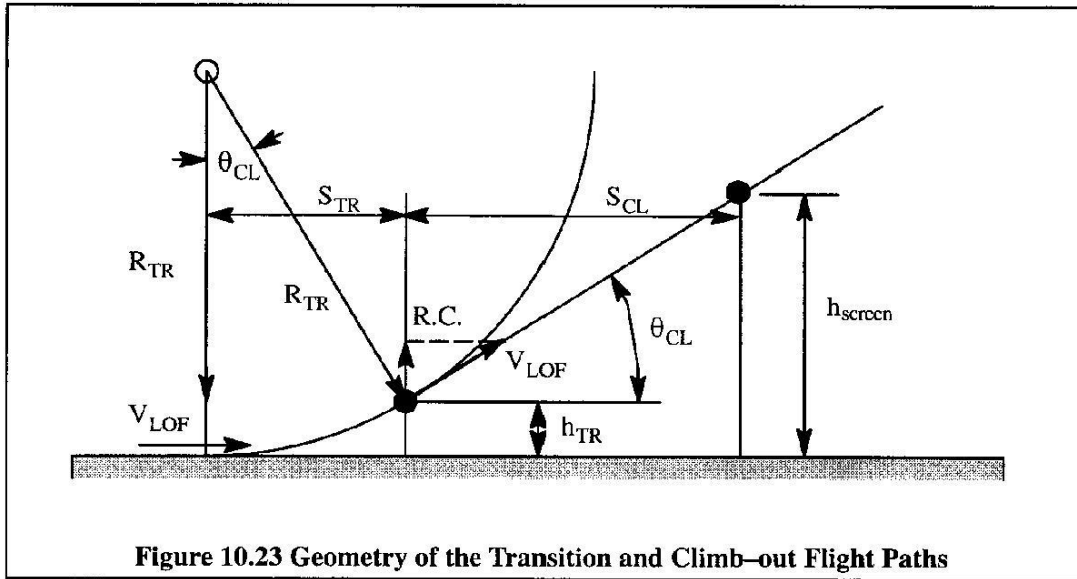


Figure 10.23 Geometry of the Transition and Climb-out Flight Paths

Σχήμα 5.4: Υπολογισμός απόστασης από το σημείο αποκόλλησης μέχρι και το ύψος εμποδίου.

Συγκεκριμένα η απόσταση που απαιτείται ώστε το αεροσκάφος να αποχωριστεί από το έδαφος μέχρι το ύψος εμποδίου, είναι το άθροισμα της απόστασης κατά την μετάβαση στην άνοδο S_{TR} και της απόστασης κατά την άνοδο μέχρι το ύψος εμποδίου S_{CL} .

$$S_A = S_{TR} + S_{CL} \quad (5.20)$$

Για να υπολογίσουμε την απόσταση κατά την μετάβαση στην άνοδο πρέπει να βρούμε την ακτίνα R_{TR} της κυκλικής τροχιάς. Η ακτίνα R_{TR} υπολογίζεται από την ισορροπία των δυνάμεων σε διεύθυνση προς το κέντρο του κύκλου:

$$L = mg \cos \gamma + \frac{mV_{TRANS}^2}{R_{TR}} \quad (5.21)$$

Όπου V_{TRANS} είναι η ταχύτητα που έχουμε κατά την μετάβαση και δίνεται από την παρακάτω σχέση:

$$V_{TRANS} = \frac{V_{LOF} + V_2}{2} \sim \frac{1.1V_{STALL} + 1.2V_{STALL}}{2} \sim 1.15V_{STALL} \quad (5.22)$$

Επίσης θεωρούμε ότι το αεροσκάφος πετάει με άνοση L που αντιστοιχεί στο $0.90 C_{Lmax}$, οπότε η άνοση δίνεται από τη σχέση:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{TRANS}^2 0.9 C_{Lmax} \quad (5.23)$$

Συνδυάζοντας τις παραπάνω σχέσεις και θεωρώντας ότι η γωνία γ είναι μικρή, η ακτίνα της κυκλικής τροχιάς δίνεται από τη σχέση, [9]:

$$R_{TR} = \frac{V_{TRANS}^2}{g(n-1)} \quad (5.24)$$

Όπου n ονομάζεται συντελεστής φορτίου και δίνεται από τη σχέση

$$n = \frac{L}{mg} = \frac{\frac{1}{2}\rho(1.15V_{STALL})^2 0.9C_{Lmax}}{\frac{1}{2}\rho(V_{STALL})^2 C_{Lmax}} \sim 1.2 \quad (5.25)$$

Στο τέλος της μετάβασης το ύψος του αεροσκάφους θα είναι h_{TR} και το οποίο δίνεται από τη σχέση:

$$h_{TR} = R_{TR}(1 - \cos\gamma) \sim R_{TR}\gamma \frac{\gamma}{2} \quad (5.26)$$

Έτσι η απόσταση κατά την μετάβαση στην άνοδο S_{TR} δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις ανάλογα αν το ύψος στο τέλος της μετάβασης είναι μικρότερο ή μεγαλύτερο από το ύψος εμποδίου:

$$S_{TR} = \begin{cases} R_{TR}\sin\gamma \sim R_{TR}\gamma & h_{TR} < h_{screen} \\ \sqrt{(R_{TR} + h_{screen})^2 - R_{TR}^2} & h_{TR} > h_{screen} \end{cases} \quad (5.27)$$

Ομοίως η απόσταση από το ύψος της μετάβασης μέχρι το ύψος εμποδίου υπολογίζεται από την σχέση:

$$S_{CL} = \begin{cases} \frac{h_{screen} - h_{TR}}{\tan\gamma} & h_{TR} < h_{screen} \\ 0 & h_{TR} > h_{screen} \end{cases} \quad (5.28)$$

Μία πιο απλή εκτίμηση της απόστασης μετάβασης προκύπτει από την διατήρηση της ενέργειας μεταξύ των δύο θέσεων.

$$\frac{1}{2}mV_{LOF}^2 + (F_N - D)_{av}S_A = \frac{1}{2}mV_2^2 + mgh_{screen} \quad (5.29)$$

Λύνοντας ως προς S_A προκύπτει η εξής σχέση, [10]:

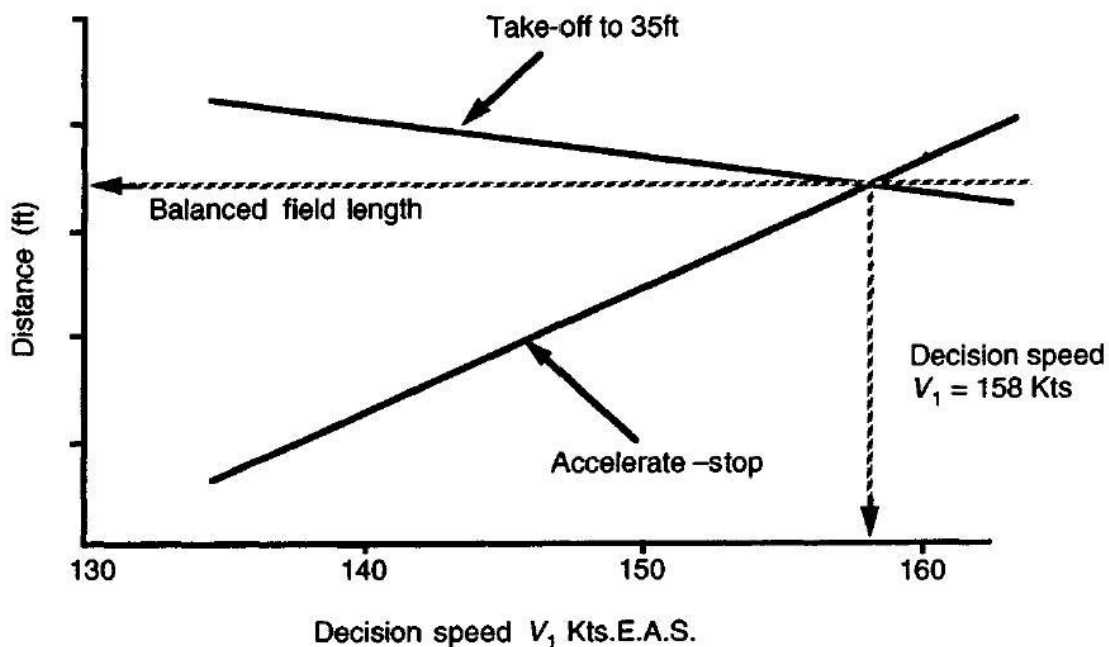
$$s_A = \frac{W}{(F_N - D)_{av}} \left\{ \frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2g} + h_{screen} \right\} \quad (5.30)$$

5.1.2 Υπολογισμός Ισοδύναμης Απόστασης – *Balanced Field Length*

Εάν κάποιος κινητήρας τεθεί εκτός λειτουργίας λόγω βλάβης τότε όπως έχουμε αναφέρει και σε προηγούμενη παράγραφο υπάρχουν δύο περιπτώσεις, είτε η συνέχιση της απογείωσης, accelerate-go, είτε η απόρριψη αυτής και η ακινητοποίηση του αεροσκάφους, accelerate-stop.

Για δεδομένο βάρος του αεροσκάφους υπολογίζουμε την απόσταση που απαιτείται ώστε το αεροσκάφος είτε να σταματήσει είτε να απογειωθεί. Όταν οι αποστάσεις των δύο περιπτώσεων είναι ίσες, τότε το μέγεθος αυτό ονομάζεται ισορροπημένο μήκος απογείωσης (*Balanced Field Length-BFL*). Δεδομένης τώρα της απόστασης αυτής, υπολογίζεται η κρίσιμη ταχύτητα εμφάνισης βλάβης.

Το Σχήμα 5.5 παρουσιάζεται ο τρόπος υπολογισμού του BFL. Οι ευθείες στο σχήμα δείχνουν την απόσταση που διανύεται κατά το accelerate-stop ή το accelerate-go συναρτήσει της ταχύτητας του αεροσκάφους. Όσο αυξάνεται η ταχύτητα του αεροσκάφους, η απόσταση που απαιτείται κατά το accelerate-go μειώνεται ενώ η αντίστοιχη του accelerate-stop αυξάνεται. Στο σημείο όπου οι δύο αυτές ευθείες τέμνονται η απόσταση είναι ίση με το BFL ενώ η ταχύτητα ονομάζεται ταχύτητα απόφασης V_1 .



Σχήμα 5.5: Σχηματική απεικόνιση της απαιτούμενης απόστασης κατά την απογείωση όταν υπάρχει βλάβη σε έναν κινητήρα συναρτήσει της ταχύτητας που έχει το αεροσκάφος.

Εάν η ταχύτητα που έχει το αεροσκάφος όταν εμφανιστεί η βλάβη είναι μικρότερη από την ταχύτητα απόφασης τότε η βέλτιστη λύση είναι η επιβράδυνση του αεροσκάφους. Σε αντίθετη περίπτωση επιλέγεται η απογείωσή του παρά το πρόβλημα του κινητήρα.

Το διάγραμμα στο Σχήμα 5.5 κατασκευάζεται ως εξής: Αρχικά, επιλέγεται μια τυχαία ταχύτητα εμφάνισης βλάβης. Μέχρι εκείνη την ταχύτητα το αεροσκάφος επιταχύνει κανονικά έχοντας την πλήρη ώση που προσφέρουν οι κινητήρες του αεροσκάφους. Από την στιγμή που εμφανιστεί η βλάβη αναλύονται παράλληλα τα δύο σενάρια που αναφέρθηκαν προηγουμένως. Για το “accelerate-go” το αεροσκάφος συνεχίζει την απογείωση με την εναπομένουσα ώση. Στην περίπτωση όπου αποφασιστεί η επιβράδυνσή του τότε το αεροσκάφος θέτει τους κινητήρες του σε θέση Idle και με την χρήση όλων των συστημάτων του επιβραδύνει μέχρι την τελική ακινητοποίησή του. Η παραπάνω διαδικασία επαναλαμβάνεται για διαφορετικές ταχύτητες εμφάνισης βλάβης. Τα σημεία που προκύπτουν για την κάθε περίπτωση, “accelerate-go” και “accelerate-stop”, δημιουργούν δύο καμπύλες. Το σημείο τομής τους δίνει το Balanced Field Length και την ταχύτητα απόφασης V_1 .

Επίσης έχουν αναπτυχθεί και ημι-εμπειρικοί τύποι υπολογισμού του BFL συναρτήσει του βάρους απογείωσης, της μέγιστης ώσης αλλά και τις ατμοσφαιρικές συνθήκες, [8].

$$BFL(ft) = \frac{0.863}{1 + 2.3 \Delta\gamma_2} \left[\frac{m}{\rho S C_{L,2}} + h_{obs} \right] \left[\frac{1}{\frac{F_{N,av}}{mg} - \mu} + 2.7 \right] + \frac{655}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_{SL}}}} \quad (5.31)$$

Όπου:

$$\Delta\gamma_2 = \gamma_2 - \gamma_{2,min} \quad (5.32)$$

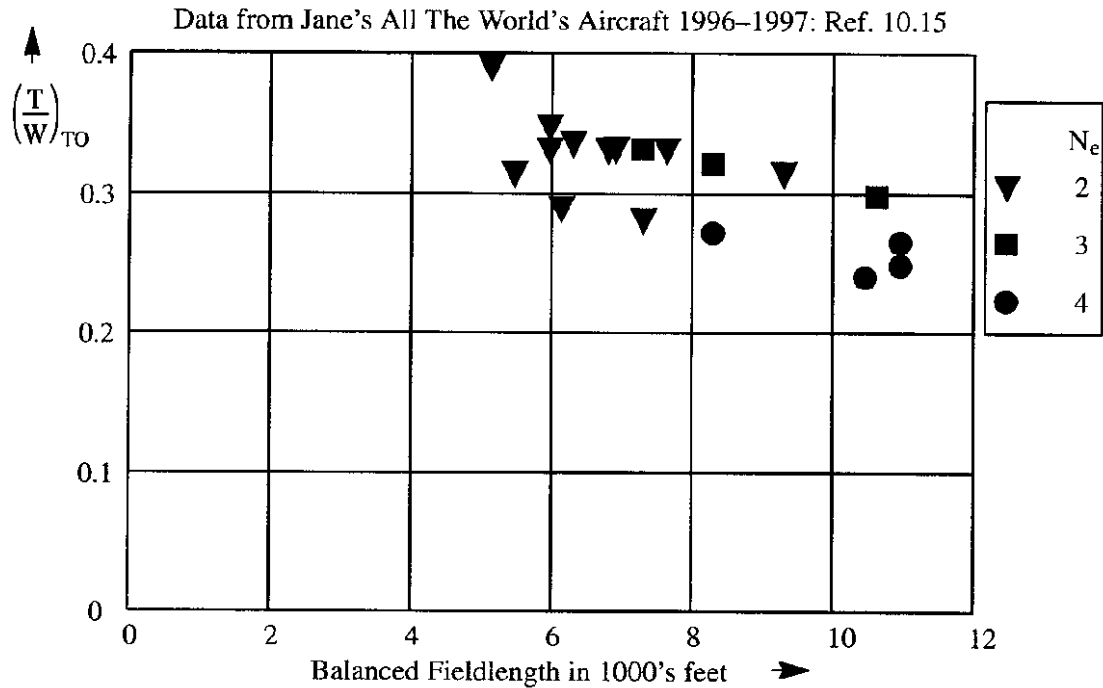
$$C_{L,2} = 0.694 C_{L,max} \quad (5.33)$$

$$F_{N,av} = 0.75 \left(\frac{5 + \alpha}{4 + \alpha} \right) F_{N,TO} \quad (5.34)$$

$$\mu = 0.01 C_{L,max} + 0.02 \quad (5.35)$$

Όπου το $\gamma_{2,min}$ εξαρτάται από τον αριθμό των κινητήρων του αεροσκάφους και ισούται με 0.024, 0.027 και 0.030 για 2, 3 και 4 κινητήρες αντίστοιχα. Το α είναι ο λόγος παράκαμψης του κινητήρα.

Ένας τρόπος πιστοποίησης της ορθότητας των αποτελεσμάτων που εξάγονται τόσο από την γραφική λύση όσο και από την ημι-εμπειρική σχέση αποτελεί το παρακάτω διάγραμμα, το οποίο υπολογίζει το BFL για διάφορα αεροσκάφη, βάσει του αριθμού των κινητήρων που είναι τοποθετημένοι και συναρτήσει του λόγου βάρους απογείωσης προς την μέγιστη ώση απογείωσης [8].



Σχήμα 5.6: Γενικευμένο διάγραμμα υπολογισμού του BFL για διάφορα αεροσκάφη σύμφωνα με το Janes.

5.1.3 Εκτίμηση του χρόνου απογείωσης

Ένα απαραίτητο μέγεθος για την ανάλυση της απογείωσης είναι ο χρόνος που απαιτείται για να φτάσει το αεροσκάφος από την ακινησία στο ύψος εμποδίου. Ο υπολογισμός του χρόνου γίνεται από την σχέση που ακολουθεί:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{a} = \int_{V_1}^{V_2} \frac{m}{\Sigma F} dV \quad (5.36)$$

Όπου V_1 και V_2 η αρχική και τελική ταχύτητα του αεροσκάφους, ενώ a είναι η επιτάχυνση του αεροσκάφους κατά το διάστημα αυτό.

Ο συνολικός χρόνος της απογείωσης υπολογίζεται από το άθροισμα του χρόνου τροχοδρόμησης, του χρόνου περιστροφής, του χρόνου μετάβασης και του χρόνου ανόδου μέχρι το ύψος εμποδίου [8,20].

$$t = t_{ground} + t_{rotation} + t_{transition} + t_{climb} \quad (5.37)$$

Για τον υπολογισμό του χρόνου τροχοδρόμησης ακολουθούμε παρόμοια διαδικασία με αυτήν για τον υπολογισμό της αντίστοιχης απόστασης. Οπότε η σχέση

(5.36), για την περίπτωση όπου η ώση θεωρείται πολυώνυμο της ταχύτητας, γίνεται ως εξής:

$$t_G = \frac{1}{g} \int_0^{V_{LOF}} \frac{dV}{\alpha V^2 + bV + c} \quad (5.38)$$

Λύνοντας το ολοκλήρωμα που διαμορφώνεται παίρνουμε την παρακάτω εκτίμηση για τον χρόνο τροχοδρόμησης.

$$t_G = \frac{2}{g\sqrt{4\alpha c - b^2}} \left(\tan^{-1} \frac{2\alpha V_{LOF} + b}{\sqrt{4\alpha c - b^2}} - \tan^{-1} \frac{b}{\sqrt{4\alpha c - b^2}} \right) \quad (5.39)$$

Ο χρόνος περιστροφής είναι συνήθως 3 δευτερόλεπτα. Ο χρόνος κατά την μετάβαση στην άνοδο t_{TR} υπολογίζεται από την αντίστοιχη απόσταση S_{TR} από την παρακάτω σχέση:

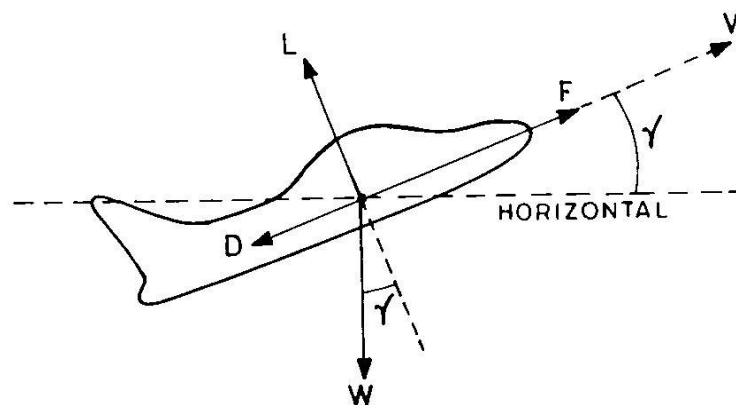
$$t_{TR} = \frac{S_{TR}}{V_{LOF}} \quad (5.40)$$

Ομοίως ο χρόνος από το ύψος της μετάβασης μέχρι το ύψος εμποδίου υπολογίζεται από την σχέση

$$t_{CL} = \frac{2S_{CL}}{V_{LOF} + V_2} \quad (5.41)$$

5.2 Άνοδος

Η μοντελοποίηση της ανόδου γίνεται όπως και στην απογείωση, ξεκινάει δηλαδή με την ισορροπία δυνάμεων. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει, και για το τμήμα αυτό, η εκτίμηση του χρόνου και της απόστασης που απαιτείται για την άνοδο του αεροσκάφους από το ύψος εμποδίου μέχρι το ύψος που θα γίνει η πλεύση.



Σχήμα 5.7: Δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος κατά την άνοδό του.

$$\text{Άξονας } X: \quad F_N \cos \gamma - D \cos \gamma - L \sin \gamma = \frac{d(mV)}{dt} \quad (5.42)$$

$$\text{Άξονας } Y: \quad L \cos \gamma = W \quad (5.43)$$

5.2.1 Υπολογισμός του ρυθμού ανόδου

Εάν αναλύσουμε τις δυνάμεις ως προς τους άξονες που είναι παράλληλοι και κάθετοι ως προς την ταχύτητα του αεροσκάφους (Σχήμα 5.7) τότε η ισορροπία δυνάμεων διαμορφώνεται ως εξής:

$$F_N - D - W \sin \gamma = \frac{d(mV)}{dt} \quad (5.44)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (5.45)$$

Η εξίσωση (5.44) εάν επιλυθεί ως προς $\sin \gamma$, και με την παραδοχή ότι το βάρος παραμένει σταθερό κατά την διάρκεια της ανόδου τότε παίρνει την εξής μορφή:

$$\sin \gamma = -\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{1}{W} [F_N - D] \quad (5.46)$$

Από την παραπάνω εξίσωση προκύπτει η γενική έκφραση της γωνίας γ η οποία ονομάζεται γωνία ανόδου του αεροσκάφους.

Ο ρυθμός ανόδου του αεροσκάφους διαφέρει ανάλογα με την κίνηση που κάνει το αεροσκάφος, δηλαδή επιταχυνόμενη ή μη επιταχυνόμενη άνοδο. Η γενική του μορφή είναι το γινόμενο του ημιτόνου της γωνίας ανόδου και της ταχύτητας του αεροσκάφους.

$$RC = V \sin \gamma \quad (5.47)$$

Αντικαθιστώντας το $\sin \gamma$ με αυτό που υπολογίστηκε στην σχέση (5.46) παίρνουμε την παρακάτω γενική σχέση, η οποία εκφράζει και την επιταχυνόμενη άνοδο:

$$RC = V \sin \gamma \Rightarrow RC = -\frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{V}{W} [F_N - D] \quad (5.48)$$

Για την περίπτωση της μη επιταχυνόμενης ανόδου, η παράγωγος της ταχύτητας, στην εξίσωση (5.48), μηδενίζεται και η εξίσωση παίρνει την παρακάτω μορφή.

$$RC_0 = \frac{V(F_N - D)}{W} \quad (5.49)$$

5.2.2 Υπολογισμός γωνίας ανόδου

Η γωνία ανόδου για μη επιταχυνόμενη άνοδο, δίνεται από την παρακάτω έκφραση.

$$\sin \gamma = \frac{F_N}{W} - \frac{D}{W} \quad (5.50)$$

Αρχικά, μπορούμε να εισαγάγουμε στην παραπάνω σχέση, τον συντελεστή φορτίου, εξίσωση (5.25). Με αυτόν τον τρόπο παίρνουμε την παρακάτω εξίσωση [18].

$$\sin \gamma = \frac{F_N}{W} - \frac{D}{W} = \frac{F_N}{W} - \frac{LD}{WL} \Rightarrow \sin \gamma = \frac{F_N}{W} - n \frac{D}{L} \quad (5.51)$$

Ο λόγος οπισθέλκουσας προς άνωση μπορεί να γραφτεί ως εξής:

$$\frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D0}}{C_L} + C_{D2} C_L \quad (5.52)$$

Τέλος, αντικαθιστώντας στην (5.51) έχουμε:

$$\sin \gamma = \frac{F_N}{W} - n \frac{C_{D0}}{C_L} - n C_{D2} C_L \quad (5.53)$$

5.2.3 Εκτίμηση του χρόνου ανόδου

Ο χρόνος κατά την άνοδο του αεροσκάφους υπολογίζεται ως εξής:

$$\begin{aligned} \frac{dh}{dt} = RC = V \sin \gamma \Rightarrow dt &= \frac{dh}{RC} \\ t &= \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{RC} \end{aligned} \quad (5.54)$$

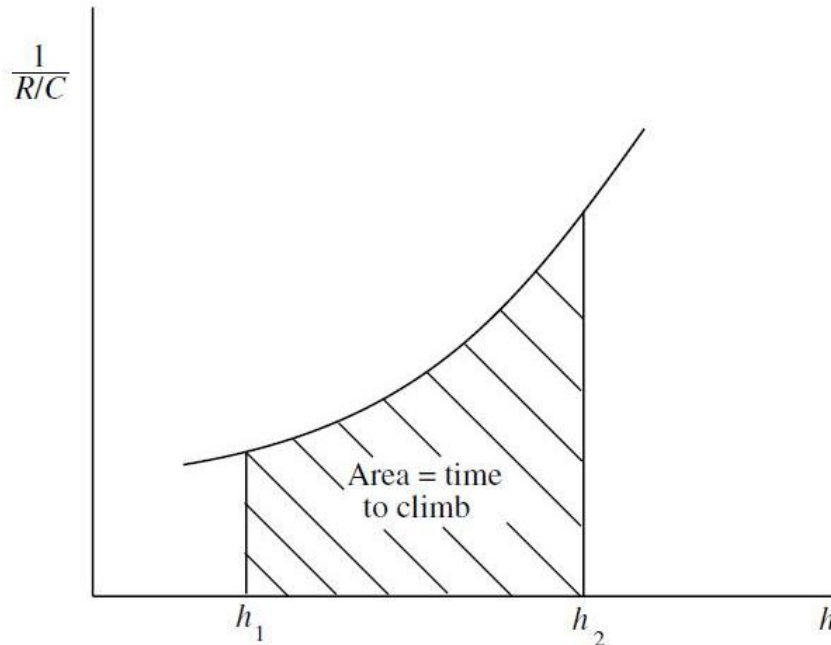
Στην περίπτωση που ο ρυθμός ανόδου αυξάνεται γραμμικά, μπορεί να εκφραστεί πλήρως συναρτήσει του ύψους, αν γνωρίζουμε τον ρυθμό ανόδου σε δύο διαφορετικά ύψη, ως εξής [20]:

$$RC = RC_1 + \frac{RC_2 - RC_1}{h_2 - h_1} (h - h_1) \quad (5.55)$$

Αντικαθιστώντας στην (5.54) και επιλύοντας το ολοκλήρωμα προκύπτει η παρακάτω εξίσωση.

$$t = \frac{h_2 - h_1}{RC_2 - RC_1} \ln \frac{RC_2}{RC_1} \quad (5.56)$$

Στην περίπτωση όμως, όπου ο ρυθμός ανόδου δεν αυξάνεται γραμμικά, αλλά με την μορφή κάποιας τυχαίας καμπύλης τότε ο χρόνος είναι ίσος με το εμβαδόν της επιφάνειας που βρίσκεται κάτω από την καμπύλη αυτή όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.8.



