



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ ΠΟΛΙΤΙΚΩΝ
ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΧΡΥΣΑΝΘΗ ΛΑΙΜΟΥ

ΕΠΙΒΛΕΨΗ: ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ ΜΑΘΙΟΥΔΑΚΗΣ
ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ Ε.Μ.Π.

ΝΙΚΟΛΑΣ ΑΡΕΤΑΚΗΣ
ΛΕΚΤΟΡΑΣ Ε.Μ.Π.

ΑΘΗΝΑ
ΣΕΠΤΕΜΒΡΙΟΣ 2010

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον υπεύθυνο της εργασίας Καθηγητή κ. Κωνσταντίνο Μαθιουδάκη τόσο για την επίβλεψη του όσο και για την όλη συνεργασία μας κατά τη διάρκεια των προπτυχιακών μου σπουδών. Οι γνώσεις και η εμπειρία του αποδείχθηκαν πολύτιμα βοηθήματα σε όλη αυτή τη προσπάθεια.

Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω το Λέκτορα κ. Νικόλα Αρετάκη, ο οποίος ήταν παρών σε κάθε βήμα προς την ολοκλήρωση της παρούσας διπλωματικής εργασίας. Οι γνώσεις και οι ιδέες του καθώς και η υπομονή που επέδειξε υπήρξαν αναντικατάστατοι αρωγοί στην εκπόνηση της.

Τέλος, ευχαριστώ όλο το προσωπικό του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών για την υποστήριξή του καθώς και για τη βοήθεια που μου παρείχαν όποτε αυτή χρειάστηκε.

Αθήνα, Σεπτέμβριος 2010

Χρυσάνθη Λαιμού

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

1	Εισαγωγή	1.1
1.1	Σκοπός της Διπλωματικής Εργασίας.....	1.1
1.2	Διάρθρωση της Διπλωματικής Εργασίας.....	1.2
2	Βιβλιογραφική Ανασκόπηση: Ανάλυση Αποστολής.....	2.1
2.1	Σκέλη Αποστολής Αεροσκάφους.....	2.1
2.2	Διεθνείς Κανονισμοί.....	2.3
2.3	Υπάρχουσες και νέες τεχνικές εκτέλεσης πτήσεων	2.6
3	Διεθνείς Οργανισμοί - Πακέτα Λογισμικού	3.1
3.1	Eurocontrol – Base of Aircraft Data (BADA).....	3.1
3.1.1	Μοντέλο Ατμόσφαιρας.....	3.2
3.1.2	Μοντέλο Συνολικής Ενέργειας	3.3
3.1.3	Τύπος αεροσκάφους	3.3
3.1.4	Μάζα.....	3.4
3.1.5	Αεροδυναμική.....	3.4
3.2	International Civil Aviation Organisation – ICAO	3.5
3.3	Υπολογιστικό Πακέτο Piano-X.....	3.7
3.3.1	Εκτίμηση μάζας.....	3.7
3.3.2	Αεροδυναμική.....	3.8
3.3.3	Μοντελοποίηση Κινητήρων	3.8
4	Υπολογιστικό Μοντέλο Ε.Θ.Σ. CAMACM.....	4.1
4.1	Το CAMACM μέχρι σήμερα	4.2
4.1.1	Μοντελοποίηση Αποστολής.....	4.3
4.1.2	Αρχεία Εισόδου - Εξόδου.....	4.4
4.1.3	Δείγμα Αποτελεσμάτων Ανάλυσης Αποστολής.....	4.5
4.2	Προσθήκες και Αλλαγές στο Υπολογιστικό Μοντέλο	4.8
4.2.1	Σχετικά με τα Αρχεία Εισόδου.....	4.9
4.2.2	Πρόγραμμα Main.....	4.12

4.2.3	Υπορουτίνα MissionSeg.....	4.15
4.3	Τα Δεδομένα της BADA	4.21
4.3.1	Φάκελος Ανόδου	4.21
4.3.2	Κατανάλωση καυσίμου – Απαιτούμενη Ώση	4.22
4.4	Προσθήκη Αρχείων Νέων Αεροσκαφών	4.23
5	Σενάρια Ανάλυσης Αποστολών Συγκρίσεις.....	5.1
5.1	Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Boeing 737-400.....	5.3
5.1.1	Βηματική Άνοδος	5.3
5.1.2	Βηματική Κάθοδος.....	5.6
5.1.3	Βηματική Άνοδος και Κάθοδος	5.9
5.1.4	Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους	5.11
5.2	Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh - Airbus A320	5.11
5.2.1	Βηματική Άνοδος	5.12
5.2.2	Βηματική Κάθοδος.....	5.14
5.2.3	Βηματική Άνοδος και Κάθοδος	5.15
5.2.4	Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους	5.17
5.3	Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Boeing 737-400.....	5.17
5.3.1	Βηματική Άνοδος	5.18
5.3.2	Βηματική Κάθοδος.....	5.19
5.3.3	Βηματική Άνοδος και Κάθοδος	5.21
5.3.4	Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους	5.22
5.4	Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Airbus A320	5.23
5.4.1	Βηματική Άνοδος	5.23
5.4.2	Βηματική Κάθοδος.....	5.25
5.4.3	Βηματική Άνοδος και Κάθοδος	5.26
5.4.4	Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους	5.28
5.5	Τρίτη Αποστολή: Athens-New York JFK-Airbus A330-300.....	5.29
5.5.1	Βηματική Άνοδος	5.29
5.5.2	Βηματική Κάθοδος.....	5.31
5.5.3	Βηματική Άνοδος και Κάθοδος	5.33
5.5.4	Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους	5.34
5.6	Στοιχεία τροχιάς και κατανάλωσης καυσίμου της BADA	5.35
5.6.1	Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Boeing 737-400.....	5.36
5.6.2	Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Airbus A320.....	5.38

5.6.3	Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Boeing 737-400.....	5.40
5.6.4	Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Airbus A320.....	5.42
5.6.5	Τρίτη Αποστολή: Athens-New York JFK-Airbus A330-300.....	5.44
6	Συμπεράσματα - Προτάσεις Βελτίωσης.....	6.1
7	Βιβλιογραφία	7.1

1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Σκοπός της Διπλωματικής Εργασίας

Γενικότερος σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η μελέτη και η ανάλυση αποστολών πολιτικών αεροσκαφών. Με τον όρο «αποστολή» αναφερόμαστε στην εκτέλεση ενός πλήρους κύκλου λειτουργίας ενός πολιτικού αεροσκάφους, δηλαδή στην απογείωσή του από ένα σημείο αναχώρησης και την ασφαλή μετάβασή και προσγείωσή του σε ένα προορισμό μέσω της χρήσης των εναέριων οδών.

Ειδικότερα, η εργασία αυτή στοχεύει στη βελτίωση του υπολογιστικού πακέτου ανάλυσης αποστολών πολιτικών αεροσκαφών CAMACM (Commercial Aircraft's Mission Analysis Computational Model) το οποίο αναπτύχθηκε από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου αλλά και στην πιστοποίηση των εξαγόμενων αποτελεσμάτων βάσει άλλων διεθνών οργανισμών που εμπλέκονται στην αεροπορική βιομηχανία.

Το ερώτημα που τίθεται σχετικά με την παραπάνω μελέτη είναι ποιος είναι ο λόγος που υπαγορεύει την κατά το δυνατόν ακριβέστερη μοντελοποίηση των παραμέτρων μιας αποστολής αεροσκάφους. Σε αυτό το ερώτημα, έρχεται να απαντήσει η σύγχρονη κοινωνία και οι τάσεις που εκείνη επιδεικνύει. Σήμερα, περισσότερο από ποτέ άλλοτε, το αεροσκάφος έχει ανέλθει στην κορυφή της λίστας των δημοφιλέστερων και πιο συχνά χρησιμοποιούμενων μέσων μεταφοράς. Η κατάκτηση αυτής της θέσης οφείλεται κατά κύριο λόγο στην ασφάλεια των πτήσεων αλλά και στην ταχύτητα με την οποία ένα αεροσκάφος είναι ικανό να καλύψει μια δεδομένη απόσταση, ταχύτητα δε που δεν μπορεί να συγκριθεί με εκείνες που παρέχονται από άλλα μέσα μεταφοράς όπως είναι το αυτοκίνητο, το τρένο ή το πλοίο. Λόγω, λοιπόν, της μαζικής και συνεχώς αυξανόμενης χρήσης του αεροσκάφους παγκοσμίως, είναι σημαντικό - αν όχι απαραίτητο- να έχουμε στα χέρια μας ένα εργαλείο που να μας επιτρέπει να προβλέπουμε με τη μέγιστη δυνατή ακρίβεια παραμέτρους που συνθέτουν την εικόνα μιας πτήσης όπως είναι η ταχύτητα, το υψόμετρο, η διάρκεια, η κατανάλωση καυσίμου και άλλες. Με την κατάκτηση αυτού του στόχου, ο προγραμματισμός των πτήσεων και η βελτιωμένη διαχείριση του εναέριου χώρου θα διευκολυνθεί σε σημαντικό βαθμό, επιτρέποντας την καλύτερη εξυπηρέτηση των επιβατών.

Επιπλέον, σε μια εποχή όπου είναι γνωστά τα αδιέξοδα που καλείται να αντιμετωπίσει η διεθνής οικονομία και οι αγορές, η αεροπορική βιομηχανία δεν θα μπορούσε να

παραμένει ανέπαφη και ανεπηρέαστη. Το συνεχόμενα αυξανόμενο κόστος των καυσίμων οδηγεί, από τη μία μεριά, τις κατασκευάστριες εταιρείες στη δημιουργία αποδοτικότερων αεροσκαφών και κινητήρων και από την άλλη, τις αεροπορικές εταιρείες στον προγραμματισμό των πτήσεών τους με τέτοιο τρόπο ώστε να επιτυγχάνεται η ελάχιστη δυνατή κατανάλωση καυσίμου.

Βέβαια, πέρα από τους οικονομικούς λόγους οι οποίοι υπαγορεύουν τη παρακολούθηση και ελαχιστοποίηση του καταναλισκόμενου καυσίμου, δεν γίνεται να αγνοηθεί ο όλο και εντονότερος προσανατολισμός των κοινωνιών σε θέματα περιβαλλοντικής και οικολογικής προστασίας. Οι παραγόμενοι ρύποι κατά τη διάρκεια των πτήσεων, οι οποίοι είναι άμεσα συνυφασμένοι με την ποσότητα του καυσίμου που απαιτείται για την πραγματοποίησή τους, κάνουν την εξασφάλιση ενός πιο «πράσινου» εύρους λειτουργίας της βιομηχανίας και διεξαγωγής των πτήσεων μία από τις πλέον βασικές και επιτακτικές προτεραιότητες των εμπλεκομένων.

Είναι σαφές ότι όλες οι προαναφερθείσες ενέργειες πρέπει να γίνονται πάντα στα πλαίσια των διεθνών κανονισμών και με γνώμονα την ασφάλεια των επιβατών, προκειμένου να διατηρηθεί το ήδη υψηλό επίπεδο των παρεχόμενων υπηρεσιών της αεροπλοΐας.

1.2 Διάρθρωση της Διπλωματικής Εργασίας

Προκειμένου να προσεγγίσουμε σφαιρικά το θέμα της ανάλυσης αποστολής πολιτικού αεροσκάφους γίνεται στο δεύτερο κεφάλαιο μία αναφορά στα σκέλη μιας πτήσης και στο τι περιλαμβάνει κάθε ένα από αυτά. Ακολουθεί βιβλιογραφική ανασκόπηση σχετική με την υπάρχουσα διεθνή νομοθεσία και τις πρακτικές που σήμερα ακολουθούνται ή που πρόκειται να εφαρμοστούν για τη ρύθμιση της εναέριας κυκλοφορίας. Στο τρίτο κεφάλαιο, γίνεται περιγραφή των διεθνών οργανισμών που πρωταγωνιστούν σε παγκόσμιο επίπεδο σε θέματα ανάλυσης αποστολών. Επιπλέον, παρουσιάζεται η εκάστοτε χρησιμοποιούμενη μεθοδολογία μοντελοποίησης των εμφανιζόμενων παραμέτρων. Για τη συμπλήρωση της εικόνας που επικρατεί στη σημερινή αγορά, περιέχεται στην εργασία ανασκόπηση ενός από τα δημοφιλέστερα και πιο συχνά χρησιμοποιούμενα υπολογιστικά πακέτα.

Στη συνέχεια, το τέταρτο και πέμπτο κεφάλαιο, τα οποία αποτελούν και τον κύριο κορμό της παρούσας εργασίας, καταλαμβάνονται από την καταγραφή των υπάρχουσών δυνατοτήτων του λογισμικού CAMACM καθώς και από όλες τις προσθήκες και αλλαγές που πραγματοποιήθηκαν για την περαιτέρω βελτίωσή του και την απόδοση ρεαλιστικότερων αποτελεσμάτων. Επιπρόσθετα, περιέχεται η παραμετρική ανάλυση, η

εκτέλεση διαφορετικών σεναρίων πτήσης και η σύγκριση των τελικά εξαγόμενων μεγεθών με εκείνα που υποδεικνύονται από βιβλιογραφικές πηγές.

Στο έκτο και τελευταίο κεφάλαιο, παρατίθενται συμπεράσματα στα οποία καταλήξαμε μέσω όλων των παραπάνω βημάτων και δίνονται προτάσεις για την επιπρόσθετη και εκτενέστερη μελέτη του αντικειμένου.

2 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΚΗ ΑΝΑΣΚΟΠΗΣΗ: ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ

Στο παρόν κεφάλαιο θα παρουσιαστούν στοιχεία της βιβλιογραφίας σχετικά με την ανάλυση αποστολής πολιτικού αεροσκάφους. Πιο συγκεκριμένα, θα παρατεθεί μια συνοπτική αναφορά στα σκέλη μιας αποστολής και στο πώς αυτά διαχωρίζονται το ένα από το άλλο και έπειτα θα αναλυθούν οι διεθνείς κανονισμοί που διέπουν τη διενέργεια αυτών των σκελών. Επιπλέον, θα διατυπωθούν οι υπάρχουσες πρακτικές εκτέλεσης πτήσεων που χρησιμοποιούνται από τη παγκόσμια αεροπορική βιομηχανία για την ασφαλή διεξαγωγή του συνεχώς αυξανόμενου αριθμού τους ενώ θα συγκριθούν με τις αντίστοιχες νέες πρακτικές που γίνεται προσπάθεια να εφαρμοσθούν στη διαχείριση πτήσεων.

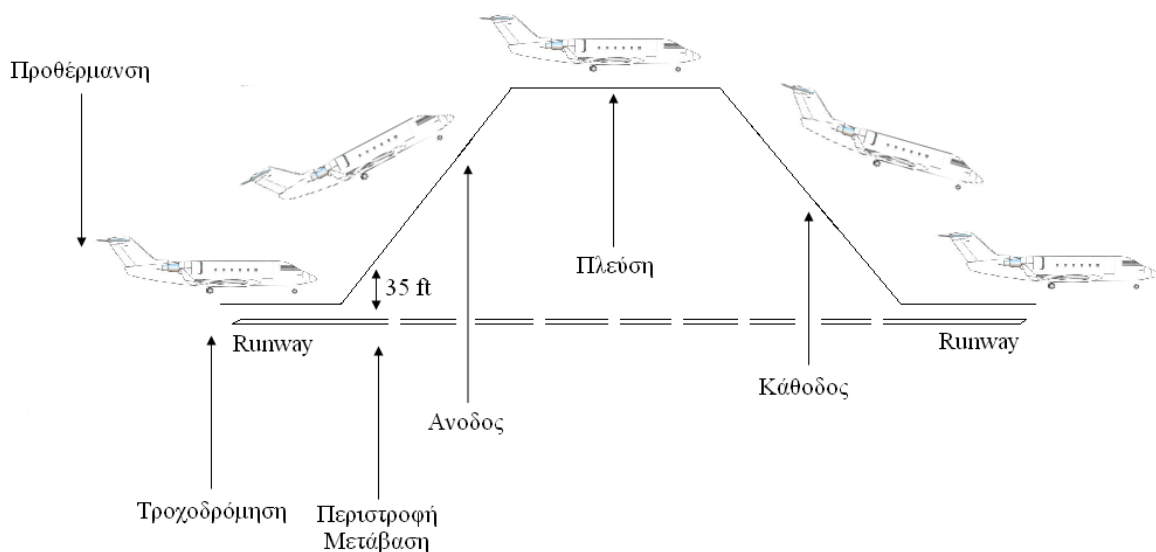
2.1 Σκέλη Αποστολής Αεροσκάφους

Λόγω του ότι μία πτήση είναι μία ιδιαίτερα πολυσύνθετη διαδικασία η οποία επηρεάζεται από πληθώρα παραμέτρων, οι οποίες μάλιστα μεταβάλλονται με το χρόνο, είναι άμεση η ανάγκη να κατακερματιστεί η διάρκεια μιας πτήσης σε μικρότερα τμήματα τα οποία να διέπονται από ορισμένες κοινές αρχές και χαρακτηριστικά. Με αυτόν τον τρόπο ο εκάστοτε μελετητής είναι σε θέση να αντιληφθεί τις αλλαγές που πραγματοποιούνται κατά τη μετάβαση του αεροσκάφους από το ένα τμήμα της αποστολής στο άλλο αλλά και να γίνει πιο επιτυχής η μοντελοποίηση του καθενός από αυτά. Τα τμήματα αυτά ονομάζονται **σκέλη της αποστολής** και είναι 7 στο σύνολό τους. Τα ιδιαίτερα χαρακτηριστικά κάθε σκέλους αναφέρονται συνοπτικά στη συνέχεια:

1. **Προθέρμανση (warmup):** Αφορά στην προθέρμανση των κινητήρων του αεροσκάφους οι οποίοι κατά τη διάρκειά της λειτουργούν στο «idle» (πολύ χαμηλές στροφές). Επιπλέον, συμπεριλαμβάνει και τη μεταφορά του αεροσκάφους από το σημείο επιβίβασης μέχρι την αρχή του διαδρόμου απογείωσης.
2. **Τροχοδρόμηση (taxi):** Συνίσταται στην επιτάχυνση του αεροσκάφους από την αρχή και κατά μήκος του διαδρόμου απογείωσης. Οι κινητήρες του αεροσκάφους φτάνουν να λειτουργούν μέχρι και στο 98% της ισχύος τους.
3. **Περιστροφή (rotation):** Πραγματοποιείται γύρω από τον εγκάρσιο άξονα του αεροσκάφους με σκοπό την αύξηση της γωνίας προσβολής και κατ' επέκταση της άνωσης, προκειμένου να γίνει η απογείωση.

4. **Μετάβαση (transition):** Συμπεριλαμβάνει την αποκόλληση του αεροσκάφους από το έδαφος και την άνοδό του σε υψόμετρο 35 ποδών πάνω από αυτό. Το ύψος αυτό των 35 ποδών ονομάζεται και ύψος εμποδίου, ενώ η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος μέχρι να το φτάσει και να το ξεπεράσει ονομάζεται ισορροπημένο μήκος απογείωσης (balanced field length).
5. **Άνοδος (climb):** Αναφέρεται στο τμήμα εκείνο της πτήσης όπου το αεροσκάφος έχει ξεπεράσει το ύψος εμποδίου και ανέρχεται μέχρι το τελικό υψόμετρο πλεύσης, με σχεδόν σταθερό ρυθμό αύξησης της ταχύτητάς του.
6. **Πλεύση (cruise):** Το σκέλος που συνήθως καταλαμβάνει το μεγαλύτερο μέρος της πτήσης και που αφορά στην οριζόντια κίνηση του αεροσκάφους στο υψόμετρο πλεύσης. Η οριζόντια πλεύση συνήθως διακόπτεται από άνοδο ή κάθοδο του αεροσκάφους σε άλλο υψόμετρο προκειμένου να ικανοποιηθούν οι ανάγκες εναέριας κυκλοφορίας.
7. **Κάθοδος (descent):** Συνίσταται στην κάθοδο του αεροσκάφους από το τελικό υψόμετρο πλεύσης μέχρι και την προσγείωσή του στο διάδρομο του αεροδρομίου προορισμού.

Τα προαναφερθέντα σκέλη παρουσιάζονται για καλύτερη εποπτεία στο σχήμα 2.1.1:



Σχήμα 2.1.1: Απεικόνιση των 7 σκελών μιας αποστολής πολιτικού αεροσκάφους

Χάρη στον παραπάνω διαχωρισμό, η μελέτη του κάθε σκέλους γίνεται αρκετά πιο εύκολη καθώς πλέον κάθε τμήμα διέπεται από τις δικές του φυσικές αρχές, οι οποίες μπορούν μετέπειτα να μεταφραστούν σε σύνολο εξισώσεων και σχέσεων.

2.2 Διεθνείς Κανονισμοί

Σε μία βιομηχανία των διαστάσεων της αεροπορικής, στην οποία μάλιστα διακυβεύονται πολύ περισσότερα από οικονομικά ή άλλα οφέλη, από τη στιγμή που πρωταρχικός στόχος της είναι η ασφαλής και άνετη μεταφορά επιβατών από ένα σημείο αναχώρησης μέχρι ένα σημείο προορισμού, είναι αναμενόμενο και αναγκαίο να υπάρχουν ιδιαίτερα αυστηροί κανονισμοί. Οι κανονισμοί αυτοί έχουν ως στόχο να προκαθορίσουν όρια για όσο το δυνατόν περισσότερες από τις παραμέτρους που μεταβάλλονται σε μία πτήση αλλά και να αποσαφηνίσουν κάθε διαδικασία που απαιτείται για τη διεξαγωγή της. Ο Ομοσπονδιακός Οργανισμός Διαχείρισης Αεροπλοΐας, η Αμερικανική Federal Aviation Administration (FAA) [29] έχει εκδώσει ένα σύνολο λεπτομερέστατων κανονισμών στους οποίους καλούνται να υπακούσουν όλες οι αεροπορικές εταιρίες και με τους οποίους οφείλουν να συμμορφωθούν οι πρακτικές τις οποίες εκείνες ακολουθούν σχετικά με την εναέρια κυκλοφορία.

Σημειώνεται ότι οι κανονισμοί οι οποίοι αναφέρονται στην τροχιά που ακολουθεί το αεροσκάφος κατά την απογείωση και προσγείωσή του αναφέρονται στον τίτλο 14 και τμήμα 25 των κανονισμών της FAA που ονομάζεται «Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes» και που όπως μαρτυρά και το όνομά του αναφέρεται σε επιβατικά πολιτικά αεροσκάφη. [28,29]

Η απογείωση του αεροσκάφους είναι ένα από τα τμήματα της πτήσης στο οποίο οι κανονισμοί δίνουν ιδιαίτερο βάρος, καθώς κατά τη διάρκειά της οι κινητήρες του αεροσκάφους λειτουργούν πολύ κοντά στο μέγιστο των δυνατοτήτων τους (δηλαδή των στροφών τους) προκειμένου να αποδώσουν την απαραίτητη περίσσεια ισχύος για τη συνεχόμενη άνοδο του. Για αυτό το λόγο οι κανονισμοί είναι ιδιαίτερα σαφείς και απαιτείται κατά το δυνατόν να εφαρμόζονται, στο βαθμό βέβαια που το επιτρέπει η τρέχουσα εναέρια κυκλοφορία.

Οι προαναφερθέντες κανονισμοί συμπεριλαμβάνουν έναν ελάχιστο συντελεστή κλίσης για την άνοδο τόσο με όλους τους κινητήρες σε λειτουργία όσο και έναν από αυτούς εκτός λειτουργίας. Σημειώνεται ότι το μεγαλύτερο μέρος των κανονισμών καταλήγει σε διττές οδηγίες καθώς λαμβάνεται υπόψη και η περίπτωση βλάβης σε κάποια από τις μηχανές του αεροσκάφους. Η άνοδος πραγματοποιείται σε τέσσερα (4) ξεχωριστά σκέλη ενώ τα χαρακτηριστικά και η εναλλαγή μεταξύ τους καθορίζεται σαφώς.

Το πρώτο σκέλος αφορά την αποκόλληση του αεροσκάφους από το διάδρομο απογείωσης μέχρι ύψος 35 ποδών (ύψος εμποδίου). Η ταχύτητα κατά την οποία το αεροσκάφος προχωρά στην περιστροφή και τη μετέπειτα αποκόλληση είναι προκαθορισμένη και εξαρτάται από τον τύπο του αεροσκάφους και το συνολικό του

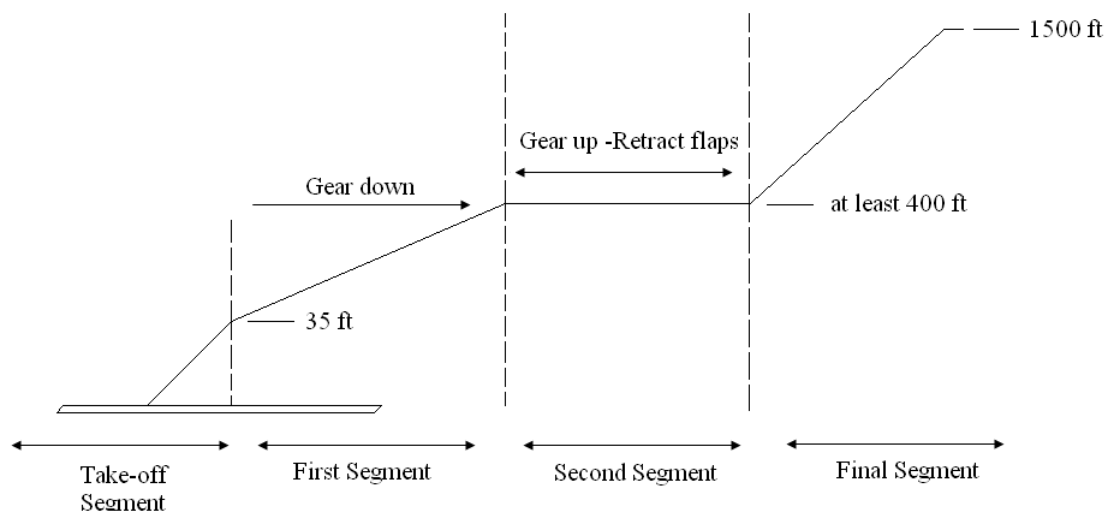
βάρος. Η ταχύτητα αυτή ονομάζεται ταχύτητα απώλειας στήριξης (συναντάται ως $V_{R-V_{ROTATION}}$) και μία από τις συνήθεις τιμές της είναι οι 80 κόμβοι. Ο κυβερνήτης και ο συγκυβερνήτης του αεροσκάφους οφείλουν να ελέγξουν τα όργανα ένδειξης ταχύτητας και να αναφωνήσουν την τιμή που λαμβάνουν από αυτά ο ένας στον άλλον προκειμένου να επιβεβαιωθεί η σωστή λειτουργία τους. Σε περίπτωση που οι ενδείξεις των οργάνων διαφέρουν, ο κυβερνήτης οφείλει να ματαιώσει την απογείωση, να επιβραδύνει το αεροσκάφος και να προβεί στις απαραίτητες διορθωτικές ενέργειες, διαφορετικά, αυξάνεται η γωνία προσανατολισμού του αεροσκάφους προκειμένου να αυξηθεί και ο συντελεστής άνωσης (c_L) και να ολοκληρωθεί η αποκόλληση. Στη συνέχεια, και με καθορισμένο ρυθμό ανόδου το αεροσκάφος φτάνει τα 35 πόδια και ξεπερνά το ύψος εμποδίου, ολοκληρώνοντας το πρώτο σκέλος της ανόδου. [5]

Έπειτα και με διαφορετικό πλέον ρυθμό ανόδου το αεροσκάφος ανέρχεται σε υψόμετρο περίπου 400 ποδών. Είναι σημαντικό να αναφέρουμε ότι σε αυτό το σκέλος της ανόδου η ταχύτητα του αεροσκάφους πρέπει να είναι όσο το δυνατόν πλησιέστερη σε εκείνη που είχε στο ύψος εμποδίου, σε καμία περίπτωση όμως μικρότερη από αυτήν. Οι τροχοί του αεροσκάφους παραμένουν εκτεταμένοι μέχρι και τα 400 πόδια.

Η τρίτη φάση κυριαρχείται από το ανέβασμα των τροχών και το σφράγισμά τους εντός της ατράκτου. Για να ολοκληρωθεί αυτή η διαδικασία το αεροσκάφος πραγματοποιεί σχεδόν ευθύγραμμη κίνηση, με πολύ μικρό ρυθμό ανόδου. Επιπλέον, σε αυτό το στάδιο ανασύρονται και τα flaps τα οποία είναι μέχρι εκείνη τη στιγμή πλήρως εκτεταμένα για να συνδράμουν στην απογείωση.

Τέλος, το αεροσκάφος ανέρχεται μέχρι τα 1500 πόδια και πάλι με προκαθορισμένο ρυθμό ανόδου, υψόμετρο στο οποίο ολοκληρώνεται το σκέλος της απογείωσης. Η τροχιά που θα ακολουθήσει το αεροσκάφος για την άνοδο στο τελικό υψόμετρο πλεύσης βρίσκεται στην κρίση των ελεγκτών εναέριας κυκλοφορίας, και πάλι όμως υπάρχουν κανονισμοί. Ένας από τους βασικότερους είναι ότι δύο αεροσκάφη δεν επιτρέπεται να έχουν υψομετρική διαφορά μικρότερη των 1000 ποδών το ένα από το άλλο και σύμφωνα με αυτό καθορίζεται και το τελικό προφίλ ανόδου μέχρι την έναρξη της πλεύσης.

Μία τυπική άνοδος αεροσκάφους σύμφωνα με τους κανονισμούς που αναφέρθηκαν παραπάνω παρουσιάζεται στο ακόλουθο σχήμα. Επιπλέον, η FAA παρέχει κάτω όρια για τους ρυθμούς ανόδου για τα διάφορα σκέλη, οι οποίοι και θα συνοψισθούν σε παρακάτω πίνακα:



Σχήμα 2.2.1: Απεικόνιση των κανονισμών ανόδου της FAA

Number of Engines	4	3	2
Takeoff Segment	0.5%	0.3%	0.2%
First Segment	3.0%	2.7%	2.4%
Final Segment	1.7%	1.5%	1.2%

Πίνακας 2.2.1: Κάτω όρια ρυθμών ανόδου της FAA [28,29]

Όσον αφορά στην προσγείωση του αεροσκάφους οι κανονισμοί αναφέρονται κατά βάση στην απόσταση που πρέπει να είναι διαθέσιμη στο αεροσκάφος για να κατέλθει από ύψος 50 ποδών, να ακουμπήσει στον αεροδιάδρομο, να τροχοδρομήσει και να σταθμεύσει πλήρως. Η απόσταση αυτή είναι σαφές ότι πρέπει να υπολογίζεται πριν την έναρξη της καθόδου του αεροσκάφους από το υψόμετρο πλεύσης και πρέπει να λαμβάνεται υπόψη το βάρος του αεροσκάφους, το υψόμετρό του και οι άνεμοι τους οποίους θα συναντήσει τόσο κατά την κάθοδό του όσο και κατά την προσγείωση του στο αεροδρόμιο προορισμού.

Πιο συγκεκριμένα, τονίζεται ότι η απόσταση που απαιτείται για τη στάθμευση του αεροσκάφους πρέπει να υπολογίζεται με την επιρροή των ανέμων τουλάχιστον κατά 50% αυξημένη για λόγους ασφαλείας. Επιπλέον, οι μηχανισμοί πέδησης πρέπει να εφαρμόζονται με τέτοιο τρόπο ώστε να μην φθείρονται υπερβολικά αλλά και ώστε να μην προξενούν σημαντικές βλάβες στα ελαστικά των τροχών. Επιτρέπεται δε να ενεργοποιηθούν επιπρόσθετοι μηχανισμοί πέδησης υπό την προϋπόθεση ότι λειτουργούν με ασφάλεια και δεν διακινδυνεύουν την παραμονή του αεροσκάφους εντός του αεροδιαδρόμου. Χαρακτηριστικοί μηχανισμοί που υποβοηθούν την πέδηση και τη

στάθμευση του αεροσκάφους είναι οι αναστροφείς ώσης (thrust reversers), οι οποίοι αυξάνουν σημαντικά τις τιμές της οπισθέλκουσας.

2.3 Υπάρχουσες και νέες τεχνικές εκτέλεσης πτήσεων

Ο λόγος για τον οποίο οι τεχνικές σύμφωνα με τις οποίες εκτελούνται καθημερινά οι πτήσεις εξελίσσονται για έναν προφανή λόγο: μεγαλύτερη αποδοτικότητα, δηλαδή περισσότερα οικονομικά οφέλη. Καθώς ένα από τα βασικότερα έξοδα μιας αεροπορικής εταιρίας είναι η αγορά καυσίμου για τα αεροσκάφη της, η ανάγκη για οικονομικότερες πτήσεις μεταφράζεται σε ανάγκη μείωσης του καταναλισκόμενου καυσίμου. Επιπλέον, και καθώς η παγκόσμια κοινότητα ευαισθητοποιείται όλο και περισσότερο σε θέματα προστασίας του περιβάλλοντος, ζητήματα όπως οι εκπομπές αέριων ρύπων (που συνδέονται άμεσα και με την κατανάλωση καυσίμου) αλλά και οι ηχητικές εκπομπές προσφέρουν τροφή για σκέψη σχετικά με το τρόπο που διεξάγονται οι πτήσεις πολιτικών αεροσκαφών.

Τόσο η κατανάλωση καυσίμου όσο και οι εκπομπές ρύπων και ήχου μπορούν να ελεγχθούν τροποποιώντας την τροχιά που ακολουθεί ένα αεροσκάφος ενώ πετά ανάμεσα στα αεροδρόμια αναχώρησης και προορισμού. Οι δύο βασικές μέθοδοι μετάβασης του αεροσκάφους από το σημείο έναρξης της αποστολής μέχρι το σημείο τερματισμού της είναι οι ακόλουθοι:

- ✓ Βηματική άνοδος και κάθοδος προς και από το υψόμετρο πλεύσης.
- ✓ Συνεχόμενη άνοδος και κάθοδος προς και από το υψόμετρο πλεύσης.

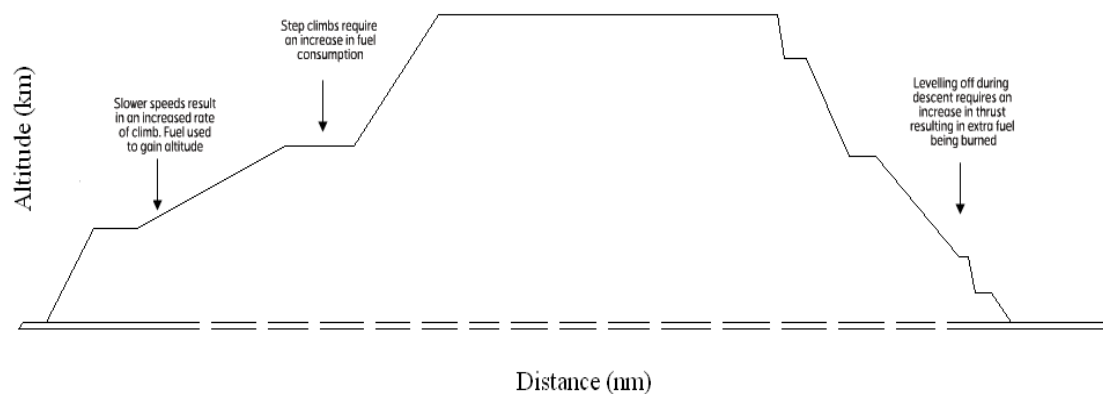
Η πρώτη από τις παραπάνω μεθόδους είναι εκείνη που χρησιμοποιείται κατά κόρον σήμερα ενώ η δεύτερη είναι εκείνη η οποία γίνονται προσπάθειες να εφαρμοστεί ευρύτερα και ίσως μακροπρόθεσμα και αποκλειστικά.

Όπως μαρτυρά και η ονομασία της, η βηματική άνοδος αναφέρεται στην άνοδο του αεροσκάφους στο τελικό υψόμετρο πλεύσης μέσω ενδιάμεσων επιπρόσθετων πλεύσεων και ανόδων. Το λεγόμενο και step climb δηλαδή αφορά στη τμηματική άνοδο του αεροσκάφους μέχρι το μεγαλύτερο υψόμετρο στο οποίο έχει αποφασιστεί να φτάσει, ενώ κάθε τμήμα αποτελείται από μία άνοδο και μία πλεύση. Αντίστοιχα, η βηματική κάθοδος αναφέρεται στην κάθοδο του αεροσκάφους από το τελικό υψόμετρο πλεύσης μέχρι το έδαφος μέσω ενδιάμεσων πλεύσεων και καθόδων.

Η μέθοδος των πολλαπλών πλεύσεων είναι εκείνη η οποία εφαρμόζεται στην παγκόσμια αεροπλοΐα σήμερα. Παρόλο που αποδεικνύεται ότι αυτή η μέθοδος είναι οικονομικά ασύμφορη, οδηγεί δηλαδή στην κατανάλωση μεγαλύτερης ποσότητας καυσίμου για ίδιες

τιμές άλλων παραμέτρων της πτήσης, είναι αναπόφευκτη η χρήση της για τη διαχείριση της εναέριας κυκλοφορίας. Η τήρηση υψομετρικών διαφορών ασφαλείας λόγω επερχόμενης κυκλοφορίας σε κάθε αεροδρόμιο, τακτικές και επιχειρησιακές απαιτήσεις διασφάλισης των ορίων των εναερίων χώρων των κρατών αλλά και οι καιρικές συνθήκες που επικρατούν κατά μήκος της διαδρομής του αεροσκάφους είναι παράγοντες που πρέπει να ληφθούν υπόψη κατά την χάραξη της τροχιάς του αεροσκάφους, σε συνδυασμό με τη κατανάλωση καυσίμου και εκπομπή αέριων ρύπων και ήχου. [6,7,12]

Ένα τυπικό προφίλ πτήσης για την άνοδο, την πλεύση και την κάθοδο ενός αεροσκάφους παρουσιάζεται στο ακόλουθο σχήμα:



Σχήμα 2.3.1: Συμβατικό προφίλ σύγχρονης πτήσης [12]

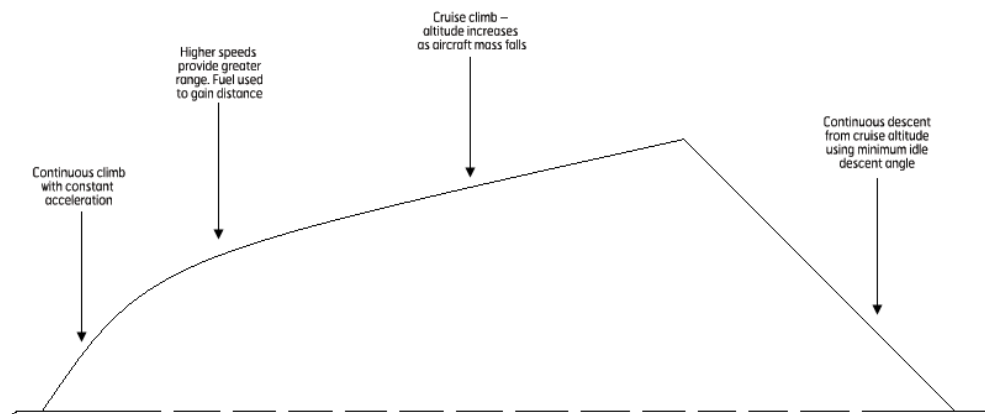
Πρέπει να σημειωθεί ότι η βηματική άνοδος και κάθοδος όχι μόνο αυξάνουν την κατανάλωση καυσίμου της πτήσης, αλλά οδηγούν και σε πολύ μεγαλύτερες εκπομπές διοξειδίου του άνθρακα αλλά και ηχητικές εκπομπές, καθώς τα αεροσκάφη βρίσκονται σε χαμηλότερο υψόμετρο για μεγαλύτερη χρονική διάρκεια κατά τη διάρκεια των επιπρόσθετων πτήσεων, καθιστώντας έτσι υπολογίσιμο τον παράγοντα των εκπομπών ήχου.

Η τεχνική όμως η οποία έχει σημαντικά οικονομικά αλλά και περιβαλλοντικά οφέλη είναι διαφορετική από εκείνη που χρησιμοποιείται σήμερα, καθώς δεν εξυπηρετεί σε μεγάλο βαθμό -και με την τρέχουσα υποδομή των αεροδρομίων- τη συνεχή άφιξη και αναχώρηση πτήσεων. Σύμφωνα με αυτήν, το προφίλ πτήσης συμφέρει να αποτελείται από μία συνεχόμενη άνοδο μέχρι το υψόμετρο πλεύσης με μειούμενο ρυθμό ανόδου, μία και μοναδική οριζόντια πλεύση και μία συνεχόμενη κάθοδο από το υψόμετρο πλεύσης μέχρι το διάδρομο προσγείωσης του αεροδρομίου προορισμού. Σημειώνεται ότι η μία και μοναδική οριζόντια πλεύση μπορεί να αντικατασταθεί με την επονομαζόμενη και «ανοδική πλεύση» (climb cruise). Υπό κανονικές συνθήκες, στην οριζόντια πλεύση και

λόγω του μειούμενου βάρους του αεροσκάφους, το σύστημα ελέγχου επαναπροσδιορίζει το απαιτούμενο c_L προκειμένου να διατηρηθεί το αεροσκάφος σε ένα συγκεκριμένο υψόμετρο. Στην ανοδική πλεύση εκμεταλλευόμαστε τη μείωση του βάρους του αεροσκάφους έτσι ώστε εκείνο να συνεχίσει να ανέρχεται με πολύ μικρότερο ρυθμό ανόδου αυτή τη φορά πραγματοποιώντας τυπικά οριζόντια πλεύση, χωρίς όμως να εισέλθει σε αυτό το σκέλος της αποστολής.