Σχήμα 5.8: Διάγραμμα υπολογισμού του χρόνου στην περίπτωση που δεν είναι γραμμική η αύξηση του ρυθμού ανόδου.

5.2.4 Υπολογισμός της απόστασης

Για τον υπολογισμό της απόστασης, εργαζόμαστε όπως και με τον χρόνο χρησιμοποιώντας εδώ όμως την οριζόντια συνιστώσα της ταχύτητας.

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (5.57)$$

Οπότε η απόσταση υπολογίζεται από το ολοκλήρωμα:

$$x = \int_{t_1}^{t_2} V \cos \gamma \, dt \quad (5.58)$$

Το παραπάνω ολοκλήρωμα μπορεί να εκφραστεί και ως προς το υψόμετρο αν γνωρίζουμε τον τρόπο μεταβολής της ταχύτητας με το υψόμετρο. Αυτό μπορεί να γίνει ως εξής:

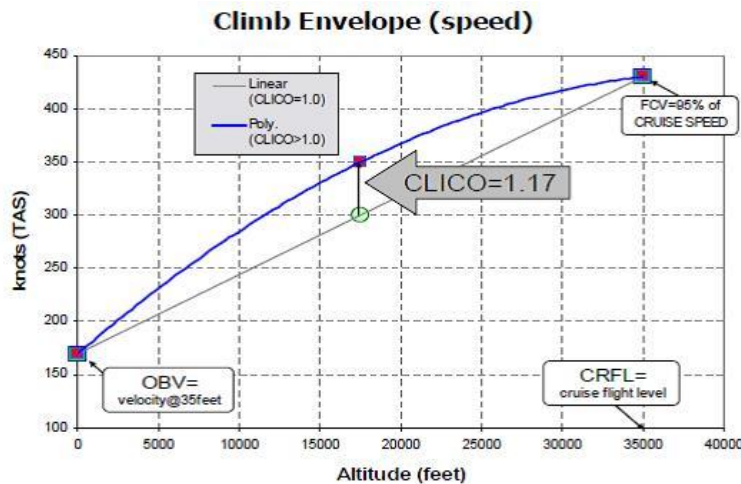
$$\frac{dx}{dh} = \frac{dx}{dt} \frac{dt}{dh} = V \cos \gamma \frac{1}{RC} = \frac{V \cos \gamma}{V \sin \gamma} = \frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} = \frac{1}{\tan \gamma}$$

$$x = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{\tan \gamma} \quad (5.59)$$

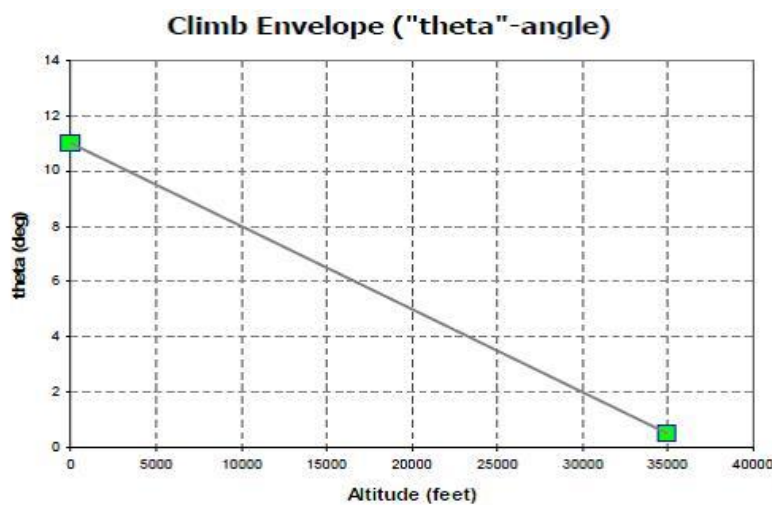
Ο όρος $\frac{dx}{dh}$ περιγράφει τον λόγο οριζόντιας απόστασης προς την αντίστοιχη κάθετη απόσταση που διανύει το αεροσκάφος κατά την άνοδό του.

5.2.5 Μέθοδος CLICO

Στην μέθοδο αυτή [23], θεωρείται ότι η αύξηση της ταχύτητας του αεροσκάφους είναι συνάρτηση 2^{ου} βαθμού με το υψόμετρο (Σχήμα 5.9). Ενώ η γωνία ανόδου του αεροσκάφους είναι γραμμική και φθίνουσα προς το μηδέν λίγο πριν την πλεύση, Σχήμα 5.10.



Σχήμα 5.9: Μεταβολή της ταχύτητας ως προς το υψόμετρο.



Σχήμα 5.10: Μεταβολή της γωνίας ανόδου ως προς το υψόμετρο.

Αναλυτικότερα η ταχύτητα και η γωνία ανόδου του αεροσκάφους εκφράζονται από τις παρακάτω εξισώσεις:

$$V(h) = c_1 h^2 + c_2 h + c_3 \quad (5.60)$$

$$\gamma(h) = d_1 h + d_2 \quad (5.61)$$

Οι συντελεστές c_i και d_i είναι σταθεροί και υπολογίζονται με βάση τα παρακάτω δεδομένα:

$$V(h_1) = V_1, V(h_2) = V_2, V(h_m) = V_m = CLICO \frac{V_1 + V_2}{2}, h_m = \frac{h_1 + h_2}{2} \quad (5.62)$$

$$\gamma(h_1) = \gamma_1, \gamma(h_2) = \gamma_2$$

Οπότε προκύπτουν οι παρακάτω σχέσεις

$$c_1 = \frac{2(V_1 + V_2 - 2V_m)}{(h_2 - h_1)^2}$$

$$c_2 = \frac{V_2 - V_1}{h_2 - h_1} - c_1(h_2 + h_1)$$

$$c_3 = V_1 - c_1 h_1^2 - c_2 h_1 \quad (5.63)$$

$$d_1 = \frac{\gamma_2 - \gamma_1}{h_2 - h_1}$$

$$d_2 = \gamma_1 - d_1 h_1$$

Πρέπει να προσθέσουμε ότι οι εξισώσεις (5.60) και (5.61) μπορούν να εκφραστούν και ως συνάρτηση του χρόνου αντί του υψομέτρου. Η απόσταση και ο χρόνος που απαιτείται για να φτάσει το αεροσκάφος στο επιθυμητό ύψος πλεύσης υπολογίζεται σύμφωνα με το ολοκλήρωμα της εξίσωσης (5.59) και (5.54) αντίστοιχα.

5.2.6 Μέθοδος της BADA

Η άνοδος κατά την μελέτη που γίνεται στο BADA, [16], χωρίζεται σε πολλά μικρά στάδια όπου η Calibrated Air Speed (CAS) παραμένει σταθερή όπως φαίνεται στον παρακάτω πίνακα.

Υψόμετρο (ft)	Ταχύτητα CAS (knots)
0-1499	$C_{V,min} V_{STALL,TO} + 5$
1500-2999	$C_{V,min} V_{STALL,TO} + 10$
3000-3999	$C_{V,min} V_{STALL,TO} + 30$
4000-4999	$C_{V,min} V_{STALL,TO} + 60$
5000-5999	$C_{V,min} V_{STALL,TO} + 80$
6000-9999	Min($V_{CL,1}$, 250 knot)
10000-μέχρι το ύψος μετάβασης	$V_{CL,2}$
Πάνω από το ύψος μετάβασης	M_{CL}

Πίνακας 5.1: Πίνακας ταχυτήτων κατά την άνοδο σύμφωνα με το BADA.

Το ποσοστό, $C_{V,min}$, είναι ίσο με 30%. Το υψόμετρο μετάβασης από μία ταχύτητα CAS, V σε Mach υπολογίζεται ως εξής:

$$\delta = \frac{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \left(\frac{V}{340.294}\right)^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1} \quad (5.64)$$

$$\theta = \delta \frac{0.0065 Rg}{g} \quad (5.65)$$

$$h_{trans} = \frac{1000}{0.3048 \cdot 6.5} [288.15(1 - \theta)] \quad (5.66)$$

Η ώση του αεροσκάφους, είναι η μέγιστη τιμή για την άνοδο, και βρίσκεται από την παρακάτω σχέση που προτείνεται από το BADA:

$$F_N(N) = C_{Tc1} \left(1 - \frac{h}{C_{Tc2}} + C_{Tc3} h^2\right) \quad (5.67)$$

Οι συντελεστές C_{Tc1} , C_{Tc2} και C_{Tc3} αποτελούν σταθερές και οι τιμές τους βρίσκονται στα αρχεία OPF του εκάστοτε αεροσκάφους, ενώ το h είναι το ύψος πτήσης του αεροσκάφους και στην σχέση αυτή εισάγεται σε πόδια (ft).

Η απόσταση υπολογίζεται με τον ίδιο τρόπο που αναφέρθηκε στην παράγραφο 5.2.4. Ενώ η γωνία ανόδου του αεροσκάφους υπολογίζεται από τη σχέση (5.50).

5.3 Πλευση

Η μελέτη της φάσης αυτής, όπως και κάθε άλλου τμήματος της αποστολής, ξεκινάει με την εφαρμογή της ισορροπίας δυνάμεων που ασκούνται στο αεροσκάφος

κάθε στιγμή. Οι εξισώσεις των δυνάμεων κατά τους δύο άξονες, κάθετο και οριζόντιο, φαίνονται παρακάτω.

$$\text{Άξονας X:} \quad F_N - D = m \frac{dV}{dt} + V \frac{dm}{dt} \quad (5.68)$$

$$\text{Άξονας Y:} \quad L = W \quad (5.69)$$

Η μεταβολή του βάρους του αεροσκάφους δίνεται από τη σχέση.

$$\frac{dm}{dt} = -SFC \cdot F_N \quad (5.70)$$

Ιδιαίτερα σημαντική παράμετρος κατά το στάδιο της πλεύσης είναι η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος καθώς και η μέγιστη εμβέλεια που μπορεί να επιτύχει. Ο υπολογισμός της απόστασης γίνεται ως εξής:

$$\frac{dx}{dt} = V \Rightarrow \frac{dx}{dm} = \frac{Vdt}{dm} \Rightarrow x = - \int_1^2 \frac{V}{SFC \cdot F_N} dm \quad (5.71)$$

Το ολοκλήρωμα της εξίσωσης (5.71) μας δείχνει την μεταβολή της απόστασης κατά την μεταβολή του βάρους. Οι τρόποι για τον υπολογισμό της απόστασης, ποικίλουν ανάλογα με την προσέγγιση που επιλέγουμε να γίνει το τμήμα αυτό, και θα αναλυθεί στις παρακάτω παραγράφους.

5.3.1 Σταθερός αριθμός Mach και σταθερή γωνία προσβολής

Ο πρώτος τρόπος με τον οποίο μπορεί να γίνει η πλεύση είναι διατηρώντας σταθερό τον αριθμό Mach, και τη γωνία προσβολής του ρεύματος αέρα στα πτερύγια του αεροσκάφους άρα και του συντελεστή άνωσης C_L . Από τη σχέση (5.69) έχουμε:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L = \frac{1}{2} \gamma p S M^2 C_L \Rightarrow \frac{W}{p} = \frac{1}{2} \gamma S M^2 C_L = \text{σταθερό} \quad (5.72)$$

Άρα η πίεση του αέρα πρέπει να μειώνεται όσο μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους. Αυτό σημαίνει ότι πρέπει να αυξάνεται το υψόμετρο πτήσης. Για το λόγο αυτό ο συγκεκριμένος τρόπος πλεύσης ονομάζεται τεχνική Cruise-Climb. Επειδή ο συντελεστής άνωσης είναι σταθερός, παραμένει σταθερός και ο συντελεστής οπισθέλκουσας άρα και ο λόγος L/D . Θεωρώντας ότι η ειδική κατανάλωση καυσίμου παραμένει σταθερή καθ' όλη την διάρκεια της πλεύσης, η ώση είναι ίση με την οπισθέλκουσα και η μεταβολή της ταχύτητας είναι μικρή, εφαρμόζοντας τη σχέση (5.71), η εμβέλεια του αεροσκάφους στην περίπτωση αυτή, δίνεται από την παρακάτω εξίσωση [6,10]:

$$Range_1 = -\frac{1}{g} \frac{V \cdot L}{SFC \cdot D} \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m} = \frac{V}{g} \frac{C_L}{SFC C_D} \ln \omega \quad (5.73)$$

$$\text{Όπου: } \omega = \frac{m_i}{m_f}$$

5.3.2 Σταθερό υψόμετρο και σταθερή γωνία προσβολής

Η περίπτωση αυτή αφορά την διατήρηση σταθερού υψομέτρου καθώς και γωνίας προσβολής. Η σταθερή γωνία προσβολής, όπως είδαμε και στην προηγούμενη παράγραφο αφορά την διατήρηση σταθερών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους, δηλαδή τον συντελεστή άνωσης και οπισθέλκουσας κατ' επέκταση [6,10]. Από τη σχέση (5.69) έχουμε:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L = \frac{1}{2} \gamma p S M^2 C_L \Rightarrow \frac{W}{M^2} = \frac{1}{2} \gamma p S C_L = \text{σταθερό} \quad (5.74)$$

Άρα η ταχύτητα πρέπει να μειώνεται όσο μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους. Θεωρώντας και για αυτήν την περίπτωση ότι η ειδική κατανάλωση καυσίμου παραμένει σταθερή και η ώση είναι ίση με την οπισθέλκουσα, εφαρμόζοντας τη σχέση (5.71), η εμβέλεια του αεροσκάφους, δίνεται από την παρακάτω εξίσωση [6,10]:

$$\begin{aligned} Range_2 &= -\frac{1}{g} \frac{L}{SFC D} \int_{m_i}^{m_f} V \frac{dm}{m} \\ Range_2 &= -\frac{1}{SFC} \left(\frac{2}{\gamma p S C_L} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{L}{D} \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{\sqrt{m}} \\ Range_2 &= \left[\frac{1}{SFC} \left(\frac{m_i}{\gamma p S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{\sqrt{C_L}}{C_D} 2 \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\omega}} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.75)$$

5.3.3 Σταθερό υψόμετρο και αριθμός Mach

Η τελευταία μέθοδος που ακολουθείται για την υλοποίηση της πλεύσης είναι και η συνηθέστερη λόγω των κανονισμών. Σε αυτή την περίπτωση η ταχύτητα του αεροσκάφους παραμένει σταθερή όπως και το υψόμετρο πλεύσης, [6,10]. Από τη σχέση (5.69) έχουμε:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L = \frac{1}{2} \gamma p S M^2 C_L \Rightarrow \frac{W}{C_L} = \frac{1}{2} \gamma p S M^2 = \text{σταθερό} \quad (5.76)$$

Άρα ο συντελεστής άνωσης πρέπει να μειώνεται όσο μειώνεται το βάρος του αεροσκάφους το οποίο μπορεί να γίνει ρυθμίζοντας τη γωνία προσβολής. Η μείωση αυτή οδηγεί σε μείωση της οπισθέλκουσας άρα και της απαιτούμενης ώσης. Εφαρμόζοντας τη σχέση (5.71), η εμβέλεια του αεροσκάφους, δίνεται από την παρακάτω εξίσωση [6,10]:

$$Range_3 = -\frac{V}{SFC} \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{D} \quad (5.77)$$

Η οπισθέλκουσα D μπορεί να υπολογιστεί από την εξίσωση [20].

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = q S C_{D0} + \frac{C_{D2} W^2}{q S} \quad (5.78)$$

Αντικαθιστώντας στην (5.77) έχουμε

$$Range_3 = -\frac{V}{g S F C} \int_{W_i}^{W_f} \frac{1}{q S C_{D0} + \frac{C_{D2} W^2}{q S}} dW \quad (5.79)$$

$$Range_3 = \frac{V}{g S F C} \frac{1}{\sqrt{C_{D2} C_{D0}}} \left\{ \tan^{-1} \left[\frac{W_i}{q S} \sqrt{\frac{C_{D2}}{C_{D0}}} \right] - \tan^{-1} \left[\frac{W_f}{q S} \sqrt{\frac{C_{D2}}{C_{D0}}} \right] \right\} \quad (5.80)$$

5.3.4 Υλοποίηση τεχνικών πλεύσης

Για την περίπτωση της κλασσικής πλεύσης σε σταθερό υψόμετρο και αριθμό mach, χρησιμοποιούμε την ίδια διαδικασία που περιγράφηκε και σε προηγούμενες διπλωματικές εργασίες, για λόγους όμως πληρότητας την αναφέρουμε και εδώ. Κατά την πλεύση αυτή, διατηρείται σταθερό το υψόμετρο και η ταχύτητα του αεροσκάφους ενώ η απόσταση που πρέπει να καλύψει στο στάδιο αυτό είναι δεδομένη. Συνδυάζοντας όλα αυτά προκύπτει ο χρόνος που απαιτείται για την υλοποίηση του σταδίου. Χωρίζουμε τον χρόνο αυτό σε πολλά μικρότερα τμήματα Δt και για το κάθε τμήμα ακολουθούμε την παρακάτω διαδικασία.

Μέσω της ισοροπίας των δυνάμεων στον κάθετο άξονα, και με γνωστή την ταχύτητα του αεροσκάφους, μέσω του αριθμού Mach, προκύπτει ο συντελεστής άνωσης, εξίσωση (5.81), και κατ' επέκταση ο συντελεστής οπισθέλκουσας, σύμφωνα με την εξίσωση (3.4).

$$L = W \rightarrow \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 = mg \rightarrow C_L = \frac{2mg}{\rho S V^2} \quad (5.81)$$

Γνωρίζοντας τον συντελεστή οπισθέλκουσας υπολογίζεται η οπισθέλκουσα του αεροσκάφους, εξίσωση (3.3), η οποία στην περίπτωση της κλασσικής πλεύσης είναι σταθερή και ίση με την ώση, που απαιτείται ώστε το αεροσκάφος να διατηρεί σταθερή

ταχύτητα. Έπειτα, η ώση, ο αριθμός Mach και το ύψος πτήσης εισάγονται στο μοντέλο του κινητήρα από όπου προκύπτει η κατανάλωση καυσίμου. Το νέο βάρος του αεροσκάφους καθορίζεται από την εξίσωση (5.82).

$$W_{\text{νέο}} = W_{\text{παλιό}} - \Delta t \cdot SFC \quad (5.82)$$

Έχοντας το νέο βάρος, επαναλαμβάνουμε την διαδικασία για όλα τα τμήματα που χωρίσαμε την πλεύση.

Όσον αφορά τις δύο νέες μεθόδους, σταθερού συντελεστή άνωσης, η διαδικασία διαφοροποιείται ελαφρώς από αυτή που περιγράφηκε προηγουμένως. Πρέπει να σημειωθεί ότι, η διαδικασία μέχρι ένα σημείο είναι κοινή και για τις δύο αυτές μεθόδους. Έχοντας σαν δεδομένο το μήκος πλεύσης, χωρίζουμε την απόσταση σε πολλά μικρότερα τμήματα, Δx , εν αντιθέσει με την κλασσική πλεύση όπου τα τμήματα αυτά ήταν χρονικά. Η αρχική ταχύτητα είναι γνωστή ενώ η αρχική γωνία είναι ίση με το μηδέν. Από την ταχύτητα, και για δεδομένο υψόμετρο, υπολογίζεται ο αριθμός Mach. Από την ισορροπία των δυνάμεων στο πρώτο σημείο της πλεύσης προκύπτει ο συντελεστής άνωσης, όπως είδαμε και για την περίπτωση της κλασσικής πλεύσης, εξίσωση (5.81), ο οποίος όμως διατηρείται σταθερός καθ' όλη την διάρκεια αυτού του τμήματος. Κατά συνέπεια, διατηρείται σταθερός και ο συντελεστής οπισθέλκουσας, όπως φαίνεται και στην εξίσωση (3.4), από τον οποίο προκύπτει η οπισθέλκουσα, εξίσωση (3.3).

Η ώση που απαιτείται υπολογίζεται από την παρακάτω γενική έκφραση:

$$F_N = D + W \sin \theta \quad (5.83)$$

Στην περίπτωση όπου το υψόμετρο διατηρείται σταθερό η γωνία θ είναι μηδενική καθ' όλη την διάρκεια της πλεύσης. Όπως και προηγουμένως, από την ώση, το υψόμετρο και τον αριθμό mach προκύπτει η κατανάλωση καυσίμου στο τμήμα αυτό. Ο απαιτούμενος χρόνος υπολογίζεται από την εξίσωση (5.84).

$$\Delta t = \frac{\sqrt{dx^2 + dz^2}}{V} \quad (5.84)$$

Από το σημείο αυτό η διαδικασία είναι ελαφρώς διαφορετική για την κάθε περίπτωση και για τον λόγο αυτό θα αναφερθούμε για την κάθε μια χωριστά. Στην πρώτη περίπτωση, που διατηρείται σταθερό το υψόμετρο το dz είναι ίσο με το μηδέν και έτσι η εξίσωση (5.84) απλοποιείται όπως είναι φαίνεται παρακάτω.

$$\Delta t = \frac{dx}{V} \quad (5.85)$$

Στην συνέχεια, υπολογίζεται το νέο βάρος του αεροσκάφους, όπως στην εξίσωση (5.82), ενώ η απόσταση είναι ίση με το άθροισμα που ακολουθεί στην σχέση (5.86).

$$x_{\text{νέο}} = x_{\text{παλιό}} + dx \quad (5.86)$$

Με το νέο βάρος, χρησιμοποιούμε την ισορροπία των δυνάμεων στον κάθετο άξονα και επιλύουμε ως προς την ταχύτητα. Από την εξίσωση (5.87) βρίσκουμε την ταχύτητα στο επόμενο τμήμα.

$$L = W \rightarrow \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 = mg \rightarrow V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}} \quad (5.87)$$

Ο χρόνος προκύπτει από την επόμενη εξίσωση:

$$t = t + \Delta t \quad (5.88)$$

Για την περίπτωση όπου διατηρείται σταθερός ο αριθμός Mach, η διαδικασία διαμορφώνεται ως εξής. Υπολογίζεται το νέο βάρος και η απόσταση σύμφωνα με τις εξισώσεις (5.82) και (5.86), που αναφέρθηκαν προηγουμένως. Κατά την πλεύση αυτή, το υψόμετρο δεν παραμένει σταθερό. Μέσω του λόγου W/p , που παραμένει σταθερός κατά την πλεύση Cruise-Climb, προκύπτει μια πίεση.

$$\frac{W}{p} = \frac{1}{2} \gamma S M^2 C_L \rightarrow p = \frac{\gamma S M^2 C_L}{2W} \quad (5.89)$$

Έτσι, από την πίεση αυτή υπολογίζεται το νέο υψόμετρο, και η διαφορά προκύπτει από την ακόλουθη εξίσωση:

$$dz = z_2 - z_1 \quad (5.90)$$

Η κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας υπολογίζεται ως εξής:

$$V_z = \frac{dz}{dt} \quad (5.91)$$

Και η οριζόντια συνιστώσα:

$$V_x = \frac{dx}{dt} \quad (5.92)$$

Και η γωνία ανόδου του αεροσκάφους υπολογίζεται από την παρακάτω σχέση:

$$\theta = \tan^{-1} \frac{dz}{dx} \quad (5.93)$$

Τέλος, ο χρόνος υπολογίζεται όπως και στην προηγούμενη περίπτωση, σύμφωνα με την εξίσωση (5.88).

Ιδιαίτερη προσοχή πρέπει να δοθεί στον αριθμό των τμημάτων όπου θα χωριστεί ο χρόνος ή η απόσταση ανάλογα με την περίπτωση πλεύσης επιλέξουμε. Ο αριθμός αυτός μπορεί να καθοριστεί από τον χρήστη είτε τυχαία, είτε κάνοντας μια σχετική διερεύνηση και συμπεράνει ότι παρά την αύξηση των σημείων τα αποτελέσματα που προκύπτουν δεν διαφέρουν και πολύ μεταξύ τους.

5.3.5 Μέθοδος της BADA

Η εκτίμηση που γίνεται για την πτήση του αεροσκάφους στο στάδιο αυτό, από το BADA είναι το ίδιο με αυτό που αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο [16]. Η πτήση δηλαδή γίνεται με σταθερή ταχύτητα CAS και με σταθερό υψόμετρο. Η διαφορά που έγκειται σε σχέση με την προηγούμενη παράγραφο είναι ότι κατά το BADA η οριζόντια πλεύση γίνεται με δεδομένες ταχύτητες ανάλογα με το υψόμετρο που βρίσκεται το αεροσκάφος. Παρακάτω παραθέτουμε έναν πίνακα ο οποίος αναφέρει αναλυτικά τις ταχύτητες που οφείλει το αεροσκάφος να τηρεί για το κάθε υψόμετρο.

Είδος Κινητήρα		Είδος κινητήρα	
Υψόμετρο	<i>Jet</i>	Υψόμετρο	<i>Turboprop</i>
0-2999 ft	170 knot	0-2999 ft	150 knot
3000-5999 ft	Min($V_{CR,1}$, 220 knot)	3000-5999 ft	Min($V_{CR,1}$, 180 knot)
6000-13999 ft	Min($V_{CR,1}$, 250 knot)	6000-9999 ft	Min($V_{CR,1}$, 250 knot)
14000-trans.	$V_{CR,2}$	10000-trans.	$V_{CR,2}$
Μεγαλύτερο από trans.	M_{CR}	Μεγαλύτερο από trans.	M_{CR}

Πίνακας 5.2: Πίνακας ταχυτήτων σε διαφορετικά υψόμετρα βάσει της BADA για διαφορετικού τύπου αεροσκάφη.

Η εμβέλεια του αεροσκάφους υπολογίζονται όπως ακριβώς έχουν περιγραφεί στην προηγούμενη παράγραφο με την χρήση των προκαθορισμένων ταχυτήτων. Οι ταχύτητες $V_{CR,1}$, $V_{CR,2}$ και M_{CR} βρίσκονται στα αρχεία APF του κάθε αεροσκάφους.

5.4 Κάθοδος

Στο στάδιο αυτό θέλουμε να ξεκινήσει η επιβράδυνση του αεροσκάφους και ταυτόχρονα να γίνεται και η σταδιακή μείωση του ύψους πτήσης. Η κάθοδος πρέπει να γίνεται με τον πιο ομαλό τρόπο ενώ ο ρυθμός καθόδου δεν θα πρέπει να ξεπερνάει τα 300 πόδια το λεπτό, για τα επιβατικά αεροσκάφη ή τα 500 πόδια το λεπτό για τα μαχητικά.

Η διαδικασία που ακολουθείται κατά την κάθοδο είναι η αντίστροφη σε σχέση με αυτή της ανόδου. Ο ρυθμός καθόδου και η γωνία καθόδου υπολογίζονται από τις ίδιες σχέσεις με τα αντίστοιχα μεγέθη της ανόδου, με μόνη διαφορά όμως το αρνητικό πρόσημο.

5.4.1 Μέθοδος CLICO

Η κάθοδος σύμφωνα με την μέθοδο CLICO[23], είναι αντίστοιχη με την αντίστοιχη μέθοδο της ανόδου. Δηλαδή, θεωρεί ότι η μείωση της ταχύτητας είναι μια πολυωνυμική έκφραση του υψομέτρου ενώ για την γωνία καθόδου η εξάρτηση είναι γραμμική.

Οι εξισώσεις που διέπουν το στάδιο αυτό είναι οι ίδιες σε σχέση με αυτές της ανόδου CLICO, προσέχοντας όμως τα ύψη που θεωρούνται ως οριακές τιμές του κάθε τμήματος καθόδου.

5.4.2 Μέθοδος της BADA

Για αυτό το τμήμα της αποστολής το μοντέλο που προτείνεται στο BADA [16], είναι όμοιο με αυτό της ανόδου. Το αεροσκάφος σε συγκεκριμένα ύψη θα πρέπει να έχει σταθερή ταχύτητα CAS αλλά και σταθερό ρυθμό καθόδου, λόγω των περιορισμών που υπάρχουν. Οι ταχύτητες αυτές φαίνονται στον παρακάτω πίνακα και ισχύουν για αεροσκάφη με κινητήρες Jet αλλά και turboprop.

Είδος Κινητήρα	
Υψόμετρο	<i>Jet - Turbo-prop</i>
Μεγαλύτερο από trans.	M_{DES}
10000-ύψος μετάβασης	$V_{DES,2}$
6000-9999 ft	$\text{Min}(V_{DES,1}, 250 \text{ knot})$
3000-5999 ft	$\text{Min}(V_{DES,1}, 220 \text{ knot})$
2000-2999 ft	$C_{V,min}V_{STALL,LD} + V_{d,DES1}$
1500-1999 ft	$C_{V,min}V_{STALL,LD} + V_{d,DES2}$
1000-1499	$C_{V,min}V_{STALL,LD} + V_{d,DES3}$
0-999 ft	$C_{V,min}V_{STALL,LD} + V_{d,DES4}$

Πίνακας 5.3: Πίνακας ταχυτήτων καθόδου βάσει του BADA.

Όπως αναφέρθηκε και στην άνοδο, ο συντελεστής $C_{V,min}$ είναι ίσος με 1.3 ενώ οι όροι $V_{d,DES,i}$ παίρνει τις τιμές 5,10,20 και 50 αντίστοιχα. Η ώση του αεροσκάφους υπολογίζεται ως εξής:

- Για ύψος πτήσης πάνω από τα 10000 ft, ή 3048 m.

$$F_N = C_{Tdes,high} F_N (max.climb) \quad (5.94)$$

- Για ύψος πτήσης κάτω από τα 10000 ft, ή 3048 m.

$$F_N = C_{Tdes,low} F_N (max.climb) \quad (5.95)$$

- Για ύψος πτήσης κάτω από τα 8000ft, ή 2438.4m, και ταχύτητα μικρότερη από την ελάχιστη της πλεύσης συν 10 kts.

$$F_N = C_{Tdes,app} F_N (max.climb) \quad (5.96)$$

- Για ύψος πτήσης κάτω από τα 3000ft, ή 914.4m, και ταχύτητα μικρότερη από την ελάχιστη ταχύτητα προσέγγισης συν 10 kts.

$$F_N = C_{Tdes,ld} F_N (max.climb) \quad (5.97)$$

Οι μεταβλητές C_{Tdes} βρίσκονται στα αρχεία OPF του BADA και αφορούν το αντίστοιχο αεροσκάφος.

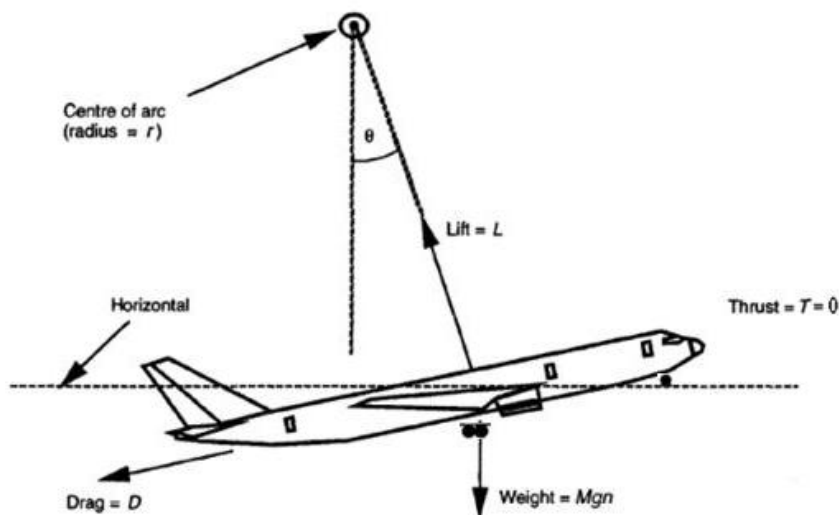
5.5 Προσγείωση

Η προσγείωση μπορεί να χωριστεί σε δύο κύρια τμήματα, το πρώτο είναι από όταν το αεροσκάφος είναι στα 50 πόδια μέχρι το σημείο λίγο πριν αγγίξει το έδαφος. Το δεύτερο είναι από την στιγμή που θα έρθει σε επαφή με το έδαφος μέχρι να ακινητοποιηθεί πλήρως στον διάδρομο προσγείωσης.

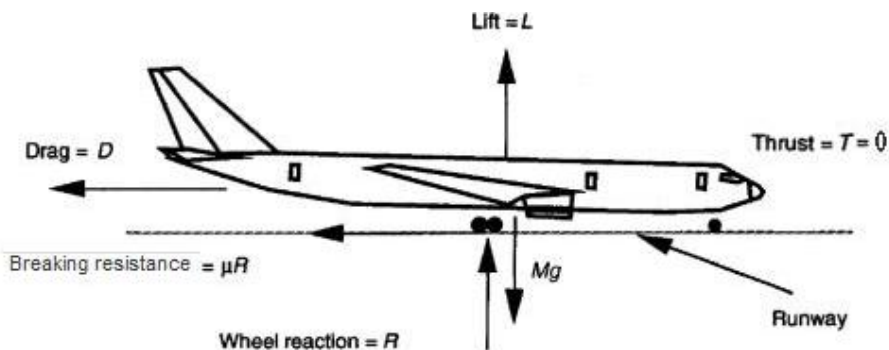
Η εκτίμηση της απόστασης είναι αναγκαία ώστε να διαπιστωθεί εάν ο διάδρομος είναι αρκετός ώστε το αεροσκάφος να μπορεί να προσγειωθεί με ασφάλεια. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον όμως παρουσιάζει και ο υπολογισμός του χρόνου και του τελικού βάρους του αεροσκάφους.

Το αεροσκάφος είναι διαμορφωμένο για την φάση της προσγείωσης, αυτό συνεπάγεται αυξημένη οπισθέλκουσα ενώ η ώση του είναι σταθερή και στην θέση Idle που ισοδυναμεί με το 7% της μέγιστης ώσης του αεροσκάφους. Για την μοντελοποίηση της προσγείωσης ξεκινάμε εφαρμόζοντας, όπως και στα άλλα τμήματα της αποστολής, την ισορροπία δυνάμεων. Οι δυνάμεις, και για τα δύο στάδια της προσγείωσης, εμφανίζονται στα παρακάτω σχήματα, Σχήμα 5.11 και Σχήμα 5.12.

Από την ισορροπία των δυνάμεων προκύπτει το παρακάτω σύστημα πέντε (5) διαφορικών εξισώσεων, το οποίο στην συνέχεια επιλύεται με την χρήση αριθμητικών μεθόδων (π.χ. Runge-Kutta) όπως και στην περίπτωση της απογείωσης.



Σχήμα 5.11: Δυνάμεις που ασκούνται στο τμήμα καθόδου από τα 50 πόδια μέχρι το ύψος περιστροφής (flare).



Σχήμα 5.12: Δυνάμεις που ασκούνται κατά την επιβράδυνση του αεροσκάφους στον διάδρομο.

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= u \\
 \frac{dy}{dt} &= \begin{cases} 0 & \text{επιβράδυνση} \\ v & \text{προσέγγιση} \end{cases} \\
 \frac{du}{dt} &= \begin{cases} \frac{1}{m} \left(F_N - D - \mu_{TOT} (mg - L) - u \frac{dm}{dt} \right) & \text{επιβράδυνση} \\ \frac{1}{m} \left(F_N \cos \gamma - D \cos \gamma - L \sin \gamma - u \frac{dm}{dt} \right) & \text{προσέγγιση} \end{cases} \\
 \frac{dv}{dt} &= \begin{cases} 0 & \text{επιβράδυνση} \\ \frac{1}{m} \left(F_N \sin \gamma - D \sin \gamma + L \cos \gamma - mg - v \frac{dm}{dt} \right) & \text{προσέγγιση} \end{cases} \\
 \frac{dm}{dt} &= -SFC \cdot F_n
 \end{aligned} \tag{5.98}$$

Όπου μ_{TOT} εκφράζει τον συνολικό συντελεστή αντίστασης που εμφανίζεται στο αεροσκάφος κατά την επαφή του με το έδαφος.

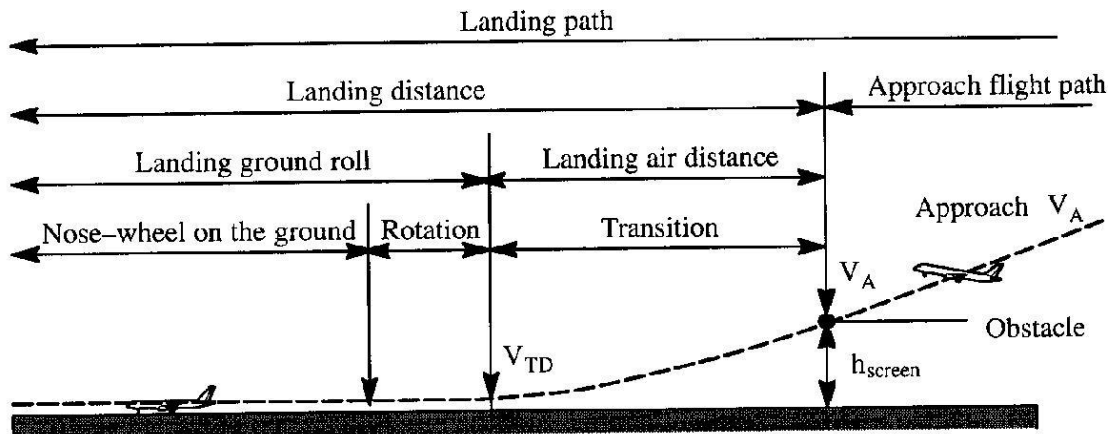
$$\mu_{TOT} = \mu_{εδάφους} + \mu_{φρένων} \tag{5.99}$$

Κατά τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας στο στάδιο της προσγείωσης λαμβάνεται υπ' όψη και η οπισθέλκουσα που προκαλείται από το σύστημα προσγείωσης.

5.5.1 Προσεγγιστική Λύση

Η διαφορά μεταξύ της προσεγγιστικής λύσης με την αναλυτική είναι ότι στην προσεγγιστική θεωρούμε το βάρος του αεροσκάφους σταθερό καθ' όλη την διάρκεια της προσγείωσης. Η συνολική απόσταση της προσγείωσης είναι ίση με το άθροισμα των αποστάσεων που διανύονται όταν το αεροσκάφος είναι στον αέρα μέχρι να αγγίξει το έδαφος και της απόστασης που απαιτείται μέχρι να επιβραδύνει πλήρως.

$$S_{LDG} = S_{APP} + S_{GL} \tag{5.100}$$



Σχήμα 5.13: Σχηματική απεικόνιση αποστάσεων κατά την προσγείωση.

Το πρώτο στάδιο της προσγείωσης αφορά το τμήμα από το ύψος εμποδίου $h_s = 50$ πόδια μέχρι να φτάσει λίγο πριν την επαφή με το έδαφος, τότε το αεροσκάφος κατεβαίνει με σταθερή γωνία. Η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος όταν βρίσκεται στον αέρα δίνεται από το παρακάτω άθροισμα, [9,20].

$$S_{APP} = S_A + S_F \quad (5.101)$$

Αρχικά η απόσταση s_A είναι η απόσταση κατά την προσέγγισή του μέχρι το ύψος της περιστροφής h_f ενώ με γ συμβολίζεται η γωνία καθόδου, [9].

$$s_A = \frac{h_s - h_f}{\tan \gamma} \quad (5.102)$$

Το ύψος περιστροφής υπολογίζεται από την παρακάτω εξίσωση ως συνάρτηση της ταχύτητας του στο σημείο αυτό και του συντελεστή φορτίου n , εξίσωση (5.25).

$$h_f = \frac{V_F^2 \gamma^2}{2g(n - 1)} \quad (5.103)$$

Η ταχύτητα που εμφανίζεται στην παραπάνω εξίσωση είναι το ημίáθροισμα της ταχύτητας προσέγγισης και της ταχύτητας που αγγίζει το αεροσκάφος το έδαφος, εξίσωση (5.104).

$$V_F = \frac{V_{AP} + V_{TD}}{2} \quad (5.104)$$

Όπου:

$$V_{AP} = 1.3 V_{STALL} \quad (5.105)$$

$$V_{TD} = 1.1 V_{STALL} \quad (5.106)$$

Η απόσταση περιστροφής s_f , από το ύψος h_f μέχρι το σημείο όπου οι πίσω τροχοί του αεροσκάφους έρχονται σε επαφή με το έδαφος, εκφράζεται από την παρακάτω εξίσωση, [9]:

$$s_f = \frac{V_F^2 \gamma}{2g(n - 1)} \quad (5.107)$$

Μια πιο απλή εκτίμηση της συνολικής απόστασης στον αέρα γίνεται μέσω των εξισώσεων της ενέργειας, όπως αυτή στην απογείωση, εξισώσεις, [10]:

$$\Delta E = (F_N - D)_{av} S_A \quad (5.108)$$

$$\Delta E = \frac{1}{2} m V_{AP}^2 + m g h_{sc} - \frac{1}{2} m V_{TD}^2 \quad (5.109)$$

Αρα συνδυάζοντας τις δύο παραπάνω εξισώσεις και λύνοντας προς s_A προκύπτει η συνολική απόσταση που διανύει το αεροσκάφος όση ώρα βρίσκεται στον αέρα, [10].

$$s_A = \frac{W}{(D - F_N)_{av}} \left\{ \frac{V_{AP}^2 - V_{TD}^2}{2g} + h_{sc} \right\} \quad (5.110)$$

Αντίστοιχα και για το δεύτερο στάδιο της προσγείωσης, η απόσταση που διανύεται στο έδαφος κατά την επιβράδυνση υπολογίζεται από το παρακάτω άθροισμα:

$$s_{GL} = s_{FR} + s_L \quad (5.111)$$

Η απόσταση s_{FR} (free-roll), είναι το τμήμα όπου το αεροσκάφος έχει επαφή με το έδαφος με τους πίσω τροχούς μέχρις ότου και οι μπροστινοί τροχοί να ακουμπήσουν το έδαφος, διαρκεί 3 δευτερόλεπτα και υπολογίζεται ως εξής:

$$s_{FR} = 3 \cdot V_{TD} \quad (5.112)$$

Η τελική απόσταση που απαιτείται από την στιγμή που θα έχει προσγειωθεί το αεροσκάφος έως να ακινητοποιηθεί υπολογίζεται από το παρακάτω ολοκλήρωμα:

$$s_L = \int_0^t V dt \quad (5.113)$$

Είναι προτιμότερο το παραπάνω ολοκλήρωμα να εκφραστεί ως προς την ταχύτητα, γι' αυτόν τον λόγο παίρνει την παρακάτω μορφή, [10]:

$$s_L = \int_{V_{TD}}^0 \frac{WV}{gR} dV \quad (5.114)$$

Ο όρος R/W υπολογίζεται από την ισορροπία δυνάμεων όπως φαίνεται παρακάτω:

$$\frac{R}{W} = \left\{ -\frac{F_N}{W} + \mu_{tot} \right\} + \frac{\rho S C_L}{2W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu_{tot} \right) u^2 \quad (5.115)$$

Και έτσι καταλήγουμε στην τελική έκφραση υπολογισμού της απόστασης της προσγείωσης, [9]:

$$s_L = \frac{1}{2gB} \ln \left(\frac{A + BV_{TD}^2}{A} \right) \quad (5.116)$$

Όπου:

$$A = \left\{ \mu_{tot} - \frac{F_N}{W} \right\} \quad (5.117)$$

$$B = \frac{\rho S C_L}{2W} \left(\frac{C_D}{C_L} - \mu_{tot} \right) \quad (5.118)$$

5.5.2 Εκτίμηση του χρόνου προσγείωσης

Ο χρόνος που απαιτείται για να προσγειωθεί ένα αεροσκάφος από το ύψος εμποδίου είναι ίσο με το παρακάτω άθροισμα. Ο πρώτος όρος του αθροίσματος είναι ο χρόνος που θέλει το αεροσκάφος για να φτάσει από τα 50 πόδια στο έδαφος και ο δεύτερος είναι ο χρόνος που απαιτείται από την στιγμή που θα ακουμπήσουν και οι μπροστινοί τροχοί το έδαφος μέχρις ότου ακινητοποιηθεί. Τα 3 δευτερόλεπτα που προστίθενται στην εξίσωση (5.119) είναι ο χρόνος της περιστροφής, ή free-roll, από την στιγμή που οι πίσω τροχοί αγγίζουν το έδαφος μέχρι την στιγμή που θα ακουμπήσουν και οι μπροστινοί.

$$t_{LDG} = t_{APP} + t_{GR} + 3sec \quad (5.119)$$

Οι άγνωστοι όροι του αθροίσματος, υπολογίζονται από το ακόλουθο ολοκλήρωμα, όπως ακριβώς και στην απογείωση, για τις ταχύτητες που έχει το αεροσκάφος στην αρχή και το τέλος του κάθε τμήματος.

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{\alpha} = \frac{W}{g} \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{F_N - D - F_R} \quad (5.120)$$

Για την περίπτωση της προσέγγισης ο όρος F_R θεωρείται ίσο με το μηδέν, μιας που δεν υπάρχει κάποια επαφή ώστε να εμφανιστεί τριβή. Το ολοκλήρωμα που επιλύεται έχει την εξής μορφή:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{\alpha} = \frac{W}{g} \int_{V_{AP}}^{V_{TD}} \frac{dV}{F_N - D} \quad (5.121)$$

Μπορούμε όμως να προσεγγίσουμε πιο απλά τον χρόνο προσέγγισης και ως εξής:

$$t_{APP} = \frac{2s_A}{V_{AP} + V_{TD}} \quad (5.122)$$

Τέλος, για τον υπολογισμό του χρόνου που απαιτείται μέχρι την επιβράδυνση του αεροσκάφους, ξεκινάμε από την ισορροπία δυνάμεων. Χρησιμοποιούμε την εξίσωση du/dt από το σύστημα (5.98) και ειδικότερα την έκφραση για την φάση της επιβράδυνσης που βλέπουμε παρακάτω. Το βάρος θεωρούμε ότι παραμένει σταθερό, άρα η παράγωγος dm/dt , που είδαμε στην αρχική εξίσωση, ισούται με το μηδέν, και η εξίσωση παίρνει την ακόλουθη μορφή.

$$\frac{du}{dt} = \frac{F_N - D - \mu_{TOT}(mg - L)}{m} \quad (5.123)$$

Η παραπάνω εξίσωση επιλύεται ως προς dt και έτσι έχουμε:

$$dt = \frac{m du}{F_N - D - \mu_{TOT}(mg - L)} \quad (5.124)$$

$$t_{GR} = \int_{V_{TD}}^0 \frac{m du}{F_N - D - \mu_{TOT}(mg - L)} \quad (5.125)$$

Το παραπάνω ολοκλήρωμα επιλύεται και η τελική μορφή του είναι ο χρόνος που χρειάζεται το αεροσκάφος για να επιβραδύνει, [8].

$$t_{GR} = g \sqrt{\left\{ \left(\mu_{\phi\rho\rho\epsilon\nu\omega\nu} - \frac{F_N}{W} \right) - \frac{R}{W} \mu_{TOT} \right\} \left\{ \frac{\rho(C_D - \mu_{\phi\rho\rho\epsilon\nu\omega\nu} C_L)}{\frac{2W}{S}} \right\}} \cdot \tan^{-1} \left\{ V_{TD} \sqrt{\frac{\rho(C_D - \mu_{\phi\rho\rho\epsilon\nu\omega\nu} C_L)}{2W/S \left\{ \left(\mu_{\phi\rho\rho\epsilon\nu\omega\nu} - \frac{F_N}{W} \right) - \frac{R}{W} \mu_{TOT} \right\} \left\{ \frac{\rho(C_D - \mu_{\phi\rho\rho\epsilon\nu\omega\nu} C_L)}{2W/S} \right\}}} \right\} \quad (5.126)$$

Όπου:

$$R = mg - \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \quad (5.127)$$

6

Εφαρμογές

Στο κεφάλαιο αυτό θα εκτιμηθεί το κατά πόσο το λογισμικό αυτό είναι ευέλικτο και αξιόπιστο καθώς και το όφελος που έχει ο χρήστης κατά την λειτουργία των νέων προσθηκών του. Για να γίνει αυτό, θα πρέπει να γίνουν αρκετές δοκιμές τόσο για το κάθε τμήμα ξεχωριστά όσο και για ολόκληρες αποστολές.

Παρακάτω γίνεται μια πρώτη επαφή με τα θέματα που θα μελετηθούν σε αυτό το κεφάλαιο:

- Υπολογισμός της απόστασης και του χρόνου απογείωσης και προσγείωσης, καθώς επίσης και η επίδραση του βάρους σε αυτά τα μεγέθη.
- Ο υπολογισμός του ισοδύναμου μήκους απογείωσης, Balanced Field Length και η εξάρτηση αυτού από το βάρος του αεροσκάφους.
- Η άνοδος και κάθοδος σύμφωνα με την μέθοδο BADA σε σχέση με τα αντίστοιχα τμήματα που υλοποιούνταν με την χρήση της μεθόδου CLICO. Επίσης, η εξάρτηση των απαιτούμενων καυσίμων σε σχέση με τα βήματα στα οποία γίνεται η άνοδος ή η κάθοδος του αεροσκάφους.
- Η προσθήκη νέων μεθόδων πλεύσης και σύγκρισή τους με την κλασσική πλεύση αλλά και με την βηματική.
- Δοκιμή με νέα εναλλακτικά καύσιμα για την μείωση των ρύπων και η επίδρασή τους στην κατανάλωση καυσίμου αλλά και στην εμβέλεια του αεροσκάφους. Οι δοκιμές γίνονται τόσο για πτήσεις μεσαίας εμβέλειας όσο και μεγάλης με δύο διαφορετικά αεροσκάφη.
- Η δημιουργία διαγραμμάτων ωφέλιμου φορτίου- εμβέλειας (Payload-Range) για να φανεί η επίδραση των νέων καυσίμων, που αναφέρθηκαν προηγουμένως, στην εμβέλεια του αεροσκάφους. Επίσης, στο διάγραμμα Payload-Range προστίθεται και η πλεύση Cruise-Climb ώστε να φανεί το όφελος αυτής της μεθόδου.
- Η δοκιμή σε ολοκληρωμένες αποστολές, από τις πιο απλές έως και τις πολύ πιο σύνθετες.

6.1 Απογείωση, Προσγείωση και Balanced Field Length

6.1.1 Απογείωση

Η απογείωση και η προσγείωση αποτελούν το πρώτο και το τελευταίο στάδιο, αντίστοιχα, της αποστολής. Η συμβολή τους στην αποστολή, από άποψη απόστασης καθώς και μείωσης βάρους είναι αρκετά μικρή. Ο λόγος όμως για τον οποίο απαιτείται

ακρίβεια στον υπολογισμό των παραμέτρων τόσο της απογείωσης όσο και της προσγείωσης είναι για την διαχείριση των διαδρόμων τροχοδρόμησης ενός αεροδρομίου.

Με την γνώση της μέγιστης απαιτούμενης απόστασης απογείωσης, μπορεί να καθοριστεί η ικανότητα του διαδρόμου να «φιλοξενήσει» τα συγκεκριμένα αεροσκάφη. Αντίστοιχα, ο χρόνος που απαιτείται για την απογείωση εξυπηρετεί στην καλύτερη διαχείριση των διαδρόμων απογείωσης.

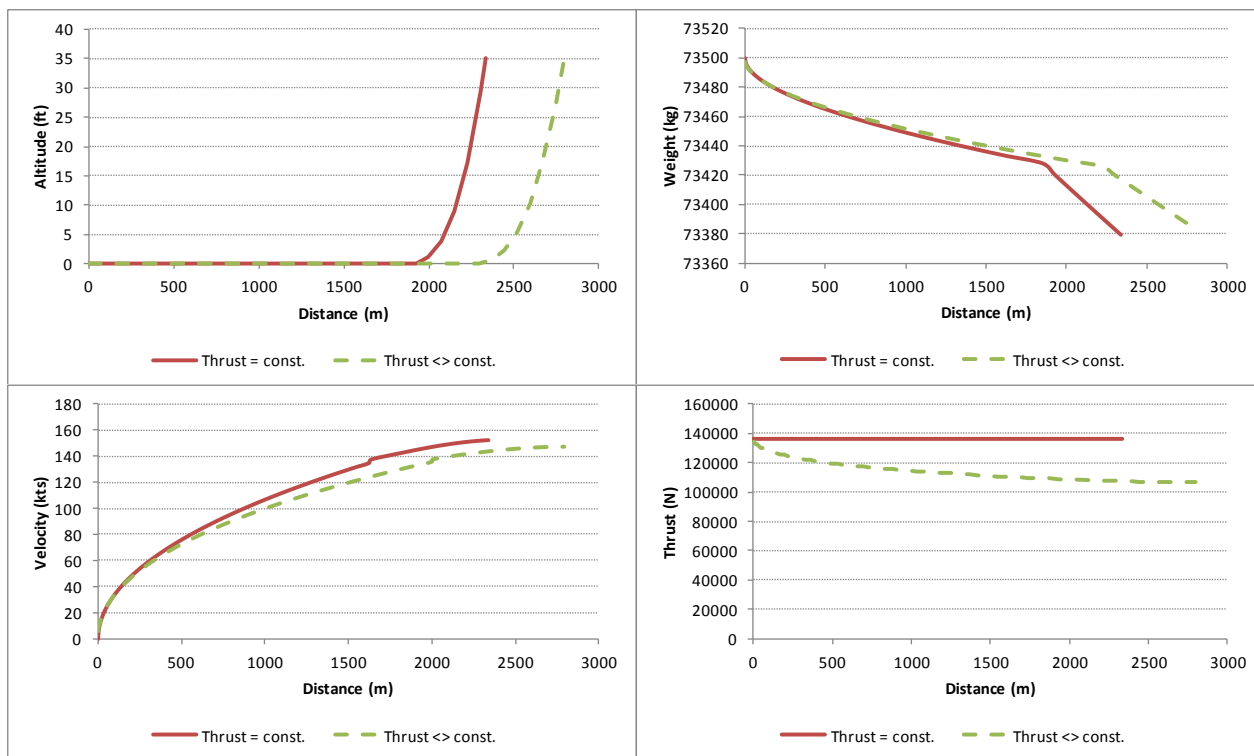
Απαιτείται η γνώση κάποιων βασικών παραμέτρων, όπως είναι το βάρος του αεροσκάφους, η συνολική επιφάνεια των πτερυγίων, οι συντελεστές άωσης και οπισθέλκουσας, η μέγιστη ώση του αεροσκάφους, οι συνθήκες της ατμόσφαιρας που επικρατούν καθώς και ο συντελεστής τριβής του διαδρόμου. Ακολουθεί ο πίνακας με τα δεδομένα εισόδου του λογισμικού αλλά και των προσεγγιστικών σχέσεων.