Είναι ιδιαίτερα σημαντικό να τονισθεί ότι η βηματική άνοδος και η ανοδική πλεύση δεν πρέπει να συγχέονται με την **βηματική πλεύση (step cruise)**. Στη βηματική πλεύση, λόγω της συνεχόμενης μείωσης του βάρους του αεροσκάφους -και ενώ το αεροσκάφος εκτελεί οριζόντια πλεύση- δίνεται η δυνατότητα στο c_L να μην προσαρμοσθεί ώστε να παραμείνει το αεροσκάφος στο ίδιο υψόμετρο αλλά να του επιτρέψει να ανέλθει σε μεγαλύτερο, όπου η αντίσταση του αέρα είναι μικρότερη λόγω της μειωμένης πυκνότητάς του. Η πρακτική αυτή λειτουργεί με θετικό τρόπο ως προς την κατανάλωση καυσίμου καθώς το αεροσκάφος δεν αυξάνει την ισχύ του (την απαιτούμενη ώση) προκειμένου να ανέλθει σε μεγαλύτερο υψόμετρο αλλά αυτό γίνεται «φυσικά» λόγω της μείωσης του βάρους του.

Στο παρακάτω σχήμα παρατίθεται το προφίλ πτήσης που ενσωματώνει τα παραπάνω χαρακτηριστικά:



Σχήμα 2.3.2: Οικονομικά συμφέρον προφίλ πτήσης [12]

Ενδεικτικά, αναφέρουμε ότι με την εφαρμογή των παραπάνω τεχνικών, μελέτες που έχουν γίνει έχουν οδηγηθεί στα ακόλουθα συμπεράσματα: [18]

- ✓ Σε 82 δοκιμαστικές πτήσεις που έγιναν στο Παρίσι, διαπιστώθηκε μείωση εκπομπών CO₂ έως και 300 kg με χρήση CCD (Continuous Climb Departures) και έως και 1250 kg με χρήση CDA (Continuous Descent Approaches).
- ✓ Σε 620 δοκιμαστικές πτήσεις που έγιναν στη Μαδρίτη, διαπιστώθηκε μείωση του εκπεμπόμενου CO₂ έως και 800 kg σε κάθε πτήση με χρήση CDA (Continuous

Descent Approaches) αλλά και μείωση καυσίμου έως και 25% κατά τη φάση της καθόδου.

Ακόμα, εκτιμήσεις που πραγματοποιούνται στα πλαίσια σχετικών ερευνητικών προγραμμάτων καταλήγουν ότι το κέρδος τόσο σε καύσιμο όσο και σε εκπομπές μπορεί να φτάσει και το 4.75% από αλλαγές στις πρακτικές καθόδου, το 3.25% από αλλαγές στις πρακτικές ανόδου και το 1.5% από αλλαγές στις πρακτικές πλεύσης. [12]

Σχετικά με τις εκπομπές ήχου, τα οφέλη που μπορούμε να αποκομίσουμε από τις παραπάνω τεχνικές -επειδή το αεροσκάφος παραμένει σε μεγαλύτερο υψόμετρο για μεγαλύτερο χρονικό διάστημα- σε σχέση με τις τρέχουσες μπορούν να φτάσουν και τα 5 db, εξαρτώνται όμως τόσο από την τοποθεσία όσο και από το τύπο του αεροσκάφους. Σημειώνεται ότι το ανθρώπινο αυτί μόλις που μπορεί να αντιληφθεί μία διαφορά της τάξης των 3 dB. [18]

3 ΔΙΕΘΝΕΙΣ ΟΡΓΑΝΙΣΜΟΙ - ΠΑΚΕΤΑ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟΥ

Στο τρίτο κεφάλαιο, θα αναφερθούμε στους οργανισμούς που έχουν ιδρυθεί και στα υπολογιστικά πακέτα που έχουν δημιουργηθεί έχοντας ως στόχο είτε την ανάλυση αποστολής από τη σκοπιά του προφίλ πτήσης πολιτικών αεροσκαφών και της κατανάλωσης καυσίμου είτε την παρακολούθηση των εκπεμπόμενων αέριων ρύπων. Τόσο οι οργανισμοί που θα αναφερθούν εδώ όσο και το πακέτο λογισμικού και οι μεθοδολογίες που ακολουθούν είναι αποδεκτά από την παγκόσμια αεροπορική βιομηχανία, ενώ τα αποτελέσματα που εξάγονται θεωρούνται ότι προσεγγίζουν σε μεγάλο βαθμό την πραγματικότητα και ότι αποτελούν πολύ αξιόπιστο μέτρο σύγκρισης.

Αναλυτικότερα, θα παρουσιαστούν οι δραστηριότητες και η μεθοδολογία των ακόλουθων:

- ✓ **Eurocontrol:** Ο Ευρωπαϊκός Οργανισμός για την Ασφάλεια στην Αεροπλοΐα. Από την ίδρυσή της η Eurocontrol έχει δημιουργήσει τη μεγαλύτερη βάση με δεδομένα και πληροφορίες για τα περισσότερα πολιτικά αεροσκάφη.
- ✓ **ICAO:** Ο Διεθνής Οργανισμός Πολιτικής Αεροπλοΐας. Δραστηριοποιείται κυρίως σε μελέτες εκπομπής αέριων ρύπων και ειδικότερα στην παραγωγή διοξειδίου του άνθρακα από πτήσεις πολιτικών αεροσκαφών.
- ✓ **Piano-X:** Ένα από τα πιο ευρέως χρησιμοποιούμενα υπολογιστικά πακέτα, με δυνατότητες υπολογισμού εκπομπών, διαχείρισης στόλου και αξιολόγησης μελλοντικών σχεδιαστικών προτάσεων για αεροσκάφη.

3.1 Eurocontrol – Base of Aircraft Data (BADA)

Η Eurocontrol αποτελεί έναν διακυβερνητικό οργανισμό, μέλη του οποίου είναι 38 χώρες και η Ευρωπαϊκή Κοινότητα. Ο βασικότερος στόχος της είναι η δημιουργία ενός ενιαίου, πανευρωπαϊκού συστήματος διαχείρισης εναέριας κυκλοφορίας, με γνώμονα την ασφάλεια και την αποδοτικότητα των πτήσεων αλλά και την προστασία του περιβάλλοντος.

Στα 50 χρόνια ζωής της, η Eurocontrol έχει προχωρήσει στη συλλογή δεδομένων για 318 πολιτικά αεροσκάφη, τα οποία και ενσωμάτωσε στη Βάση Δεδομένων Αεροσκαφών (Base of Aircraft Data), πιο γνωστή και με τη συντομογραφία BADA. Η BADA είναι

ένα σύνολο αρχείων ASCII τα οποία περιέχουν πίνακες με τιμές παραμέτρων επιδόσεων των αεροσκαφών και προορίζονται να χρησιμοποιηθούν σε προσπάθειες προσομοίωσης τροχιάς και διαχείρισης εναέριας κυκλοφορίας (air transport management - ATM). [45]

Το εγχειρίδιο που εκδίδεται από τη Eurocontrol και συνοδεύει τα αρχεία των αεροσκαφών περιγράφει τη μοντελοποίηση των διαφόρων παραμέτρων και αποσαφηνίζει τη δομή και τα μεγέθη που περιέχονται σε αυτά. Παρακάτω, γίνεται αναφορά στα βασικότερα σημεία της μεθοδολογίας ενώ δείγμα των αρχείων ενός αεροσκάφους θα παρατεθεί στο Παράρτημα 2.

3.1.1 Μοντέλο Ατμόσφαιρας

Ο βασικός διαχωρισμός που γίνεται στη μοντελοποίηση των ατμοσφαιρικών συνθηκών είναι η χωριστή μελέτη τους σε υψόμετρα μικρότερα και μεγαλύτερα των 11 km, δηλαδή εντός της τροπόσφαιρας και εντός της στρατόσφαιρας αντίστοιχα. Επισημαίνεται ότι το όριο ανάμεσα στα δύο αυτά στρώματα ονομάζεται τροπόπαυση (tropopause). Οι σχέσεις που χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό της πίεσης και της θερμοκρασίας σε κάθε ένα από αυτά τα δύο στρώματα της ατμόσφαιρας παρουσιάζονται εδώ: [17]

(Τα σύμβολα < και > υποδηλώνουν υψόμετρα μικρότερα και μεγαλύτερα της τροπόπαυσης αντίστοιχα.)

Τροπόσφαιρα:
$$T_{<} = T_o + \Delta T + \beta_{T,<} \cdot H_{p,<} \quad (3.1)$$

$$p_{<} = p_o \cdot \left(\frac{T_{<} - \Delta T}{T_o} \right)^{-\frac{g}{\beta_{T,<} \cdot R}} \quad (3.2)$$

Τροπόπαυση:
$$T_{tropopause} = T_o + \Delta T + \beta_{T,<} \cdot H_{p,tropopause} \quad (3.3)$$

$$p_{tropopause} = p_o \cdot \left(\frac{T_{tropopause} - \Delta T}{T_o} \right)^{-\frac{g}{\beta_{T,<} \cdot R}} \quad (3.4)$$

Στρατόσφαιρα:
$$T_{>} = T_{tropopause} \quad (3.5)$$

$$p_{>} = p_{tropopause} \exp \left[\frac{-g}{R \cdot T_{ISA,tropopause}} \cdot \left(H_{p,>} - H_{p,tropopause} \right) \right] \quad (3.6)$$

όπου: $T_o = 288.15 \text{ K}$.

ΔT , η διαφορά θερμοκρασίας ανάμεσα στην επιφάνεια της θάλασσας (ISA) και στο εξεταζόμενο υψόμετρο.

$\beta_{T,<} = -0.0065 \text{ K/m}$, ο συντελεστής μείωσης της θερμοκρασίας με το υψόμετρο χαμηλότερα της τροπόπαυσης.

$H_{p,<}$, το υψόμετρο (εντός της τροπόσφαιρας).

$p_o = 101325 \text{ Pa}$.

$R = 287.05 \text{ K}^2 / \text{ms}^2$.

3.1.2 Μοντέλο Συνολικής Ενέργειας

Το Μοντέλο Συνολικής Ενέργειας δεν είναι άλλο από την σχέση που εξισώνει το έργο των δυνάμεων που ασκούνται κάθε στιγμή στο αεροσκάφος με το ρυθμό αύξησης της δυναμικής και κινητικής του ενέργειας: [17]

$$\dot{C}_{HR} - D \cdot V_{TAS} = m \cdot g_o \cdot \frac{dh}{dt} + m \cdot V_{TAS} \cdot \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (3.7)$$

όπου: T_{HR} , η ώση που ασκείται παράλληλα στο διάνυσμα ταχύτητας του αεροσκάφους [N].

D , οπισθέλκουσα [N].

m , η μάζα του αεροσκάφους [kg].

h , το υψόμετρο [m].

g_o , η επιτάχυνση της βαρύτητας [9.80665 m/s^2].

V_{TAS} , η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους [m/s].

3.1.3 Τύπος αεροσκάφους

Ο τύπος του αεροσκάφους καθορίζεται με βάση τρεις (3) διαφορετικές παραμέτρους: [17]

1. n_{eng} : ο αριθμός των κινητήρων που φέρει το αεροσκάφος
2. Jet/turboprop/piston: ο τύπος των κινητήρων
3. Heavy/medium/light: η κατηγορία βάρους του αεροσκάφους

Και οι τρεις αυτές παράμετροι αναγράφονται στα αρχεία του εκάστοτε αεροσκάφους.

3.1.4 Μάζα

Σε κάθε αεροσκάφος αντιστοιχούν τέσσερις (4) διαφορετικές μετρήσεις μάζας:

1. m_{\min} : ελάχιστη μάζα
2. m_{\max} : μέγιστη μάζα
3. m_{ref} : μάζα αναφοράς
4. m_{pyld} : μάζα μέγιστου μεταφερόμενου φορτίου

Η ταχύτητα του αεροσκάφους (aircraft operating speed) ποικίλλει και εξαρτάται από τη μάζα του, σύμφωνα με τη σχέση:

$$V = V_{ref} \cdot \sqrt{\frac{m}{m_{ref}}} \quad (3.8)$$

Η ταχύτητα αναφοράς V_{ref} δίνεται για τη μάζα αναφοράς m_{ref} , ενώ για κάθε άλλη μάζα m υπολογίζεται η ταχύτητα V . [17]

3.1.5 Αεροδυναμική

Ο συντελεστής άνωσης υπολογίζεται με την υπόθεση ότι η γωνία προσανατολισμού του αεροσκάφους είναι 0, αλλά στη σχέση (3.9) έχει προστεθεί και η επιρροή της γωνίας αυτής όταν είναι διάφορη του μηδενός. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας διαφοροποιείται στις φάσεις της προσέγγισης του αεροδρομίου προορισμού και της προσγείωσης. Πιο συγκεκριμένα: [17]

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g_o}{\rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \cdot \cos\phi} \quad (3.9)$$

$$c_D = c_{D0} + c_{D2} \cdot c_L^2 \quad (3.10)$$

Προσέγγιση: $c_{D,ap} = c_{D0,ap} + c_{D2,ap} \cdot c_L^2 \quad (3.11)$

Προσγείωση: $c_{D,ldg} = c_{D0,ldg} + c_{D0,\Delta ldg} + c_{D2,ldg} \cdot c_L^2 \quad (3.12)$

Ο συντελεστής $c_{D0,\Delta Idg}$ αναφέρεται στην αύξηση της οπισθέλκουσας λόγω της ύπαρξης των τροχών προσγείωσης.

Η οπισθέλκουσα υπολογίζεται σύμφωνα με τη σχέση:

$$D = \frac{c_D \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S}{2} \quad (3.13)$$

όπου: ρ , η πυκνότητα του αέρα στο εκάστοτε υψόμετρο [kg/m^3].

S , η επιφάνεια των πτερύγων του αεροσκάφους [m^2].

V_{TAS} , η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους [m/s^2].

Τα στοιχεία του φακέλου ανόδου και της κατανάλωσης καυσίμου θα αναλυθούν παρακάτω στο Κεφάλαιο 4 και στην παράγραφο 4.3.

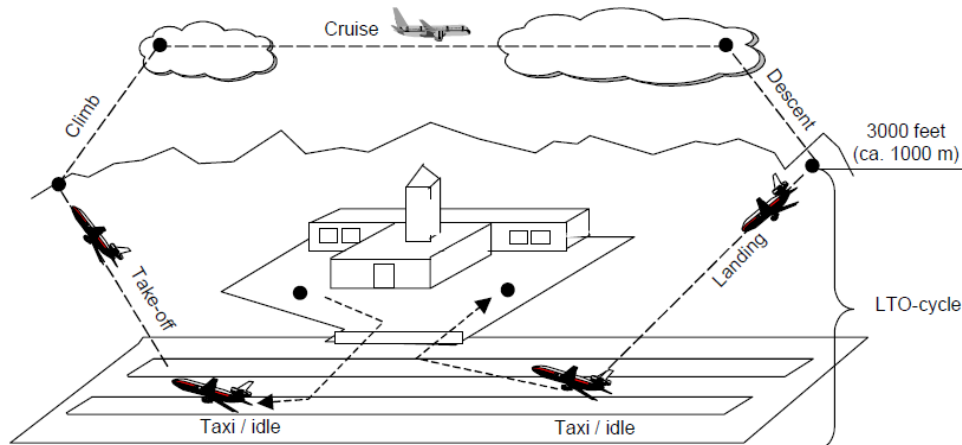
3.2 International Civil Aviation Organisation – ICAO

Ο υπολογιστής εκπομπών του ICAO -ο οποίος είναι διαθέσιμος και στο διαδίκτυο- δίνει τη δυνατότητα στο χρήστη να βρει το αποτύπωμά που αφήνει στο περιβάλλον η πτήση στην οποία πρόκειται να επιβιβαστεί σε σχέση με το εκπεμπόμενο διοξείδιο του άνθρακα. Προκειμένου να καταλήξει όμως στη ποσότητα του CO_2 και να την κατανείμει σε κάθε επιβάτη ξεχωριστά, ο ICAO περνά πρώτα από τον υπολογισμό του καταναλισκόμενου καυσίμου. [42]

Τα δεδομένα για την κατανάλωση καυσίμου κάθε αεροσκάφους ανά χιλιόμετρο λαμβάνονται από τη EMEP/Corinair Database. Στη βάση αυτή, υπάρχουν ήδη δεδομένα κατανάλωσης καυσίμου για 50 αντιπροσωπευτικά αεροσκάφη ενώ παρέχονται και προτάσεις για την κατάλληλη χρήση αυτών των δεδομένων για την προσομοίωση άλλων μη καταχωρημένων στη βάση αεροσκαφών. [32]

Προκειμένου να συσχετιστεί κάθε αεροσκάφος με μια τιμή καταναλισκόμενου καυσίμου ανά χιλιόμετρο, κάθε πτήση χωρίζεται σε δύο διακριτές φάσεις, τον κύκλο απογείωσης/προσγείωσης και την πλεύση. Η πτήση του αεροσκάφους σε υψόμετρο μεγαλύτερο των 1000 μέτρων ενσωματώνεται στη φάση της πλεύσης. Τα παραπάνω απεικονίζονται και στο σχήμα 3.2.1.

Σημειώνεται ότι το καύσιμο που καταναλώνεται κατά τη διάρκεια της πλεύσης εξαρτάται από την απόσταση που διανύεται ενώ κάτι τέτοιο δεν ισχύει για τον κύκλο απογείωσης/προσγείωσης και η κατανάλωση σε αυτή τη φάση συνδέεται αποκλειστικά με τον τύπο του αεροσκάφους.



Σχήμα 3.2.1: Πλεύση και Κύκλος Απογείωσης/Προσγείωσης

Για αυτό το λόγο, η Corinair παρέχει δεδομένα κατανάλωσης καυσίμου για κάθε αεροσκάφος για συγκεκριμένες αποστάσεις, ενώ για τιμές της απόστασης που δεν συμπίπτει με κάποια από αυτές χρησιμοποιείται γραμμική παρεμβολή εντός του διαστήματος που σχηματίζουν δύο γνωστές αποστάσεις. Για παράδειγμα, εάν επιθυμούσαμε να υπολογίσουμε την κατανάλωση καυσίμου ενός αεροσκάφους για διανυθείσα απόσταση στην πλεύση ίση με 486 km, θα έπρεπε να προχωρήσουμε σε γραμμική παρεμβολή μεταξύ των δεδομένων για απόσταση 250 km και 500 km:

$$CruiseFuel_{486km} = CruiseFuel_{250km} + \left[\left(CruiseFuel_{500km} - CruiseFuel_{250km} \right) \left(\frac{486 - 250}{500 - 250} \right) \right]$$

Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι η απόσταση που διανύεται από έναν αεροσκάφος, υπολογίζεται από τον ICAO με τη βοήθεια της Great Circle Distance. Ο υπολογισμός αυτός γίνεται με τη βοήθεια ελλειπτικών μοντέλων για να προσεγγισθεί έτσι η καμπυλότητα της επιφάνειας της Γης ενώ τα σημεία αφετηρίας και προορισμού προσδιορίζονται με συντεταγμένες γεωγραφικού μήκους και πλάτους από την ICAO Location Indicators Database.

Όσον αφορά στον κύκλο απογείωσης/προσγείωσης, όπως προαναφέρθηκε, η κατανάλωση καυσίμου δεν συσχετίζεται με τη διανυθείσα απόσταση, αντίθετα είναι σταθερή για κάθε αεροσκάφος. Παρόλα αυτά, η συνολική κατανάλωση του κύκλου είναι αποτέλεσμα των επιμέρους καταναλώσεων στις διάφορες φάσεις του: τροχοδρόμηση, απογείωση, άνοδος, προσέγγιση και προσγείωση. Για αυτές προσδιορίζονται τυπικές ρυθμίσεις ώσης και τυπική διάρκεια. Η τυπική διάρκεια καθενός από τα παραπάνω παρουσιάζεται στον πίνακα 3.2.1:

Απογείωση	0.7 min
Άνοδος	2.2 min
Προσέγγιση Προσγείωση	4 min
Τροχοδρόμηση	26 min

Πίνακας 3.2.1: Τυπική διάρκεια σκελών κύκλου απογείωσης/προσγείωσης

3.3 Υπολογιστικό Πακέτο Piano-X

Το εν λόγω υπολογιστικό πακέτο δεν είναι αποκλειστικά εργαλείο ανάλυσης αποστολών αεροσκαφών. Αποτελεί και ένα ικανό σχεδιαστικό εργαλείο με το οποίο μπορούν είτε να προσομοιαστούν υπάρχοντα αεροσκάφη είτε να διερευνηθούν προτάσεις για το σχεδιασμό νέων. Η βάση δεδομένων του περιέχει πάνω από 200 αεροσκάφη και εμπλουτίζεται συνεχώς, ενώ χρησιμοποιείται από πολλές εταιρίες όπως είναι η Rolls Royce, η Airbus, η Boeing, η Snecma και η Pratt & Whitney Canada. Οι ακριβείς διαδικασίες υπολογισμού όμως δεν είναι διαθέσιμες στο διαδίκτυο, για αυτό και παρατίθενται στη συνέχεια ορισμένες γενικότερες πληροφορίες. [43]

3.3.1 Εκτίμηση μάζας

Για τον υπολογισμό της μάζας του αεροσκάφους χρησιμοποιούνται τόσο ημι-εμπειρικές όσο και αναλυτικές σχέσεις, οι οποίες έχουν εξετασθεί και διακριβωθεί σε σχέση με δεδομένα από ηγετικές εταιρίες της αεροπορικής βιομηχανίας. Ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να παρακάμψει τα δεδομένα που έχουν αρχικά εισαχθεί για το αεροσκάφος που επέλεξε και να εισάγει νέα -για παράδειγμα, σχετικά με τη χρήση προηγμένων υλικών.

Όσον αφορά στην άτρακτο, ο χρήστης μπορεί να επιλέξει ανάμεσα σε αρκετές μεθόδους εκτίμησης του βάρους των πτερύγων, του κυρίου μέρους της ατράκτου και της ουράς, όλες όμως βρίσκονται εντός των πλαισίων που θέτουν οι κανονισμοί της FAA, FAR/JAR-25. Το μέγιστο βάρος απογείωσης (maximum takeoff weight - MTOW) μπορεί να λάβει μία αριθμητική τιμή αλλά και να επιλεγεί το εύρος στο οποίο μπορεί να κινηθεί για τη διεξαγωγή παραμετρικών μελετών. Άλλα βασικά βάρη όπως το βάρος του αεροσκάφους στην περίπτωση που δεν έχει μεταφερόμενο φορτίο ή το καθαρό βάρος του αεροσκάφους χωρίς τον συνυπολογισμό των καυσίμων μπορούν είτε να ληφθούν σύμφωνα με τα προκαθορισμένα στοιχεία του αεροσκάφους είτε να διαφοροποιηθούν για να επιβεβαιωθεί ότι τα δεδομένα για τα αεροσκάφη που υπάρχουν στη βάση συνάδουν με εκείνα που δίνονται από τους κατασκευαστές.

3.3.2 Αεροδυναμική

Το Piano υπολογίζει ολοκληρωμένα τα χαρακτηριστικά άνωσης-οπισθέλκουσας ενός αεροσκάφους από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του. Επιπλέον, τα πολικά διαγράμματα μπορούν και να τροποποιηθούν με την εισαγωγή ορισμένων παραγόντων ή συντελεστών ή ακόμα και να παρακαμφθούν πλήρως από το χρήστη και να εισαχθούν νέα δεδομένα σε πολλές αποδεκτές μορφές (formats).

Συγκεκριμένα, η αεροδυναμική σε χαμηλές ταχύτητες υπολογίζεται μέσω πολλών κλασσικών μεθόδων, ενώ συμπληρώνεται από την προσθήκη των πιο συχνά χρησιμοποιούμενων ρυθμίσεων των flaps. Στο τελικά εξαγόμενο $c_{L,max}$ και στο λόγο άνωσης-οπισθέλκουσας για χαμηλές ταχύτητες (L/D) εφαρμόζονται ορισμένοι επιπλέον διορθωτικοί παράγοντες ενώ για τον ακριβή προσδιορισμό τους μπορεί να απαιτηθεί η διεξαγωγή πραγματικής πτήσης ή πειράματος σε αεροσήραγγα.

3.3.3 Μοντελοποίηση Κινητήρων

Τα χαρακτηριστικά της απόδοσης των κινητήρων εισάγονται σε μορφή πινάκων ενώ υπάρχει η δυνατότητα να προσαρμοσθούν σε διάφορα επίπεδα ώσης. Ο χρήστης μπορεί να επιλέξει από τους κινητήρες που είναι διαθέσιμοι στη βάση δεδομένων ή και να εισάγει το δικό του μοντέλο.

Η βάση δεδομένων είναι πλούσια εξοπλισμένη με περισσότερα από 30 μοντέλα προωθητικών συστημάτων όπως κινητήρες turbofan, turboprop και propfan. Οι πληροφορίες για το κάθε ένα από αυτά έχουν ληφθεί είτε από πραγματικές μηχανές που βρίσκονται σε λειτουργία είτε από αξιόπιστα ερευνητικά προγράμματα που χρησιμοποιούν ποικιλία πηγών. Το σύνολο των κινητήρων είναι μηχανές που χρησιμοποιούνται κατά κόρον σε σύγχρονα πολιτικά αεροσκάφη, ενώ κάθε ένας μπορεί να εξετασθεί σε συνδυασμό με περισσότερα του ενός αεροσκάφη. [43]

Η μέγιστη ώση κατά την απογείωση, κατά την άνοδο και κατά την πλεύση αναπαριστώνται ως συναρτήσεις του υψομέτρου και του αριθμού Mach. Η ροή του καυσίμου και η ειδική κατανάλωση καυσίμου μοντελοποιούνται με έναν από τους δύο ακόλουθους τρόπους:

- ✓ Εισαγωγή ενός μόνο πίνακα δεδομένων μπορεί να καλύψει όλους τους συνδυασμούς της θέσης της μανέτας και αριθμού Mach και στη συνέχεια να προσαρμόζεται ανάλογα με το υψόμετρο.

- ✓ Εναλλακτικά, μπορούν να δοθούν πληροφορίες από τον κατασκευαστή με ανεξάρτητα «SFC loops» για κάθε υψόμετρο. Παρέχονται επίσης η ώση και η ροή καυσίμου όταν οι κινητήρες βρίσκονται σε κατάσταση idle.

4 ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ Ε.Θ.Σ. CAMACM

Στο παρόν κεφάλαιο καταγράφονται και αναλύονται οι ήδη υπάρχουσες δυνατότητες του υπολογιστικού μοντέλου CAMACM, όπως αυτό έχει ήδη διαμορφωθεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου. Πέρα από αυτήν την παράθεση, θα παρουσιαστούν και οι προσθήκες και αλλαγές που πραγματοποιήθηκαν και είχαν ως στόχο τη δημιουργία ενός πιο πλήρους και ρεαλιστικού μοντέλου. Οι βασικοί άξονες αυτών των αλλαγών είναι οι ακόλουθοι:

- ✓ Σε πρώτη φάση, θα διαφοροποιηθεί ο ήδη υπάρχων υπολογιστικός κώδικας, προκειμένου να παρέχεται η δυνατότητα στον εκάστοτε χρήστη να επιλέγει:
 - Πόσα επίπεδα cruise θα υπάρχουν στην αποστολή.
 - Τι ποσοστό του κυρίως μήκους πτήσης θα καταλαμβάνει το κάθε ένα από αυτά.
 - Ποια θα είναι η ταχύτητα του αεροσκάφους σε κάθε επίπεδο cruise. Σημειώνεται δε, ότι το μέγεθος αυτό θα δίνεται υπό τη μορφή του αριθμού Mach.

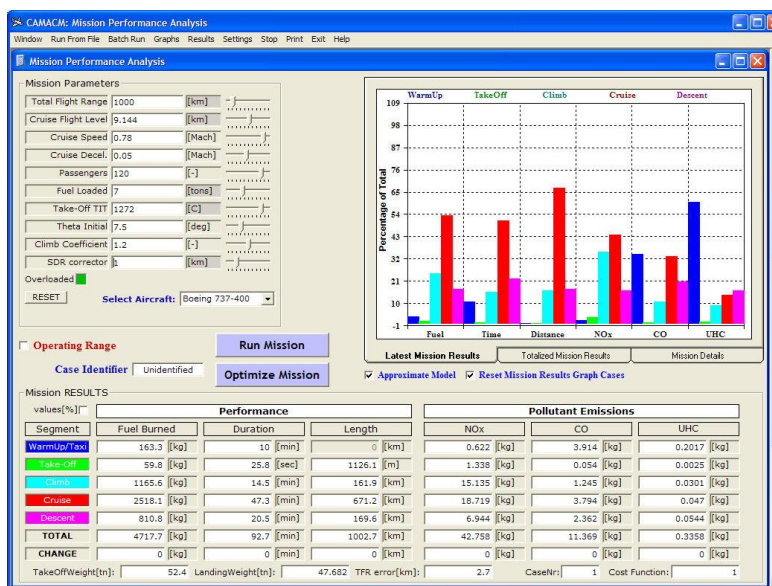
- ✓ Σε δεύτερη φάση, θα ενσωματωθεί στον υπολογιστικό κώδικα:
 - Νέος φάκελος ανόδου, ο οποίος θα υπαγορεύεται από τα στοιχεία που παραθέτει η BADA (**B**ase of **A**ircraft **D**Ata) για το εκάστοτε αεροσκάφος.
 - Νέα μοντέλο υπολογισμού της κατανάλωσης καυσίμου του κινητήρα βάσει της κάθε φορά απαιτούμενης ώσης το οποίο και πάλι θα προέρχεται από τα στοιχεία της BADA για το κάθε αεροσκάφος.

- ✓ Τελικά, θα προστεθούν δεδομένα για νέα αεροσκάφη, ενώ θα παρουσιαστεί η διαδικασία συγκέντρωσης και δημιουργίας των αντίστοιχων αρχείων.

Προβαίνουμε σε χρήση των στοιχείων της BADA διότι, όπως προαναφέρθηκε, αποτελεί ένα από τα πιο αξιόπιστα εργαλεία για την υλοποίηση λογισμικού προσομοίωσης πλάνου πτήσης.

4.1 Το CAMACM μέχρι σήμερα

Ο συγκεκριμένος υπολογιστικός κώδικας, ο οποίος συντάχθηκε στα πλαίσια παλαιότερων διπλωματικών εργασιών και έπειτα από παρεμβάσεις του Ε.Θ.Σ. αποτελεί ένα σημαντικό εργαλείο για τη μοντελοποίηση και ανάλυση μιας πτήσης πολιτικού αεροσκάφους. Σε γενικές γραμμές, το συγκεκριμένο μοντέλο παρέχει στο χρήστη τη δυνατότητα να εισάγει τις τιμές των εκάστοτε παραμέτρων μιας αποστολής (αριθμός επιβατών, διανυόμενη απόσταση και άλλα) ενώ λαμβάνει ως έξοδο δεδομένα σχετικά με την τροχιά του αεροσκάφους, την ποσότητα του καυσίμου που καταναλώνεται και άλλα. [4,5]



Σχήμα 4.1.1: User Interface λογισμικού CAMACM Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π.

Για τη μελέτη των αποστολών, είχε επιλεγθεί ένα από τα δημοφιλέστερα και εμπορικότερα πολιτικά αεροσκάφη, το Boeing 737-400. Για την πρόωσή του, είχε μοντελοποιηθεί ο κινητήρας CFM56-3C, επίσης ένας από τους πιο συχνά απαντώμενους αεροπορικούς κινητήρες. Ο συνδυασμός του εν λόγω αεροσκάφους και κινητήρα επέτρεπε την ανάλυση πληθώρας αποστολών, καθώς οι δυνατότητες του ζεύγους τόσο σχετικά με την εμβέλειά του όσο και με τις επιδόσεις του άφηναν περιθώρια για πειραματισμό.

Παρακάτω, θα αναφερθεί συνοπτικά ο τρόπος λειτουργίας του εν λόγω υπολογιστικού μοντέλου, η μορφή των αρχείων εισόδου και εξόδου ενώ θα παρουσιαστεί και μια σειρά αποτελεσμάτων, προκειμένου να αποδοθεί μια πιο ολοκληρωμένη εικόνα της μεθοδολογίας που ακολουθείται.

4.1.1 Μοντελοποίηση Αποστολής

Όπως επισημάνθηκε και στο δεύτερο κεφάλαιο, η διάρκεια μιας αποστολής μπορεί να χωριστεί σε μικρότερα τμήματα, τα επονομαζόμενα και **σκέλη της αποστολής**. Κάθε σκέλος της αποστολής φέρει τα δικά του διακριτά χαρακτηριστικά, τα οποία άλλωστε και το διαφοροποιούν από κάθε άλλο σκέλος της αποστολής. Προκειμένου να μοντελοποιηθούν τα διάφορα αυτά σκέλη, ακολουθήθηκε η εξής συλλογιστική πορεία:

- ✓ Δημιουργήθηκε ένας κύριος κώδικας, ο οποίος φέρει και τον τίτλο **Main**. Το τμήμα αυτό είχε ως στόχο να:
 1. Λαμβάνει δεδομένα για τις παραμέτρους της αποστολής από ένα αρχείο εισόδου και μέσω του user interface (ο χρήστης εισάγει μέσω της οθόνης κάποια δεδομένα).
 2. Καλεί και στη συνέχεια τροφοδοτεί με αυτά την υπορουτίνα **MissionSeg (Mission Segment)**, που εκτελεί τις υπολογιστικές διαδικασίες για κάθε σκέλος της αποστολής.
 3. Επανατροφοδοτείται από αυτή την υπορουτίνα με αποτελέσματα, τα οποία είτε οδηγεί ξανά στην υπορουτίνα προκειμένου να πραγματοποιηθούν οι νέοι υπολογισμοί για το επόμενο σκέλος της αποστολής είτε καταγράφει σε αρχεία εξόδου αποτελεσμάτων.
- ✓ Συντάχθηκε κώδικας υπό τη μορφή υπορουτίνας, η οποία τιτλοφορήθηκε **MissionSeg**. Η υπορουτίνα αυτή:
 1. Λαμβάνει δεδομένα από το κύριο τμήμα του κώδικα (Main) και εκτελεί υπολογιστικές διαδικασίες για κάθε σκέλος της αποστολής. Πρέπει να σημειωθεί σε αυτό το σημείο ότι, η αρχική μορφή αυτού του μέρους του μοντέλου αποτελούταν από 7 διαφορετικές, ξεχωριστές υπορουτίνες για κάθε σκέλος της αποστολής, με τη σειρά κι όπως αυτά περιγράφηκαν στο δεύτερο κεφάλαιο. Μετά από επιλογή του Ε.Θ.Σ. ο κώδικας τροποποιήθηκε ώστε να καταλήξουμε στη χρήση μίας υπορουτίνας για την εκτέλεση των διαφόρων υπολογισμών. Το πρόγραμμα **Main** καθορίζει αριθμητικά ποιο σκέλος της αποστολής πρέπει να εκτελεστεί στη συνέχεια, και με τη βοήθεια δομών επιλογής (if... then...else) η υπορουτίνα προχωρά στον υπολογισμό μεγεθών για το συγκεκριμένο τμήμα και μόνο.
 2. Εκχωρεί τα μεγέθη που υπολογίστηκαν σε πίνακες αποτελεσμάτων και τα επιστρέφει στο πρόγραμμα Main για τις τελικές ενέργειες πριν την καταχώρησή τους σε αρχεία εξόδου.

4.1.2 Αρχεία Εισόδου - Εξόδου

Τα αρχεία εισόδου και εξόδου, όπως σε κάθε υπολογιστικό μοντέλο, έτσι και εδώ, περιλαμβάνουν από τη μία πληροφορίες και δεδομένα απαραίτητα για την εκκίνηση και περαιτέρω λειτουργία του κώδικα και από την άλλη αποτελέσματα μετά το πέρας των υπολογιστικών διαδικασιών. Ως αρχείο εισόδου, χρησιμοποιείται ένα αρχείο μορφής **.dat**:

- ✓ Αρχείο «**Aircraft Name**».dat: Το αρχείο αυτό είναι η πηγή των πληροφοριών που χρησιμοποιεί το υπολογιστικό μοντέλο. Συνοπτικά περιέχει:
 - Παραμέτρους της πτήσης, όπως είναι η απόσταση που πρέπει να διανυθεί, η ταχύτητα του αεροσκάφους στο υψόμετρο πλεύσης, ο αριθμός των επιβατών, η μάζα του μεταφερόμενου καυσίμου και άλλα.
 - Στοιχεία για τον φάκελο ανόδου και καθόδου (τροχιά που θα ακολουθηθεί κατά την άνοδο και την κάθοδο).
 - Αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους.
 - Θερμοκρασιακό χάρτη που μπορεί να ενεργοποιηθεί κατά βούληση και που προσομοιώνει διαφορές από τη θερμοκρασία ISA σε διάφορα σημεία της πτήσης.

Σημαντική είναι επίσης, η δυνατότητα που παρέχεται στο χρήστη μέσω αυτού του αρχείου να παρέμβει και να διαφοροποιήσει τις παραμέτρους υγείας των κινητήρων. Οι παράμετροι υγείας ενός κινητήρα αποτελούν ενδεικτικές ποσότητες του κατά πόσο ο κινητήρας λειτουργεί σύμφωνα με τις αρχικές προδιαγραφές του και του κατά πόσο η απόδοσή του συμβαδίζει με εκείνη στην οποία στόχευε ο κατασκευαστής. Κάθε συνιστώσα του χαρακτηρίζεται από δύο παραμέτρους υγείας: μία παράμετρο παροχής και μία παράμετρο βαθμού απόδοσης. Κάθε κινητήρας, όμως, είτε λόγω φθοράς λόγω πολλών ωρών λειτουργίας είτε λόγω παρουσίας κάποιας βλάβης σε μία ή περισσότερες από τις συνιστώσες του, μπορεί να έχει μειωμένη απόδοση σε σχέση με την ονομαστική, η οποία συνοδεύει τον κινητήρα κατά την παράδοσή του για τοποθέτηση σε κάποιο αεροσκάφος. Οι παράμετροι υγείας είναι εκείνες που αντικατοπτρίζουν την μεταβλητή αυτή κατάσταση των κινητήρων, ενώ στο πρόγραμμα καταχωρούνται ως ποσοστιαίες αποκλίσεις από την ονομαστική τιμή των μεγεθών που αντιπροσωπεύουν.

Τα δεδομένα τα οποία διαβάζονται από αυτό το αρχείο καταχωρούνται μέσω του προγράμματος **Main** στον πίνακα **GEN**, έναν πίνακα που περιέχει όλες τις πληροφορίες

-όπως άλλωστε προδίδει και το όνομά του- για την εκκίνηση της ανάλυσης της αποστολής. Στην παρούσα φάση, ο πίνακας αυτός αποτελείται από 72 στοιχεία, αριθμός και ο οποίος αναγράφεται στην αρχή του αρχείου «**Aircraft Name**».dat.

Σειρά έχουν τα αρχεία εξόδου του υπολογιστικού μοντέλου. Τα αποτελέσματα στα οποία καταλήγει ο κώδικας αποθηκεύονται σε αρχεία Excel, προκειμένου να υπάρχει η δυνατότητα εύκολης παραγωγής διαγραμμάτων για καλύτερη εποπτεία τους. Συνολικά, έχουμε δύο κατηγορίες αρχείων εξόδου:

- ✓ Αρχείο **ResTotal.xls**: Περιέχει συγκεντρωτικές πληροφορίες για την έκβαση της αποστολής. Για παράδειγμα, καταγράφεται για κάθε σκέλος της πτήσης η χρονική διάρκεια που του αντιστοιχεί, το καύσιμο που καταναλώθηκε για τη διεξαγωγή του αλλά και οι ηχητικές εκπομπές και οι εκπομπές ρυπογόνων ουσιών που σχετίζονται με αυτό.

Στο τέλος του αρχείου, υπάρχουν συνολικά στοιχεία που αντικατοπτρίζουν την πορεία ολόκληρης της αποστολής, με τρόπο αντίστοιχο εκείνου που υιοθετήθηκε για κάθε σκέλος ξεχωριστά. Η τελευταία αυτή ενότητα είναι ιδιαίτερα σημαντική διότι μπορεί να προσφέρει στο χρήστη με γρήγορο και ουσιαστικό τρόπο μία εικόνα για τα τελικά στοιχεία και την έκβαση της αποστολής.

- ✓ Αρχεία **ResEngine «Number of Engine».xls** και **ResEngineAll.xls**: Αποτελούν τη λεπτομερέστερη εκδοχή του αρχείου που περιγράφηκε παραπάνω. Εδώ καταγράφονται στοιχεία σχετικά με την τροχιά του αεροσκάφους, την ταχύτητα του και στους δύο άξονες (κατακόρυφο-z και οριζόντιο-x), τη τιμή της True καθώς και της Calibrated Air Speed, τη τιμή της γωνίας προσανατολισμού του αεροσκάφους καθώς και δεδομένα για την παρακολούθηση της λειτουργίας των κινητήρων και των εκπομπών τους. Δημιουργείται ένα αρχείο για κάθε κινητήρα του αεροσκάφους καθώς και ένα συγκεντρωτικό που αναφέρεται στο σύνολο των κινητήρων.