Δεδομένα Εισόδου (Μονάδες SI)

Τυχαίο Βάρος Αεροσκάφους	73500 kg
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	77000 kg
Συνθήκες ημέρας	Τυπική Ημέρα
Μέγιστος Συντελεστής Άωσης	2.4
Συντελεστής Άωσης Εδάφους	1.33
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Επαγωγικής	0.0396
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Παρασιτικής	0.0393
Συντελεστής Οπισθέλκουσας λόγω Συστήματος Προσγείωσης	0.0312
Επιφάνεια Πτερυγίων	122.4 m ²
Μέγιστη ώση κινητήρων – Σύμφωνα με το BADA	136050 N

Πίνακας 6.1: Δεδομένα εισόδου για την σύγκριση του λογισμικού με τις προσεγγιστικές σχέσεις.

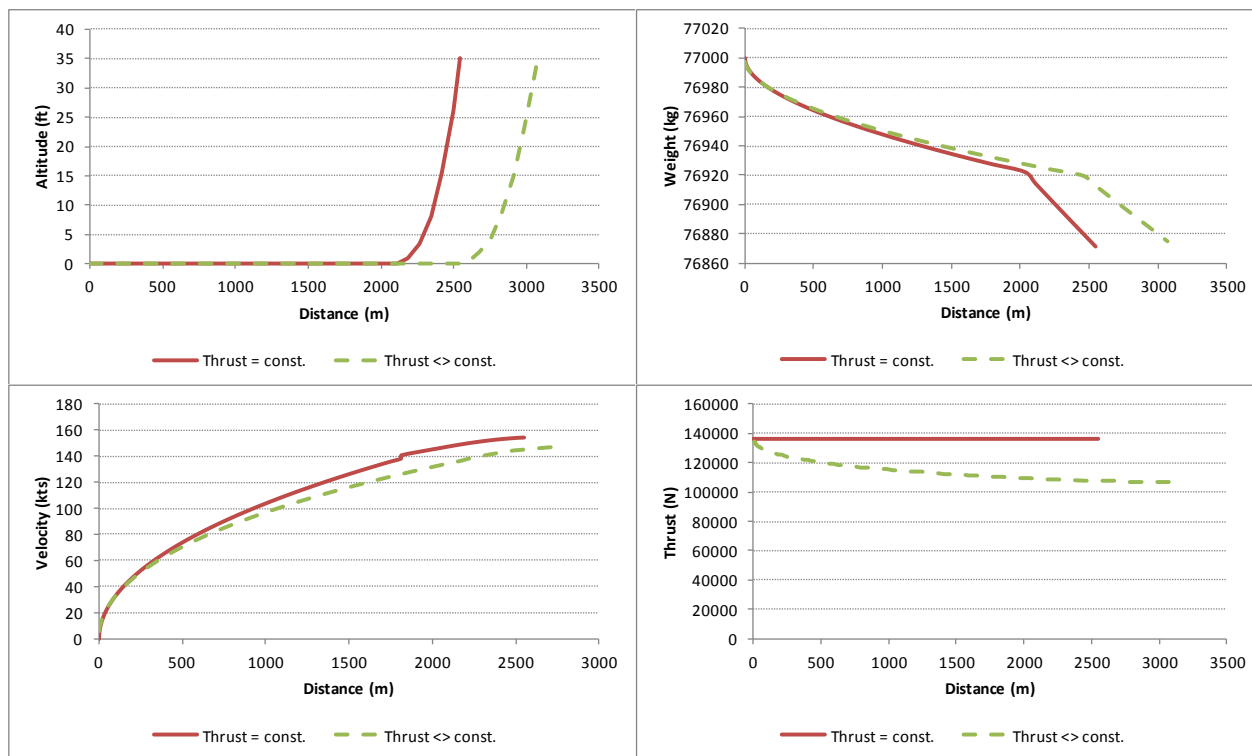
Παρακάτω παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της απογείωσης τόσο για ένα τυχαίο βάρος όσο και για μέγιστο βάρος απογείωσης. Παρατηρούμε ότι η διαφορά στην απόσταση κατά την απογείωση με μεταβαλλόμενη και σταθερή ώση μπορεί να φτάσει και το 17%, άρα είναι πολύ σημαντικό να γνωρίζουμε τον τρόπο με τον οποίο μεταβάλλεται η ώση κατά την απογείωση για τον σωστό υπολογισμό της απόστασης. Αντίθετα η θεώρηση σταθερού βάρους έχει πολύ μικρή επίδραση στην απόσταση απογείωσης. Οι προσεγγιστικές σχέσεις έχουν μια ακρίβεια της τάξης του 3.5-5% για την απόσταση απογείωσης ενώ για τον χρόνο απογείωσης είναι πολύ μικρότερη. Η απόσταση και ο χρόνος απογείωσης εξαρτώνται όπως αναμένονταν από το βάρος απογείωσης. Στο Σχήμα 6.3 παρουσιάζεται η εξάρτηση της απόστασης και του χρόνου απογείωσης με το βάρος απογείωσης.



Σχήμα 6.1: Αποτελέσματα απογείωσης για ένα τυχαίο βάρος απογείωσης.

Μέθοδος	Απόσταση (m)	Χρόνος (sec)	Καύσιμο (kg)
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, μεταβαλλόμενη ώση, μεταβαλλόμενο βάρος	2796.6	64.8	116.3
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, σταθερή ώση, μεταβαλλόμενο βάρος.	2334.6 (-16.5%)	55.5 (-14.3%)	120.8 (3.8%)
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, σταθερή ώση, σταθερό βάρος.	2336 (-16.5%)	55.5 (-14.3%)	-
Προσεγγιστικές Σχέσεις	2650 (-5.2%)	64 (-1.2%)	-

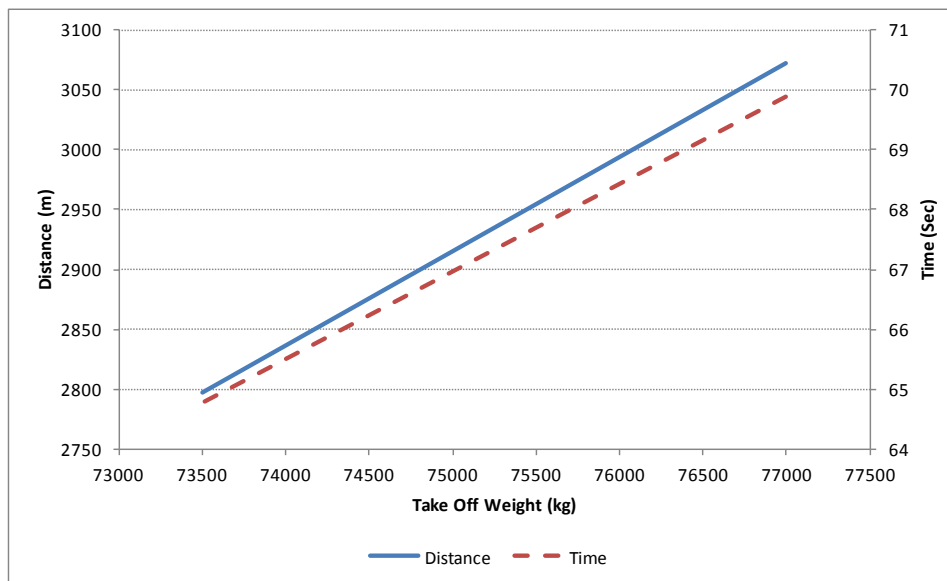
Πίνακας 6.2: Αποτελέσματα απογείωσης για διαφορετικές περιπτώσεις υπολογισμού της ώσης και της κατανάλωσης καυσίμου, για την περίπτωση ενός τυχαίου βάρους απογείωσης.



Σχήμα 6.2: Αποτελέσματα απογείωσης για το μέγιστο βάρος απογείωσης.

Μέθοδος	Απόσταση (m)	Χρόνος (sec)	Καύσιμο (kg)
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, μεταβαλλόμενη ώση, μεταβαλλόμενο βάρος	3072.8	69.9	125.2
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, σταθερή ώση, μεταβαλλόμενο βάρος.	2547.8 (-17.1%)	59.7 (-14.6%)	128.9 (2.9%)
Υπολογιστικό Πρόγραμμα, σταθερή ώση, σταθερό βάρος.	2549.5 (-17%)	59.7 (-14.6%)	-
Προσεγγιστικές Σχέσεις	2966.1 (-3.5%)	69.8 (-0.1%)	-

Πίνακας 6.3: Αποτελέσματα απογείωσης για διαφορετικές περιπτώσεις υπολογισμού της ώσης και της κατανάλωσης καυσίμου, για την περίπτωση μέγιστου βάρους απογείωσης.



Σχήμα 6.3: Συσχέτιση απόστασης και χρόνου απογείωσης με το αρχικό βάρος απογείωσης.

6.1.2 Προσγείωση

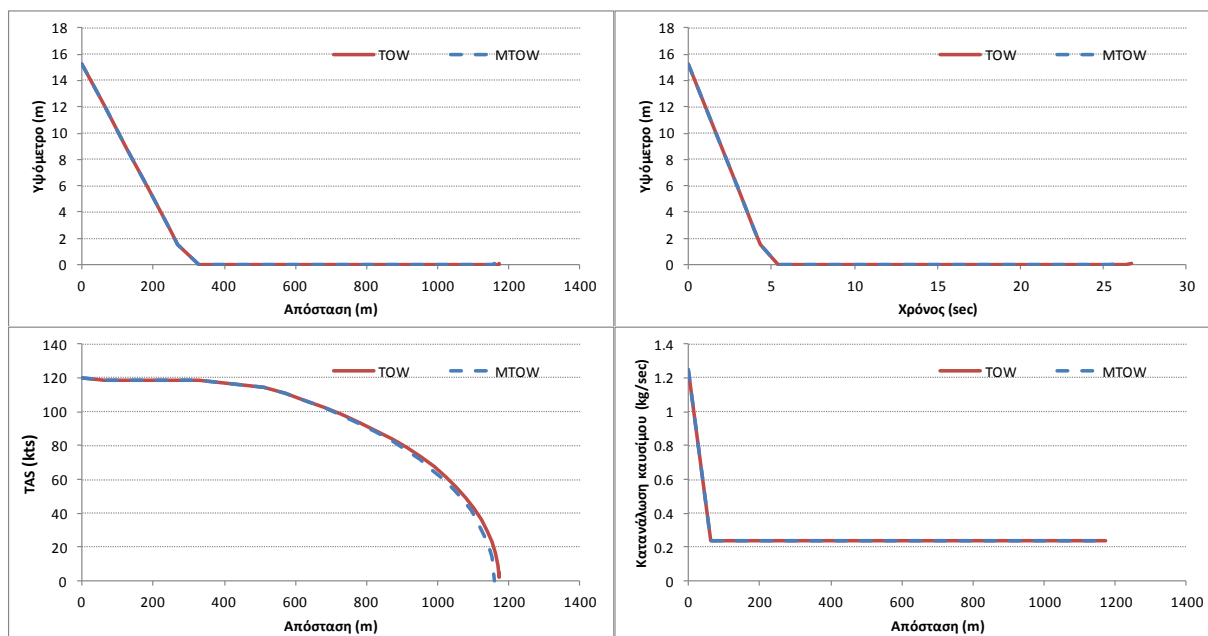
Όπως και στην περίπτωση της απογείωσης, έτσι και για την προσγείωση είναι απαραίτητη η γνώση της απόστασης του αεροσκάφους και για αυτό το λόγο κάνουμε αντίστοιχες δοκιμές και για το στάδιο της προσγείωσης. Τα δεδομένα εισόδου παρατίθενται στον παρακάτω πίνακα και είναι αντίστοιχα με αυτά που απαιτούνται στην απογείωση.

Δεδομένα Εισόδου (Μονάδες SI)

Βάρος Απογείωσης Αεροσκάφους	73500 kg
Βάρος κατά την προσγείωση	63330 kg
Μέγιστο Βάρος απογείωσης αεροσκάφους	77000 kg
Βάρος κατά την προσγείωση	66548 kg
Συνθήκες ημέρας	Τυπική Ημέρα
Μέγιστος Συντελεστής Άνωσης	3.4
Συντελεστής Άνωσης Εδάφους	1.33
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Επαγωγικής	0.0396
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Παρασιτικής	0.0393
Συντελεστής Οπισθέλκουσας λόγω Συστήματος Προσγείωσης	0.0312
Επιφάνεια Πτερυγίων	122.4 m ²
Ωση κινητήρων	10884 N

Πίνακας 6.4: Δεδομένα εισόδου για την σύγκριση του λογισμικού με τις προσεγγιστικές σχέσεις.

Παρακάτω παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της προσγείωσης τόσο για ένα τυχαίο βάρος όσο και για μέγιστο βάρος απογείωσης. Στο Σχήμα 6.4 παρουσιάζεται η μεταβολή των βασικότερων παραμέτρων του αεροσκάφους κατά την προσγείωσή του στο αεροδρόμιο προορισμού. Ο Πίνακας 6.5 παρουσιάζει τη σύγκριση μεταξύ αναλυτικής λύσης και προσεγγιστικών σχέσεων.



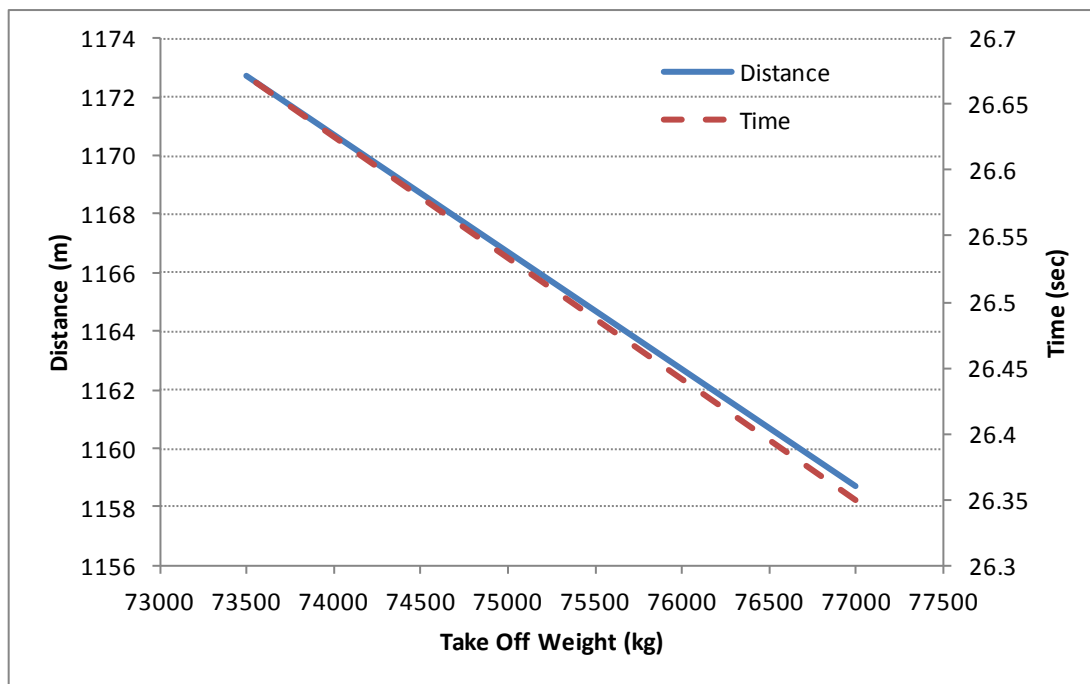
Σχήμα 6.4: Αποτελέσματα αναλυτικής λύσης για τυχαίο και μέγιστο βάρος απογείωσης.

Βάρος απογείωσης (kg)	Μέθοδος	Απόσταση (m)	Χρόνος (sec)
73500	Αναλυτική	1172.75	26.672
73500	Προσεγγιστική	1189.45(+1.4%)	-
77000	Αναλυτική	1158.69	26.349
77000	Προσεγγιστική	1134.83 (-2.1%)	-

Πίνακας 6.5: Εξάρτηση της απόστασης και του χρόνου προσγείωσης από το βάρος απογείωσης του αεροσκάφους.

Οι αποκλίσεις μεταξύ των προσεγγιστικών σχέσεων και της αναλυτικής λύσης είναι και εδώ μικρές της τάξης του 1.5-2%.

Στο Σχήμα 6.5 παρουσιάζεται η επίδραση του βάρους στην απόσταση και το χρόνο προσγείωσης. Εδώ η επίδραση είναι αντίστροφη από αυτήν της απογείωσης. Δηλαδή, όσο το βάρος απογείωσης μειώνεται, τόσο αυξάνεται το μήκος και ο χρόνος που απαιτείται για την προσγείωση. Αυτό συμβαίνει διότι, η επιβράδυνση εξαρτάται από την οπισθέλκουσα και την δύναμη της τριβής. Για δεδομένη οπισθέλκουσα, όσο μικρότερο είναι το βάρος τόσο μικρότερη είναι η τριβή, το οποίο ισοδυναμεί με αυξημένο μήκος προσγείωσης.

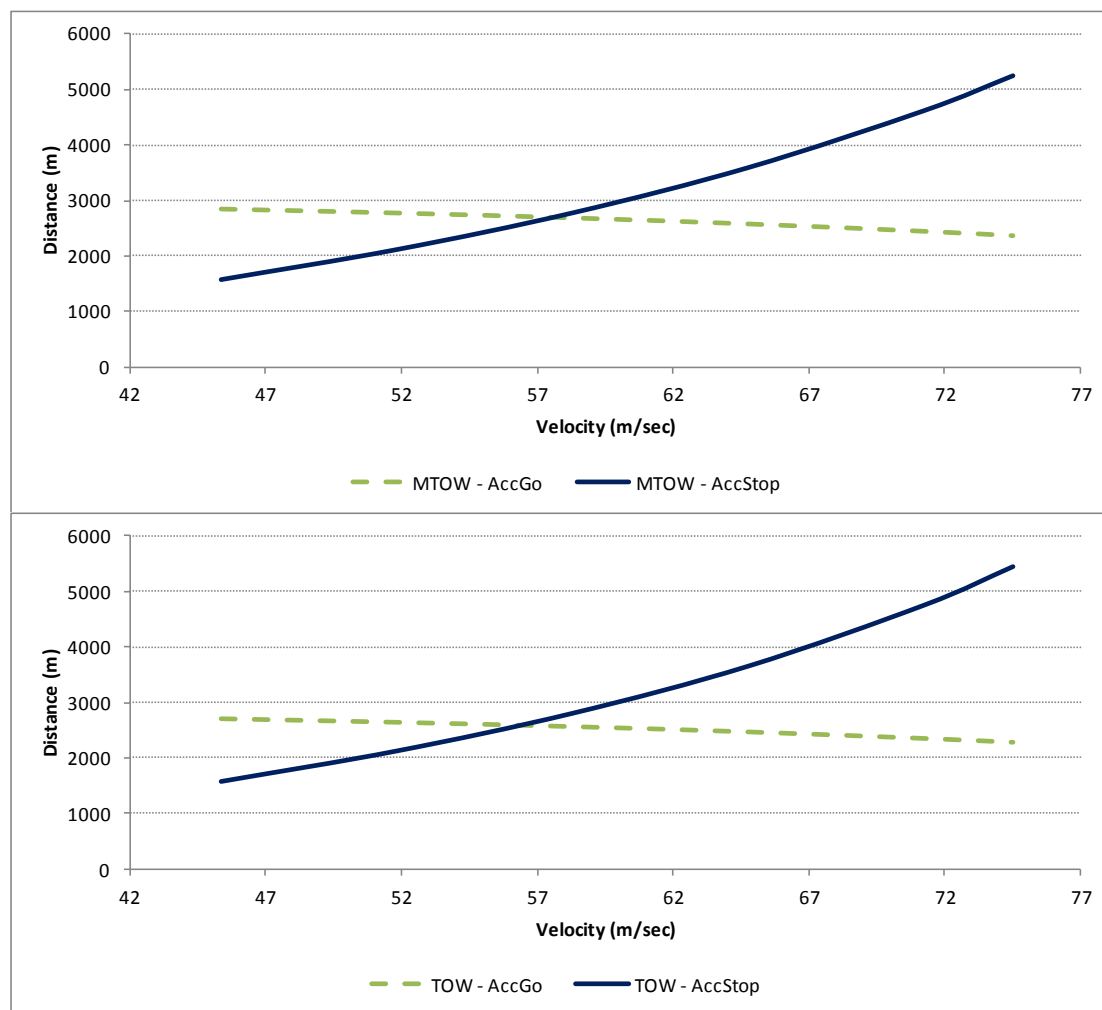


Σχήμα 6.5: Επίδραση του βάρους απογείωσης στην απόσταση και τον χρόνο προσγείωσης.

6.1.3 Υπολογισμός Balanced Field Length

Με βάση τα παραπάνω δεδομένα υπολογίστηκε το Balanced Field Length (BFL) μέσω της αναλυτικής λύσης και μέσω της ημιεμπειρικής σχέσης. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται παρακάτω για τα δύο διαφορετικά βάρη απογείωσης.

Παρατηρούμε ότι η απόκλιση μεταξύ ημιεμπειρικής σχέσης και αναλυτικής λύσης για το μέγιστο βάρος απογείωσης είναι της τάξης του -1%, ενώ η απόκλιση αυξάνεται για μειωμένο βάρος απογείωσης φτάνοντας το -5% για μείωση του βάρους 4%. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η ημιεμπειρική σχέση αναφέρεται στην δυσμενέστερη περίπτωση, η οποία αντιστοιχεί στο μέγιστο βάρος απογείωσης του αεροσκάφους.



Σχήμα 6.6: Αναλυτικός υπολογισμός του Balanced Field Length.

	Ημιεμπειρική Σχέση	Αναλυτική Λύση
Τυχαίο Βάρος Απογείωσης	2441m (-4.83%)	2565m
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	2603m (-0.99%)	2629m

Πίνακας 6.6: Αποτελέσματα της αναλυτικής και της ημιεμπειρικής λύσης, όσον αφορά τον υπολογισμό του Balanced Field Length.

6.2 Άνοδος - Κάθοδος

6.2.1 Άνοδος

Αρχικά, συγκρίνεται η άνοδος από το ύψος εμποδίου μέχρι το τελικό ύψος πλεύσης με τις αντίστοιχες ανόδους σε ένα ή δύο βήματα από πλευράς κατανάλωσης καυσίμου (βηματική άνοδος). Τα δεδομένα που χρησιμοποιήθηκαν παρουσιάζονται παρακάτω.

Δεδομένα Εισόδου (Μονάδες SI)

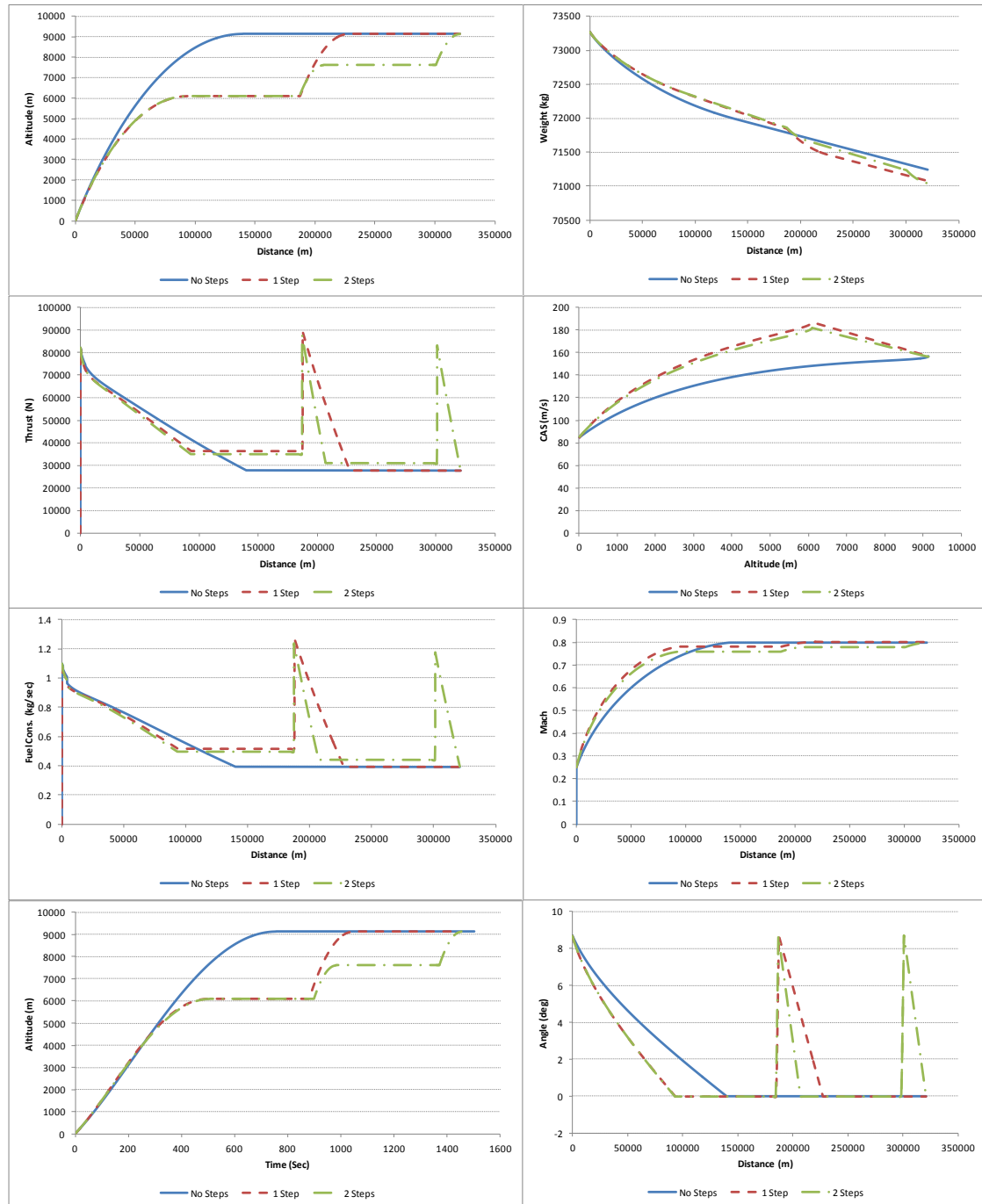
Βάρος Αεροσκάφους κατά την απογείωση	73500 kg
Συνθήκες ημέρας	Τυπική Ημέρα
Μέγιστος Συντελεστής Άνωσης	2.4
Συντελεστής Άνωσης	1.761
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Επαγωγικής	0.0469
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Παρασιτικής	0.0242
Επιφάνεια Πτερυγίων	122.4 m ²
Αρχική ώση κινητήρων	136050 N
Τελικό Υψόμετρο	30000 ft (9144m)

Πίνακας 6.7: Δεδομένα εισόδου κατά την άνοδο.

Στο Σχήμα 6.7 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα σε μορφή διαγραμμμάτων για τα βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την άνοδο, ενώ ο Πίνακας 6.8 παρουσιάζει το απαιτούμενο καύσιμο για τις περιπτώσεις που μελετήθηκαν. Παρατηρούμε ότι η άνοδος απευθείας στο τελικό ύψος πλεύσης έχει την μικρότερη κατανάλωση καυσίμου, σε σύγκριση με την βηματική άνοδο. Η κατανάλωση καυσίμου για την περίπτωση της βηματικής ανόδου εξαρτάται από τον αριθμό των βημάτων. Για την περίπτωση των δύο βημάτων η επιβάρυνση φτάνει το 10%.

Στη συνέχεια έγινε σύγκριση της ανόδου με την μέθοδο CLICO και με την αντίστοιχη άνοδο που προτείνεται από το BADA. Στην αρχή επιλέγεται να γίνει η δοκιμή μόνο με τις ταχύτητες της μεθόδου BADA σε κάθε υψόμετρο, ύστερα γίνεται δοκιμή και με την ώση να υπολογίζεται από το ίδιο μοντέλο.

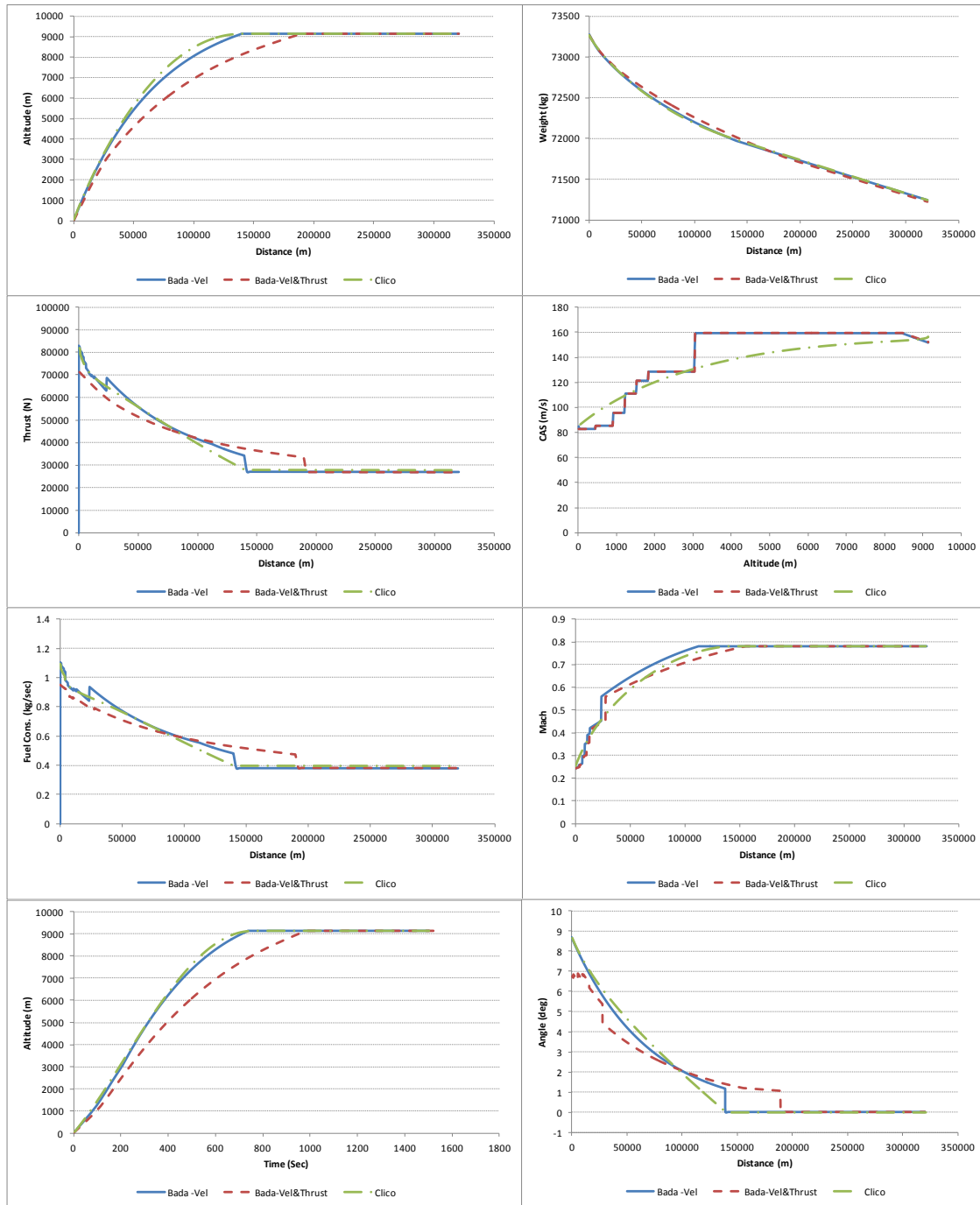
Στο Σχήμα 6.8 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα σε μορφή διαγραμμμάτων για τα βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την άνοδο, ενώ ο Πίνακας 6.9 παρουσιάζει το απαιτούμενο καύσιμο και το χρόνο για τις περιπτώσεις που μελετήθηκαν. Παρατηρούμε ότι αν και υπάρχει μια μικρή διαφορά στην τροχιά που ακολουθεί το αεροσκάφος η απόκλιση της μεθόδου CLICO σε σχέση με την μέθοδο BADA είναι της τάξης του 1% το οποίο είναι αρκετά ικανοποιητικό για την προσέγγιση της μεθόδου CLICO. Μη ξεχνάμε ότι η μέθοδος BADA θεωρείται ότι είναι πολύ κοντά στον τρόπο που γίνονται οι πτήσεις σήμερα.



Σχήμα 6.7: Βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την άνοδο σε ένα ή περισσότερα στάδια.

Άνοδος (με):	Απαιτούμενο καύσιμο (kg)
Σε ένα στάδιο	2026.265
Ένα βήμα σε ενδιάμεσο υψόμετρο	2194.344 (+8.30%)
Δύο βήματα σε ενδιάμεσα υψόμετρα	2228.397 (+9.98%)

Πίνακας 6.8: Αποτελέσματα κατανάλωσης καυσίμου κατά την άνοδο σε ένα ή περισσότερα στάδια.



Σχήμα 6.8: Βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την άνοδο με βάση τη μέθοδο CLICO και την μέθοδο της BADA.

Άνοδος με:	Απαιτούμενο καύσιμο (kg)	Χρόνος (min)
Ταχύτητα κατά BADA	2032.569 (-0.84%)	26.0172
Ταχύτητα και Ωση κατά BADA	2049.767	25.6164
Μέθοδος CLICO	2026.265 (-1.15%)	25.5532

Πίνακας 6.9: Αποτελέσματα για την άνοδο με βάση τη μέθοδο CLICO και την μέθοδο της BADA.

6.2.2 Κάθοδος

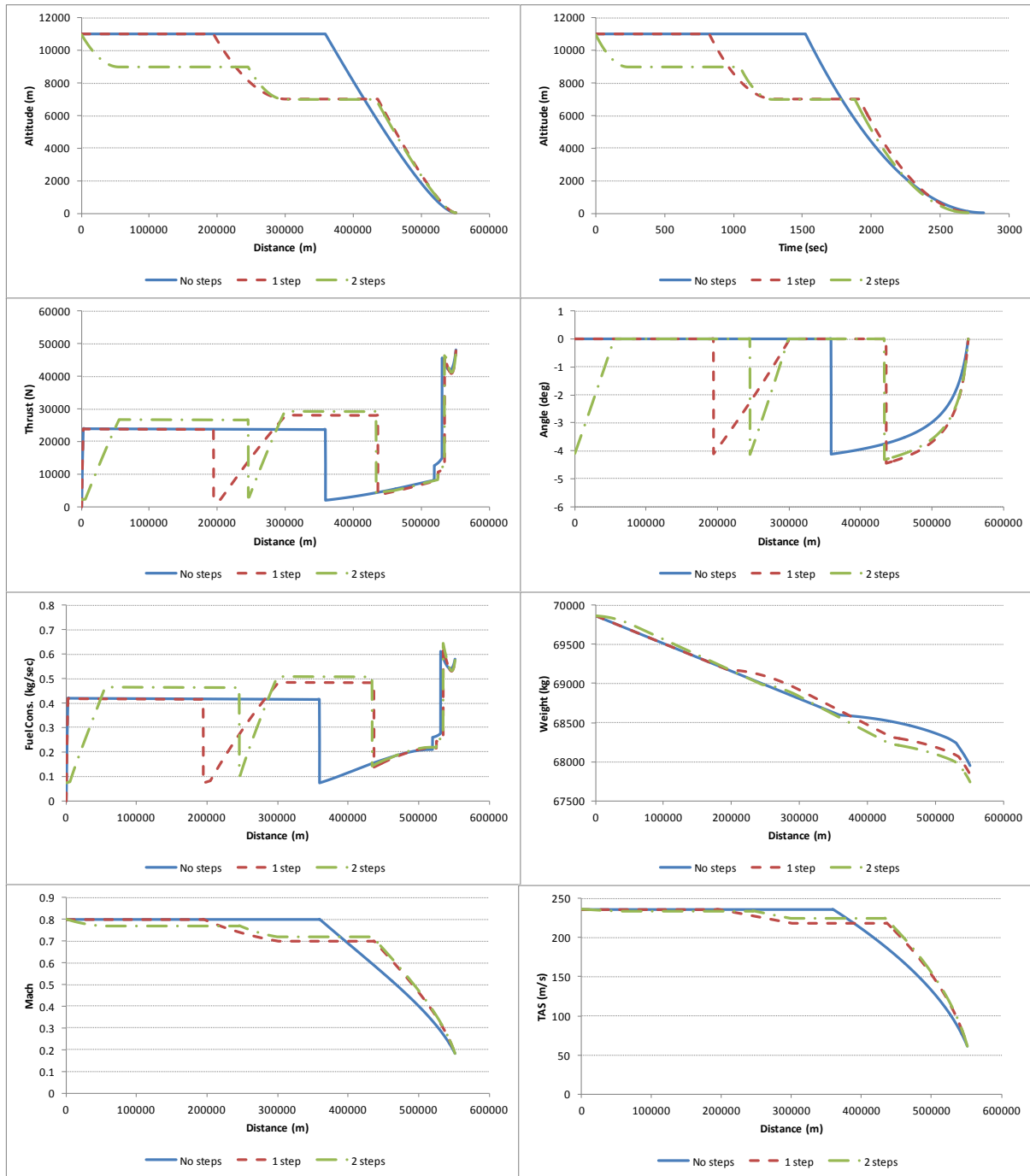
Αντίστοιχες δοκιμές πραγματοποιήθηκαν και για την περίπτωση της καθόδου. Ο Πίνακας 6.10 παρουσιάζει τα δεδομένα εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν κατά την κάθοδο. Στο Σχήμα 6.9 παρουσιάζονται τα βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την κάθοδο σε ένα ή περισσότερα στάδια, ενώ ο Πίνακας 6.11 παρουσιάζει την αντίστοιχη κατανάλωση καυσίμου. Τα αποτελέσματα της σύγκρισης μεταξύ της μεθόδου CLICO και της μεθόδου BADA παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.10.

Δεδομένα Εισόδου (Μονάδες SI)

Βάρος Αεροσκάφους κατά την απογείωση	73500 kg
Συνθήκες ημέρας	Τυπική Ημέρα
Μέγιστος Συντελεστής Άνωσης	2.4
Συντελεστής Άνωσης	1.761
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Επαγωγικής	0.0469
Συντελεστής Οπισθέλκουσας – Παρασιτικής	0.0242
Επιφάνεια Πτερυγίων	122.4 m ²
Αρχική ώση κινητήρων	136050 N
Αρχικό Υψόμετρο	36089 ft (11000m)

Πίνακας 6.10: Δεδομένα εισόδου κατά την κάθοδο.

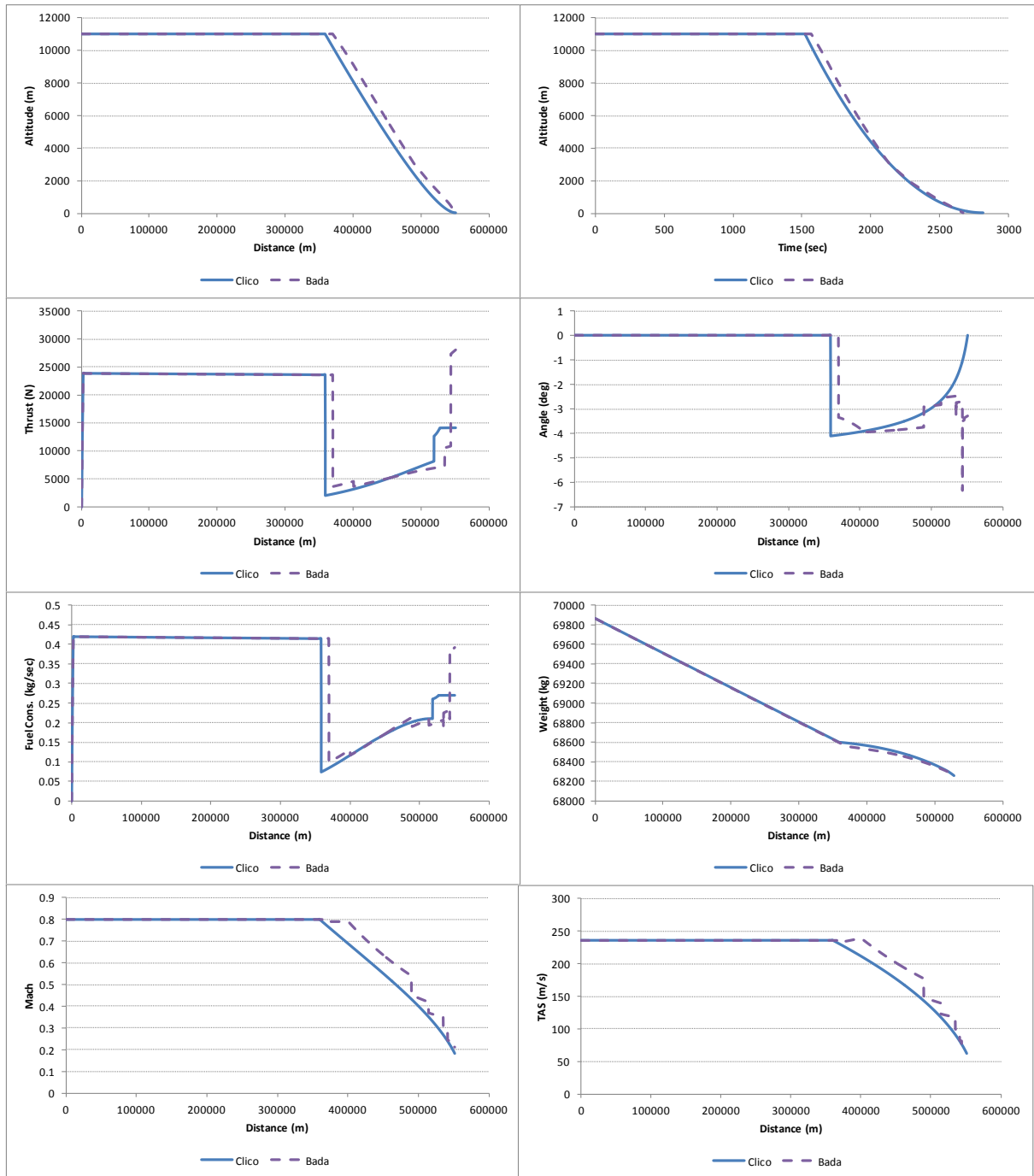
Η κάθοδος όπως και η άνοδος σε ένα μεμονωμένο στάδιο, είναι πιο οικονομική σε αντίθεση με την βηματική κάθοδο. Ενώ η επιβάρυνση αυξάνεται με τον αριθμό των βημάτων. Για παράδειγμα, για κάθοδο από τα 11km με ένα βήμα έχουμε αύξηση του απαιτούμενου καυσίμου κατά 5.9%, ενώ για δύο βήματα η κατανάλωση αυξάνεται στο 10.7% σε σύγκριση με την κάθοδο σε ένα στάδιο.



Σχήμα 6.9: Βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την κάθοδο σε ένα ή περισσότερα στάδια.

Κάθοδος με:	Απαιτούμενο καύσιμο (kg)
Σε ένα στάδιο	1911.89
Ένα βήμα σε ενδιάμεσο υψόμετρο	2025.16 (+5.9%)
Δύο βήματα σε ενδιάμεσα υψόμετρα	2116.57 (+10.7%)

Πίνακας 6.11: Αποτελέσματα κατανάλωσης καυσίμου κατά την κάθοδο σε ένα ή περισσότερα στάδια.



Σχήμα 6.10: Βασικά μεγέθη της πτήσης κατά την κάθοδο με βάση τη μέθοδο CLICO και την μέθοδο της BADA.

6.3 Μελέτη για την Πλεύση

Για την υλοποίηση του σταδίου της πλεύσης το πρόγραμμα μπορεί να χρησιμοποιήσει τρεις διαφορετικούς τρόπους. Οι τρόποι αυτοί έχουν αναφερθεί και μελετηθεί αναλυτικά στην παράγραφο 5.3 και είναι οι εξής:

- i. Πλεύση με σταθερό αριθμό Mach και σταθερό υψόμετρο.
- ii. Πλεύση με σταθερό υψόμετρο και γωνία προσβολής.
- iii. Πλεύση με σταθερό αριθμό Mach και σταθερή γωνία προσβολής (Cruise-Climb).

Εκτός από τους παραπάνω τρόπους, μπορούμε να εκτελέσουμε το τμήμα της πλεύσης και με δύο επιπλέον τρόπους:

- i. Βηματική πλεύση με ένα βήμα στο βέλτιστο υψόμετρο βάσει του βάρους την δεδομένη χρονική στιγμή.
- ii. Βηματική πλεύση με ένα βήμα σε προκαθορισμένο σημείο βάσει των κανονισμών εναέριας κυκλοφορίας.

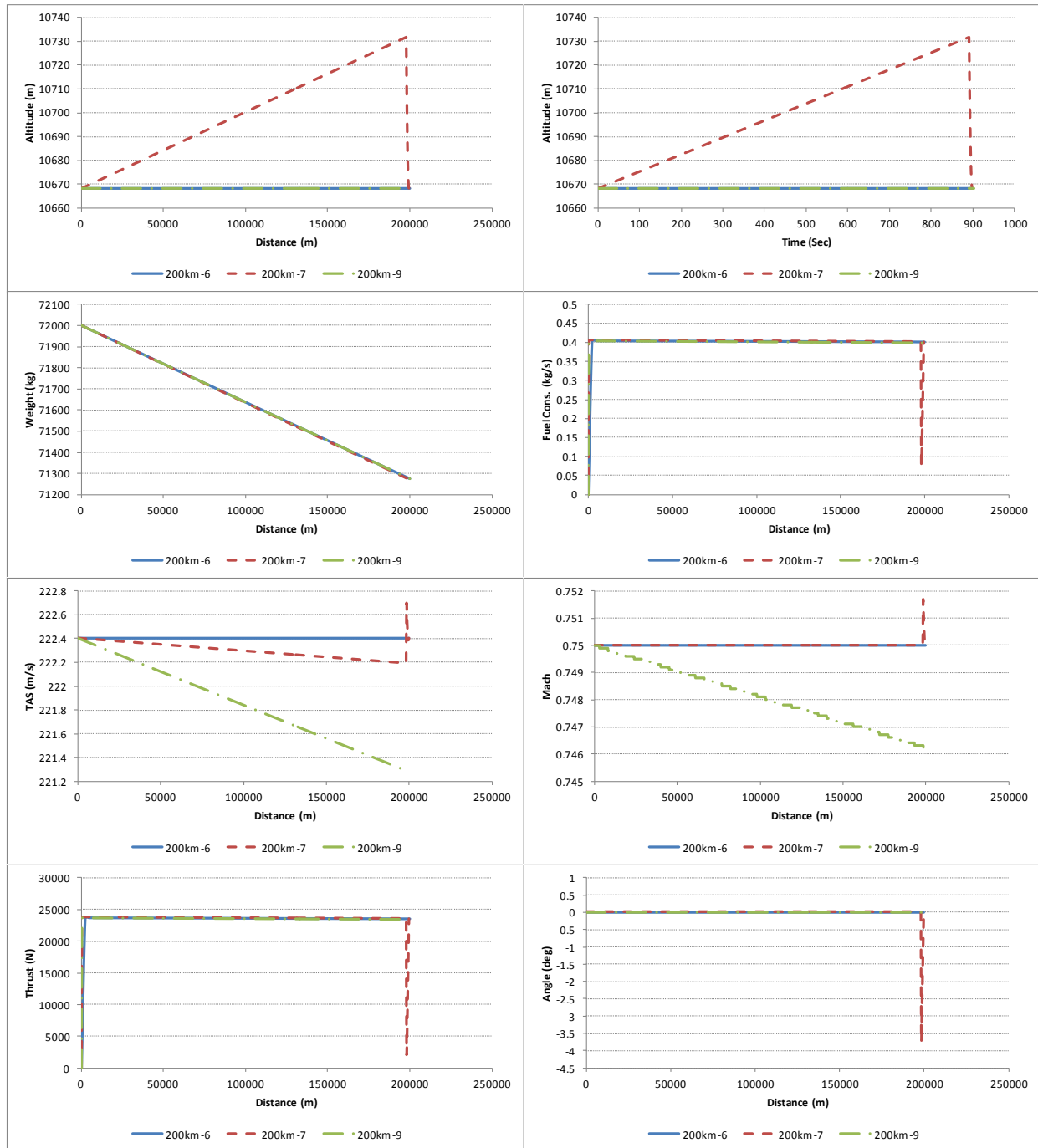
Αρχικά, μελετάμε τις τρεις πρώτες περιπτώσεις, για διαφορετικό τρόπο προσέγγισης της πλεύσης. Δοκιμάζονται οι νέες μέθοδοι πλεύσης για τρία διαφορετικά μήκη πλεύσης για να δούμε εάν η εξοικονόμηση καυσίμου των νέων μεθόδων εξαρτάται από το μήκος αυτού του τμήματος.

Τα δεδομένα που εισήχθησαν είναι τα εξής:

Δεδομένα	Τιμές
Αρχικό Βάρος (kg)	72000
Μήκος Πλεύσης (km)	200, 1600, 7408
Αεροσκάφος	A320-200
- Αεροδυναμικά δεδομένα σύμφωνα με το BADA	

Πίνακας 6.12: Δεδομένα εισόδου για το τμήμα της πλεύσης.

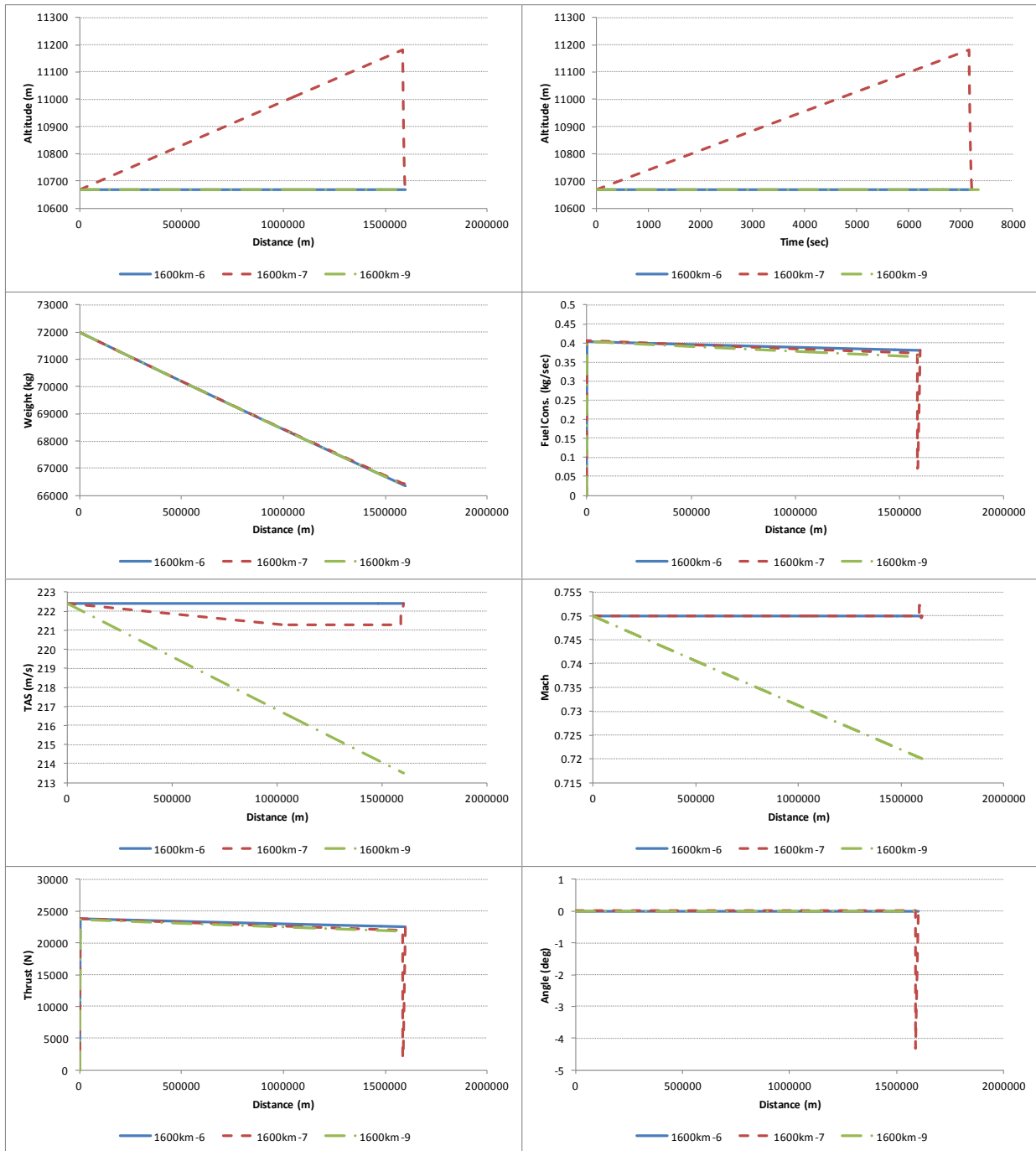
Παρακάτω, ακολουθούν τα διαγράμματα και οι πίνακες με τα αποτελέσματα για τα τρία αυτά μήκη πλεύσης, τα οποία αντιστοιχούν σε πτήσεις μικρής, μεσαίας και μεγάλης εμβέλειας. Με τον αριθμό 6 συμβολίζεται η πλεύση με σταθερό Mach και υψόμετρο, με τον αριθμό 7 η πλεύση με σταθερό Mach και συντελεστή άνωσης, και με 9 συμβολίζεται η πλεύση με σταθερό υψόμετρο και συντελεστή άνωσης. Στην περίπτωση πλεύσης με σταθερό Mach και συντελεστή άνωσης έχουμε και μια κάθοδο μέχρι το αρχικό υψόμετρο. Αυτό γίνεται προκειμένου να μπορούν τα μεγέθη να είναι απόλυτα συγκρίσιμα μεταξύ τους.