4.1.3 Δείγμα Αποτελεσμάτων Ανάλυσης Αποστολής

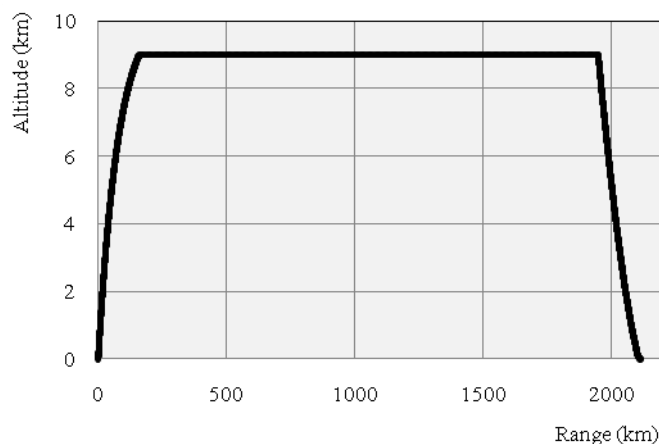
Προκειμένου να αποδοθεί παραστατικότερα η λειτουργία του υπολογιστικού μοντέλου CAMACM θα παρατεθούν αποτελέσματα που προέκυψαν από ένα σενάριο αποστολής, ενώ θα χαραχθούν και τα πιο βασικά διαγράμματα για την περαιτέρω κατανόησή τους. Η αποστολή αυτή θα έχει τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

- ✓ **Αεροσκάφος**: Boeing 737-400
- ✓ **Κινητήρας**: CFM56-3C1 – Υγιείς Κινητήρες

- ✓ **Αεροδρόμιο Αναχώρησης:**
 - Διεθνής Αερολιμένας Αθηνών «Ελευθέριος Βενιζέλος», Αθήνα, Ελλάδα - Υψόμετρο: 94 m
- ✓ **Αεροδρόμιο Άφιξης:**
 - Charles de Gaulle International Airport, Paris, France - Υψόμετρο: 119 m
- ✓ **Διανύμενη Απόσταση:** 2108 km
- ✓ **Υψόμετρο Πλεύσης:** 9000 m
- ✓ **Ταχύτητα Αεροσκάφους στο Υψόμετρο Πλεύσης (αριθμός Mach):** 0.76
- ✓ **Αριθμός Επιβατών:** 120

Σημειώνουμε ότι τα υψόμετρα των αεροδρομίων χρησιμοποιούνται προκειμένου να υπολογιστούν οι αποκλίσεις από την ISA θερμοκρασία και να προσομοιαστούν καλύτερα οι συνθήκες απογείωσης και προσγείωσης του αεροσκάφους. Συγκεκριμένα, για το υψόμετρο των 94 μέτρων στο αεροδρόμιο όπως Αθήνας, θα έχουμε θερμοκρασία 14.4° C ενώ για των υψόμετρο των 119 μέτρων του αεροδρομίου στο Παρίσι θα έχουμε θερμοκρασία 14.15° C. Τα δεδομένα αυτά εισάγονται στο θερμοκρασιακό χάρτη των αρχείων εισόδου ως στοιχεία για το σημείο αναχώρησης και προορισμού. Η ενεργοποίηση του χάρτη είναι απαραίτητη προϋπόθεση για τη λήψη των πληροφοριών αυτών από τον κώδικα ενώ πραγματοποιείται με απόδοση αριθμητικής τιμής (0 ή 1) σε μία μεταβλητή-σημαία (flag variable).

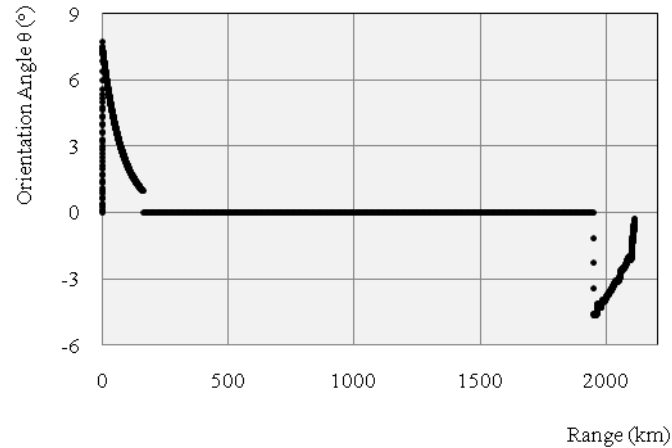
Μετά από την εκτέλεση του υπολογιστικού κώδικα με τα παραπάνω δεδομένα, λήφθηκαν αποτελέσματα τα οποία παρατίθενται στη συνέχεια, στα διαγράμματα 4.1.3.1, 4.1.3.2 και 4.1.3.3. Τα αποτελέσματα αυτά καταγράφηκαν στα αρχεία **ResEngineAll.xls** και **ResTotal.xls**, όπως ακριβώς περιγράφηκε στην ενότητα 4.1.2.



Σχήμα 4.1.3.1: Διάγραμμα Απόστασης - Υψομέτρου

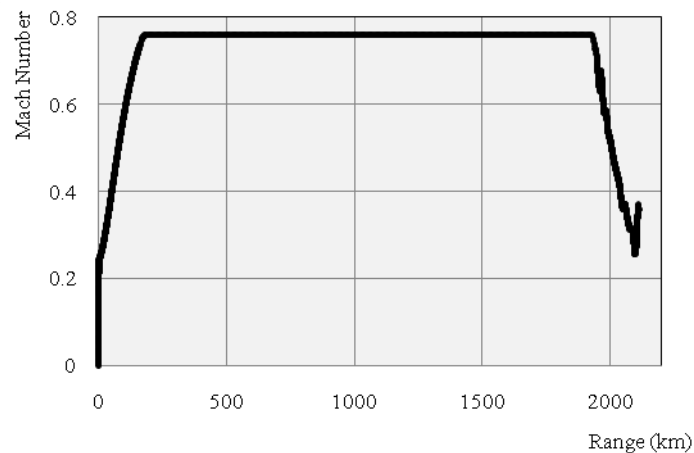
Το σχήμα 4.1.3.1 αναπαριστά το προφίλ της πτήσης, δηλαδή το υψόμετρο το οποίο βρίσκεται το αεροσκάφος ως συνάρτηση της απόστασής του από το σημείο εκκίνησης. Παρατηρούμε την άνοδο του αεροσκάφους μέχρι το τελικό υψόμετρο πλεύσης, την

παραμονή του σε αυτό για το μεγαλύτερο μέρος της αποστολής και την κάθοδό του μέχρι το σημείο προσγείωσης. Το γεγονός του ότι υπάρχει ένα μόνο υψόμετρο πλεύσης είναι το σημείο εκείνο το οποίο θα διαφοροποιηθεί στη συνέχεια, με τις διάφορες προσθήκες και αλλαγές που θα πραγματοποιηθούν.



Σχήμα 4.1.3.2: Διάγραμμα Απόστασης - Γωνία Προσανατολισμού θ

Η μεταβολή της τιμής της γωνίας προσανατολισμού θ σε σχέση με τη διανυθείσα απόσταση παρουσιάζεται στο σχήμα 4.1.3.2. Η γωνία θ ξεκινά από μηδενική τιμή, αυξάνεται κατά τα σκέλη 3, 4 (περιστροφή μετάβαση και απογείωση) ενώ προς το τέλος του σκέλους 5 (άνοδος) αρχίζει να μειώνεται προκειμένου να ξαναγίνει μηδενική κατά τη διάρκεια της κύριας πλεύσης. Μετά το πέρας της πλεύσης, η γωνία θ αυξάνεται κατά απόλυτη τιμή. Αλγεβρικά, σε αυτό το σκέλος η τιμή της γωνίας θ είναι αρνητική προκειμένου το αεροσκάφος να αρχίσει να κατέρχεται. Στο τελευταίο μέρος αυτού του σκέλους, η τιμή της γωνίας θ αρχίζει και πάλι να πλησιάζει τη μηδενική έως ότου το αεροσκάφος προσγειωθεί και η ταχύτητά του είναι και πάλι παράλληλη προς το έδαφος.



Σχήμα 4.1.3.3: Διάγραμμα Απόστασης - Αριθμού Mach

Η συσχέτιση του αριθμού Mach με την απόσταση που διανύει το αεροσκάφος παρουσιάζεται στο σχήμα 4.1.3.3. Ο αριθμός Mach αυξάνεται περίπου μέχρι την τιμή 0.22 όσο το αεροσκάφος βρίσκεται στη φάση της επιτάχυνσης κατά την τροχοδρόμηση του στον αεροδιάδρομο. Στη συνέχεια, το αεροσκάφος επιταχύνει μέχρι να φτάσει στον προκαθορισμένο από τον χρήστη αριθμό Mach στο υψόμετρο πτήσης - στην προκειμένη περίπτωση ίσος με 0.76. Έπειτα, η ταχύτητα του αεροσκάφους παραμένει σταθερή μέχρι εκείνο να ξεκινήσει την κάθοδό του, οπότε και ο αριθμός Mach αρχίζει να μειώνεται. Αξίζει να σημειώσουμε ότι στη φάση της καθόδου οι κινητήρες μπαίνουν στο IDLE, δηλαδή έχουν τις ελάχιστες δυνατές απαιτήσεις ώσης. Ο αριθμός Mach συνεχίζει να πέφτει έως ότου το αεροσκάφος έρθει σε επαφή με τον αεροδιάδρομο. Επειδή το υπολογιστικό μοντέλο δεν προβλέπει και την τροχοδρόμηση του αεροσκάφους μετά την προσγείωση, ο αριθμός Mach δεν επανέρχεται στην αρχική μηδενική του τιμή.

Από το αρχείο **ResTotal.xls** και συγκεκριμένα από το τμήμα εκείνο που αναφέρεται συγκεντρωτικά σε ολόκληρη την αποστολή έχουμε:

Αποστολή: Αθήνα – Παρίσι	
Απαιτούμενο Καύσιμο	8812.35 kg
Διάρκεια	178.15 min
Διανυθείσα Απόσταση	2110.5 km
Εκπομπές NO _x	108.34 kg
Εκπομπές CO	17.65 kg
Άκαυστοι HC	0.71 kg

Πίνακας 4.1.3.1: Συγκεντρωτικά Αποτελέσματα Αποστολής

Είναι συνεπώς κατανοητό ότι το υπολογιστικό μοντέλο CAMACM είναι σε ήδη σε θέση να προσφέρει στο χρήστη μια πλήρη καταγραφή των παραμέτρων μιας πτήσης όσο αυτή εξελίσσεται.

4.2 Προσθήκες και Αλλαγές στο Υπολογιστικό Μοντέλο

Ένας από τους βασικότερους περιορισμούς που υπήρχε στην προσπάθεια εμπλουτισμού του υπολογιστικού κώδικα ήταν η επιθυμία να διατηρηθεί η γενικότερη αρχική του δομή, χωρίς αυτή να περιπλακεί σε μεγάλο βαθμό και χωρίς να χρειάζεται σημαντικά μεγαλύτερος υπολογιστικός χρόνος για την εκτέλεσή του μοντέλου. Με γνώμονα, λοιπόν, τα παραπάνω, αποφασίστηκε τελικά η μορφή της υπορουτίνας **MissionSeg** να διατηρηθεί σε γενικές γραμμές παρόμοια με την αρχική ενώ οι όποιες αλλαγές κρίθηκαν απαραίτητες να πραγματοποιούνται μέσω του κυρίως μέρους του προγράμματος (**Main**).

Με αυτόν τον τρόπο, θα είναι πιο εύκολη τόσο η κατανόηση του κώδικα όσο και η επιπλέον μελλοντική βελτίωσή του.

Η δομή που θα ακολουθηθεί σε αυτή τη παράγραφο συνίσταται από την περιγραφή των αλλαγών που έγιναν στα αρχεία εισόδου, καθώς αυτά είναι που αποτελούν το τροφοδότη ολόκληρου του υπολογιστικού μοντέλου. Μετέπειτα, θα αναφερθούν και θα αναλυθούν οι προσθήκες που πραγματοποιήθηκαν στον ίδιο τον υπολογιστικό κώδικα. Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, στόχος των αλλαγών ήταν, από τη μία, να επιτραπεί στο χρήστη να προσθέτει επίπεδα πλεύσης στην αποστολή, μέθοδος που άλλωστε εφαρμόζεται στην εναέρια κυκλοφορία, προκειμένου η ανάλυση της εκάστοτε αποστολής να γίνει ρεαλιστικότερη, αλλά και να γίνει μια προσπάθεια πιστοποίησης των εξαγόμενων αποτελεσμάτων, σύμφωνα με εκείνα που καθορίζονται από διεθνείς οργανισμούς.

4.2.1 Σχετικά με τα Αρχεία Εισόδου

Προκειμένου να γίνει πιο εύκολη η διαδικασία αλλαγής του κώδικα, και να παρακαμφθεί η χρήση του user interface, δημιουργήθηκε ένα αρχείο μορφής **.dat** που να περιέχει αυτές τις πληροφορίες. Το αρχείο αυτό ονομάστηκε **Input.dat**. Πρέπει να σημειωθεί ότι το αρχείο «**Aircraft Name**».dat παραμένει αμετάβλητο, χωρίς να του γίνουν κάποιες προσθήκες.

- ✓ Αρχείο **Input.dat**: Αποτελεί το πρώτο αρχείο στο οποίο έχει πρόσβαση το νέο πρόγραμμα **Main**. Στην πρώτη του γραμμή, μία από τις πιο βασικές, αναγράφεται το όνομα του αεροσκάφους το οποίο έχει επιλεγεί για να εκτελέσει την αποστολή. Με βάση αυτή την πρώτη γραμμή, το πρόγραμμα **Main** προχωρά στην αναζήτηση ενός δεύτερου αρχείου, του «**Aircraft Name**».dat.

Προκειμένου να αποφευχθούν οι συνεχείς αλλαγές και παρεμβάσεις στο αρχείο «**Aircraft Name**».dat, οι οποίες και ήταν αναπόφευκτες λόγω των πολλών δοκιμών που πραγματοποιήθηκαν, στο νέο αρχείο ενσωματώθηκαν οι βασικές παράμετροι της πτήσης, στοιχεία του φακέλου ανόδου και ο θερμοκρασιακός χάρτης. Στο τελευταίο τμήμα του, καταγράφονται κωδικοί αριθμοί για το μοντέλο του κινητήρα που θα χρησιμοποιηθεί (κάθε αριθμός αντιστοιχεί και σε ένα κινητήρα που έχει μοντελοποιηθεί) καθώς και για το μοντέλο ηχητικών εκπομπών και εκπομπών ρυπογόνων ουσιών.

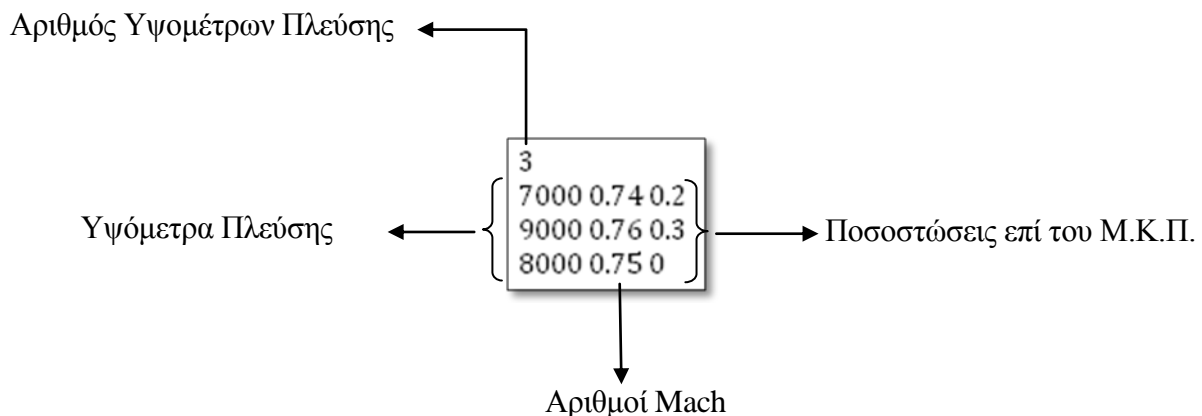
Πέρα από τα παραπάνω, έπρεπε να προστεθούν και πληροφορίες για να έχει πλέον το μοντέλο τη δυνατότητα αλλαγής υψομέτρων πλεύσης. Οι πληροφορίες αυτές συνίστανται στις εξής:

- ✓ Πόσα διαφορετικά υψόμετρα πλεύσης επιλέγει ο χρήστης.
- ✓ Ποια ταχύτητα, πάντα υπό τη μορφή του αριθμού Mach, επιλέγει ο χρήστης για κάθε ένα από τα υψόμετρα πλεύσης.
- ✓ Ποιο ποσοστό του μήκους κύριας πλεύσης θα καταλαμβάνει η πτήση σε κάθε ένα από τα νέα υψόμετρα πλεύσης.

Εάν για παράδειγμα, ο χρήστης επιθυμεί το αεροσκάφος να ταξιδέψει σε τρία διαφορετικά υψόμετρα, στα 7000 μέτρα, στα 9000 μέτρα και στα 8000 μέτρα με αντίστοιχους αριθμούς Mach 0.74, 0.76 και 0.75 καθώς και με αντίστοιχα ποσοστά επί του μήκους κύριας πλεύσης (Μ.Κ.Π.) 20% και 30%, τότε η μορφή του τμήματος αυτού του αρχείου, θα ήταν η ακόλουθη:

(Σημειώνεται ότι για το τελευταίο υψόμετρο πλεύσης το οποίο επιλέγεται ο χρήστης δεν είναι αναγκαίο να εισάγει ποσόστωση επί του μήκους κύριας πλεύσης. Αυτό το μέγεθος είναι ήδη προκαθορισμένο από τα πρώτα στάδια εκτέλεσης του υπολογιστικού μοντέλου και το μέγεθος που υπολογίζεται καταχωρείται στο μέγεθος **SDR – Start Descent Range**. Αυτό σημαίνει πως ο κώδικας εξαρχής υπολογίζει πόση απόσταση θα χρειαστεί να καλύψει το αεροσκάφος προκειμένου να κατέλθει από το τελευταίο υψόμετρο πλεύσης, και γνωρίζοντας τη συνολική απόσταση που το αεροσκάφος καλείται να διανύσει, υπολογίζει σε ποιο απόσταση θα δώσει εντολή στο αεροσκάφος να εκκινήσει την κάθοδό του.

Έτσι, εκτελώντας τις προηγούμενες ανόδους, πλεύσεις και καθόδους, ο κώδικας μπορεί να διακρίνει το τέλος της τελευταίας πλεύσης χωρίς αριθμητική εντολή από το χρήστη. Ως προεπιλογή, εισάγεται στη θέση αυτού του δεδομένου ο αριθμός 0.)



Σχήμα 4.2.1.1: Απεικόνιση νέου τμήματος αρχείου Input.dat

Έτσι, θα έχουμε αρχικά να αναγράφεται ο αριθμός των διαφορετικών υψομέτρων πλεύσης. Ο κώδικας να διαβάζει μέσω του προγράμματος **Main** τον αριθμό αυτό και στη συνέχεια, θα εκκινεί μια επαναληπτική δομή. Οι επαναλήψεις που θα πραγματοποιηθούν

θα είναι ίσες με τον αριθμό αυτό. Ακριβώς, επειδή εξαρχής δεν επιθυμούσαμε την προσθήκη ορισμάτων και μεταβλητών κατά την επικοινωνία του προγράμματος **Main** με την υπορουτίνα **MissionSeg**, ο αριθμός αυτός αποθηκεύτηκε στη θέση 73 του πίνακα **GEN**.

Έπειτα, σε κάθε επανάληψη που εκτελεί ο κώδικας για τη δομή που προαναφέρθηκε, εκτελεί την εξής διαδικασία. Από τη θέση 74, που είναι η επόμενη κενή θέση του πίνακα **GEN**, μέχρι τη θέση **GEN(73+GEN(73))**, δηλαδή για όσες θέσεις όσα και τα διαφορετικά υψόμετρα που δηλώθηκαν, ο κώδικας καταχωρεί με τη σειρά που τα διαβάζει αυτά τα διαφορετικά υψόμετρα. Επιπλέον, από τη θέση **GEN(73+GEN(73))** μέχρι τη θέση **GEN(73+2*GEN(73))**, δηλαδή ακριβώς μετά από τα στοιχεία με τις αριθμητικές τιμές των υψομέτρων, καταχωρούνται οι διαφορετικές ταχύτητες τις οποίες έχει επιλέξει ο χρήστης για κάθε ένα από αυτά. Με την ίδια λογική, από τη θέση **GEN(73+2*GEN(73))** μέχρι τη θέση **GEN(73+3*GEN(73))** καταγράφονται οι ποσοστώσεις επί του μήκους κύριας πλεύσης που διαβάστηκαν από το αρχείο **Input.dat**. Σημειώνουμε, ότι η τελευταία από τη σειρά θέσεων που προαναφέραμε, καλύπτεται από την τιμή 0, για λόγους που εξηγήθηκαν παραπάνω στην παρούσα παράγραφο.

Τελικά, η μορφή του πίνακα αυτού, για την περίπτωση του παραδείγματός μας θα είναι η ακόλουθη:

Πίνακας GEN	
Στοιχείο 73	3
Στοιχείο 74	7000
Στοιχείο 75	9000
Στοιχείο 76	8000
Στοιχείο 77	0.74
Στοιχείο 78	0.76
Στοιχείο 79	0.75
Στοιχείο 80	0.2
Στοιχείο 81	0.3
Στοιχείο 82	0

Υψόμετρα ← {

→ Mach {

Ποσοστώσεις ← {

Πίνακας 4.2.1.1: Νεοεισαχθέντα στοιχεία Πίνακα GEN

4.2.2 Πρόγραμμα Main

Εδώ θα παρουσιαστεί όλη η συλλογιστική που ακολουθείται προκειμένου ο υπολογιστικός κώδικας να κατανοεί την εντολή του χρήστη για αλλαγή υψόμετρου πλεύσης αλλά και να την εκτελεί με διαφορετικά δεδομένα κάθε φορά. Ο διαχωρισμός της αποστολής σε σκέλη είναι μια προσέγγιση που διευκολύνει σημαντικά τη διαδικασία αυτή.

Ας αναφερθούμε και πάλι στο παράδειγμα της παραγράφου 4.2.1 με τα τρία διαφορετικά υψόμετρα πλεύσης. Εφόσον ο κώδικας ολοκληρώσει το αρχικό στάδιο της ανάγνωσης των δεδομένων του από τα δύο αρχεία εισόδου και καταχωρήσει όλες τις τιμές που έλαβε στις αντίστοιχες μεταβλητές και θέσεις πινάκων, πρέπει να καλέσει και να τροφοδοτήσει με στοιχεία την υπορουτίνα **MissionSeg**.

Ενώ μέχρι πρότινος, πριν την κλήση αυτή της υπορουτίνας καταχωρούταν σε μία μεταβλητή (**Iseg**) η αντιπροσωπευτική τιμή για κάθε σκέλος της αποστολής (όπως αυτά αναλύθηκαν και περιγράφηκαν στο δεύτερο κεφάλαιο) η οποία και καθόριζε ποιες υπολογιστικές διαδικασίες εντός της υπορουτίνας θα εκτελεστούν, τώρα, θα χρειαστεί οι ίδιες διαδικασίες (άνοδος, οριζόντια πλεύση, κάθοδος) να εκτελεστούν, εκτός της αρχικής, δύο ή και περισσότερες φορές, με διαφορετικά δεδομένα αυτή τα φορά.

Προκειμένου η υπορουτίνα να εκτελέσει τις σωστές υπολογιστικές διαδικασίες κάθε φορά πρέπει ο κώδικας να κατανοήσει πότε το αεροσκάφος ανέρχεται και πότε κατέρχεται μετά από πλεύση σε κάποιο υψόμετρο, όπως ακριβώς συμβαίνει και στο παράδειγμά μας. Για να αποδώσει τη σωστή τιμή στη μεταβλητή καθορισμού του σκέλους της αποστολής, οφείλει να πραγματοποιήσει μια σύγκριση ανάμεσα στο υψόμετρο πλεύσης που βρίσκεται το αεροσκάφος σε μια δεδομένη στιγμή και στο επόμενο υψόμετρο πλεύσης στο οποίο πρέπει να φτάσει. Το αποτέλεσμα αυτής της σύγκρισης (παρόν υψόμετρο πλεύσης μικρότερο ή μεγαλύτερο από το επόμενο) θα δώσει στον κώδικα την πληροφορία που χρειάζεται για να ορίσει σωστά τη μεταβλητή **Iseg**.

Πέρα, όμως, από την εκκίνηση της σωστής υπολογιστικής διαδικασίας, πρέπει αυτή να εκτελείται και με τα σωστά δεδομένα. Τα στοιχεία που απαιτούνται για να γίνει αυτό είναι ακριβώς αυτά που παρέχονται μέσω του επιπλέον τελικού τμήματος του αρχείου **Input.dat**. Κάθε φορά που το αεροσκάφος καλείται να ανέλθει ή να κατέλθει σε κάποιο υψόμετρο πλεύσης πρέπει να γνωρίζει ποιο είναι αυτό το υψόμετρο, ποια θα είναι η ταχύτητά του εκεί καθώς και πόσο χρόνο θα παραμείνει σε αυτό πριν ξεκινήσει το επόμενο διαδοχικά σκέλος της αποστολής.

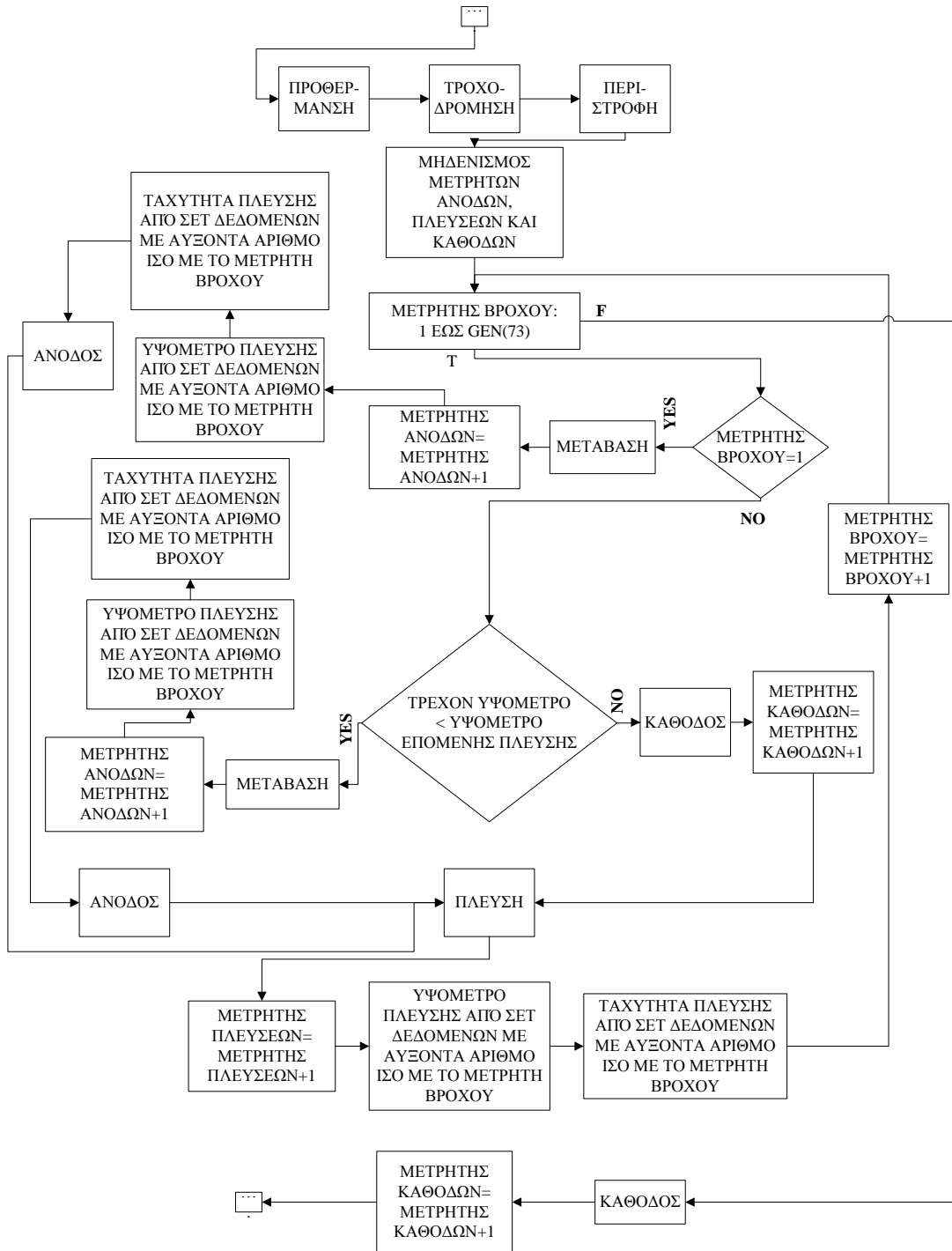
Μέχρι τώρα, το υψόμετρο πλεύσης και η ταχύτητα του αεροσκάφους σε αυτό καταχωρούνταν αντίστοιχα στις θέσεις 2 και 3 του πίνακα **GEN**. Έτσι και τώρα, πριν την έναρξη κάθε νέου σκέλους της αποστολής, πριν την κλήση δηλαδή της υπορουτίνας και μέσα από το κύριο μέρος του προγράμματος, θα καταχωρούνται στις θέσεις αυτές του πίνακα οι αντίστοιχες τιμές.

Η λήψη των σωστών τιμών από τις τελευταίες θέσεις του πίνακα **GEN** και η καταχώρησή τους στις θέσεις 2 και 3 γίνεται μέσω τριών διαφορετικών μετρητών, των οποίων η τιμή κάθε φορά υποδεικνύει πόσες φορές έχει εκτελεστεί κάθε σκέλος της αποστολής. Συγκεκριμένα, οι μετρητές αυτοί καλούνται:

- ✓ **Count5** - για την εκτέλεση των σκελών 4 (μετάβαση) και 5 (άνοδος) κάθε φορά που το αεροσκάφος πρέπει να ανέλθει.
- ✓ **Count6** - για την εκτέλεση του σκέλους 6 (οριζόντια πλεύση) κάθε φορά που το αεροσκάφος πραγματοποιεί οριζόντια πλεύση.
- ✓ **Count7** - για την εκτέλεση του σκέλους 7 κάθε φορά που το αεροσκάφος πρέπει να κατέλθει.

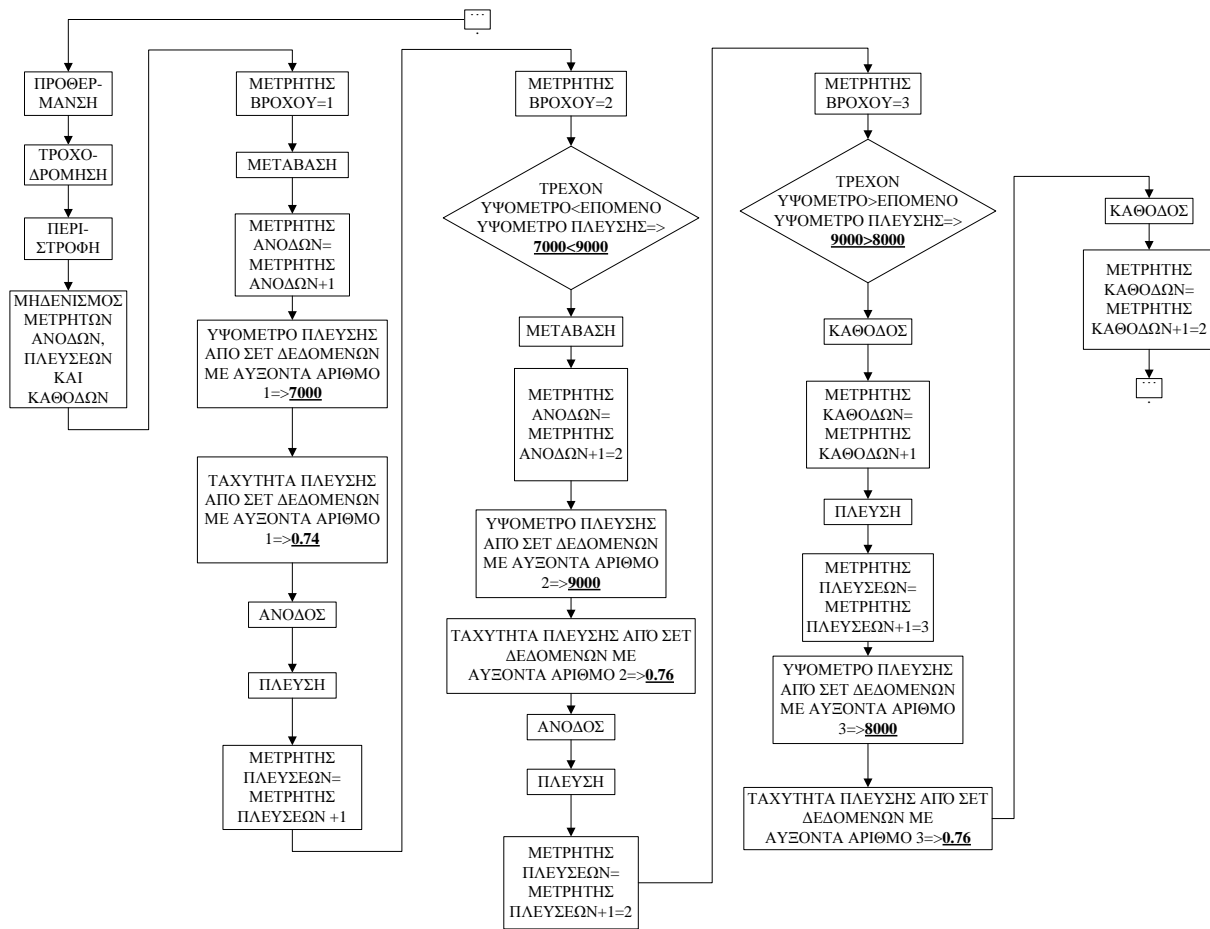
Σε κάθε άνοδο, εκτελείται ξανά τόσο το σκέλος 4 (μετάβαση) όσο και το σκέλος 5 (άνοδος), καθώς πρέπει να προσδοθεί μία γωνία ανόδου στο αεροσκάφος για την τελική του άνοδο, η οποία δίνεται μέσω της φάσης της μετάβασης.

Όλες οι παραπάνω πληροφορίες, ο τρόπος με τον οποίο χρησιμοποιούνται και η δομές επανάληψης και επιλογής που εισήχθησαν στο νέο πρόγραμμα **Main** παρουσιάζονται στο λογικό διάγραμμα του σχήματος 4.2.2.1.



Σχήμα 4.2.2.1: Λογικό διάγραμμα νέου τμήματος προγράμματος Main

Για το δικό μας παράδειγμα, το οποίο συμπεριλαμβάνει δύο ανόδους και δύο καθόδους η ροή του προγράμματος σύμφωνα με το παραπάνω λογικό διάγραμμα θα είναι:



Σχίμα 4.2.2.2: Ροή δεδομένων σύμφωνα με το παράδειγμα της παραγράφου 4.2.1

Όπως βλέπουμε και από το παραπάνω διάγραμμα, ο κώδικας είναι πλέον σε θέση να τροφοδοτήσει την υπορουτίνα **MissionSeg** με τα δεδομένα που αντιστοιχούν στο σκέλος της αποστολής που εκτελείται, ακόμα και όταν αυτά επαναλαμβάνονται με κάποιους συνδυασμούς για να προσομοιάσουν περισσότερα από ένα υψόμετρα πλεύσης.

4.2.3 Υπορουτίνα MissionSeg

Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, η υπορουτίνα του μοντέλου είναι εκείνη η οποία είναι υπεύθυνη για την εκτέλεση των υπολογιστικών διαδικασιών που αντιστοιχούν σε κάθε σκέλος της αποστολής.

Οι τροποποιήσεις που έλαβαν χώρα προκειμένου τα ορίσματα της υπορουτίνας και οι τιμές στις οποίες αυτά αντιστοιχούν να χρησιμοποιούνται στους σωστούς υπολογισμούς κάθε φορά που επαναλαμβάνεται κάποιο σκέλος της αποστολής θα παρουσιαστούν παρακάτω. Θα γίνει αναφορά τόσο στη σύνταξη του κώδικα πριν τις παρούσες παρεμβάσεις όσο και μετά από αυτές.

- ✓ Αρχικά, αλλάχθηκε ο αριθμός των ορισμάτων της υπορουτίνας. Ενώ στην αρχή, η υπορουτίνα χρειαζόταν μόνο δεκαέξι (16) ορίσματα για την επικοινωνία της με το πρόγραμμα **Main**, πλέον απαιτούνται είκοσι (20) καθώς πρέπει να συναλλάσσονται αριθμητικές τιμές και για τα μεγέθη Count5, Count6, Count7 και ZALTM (υψόμετρο αεροσκάφους). Αυτά τα μεγέθη είναι εκείνα που θα καθορίσουν με ποια σειρά θα εκτελεστούν τα διάφορα σκέλη της αποστολής.
- ✓ Επιπλέον, το τμήμα υπολογισμού του προφίλ ανόδου μπορούσε να διεκπεραιώσει την άνοδο του αεροσκάφους από το έδαφος μέχρι το μοναδικό υψόμετρο πλεύσης το οποίο εισήγαγε ο χρήστης. Τώρα, που τα υψόμετρα πλεύσης είναι περισσότερα του ενός, πρέπει με κάποιο τρόπο να καθορίζονται οι τιμές των μεγεθών που συμπεριλαμβάνονται στους υπολογισμούς.

Συγκεκριμένα, ο τρόπος που καθορίζεται το προφίλ ανόδου είναι ο εξής: Υπολογίζεται ένας συντελεστής a για τη δημιουργία μίας γραμμικής σχέσης μεταξύ του ύψους που πρέπει να καλυφθεί και της ταχύτητας που θα είχε το αεροσκάφος σε κάθε στιγμή της ανόδου.

$$a = \frac{V_{final} - V_{obstacle}}{h_{cruise} - h_{obstacle}} \quad (4.1)$$

όπου: V_{final} , η τελική ταχύτητα του αεροσκάφους κατά την άνοδό του. Ισούται περίπου με το 95-99% της ταχύτητας οριζόντιας πλεύσης.

$V_{obstacle}$, η ταχύτητα του αεροσκάφους κατά τη διέλευσή του από το σημείο που αντιστοιχεί στο ύψος εμποδίου (35 πόδια).

h_{cruise} , το υψόμετρο πλεύσης.

$h_{obstacle}$, το ύψος εμποδίου το οποίο ισούται με 35 πόδια.

Στη συνέχεια, καθορίζεται το μέσο υψόμετρο της ανόδου:

$$h_{middle} = \frac{(h_{cruise} - h_{obstacle})}{2} \quad (4.2)$$

Με αυτό τον τρόπο καθορίζεται η ταχύτητα στο μέσο αυτό υψόμετρο:

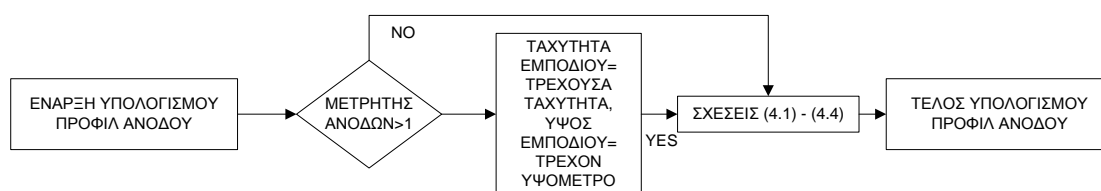
$$V_{middle,linear} = V_{obstacle} + a \cdot h_{middle} + h_{obstacle} \quad (4.3)$$

Προκειμένου η σχέση ταχύτητας-υψομέτρου να γίνει μη γραμμική εισάγεται ένας συντελεστής μη γραμμικότητας, και έτσι η σχέση (4.3) γίνεται:

$$V_{middle} = C_{nonlinear} \cdot V_{middle,linear} \quad (4.4)$$

Οι σχέσεις αυτές διατηρήθηκαν και στη τροποποιημένη έκδοση του κώδικα. Τώρα, όμως, εισάγεται ένας έλεγχος ο οποίος καθορίζει κατά πόσο το αεροσκάφος εκτελεί την πρώτη του άνοδο ή όχι. Εάν όντως βρίσκεται σε αυτή τη φάση εκτέλεσης τότε οι αριθμητικές τιμές των μεγεθών δεν αλλάζουν. Σε κάθε άλλη περίπτωση, οι τιμές των $V_{obstacle}$ και $h_{obstacle}$ διαφοροποιούνται και αντικαθιστούνται με τις τιμές TAS και $ZALTM$ αντίστοιχα, όπου TAS είναι η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους κάθε στιγμή και $ZALTM$ το υψόμετρό του.

Το λογικό διάγραμμα της δομής επιλογής παρουσιάζεται στη συνέχεια:



Σχήμα 4.2.3.1: Λογικό διάγραμμα αλλαγής προφίλ ανόδου

- ✓ Η επόμενη τροποποίηση έγινε στο τμήμα υπολογισμού του μεγέθους **SDR - Start Descent Range**, του οποίου η φυσική σημασία επεξηγήθηκε παραπάνω, στην παράγραφο 4.2.1. Ο υπολογισμός του συγκεκριμένου μεγέθους γίνεται κατά την εκτέλεση των υπολογιστικών διαδικασιών του σκέλους 6 (οριζόντια πλεύση), διότι σε αυτό το σκέλος η αριθμητική τιμή του μεγέθους χρησιμοποιείται ως πληροφορία. Αυτό που θέλουμε να διασφαλίσουμε είναι ο υπολογισμός του **SDR** να γίνεται λαμβάνοντας ως δεδομένα τα μεγέθη που αντιστοιχούν στο τελευταίο υψόμετρο πλεύσης, τα οποία και εισάγουμε στις θέσεις 2 (υψόμετρο) και 3 (ταχύτητα) του πίνακα **GEN**, μόνο, όμως, για την πραγματοποίησή του υπολογισμού. Μετά την ολοκλήρωσή του, επαναφέρουμε στις θέσεις 2 και 3 τις τιμές που αντιστοιχούν στο τρέχον υψόμετρο πλεύσης.
- ✓ Επιπλέον, διαφοροποιήθηκε η σχέση που προσδιόριζε την επιθυμητή γωνία προσανατολισμού του αεροσκάφους. Ενώ, αρχικά για τον υπολογισμό αυτού του μεγέθους χρησιμοποιούταν η σχέση:

$$\theta_{req} = \left(-\theta_{init} \right) \cdot \frac{h_{current}}{h_{cruise}} + \theta_{init} \quad (4.5)$$

όπου: θ_{init} , η αρχική γωνία ανόδου του αεροσκάφους η οποία ορίζεται από το χρήστη μέσω των αρχείων εισόδου.