Σχήμα 6.11: Βασικά μεγέθη κατά την πλεύση με τρεις διαφορετικούς τρόπους (μήκος πλεύσης 200km).

Είδος Πλεύσης	Απόσταση (km)	Καύσιμο (kg)	Χρόνος (min)
6 – Σταθ. Υψόμετρο και Mach	200	724.06	14.99
7 – Σταθ. CL και Mach		723.17 (-0.12%)	14.97 (-0.12%)
9 – Σταθ. Υψόμετρο και CL		723.90 (-0.02%)	15.03 (+0.25%)

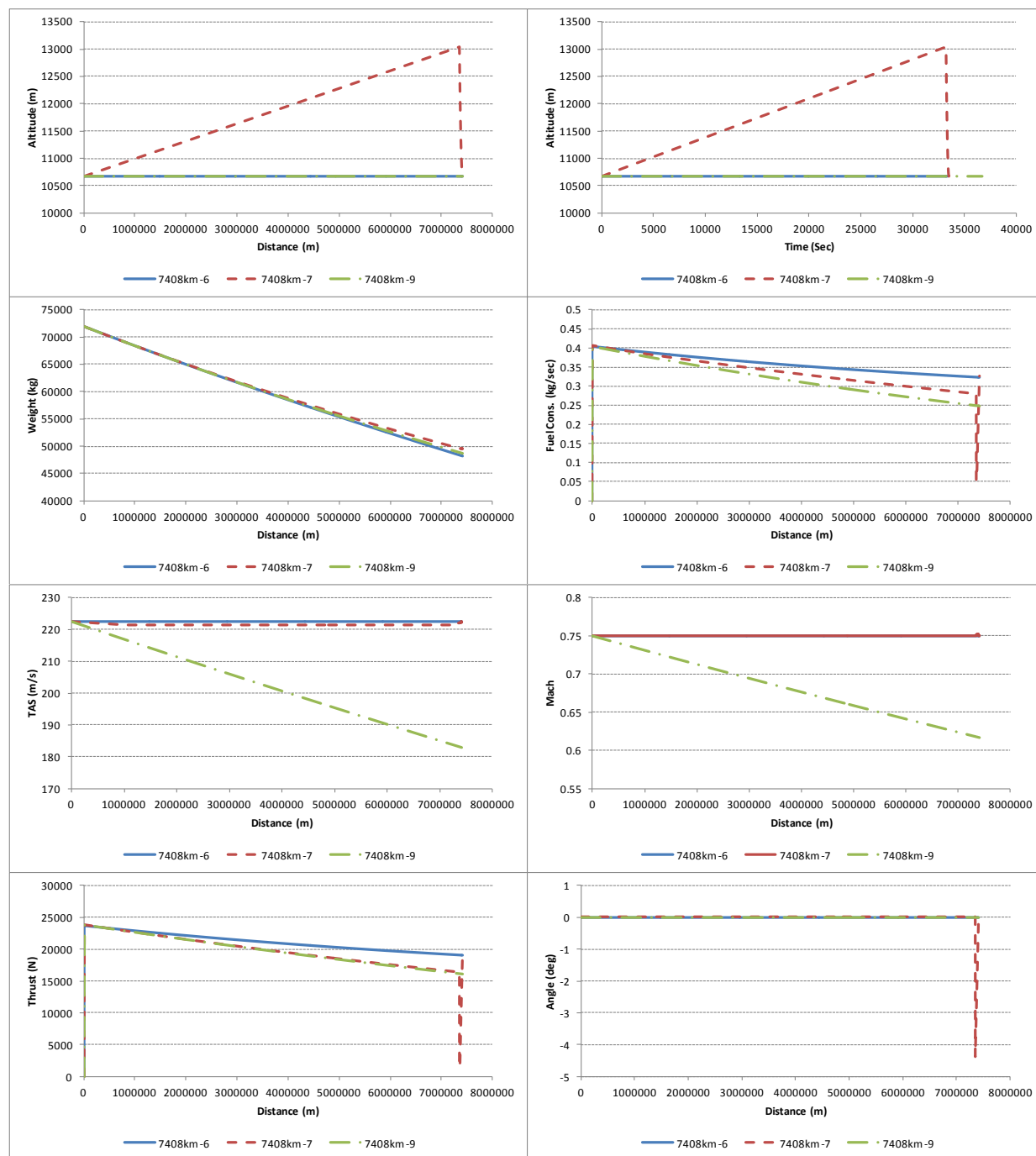
Πίνακας 6.13: Κατανάλωση καυσίμου και χρόνος πλεύσης για τρεις διαφορετικούς τρόπους πλεύσης (μήκος πλεύσης 200km).



Σχήμα 6.12: Βασικά μεγέθη κατά την πλεύση με τρεις διαφορετικούς τρόπους (μήκος πλεύσης 1600km).

Είδος Πλεύσης	Απόσταση (km)	Καύσιμο (kg)	Χρόνος (min)
6 – Σταθ. Υψόμετρο και Mach		5644.11	119.90
7 – Σταθ. CL και Mach	1600	5595.53 (-0.87%)	120.30 (+0.33%)
9 – Σταθ. Υψόμετρο και CL		5631.00 (-0.23%)	122.37 (+2.06%)

Πίνακας 6.14: Κατανάλωση καυσίμου και χρόνος πλεύσης για τρεις διαφορετικούς τρόπους πλεύσης (μήκος πλεύσης 1600km).



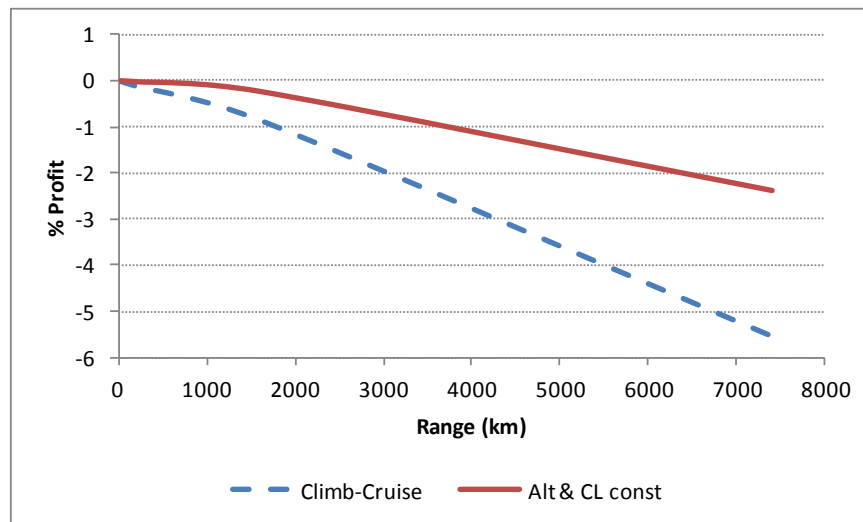
Σχήμα 6.13: Βασικά μεγέθη κατά την πλεύση με τρεις διαφορετικούς τρόπους (μήκος πλεύσης 7408km).

Είδος Πλεύσης	Απόσταση (km)	Καύσιμο (kg)	Χρόνος (min)
6 – Σταθ. Υψόμετρο και Mach		23890.46	555.15
7 – Σταθ. CL και Mach	7408	22563.33(-5.58%)	557.68 (+0.45%)
9 – Σταθ. Υψόμετρο και CL		23323.21(-2.37%)	612.15 (+10.27%)

Πίνακας 6.15: Κατανάλωση καυσίμου και χρόνος πλεύσης για τρεις διαφορετικούς τρόπους πλεύσης (μήκος πλεύσης 7408km).

Από τα παραπάνω αποτελέσματα, παρατηρούμε ότι ο πιο οικονομικός τρόπος πλεύσης είναι με σταθερό mach και σταθερό συντελεστή άνωσης (Cruise-Climb). Η περίπτωση του σταθερού υψομέτρου και του σταθερού συντελεστή άνωσης δίνει μια βελτίωση σε σχέση με την κλασσική πλεύση του σταθερού υψομέτρου και του αριθμού mach άλλα αυξάνει σημαντικά το χρόνο πτήσης λόγω μείωσης της ταχύτητας. Για την περίπτωση της μικρής εμβέλειας και οι τρεις τρόποι είναι ισοδύναμοι, αλλά όσο αυξάνεται η απόσταση οι διαφορές εντείνονται, δίνοντας για την περίπτωση της μεγάλης εμβέλειας μια μείωση στην κατανάλωση καυσίμου της τάξης του 5.5% για την βέλτιστη περίπτωση. Αντίστοιχα, η περίπτωση του σταθερού υψομέτρου και του σταθερού συντελεστή άνωσης δίνει ένα όφελος στην κατανάλωση καυσίμου της τάξης του 2.5% αλλά αυξάνει το χρόνο περίπου κατά 10%

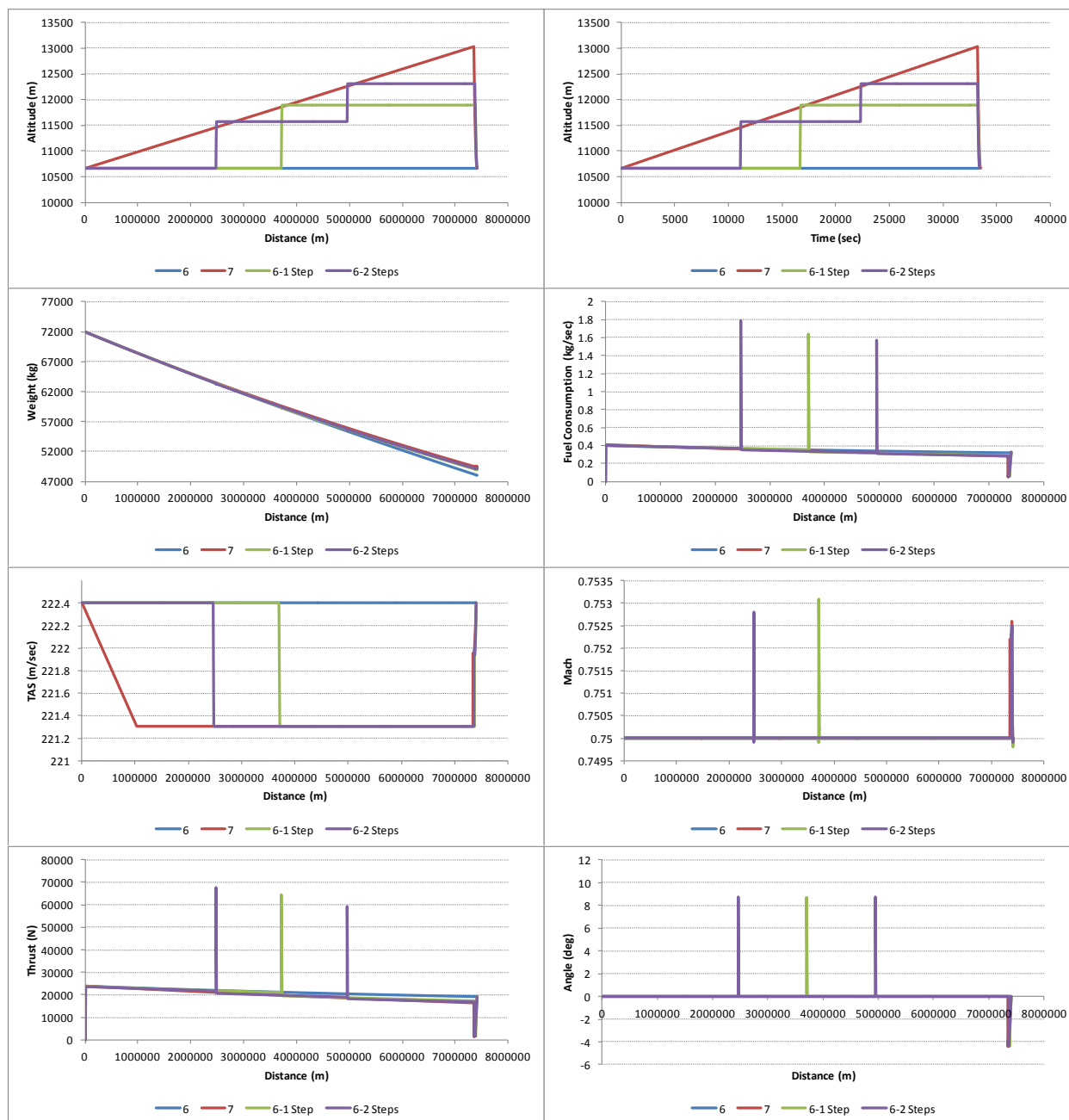
Στο Σχήμα 6.14 παρουσιάζεται το όφελος στην κατανάλωση καυσίμου που δίνουν οι δύο αυτοί νέοι τρόποι πραγματοποίησης της πλεύσης συναρτήσει της απόστασης πλεύσης.



Σχήμα 6.14: Το όφελος των νέων τρόπων πλεύσης συναρτήσει της απόστασης πλεύσης.

6.3.1 Βηματική Πλεύση

Η πλεύση μπορεί να γίνει και με πολλά μικρά βήματα, ώστε να προσεγγίσουμε την βέλτιστη περίπτωση της συνεχόμενης ανόδου (Cruise Climb). Σε αυτή την παράγραφο, συγκρίνουμε την κλασσική πλεύση σε σταθερό υψόμετρο, με την αντίστοιχη πλεύση συνεχούς ανόδου καθώς και με την βηματική πλεύση με ένα ή δύο βήματα. Η επιλογή του υψομέτρου για κάθε βήμα, γίνεται μέσω του βάρους του αεροσκάφους την στιγμή που θέλουμε να γίνει η αλλαγή υψομέτρου διατηρώντας το W/p (βάρος προς πίεση στο αντίστοιχο υψόμετρο) σταθερό και ίσο με το αντίστοιχο στην αρχή της πλεύσης.



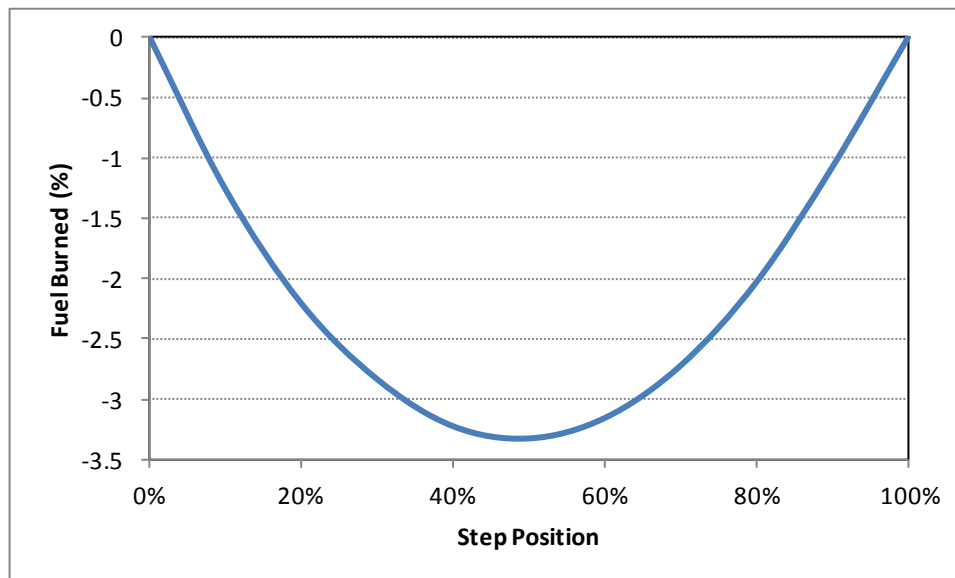
Σχήμα 6.15: Βασικά μεγέθη κατά την πλεύση με διαφορετικούς τρόπους και βηματική πλεύση (μήκος πλεύσης 7408km).

Είδος Πλεύσης	Καύσιμο (kg)	Χρόνος (min)
Σταθερό Υψόμετρο	23890.46	555.15
Βηματική πλεύση με ένα βήμα	23086.85(-3.36%)	556.53(+0.25%)
Βηματική πλεύση με δύο βήματα	22856.57(-4.33%)	556.99(+0.33%)
Πλεύση με συνεχόμενη άνοδο	22563.33(-5.58%)	557.68(+0.46%)

Πίνακας 6.16: Κατανάλωση καυσίμου και χρόνος πλεύσης για διαφορετικούς τρόπους πλεύσης και βηματική πλεύση (μήκος πλεύσης 7408km).

Παρατηρούμε, ότι εμφανίζεται όφελος με την επιλογή της βηματικής πλεύσης, το οποίο εξαρτάται από τον αριθμό των βημάτων. Ο βέλτιστος αριθμός των βημάτων και η θέση των βημάτων εξαρτάται από την απόσταση πλεύσης και το μέγιστο υψόμετρο που μπορεί να κινηθεί το αεροσκάφος. Για τη συγκεκριμένη περίπτωση η χρήση ενός βήματος δίνει όφελος περίπου 3.5% το οποίο αυξάνεται στο 4.5% με χρήση δύο βημάτων πλησιάζοντας την βέλτιστη περίπτωση. Απαραίτητη αναφορά πρέπει να γίνει στο διάγραμμα του αριθμού Mach με την απόσταση. Σε αυτή την περίπτωση, παρατηρούμε την απότομη αύξηση της ταχύτητας σε ορισμένα σημεία της πλεύσης, κυρίως στα τμήματα όπου γίνεται η αλλαγή υψομέτρου. Αυτές οι αλλαγές οφείλονται στην κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας που απαιτείται για την άνοδο. Αξίζει να σημειωθεί, ότι κατά την πλεύση ενός αεροσκάφους σε σταθερή ταχύτητα, οι κανονισμοί επιτρέπουν απόκλιση ± 10 κόμβους. Οι κορυφές αυτές, για δεδομένο υψόμετρο και ταχύτητα βρίσκονται μέσα στα όρια των κανονισμών.

Για την περίπτωση ενός βήματος το βέλτιστο σημείο για αλλαγή του υψομέτρου αναμένεται να είναι στη μέση της απόστασης πλεύσης. Η μείωση της κατανάλωσης ανάλογα με τη θέση του βήματος παρουσιάζεται στο Σχήμα 6.16 όπου φαίνεται ότι όντως η αλλαγή του υψομέτρου στο μέσο της απόστασης πλεύσης δίνει την μεγαλύτερη μείωση.



Σχήμα 6.16: Μεταβολή απαιτούμενου καυσίμου για βηματική πλεύση ανάλογα με τη θέση του βήματος.

6.4 Εναλλακτικά Καύσιμα

Τα τελευταία χρόνια, λόγω της αύξησης της θερμοκρασίας στο περιβάλλον, απαιτείται η λήψη δραστικών μέτρων για την μείωση των εκπομπών ρύπων. Ήδη στον

τομέα των αερομεταφορών, παρόλο που το ποσοστό των εκπομπών είναι περίπου το 2% των συνολικά παραγόμενων ρύπων, τα τελευταία 30 χρόνια έχει γίνει μείωση των εκπομπών κοντά στο 70%. Δεν αρκεί όμως αυτό, απαιτούνται επιπλέον μέτρα μείωσης των ρύπων αλλά και της κατανάλωσης καυσίμου, τα οποία πρέπει να παρθούν σύντομα. Πέραν της αύξησης της απόδοσης των κινητήρων, σημαντικό ρόλο παίζουν και τα καύσιμα του αεροσκάφους.

Οι ερευνητές στρέφουν την προσοχή τους στην χρήση βιοκαυσίμων, έχοντας όμως πολλά προβλήματα να λύσουν. Τα σημερινά βιοκαύσιμα, π.χ. αιθανόλη, δεν μπορούν να ανταπεξέλθουν στις αυξημένες απαιτήσεις των αεροσκαφών. Απαιτούνται βιοκαύσιμα «νέας γενιάς», όπως αναφέρεται στην βιβλιογραφία, [19], τα οποία θα έχουν καλύτερη θερμογόνο ικανότητα από την αιθανόλη. Ένας άλλος λόγος για τον οποίο τα σημερινά καύσιμα δεν είναι κατάλληλα, είναι ότι για την κάλυψη της ζήτησης καυσίμου από βιοκαύσιμα, θα πρέπει να καλλιεργηθούν τεράστιες εκτάσεις γης.

Ένα καύσιμο για να είναι κατάλληλο για τα αεροσκάφη οφείλει να πληροί τις παρακάτω προϋποθέσεις:

1. Να παραμένει υγρό σε θερμοκρασία μέχρι και -20°C . Η θερμοκρασία αυτή αφορά τις συνθήκες της ατμόσφαιρας στο ύψος πτήσης των αεροσκαφών.
2. Να έχει υψηλή θερμογόνο ικανότητα. οποιαδήποτε μείωση της θερμογόνου ικανότητας έχει άμεσο αντίκτυπο στην εμβέλεια του αεροσκάφους.
3. Να έχει μικρό όγκο και βάρος. Οι δεξαμενές των αεροσκαφών, καθώς και το μέγιστο βάρος απογείωσης είναι περιορισμένες.

Πρώτο βήμα προς τα καύσιμα δίχως άνθρακα, είναι η μίξη των βιοκαυσίμων με τα ήδη υπάρχοντα καύσιμα (συμβατικά), με το ποσοστό ανάμιξης να είναι από 5 έως και 50%. Τόσο οι κατασκευάστριες εταιρείες αεροσκαφών, όσο και οι αεροπορικές εταιρείες κάνουν δοκιμαστικές πτήσεις με την χρήση τέτοιων καυσίμων, προκειμένου να αποφανθούν εάν υπάρχει όφελος ή όχι από την χρήση τους. Τα καύσιμα Blend πρέπει να αναφέρουμε ότι έχουν την ίδια μορφή με τα συμβατικά, και έτσι δεν απαιτούνται τροποποιήσεις στο αεροσκάφος (δεξαμενές) και στους κινητήρες (θάλαμος καύσης).

Παρακάτω παρουσιάζεται μια ανάλυση για να δούμε την επίδραση της χρήσης των εναλλακτικών καυσίμων στην αποστολή του αεροσκάφους. Συγκεκριμένα συγκρίνονται τα συμβατικά καύσιμα, Jet-A, με ένα μείγμα συμβατικού καυσίμου με βιοκαύσιμο HRJ, σε ποσοστό 50%. Ο Πίνακας 6.17 παρουσιάζει τα σημαντικότερα χαρακτηριστικά των καυσίμων αυτών.

Παράμετρος	Καμελίνα (HRJ)	Jet A-1	Jet-A/HRJ (50/50)
Αρωματικά (vol. %)	0.3	16-25	
Ναφθίνες (vol %)	<0.01	46	
Παραφίνες (vol %)	-	37	
Μερκαπτάνες Θείου (wt %)	<0.0001	-	
Ολικό Θείο (wt %)	<0.0001	100ppm	
Άνθρακας (wt %)	84.9	85.7	
Υδρογόνο (wt %)	15.1	13.8	
Λόγος H/C	2.119	1.918	
Θερμογόνος Ικανότητα (MJ/kg)	44.00 (+2.04%)	43.12	43.70 (+1.35%)
Πυκνότητα	753(-6%)	801	780 (-2.62%)

Πίνακας 6.17: Χαρακτηριστικά εναλλακτικών καυσίμων σε σχέση με τα συμβατικά.

Αρχικά επιλέγεται το Airbus A320-200 για να εκτελέσει μια αποστολή μέσης εμβέλειας με την χρήση του κινητήρα CFM56-5B4. Στην συνέχεια, το Boeing 747-400 καλείται να εκτελέσει μια αποστολή μεγάλης εμβέλειας με την χρήση των κινητήρων CF6-80. Τα μοντέλα των κινητήρων για συμβατικά και εναλλακτικά καύσιμα κατασκευάστηκαν από το ΕΘΣ/ΕΜΠ. Στους πίνακες που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα.

A320-200	Καύσιμο που απαιτήθηκε (kg)
Jet-A	5331.899
Blend	5253.1396 (-1.477%)

Πίνακας 6.18: Σύγκριση αποτελεσμάτων για την αποστολή μέσης εμβέλειας με την χρήση εναλλακτικών καυσίμων.

Boeing 747-400	Καύσιμο που απαιτήθηκε (kg)
Jet-A	67039.17
Blend	66239.24 (-1.208%)

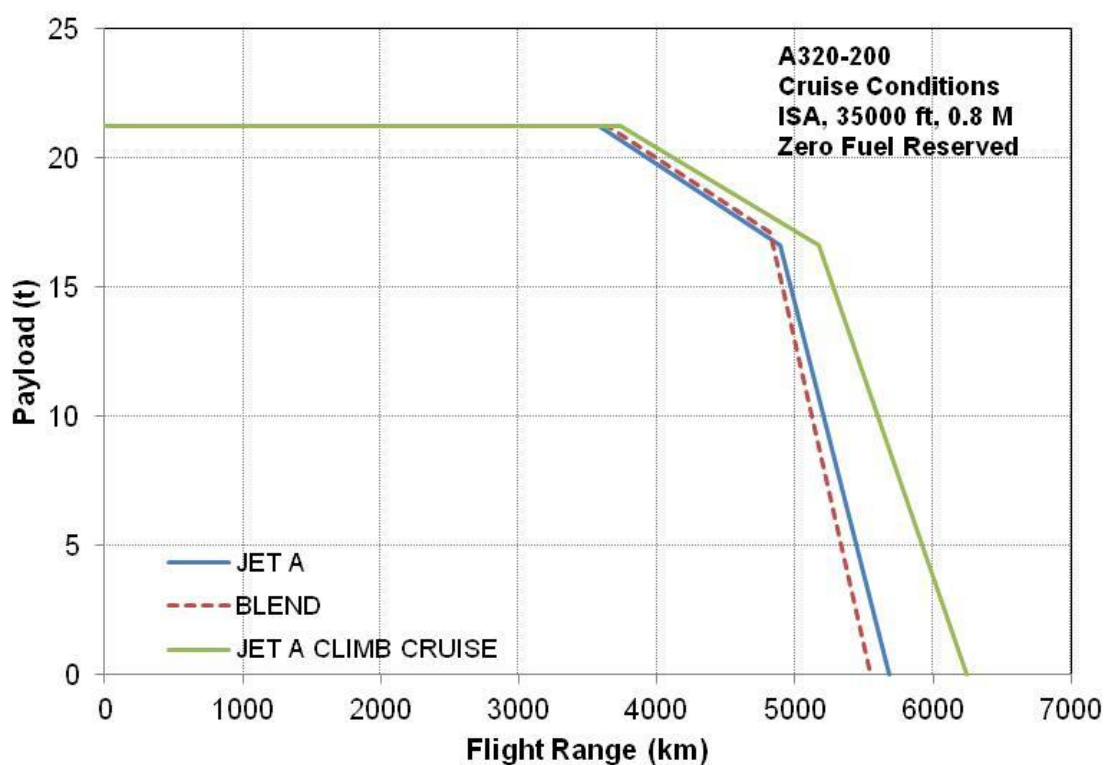
Πίνακας 6.19: Σύγκριση αποτελεσμάτων για την αποστολή μεγάλης εμβέλειας με την χρήση εναλλακτικών καυσίμων.