$h_{current}$, το τρέχον υψόμετρο του αεροσκάφους.

h_{cruise} , το υψόμετρο πλεύσης.

τόρα για κάθε επιπλέον υψόμετρο πτήσης θα ισχύει:

$$\theta_{req} = \left(-\theta_{init} \right) \cdot \frac{h_{current} - h_{prevcruise}}{h_{cruise} - h_{prevcruise}} + \theta_{init} \quad (4.6)$$

όπου: $h_{prevcruise}$, το υψόμετρο πλεύσης που προηγείται του τρέχοντος υψομέτρου πλεύσης.

Υπολογιστικά, το υψόμετρο πλεύσης που προηγείται του τρέχοντος έχει ήδη καταχωρηθεί σε μία από τις θέσεις του πίνακα **GEN**. Ανάλογα, με το ποια άνοδος εκτελείται, η τιμή του μεγέθους που προστέθηκε στη σχέση θα ισούται με εκείνη του στοιχείου **GEN(72+COUNT5)**. Η μεταβλητή **Count5** θα έχει τιμή μεγαλύτερη του 2 καθώς για την πρώτη άνοδο εξακολουθεί να ισχύει η σχέση 4.5 χωρίς τροποποιήσεις. Έτσι, η τιμή του προαναφερθέντος στοιχείου θα είναι ίση με **7000**. Από τον πίνακα 4.2.1.1 και για το παράδειγμα που αναφέραμε στην παράγραφο 4.2.1 παρατηρούμε πως, πράγματι, κατά τη δεύτερη άνοδο του αεροσκάφους το υψόμετρο από το οποίο εκκινεί ισούται με 7 χιλιόμετρα.

Αντίστοιχα, με αυτό ο ίδιος όρος προστίθεται και στη σχέση εκείνη που καθορίζει τη γωνία των flaps. Η έκταση των flaps καθορίζεται από το υψόμετρο στο οποίο βρίσκεται το σκάφος κατά την άνοδό του. Εν προκειμένω, η χρήση των flaps εκκινεί σε υψόμετρο μεγαλύτερο των 1000 μέτρων από το έδαφος.

Στις περιπτώσεις αλλαγής υψομέτρου πλεύσης, η χρήση των flaps πρέπει να εκκινεί και σε περίπτωση που το αεροσκάφος καλείται να αυξήσει το υψόμετρό του περισσότερο από ένα χιλιόμετρο. Για αυτό το λόγο, στη δομή επιλογής τη σχετική με την επέκταση των flaps το τρέχον υψόμετρο δε

συγκρίνεται μόνο με την τιμή του 1 χιλιομέτρου αλλά με την τιμή του προηγούμενου υψόμετρου πλεύσης συν 1 χιλιομέτρο.

- ✓ Μία από τις βασικές ιδιότητες του υπολογιστικού κώδικα είναι η έξοδος του από τις υπολογιστικές διαδικασίες κάθε σκέλους της αποστολής και η έναρξη των διαδικασιών του επόμενου. Για τα τρία πρώτα σκέλη της αποστολής δεν γίνονται αλλαγές καθώς αυτά εκτελούνται μονάχα μία φορά, ενώ αυτές κρίνονται απαραίτητες για τα σκέλη 4 (μετάβαση), 6 (οριζόντια πλεύση) και 7 (κάθοδος). Η συνθήκη εξόδου από το σκέλος 5 (άνοδος) δεν αλλάζει παρόλο που αυτό επαναλαμβάνεται, καθώς αυτή συνίσταται στη σύγκριση του τρέχοντος υψόμετρου με το υψόμετρο πλεύσης στο οποίο το αεροσκάφος έχει εντολή να ανέλθει.

Το σκέλος 4 (μετάβαση) τερματίζεται όταν το αεροσκάφος ξεπεράσει σε ύψος τα 35 πόδια, το λεγόμενο και ύψος εμποδίου. Η ποσότητα, όμως, των 35 ποδών συγκρίνεται με το μηδενικό υψόμετρο του εδάφους ενώ πρέπει να συγκρίνεται και με το υψόμετρο εκκίνησης της ανόδου του αεροσκάφους. Έτσι, και πάλι, όπως και στην επιθυμητή γωνία θ , το υψόμετρο συγκρίνεται με το άθροισμα του υψόμετρου εκκίνησης και των 35 ποδών.

Στο σκέλος 7 (κάθοδος), η συνθήκη εξόδου, στην αρχική μορφή του κώδικα, αντιστοιχούσε στη σύγκριση του τρέχοντος υψόμετρου με το υψόμετρο του αεροδρομίου άφιξης. Όταν το πρώτο γινόταν μικρότερο από το δεύτερο, ο κώδικας εξερχόταν της υπορουτίνας και επέστρεφε στο πρόγραμμα **Main**. Πλέον, λόγω των πολλαπλών υψομέτρων πλεύσης, η υπορουτίνα πρέπει να σταματάει όταν το τρέχον υψόμετρο γίνεται μικρότερο του επόμενου υψόμετρου πλεύσης. Αυτό υπολογιστικά, όπως έγινε και παραπάνω με το προηγούμενο υψόμετρο πλεύσης λαμβάνει την τιμή του στοιχείου **GEN(74+COUNT6)**. Στο παράδειγμά μας, κατά την κάθοδο του αεροσκάφους από τα 9000 στα 8000 μέτρα έχουμε την απόδοση των εξής τιμών στις μεταβλητές:

Η μεταβλητή **Count6** έχει την τιμή 2 καθώς έχουν εκτελεστεί δύο πλεύσεις (μία στα 7000 και μία στα 9000 μέτρα), άρα τη τιμή του στοιχείου που εξετάζουμε ισούται με 8000 μέτρα, που πράγματι είναι το υψόμετρο στο οποίο πρέπει να κατέλθει το αεροσκάφος για να πραγματοποιήσει την επόμενη πλεύση.

Επιλέχθηκε η αναφορά στο σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση) να γίνει τελευταία καθώς η συνθήκη εξόδου του είναι πολυπλοκότερη των άλλων σκελών. Πριν τις παρεμβάσεις στον κώδικα, η έξοδος από το σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση)

χωριζόταν σε δύο σκέλη. Το πρώτο από αυτά συνέκρινε την απόσταση που έχει διανύσει το αεροσκάφος κατά τον οριζόντιο άξονα x με την τιμή της μεταβλητής **SDR** η οποία επεξηγήθηκε παραπάνω. Εάν η τιμή της διανυθείσας απόστασης υπερέβαινε αυτή της μεταβλητής **SDR** τότε δινόταν εντολή στο αεροσκάφος να ενεργοποιήσει τα αερόφρενά του, έτσι ώστε να επιβραδύνει για να εκκινήσει την τελική του κάθοδο. Όταν η ταχύτητα του αεροσκάφους έφτανε μία προκαθορισμένη από τον χρήστη τιμή, η οποία αντιστοιχούσε στην ταχύτητα εκκίνησης της καθόδου (**SDV**).

Λόγω της εισαγωγής από το χρήστη της ποσόστωσης του μήκους κάθε πλεύσης επί του μήκους κύριας πλεύσης, το σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση) πρέπει να τερματίζεται όταν η διανυθείσα απόσταση γίνει μεγαλύτερη της παραπάνω τιμής. Προκειμένου να υλοποιηθεί η παραπάνω συλλογιστική πορεία υπολογιστικά, έπρεπε να αποθηκευτούν σε ξεχωριστές μεταβλητές κάποιες τιμές. Οι τιμές αυτές είναι η απόσταση που έχει καλύψει το αεροσκάφος κάθε φορά που ξεκινά να εκτελείται κάποιο σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση). Η τιμή που αντιστοιχεί στο πρώτο σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση), στην πρώτη πλεύση δηλαδή, καταχωρείται στη μεταβλητή **START1** ενώ όλες οι άλλες καταχωρούνται σε θέσεις του πίνακα **EKKINISI**. Επειδή, μετά την πλεύση δεν ακολουθεί πλέον απαραίτητα η τελική κάθοδος του αεροσκάφους, σε κάθε άλλη εκτός της τελικής πλεύσης η υπορουτίνα δεν εκτελεί την επιβράδυνση του αεροσκάφους με χρήση των αερόφρενων.

Η συνθήκη εξόδου του κώδικα από το σκέλος 6 (οριζόντια πλεύση) σε κάθε άλλη εκτός από την τελική πλεύση είναι:

$$(X - X_{start6}) \geq DP \cdot (SDR - X_{start16}) \quad (4.7)$$

όπου: X , η διανυθείσα από το αεροσκάφος απόσταση.

X_{start6} , η διανυθείσα απόσταση μέχρι την εκκίνηση της τρέχουσας πλεύσης.

DP , η ποσόστωση επί του μήκους κύριας πλεύσης. Υπολογιστικά, παίρνει την τιμή του τρίτου από τα στοιχεία κάθε σελίδας δεδομένων –ένα για κάθε υψόμετρο πλεύσης. Στο παράδειγμά μας, για το τέλος της πρώτης πλεύσης, το παραπάνω στοιχείο θα έχει την τιμή 0.2. Πράγματι, η ποσόστωση που αντιστοιχεί στην πρώτη πλεύση είναι ίση με 0.2 σύμφωνα με τα δεδομένα του πίνακα 4.2.1.1.

$X_{start16}$, η διανυθείσα απόσταση μέχρι την εκκίνηση της πρώτης πλεύσης.

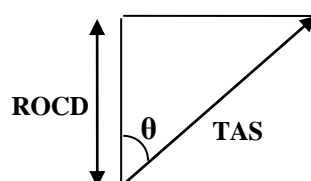
4.3 Τα Δεδομένα της BADA

Προκειμένου να πιστοποιηθούν και να αξιολογηθούν τα εξαγόμενα αποτελέσματα του υπολογιστικού μοντέλου CAMACM, αποφασίστηκε να ενσωματωθούν σε αυτό τα δεδομένα που ορίζει η **BADA** τόσο για το φάκελο ανόδου του αεροσκάφους όσο και συσχέτιση απαιτούμενης ώσης και κατανάλωσης καυσίμου από τον κινητήρα. Η διαδικασία αυτή θα περιγραφεί στη συνέχεια.

4.3.1 Φάκελος Ανόδου

Τα στοιχεία της BADA που σχετίζονται με το φάκελο ανόδου περιέχονται στο αρχείο «**Aircraft Name**».ptf. Ορίζονται τρεις περιπτώσεις ανόδου, μία χαμηλή, μία μέση και μία υψηλή, οι οποίες και αντιστοιχούν στο εύρος τιμών που μπορεί να λάβει η γωνία προσανατολισμού θ . Το εύρος αυτό εξαρτάται τόσο από την εκάστοτε ταχύτητα του αεροσκάφους (**TAS**) όσο και από το εκάστοτε υψόμετρο στο οποίο βρίσκεται.

Επιχειρήθηκε, λοιπόν, η δημιουργία μιας συσχέτισης μεταξύ της γωνίας προσανατολισμού θ και του τρέχοντος υψόμετρου του αεροσκάφους. Επειδή, όμως, το αρχείο .ptf περιέχει πληροφορίες για τον ρυθμό ανόδου του αεροσκάφους (**ROCD**) έπρεπε αυτή η πληροφορία να μεταφραστεί σε τιμή γωνίας προσανατολισμού. Οι πληροφορίες που είχαμε απεικονίζονται στο παρακάτω σχήμα:



Σχήμα 4.3.1.1: Απεικόνιση των στοιχείων για τον προσδιορισμό του φακέλου ανόδου

Με χρήση του Πυθαγορείου Θεωρήματος μπορεί με χρήση των **TAS** και **ROCD** να υπολογιστεί η τιμή ενός από τους τριγωνομετρικούς αριθμούς της γωνίας θ και συγκεκριμένα του ημιτόνου της. Με χρήση του αντίστροφου τριγωνομετρικού αριθμού, υπολογίστηκε η γωνία θ σε rad και στη συνέχεια, μετασχηματίστηκε σε μοίρες. Οι τιμές που προέκυψαν μαζί με τις τιμές του υψόμετρου, χρησιμοποιήθηκαν για να εξαχθεί μία συνάρτηση $2^{\text{ου}}$ βαθμού η οποία και να συνδέει αυτά τα δύο μεγέθη. Κατά τη χρήση της εντός του υπολογιστικού κώδικα, η συνάρτηση αδιαστατοποιήθηκε με τη διαφορά του τρέχοντος με το υψόμετρο στο τέλος της ανόδου, καθώς το αεροσκάφος δεν εκκινεί πλέον πάντα από το έδαφος την άνοδό του αλλά και δεν την ολοκληρώνει στο μέγιστο

δυνατό υψόμετρο πτήσης (σε αυτή την περίπτωση αντιστοιχούν τα παρεχόμενα στοιχεία).

Είναι αυτονόητο, βέβαια, πως η συνάρτηση αυτή είναι διαφορετική για κάθε αεροσκάφος καθώς οι δυνατότητές του καθενός από την άποψη του μέγιστου υψομέτρου πλεύσης ποικίλλουν.

4.3.2 Κατανάλωση καυσίμου – Απαιτούμενη Ώση

Ο οδηγός χρήσης των στοιχείων της **BADA**, που παρέχεται από τον αντίστοιχο οργανισμό μαζί με τα στοιχεία των αεροσκαφών, περιέχει μέθοδο υπολογισμού του καταναλισκόμενου καυσίμου, λαμβάνοντας ως δεδομένο την απαιτούμενη από το αεροσκάφος ώση. Η μεθοδολογία αυτή βασίζεται σε πιο γενικές αρχές και δεν αναφέρεται συγκεκριμένα σε κάποιον αεροπορικό κινητήρα. Επιπλέον, γίνεται διαχωρισμός της για κάθε τύπο κινητήρα (turbo-prop/turbojet) ενώ για τα σκέλη της πλεύσης και της καθόδου οι σχέσεις εξειδικεύονται.

Οι σχέσεις που χρησιμοποιήθηκαν είναι:

Γενικά:
$$f_{nom} = \eta \cdot T \quad (4.8)$$

όπου f_{nom} , η κανονική (nominal) κατανάλωση καυσίμου σε kg/min.

T , η ώση σε kN.

η , η thrust specific fuel consumption (**TSFC**) σε kg/minute/kN.

Παρατηρούμε, ότι η σχέση (4.8) είναι ήδη γνωστή, ενώ το η δίνεται από τη σχέση:

$$\eta = C_{f1} \cdot \left(1 + \frac{VTAS}{C_{f2}} \right) \quad (4.9)$$

όπου: $VTAS$, η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους σε κόμβους (knots).

C_{f1} , ο πρώτος συντελεστής υπολογισμού του **TSFC** σε kg/min/kN.

C_{f2} , ο δεύτερος συντελεστής υπολογισμού του **TSFC** σε κόμβους (knots).

Πλεύση:
$$f_{nom} = \eta \cdot T \cdot C_{fer} \quad (4.10)$$

όπου: C_{fcr} , ο αδιάστατος συντελεστής διόρθωσης της ροής καυσίμου πλευσης.

Κάθοδος:
$$f_{\min} = C_{f3} \cdot \left(1 - \frac{h}{C_{f4}} \right) \quad (4.11)$$

όπου: f_{\min} , η ελάχιστη κατανάλωση καυσίμου σε kg/min, λόγω του ότι οι κινητήρες κατά την κάθοδο τοποθετούνται στο **IDLE**.

C_{f3} , ο πρώτος συντελεστής της ροής καυσίμου καθόδου σε kg/min.

C_{f2} , ο δεύτερος συντελεστής της ροής καυσίμου καθόδου σε πόδια (feet).

Όλοι οι προαναφερθέντες συντελεστές μπορούν να εντοπιστούν στα αρχεία «**Aircraft Name**».opt τα οποία παρέχονται από την **BADA**.

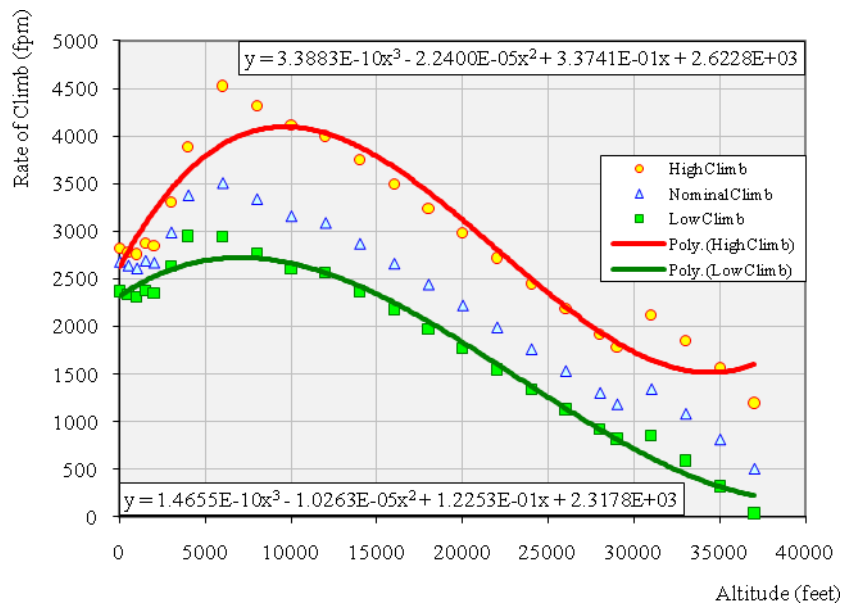
4.4 Προσθήκη Αρχείων Νέων Αεροσκαφών

Προκειμένου να μοντελοποιηθεί η αεροδυναμική και η γενικότερη συμπεριφορά ενός αεροσκάφους και να ενταχθεί αυτό στη λίστα αεροσκαφών που χρησιμοποιεί το υπολογιστικό πακέτο, πρέπει να συγκεντρωθούν ορισμένες πληροφορίες και δεδομένα και να δημιουργηθεί ένα αντίστοιχο αρχείο.

Συνήθως το αρχείο αυτό είναι σε μορφή **.xls** ενώ αποτελείται από 4 διαφορετικά φύλλα εργασίας.

- ✓ **1^ο Φύλλο Εργασίας:** Περιέχει τα δεδομένα του αρχείου **.ptf** της **BADA** για κάθε αεροσκάφος. Μετά από τη μεταφορά των στοιχείων του αρχείου στο φύλλο εργασίας, χαράσσεται το διάγραμμα υψομέτρου (πόδια) - ρυθμού ανόδου (πόδια/λεπτό). Από το διάγραμμα αυτό, μας ενδιαφέρει να δημιουργήσουμε σχέσεις για τους περιορισμούς που επηρεάζουν τη διαδικασία ανόδου του αεροσκάφους. Κάθε φορά που εκτελούνται οι υπολογιστικές διαδικασίες που αντιστοιχούν στο σκέλος 5(άνοδος), η γωνία ανόδου δεν πρέπει να λαμβάνει τιμές εκτός αυτών των προκαθορισμένων ορίων. Με αυτό τον τρόπο, διασφαλίζεται τόσο η ομαλή και η άνετη άνοδος του αεροσκάφους προς το υψόμετρο πλευσης όσο και η ασφάλεια του ίδιου του αεροσκάφους αλλά και των επιβαινόντων.

Τυπικό δείγμα διαγράμματος που εξάγεται από τα δεδομένα αυτού του αρχείου είναι το ακόλουθο:



Σχήμα 4.4.1: Διάγραμμα υψομέτρου-ρυθμού ανόδου για το Boeing 737-400

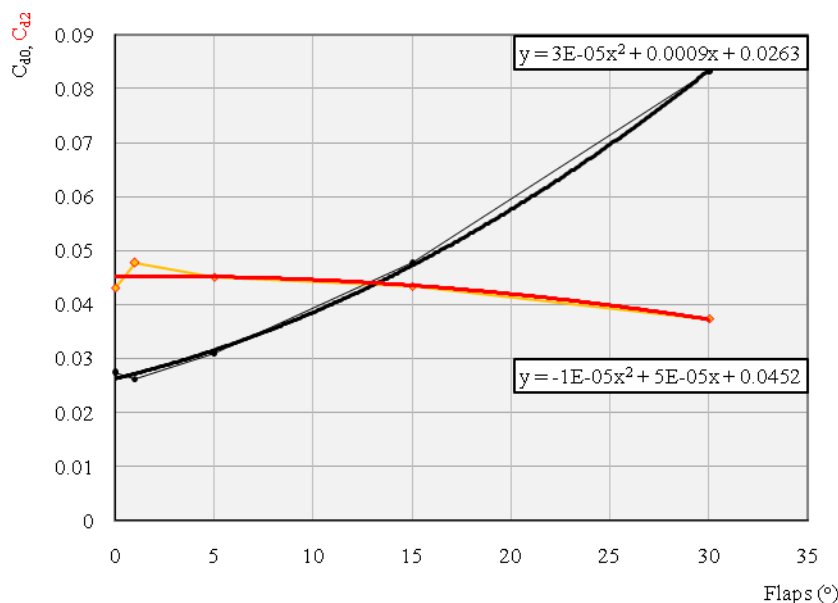
Κάθε μία από τις καμπύλες του σχήματος 4.4.1 αντιστοιχεί σε ένα από τα πιθανά προφίλ ανόδου:

- Το πρώτο περιλαμβάνει γωνίες ανόδου κοντά στα άνω όρια ασφαλούς λειτουργίας του αεροσκάφους (high climb).
- Το δεύτερο αντικατοπτρίζει μία μέση κατάσταση (nominal climb).
- Το τρίτο χρησιμοποιεί τις ελάχιστες δυνατές τιμές για τη γωνία ανόδου (low climb).

Εξάγονται λοιπόν δύο σχέσεις άνω και κάτω περιορισμών ρυθμού και κατ' επέκταση γωνίας ανόδου, οι οποίες χρησιμοποιούνται στον τελικό υπολογιστικό κώδικα.

- ✓ **2^ο Φύλλο Εργασίας:** Περιέχει τα δεδομένα του αρχείου **.opf** της **BADA** για κάθε αεροσκάφος. Μετά από τη μεταφορά των στοιχείων του αρχείου στο φύλλο εργασίας, χαράσσονται δύο διαγράμματα, τα οποία και παρουσιάζονται στο σχήμα 4.4.2:

- Διάγραμμα γωνίας έκτασης των flaps-συντελεστή parasitic αντίστασης.
- Διάγραμμα γωνίας έκτασης των flaps - συντελεστή induced αντίστασης.



Σχήμα 4.4.2: Διάγραμμα γωνιών flaps-συντελεστών αντίστασης για το Boeing 737-400

Από τις δύο αυτές καμπύλες, εξάγονται σχέσεις που το μοντέλο μπορεί να χρησιμοποιήσει προκειμένου να αποδώσει αριθμητικές τιμές στους προαναφερθέντες συντελεστές αντίστασης ανάλογα με τη γωνία έκτασης των flaps.

- ✓ **3^ο Φύλλο Εργασίας:** Εδώ υπάρχουν πληροφορίες σχετικές με τα κατασκευαστικά δεδομένα του εκάστοτε αεροσκάφους. Για παράδειγμα, δίνονται η διάμετρος της ατράκτου, το άνοιγμα και η επιφάνεια των πτερύγων, η μέγιστη διάμετρος της καμπίνας επιβατών και άλλα. Επιπλέον, υπάρχουν στοιχεία για τις δυνατότητες του αεροσκάφους τις σχετικές με τη μεταφορά καυσίμου, φορτίων και επιβατών.

Στα πλαίσια τόσο του κώδικα όσο και της διπλωματικής εργασίας μελετήθηκαν αεροσκάφη τύπου Boeing και Airbus. Στην περίπτωση που το αρχείο που συντάσσεται αναφέρεται σε αρχείο αεροσκάφους Airbus τότε όλες οι απαραίτητες πληροφορίες μπορούν να ληφθούν από την ιστοσελίδα της εταιρίας, που αντιστοιχεί στον αριθμό [37] της βιβλιογραφίας. Σε αντίθετη περίπτωση, η ιστοσελίδα της Boeing περιέχει κάποιες από τις βασικές πληροφορίες, περαιτέρω, όμως, αναζήτηση σε βάσεις δεδομένων και στο διαδίκτυο κρίθηκε απαραίτητη.

Επιπλέον, στο φύλλο αυτό περιέχεται και η περιγραφή του αεροσκάφους όπως αυτή παρουσιάζεται στην **Βάση Αεροπορικών Επιδόσεων (Aircraft Performance Database)**, μία βάση δεδομένων που είναι διαθέσιμη μέσω του

διαδικτύου, προσβάσιμη από το ευρύ κοινό και η οποία αναφέρεται στον αριθμό [44] της βιβλιογραφίας.

- ✓ **4^ο Φύλλο Εργασίας:** Τα περιεχόμενά του είναι πανομοιότυπα με αυτά του αρχείου «**Aircraft Name**».dat. Αντιστοιχεί σε μια συνοπτική καταγραφή όλων εκείνων των πληροφοριών που καθίστανται απαραίτητες για την εκκίνηση και την επιτυχή εκτέλεση του υπολογιστικού κώδικα. Άλλωστε από αυτό το φύλλο εργασίας δημιουργείται και το προαναφερθέν αρχείο.

5 ΣΕΝΑΡΙΑ ΑΝΑΛΥΣΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΩΝ ΣΥΓΚΡΙΣΕΙΣ

Στο κεφάλαιο αυτό, θα χρησιμοποιηθεί το νέο υπολογιστικό μοντέλο CAMACM προκειμένου να προσομοιωθούν διάφορες αποστολές. Η διεξαγωγή των αποστολών αυτών θα ολοκληρώνεται κάθε φορά υπό την επίδραση διαφορετικών παραμέτρων, όπως είναι για παράδειγμα, ο τύπος του αεροσκάφους, ο τύπος του κινητήρα, η τελικά διανυόμενη απόσταση και άλλα. Μέσω αυτής της παραμετρικής μελέτης, θα είναι εφικτό να διαπιστωθεί η επίδραση της κάθε παραμέτρου στα τελικά εξαγόμενα μεγέθη της αποστολής, όπως είναι για παράδειγμα η κατανάλωση καυσίμου ή η συνολική της διάρκεια. Η μελέτη θα χωριστεί στις εξής δύο γενικές υποκατηγορίες:

- ✓ Μελέτη αποστολής αεροσκαφών μικρής ή μέσης εμβέλειας.
- ✓ Μελέτη αποστολής αεροσκαφών μεγάλης εμβέλειας.

Ο διαχωρισμός αυτός πραγματοποιείται βάσει της μέγιστης χιλιομετρικής απόστασης την οποία δύναται να καλύψει κάθε αεροσκάφος, ενώ η συγκεκριμένη πληροφορία λαμβάνεται υπό τη μορφή τεχνικών προδιαγραφών από τον εκάστοτε κατασκευαστή.

Έχοντας ως στόχο την πιο κατανοητή δομή των δοκιμών που θα πραγματοποιηθούν θα καθιερωθούν από εδώ και στο εξής 3 διαφορετικές αποστολές. Οι αποστολές αυτές επιλέχθηκαν με βάση τις πτήσεις που πραγματοποιούνται καθημερινά καθώς και ποια αεροσκάφη χρησιμοποιούνται για κάθε διαδρομή. Περισσότερο βάρος δόθηκε στις Ελληνικές αεροπορικές εταιρίες **Olympic Air** και **Aegean Airlines** καθώς και στα αεροσκάφη που αυτές χρησιμοποιούν για τις πτήσεις τους. Παρόλα αυτά, αεροσκάφη τύπου Boeing δεν υπάρχουν πλέον στο δυναμικό των παραπάνω, οπότε και για να καλυφθεί και αυτή η μεγάλη κατηγορία ευρέως χρησιμοποιούμενων αεροσκαφών θα μοντελοποιηθούν αποστολές που διεξάγονται από μία ακόμη μεγάλη Ευρωπαϊκή εταιρία, την Αγγλική **British Airways**. [34,35,36]

Πιο συγκεκριμένα, οι αποστολές οι οποίες θα μοντελοποιηθούν είναι οι εξής:

- ✓ Αποστολή 1^η:

Αεροδρόμιο Αναχώρησης: Gatwick Airport, London, United Kingdom
Αεροδρόμιο Προορισμού: Edinburgh Airport, Edinburgh, Scotland

Η χιλιομετρική απόσταση των δύο αυτών πόλεων ισούται με 573 km, σύμφωνα με τη βάση δεδομένων του ICAO. Για τη μελέτη της συγκεκριμένης αποστολής θα χρησιμοποιηθούν τα αεροσκάφη Boeing 737-400 και Airbus A320 τα οποία δύνανται να καλύψουν τις ανάγκες μιας μικρής εμβέλειας πτήσης, μιας και ανήκουν στην κατηγορία των αεροσκαφών μέσης εμβέλειας. Η πτήση αυτή πραγματοποιείται από την British Airways με το αεροσκάφος Boeing 737-400.

✓ **Αποστολή 2^η:**

Αεροδρόμιο Αναχώρησης: Διεθνής Αερολιμένας Αθηνών «Ελευθέριος Βενιζέλος», Αθήνα, Ελλάδα

Αεροδρόμιο Προορισμού: Heathrow International Airport, London, United Kingdom

Η χιλιομετρική απόσταση των δύο αυτών πόλεων ισούται με 2424 km, σύμφωνα με τη βάση δεδομένων του ICAO. Για τη μελέτη της συγκεκριμένης αποστολής θα χρησιμοποιηθούν τα αεροσκάφη Boeing 737-400 και Airbus A320, καθώς εμπίπτουν στην κατηγορία των αεροσκαφών μέσης εμβέλειας. Η πτήση αυτή πραγματοποιείται από την Olympic Air με το αεροσκάφος Airbus A320.

✓ **Αποστολή 3^η:**

Αεροδρόμιο Αναχώρησης: Διεθνής Αερολιμένας Αθηνών «Ελευθέριος Βενιζέλος», Αθήνα, Ελλάδα

Αεροδρόμιο Προορισμού: John F. Kennedy International Airport, New York, New York, United States of America

Η χιλιομετρική απόσταση των δύο αυτών πόλεων ισούται με 7927 km, σύμφωνα με τη βάση δεδομένων του ICAO. Για τη μελέτη της συγκεκριμένης αποστολής θα χρησιμοποιηθούν το αεροσκάφος Airbus A330-300, καθώς εμπίπτει στην κατηγορία των αεροσκαφών μεγάλης εμβέλειας. Η πτήση αυτή πραγματοποιείται από την Olympic Air με το εν λόγω αεροσκάφος, το οποίο και μισθώνεται από την Αμερικανική Delta Airlines.

Μετά την παράθεση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν για τις παραπάνω αποστολές, θα πραγματοποιηθεί σύγκρισή τους με εκείνα που εξάγονται εάν τα σκέλη των αποστολών εκτελεστούν με βάση τα στοιχεία που παρέχει η BADA για κάθε ένα από τα προαναφερθέντα αεροσκάφη.

5.1 Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Boeing 737-400

Στην παράγραφο αυτή θα μελετηθούν διάφορα σενάρια αποστολών, τα οποία όμως, θα έχουν ένα κοινό παρονομαστή προκειμένου να είναι εφικτή η σύγκριση των εξαγόμενων αποτελεσμάτων - στην προκειμένη περίπτωση, θα είναι η διανύσιμη απόσταση η οποία αντιστοιχεί σε 573 km. Γνώμονας για το ποια τελικά θα είναι η πιο συμφέρουσα αποστολή θα είναι κατά βάση το συνολικό καύσιμο που απαιτείται για τη διεξαγωγή της εκάστοτε πτήσης. Η μοντελοποίηση θα πραγματοποιηθεί γύρω από τρεις βασικούς άξονες, οι οποίοι είναι:

- ✓ Ανάλυση αποστολής με βηματική άνοδο.
- ✓ Ανάλυση αποστολής με βηματική κάθοδο.
- ✓ Ανάλυση αποστολής με βηματική άνοδο και κάθοδο.

Τα αποτελέσματα αυτών των δοκιμών από άποψη κατανάλωσης καυσίμου θα συγκριθούν εν τέλει με εκείνα που λαμβάνονται όταν η αποστολή εκτελείται με συνεχόμενη άνοδο προς και συνεχόμενη κάθοδο από το υψόμετρο κύριας πλεύσης, τόσο σύμφωνα με τις υπολογιστικές διαδικασίες που χρησιμοποιούνταν από την αρχική μορφή του υπολογιστικού μοντέλου όσο και σύμφωνα με εκείνες που υπαγορεύονται από την BADA.

5.1.1 Βηματική Άνοδος

Για την περίπτωση της βηματικής ανόδου θα εξετασθούν τέσσερις (4) διαφορετικές περιπτώσεις. Τα υψόμετρα, οι ταχύτητες πλεύσης και οι ποσοτώσεις επί του μήκους κύριας πλεύσης που επιλέχθηκαν για την εκτέλεση του προγράμματος παρουσιάζονται στον πίνακα 5.1.1.1:

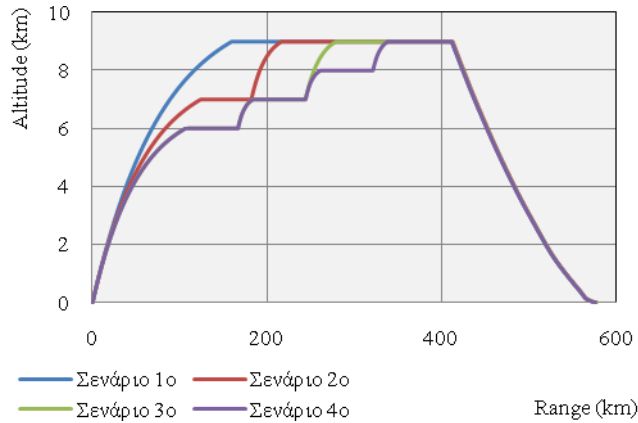
Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 9 km Mach: 0.76			
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 7 km Mach 1: 0.74 Ποσοστό 1: 20%		Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76	
Σενάριο 3°	Υψόμετρο 1: 6 km Mach 1: 0.73 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 7 km Mach 2: 0.74 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 9 km Mach 3: 0.76	
Σενάριο 4°	Υψόμετρο 1: 6 km Mach 1: 0.73 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 7 km Mach 2: 0.74 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 8 km Mach 3: 0.75 Ποσοστό 3: 20%	Υψόμετρο 4: 9 km Mach 4: 0.76

Πίνακας 5.1.1.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London-Gatwick-Edinburgh

Πέρα από τα παραπάνω ως δεδομένα στο υπολογιστικό μοντέλο εισάγονται τα ακόλουθα:

- ✓ Αριθμός επιβατών: 120 (πληρότητα αεροσκάφους περίπου ίση με 85%)
- ✓ Κινητήρας: CFM56-7B2
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου αναχώρησης: 62 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.6° C)
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου προορισμού: 41 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.7° C)

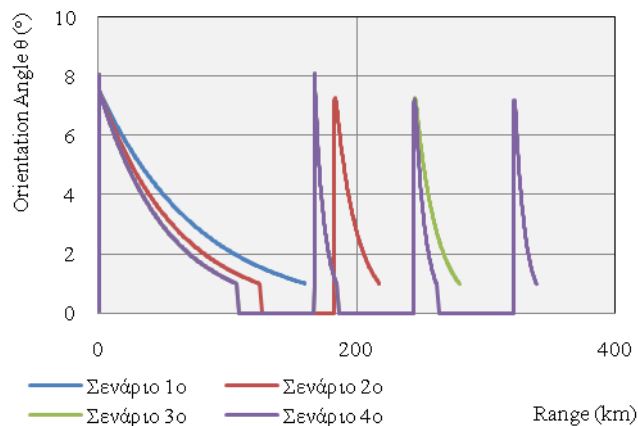
Τα αποτελέσματα που λήφθηκαν για το κάθε ένα από τα παραπάνω σενάρια σχετικά με την τροχιά του αεροσκάφους συνοψίζονται στο διάγραμμα 5.1.1.1.



Σχήμα 5.1.1.1: Τροχιά αεροσκάφους: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

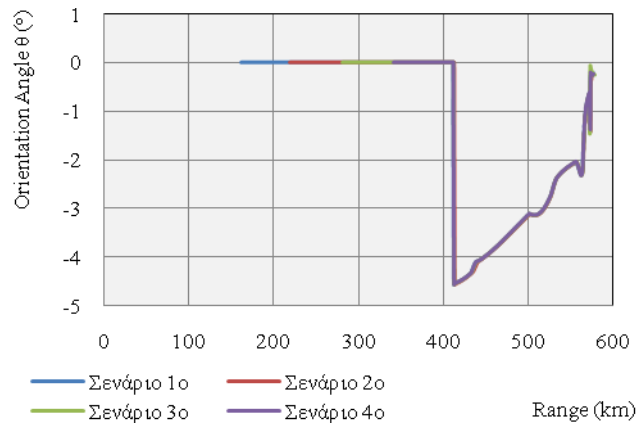
Παρατηρούμε ότι η τελικά διανυόμενη απόσταση σε όλες τις περιπτώσεις με περισσότερα του ενός υψόμετρα πλεύσης συμπίπτει με εκείνη που υπαγορεύεται από την εκτέλεση του κώδικα με ένα υψόμετρο πλεύσης, γεγονός που επιβεβαιώνει ότι η νέα μορφή του υπολογιστικού κώδικα έχει τη δυνατότητα να λειτουργήσει και να αποδώσει λογικά αποτελέσματα.

Επίσης, από τα διαγράμματα της γωνίας προσανατολισμού (διαγράμματα 5.1.1.2 και 5.1.1.3) διαπιστώνουμε αρχικά ότι οι τιμές που αυτή λαμβάνει κατά τις ανόδους που πραγματοποιεί το αεροσκάφος - πέραν της αρχικής - ακολουθούν όλες το ίδιο μοτίβο, σύμφωνα με εκείνο της ανόδου προς το πρώτο υψόμετρο πλεύσης.



Σχήμα 5.1.1.2: Γωνία προσανατολισμού ανόδων και πλεύσεων αεροσκάφους:

Πτήση London Gatwick – Edinburgh

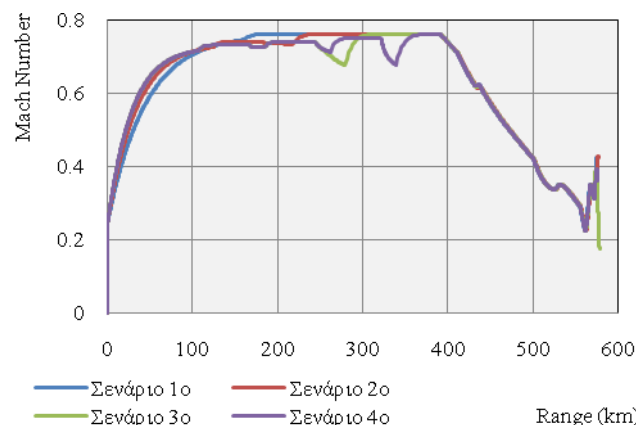


Σχήμα 5.1.1.3: Γωνία προσανατολισμού τελικής πλεύσης και καθόδου αεροσκάφους:
Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Επίσης, η γωνία προσανατολισμού κατά την κύρια πλεύση καθώς και για τη μοναδική κάθοδο (διάγραμμα 5.1.1.3) κυμαίνεται στα ίδια πλαίσια με αυτά που προέκυπταν από την εκτέλεση του κώδικα με ένα υψόμετρο πλεύσης.

Σε γενικές γραμμές, και η ταχύτητα του αεροσκάφους, ο αριθμός Mach δηλαδή, συνάδει με τα αναμενόμενα. Οι μικρές πτώσεις της ταχύτητας του αεροσκάφους κατά τις ανόδους του οφείλονται στη μείωση της πραγματικής ταχύτητας (TAS) την οποία υφίστανται τα αεροσκάφη κατά τη μετάβαση από το ένα χαμηλότερο σε ένα υψηλότερο επίπεδο πλεύσης, κυρίως λόγω της σημαντικής αύξησης της οπισθέλκουσας.

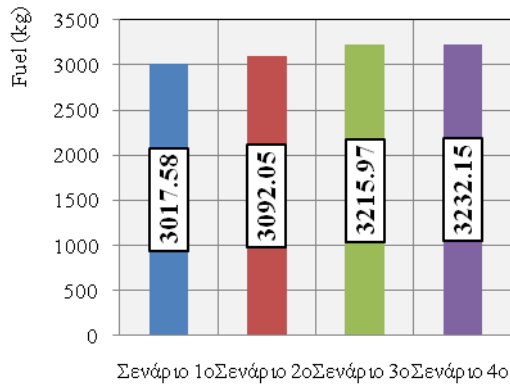
Παρά τις όλες μειώσεις, η ταχύτητα του αεροσκάφους, όπως φαίνεται και στο διάγραμμα 5.1.1.4, επανέρχεται στα επίπεδα που έχουν προκαθοριστεί από το χρήστη κατά την έναρξη της πλεύσης, όπου το αεροσκάφος για αυτό το λόγο επιταχύνει. Πρέπει εδώ να σημειωθεί ότι η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους σε m/sec διατηρήθηκε ίδια για κάθε επίπεδο πλεύσης, και από αυτήν προέκυψε και ο αντίστοιχος αριθμός Mach.



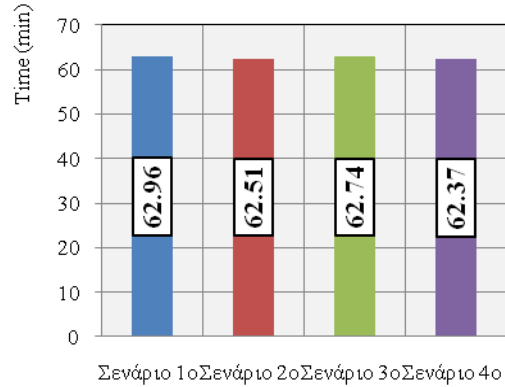
Σχήμα 5.1.1.4: Αριθμός Mach: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Προκειμένου να αξιολογηθούν οι παραπάνω αποστολές πρέπει να καταγραφεί και να συγκριθεί το καύσιμο που καταναλώθηκε για τη διεξαγωγή τους καθώς και το σε πόσο χρόνο αυτές εκτελέστηκαν. Συμπεραίνεται ότι με την αλλαγή υψομέτρων πλεύσης όχι μόνο αυξάνεται σημαντικά η κατανάλωση καυσίμου (έως και 7% το οποίο ισοδυναμεί με 215 kg), αλλά και η αύξηση αυτή δεν συνεισφέρει καθόλου στην ταχύτερη άφιξη του αεροσκάφους στον προορισμό του (μείωση λιγότερη του ενός λεπτού).

Τα διαγράμματα 5.1.1.5 και 5.1.1.6 αποδίδουν αυτές ακριβώς τις πληροφορίες:



Σχήμα 5.1.1.5: Κατανάλωση Καυσίμου:
Πτήση London Gatwick - Edinburgh



Σχήμα 5.1.1.6: Διάρκεια: Πτήση
London Gatwick - Edinburgh

5.1.2 Βηματική Κάθοδος

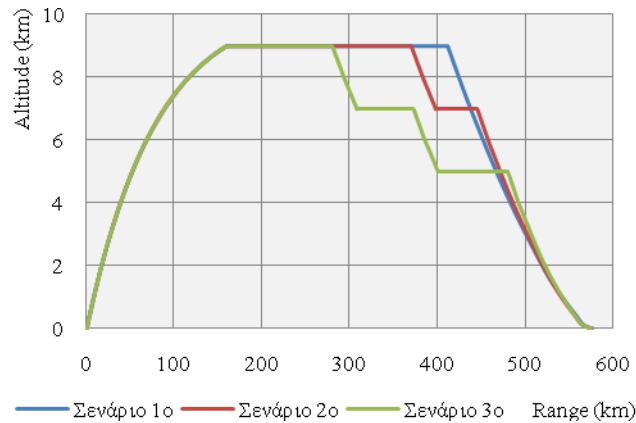
Για τη μελέτη αποστολών στις οποίες πραγματοποιείται βηματική κάθοδος θα εκτελεστούν τρία διαφορετικά σενάρια. Σημειώνεται εδώ ότι η κάθοδος είναι μια εντελώς διαφορετική διαδικασία από την άνοδο, καθώς οι κινητήρες λειτουργούν πλέον σε κατάσταση «idle» και το αεροσκάφος εκκινεί τη μείωση της ταχύτητας του κάθε φορά που εισέρχεται σε φάση καθόδου. Οι παράμετροι των αποστολών που θα αναλυθούν παρουσιάζονται στη συνέχεια:

Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 9 km Mach: 0.76		
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 80%	Υψόμετρο 2: 7 km Mach 2: 0.74	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 60%	Υψόμετρο 2: 7 km Mach 2: 0.74 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 5 km Mach 3: 0.72

Πίνακας 5.1.2.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London-Gatwick-Edinburgh

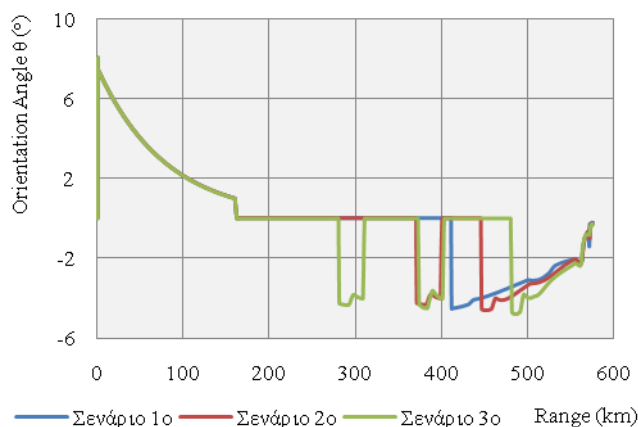
Οι περαιτέρω παράμετροι παραμένουν όμοιες όπως και στην παράγραφο 5.1.1, για την περίπτωση των περισσότερων της μίας ανόδων.

Το διάγραμμα 5.1.2.1 συνοψίζει τα στοιχεία που προέκυψαν για την τροχιά του αεροσκάφους σε κάθε μία από τις τρεις προαναφερθείσες αποστολές. Παρατηρούμε ότι τα εξαγόμενα αποτελέσματα συνάδουν με τα αναμενόμενα και είναι σύμφωνα με τις προεπιλογές του χρήστη.



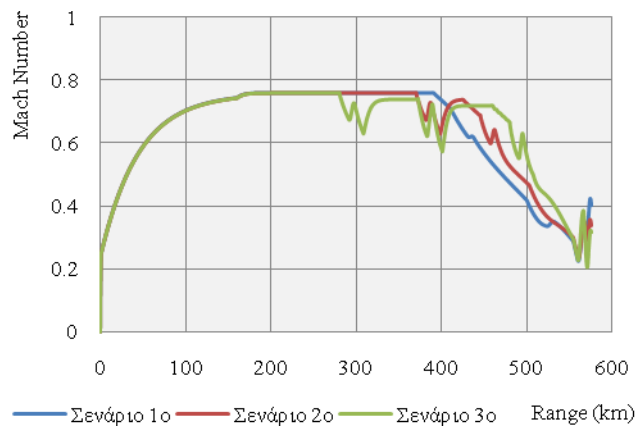
Σχήμα 5.1.2.1: Τροχιά αεροσκάφους: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Η γωνία προσανατολισμού λαμβάνει αντίστοιχες τιμές σε κάθε φάση καθόδου, δηλαδή υπάρχει ομοιότητα μεταξύ των πολλαπλών καθόδων, αντίστοιχη με εκείνη που παρατηρήθηκε και μεταξύ των πολλαπλών ανόδων στην προηγούμενη παράγραφο. Για καλύτερη εποπτεία των εν λόγω αποτελεσμάτων, μπορεί κανείς να ανατρέξει στο σχήμα 5.1.2.2:



Σχήμα 5.1.2.2: Γωνία προσανατολισμού αεροσκάφους: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

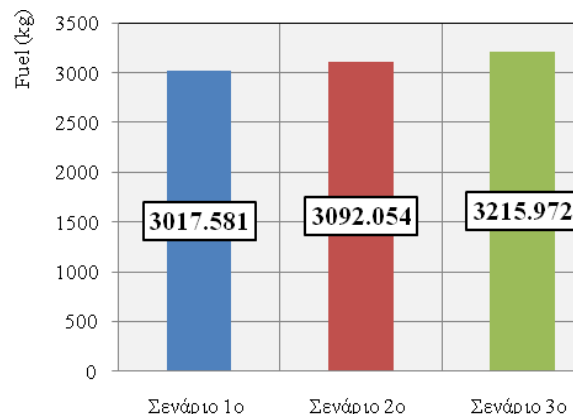
Επιπλέον, στο ίδιο διάγραμμα σημειώνεται ότι η τελική κάθοδος του αεροσκάφους ξεκινά από ολόενα και μεγαλύτερη διανυθείσα απόσταση, καθώς κάθε φορά ζητείται από αυτό να κατέλθει από χαμηλότερο υψόμετρο, οπότε το εκτιμώμενο μήκος που απαιτείται για την κάθοδο (**EMDR**) είναι μικρότερο.



Σχήμα 5.1.2.3: Αριθμός Mach: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Σχετικά με το διάγραμμα 5.1.2.3 πρέπει να σημειώσουμε ότι οι ελαττώσεις του αριθμού Mach κατά την είσοδο στη φάση της καθόδου οφείλονται στην επιβράδυνση του αεροσκάφους κάθε φορά που αυτό εκκινεί αυτή τη διαδικασία. Στο σκέλος της πλεύσης, όμως, η ταχύτητα επανέρχεται στις τιμές που έχουν οριστεί, εν προκειμένω, μέσω του αρχείου **Input.dat**.

Είναι σημαντικό να διερευνηθεί η επίδραση των πολλαπλών καθόδων στο συνολικά καταναλισκόμενο καύσιμο, καθώς, όπως αναφέρθηκε και στα εισαγωγικά κεφάλαια η συνεχής κάθοδος είναι μια μέθοδος προσέγγισης του αεροσκάφους προορισμού που επιθυμείται να ενσωματωθεί σε όλες τις διεθνείς πρακτικές. Η διερεύνηση σχετικά με την κατανάλωση καυσίμου γίνεται στο σχήμα 5.1.2.4.



Σχήμα 5.1.2.4: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Ενώ στη μελέτη αποστολών με πολλαπλές καθόδους χρησιμοποιήθηκαν τρία (3) διαφορετικά υψόμετρα πλεύσης, παρατηρείται ότι η εφαρμογή τους οδηγεί σε αύξηση της κατανάλωσης καυσίμου κατά 6,5% (περίπου 200 kg), ποσό συγκρίσιμο με εκείνο της περίπτωσης των πολλαπλών ανόδων όπου τελικά έχουμε τέσσερα (4) διαφορετικά

υψόμετρο πλεύσης. Ένα τέτοιο γεγονός οδηγεί στο συμπέρασμα ότι η διαδικασία της καθόδου συμφέρει σημαντικά να είναι συνεχόμενη, χωρίς επιπλέον ενδιάμεσες πλεύσεις, γεγονός που επιβεβαιώνεται και από την βιβλιογραφική ανασκόπηση που πραγματοποιήθηκε. Ενδεικτικά αναφέρεται ότι και πάλι η μείωση του χρόνου που απαιτείται για την πτήση αυτή (περίπου 2 λεπτά) δε δικαιολογεί μία τέτοια αύξηση στο καταναλισκόμενο καύσιμο.

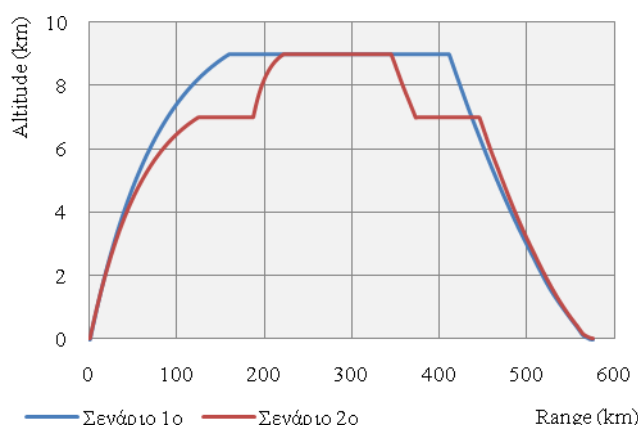
5.1.3 Βηματική Άνοδος και Κάθοδος

Σε αυτή τη τελευταία κατηγορία, θα εξεταστεί η επίδραση της πλεύσης σε διαφορετικά υψόμετρα είτε μετά από άνοδο είτε μετά από κάθοδο στο συνολικά απαιτούμενο καύσιμο. Αυτή η περίπτωση είναι και εκείνη που συναντάται περισσότερο στην πραγματικότητα από τους εργαζόμενους στην αεροπορική βιομηχανία.

Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 9 km Mach: 0.76	
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 7 km Mach 1: 0.74 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76 Ποσοστό 2: 40% <i>Με επαναφορά στα 7 km</i>

Πίνακας 5.1.3.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London-Gatwick-Edinburgh

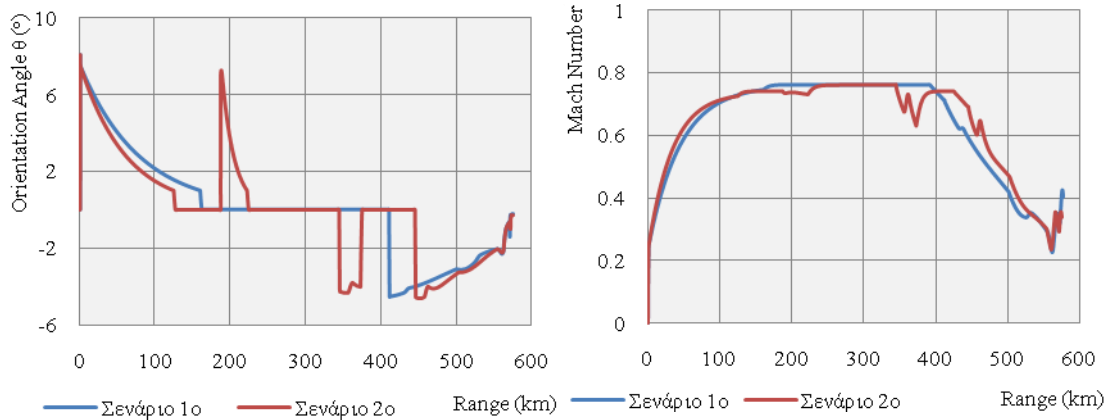
Η τροχιά του αεροσκάφους, βάσει των νέων δεδομένων που παρουσιάστηκαν στον παραπάνω πίνακα, αναπαρίσταται πλέον στο διάγραμμα 5.1.3.1:



Σχήμα 5.1.3.1: Τροχιά αεροσκάφους: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Μία πιο ολοκληρωμένη εικόνα για το πώς μεταβάλλεται η γωνία προσανατολισμού θ και ο αριθμός Mach κατά τη διάρκεια μιας πραγματικής πτήσης, καθώς εδώ έχουν

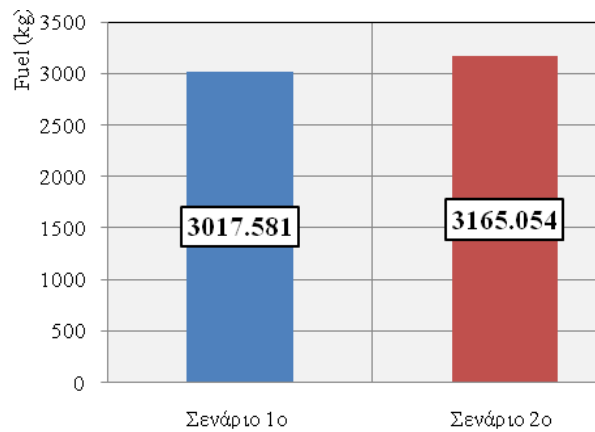
χρησιμοποιηθεί πιο ρεαλιστικές παράμετροι (περισσότερα υψόμετρα πλεύσης με ενδιάμεση άνοδο και κάθοδο), δίνεται στα διαγράμματα 5.1.3.2 και 5.1.3.3:



Σχήμα 5.1.3.2: Γωνία προσανατολισμού αεροσκάφους:
Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Σχήμα 5.1.3.3: Αριθμός Mach:
Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Από τα τελικά εξαγόμενα αποτελέσματα σε σχέση με την κατανάλωση καυσίμου, τα οποία και παρατίθενται στο διάγραμμα 5.1.3.4, μπορούμε να συμπεράνουμε ότι η πιο συμφέρουσα τροχιά την οποία μπορεί να ακολουθήσει ένα αεροσκάφος προκειμένου να εξοικονομήσει καύσιμο είναι εκείνη του μοναδικού υψομέτρου πλεύσης.

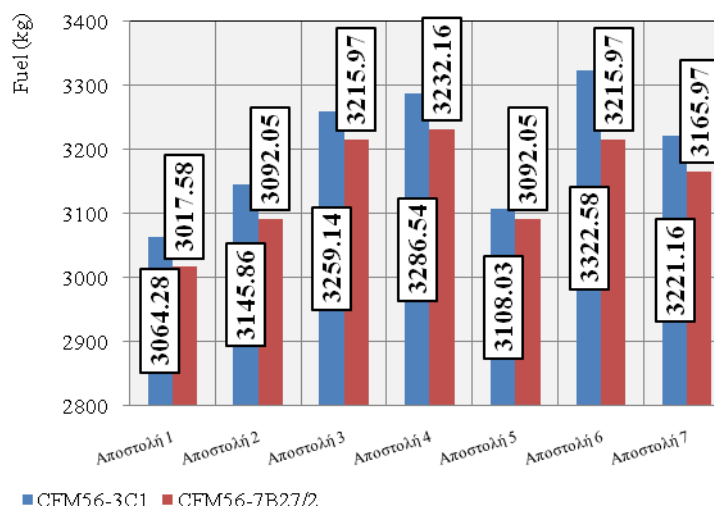


Σχήμα 5.1.3.4: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Η χρήση περισσότερων του ενός αυξάνει το απαιτούμενο καύσιμο ενώ δεν προσφέρει σημαντικά οφέλη από την άποψη της διάρκειας της πτήσης.

5.1.4 Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους

Στη συνέχεια, θα ελεγχθεί η μεταβολή που προκύπτει στην κατανάλωση καυσίμου από την αντικατάσταση των κινητήρων τύπου CFM56-7B27/2, με τους οποίους μελετήθηκαν μέχρι τώρα οι παραπάνω αποστολές, με τους παλαιότερης τεχνολογίας και μικρότερης μέγιστης ώσης CFM56-3C1. Θα επανελεγχθούν τα σενάρια αποστολών που χρησιμοποιηθήκαν και παραπάνω και σε αυτά θα αποδοθούν αύξοντες αριθμοί από το 1 έως το 7.



Σχήμα 5.1.4.1: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Σε όλες τις αποστολές, η χρήση του CFM56-3C1 οδηγεί σε αύξηση του απαιτούμενου καυσίμου η οποία κυμαίνεται από 0,5% έως 3.22%, το οποίο και αντιστοιχεί σε 107 kg επιπλέον καυσίμου (μέγιστη αύξηση στην αποστολή 6). Το αποτέλεσμα αυτό ήταν σχετικά αναμενόμενο καθώς ένας κινητήρας παλαιότερης τεχνολογίας θα είναι και λιγότερο αποδοτικός από πλευράς κατανάλωσης σε σχέση με έναν νεότερο και τεχνολογικά πιο καινοτόμο.

5.2 Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh - Airbus A320

Αντίστοιχα σενάρια αποστολής θα μελετηθούν και για να εκτιμηθεί η χρήση του αεροσκάφους Airbus A320. Οι αλλαγές υψομέτρων πλεύσης διαφοροποιούνται σε απόλυτα νούμερα, λόγω των μεγαλύτερων δυνατοτήτων του εν λόγω αεροσκάφους, οι διαφορές μεταξύ τους όμως παραμένουν σταθερές. Οι πίνακες που θα παραθέτονται συνοψίζουν τις λεπτομέρειες των πτήσεων και συνοδεύονται από τα αντίστοιχα διαγράμματα, ακολουθώντας παρόμοια δομή με εκείνη της παραγράφου 5.1.

5.2.1 Βηματική Άνοδος

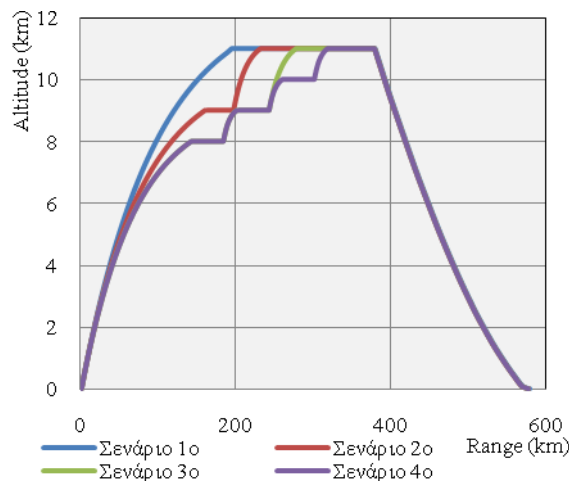
Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.78			
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 20%		Υψόμετρο 2: 11 km Mach 2: 0.78	
Σενάριο 3°	Υψόμετρο 1: 8 km Mach 1: 0.75 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 11 km Mach 3: 0.78	
Σενάριο 4°	Υψόμετρο 1: 8 km Mach 1: 0.75 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 10 km Mach 3: 0.77 Ποσοστό 3: 20%	Υψόμετρο 4: 11 km Mach 4: 0.78

Πίνακας 5.2.1.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London-Gatwick-Edinburgh

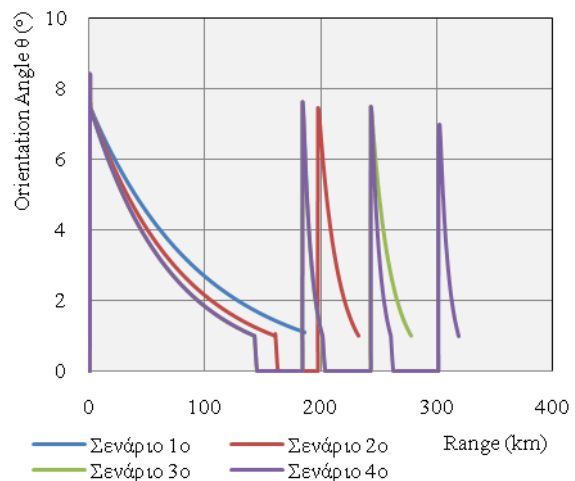
Πέρα από τα παραπάνω ως δεδομένα στο υπολογιστικό μοντέλο εισάγονται τα ακόλουθα:

- ✓ Αριθμός επιβατών: 130 (πληρότητα αεροσκάφους περίπου ίση με 85%)
- ✓ Κινητήρας: CFM56-3C1
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου αναχώρησης: 62 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.6° C)
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου προορισμού: 41 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.7° C)

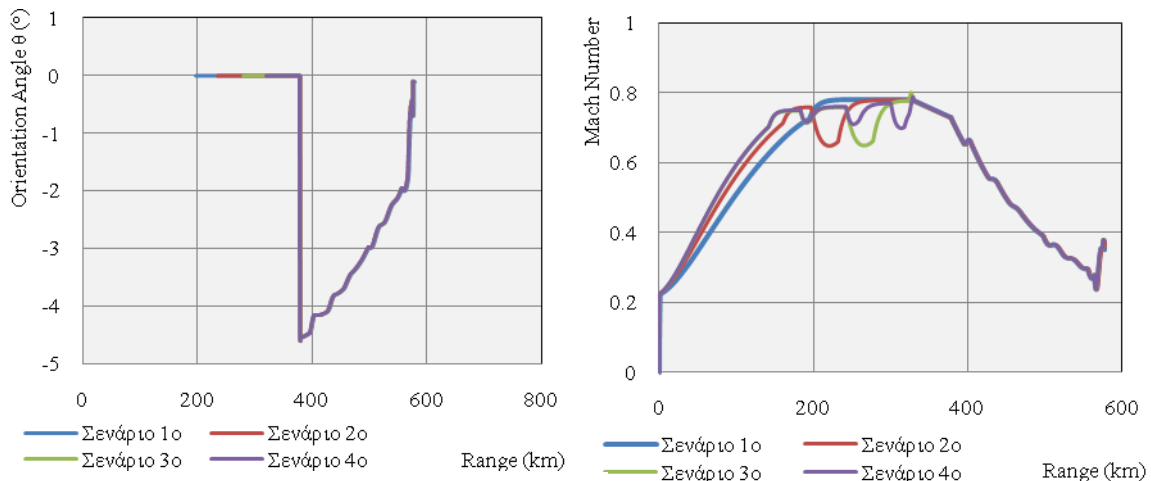
Τα αποτελέσματα που λάβαμε από την εκτέλεση της συγκεκριμένης αποστολής σχετικά με την τροχιά, τη γωνία προσανατολισμού, τον αριθμό Mach του αεροσκάφους και την κατανάλωση καυσίμου και τη διάρκεια της πτήσης αναπαρίστανται στα διαγράμματα 5.2.1.1 έως 5.2.1.6:



Σχήμα 5.2.1.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh

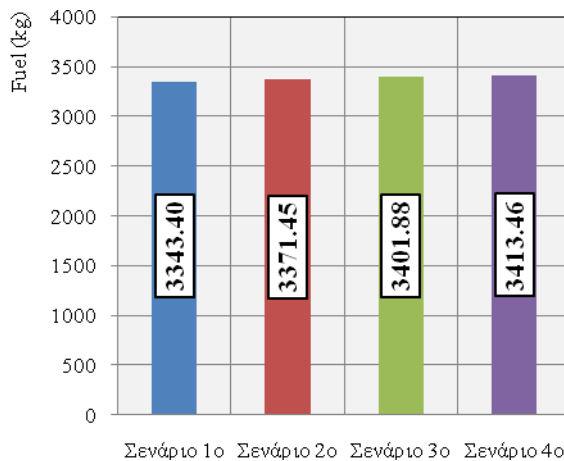


Σχήμα 5.2.1.2: Γωνία προσανατολισμού
απόδο: Πτήση London Gatwick – Edinburgh

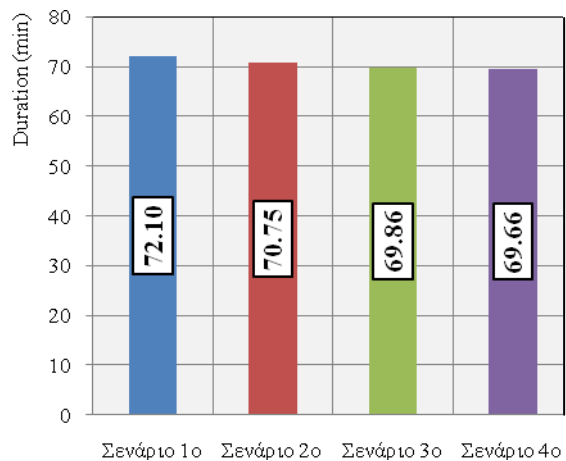


Σχήμα 5.2.1.4: Γωνία προσανατολισμού πλεύσης και καθόδου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Σχήμα 5.2.1.4: Αριθμός Mach: Πτήση London Gatwick - Edinburgh



Σχήμα 5.2.1.5: Κατανάλωση καυσίμου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh



Σχήμα 5.2.1.6: Διάρκεια πτήσης: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

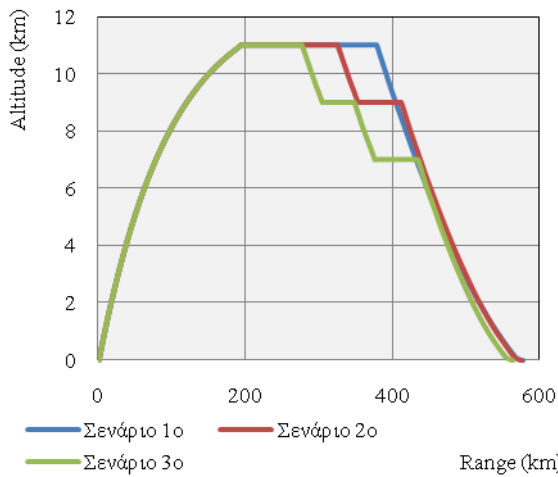
Η γενικότερη εικόνα που λαμβάνουμε από την ανάλυση των αποστολών με αυτό το αεροσκάφος είναι παρόμοια με εκείνη που απέδωσε το Boeing 737-400. Αυτό το οποίο μπορούμε να σημειώσουμε όμως, είναι ότι για αντίστοιχες τροχιές η κατανάλωση καυσίμου στο διάγραμμα 5.2.1.5 είναι περίπου 4% υψηλότερη για το A320 (για την περίπτωση χρήσης του ίδιου κινητήρα). Η πληροφορία αυτή δεν επιτρέπει άμεσες συγκρίσεις μεταξύ των δύο αεροσκαφών καθώς το A320 έχει τη δυνατότητα πτήσης σε μεγαλύτερο υψόμετρο πλεύσης, με μεγαλύτερες ταχύτητες και με μεγαλύτερο ωφέλιμο φορτίο. Επιπλέον, η διάρκεια της πτήσης είναι ελαφρώς μεγαλύτερη (σχήμα 5.2.1.6) καθώς το A30 καλείται να ανέλθει σε μεγαλύτερο υψόμετρο σε σχέση με το Boeing 737-400. Πιο συγκριμένα για το A320, το απαιτούμενο καύσιμο αυξάνεται κατά περίπου 2% στο σενάριο 4, ποσοστό που αντιστοιχεί σε 70 κιλά καυσίμου. Η διαφορά αυτή αν και δεν είναι αμελητέα, δεν μπορεί να θεωρηθεί ιδιαίτερα σημαντική. Η διαφορά στο χρόνο εκτέλεσης της αποστολής δεν ξεπερνά τα 2 λεπτά και δε θεωρείται υπολογίσιμη μεταβολή.

5.2.2 Βηματική Κάθοδος

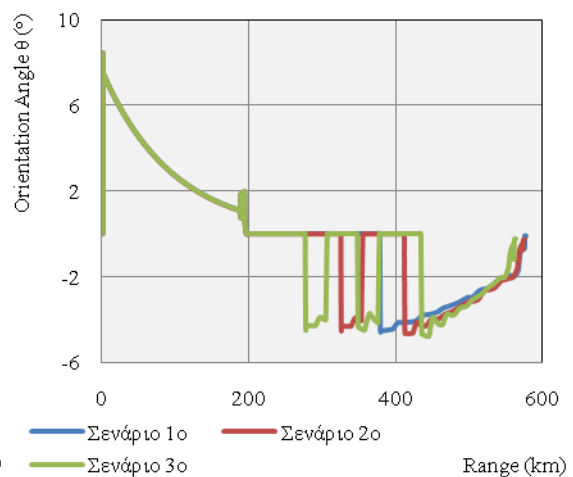
Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.78		
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 11 km Mach 1: 0.78 Ποσοστό 1: 0.8	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 11 km Mach 1: 0.78 Ποσοστό 1: 60%	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.76 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 7 km Mach 3: 0.74

Πίνακας 5.2.2.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London-Gatwick-Edinburgh Gatwick - Edinburgh

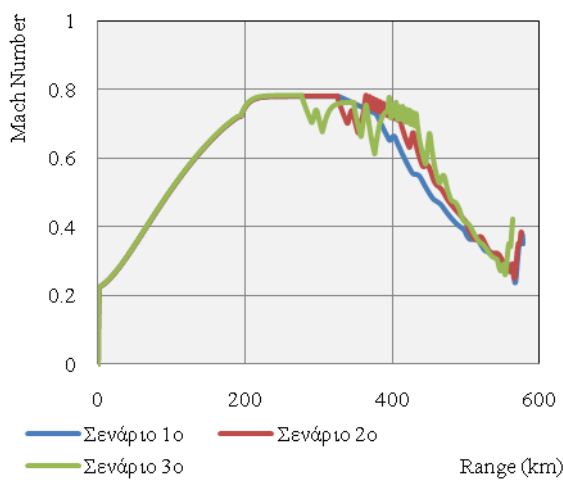
Τα αποτελέσματα της μελέτης της βηματικής καθόδου παρουσιάζονται στα διαγράμματα 5.2.2.1 έως και 5.2.2.5, ενώ ακολουθείται η ίδια σειρά παρουσίασης όπως και παραπάνω.



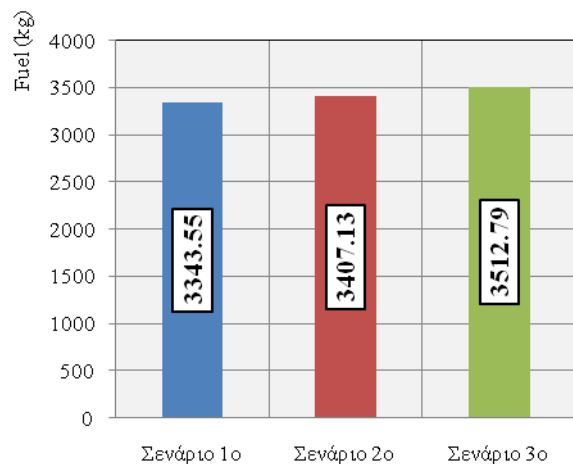
Σχήμα 5.2.2.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



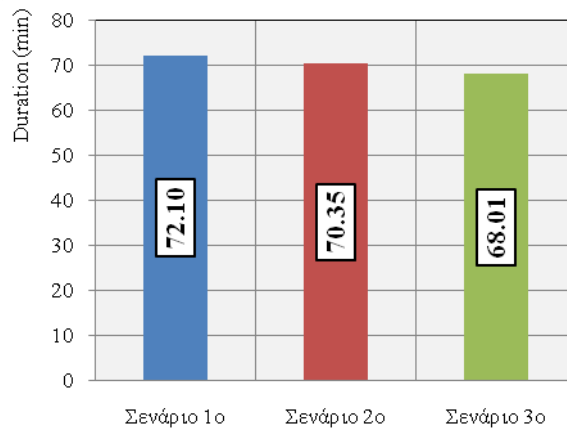
Σχήμα 5.2.2.2: Γωνία προσανατολισμού:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



Σχήμα 5.2.2.3: Αριθμός Mach:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



Σχήμα 5.2.2.4: Κατανάλωση καυσίμου:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



Σχήμα 5.2.2.5: Διάρκεια πτήσης: Πτήση London Gatwick – Edinburgh

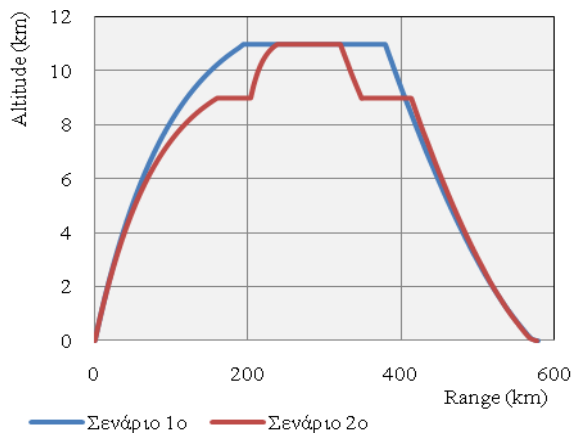
Σε αποστολή με πολλαπλές καθόδους, το αεροσκάφος καταναλώνει (στο σενάριο 3) και σύμφωνα με το διάγραμμα 5.2.2.5 3512 kg καυσίμου, 5% περισσότερα εάν το αεροσκάφος ακολουθούσε συνεχόμενη τροχιά ανόδου και συνεχόμενη τροχιά καθόδου. Σε σχέση με την αντίστοιχη αποστολή που εκτελέστηκε από το Boeing 737-400 και με χρήση του ίδιου κινητήρα, παρατηρείται μία αύξηση της κατανάλωσης καυσίμου έως και 8.5%.

5.2.3 Βηματική Άνοδος και Κάθοδος

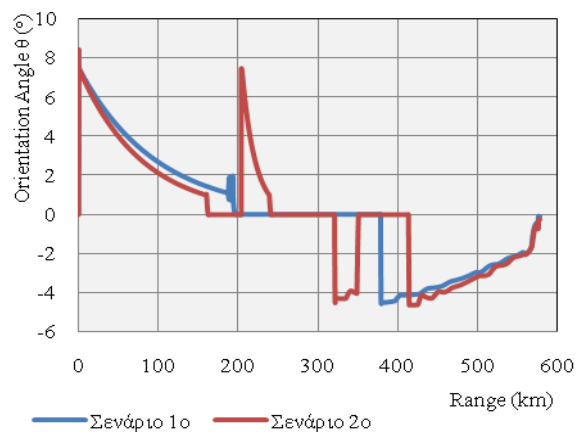
Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.78	
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 11 km Mach 2: 0.78 Ποσοστό 2: 40% Με επαναφορά στα 9 km

Πίνακας 5.2.3.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση London Gatwick-Edinburgh

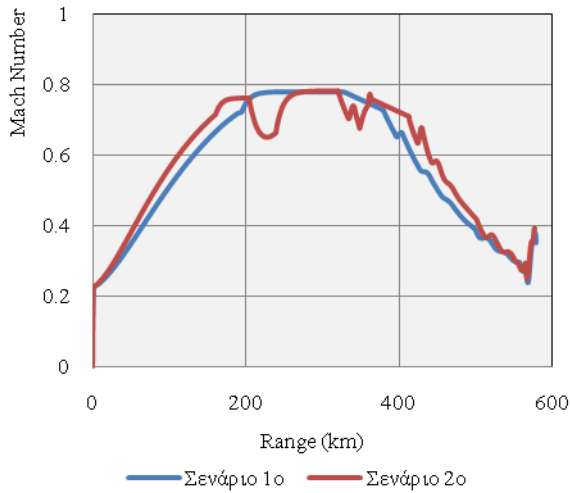
Στα ακόλουθα διαγράμματα (5.2.3.1-5.2.3.5) συνοψίζονται τα αποτελέσματα της αποστολής αυτής της παραγράφου:



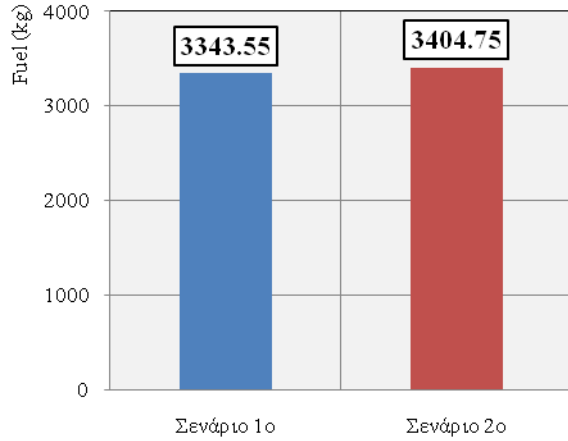
Σχήμα 5.2.3.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



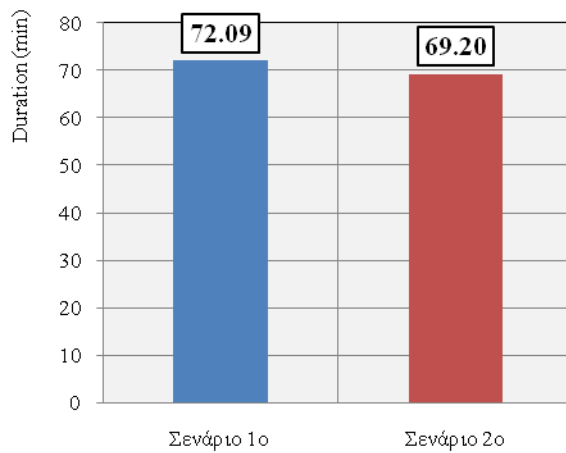
Σχήμα 5.2.3.2: Γωνία προσανατολισμού:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



Σχήμα 5.2.3.3: Αριθμός Mach:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh



Σχήμα 5.2.3.4: Κατανάλωση καυσίμου:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh

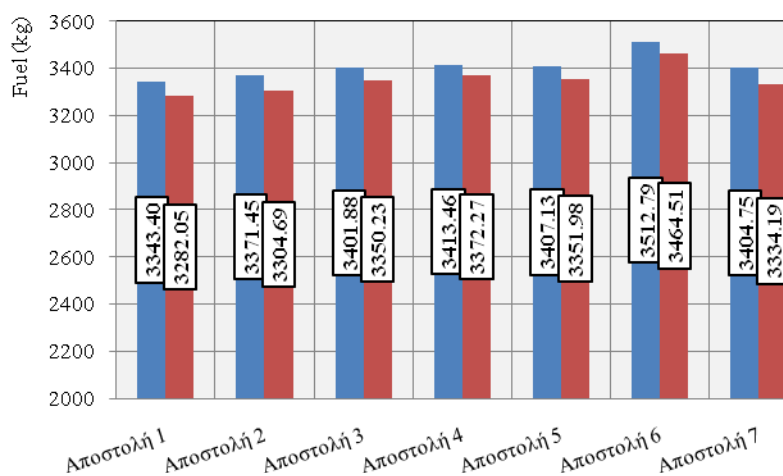


Σχήμα 5.2.3.5: Διάρκεια πτήσης:
Πτήση London Gatwick – Edinburgh

Σχετικά με τον αριθμό Mach και το διάγραμμα 5.2.3.3 παρατηρούμε ότι κατά την άνοδό του στο δεύτερο κατά σειρά υψόμετρο πλεύσης το εν λόγω αεροσκάφος παρουσιάζει μεγαλύτερη μείωση της ταχύτητας από εκείνη του Boeing 737-400. Αυτό μπορεί να οφείλεται στις μεγαλύτερες διαστάσεις του αεροσκάφους και στην ισχυρότερη οπισθέλκουσα που αναπτύσσεται κατά την προσπάθεια ανόδου του.

Η αύξηση της κατανάλωσης καυσίμου κινείται κοντά στο 2% ενώ η μείωση του χρόνου πτήσης ανέρχεται στα 3 λεπτά, όπως φαίνεται και στα διαγράμματα 5.2.3.4 και 5.2.3.5. Πρέπει επιπλέον να σημειωθεί ότι οι μεταβολές σε αυτή την αποστολή σε σχέση με την αποστολή με ένα υψόμετρο πλεύσης δεν είναι τόσο έντονες.