Όπως φαίνεται, η χρήση εναλλακτικών καυσίμων εμφανίζει μια εξοικονόμηση καυσίμου κοντά στο 1.2% για πτήση μεγάλης εμβέλειας, ενώ στην περίπτωση της πτήσης μέσης εμβέλειας η εξοικονόμηση αγγίζει το 1.5%. Αυτό οφείλεται στην μεγαλύτερη θερμογόνος ικανότητα του νέου καυσίμου σε σχέση με το συμβατικό καύσιμο.

6.5 Διαγράμματα Payload-Range

Για την δημιουργία ενός διαγράμματος Payload Range ενός αεροσκάφους πρέπει να πραγματοποιηθούν τρεις διαφορετικές αποστολές οι οποίες αντιστοιχούν στα τρία διακριτά σημεία του διαγράμματος. Η πρώτη αποστολή αφορά το σημείο Α όπου έχουμε το μέγιστο βάρος του αεροσκάφους και το μέγιστο ωφέλιμο φορτίο. Η δεύτερη αποστολή αφορά το σημείο Β και είναι για μέγιστο βάρος και μέγιστο φορτίο καυσίμου. Τέλος, η τρίτη αποστολή για το σημείο C, για μέγιστο φορτίο καυσίμου και μηδενικό ωφέλιμο φορτίο.

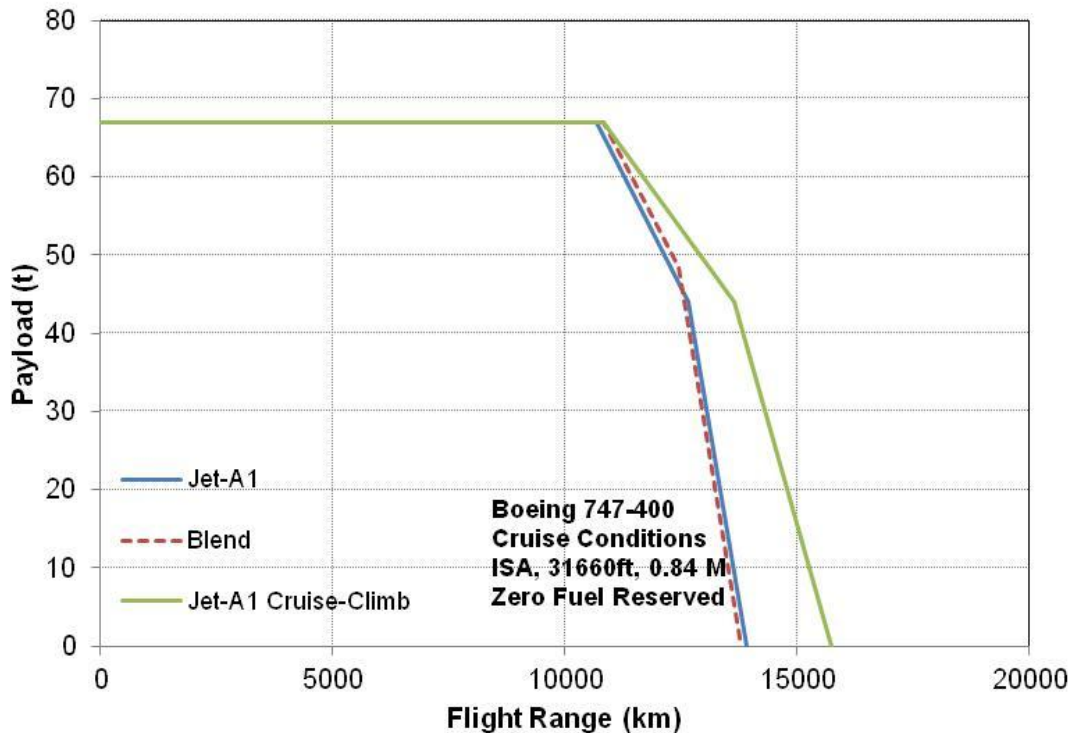
Παρακάτω παρουσιάζονται τα διαγράμματα Payload Range για τα δύο αεροσκάφη που μελετήθηκαν Airbus A320-200 και Boeing 747-400 τόσο για συμβατικά όσο και για εναλλακτικά καύσιμα και επίσης με κλασσική και βέλτιστη μέθοδο πλεύσης.



Σχήμα 6.17: Διάγραμμα Payload-Range για το Airbus A320-200, για ύψος 35000 ft και ταχύτητα 0.8M.

Παρατηρούμε ότι η μέγιστη εμβέλεια του αεροσκάφους στην περίπτωση των εναλλακτικών καυσίμων, μειώνεται ελαφρώς. Αυτό συμβαίνει λόγω της μειωμένης πυκνότητας του νέου καυσίμου που οδηγεί σε μικρότερη μέγιστη ποσότητα καυσίμου για τον ίδιο όγκο. Η μείωση της πυκνότητας είναι μεγαλύτερη από την μείωση της κατανάλωσης που έχουμε, οπότε για αυτό εμφανίζεται αυτή η μικρή αρνητική διαφορά. Από την άλλη η χρήση βέλτιστου τρόπου πλεύσης αυξάνει σημαντικά την εμβέλεια

όπως αναμένεται λόγω της σημαντικής μείωσης στην κατανάλωση καυσίμου που επιτυγχάνεται.



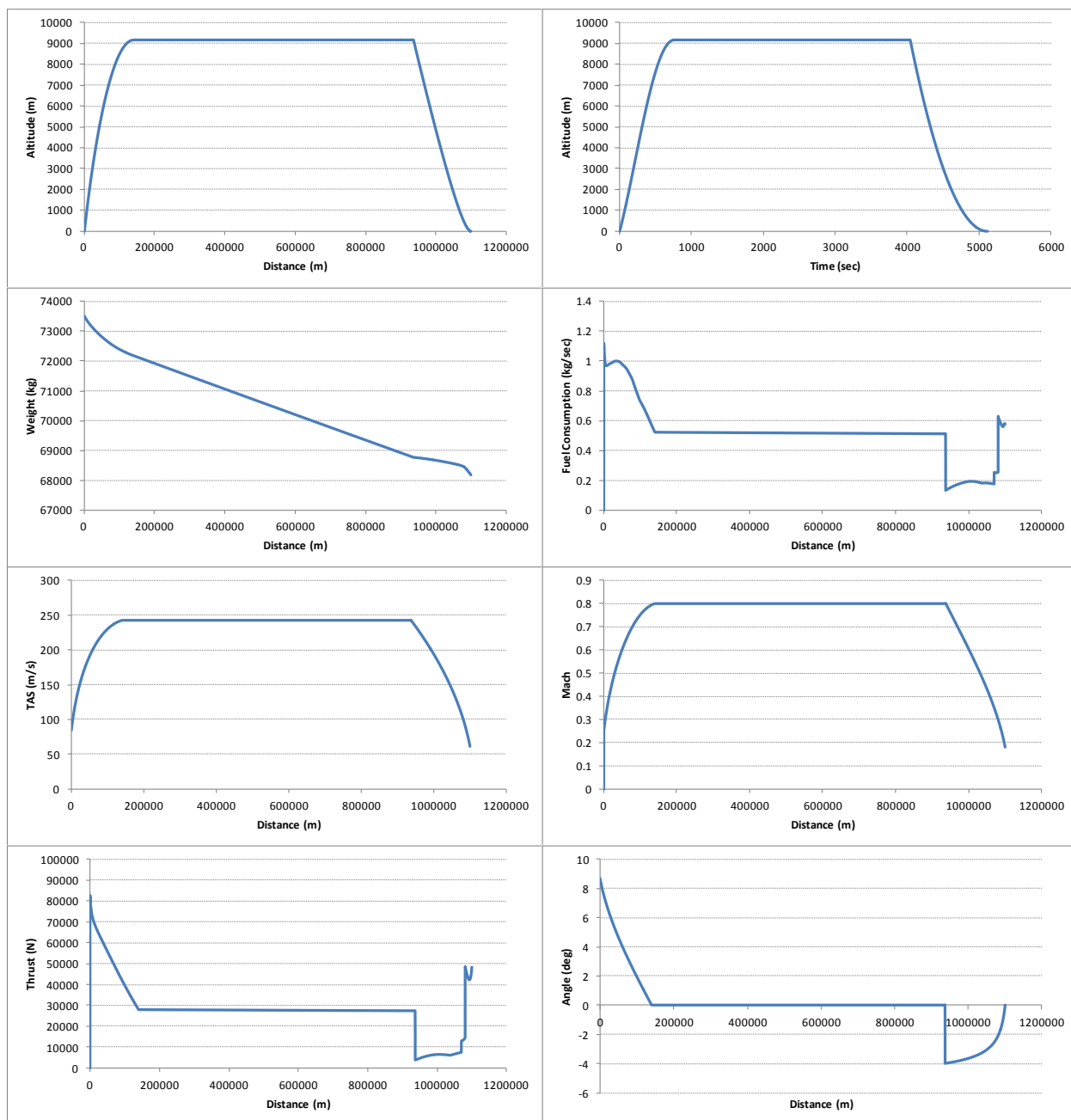
Σχήμα 6.18: Διάγραμμα Payload-Range για το Boeing 747-400 για ύψος 31660 ft και ταχύτητα 0.84M.

6.6 Εκτέλεση ολόκληρων αποστολών

Παρακάτω παρουσιάζονται αποτελέσματα από δύο ενδεικτικές αποστολές, μια τυπική αποστολή μέσης εμβέλειας και μια με όλες τις πιθανές μεθόδους υλοποίησης μιας αποστολής. Η απόσταση που πρέπει να καλύψει το αεροσκάφος είναι 1100km (π.χ Αθήνα-Ρώμη). Οι ατμοσφαιρικές συνθήκες που επικρατούν κατά την διάρκεια της πτήσης του αεροσκάφους είναι αυτές μιας τυπικής ημέρας σύμφωνα με το μοντέλο ISA. Το χρησιμοποιούμενο αεροσκάφος είναι το Airbus A320-200.

6.6.1 Τυπική αποστολή

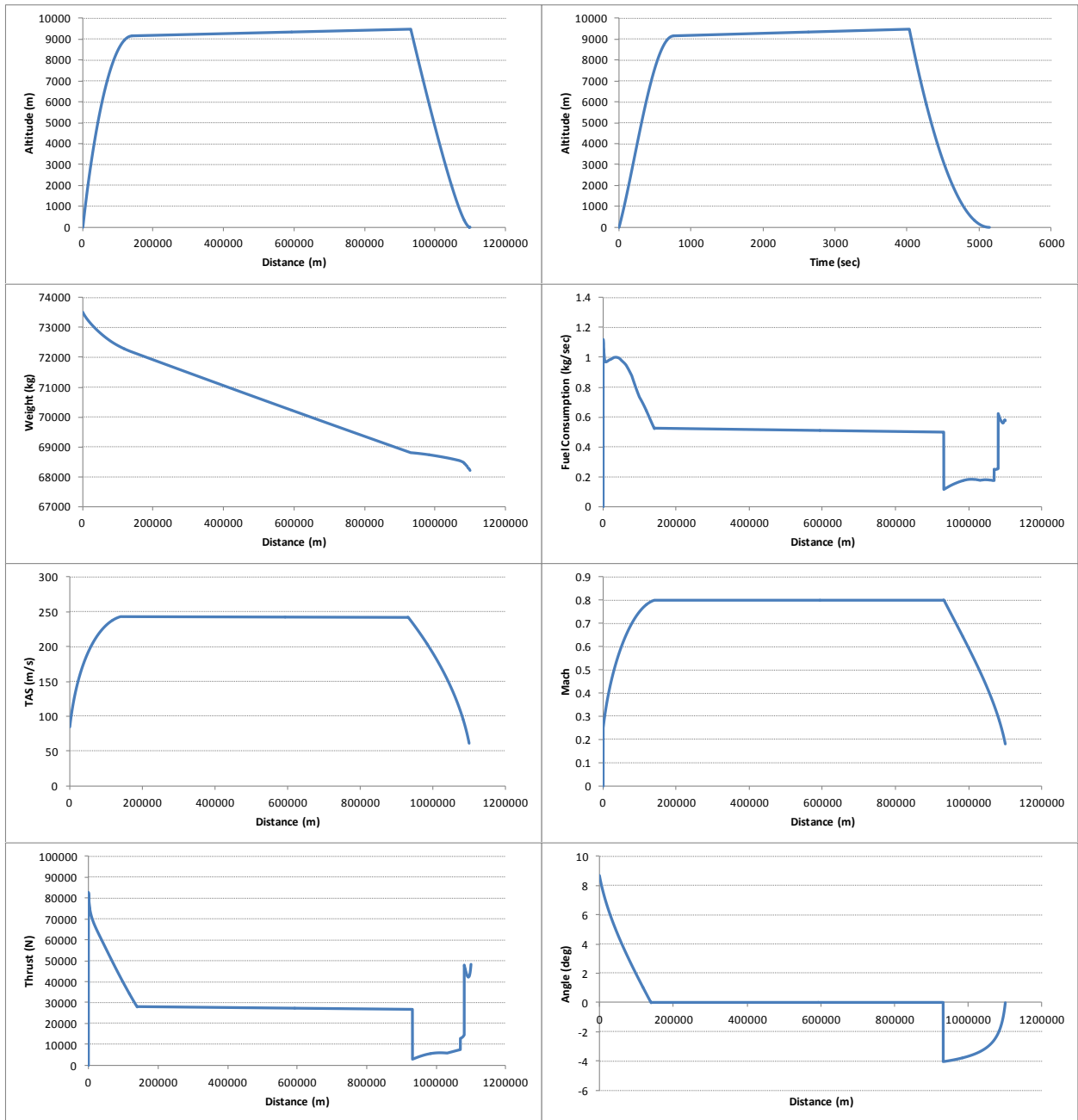
Για την αποστολή αυτή εξετάζονται δύο περιπτώσεις α) πλεύση σε σταθερό υψόμετρο 9144m (ή 30000ft) και β) βέλτιστη πλεύση ξεκινώντας από το υψόμετρο αυτό. Και στις δύο περιπτώσεις η πλεύση γίνεται με σταθερό mach 0.8 ενώ το βάρος απογείωσης είναι ίσο με το 95% του μέγιστου. Παρακάτω ακολουθούν τα αποτελέσματα τόσο υπό την μορφή διαγραμμάτων όσο και σε μορφή πίνακα.



Σχήμα 6.19: Βασικά μεγέθη για τυπική αποστολή μέσης εμβέλειας σε σταθερό υψόμετρο πλεύσης.

Τμήμα	Καύσιμο(kg)	Χρόνος (min)	Απόσταση (m)
1 Άνοδος	1330.73	12.6027	139.9297
2 Πλεύση	3410.271	54.7471	796.6983
3 Κάθοδος	590.8978	17.8995	163.372
Σύνολο	5331.899	85.2494	1100

Πίνακας 6.20: Συνολικά αποτελέσματα για την περίπτωση τυπικής αποστολής μέσης εμβέλειας, σε σταθερό υψόμετρο πλεύσης.



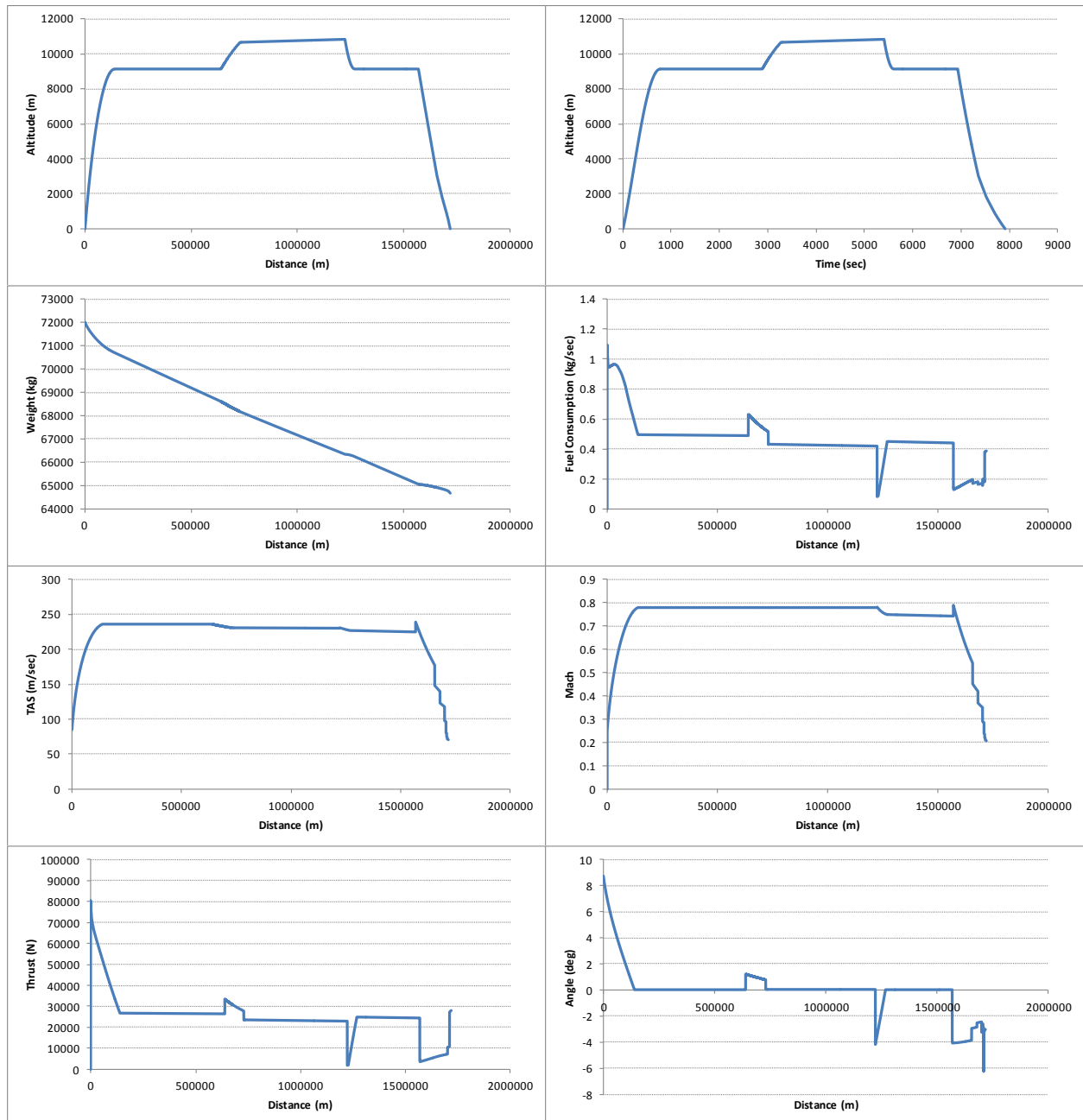
Σχήμα 6.20: Βασικά μεγέθη για τυπική αποστολή μέσης εμβέλειας και πλεύση με συνεχή άνοδο.

Τμήμα	Καύσιμο(kg)	Χρόνος (min)	Απόσταση (m)
1 Άνοδος	1330.73	12.6027	139.9297
2 Πλεύση	3362.439	54.5219	791.6263
3 Κάθοδος	593.3054	18.5219	168.444
Σύνολο	5286.474	85.6465	1100

Πίνακας 6.21: Συνολικά αποτελέσματα για την περίπτωση τυπικής αποστολής μέσης εμβέλειας, και πλεύση με συνεχή άνοδο.

6.6.2 Σύνθετη αποστολή – Ευελιξία προγράμματος

Οι πτήσεις σήμερα ξεφεύγουν από τα όρια των τυπικών αποστολών και τείνουν να γίνουν πιο σύνθετες λόγω των κανονισμών και των συνθηκών. Για να αποδείξουμε την ευελιξία, αλλά και την ικανότητα του προγράμματος προς αυτήν την κατεύθυνση, εκτελείται μια αποστολή η οποία μπορεί να περιέχει όλα τα πιθανά σενάρια για κάθε τμήμα της αποστολής. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται παρακάτω.

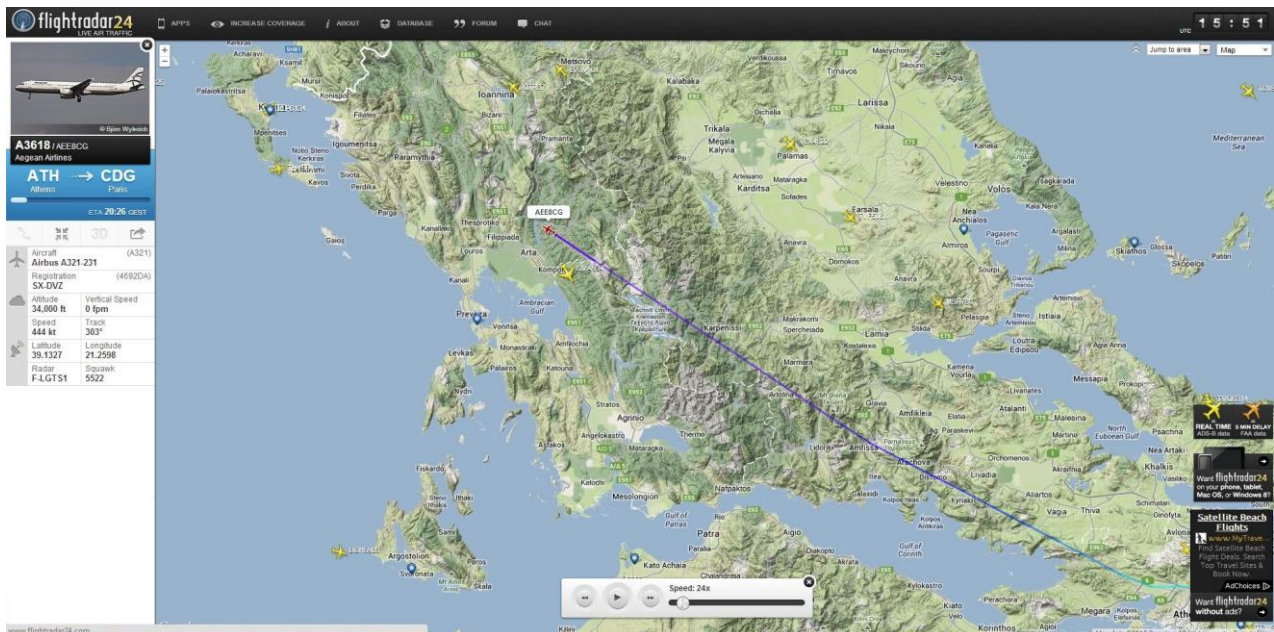


Πίνακας 6.22: Βασικά μεγέθη για την περίπτωση μιας τυχαίας αποστολής μέσης εμβέλειας.

Η συγκεκριμένη αποστολή αποτελείται από 7 διακριτά τμήματα 1) άνοδο με την μέθοδο CLICO μέχρι τα 9144 m, 2) πλεύση σε σταθερό υψόμετρο για 500km και mach 0.78, 3) άνοδο με την μέθοδο της BADA μέχρι τα 10668 m, 4) βέλτιστη πλεύση για 493 km και mach 0.78, 5) κάθοδο με την μέθοδο CLICO μέχρι τα 9144m και mach 0.75, 6) πλεύση σε σταθερό υψόμετρο και σταθερό συντελεστή άνωσης για 300 km, 7) κάθοδο με την μέθοδο της BADA.

6.6.3 Σύγκριση με πραγματική πτήση

Για την πιστοποίηση του λογισμικού έγινε σύγκρισή του με μια πραγματική πτήση. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιήθηκε η ιστοσελίδα παρακολούθησης πτήσεων πραγματικού χρόνου Flightradar24.com [39]. Επιλέχθηκε η πτήση A3618 (ή AEE8CG) της Aegean Air που την 1/8/2013 εκτελούσε την πτήση Αθήνα – Παρίσι, μήκους 2109 χιλιομέτρων, με αεροσκάφος τύπου Airbus A321-232. Με την χρήση του εργαλείου Playback της ιστοσελίδας συλλέχθηκαν τα δεδομένα της πτήσης για αρκετά σημεία ώστε να καθοριστεί πλήρως η πτήση. Ακολουθεί μια φωτογραφία με την μορφή της σελίδας κατά την παρακολούθηση της πτήσης A3618.



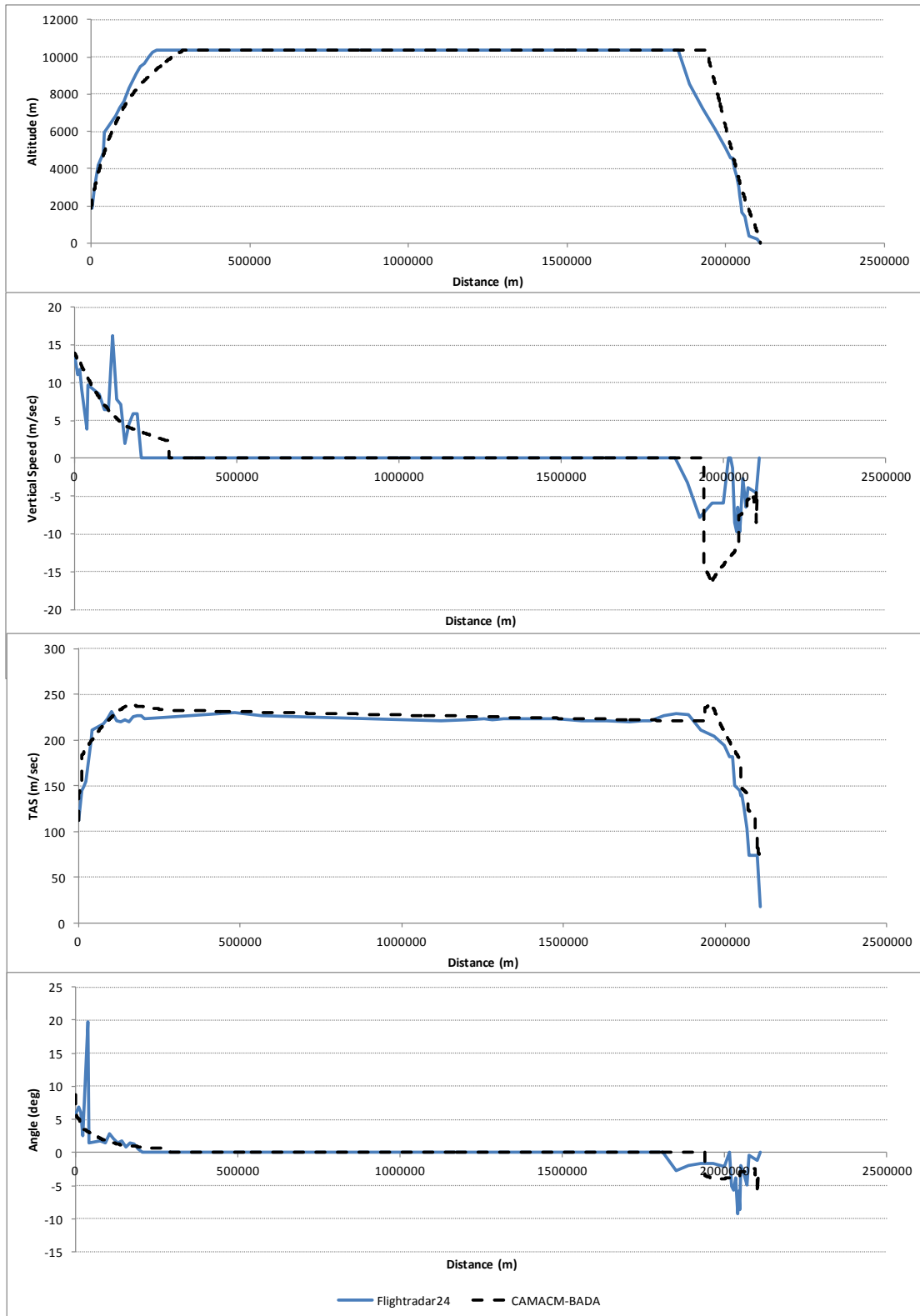
Σχήμα 6.21: Στιγμιότυπο από την ιστοσελίδα Flightradar24.com, [39], για την πτήση A3618 (AEE8CG).