5.2.4 Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους



Σχήμα 5.2.4.1: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση London Gatwick - Edinburgh

Στο σχήμα 5.2.4.1 παρατηρείται ότι τόσο με χρήση του κινητήρα CFM56-3C1 όσο και με τον CFM56-7B2, η πρώτη αποστολή είναι και η οικονομικά πιο συμφέρουσα από την άποψη της κατανάλωσης καυσίμου. Και πάλι, ο δεύτερος κινητήρας φαίνεται να είναι αποδοτικότερος από τον πρώτο, για τους ίδιους λόγους που αναφέρθηκαν και στην παράγραφο 5.1.4.

5.3 Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Boeing 737-400

Στη συνέχεια, θα παρατεθούν αποτελέσματα ανάλυσης μιας αποστολής μέσης εμβέλειας. Η διανυθείσα απόσταση θα είναι μεγαλύτερη από στην προηγούμενη αποστολή (2424 km) δεν θα είναι, όμως, από τις μέγιστες τις οποίες δύναται να καλύψει ένα αεροσκάφος. Λεπτομερέστερα, τα στοιχεία της νέας αποστολής καθορίζονται παρακάτω:

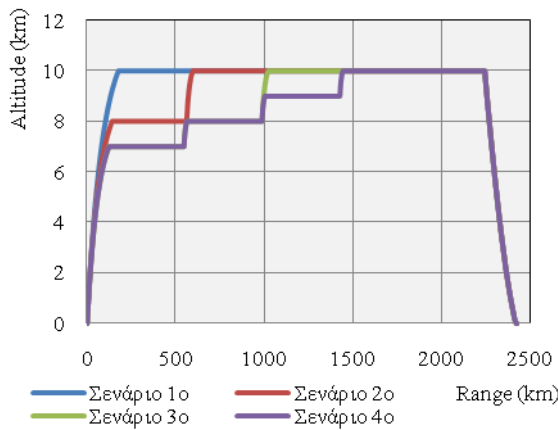
- ✓ Αριθμός επιβατών: 120 (πληρότητα αεροσκάφους περίπου ίση με 85%)
- ✓ Κινητήρας: CFM56-3C1
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου αναχώρησης: 94 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.4° C)
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου προορισμού: 25 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.8° C)

5.3.1 Βηματική Άνοδος

Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 10 km Mach: 0.77			
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 8 km Mach 1: 0.75 Ποσοστό 1: 20%		Υψόμετρο 2: 10 km Mach 2: 0.77	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 7 km Mach 1: 0.74 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.75 Ποσοστό 2: 20%		Υψόμετρο 3: 10 km Mach 3: 0.77
Σενάριο 4 ^ο	Υψόμετρο 1: 7 km Mach 1: 0.75 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.76 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 9 km Mach 3: 0.77 Ποσοστό 3: 20%	Υψόμετρο 4: 10 km Mach 4: 0.78

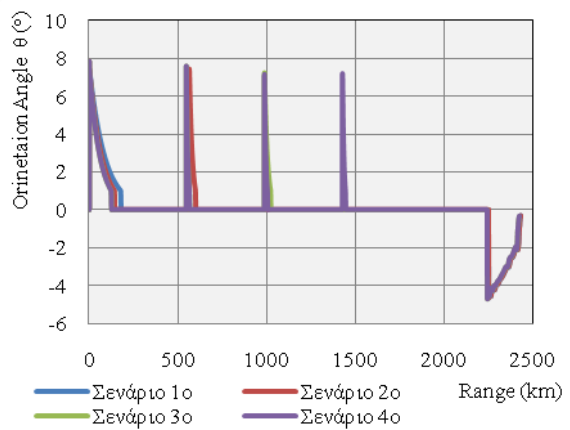
Πίνακας 5.3.1.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow

Προχωρώντας λοιπόν σε αποστολή μέσης εμβέλειας, τα διαγράμματα 5.3.1.1 έως και 5.3.1.5 συνοψίζουν τα εξαχθέντα αποτελέσματα τροχιάς, γωνίας προσανατολισμού, αριθμού Mach, κατανάλωσης καυσίμου και διάρκειας πτήσης:



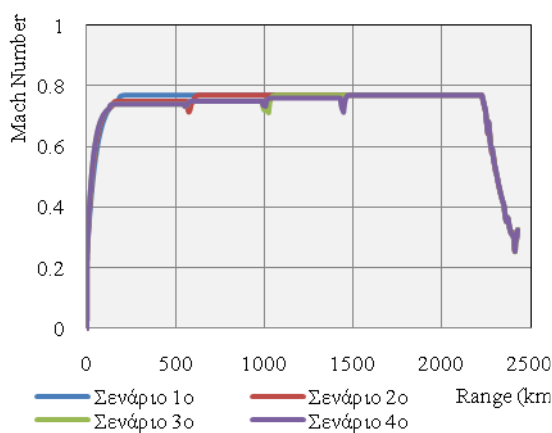
Σχήμα 5.3.1.1: Τροχιά αεροσκάφους:

Πτήση Athens- London Heathrow



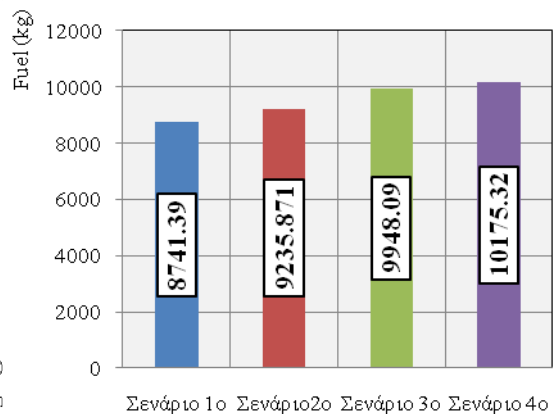
Σχήμα 5.3.1.2: Γωνία Προσανατολισμού:

Πτήση Athens- London Heathrow



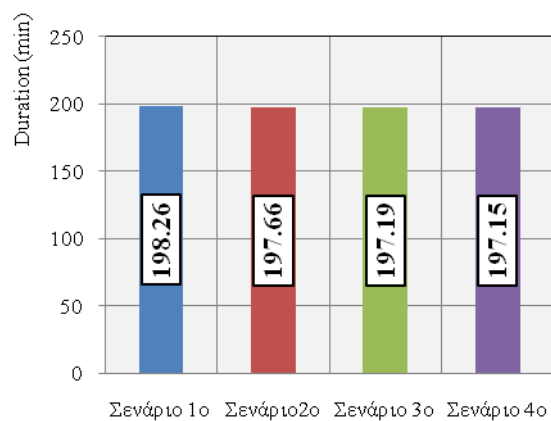
Σχήμα 5.3.1.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.1.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.1.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens-London Heathrow

Σχετικά με τον αριθμό Mach και το διάγραμμα 5.3.1.3 παρατηρούμε και πάλι μείωση της ταχύτητας του αεροσκάφους κατά την άνοδό του σε μεγαλύτερο υψόμετρο πλεύσης, λόγω οπισθέλκουσας.

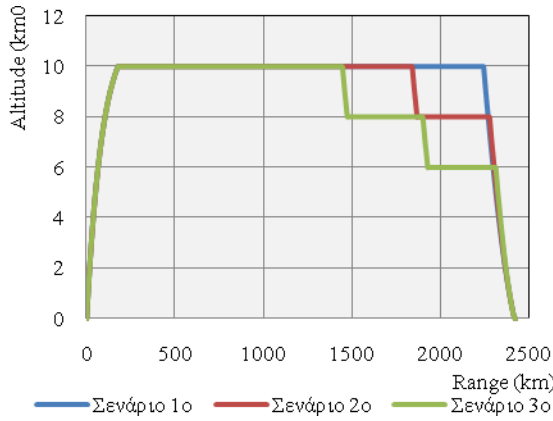
Επιπλέον, λαμβάνοντας υπόψη ότι η απόσταση που καλείται πλέον να καλύψει το αεροσκάφος έχει σχεδόν τετραπλασιαστεί σε σχέση με την πρώτη αποστολή, είναι αναμενόμενο να δούμε σημαντική αύξηση στο καταναλισκόμενο καύσιμο (διάγραμμα 5.3.1.4). Μάλιστα, το σενάριο 4 παρουσιάζει αύξηση στο καύσιμο κατά 14% σε σχέση με το σενάριο 1. Η πορεία που ακολουθούν τα δεδομένα της διάρκειας της πτήσης είναι μεν φθίνουσα, αλλά η διαφορά μεταξύ του πρώτου και του τελευταίου σεναρίου που εξετάζεται είναι λιγότερη του ενός λεπτού.

5.3.2 Βηματική Κάθοδος

Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 10 km Mach: 0.77		
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 10 km Mach 1: 0.77 Ποσοστό 1: 0.8	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.75	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 10 km Mach 1: 0.77 Ποσοστό 1: 60%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.75 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 6 km Mach 3: 0.73

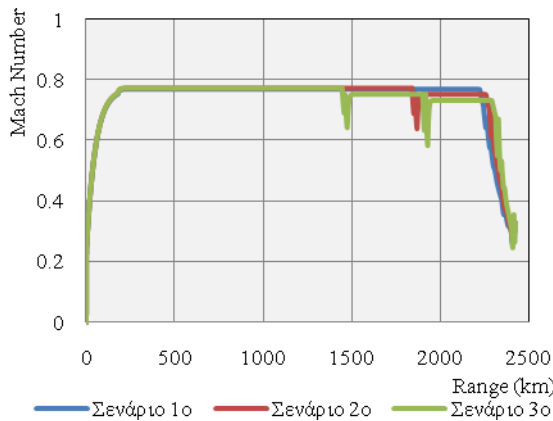
Πίνακας 5.3.2.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow

Επόμενο βήμα στην παραμετρική μελέτη μας είναι η βηματική κάθοδος της οποίας τα αποτελέσματα παρατίθενται υπό τη μορφή των διαγραμμάτων 5.3.2.1 έως και 5.2.3.5:



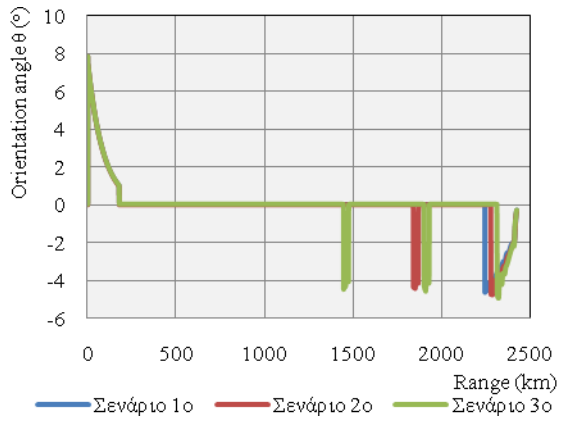
Σχήμα 5.3.2.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- London Heathrow



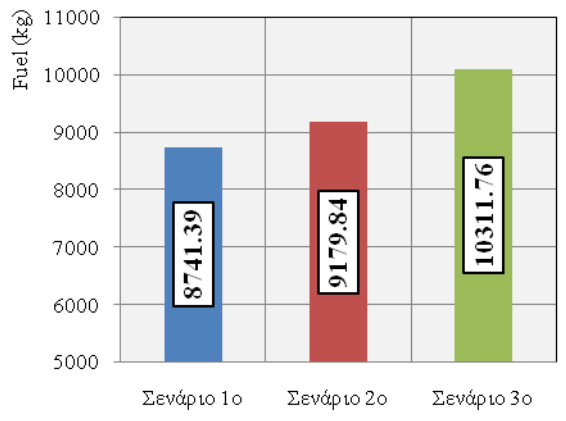
Σχήμα 5.3.2.1: Τροχιά αεροσκάφους:

Πτήση Athens- London Heathrow



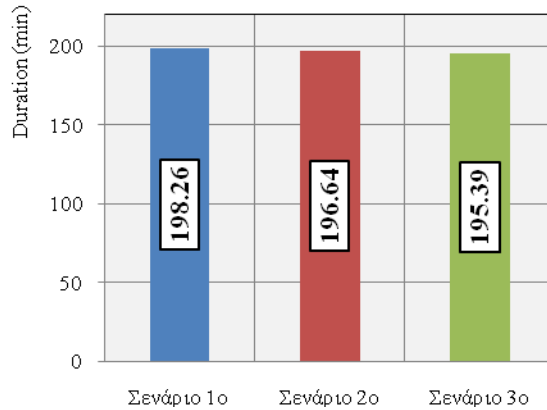
Σχήμα 5.3.2.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.2.2: Γωνία Προσανατολισμού:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.2.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens-London Heathrow

Από το διάγραμμα 5.3.1.2 που αναπαριστά τη γωνία προσανατολισμού του αεροσκάφους, παρατηρούμε ότι η εισαγωγή πολλών υψομέτρων πλεύσης μέσω πολλαπλών καθόδων δεν επηρεάζει το εύρος τιμών της γωνίας προσανατολισμού στο σκέλος της ανόδου. Λόγω της μεγαλύτερης απόστασης κι επειδή πλέον κάθε σκέλος έχει μεγαλύτερη διάρκεια, το καύσιμο που απαιτείται τόσο για την εκτέλεση του καθενός όσο και συνολικά για την εκτέλεση της αποστολής αναμένεται να είναι σημαντικά

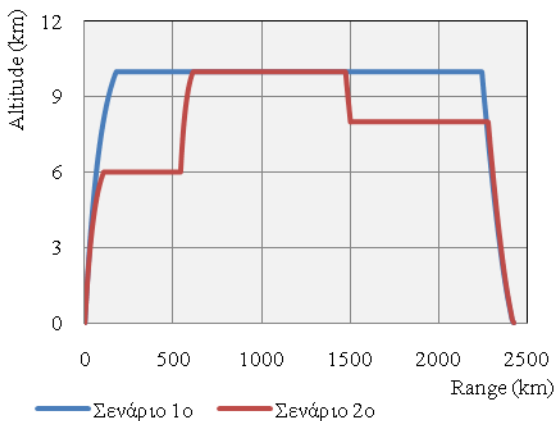
μεγαλύτερο, γεγονός που επιβεβαιώνεται από την κατά 15% αύξηση από το σενάριο 1 μέχρι το σενάριο 4, η οποία εμπεριέχεται στο σχήμα 5.3.2.5.

5.3.3 Βηματική Άνοδος και Κάθοδος

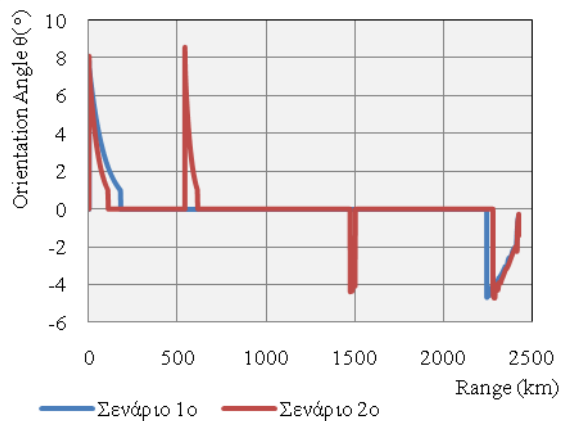
Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 10 km Mach: 0.77	
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 6 km Mach 1: 0.73 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 10 km Mach 2: 0.77 Ποσοστό 2: 40% Με επαναφορά στα 8 km

Πίνακας 5.3.3.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow

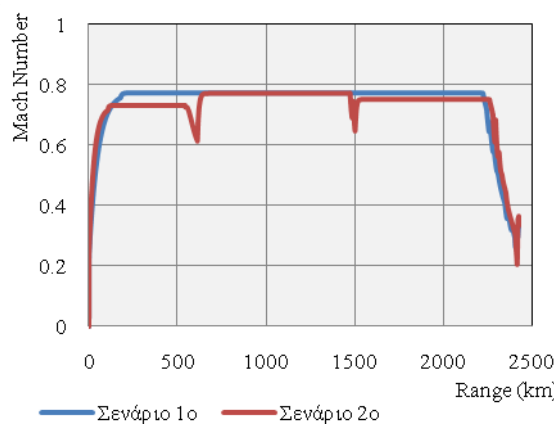
Ο συνδυασμός της βηματικής ανόδου και της καθόδου και το πώς αυτή η πρακτική επηρεάζει τα αποτελέσματα που λαμβάνουμε από την εξέταση μιας αποστολής παρατίθενται στα διαγράμματα 5.3.3.1 έως 5.3.3.5:



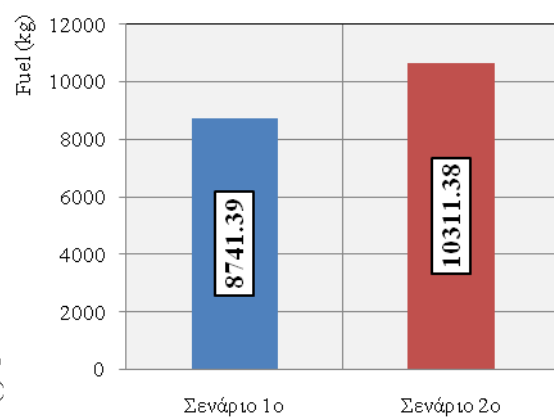
Σχήμα 5.3.3.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση Athens- London Heathrow



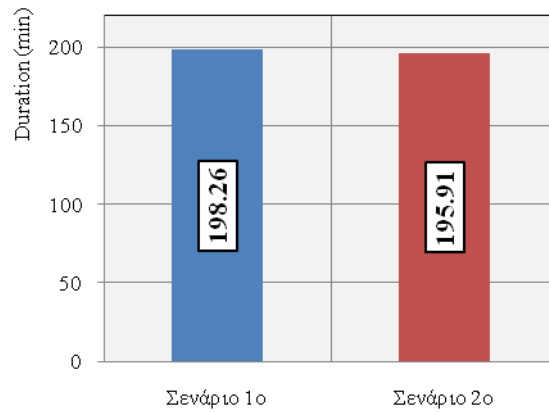
Σχήμα 5.3.3.2: Γωνία Προσανατολισμού:
Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.3.3: Αριθμός Mach:
Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.3.3.4: Κατανάλωση καυσίμου:
Πτήση Athens- London Heathrow

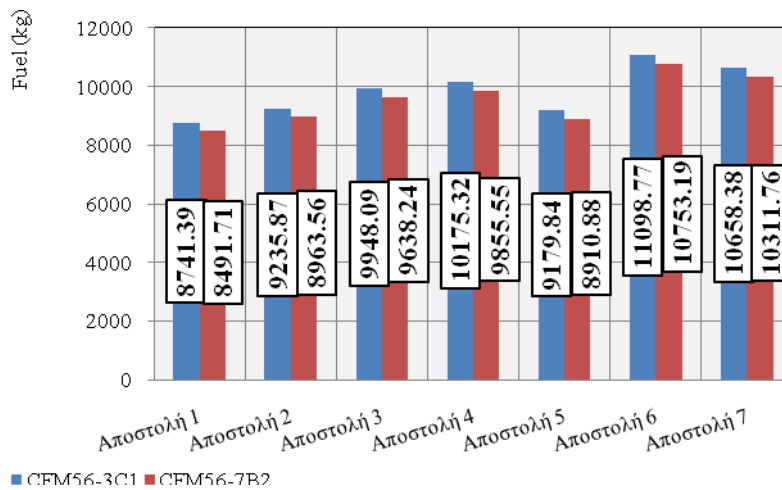


Σχήμα 5.3.3.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens-London Heathrow

Λόγω της μεγαλύτερης υψομετρικής διαφοράς μεταξύ του πρώτου και του δεύτερου επιπέδου πλεύσης, στο διάγραμμα 5.3.3.3 φαίνεται ότι ο αριθμός Mach δεν μειώνεται τόσο απότομα σε σχέση με άλλες περιπτώσεις, μειώνεται όμως περισσότερο καθώς το αεροσκάφος παραμένει σε κατάσταση που επηρεάζεται σημαντικά από την οπισθέλκουσα για μεγαλύτερο χρονικό διάστημα. Η πτώση των περίπου 3 λεπτών στη διάρκεια της πτήσης σύμφωνα με το τελευταίο διάγραμμα επιφέρεται από μία αύξηση της τάξης του 18% στην απαιτούμενη ποσότητα καυσίμου.

5.3.4 Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους



Σχήμα 5.3.4.1: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση Athens-London Heathrow

Εκτελώντας ξανά τα σενάρια αποστολών που περιγράφονται στους πίνακες της παραγράφου 5.3, αλλά αυτή τη φορά θέτοντας ως κινητήρια μονάδα του αεροσκάφους τον CFM56-7B2, παρατηρήθηκε μείωση της κατανάλωσης καυσίμου έως και 3.25% η οποία και αναλογεί σε 347 kg καυσίμου. Η υψηλότερη απόδοση του CFM56-7B οφείλεται κατά κύριο λόγο στον νέας τεχνολογίας wide-chord fan διαμέτρου 61 ιντσών, στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης και στον στρόβιλο του κυρίου ρεύματος. Σημειώνουμε

ότι όλες οι παραπάνω συνιστώσες σχεδιάστηκαν με χρήση τελευταίας τεχνολογίας τρισδιάστατης αεροδυναμικής ανάλυσης. Ιδιότητες του κινητήρα αυτού που επιπλέον συνεισφέρουν στην μειωμένη κατανάλωση καυσίμου έναντι του CFM56-3C1 (έως και 8%) είναι οι χαμηλότερες θερμοκρασίες λειτουργίας σε συνδυασμό με τις υψηλότερες θερμοκρασίες εξόδου καυσαερίων (EGT), οι οποίες οδηγούν στη μεγαλύτερη διάρκεια ζωής του μετά την εγκατάστασή του σε κάποιο αεροσκάφος. [26]

5.4 Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Airbus A320

Αντίστοιχα σενάρια αποστολών με την παράγραφο 5.3 θα εκτελεστούν και εδώ. Κάποιες από τις επιμέρους παραμέτρους φυσικά θα διαφοροποιηθούν προκειμένου να προσομοιωθούν αποστολές που πλησιάζουν σε εκείνες που στην πραγματικότητα εκτελεί το αεροσκάφος αλλά και προκειμένου να υπάρχει κάποιο μέτρο σύγκρισης μεταξύ του A320 και του Boeing 737-400.

Παρακάτω συνοψίζονται οι τιμές των βασικότερων παραμέτρων που απαιτεί το υπολογιστικό μοντέλο προκειμένου να εκτελεστεί:

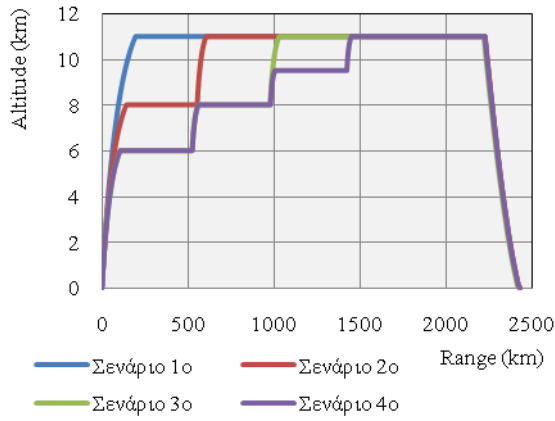
- ✓ Αριθμός επιβατών: 130 (πληρότητα αεροσκάφους περίπου ίση με 85%)
- ✓ Κινητήρας: CFM56-3C1
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου αναχώρησης: 94 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.4° C)
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου προορισμού: 25 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.8° C)

5.4.1 Βηματική Άνοδος

Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.82			
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 8 km Mach 1: 0.78 Ποσοστό 1: 20%		Υψόμετρο 2: 11 km Mach 2: 0.82	
Σενάριο 3°	Υψόμετρο 1: 6 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.78 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 11 km Mach 3: 0.82	
Σενάριο 4°	Υψόμετρο 1: 6 km Mach 1: 0.76 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.78 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 9.5 km Mach 3: 0.79 Ποσοστό 3: 20%	Υψόμετρο 4: 11 km Mach 4: 0.82

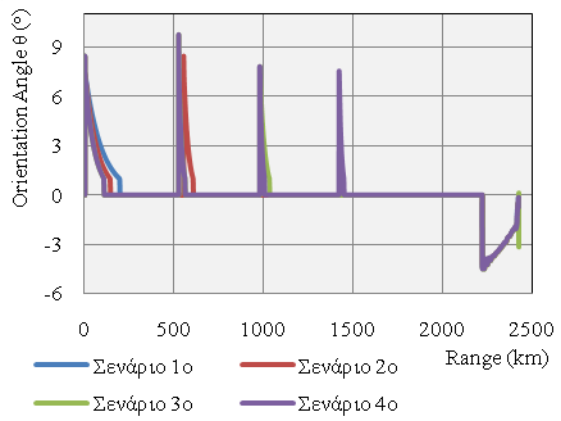
Πίνακας 5.4.1.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow

Σύμφωνα με τη μεθοδολογία που έχει ακολουθηθεί μέχρι τώρα, στη συνέχεια θα παρατεθούν τα διαγράμματα τροχιάς, γωνίας προσανατολισμού, αριθμού Mach, κατανάλωσης καυσίμου και διάρκειας πτήσης για τα σενάρια 1 έως 4 του πίνακα 5.4.1.1:



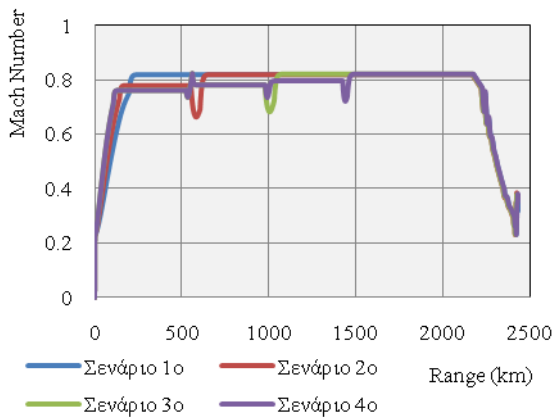
Σχήμα 5.4.1.1: Τροχιά αεροσκάφους:

Πτήση Athens- London Heathrow



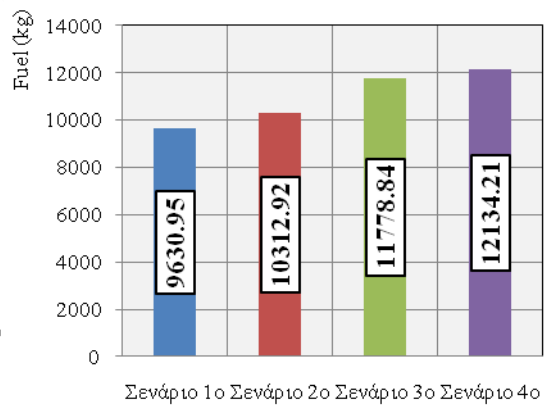
Σχήμα 5.4.1.2: Γωνία προσανατολισμού:

Πτήση Athens- London Heathrow



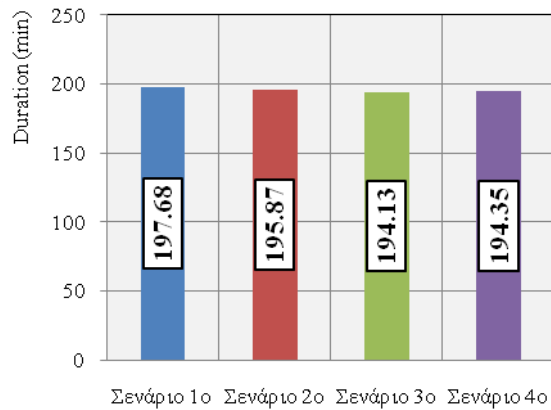
Σχήμα 5.4.1.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.1.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.1.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens- London Heathrow

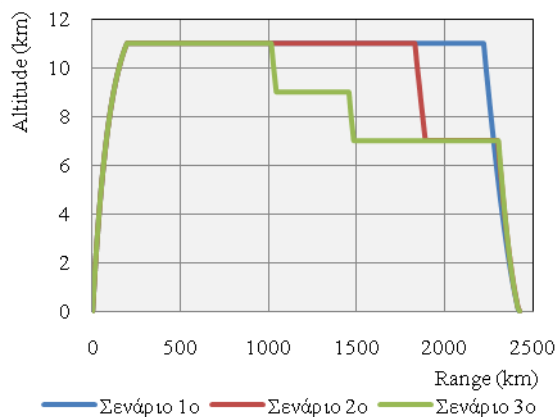
Όπως αναφέρθηκε και στα κεφάλαια 2 και 3, η συνεχόμενη (όχι βηματική) άνοδος και κάθοδος του αεροσκάφους προς και από το υψόμετρο κύριας πλεύσης αντίστοιχα, μπορεί να επιφέρει σημαντική μείωση στην κατανάλωση του καυσίμου έως και 25%. Πιο συγκεκριμένα, στις περιπτώσεις της παραγράφου 5.4.1 επαληθεύονται αυτά τα

αποτελέσματα, καθώς υπάρχει η δυνατότητα εξοικονόμησης καυσίμου σε ποσοστό 20.6%. Το A320 καλείται πλέον να πλεύσει σε μεγαλύτερο υψόμετρο και με μεγαλύτερη ταχύτητα έναντι του Boeing 737-400 λόγω των μεγαλύτερων εγγενών δυνατοτήτων του αεροσκάφους. Παρόλα αυτά αναφέρουμε ότι για την ίδια αποστολή και με την ίδια ποσοστιαία πληρότητα, το A320 καταναλώνει 9.2% περισσότερο καύσιμο.

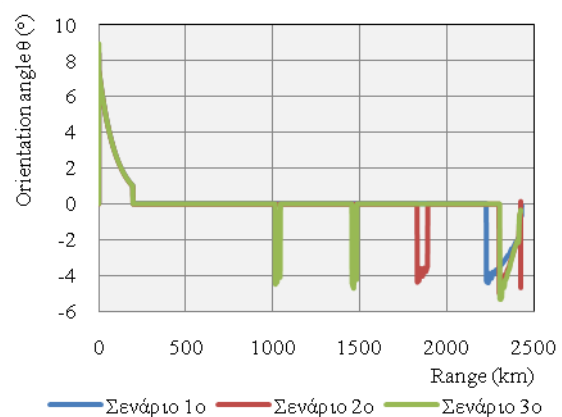
5.4.2 Βηματική Κάθοδος

Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.82		
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 11 km Mach 1: 0.78 Ποσοστό 1: 0.8	Υψόμετρο 2: 7 km Mach 2: 0.70	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 11 km Mach 1: 0.8 Ποσοστό 1: 60%	Υψόμετρο 2: 9 km Mach 2: 0.75 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 7 km Mach 3: 0.65

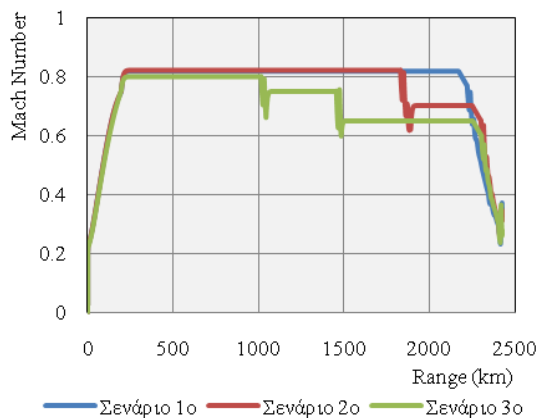
Πίνακας 5.4.2.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow



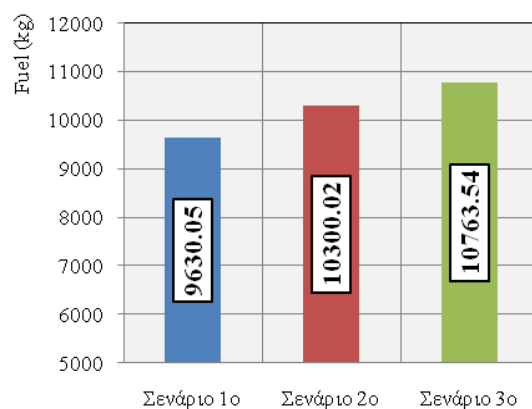
Σχήμα 5.4.2.1: Τροχιά αεροσκάφους: Πτήση Athens- London Heathrow



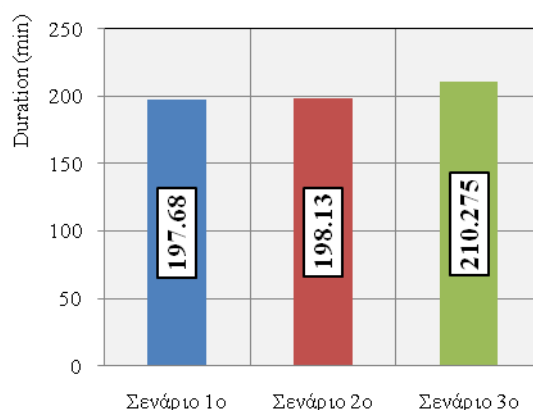
Σχήμα 5.4.2.2: Γωνία προσανατολισμού: Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.2.3: Αριθμός Mach: Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.2.4: Κατανάλωση καυσίμου: Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.2.5: Διάρκεια πτήσης:

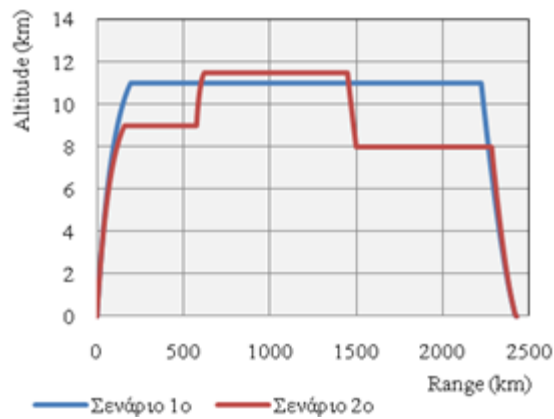
Πτήση Athens- London Heathrow

Στη μελέτη των αποστολών αυτών, πέραν των γενικότερων συμπερασμάτων στα οποία καταλήξαμε και παραπάνω -τα οποία βρίσκουν και εδώ εφαρμογή- μπορούμε να καταγράψουμε και μία νέα σημαντική παρατήρηση. Στις προηγούμενες παραγράφους, ενώ το καύσιμο αυξανόταν -τις περισσότερες φορές σημαντικά και εδώ 10.5%- υπήρχε μία μικρή μείωση στη διάρκεια της αποστολής. Αντιθέτως, στην παράγραφο αυτή καταγράφεται και αύξηση στη διάρκεια κατά 10 περίπου λεπτά, σύμφωνα με το σχήμα 5.4.2.5. Η αυξημένη κατανάλωση καυσίμου (για ίδια κατάσταση υγείας των κινητήρων) οφείλει να συμβάλει είτε στην ταχύτερη εκτέλεση της αποστολής είτε στη μεταφορά μεγαλύτερου ωφέλιμου φορτίου, λαμβάνοντας υπόψη ότι η αποστολή πρέπει να εκτελείται με τέτοιο τρόπο ώστε να βελτιστοποιούνται οι κυρίαρχες παράμετροι. Υπάρχει δηλαδή μια αντιστρόφως ανάλογη σχέση αυτών των μεγεθών, όπως γίνεται και στα περισσότερα προβλήματα όπου οι παράμετροι που μας απασχολούν είναι περισσότερες από μία (προβλήματα δύο στόχων). Το γεγονός ότι τα παραπάνω δεν εφαρμόζονται σε αυτές τις αποστολές υποδεικνύει ότι η αξιοσημείωτη αύξηση του καταναλισκόμενου καυσίμου, όχι μόνο δεν οδηγεί σε σημαντική μείωση της διάρκειας του ταξιδιού αλλά και δεν οδηγεί **απαραίτητα** σε αυτήν. Το πλεονάζον καύσιμο χρησιμοποιείται για να εξασφαλίσει στο αεροσκάφος τη πλεύση σε περισσότερα του ενός υψόμετρα και όχι για να βελτιώσει άλλες παραμέτρους της πτήσης.

5.4.3 Βηματική Άνοδος και Κάθοδος

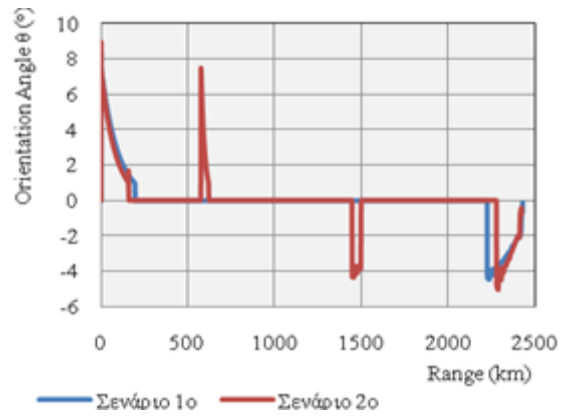
Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 11 km Mach: 0.82	
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.75 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 11.5 km Mach 2: 0.8 Ποσοστό 2: 40% Με επαναφορά στα 8 km

Πίνακας 5.4.3.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-London Heathrow



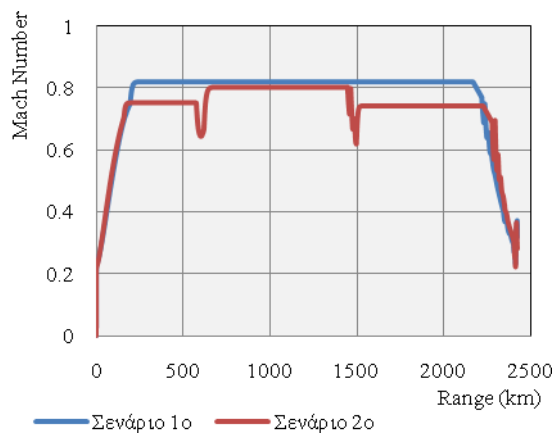
Σχήμα 5.4.3.1: Τροχιά αεροσκάφους:

Πτήση Athens- London Heathrow



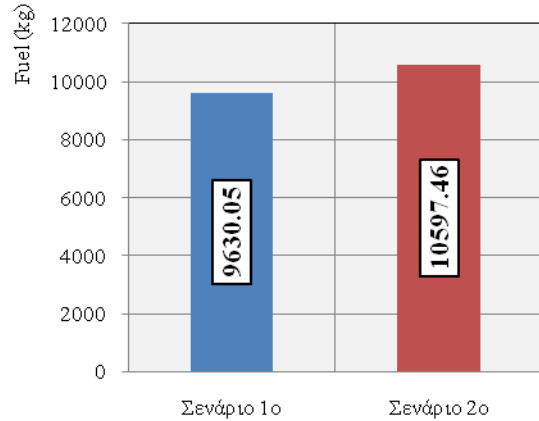
Σχήμα 5.4.3.2: Γωνία προσανατολισμού:

Πτήση Athens- London Heathrow



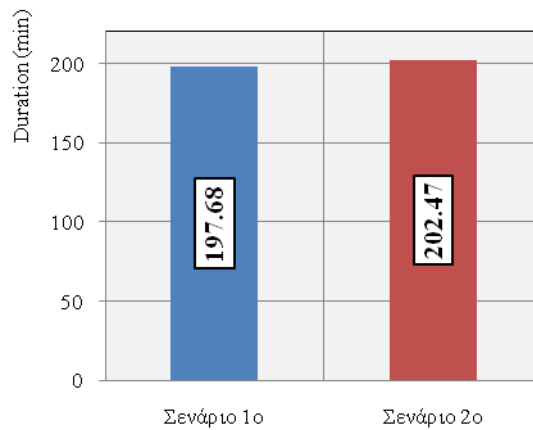
Σχήμα 5.4.3.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- London Heathrow



Σχήμα 5.4.3.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- London Heathrow



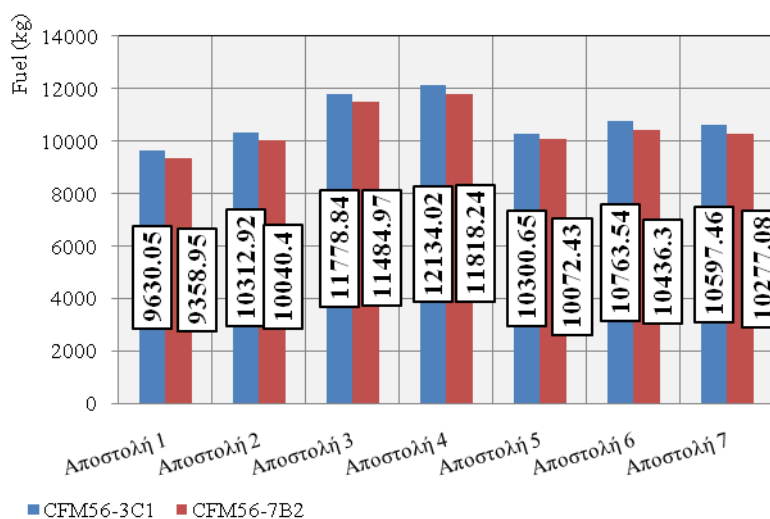
Σχήμα 5.4.3.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens- London Heathrow

Σε αυτήν την αποστολή επιλέχθηκε το πρώτο υψόμετρο πλεύσης να είναι μεγαλύτερο του τελευταίου (έναντι του σεναρίου να είναι ίσα όπως εξετάστηκε στην παράγραφο 5.2.3 όπου και υπήρξε ποσοστιαία αύξηση του καυσίμου κατά 2 μονάδες) για να εξετασθεί και το κατά πόσο αυτό το γεγονός μπορεί να επηρεάσει την τελική κατανάλωση καυσίμου του αεροσκάφους. Το διάγραμμα 5.4.3.4 αποδεικνύει ότι το

σενάριο 2 απαιτεί για τη διεξαγωγή του 9.12% περισσότερο καύσιμο σε σχέση με το σενάριο 1. Επιπλέον, η παράγραφος αυτή κατέληξε να είναι εξαιρετικό παράδειγμα για την εξέταση της συσχέτισης διάρκειας-κατανάλωσης καυσίμου-πολλαπλών υψομέτρων πλεύσης. Καταλήγουμε, λοιπόν, ότι για το κατά πόσο η μεγαλύτερη ποσότητα καυσίμου στην περίπτωση των περισσοτέρων του ενός υψομέτρων πλεύσης, συνεισφέρει ή όχι στη μείωση τα διάρκειας του ταξιδιού δεν μπορεί να δημιουργηθεί ένας γενικός κανόνας, αλλά το αποτέλεσμα εξαρτάται από τις επιμέρους παραμέτρους της κάθε αποστολής. Ακόμα, σημειώνουμε ότι και στις περιπτώσεις που εμφανίζεται μείωση της διάρκειας του ταξιδιού, αυτή είναι πολύ μικρή και απ' όσο μπορούμε να συμπεράνουμε συμπτωματική.

5.4.4 Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους



Σχήμα 5.4.4.1: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση Athens-London Heathrow

Εφόσον αυτή είναι η τελευταία αποστολή όπου θα εξετασθούν αυτοί οι δύο κινητήρες (CFM56-3C1 και CFM56-7B), συνοψίζουμε ότι ο τελευταίος είναι αποδοτικότερος λόγω της νεότερης τεχνολογίας βάσει της οποίας σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε. Πέρα όμως από την αποδοτικότερη χρήση του μετά την εγκατάσταση του σε κάποιο αεροσκάφος, έχει και οφέλη από την άποψη του κόστους συντήρησής του, το οποίο και αυτό είναι ιδιαίτερο, τόσο λόγω της σημασίας που έχει η σωστή συντήρηση των κινητήρων με στόχο την αυξημένη ασφάλεια, όσο και του ύψους του σε σχέση με άλλα έξοδα στην αεροπορική βιομηχανία. Συγκεκριμένα, αναφέρουμε ότι με την εισαγωγή του στην αγορά ο CFM56-7B μείωσε το κόστος συντήρησης έως και 15% έναντι του παλαιότερου CFM56-3C, διατηρώντας παράλληλα αλώβητη την αξιοπιστία της κατασκευάστριας εταιρίας και του ίδιου του προϊόντος.

5.5 Τρίτη Αποστολή: Athens-New York JFK-Airbus A330-300

Αφού ολοκληρώθηκε η μελέτη αποστολών μικρής και μέσης εμβέλειας στις παραπάνω παραγράφους, σειρά έχει τώρα η μελέτη μιας αποστολής μεγάλης εμβέλειας. Όπως αναφέρθηκε και στο εισαγωγικό τμήμα του κεφαλαίου αυτού, η πτήση που θα εξετασθεί είναι η πτήση Αθήνα-Νέα Υόρκη και η οποία αντιστοιχεί σε 7927 km.

Οι κινητήρες που χρησιμοποιούνται σε αυτά τα αεροσκάφη είναι ο RB211-524G και ο Trent772B, και οι δύο κατασκευασμένοι από την Rolls Royce. Τους κινητήρες αυτούς θα φέρει το αεροσκάφος Airbus A330-300, το οποίο και χρησιμοποιείται από την Olympic Air για να πραγματοποιήσει αυτό το ταξίδι. Σημειώνεται ότι η συγκεκριμένη αεροπορική εταιρία χρησιμοποιεί αεροσκάφος το οποίο μισθώνεται από την Αμερικανική Delta Airlines, αλλά ουσιαστικά ο φορέας της πτήσης είναι η προαναφερθείσα Ελληνική αεροπορική εταιρία.

Οι τιμές των βασικών παραμέτρων που απαιτούνται παρουσιάζονται στη συνέχεια:

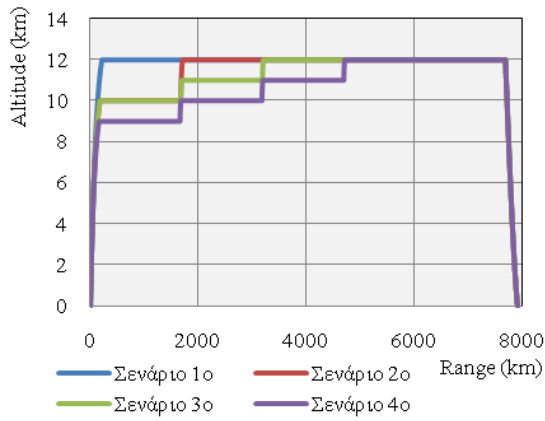
- ✓ Αριθμός επιβατών: 250 (πληρότητα αεροσκάφους περίπου ίση με 85%)
- ✓ Κινητήρας: Trent772B
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου αναχώρησης: 94 m (Θερμοκρασία εδάφους: 14.4° C)
- ✓ Υψόμετρο αεροδρομίου προορισμού: 4 m (Θερμοκρασία εδάφους: 15° C)

5.5.1 Βηματική Άνοδος

Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 12 km Mach: 0.86			
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 10 km Mach 1: 0.84 Ποσοστό 1: 20%		Υψόμετρο 2: 12 km Mach 2: 0.86	
Σενάριο 3°	Υψόμετρο 1: 10 km Mach 1: 0.84 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 11 km Mach 2: 0.85 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 12 km Mach 3: 0.86	
Σενάριο 4°	Υψόμετρο 1: 9 km Mach 1: 0.83 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 10 km Mach 2: 0.84 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 11 km Mach 3: 0.85 Ποσοστό 3: 20%	Υψόμετρο 4: 12 km Mach 4: 0.86

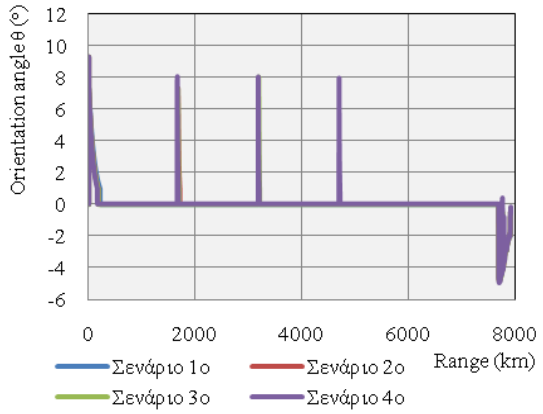
Πίνακας 5.5.1.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-New York

Τα αποτελέσματα που λάβαμε από την εκτέλεση των παραπάνω σεναρίων συνοψίζονται στα διαγράμματα 5.4.3.1 έως και 5.4.3.5:



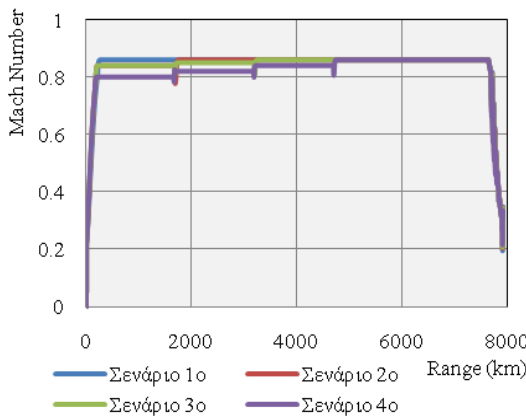
Σχήμα 5.5.1.1: Τροχιά αεροσκάφους:

Πτήση Athens- New York



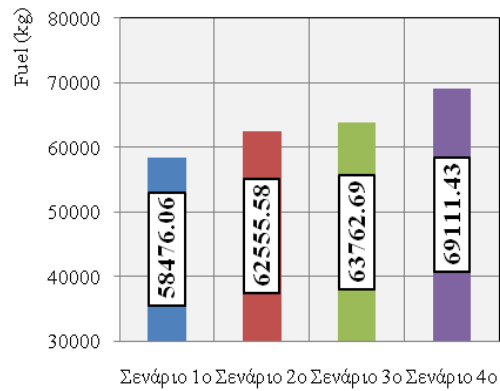
Σχήμα 5.5.1.2: Γωνία προσανατολισμού:

Πτήση Athens- New York



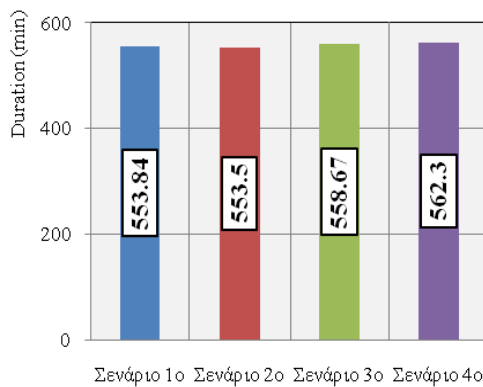
Σχήμα 5.5.1.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.1.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.1.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens- New York

Στην ανάλυση αυτής της αποστολής, οι τιμές των μεγεθών που λαμβάνουμε μετά την εκτέλεση του υπολογιστικού κώδικα είναι σαφώς μεγαλύτερα από εκείνα των προηγούμενων παραγράφων καθώς πλέον το υπό μελέτη αεροσκάφος καλείται να καλύψει μία αρκετά μεγάλη απόσταση, από τις μεγαλύτερες τις οποίες καλύπτουν πολιτικά αεροσκάφη. Παρόλα αυτά, τόσο η μεταβολή της γωνίας προσανατολισμού στο

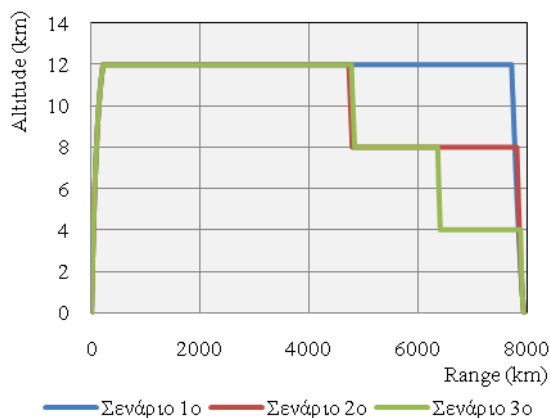
διάγραμμα 5.4.3.2 όσο και του αριθμού Mach στο διάγραμμα 5.4.3.3 (ο οποίος είναι μεγαλύτερος σε τιμή λόγω των πολύ περισσότερων δυνατοτήτων του αεροσκάφους σε σχέση με τα μέσης εμβέλειας που εξετάστηκαν παραπάνω) ακολουθούν παρόμοιο μοτίβο με προηγούμενες αποστολές, πάλι με μικρή πτώση του αριθμού Mach κατά την άνοδο του αεροσκάφους λόγω αυξημένης οπισθέλκουσας. Αυτό που κάνει περισσότερο εντύπωση όμως είναι η κατανάλωση καυσίμου η οποία κατά μέσο όρο ανέρχεται στους 62 tn και η οποία παρουσιάζει αύξηση της τάξης του 15% από το σενάριο 1 μέχρι το σενάριο 4. Όπως και προηγουμένως, η αύξηση αυτή δεν οδηγεί σε μείωση της διάρκειας της αποστολής, αποδεικνύοντας πώς η πτώση στο μέγεθος αυτό η οποία παρατηρήθηκε στις πρώτες παραγράφους είναι συμπτωματική και δεν μπορεί να ενσωματωθεί σε κάποιο γενικότερο πλαίσιο ή κανόνα.

5.5.2 Βηματική Κάθοδος

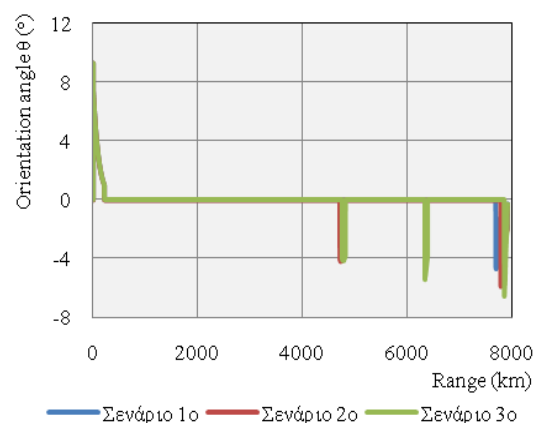
Σενάριο 1 ^ο	Υψόμετρο: 12 km Mach: 0.86		
Σενάριο 2 ^ο	Υψόμετρο 1: 12 km Mach 1: 0.86 Ποσοστό 1: 0.8	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.60	
Σενάριο 3 ^ο	Υψόμετρο 1: 12 km Mach 1: 0.8 Ποσοστό 1: 60%	Υψόμετρο 2: 8 km Mach 2: 0.6 Ποσοστό 2: 20%	Υψόμετρο 3: 4 km Mach 3: 0.5

Πίνακας 5.5.2.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-New York

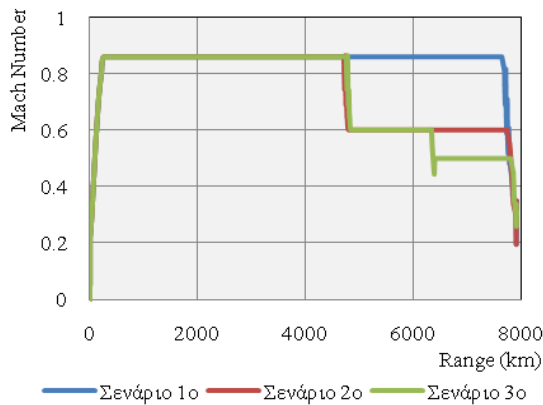
Τα διαγράμματα που εμφανίζονται στη συνέχεια παρουσιάζουν την εξέλιξη των αποστολών 1 έως 3 που αναφέρονται στον πίνακα 5.5.2.1:



Σχήμα 5.5.2.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση Athens- New York

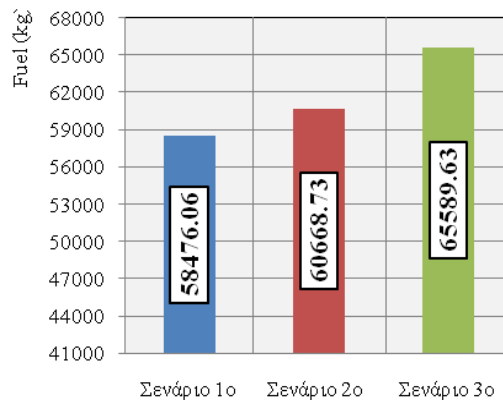


Σχήμα 5.5.2.2: Γωνία προσανατολισμού:
Πτήση Athens- New York



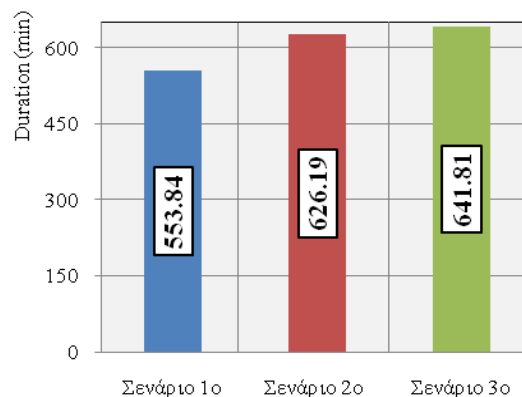
Σχήμα 5.5.2.3: Αριθμός Mach:

Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.2.4: Κατανάλωση καυσίμου:

Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.2.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens- New York

Εδώ και προκειμένου να εξετασθεί η περίπτωση όπου το αεροσκάφος εκτελεί καθόδους μεγάλης υψομετρικής διαφοράς, επιλέχθηκε αυτό να πραγματοποιήσει αφενός στο σενάριο 5 μονή κάθοδο και να μειώσει το υψόμετρό του κατά 4 km και αφετέρου στο σενάριο 6 διπλή κάθοδο με τελική μείωση υψομέτρου κατά 8 km. Η ταχύτητα του αεροσκάφους μειώθηκε και αυτή μαζί με το υψόμετρο προκειμένου να προσομοιαστεί η αύξηση του αεροσκάφους στον προορισμό του και η προσέγγιση του αντίστοιχου αεροδρομίου.

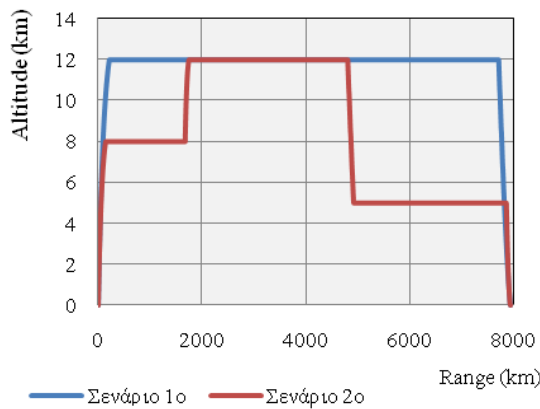
Παρατηρούμε δε ότι παρόλο που μειώθηκε το απαιτούμενο καύσιμο σύμφωνα με το σχήμα 5.5.2.4, τόσο σε απόλυτα νούμερα όσο και ως ποσοστιαία διαφορά από το σενάριο 1 στο σενάριο 6 -πλέον υπάρχει διαφορά της τάξης του 10% ενώ προηγουμένως άγγιζε το 15%- η διάρκεια της πτήσης αυξήθηκε σημαντικά (περίπου 13%). Καταλήγουμε έτσι ότι η μείωση αυτή του καυσίμου αντισταθμίστηκε από την μεγαλύτερη διάρκεια της πτήσης.

5.5.3 Βηματική Άνοδος και Κάθοδος

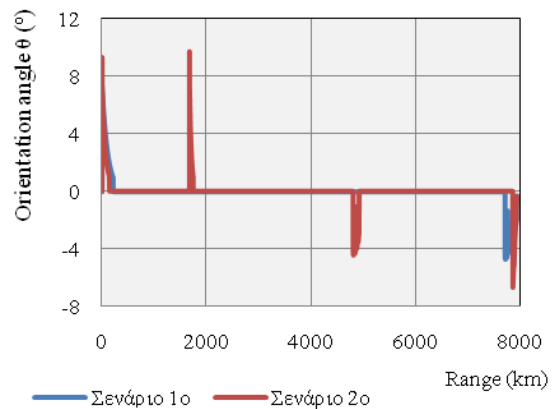
Σενάριο 1°	Υψόμετρο: 12 km Mach: 0.86	
Σενάριο 2°	Υψόμετρο 1: 8 km Mach 1: 0.8 Ποσοστό 1: 20%	Υψόμετρο 2: 12 km Mach 2: 0.86 Ποσοστό 2: 40% Με επαναφορά στα 5 km

Πίνακας 5.5.3.1: Σενάρια Αποστολών για την πτήση Athens-New York

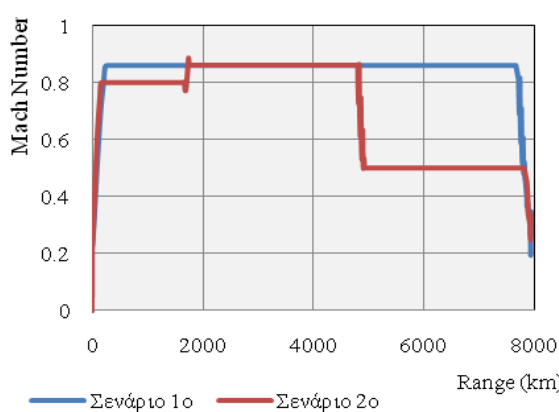
Τα σενάρια αποστολής του πίνακα 5.5.3.1 και τα αποτελέσματα τους παρουσιάζονται στα διαγράμματα 5.5.3.1 έως 5.5.3.5.



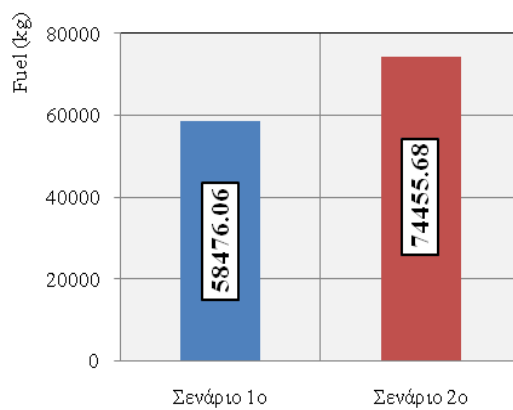
Σχήμα 5.5.3.1: Τροχιά αεροσκάφους:
Πτήση Athens- New York



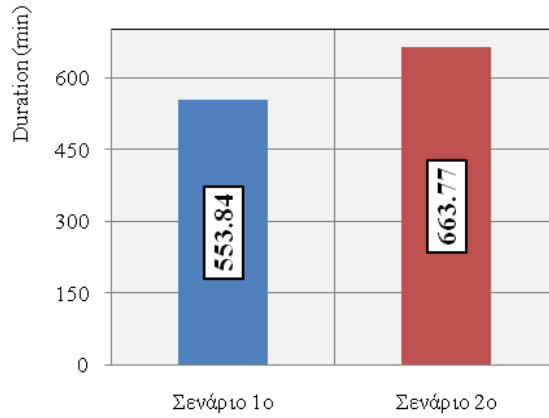
Σχήμα 5.5.3.2: Γωνία προσανατολισμού:
Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.3.3: Αριθμός Mach:
Πτήση Athens- New York



Σχήμα 5.5.3.4: Κατανάλωση καυσίμου:
Πτήση Athens- New York

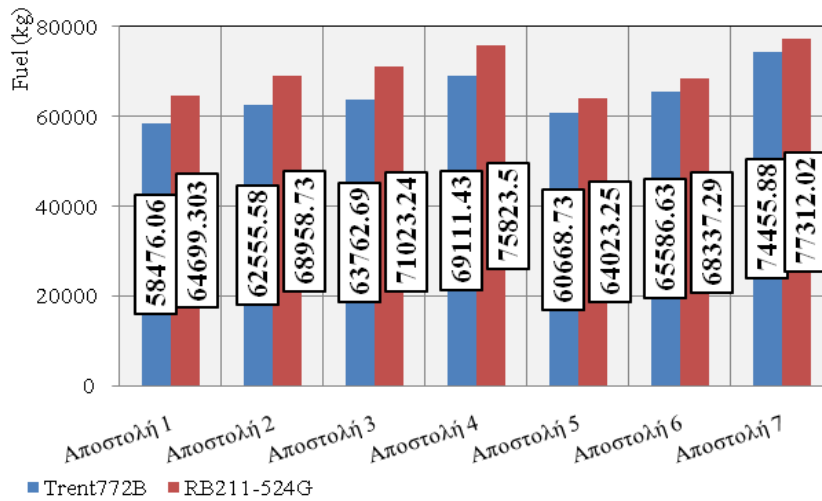


Σχήμα 5.5.3.5: Διάρκεια πτήσης:

Πτήση Athens- New York

Το σενάριο 7 αποτελεί μια από τις πιο σύνθετες αποστολές καθώς το αεροσκάφος αλλάζει υψόμετρα πλεύσης πραγματοποιώντας αξιοσημείωτες υψομετρικές αλλαγές τόσο κατά την πρώτη άνοδό του (στο 1/3 του υψομέτρου κύριας πλεύσης) όσο και κατά την κάθοδο (περίπου στο 1/3 της απόστασης από το υψόμετρο κύριας πλεύσης μέχρι το έδαφος). Αυτές οι αλλαγές παρατηρείται ότι αυξάνουν κατά πολύ το απαιτούμενο καύσιμο σε σχέση με το σενάριο 1 (περίπου 20%) καθώς και τη διάρκεια εκτέλεσης της πτήσης, επιβεβαιώνοντας τα όσα αναφέρθηκαν και στα εισαγωγικά κεφάλαια, δηλαδή ότι η εισαγωγή πολλαπλών υψομέτρων πλεύσης σε μια αποστολή, και δη αποστολή μεγάλης απόστασης, είναι οικονομικά αλλά και χρονικά επιζήμια και γίνεται μονάχα για λόγους εξυπηρέτησης και διευκόλυνσης της ολοένα και εντονότερης εναέριας κυκλοφορίας.

5.5.4 Αλλαγή Κινητήρων Αεροσκάφους



Σχήμα 5.5.4.1: Κατανάλωση Καυσίμου: Πτήση Athens-New York

Τελευταία για αυτήν την παράγραφο επιλέχθηκε να γίνει η σύγκριση δύο από τους πιο δημοφιλείς και αξιόπιστους long range κινητήρες, τον Trent 772B και τον RB211-524G. Και οι δύο αυτοί κινητήρες αποτελούν συνηθισμένη επιλογή των κατασκευαστριών εταιριών όταν πρόκειται για την πρόωση αεροσκαφών μεγάλης εμβέλειας, κυρίως λόγω του γεγονότος ότι είναι τριπλού τυμπάνου και κατ' επέκταση, πολύ πιο αποδοτικοί σε σχέση με άλλους διπλού τυμπάνου. Ο RB211-524G είναι πρόγονος του Trent772B, γεγονός που δικαιολογεί τη μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου του πρώτου σε σχέση με το δεύτερο. Στη συγκεκριμένη αποστολή παρατηρείται ότι ο RB211-524G μπορεί να καταναλώνει έως και 10% περισσότερο καύσιμο σε σχέση με το νεότερο και οικονομικότερο Trent772B. Πέρα όμως από τα οφέλη του τελευταίου κατά τη διεξαγωγή πτήσεων, παρουσιάζει και πολύ μικρότερο κόστος συντήρησης μετά την εγκατάστασή του.

5.6 Στοιχεία τροχιάς και κατανάλωσης καυσίμου της BADA

Όπως αναφέρθηκε και στο εισαγωγικό τμήμα του παρόντος κεφαλαίου, μετά την εκτέλεση διαφόρων σεναρίων από το υπολογιστικό μοντέλο CAMACM και την εξαγωγή αποτελεσμάτων σχετικά με την κατανάλωση καυσίμου κάθε μίας εξ αυτών, σειρά έχει η σύγκριση τους με εκείνα που λαμβάνονται όταν ο ίδιος υπολογιστικός κώδικας εκτελείται με δεδομένα που παρέχονται από την BADA σχετικά τόσο με την τροχιά του αεροσκάφους -η οποία είναι προκαθορισμένη μέσω του ρυθμού ανόδου που περιέχεται στα αρχεία της εν λόγω βάσης- όσο και σχετικά με την κατανάλωση καυσίμου βάσει της ώσης που απαιτεί την εκάστοτε χρονική στιγμή το αεροσκάφος. Ο λόγος για τον οποίο προβαίνουμε σε μια τέτοια σύγκριση είναι η προσπάθεια διερεύνησης του κατά πόσο το υπάρχον λογισμικό με την παρούσα δομή του είναι σε θέση να εξάγει ρεαλιστικά αποτελέσματα, όχι μόνο ποιοτικά πλέον αλλά και ποσοτικά.

Προκειμένου να εισάγουμε στο μοντέλο τα δεδομένα που παρέχονται για την πορεία ανόδου του εκάστοτε αεροσκάφους χρησιμοποιούμε τον ρυθμό ανόδου που περιέχεται στο αρχείο «**AircraftCode.ptf**». Στόχος είναι να εξαχθεί μία τέτοια σχέση η οποία να συνδέει το τρέχον υψόμετρο του αεροσκάφους με τη γωνία προσανατολισμού που εμείς επιθυμούμε να έχει -εν προκειμένω, αυτή που υπαγορεύεται από τη βάση δεδομένων που εξετάζουμε. Η διαδικασία εξαγωγής της συγκεκριμένης εξίσωσης συνοψίζεται στα παρακάτω βήματα:

- ✓ Σύμφωνα με το ρυθμό ανόδου (ROCD) που δίνεται και την ταχύτητα του αεροσκάφους, υπολογίζεται το ημίτονο της γωνίας προσανατολισμού θ . (Σχήμα 4.3.1.1)
- ✓ Με χρήση του αντίστροφου ημιτόνου, εξάγεται η πραγματική γωνία προσανατολισμού του αεροσκάφους σε ακτίνια.
- ✓ Η γωνία αυτή μετασχηματίζεται σε μοίρες.

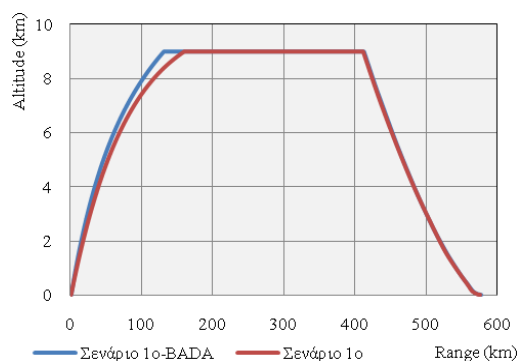
- ✓ Χαράσσεται το διάγραμμα υψομέτρου-γωνίας προσανατολισμού.

Από το διάγραμμα αυτό, λαμβάνεται η σχέση (δευτεροβάθμια) που συνδέει τα προαναφερθέντα μεγέθη και στη συνέχεια αυτή αντικαθιστά εκείνη που μέχρι τώρα όριζε την επιθυμητή γωνία προσανατολισμού θ . Σημειώνεται ότι μέχρι τώρα οριζόταν μία αρχική και μία τελική τιμή της γωνίας θ και κάθε στιγμή αυτή λάμβανε τιμές ως ποσόστωση της υψομετρικής διαφοράς που το αεροσκάφος καλούταν να καλύψει κατά την άνοδό του. Επιπλέον, επειδή πια ο υπολογιστικός κώδικας έχει την ικανότητα να διαχειρίζεται πολλαπλά υψόμετρα πλεύσης, οι παράγοντας της σχέσης αυτής έπρεπε να αδιαστατοποιηθούν προκειμένου κατά την έναρξη κάθε νέου σκέλους ανόδου, οι τιμές που αποδίδονται στη γωνία θ να ακολουθούν το ίδιο μοτίβο με εκείνο που υπαγορεύεται από την BADA για μία και μοναδική άνοδο.

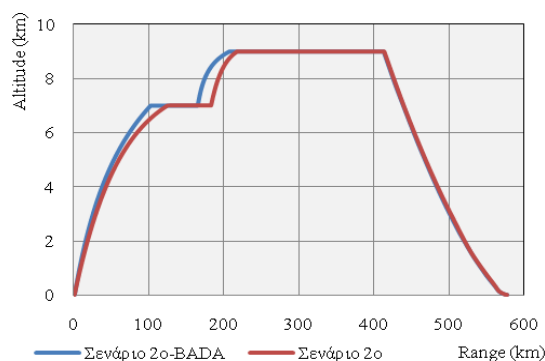
Στις επόμενες παραγράφους, θα επανεκτελεστούν τα σενάρια πολλαπλών ανόδων των παραπάνω αποστολών προκειμένου να εξακριβωθεί κατά πόσο η τροχιά που ακολουθείται πλέον αποκλίνει ή όχι από εκείνη στην οποία κατέληξε ο υπολογιστικός κώδικας προηγουμένως αλλά και για να πραγματοποιηθούν συγκρίσεις μεταξύ του καταναλισκόμενου καυσίμου που προέκυπτε έως τώρα και εκείνου που προκύπτει με την εισαγωγή νέου μοντέλου συσχέτισης ώσης-καυσίμου.

5.6.1 Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Boeing 737-400

Τα σενάρια που εκτελέστηκαν εδώ είναι εκείνα που συνοψίζονται στον Πίνακα 5.1.1.1. Προκειμένου να είναι πιο ευδιάκριτες οι όποιες διαφορές ανάμεσα στις τροχιές που προκύπτουν με τους δύο διαφορετικούς τρόπους προσανατολισμού κάθε σενάριο αναπαρίσταται σε διαφορετικό διάγραμμα. Εκείνα που ακολουθούν (5.6.1.1 έως 5.6.1.4) αντιστοιχούν σε αεροσκάφος με κινητήρα CFM56-3C1, ο οποίος και αναφέρεται σε εγχειρίδια της Boeing για το 737-400 ως ο αντίστοιχος και πιο συχνά χρησιμοποιούμενος κινητήρας σε συνδυασμό με το εν λόγω αεροσκάφος.



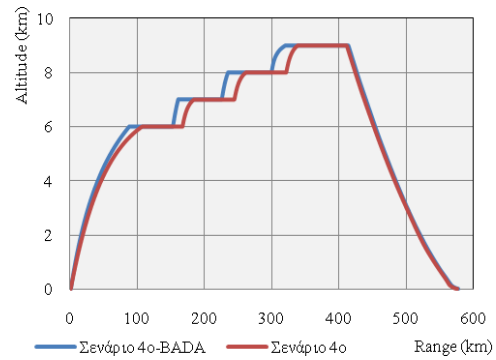
Σχήμα 5.6.1.1: 1 Υψόμετρο Πλεύσης



Σχήμα 5.6.1.2: 2 Υψόμετρα Πλεύσης



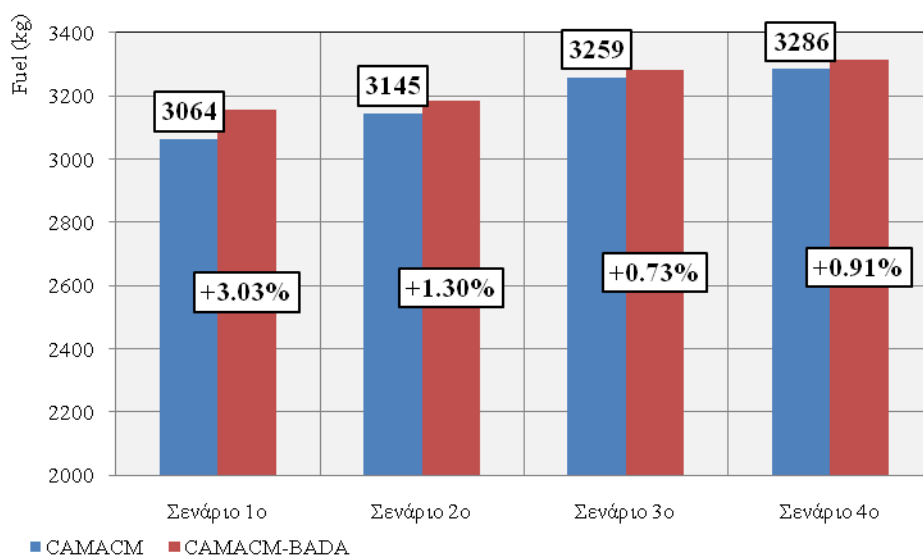
Σχήμα 5.6.1.3: 3 Υψόμετρα Πλεύσης



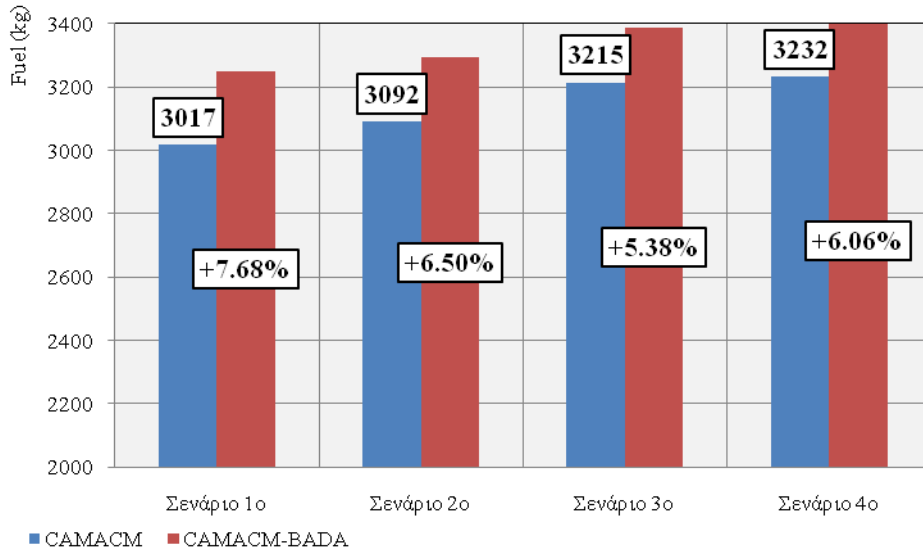
Σχήμα 5.6.1.4: 4 Υψόμετρα Πλεύσης

Από τα σχήματα 5.6.1.1-5.6.1.4 παρατηρούμε ότι υπάρχουν διαφορές ανάμεσα στη τροχιά ανόδου που υπαγορεύεται από την BADA και σε αυτήν που υπολογίζει το υπολογιστικό μοντέλο CAMACM. Αυτό σημαίνει πως η αλλαγή που έγινε στον τρόπο υπολογισμού επηρέασε τον τρόπο με τον οποίο τελικά διεξήχθη η άνοδος αλλά και η πλεύση που ακολουθεί. Επιπλέον, πρέπει να σημειώσουμε ότι το προφίλ ανόδου προκύπτει πιο απότομο εάν χρησιμοποιηθούν τα δεδομένα για το ρυθμό ανόδου που δίνονται από την BADA σε σχέση με τη ποσόστωση της επιθυμητής γωνίας προσανατολισμού που περιέχεται στο CAMACM. Ο νέος υπολογισμός της γωνίας θ υπαγορεύεται πλέον όχι μόνο από το υψόμετρο του αεροσκάφους αλλά και από την ταχύτητά του.

Στα διαγράμματα 5.6.1.5 και 5.6.1.6 παρατίθενται αποτελέσματα για την κατανάλωση καυσίμου στην οποία καταλήξαμε μετά την εισαγωγή του νέου σχετικού μοντέλου στον υπολογιστικό κώδικα. Η δεύτερη σειρά δεδομένων παρουσιάζεται ως ποσοστιαία διαφορά του νέου από το μέχρι τώρα καταναλισκόμενο καύσιμο.



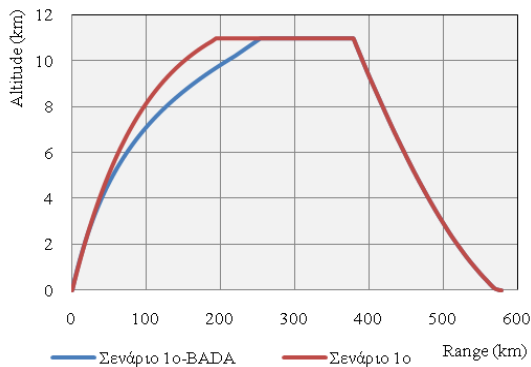
Σχήμα 5.6.1.5: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-3C1



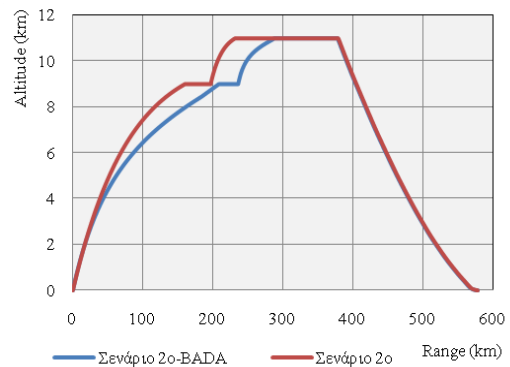
Σχήμα 5.6.1.6: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-7B2

Τα παραπάνω στοιχεία παρουσιάζουν ιδιαίτερο ενδιαφέρον καθώς προκύπτει ότι με χρήση του κινητήρα CFM56-3C1 το CAMACM καταλήγει σε αποτελέσματα που μικρές διαφορές παρουσιάζουν σε σχέση με εκείνα που προκύπτουν από την BADA. Αντιθέτως, οι διαφορές αυτές μεγεθύνονται σημαντικά αν, για τις ίδιες αποστολές, χρησιμοποιηθεί ο κινητήρας CFM56-7B2. Αυτό πιθανότατα οφείλεται στο γεγονός ότι τα δεδομένα της BADA αναφέρονται στο ζεύγος Boeing 737-400 - CFM56-3C1. Δηλαδή τα αρχεία της BADA αναφέρουν ποιον κινητήρα φέρει το κάθε αεροσκάφος και σε ποιο ζευγάρι απευθύνονται οι πληροφορίες που έχουν συγκεντρωθεί. Διαφοροποιώντας το μοντέλο του κινητήρα που θα χρησιμοποιηθεί για τη διεξαγωγή της αποστολής, διάφορα μεγέθη (όπως οι συντελεστές οπισθέλκουσας ή οι τιμές μαζών του αεροσκάφους) μπορεί να αποκλίνουν από εκείνα που παρέχονται στη βάση για άλλον κινητήρα και να οδηγούν στις προαναφερθείσες ποσοστιαίες διαφορές.