Από το παραπάνω στιγμιότυπο μπορεί ο αναγνώστης να δει τα δεδομένα τα οποία είναι απαραίτητα για την λειτουργία του προγράμματος. Τα δεδομένα που παρέχει η ιστοσελίδα και μας είναι χρήσιμα στα πλαίσια της παρούσας σύγκρισης είναι:

1. Τύπος αεροσκάφους.

2. Υψόμετρο σε πόδια.
3. Οριζόντια ταχύτητα σε κόμβους.
4. Ταχύτητα ανόδου/καθόδου σε πόδια ανά λεπτό.
5. Απόσταση που έχει διανύσει
6. Η ώρα, UTC.

Πρέπει να τονίσουμε ότι για την σύγκριση των δύο πτήσεων καλούμαστε να κάνουμε κάποιες παραδοχές. Η πραγματική πτήση περιλαμβάνει και αλλαγές πορείας πράγμα που το πρόγραμμα δεν είναι δυνατό να κάνει. Γι' αυτό τον λόγο αγνοούμε τις γεωγραφικές συντεταγμένες του αεροσκάφους και θεωρούμε ότι κινείται στην ευθεία μεταξύ του αεροδρομίου στην Αθήνα και του αεροδρομίου στον προορισμό του, το Παρίσι. Η ιστοσελίδα δεν παρέχει την μεταβολή του βάρους του αεροσκάφους καθώς και την ειδική κατανάλωση. Για τον λόγο αυτό συγκρίνονται μόνο οι τροχιές των αεροσκαφών, οι ταχύτητες και η γωνία, η οποία υπολογίζεται για κάθε σημείο. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.22. Από το σχήμα παρατηρούμε ότι η προσομοιωμένη πτήση είναι πολύ κοντά στην πραγματική με τις μεγαλύτερες διαφορές να εμφανίζονται στα τμήματα της ανόδου και της καθόδου.



Σχήμα 6.22: Σύγκριση πραγματικής και προσομοιωμένης πτήσης.

7

Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα

Στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας και έχοντας ως στόχο την βελτίωση και τον εμπλουτισμό του λογισμικού ανάλυσης αποστολών (CAMACM) του ΕΘΣ/ΕΜΠ, πραγματοποιήθηκαν τα εξής:

- Ανάπτυξη ακριβέστερης μεθόδου για τον υπολογισμό του τμήματος της απογείωσης και της προσγείωσης με χρήση αριθμητικής μεθόδου Runge-Kutta για την επίλυση των διαφορικών εξισώσεων.
- Προσθήκη υπολογισμού του ισοδύναμου μήκος απογείωσης (BFL).
- Προσθήκη μεθόδου ανάλυσης της ανόδου και της καθόδου σύμφωνα με τις διαδικασίες της BADA και οι οποίες είναι πολύ κοντά στον τρόπο με τον οποίο γίνονται οι πτήσεις σήμερα.
- Προσθήκη δύο μεθόδων ανάλυσης του τμήματος κρουαζιέρας με σταθερό συντελεστή άνωσης. Στην πρώτη περίπτωση διατηρείται σταθερό το υψόμετρο, πράγμα που συνεπάγεται μειωμένη ταχύτητα πλεύσης, ενώ στην δεύτερη διατηρείται σταθερός ο αριθμός Mach και το υψόμετρο αυξάνει συνεχώς όσο το βάρος του αεροσκάφους μειώνεται (Cruise-Climb).
- Προσθήκη υπολογισμού διαγράμματος ωφέλιμου φορτίου-απόστασης (payload-range) το οποίο είναι πολύ σημαντικό κατά τη σχεδίαση και υιοθέτηση νέων αποστολών και πιθανώς νέων καυσίμων.
- Προσθήκη δυνατότητας επιλογής μεθόδου εκτίμησης των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους είτε ως συνάρτηση των περυγίων Flaps είτε με την μέθοδο BADA με χρήση κατάλληλων συντελεστών ανάλογα με την διαμόρφωση του αεροσκάφους.
- Προσθήκη τριών μεθόδων εκτίμησης κατανάλωσης καυσίμου α) μέσω πλήρους μοντέλου του κινητήρα β) μέσω προσεγγιστικού μοντέλου το οποίο προκύπτει από το πλήρες και γ) με την μέθοδο BADA όπου η ειδική κατανάλωση εξαρτάται από την ταχύτητα του αεροσκάφους και το ύψος πτήσης. Στις δύο πρώτες περιπτώσεις εκτός από την κατανάλωση καυσίμου έχουμε την εκτίμηση όλων των σημαντικών παραμέτρων του κύκλου όπως η θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο κτλ.
- Απλοποίηση των δεδομένων εισόδου με χρήση των αρχείων αεροσκαφών της BADA. Αυτό διευκολύνει σημαντικά τον χρήστη στην εναλλαγή των χρησιμοποιούμενων αεροσκαφών. Επίσης ο καθορισμός της αποστολής έγινε πλήρως παραμετροποιήσιμος επιτρέποντας την ανάλυση πολλών και διαφορετικής πολυπλοκότητας αποστολών.

Το νέο λογισμικό δοκιμάστηκε σε πληθώρα περιπτώσεων για δύο ευρέως διαδεδομένα αεροσκάφη, του Airbus A320-200 για πτήσεις μικρής-μεσαίας εμβέλειας, και του Boeing 747-400 για πτήσεις μεγάλης εμβέλειας. Οι δοκιμές περιλαμβάνουν τόσο απλές αποστολές όσο και σύνθετες με πολλά περισσότερα τμήματα και εναλλαγές αναδεικνύοντας την ευελιξία του νέου λογισμικού. Επίσης η ακρίβεια του λογισμικού αποδείχτηκε με σύγκριση του με μια πραγματική πτήση. Από την ανάλυση των αποτελεσμάτων προέκυψαν τα παρακάτω συμπεράσματα:

- Η διαφορά στην απόσταση κατά την απογείωση με μεταβαλλόμενη και σταθερή ώση μπορεί να φτάσει και το 17% ενώ η επίδραση της θεώρησης σταθερού βάρους είναι πολύ μικρή. Άρα είναι πολύ σημαντικό να γνωρίζουμε τον τρόπο με τον οποίο μεταβάλλεται η ώση κατά την απογείωση για τον σωστό υπολογισμό της απόστασης.
- Η κατανάλωση καυσίμου αυξάνεται με χρήση βηματικής ανόδου ή/και καθόδου ανάλογα με τον αριθμό των βημάτων φτάνοντας στο 10% για την περίπτωση των δύο βημάτων.
- Η μέθοδος CLICO και η μέθοδος BADA για την άνοδο και την κάθοδο αν και παρουσιάζουν κάποια διαφορά στην τροχιά που ακολουθεί το αεροσκάφος η διαφορά στην κατανάλωση καυσίμου είναι της τάξης του 1%.
- Η κρουαζιέρα με σταθερό συντελεστή άνωσης διατηρώντας το υψόμετρο ή τον αριθμό mach οδηγεί σε μικρότερη κατανάλωση καυσίμου από την κλασσική κρουαζιέρα σε σταθερό υψόμετρο και mach. Μεγαλύτερο όφελος έχει η μέθοδος climb cruise διατηρώντας το mach και αυξάνοντας συνεχώς το υψόμετρο καθώς το βάρος του αεροσκάφους μειώνεται. Το όφελος αυξάνει με την απόσταση και μπορεί να φτάσει το 5.5% (ή 1327 κιλά) για μια απόσταση 7400km (Αθήνα-Νέα Υόρκη). Η αύξηση του υψομέτρου στην περίπτωση αυτή είναι 7650 πόδια. Τα αντίστοιχα μεγέθη για την περίπτωση διατήρησης του υψομέτρου με σταθερό συντελεστή άνωσης είναι μείωση 2.5% στο καύσιμο με επιβάρυνση όμως 10% στο χρόνο της αποστολής λόγω μείωσης της ταχύτητας όσο το βάρος του αεροσκάφους μειώνεται.
- Η σταδιακή αύξηση του υψομέτρου κατά την κρουαζιέρα (βηματική πλεύση) είναι πιο συμφέρουσα από την κλασσική κρουαζιέρα για μεγάλης εμβέλειας αποστολές. Ο αριθμός και η θέση των βημάτων εξαρτάται από την αποστολή. Ενδεικτικά για την παραπάνω περίπτωση (Αθήνα-Νέα Υόρκη) ένα βήμα μπορεί να οδηγήσει σε μείωση καυσίμου μέχρι 3.5% ανάλογα τη θέση του βήματος με την βέλτιστη θέση να είναι στο 50% της συνολικής απόστασης κρουαζιέρας. Το όφελος αυξάνει σε 4.5% για χρήση δύο βημάτων πλησιάζοντας τη βέλτιστη περίπτωση.
- Η χρήση εναλλακτικών καυσίμων τύπου Blend σε σχέση με τα συμβατικά καύσιμα έχει ως πλεονέκτημα την μικρότερη κατανάλωση καυσίμου (της τάξης του 1.5%) λόγω μεγαλύτερης θερμογόνου ικανότητας αλλά έχει ως μειονέκτημα την μικρότερη διαθέσιμη ποσότητα καυσίμου για τις ίδιες δεξαμενές λόγω μικρότερης πυκνότητας.

8

Βιβλιογραφία

Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία

1. **Richard C. Feagin, William D. Morrison Jr., (1978)** - “Delta Method, An Empirical Build Up Technique” – Lockheed – California Company
2. **ANOPP, (1982)**, “Flight Dynamics Module”
3. **Dr. Jan Roskam, (1985)**, “Airplane Design”, Roskam Aviation and Engineering Corporation,
4. **Darrol Stinton, (1985)**, “The Anatomy of the Aircraft”, Loughborough University of Technology, Leicestershire, UK
5. **Daniel P. Raymer, (1992)**, “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., ISBN 0-930403-51-7
6. **S.K. Ojha, (1995)**, “Flight Performance of Aircraft”, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., ISBN 1-56347-113-2
7. **Jack D. Mattingly, (1996)**, “Elements of Gas Turbine Propulsion”, McGraw-Hill Inc., ISBN : 0071145214
8. **Dr. Jan Roskam, Dr. Chuan-Tau Edward Lan, (1997)**, “Airplane Aerodynamics and Performance”, Design, Analysis and Research Corporation (DAR Corporation), ISBN 1-884885-44-6
9. **Lloyd Jenkinson, Paul Simpkin, Darren Rhodes, (1999)**, “Civil Jet Aircraft Design”, Arnold (UK) & American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (North America), ISBN 0-340-74152-X
10. **Martin Eshelby, (2000)**, “Aircraft Performance, Theory and Practice”, Arnold (UK) & American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (North America), ISBN 0-340-75897-X
11. **Wayne M. Olson, L. Tracy Redd, Roger C. Crane, (2000, Revised 2002)**, “Aircraft Performance Flight Testing”, Air Force Flight Center,
12. **Charlie Svoboda, (2000)**, “Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool”, Department of Aerospace Engineering, The University of Kansas
13. **David F. Anderson, Scott Berhard, (2001)**, “Understanding Flight”, McGraw-Hill, ISBN 0-07-138666-1
14. **U.S.A. Federal Aviation Administration, FAA-H-8083-25, (2003)**, “Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge”
15. **Lloyd Jenkinson, James F. Marchman III, (2003)**, “Aircraft Design Projects”, Butterworth Heinemann, ISBN 0-7506-5772-3

16. **EuroControl, European Organization for the Safety of Air Navigation, Revision 3.6, (2004)**, “User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA)”, EUROCONTROL Experimental Centre
17. **Boeing Commercial Airplanes, (2005)**, “737 Airplane Characteristics for Airport Planning”, Boeing Document D6-58325-6
18. **Antonio Filippone, (2006)** “Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft”, Butterworth Heinemann, ISBN-13: 978-0-7506-6817-0 & -10:0-7506-6817-2
19. **D. Daggett, O. Hadaller, R. Hendricks, R. Walther, (2006)** “Alternative Fuels and Their Potential Impact on Aviation”, NASA, Glenn Research Center
20. **Maido Saarlas, (2007)**, “Aircraft Performance”, John Wiley & Sons, Inc., ISBN 978-0-470-04416-2
21. **Ajoy Kumar Kundu, (2010)**, “Aircraft Design”, Cambridge University Press, ISBN 978-0-521-88516-4
22. **William E. Randle, Cesare A. Hall, Maria Vera-Morales, (2011)**, “Improved Range Equation Based on Aircraft Flight Data”, University of Cambridge

Ελληνόγλωσση Βιβλιογραφία

23. **B. Ηλιοπούλου, (1999)**, “Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους”, Διπλωματική Εργασία, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο
24. **M. Κελαϊδής, (2006)**, “Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους και Βελτιστοποίηση Παραμέτρων Πτήσης”, Διπλωματική Εργασία, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο
25. **X. Λαιμού, (2010)**, “Ανάλυση Αποστολής Πολιτικών Αεροσκαφών”, Διπλωματική Εργασία, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Διαδίκτυο

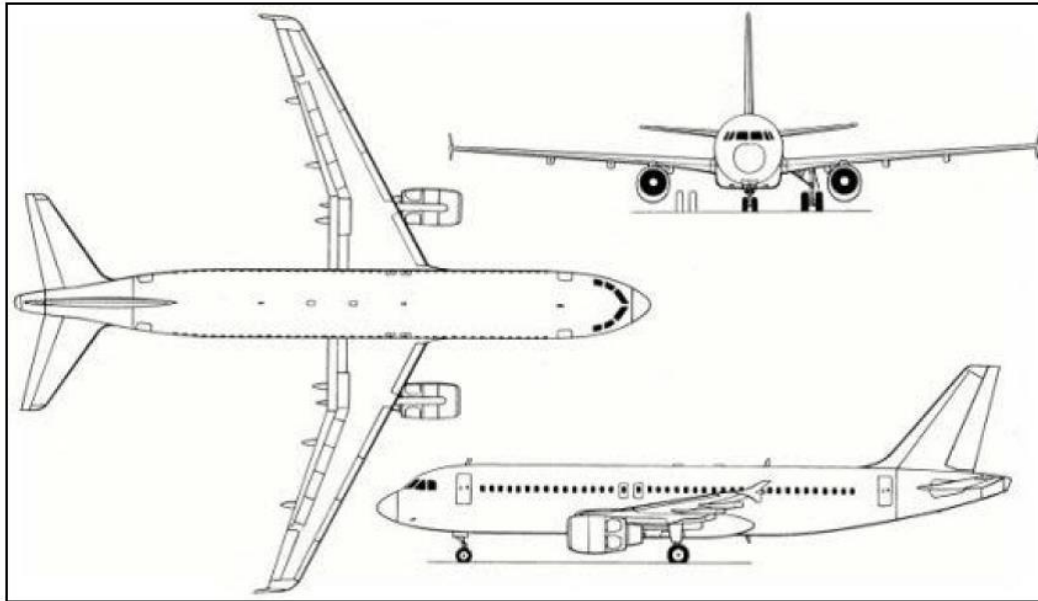
26. <http://adg.stanford.edu/aa241/performance/>
27. <http://www.alternative-energy-news.info>
28. <http://el.aegeanair.com>
29. <http://www.aerospaceweb.org>
30. <http://www.aerospace-technology.com>
31. <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a320/>
32. <http://www.airliners.net>
33. <http://www.b737.org.uk>
34. <http://www.boeing.com/boeing/commercial/747family/back/index.page?>
35. http://www.boeing.com/boeing/commercial/747family/pf/pf_400_prod.page
36. <http://www.eurocontrol.int/services/bada>
37. http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/
38. <http://www.flightglobal.com>

39. <http://www.flightradar24.com>
40. <http://www.huffingtonpost.com>
41. <http://www.icao.int>
42. <http://library.uniteddiversity.coop>
43. <http://www.resilience.com>

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

Π1

Δεδομένα Αεροσκαφών



AIRCRAFT DIMENSIONS

	metric	imperial
Overall length	37.57 m.	123 ft. 3 in.
Height	11.76 m.	38 ft. 7 in.
Fuselage diameter	3.95 m.	13 ft.
Maximum cabin width	3.70 m.	12 ft. 1 in.
Cabin length	27.51 m.	90 ft. 3 in.
Wingspan (geometric)	34.10 m.	111 ft. 10 in.
Wing area (reference)	122 m ²	1,320 ft ²
Wing sweep (25% chord)	25 degrees	25 degrees
Wheelbase	12.64 m.	41 ft. 5 in.
Wheel track	7.59 m.	24 ft. 11 in.

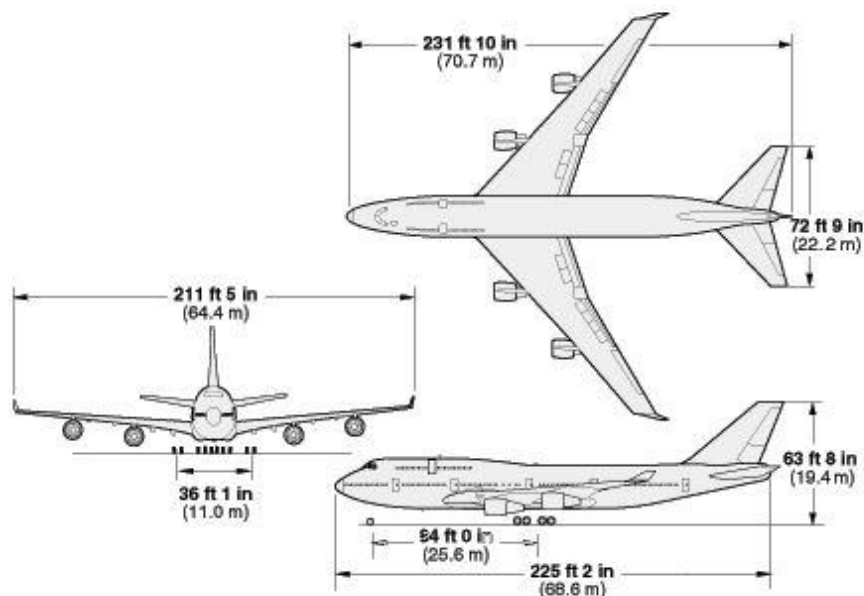
BASIC OPERATING DATA

	metric	imperial
Engines	two CFM56-5B or V2500	two CFM56-5B or V2500
Engine thrust range	98-120 kN	25,000 (27,000) lb. slst
Typical passenger seating	150/180	150/180
Range (w/max. passengers)	4,800 (6,100*) km.	2,600 (3,300*) nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.82 Mo.	0.82 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	37.41 m ³	1,322 ft ³

DESIGN WEIGHTS

	metric	imperial
Maximum ramp weight	73.9 (78.4) tonnes	162.9 (172.8) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	73.5 (78) tonnes	162 (172) lbs. x 1000
Maximum landing weight	64.5 (66) tonnes	142.2 (145.5) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	61 (62.5) tonnes	134.5 (137.8) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	24,210 (30,190) Litres	6,400 (7,985) US gal.
Typical volumetric payload	16.6 tonnes	36.59 lbs. x 1000

Σχήμα Π1.1: Διαστάσεις Airbus A320-200



	747-400
Passengers	
Typical 3-class configuration	416
Typical 2-class configuration	524
Cargo*	6,025 cu ft (170.5 cu m) or 5,332 cu ft (151 cu m)
Engines	
maximum thrust	Pratt & Whitney PW4062 63,300 lb (281.57 kN)
	Rolls-Royce RB211-524H2-T 59,500 lb (264.67 kN)
	General Electric CF6-80C2B5F 62,100 lb (276.23 kN)
Maximum Fuel Capacity	57,285 U.S. gal (216,840 L)
Maximum Takeoff Weight	875,000 lb (396,890 kg)
Maximum Range	7,260 nautical miles (13,450 km) Typical city pairs: Los Angeles - Hong Kong Los Angeles - Sydney Singapore - London
Typical Cruise Speed at 35,000 feet	0.85 Mach 567 mph (913 km/h)
Basic Dimensions	
Wing Span	211 ft 5 in (64.4 m)
Overall Length	231 ft 10 in (70.6 m)
Tail Height	63 ft 8 in (19.4 m)
Interior Cabin Width	20 ft (6.1 m)

Σχήμα Π1.2: Διαστάσεις Boeing 747-400.

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC A320_.OPF CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC/
CC /
CC AIRCRAFT PERFORMANCE OPERATIONAL FILE /
CC /
CC File_name: A320_.OPF /
CC /
CC Creation_date: Apr 30 2002 /
CC /
CC Modification_date: Mar 30 2011 /
CC /
CC==== Actype =====/
CD A320_ 2 engines Jet M /
CC A320-231 with V2500 engines wake /
CC /
CC==== Mass (t) =====/
CC reference minimum maximum max payload mass grad /
CD .64000E+02 .39000E+02 .77000E+02 .21500E+02 .43250E+00 /
CC==== Flight envelope =====/
CC VMO(KCAS) MMO Max.Alt Hmax temp grad /
CD .35000E+03 .82000E+00 .41000E+05 .33295E+05 -.3136E+03 /
CC==== Aerodynamics =====/
CC Wing Area and Buffet coefficients (SIM) /
CCndrst Surf(m2) Clbo(M=0) k CM16 /
CD 5 .12260E+03 .14041E+01 .79242E+00 .00000E+00 /
CC Configuration characteristics /
CC n Phase Name Ustall(KCAS) CD0 CD2 unused /
CD 1 CR CLEAN .14050E+03 .26659E-01 .38726E-01 .00000E+00 /
CD 2 IC 1 .11800E+03 .23000E-01 .44000E-01 .00000E+00 /
CD 3 TO 1+F .11210E+03 .33000E-01 .41000E-01 .00000E+00 /
CD 4 AP 2 .10510E+03 .38000E-01 .41900E-01 .00000E+00 /
CD 5 LD FULL .10130E+03 .96000E-01 .37100E-01 .00000E+00 /
CC Spoiler /
CD 1 RET /
CD 2 EXT .00000E+00 .00000E+00 /
CC Gear /
CD 1 UP /
CD 2 DOWN .38000E-01 .00000E+00 .00000E+00 /
CC Brakes /
CD 1 OFF /
CD 2 ON .00000E+00 .00000E+00 /
CC==== Engine Thrust =====/
CC Max climb thrust coefficients (SIM) /
CD .14231E+06 .51680E+05 .56809E-10 .10138E+02 .88710E-02 /
CC Desc(low) Desc(high) Desc level Desc(app) Desc(ld) /
CD .10847E+00 .13603E+00 .29831E+05 .15749E+00 .39566E+00 /
CC Desc CAS Desc Mach unused unused unused /
CD .31000E+03 .78000E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 /
CC==== Fuel Consumption =====/
CC Thrust Specific Fuel Consumption Coefficients /
CD .75882E+00 .29385E+04 /
CC Descent Fuel Flow Coefficients /
CD .89418E+01 .93865E+05 /
CC Cruise Corr. unused unused unused unused /
CD .96358E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 .00000E+00 /
CC==== Ground =====/
CC TOL LDL span length unused /
CD .21900E+04 .14400E+04 .34100E+02 .37570E+02 .00000E+00 /
CC=====
r r

```

Σχήμα Π1.3: Αρχείο OPF για το Airbus A320-200

```

CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC B744_.OPF CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC/
CC /
CC          AIRCRAFT PERFORMANCE OPERATIONAL FILE /
CC /
CC          File_name: B744_.OPF /
CC /
CC          Creation_date: Apr 30 2002 /
CC /
CC          Modification_date: Feb 18 2011 /
CC /
CC==== Actype =====/
CD   B744_          4 engines      Jet          H /
CC   B747-400      with CF6-80C2B1F engines      wake /
CC /
CC==== Mass (t) =====/
CC   reference      minimum      maximum      max payload  mass grad /
CD   .28570E+03     .18044E+03     .39680E+03     .67300E+02   .57382E-01 /
CC==== Flight envelope =====/
CC   UMO(KCAS)      MMO          Max.Alt      Hmax          temp grad /
CD   .36500E+03     .92000E+00     .45000E+05     .32726E+05   -.5923E+02 /
CC==== Aerodynamics =====/
CC Wing Area and Buffet coefficients (SIM) /
CCndrst Surf(m2)   Clbo(M=0)      k          CM16 /
CD 5 .51123E+03    .88103E+00     .17751E+00     .00000E+00 /
CC Configuration characteristics /
CC n Phase Name    Vstall(KCAS)   CD0          CD2          unused /
CD 1 CR Clean      .16500E+03     .19945E-01     .49033E-01   .00000E+00 /
CD 2 IC Flap1      .14500E+03     .20600E-01     .50600E-01   .00000E+00 /
CD 3 TO Flap5      .13600E+03     .28100E-01     .51100E-01   .00000E+00 /
CD 4 AP Flap20     .12800E+03     .38500E-01     .49500E-01   .00000E+00 /
CD 5 LD Flap30     .11800E+03     .86900E-01     .49200E-01   .00000E+00 /
CC Spoiler /
CD 1 RET /
CD 2 EXT          .00000E+00     .00000E+00 /
CC Gear /
CD 1 UP /
CD 2 DOWN        .16300E-01     .00000E+00     .00000E+00 /
CC Brakes /
CD 1 OFF /
CD 2 ON          .00000E+00     .00000E+00 /
CC==== Engine Thrust =====/
CC          Max climb thrust coefficients (SIM) /
CD   .65988E+06     .54924E+05     .21636E-10     .98206E+01     .78507E-02 /
CC   Desc(low)     Desc(high)     Desc level     Desc(app)     Desc(ld) /
CD   .52309E-01     .00000E+00     .38639E+05     .15997E+00     .38726E+00 /
CC   Desc CAS     Desc Mach     unused         unused         unused /
CD   .34000E+03     .84000E+00     .00000E+00     .00000E+00     .00000E+00 /
CC==== Fuel Consumption =====/
CC Thrust Specific Fuel Consumption Coefficients /
CD   .60040E+00     .88035E+03 /
CC Descent Fuel Flow Coefficients /
CD   .41889E+02     .71089E+05 /
CC Cruise Corr.      unused         unused         unused         unused /
CD   .92241E+00     .00000E+00     .00000E+00     .00000E+00     .00000E+00 /
CC==== Ground =====/
CC TOL          LDL          span          length         unused /
CD   .28200E+04     .19050E+04     .64440E+02     .70670E+02     .00000E+00 /
CC==== /
FI /

```

Σχήμα Π1.4: Αρχείο OPF για το Boeing 747-400.