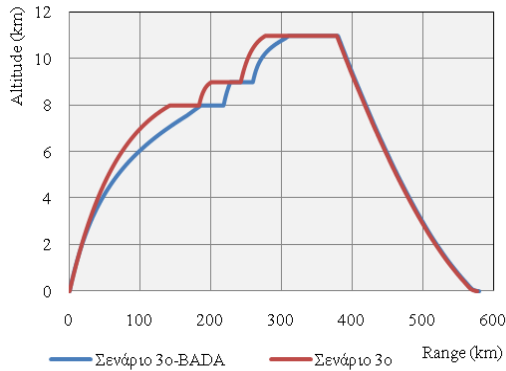
5.6.2 Πρώτη Αποστολή: London Gatwick-Edinburgh-Airbus A320



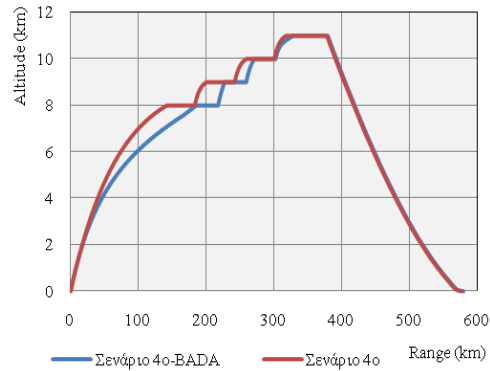
Σχήμα 5.6.2.1: 1 Υψόμετρο Πλεύσης



Σχήμα 5.6.2.2: 2 Υψόμετρα Πλεύσης

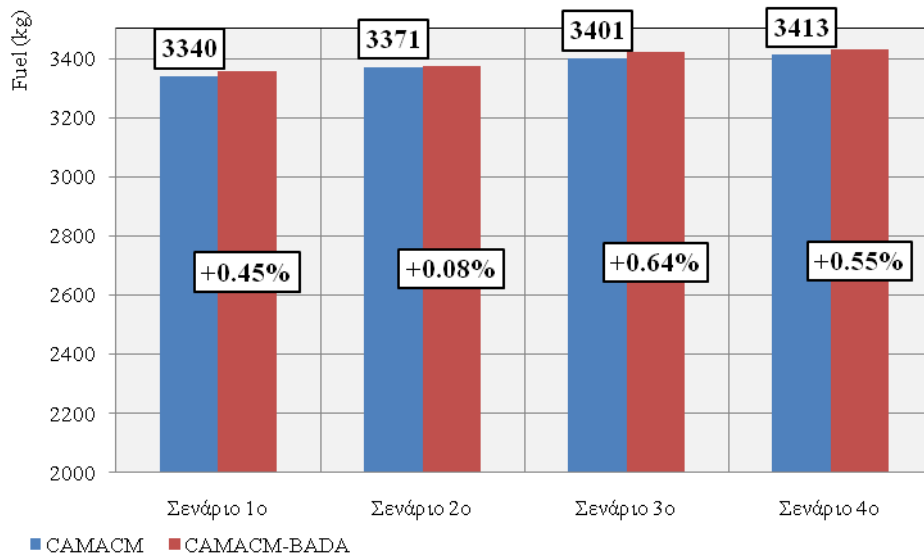


Σχήμα 5.6.2.3: 3 Υψόμετρα Πλεύσης

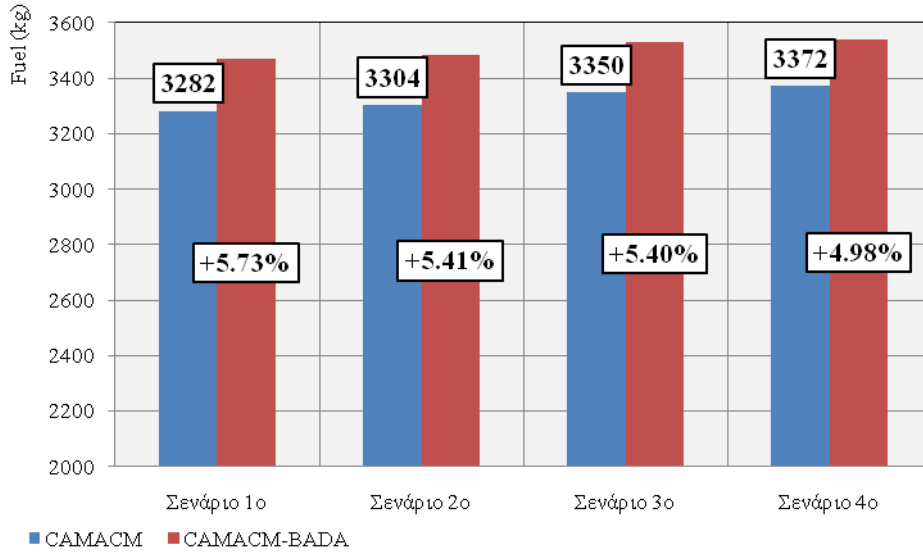


Σχήμα 5.6.2.4: 4 Υψόμετρα Πλεύσης

Η εικόνα που παρουσιάζεται από τη χρήση του Airbus A320 είναι αρκετά διαφορετική όχι μόνο ποσοτικά αλλά και ποιοτικά σε σχέση με την προηγούμενη παράγραφο και το Boeing 737-400. Πρέπει όμως να σημειωθεί ότι το αεροσκάφος τώρα καλείται να ανέβει σε μεγαλύτερο υψόμετρο απ’ ότι προηγουμένως. Αυτό το γεγονός είναι ιδιαίτερα σημαντικό καθώς ο ρυθμός ανόδου που υπαγορεύεται από την BADA μειώνεται σημαντικά όσο το υψόμετρο αυξάνεται. Πέρα δηλαδή από το γεγονός του ότι η τροχιά δεν είναι απλά παραβολική (στο CAMACM προκύπτει από την δημιουργία γραμμικής εξίσωσης για τη μετάβαση από το ένα υψόμετρο πλεύσης στο άλλο και έπειτα εισάγεται συντελεστής για την μετατροπή της τροχιάς από γραμμική σε παραβολική) επηρεάζεται και από το υψόμετρο στο οποίο πρέπει να φτάσει το αεροσκάφος, οδηγώντας τον κώδικα στη δημιουργία αυτού του όχι και τόσο ομοιόμορφου προφίλ ανόδου.



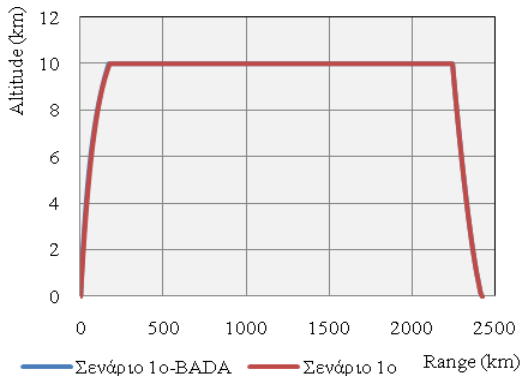
Σχήμα 5.6.2.5: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-3C1



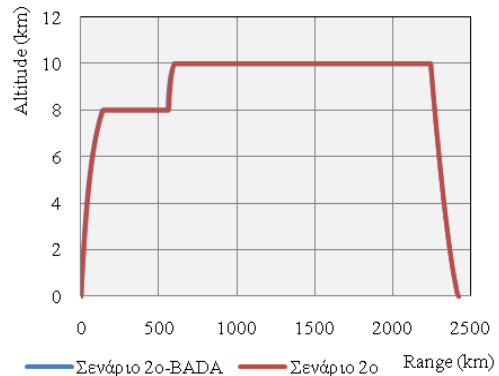
Σχήμα 5.6.2.6: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-7B2

Οι νέες καταναλώσεις καυσίμου, όπως φαίνεται και στα διαγράμματα 5.6.2.5 και 5.6.2.6, παρουσιάζουν τις ίδιες τάσεις με αυτές που αναλύθηκαν προηγουμένως. Είναι σημαντικό όμως να τονισθεί το εξής: στη βάση δεδομένων της BADA το Airbus A320 έχει καταχωρηθεί ως ζεύγος με τον κινητήρα CFM56-5A3, για τον οποίο το υπολογιστικό πακέτο CAMACM δεν περιέχει μοντέλο. Ο πλησιέστερος σε μέγιστη ώση κινητήρας είναι ο CFM56-3C1 με τον οποίο μπορεί να υπάρξει κάποια -περιορισμένη- σύγκριση. Οι ομοιότητες των δύο αυτών κινητήρων διαφαίνονται και μέσω της πολύ μικρής ποσοστιαίας απόκλισης που παρουσιάζουν τα αποτελέσματα που εξήχθησαν. Αντίθετα, οι σημαντικές διαφορές (κυρίως σε επίπεδο μέγιστης ώσης) μεταξύ του κινητήρα CFM56-5A3 και του απογόνου του CFM56-7B2 γίνονται εμφανείς στο σχήμα 5.6.2.6, όπου παρουσιάζονται αποκλίσεις μεταξύ των δύο αποτελεσμάτων σχεδόν 6%.

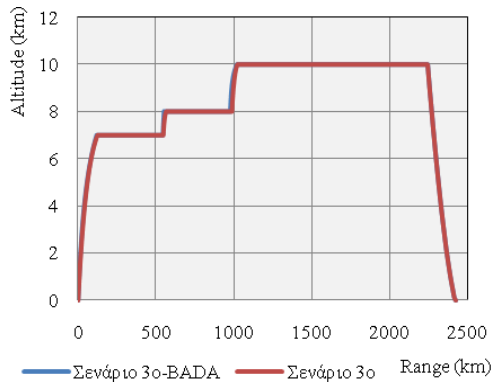
5.6.3 Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Boeing 737-400



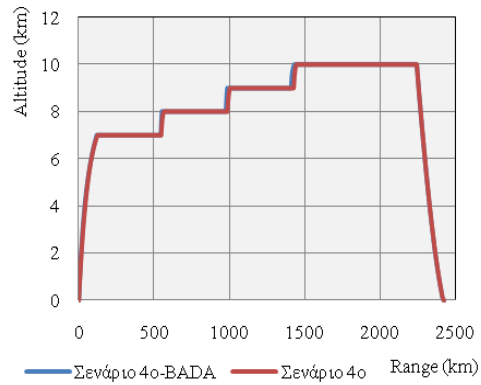
Σχήμα 5.6.3.1: 1 Υψόμετρο Πλεύσης



Σχήμα 5.6.3.2: 2 Υψόμετρα Πλεύσης

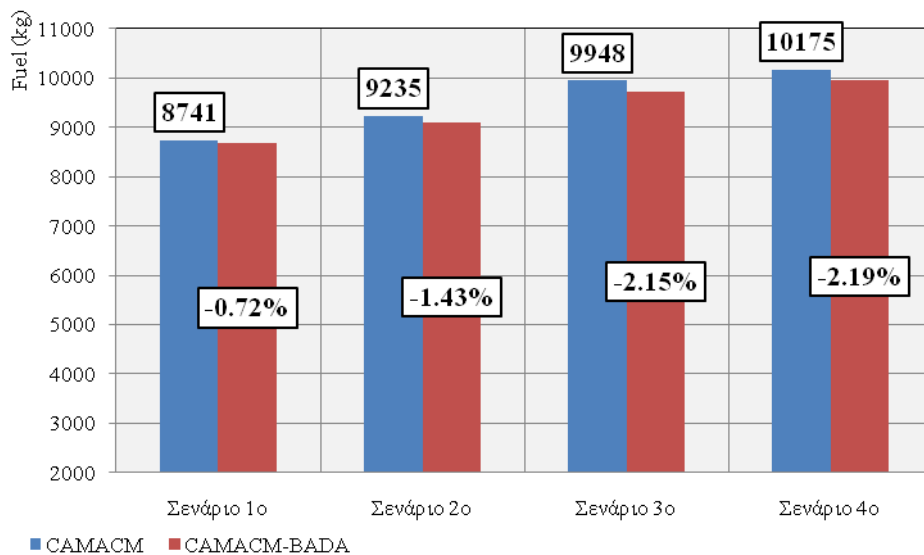


Σχήμα 5.6.3.3: 1 Υψόμετρο Πλεύσης

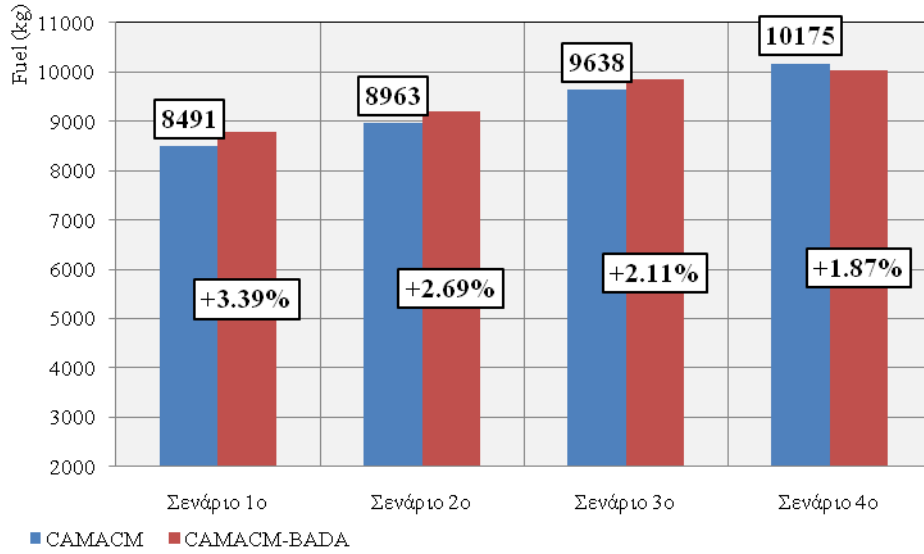


Σχήμα 5.6.3.4: 1 Υψόμετρο Πλεύσης

Τα σενάρια που εκτελέστηκαν για να ληφθούν οι τροχιές των σχημάτων 5.6.3.1-5.6.3.4 αναφέρονται αναλυτικά στον πίνακα 5.3.1.1. Παρόλο που η δεύτερη αποστολή ανήκει στην κατηγορία ανάλυσης αποστολής αεροσκαφών μέσης εμβέλειας και η απόσταση που καλείται να διανύσει το αεροσκάφος έχει αυξηθεί σημαντικά σε σχέση με την προηγούμενη παράγραφο η γενικότερη εικόνα που παρουσιάζεται προσομοιάζει εκείνη της παραγράφου 5.6.1 όπου το αεροσκάφος που εξετάστηκε ήταν και πάλι το Boeing 737-400. Το προφίλ ανόδου εξακολουθεί να είναι πιο απότομο εάν χρησιμοποιηθούν τα δεδομένα της BADA για τον υπολογισμό του, οι διαφορές του όμως με το προφίλ ανόδου που εξάγεται από το CAMACM είναι αισθητά λιγότερο εμφανείς.



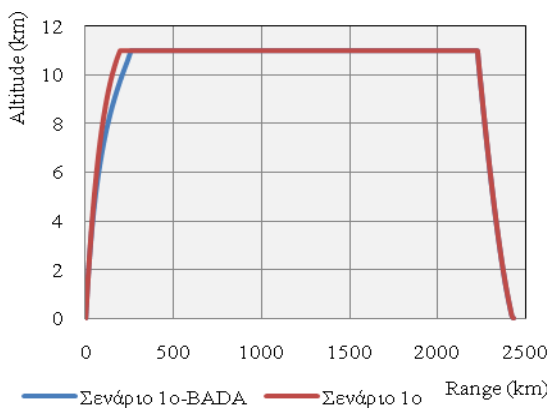
Σχήμα 5.6.3.5: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-3C1



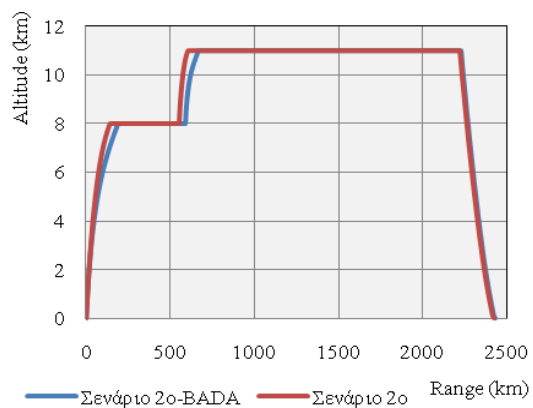
Σχήμα 5.6.3.6: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-7B2

Στα αποτελέσματα της νέας κατανάλωσης καυσίμου (Σχήμα 5.6.3.5 και 5.6.3.6) παρατηρούμε ότι ο κινητήρας CFM56-3C1 νικά το νεότερο CFM56-7B2 στα σημεία. Η εικόνα που λαμβάνεται τώρα δεν είναι τόσο ξεκάθαρη όσο προηγουμένως, όπου η εκτέλεση του προγράμματος με τον κινητήρα που πραγματικά χρησιμοποιούνταν από το αεροσκάφος έδινε πολύ μικρές ποσοστιαίες αποκλίσεις σε σχέση με τα αποτελέσματα του CAMACM. Παρόλο που στο σχήμα 5.6.3.5 έχουμε μικρότερες διαφορές ανάμεσα στις καταναλώσεις, αυτές δεν είναι τόσο μεγαλύτερες στο σχήμα 5.6.3.6, όμως με μέση ποσοστιαία διαφορά -1.62% στο πρώτο σχήμα και +2.39% στο δεύτερο μπορούμε να πούμε ότι και πάλι τα αποτελέσματα με τον κινητήρα CFM56-3C1 είναι πιο ρεαλιστικά.

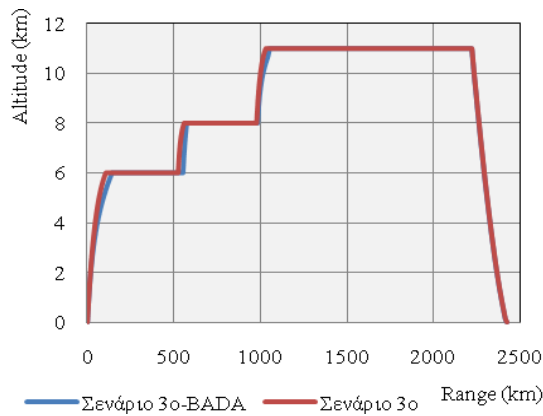
5.6.4 Δεύτερη Αποστολή: Athens-London Heathrow-Airbus A320



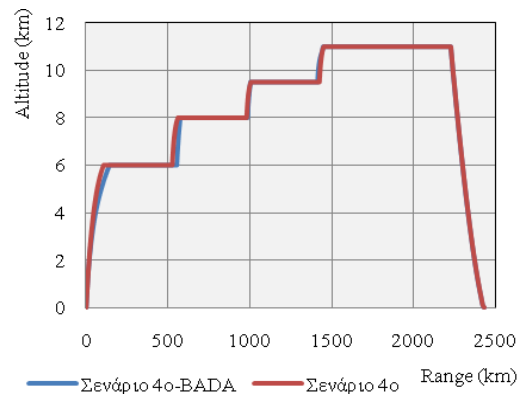
Σχήμα 5.6.4.1: 1 Υψόμετρο Πλεύσης



Σχήμα 5.6.4.2: 2 Υψόμετρα Πλεύσης

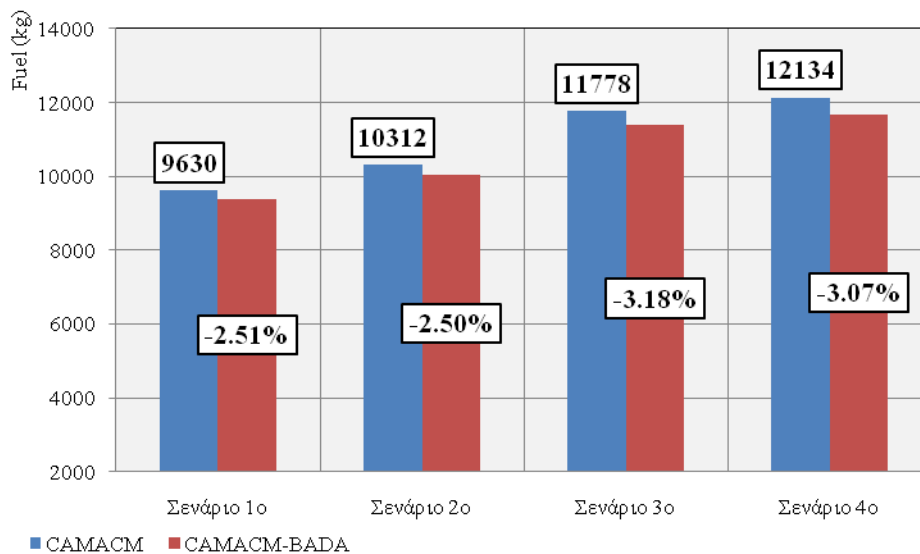


Σχήμα 5.6.4.3: 3 Υψόμετρα Πλεύσης

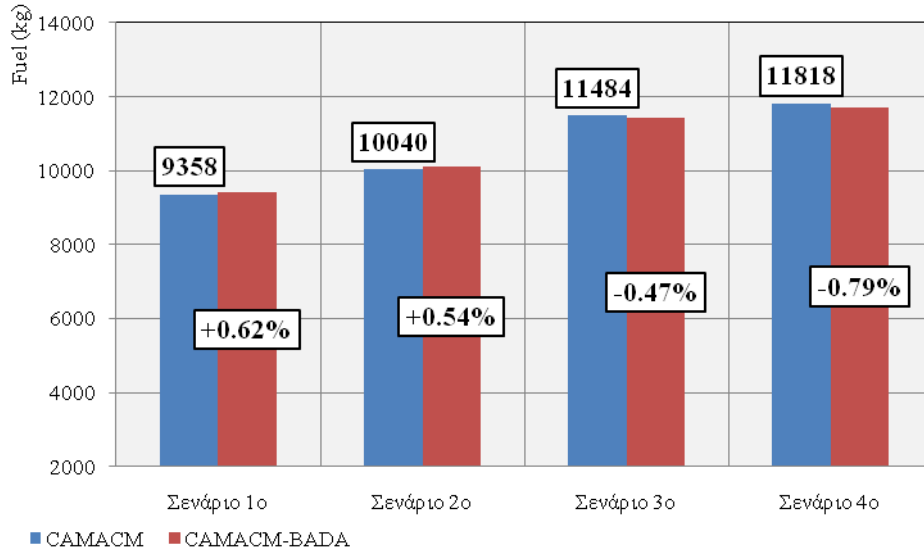


Σχήμα 5.6.4.4: 4 Υψόμετρα Πλεύσης

Πέρα από το γεγονός ότι και εδώ το μήκος της αποστολής είναι πολύ μεγαλύτερο από εκείνο της πρώτης το αεροσκάφος καλείται και πάλι να ανέλθει σε μεγαλύτερο υψόμετρο απ’ ότι το Boeing 737-400 στην προηγούμενη παράγραφο. Η ανάγκη αυτή για άνοδο σε μεγαλύτερο υψόμετρο οδηγεί τον κώδικα στο να λάβει δεδομένα από την BADA από την περιοχή του μειούμενου ρυθμού ανόδου και να εξομαλύνει το τελευταίο τμήμα της προς το υψόμετρο πλεύσης. Έτσι και σύμφωνα με τα παραπάνω, η τροχιά του αεροσκάφους κατά την άνοδο παρουσιάζεται πιο απότομη σύμφωνα με τα αποτελέσματα του υπολογιστικού πακέτου CAMACM.



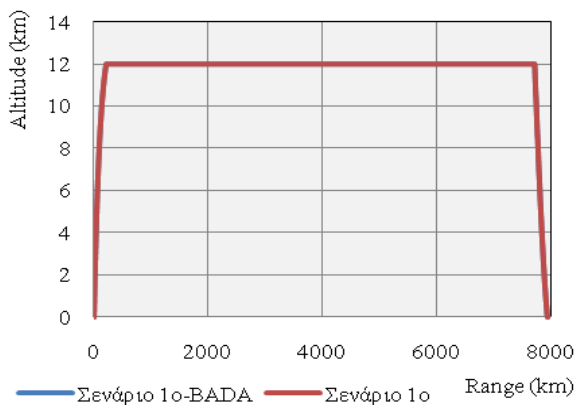
Σχήμα 5.6.4.5: Σύγκριση νέας και παλιός κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-3C1



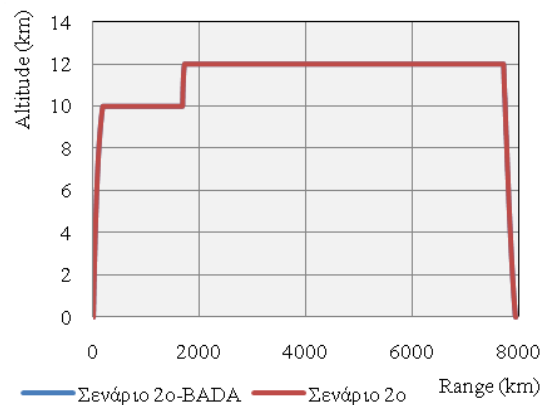
Σχήμα 5.6.4.6: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - CFM56-7B2

Από την εκτέλεση αυτών των αποστολών τα αποτελέσματα που λαμβάνουμε αποκλίνουν από τα αναμενόμενα. Ενώ περιμέναμε μικρότερες διαφορές από την εκτέλεση του προγράμματος με τον κινητήρα CFM56-3C1 και μεγαλύτερες με τον CFM56-7B2, τα αποτελέσματα επιδεικνύουν αντίθετη τάση, με μέση απόκλιση 2.06% στο σχήμα 5.6.4.5 και -0.03% στο σχήμα 5.6.4.6. Αυτό που πρέπει να τονισθεί είναι ότι και στις δύο περιπτώσεις -παρόλη την παραπάνω διαφοροποίηση- οι αποκλίσεις που υπολογίστηκαν είναι σχετικά μικρές, γεγονός που επιβεβαιώνει ότι το CAMACM ως εργαλείο ανάλυσης αποστολών έχει τη δυνατότητα να εξάγει ρεαλιστικά αποτελέσματα.

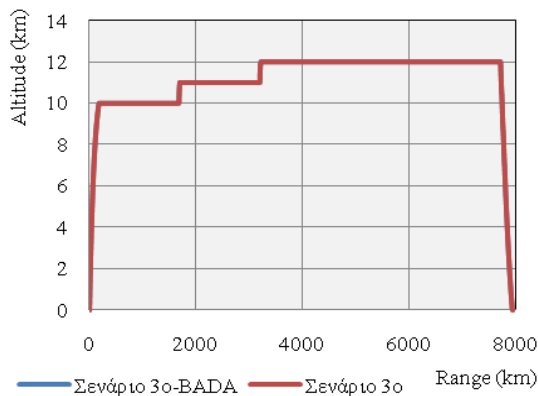
5.6.5 Τρίτη Αποστολή: Athens-New York JFK-Airbus A330-300



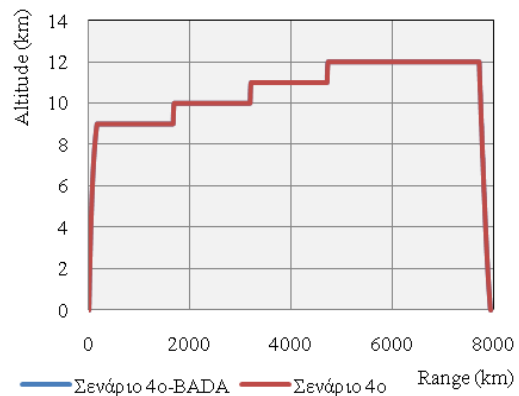
Σχήμα 5.6.5.1: 1 Υψόμετρο Πλεύσης



Σχήμα 5.6.5.2: 2 Υψόμετρα Πλεύσης



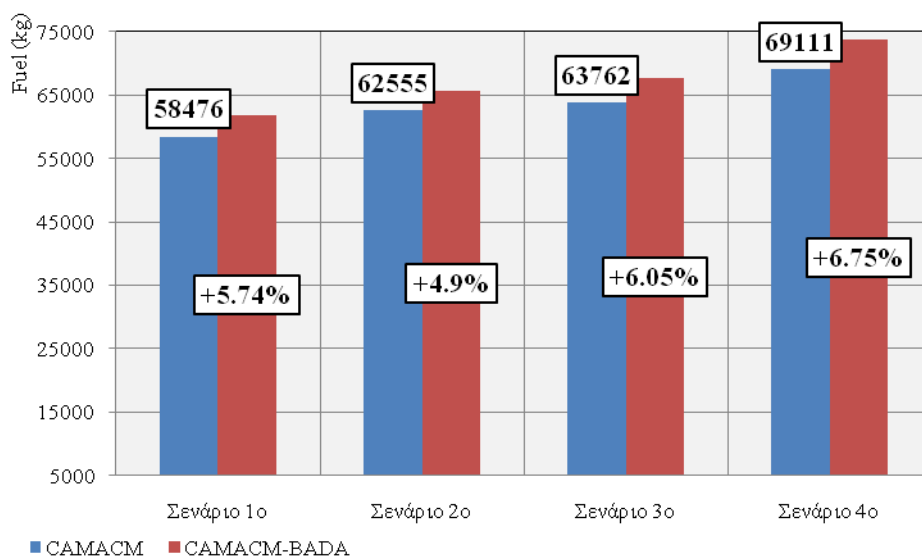
Σχήμα 5.6.5.3: 3 Υψόμετρα Πλεύσης



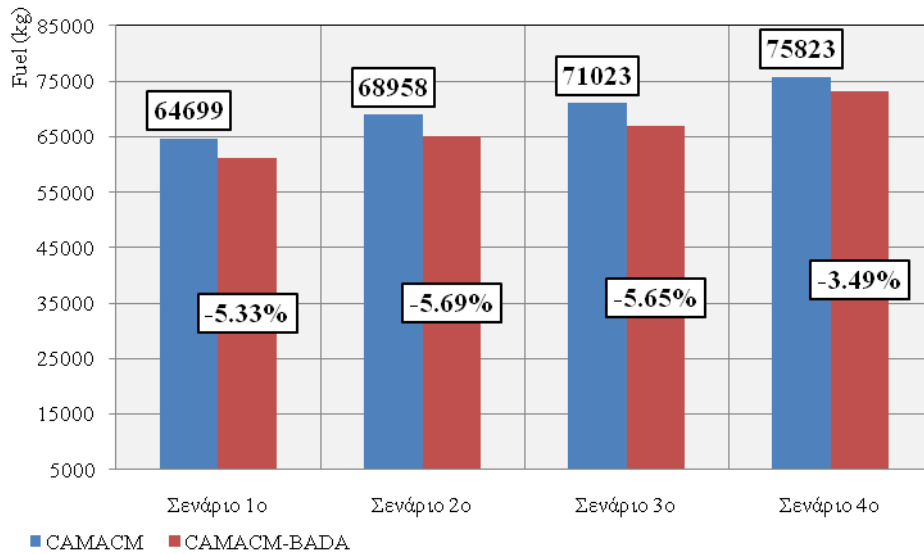
Σχήμα 5.6.5.4: 4 Υψόμετρα Πλεύσης

Περνώντας πια σε ανάλυση αποστολής αεροσκάφους μεγάλης εμβέλειας, όπως είναι η πτήση Αθήνα-Νέα Υόρκη και το αεροσκάφος Airbus A330-300, διαπιστώνουμε ότι οι διαφορές που εμφανίζονται ανάμεσα στα αποτελέσματα των δύο μεθόδων είναι πολύ μικρές, ενώ η τροχιά που ακολουθεί το αεροσκάφος κατά τη μία ή και κατά τις πολλαπλές ανόδους του παραμένει σχεδόν αμετάβλητη.

Η παρούσα παράγραφος σε σύγκριση με την αμέσως προηγούμενη στην οποία είχαμε και πάλι αύξηση του μήκους αποστολής σε σχέση με την πρώτη, μας οδηγεί στο συμπέρασμα ότι όσο αυξάνεται η απόσταση που το αεροσκάφος πρέπει να διανύσει τόσο οι τροχιές που εξάγονται από τις δύο μεθόδους τείνουν προς τη σύγκλιση. Αυτό υποστηρίζεται και από το γεγονός του ότι πέρα από την αύξηση του μήκους αποστολής αυξάνεται και το υψόμετρο πλεύσης, οπότε και προκειμένου να συνδυαστούν οι δύο αυτές παράμετροι αποτελεσματικά, δεν υπάρχουν πολλά περιθώρια διαφοροποίησης της τροχιάς που θα ακολουθηθεί, όποια από τις δύο μεθόδους (BADA ή CAMACM) και αν χρησιμοποιηθεί.



Σχήμα 5.6.5.5: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - TRENT772B

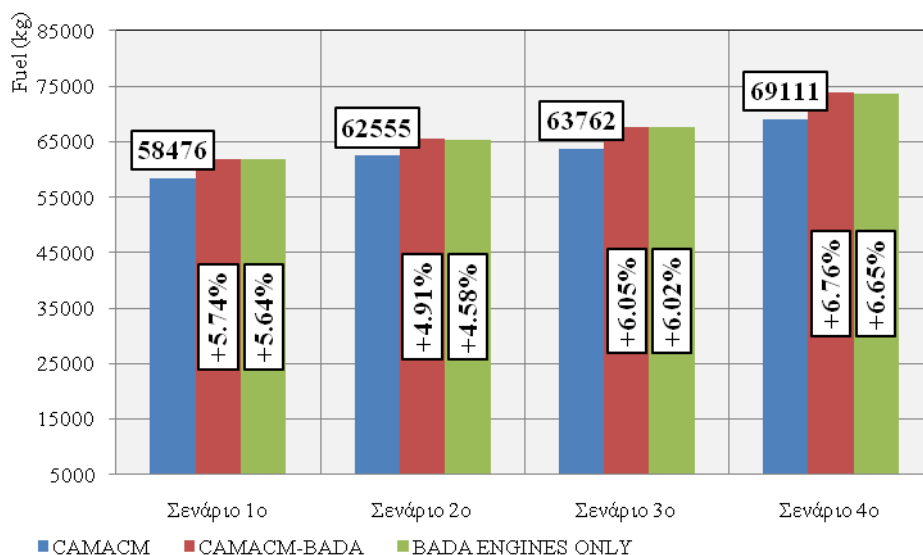


Σχήμα 5.6.5.6: Σύγκριση νέας και παλιάς κατανάλωσης καυσίμου - RB211-524G

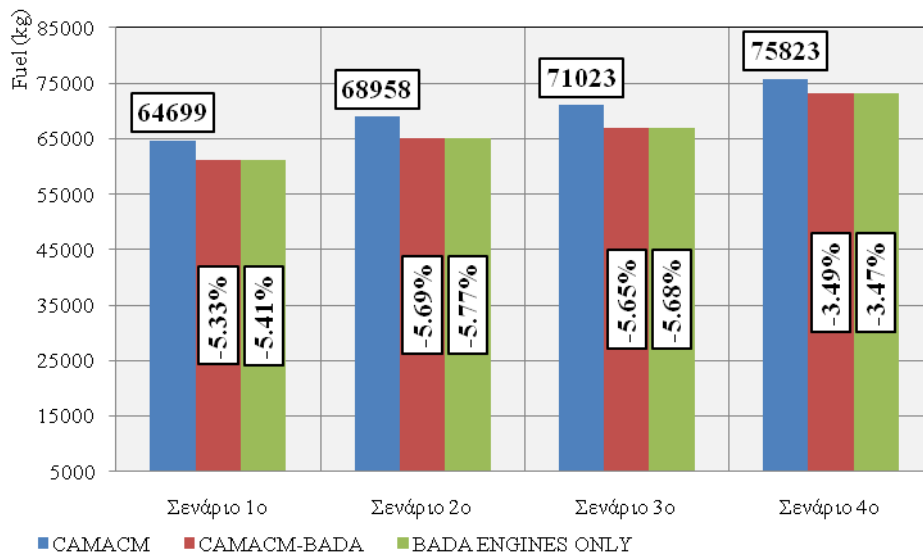
Από τα διαγράμματα 5.6.5.5 και 5.6.5.6 παρατηρούμε ότι οι ποσοστιαίες αποκλίσεις που παρουσιάζονται δεν είναι ιδιαίτερα σημαντικές από τη μία, δεν μπορούν όμως και να θεωρηθούν αμελητέες. Το παραπάνω αποτέλεσμα μπορεί να εξηγηθεί από το γεγονός ότι τα αρχεία της BADA υποδεικνύουν ως ζεύγος του συγκεκριμένου αεροσκάφους τον κινητήρα CF6-80E1, ενώ η εκτέλεση του υπολογιστικού κώδικα με ή χωρίς τα στοιχεία της BADA έγινε με χρήση των κινητήρων RB211-524G και Trent772B, οι οποίοι (και οι δύο) έχουν μέγιστες ώσεις κατά πολύ διαφορετικές σε σχέση με τον CF6. (CF6: 227 kN, RB211-524G: 187 kN, TRENT772B: 316 kN). Θα μπορούσε να ειπωθεί ότι επειδή ο RB211-524G είναι πιο κοντά στον CF6 από άποψη μέγιστης ώσης, για αυτό και τα ποσοστά που προκύπτουν είναι κατά τι μικρότερα από τα αντίστοιχα του TRENT772B.

Επειδή ακριβώς, ειδικά στην περίπτωση της αποστολής αεροσκάφους μεγάλης εμβέλειας, η BADA δηλώνει ως ζεύγος του Airbus 330-300 τον κινητήρα CF6-80E1 ενώ μέχρι τώρα εξετάζοταν με μοντέλα άλλων κινητήρων, θεωρήθηκε σημαντικό να εξετασθεί κατά πόσο συμβάλλει στη διαφορά στα εξαγόμενα αποτελέσματα των δύο μεθόδων η χρήση διαφορετικού μοντέλου κινητήρα και κατά πόσο η υιοθέτηση διαφορετικής τροχιάς ανόδου.

Έτσι η τελευταία αποστολή εξετάστηκε υπό νέα σκοπιά: χρησιμοποιείται αφενός το προφίλ ανόδου που υπολόγιζε αρχικά το CAMACM -χωρίς τα δεδομένα της BADA- και αφετέρου εισάγεται και πάλι το μοντέλο που εκείνη προτείνει για τη συσχέτιση απαιτούμενης ώσης - κατανάλωσης καυσίμου. Τα αποτελέσματα που λήφθηκαν παρουσιάζονται στα διαγράμματα 5.6.5.7 και 5.6.5.8:



Σχήμα 5.6.5.7: Μελέτη Αιτίας Αποκλίσεων Αποτελεσμάτων – TRENT772B

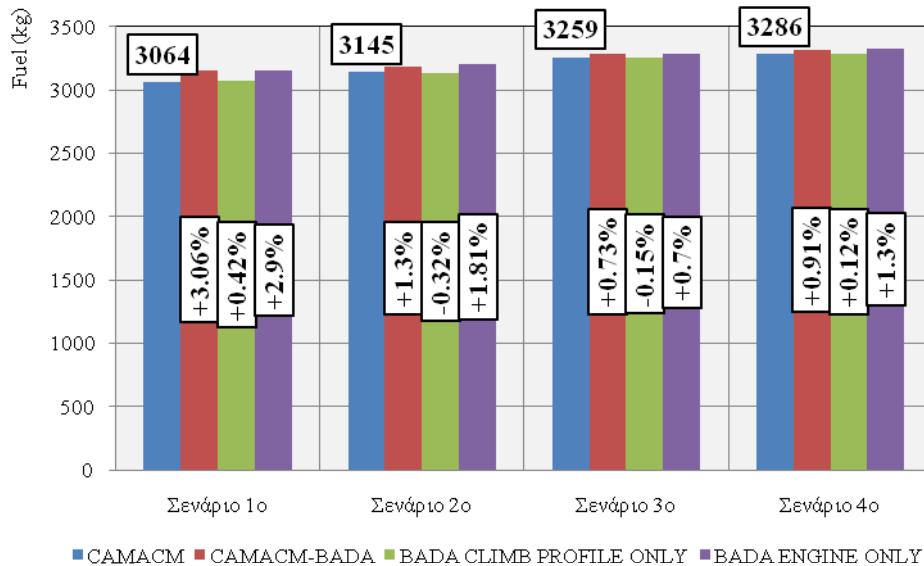


Σχήμα 5.6.5.8: Μελέτη Αιτίας Αποκλίσεων Αποτελεσμάτων – RB211-524G

Από τα παραπάνω παρατηρούμε ότι σχεδόν ολόκληρη η απόκλιση που παρουσιάζεται μεταξύ των αποτελεσμάτων του CAMACM και του συνδυασμού CAMACM-BADA οφείλονται στο διαφορετικό μοντέλο κινητήρα που χρησιμοποιείται κάθε φορά. Άρα η χρήση διαφορετικού προφίλ ανόδου δεν οδηγεί σε σημαντικές αποκλίσεις μεταξύ των αποτελεσμάτων που λήφθηκαν. Παρόλα αυτά, για να είναι πιο ασφαλής η σύγκριση στην τελευταία αυτή αποστολή θα ήταν χρήσιμη η εισαγωγή του μοντέλου του κινητήρα που προτείνει η BADA στα αρχεία της για το συγκεκριμένο αεροσκάφος.

Για να επιβεβαιωθούν τα παραπάνω, προχωρήσαμε στην εκτέλεση του υπολογιστικού κώδικα με τόσο με χρήση μόνο του προφίλ ανόδου της BADA όσο και με χρήση μόνο του μοντέλου κινητήρα για την περίπτωση που διαθέταμε ήδη μοντέλο του

αναφερομένου στα αρχεία της BADA κινητήρα. Συγκεκριμένα, αναλύθηκαν τα σενάρια της πρώτης αποστολής (London Gatwick-Edinburgh) τα οποία και συνοψίζονται στον πίνακα 5.1.1.1. Τα αποτελέσματα φαίνονται στο διάγραμμα 5.6.5.9:



Σχήμα 5.6.5.9: Μελέτη Αιτίας Απόκλισης Αποτελεσμάτων

Αποστολή 1^η, Boeing 737-400, CFM56-3C1

Παρατηρούμε ότι η επίδραση της αλλαγής του χρησιμοποιούμενου μοντέλου κινητήρα, παρόλο που αναφερόμαστε στον ίδιο τύπο, έχει πολύ μεγαλύτερες επιπτώσεις στις τελικά εξαγόμενες αποκλίσεις απ’ ότι η αλλαγή προφίλ ανόδου. Η επιρροή του προφίλ ανόδου είναι εν γένει μικρή, αλλά και σημαντικά χαμηλότερη από εκείνη του μοντέλου κινητήρα. Σαν πολύ γενική διαπίστωση η οποία δίνεται εδώ μόνο για να υπάρχει μια σαφέστερη εικόνα για τις παραπάνω αλληλεπιδράσεις, μπορούμε να πούμε ότι η αλλαγή μοντέλου κινητήρα και η αλλαγή προφίλ ανόδου συνεισφέρουν στις αποκλίσεις από τα αρχικά εξαγόμενα αποτελέσματα του CAMACM κατά 80% και 20% αντίστοιχα.

6 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ ΒΕΛΤΙΩΣΗΣ

Η παρούσα διπλωματική εργασία αποσκοπούσε στον εμπλουτισμό του υπάρχοντος υπολογιστικού μοντέλου CAMACM του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου. Αυτό το λογισμικό και αποτελεί ένα αξιόπιστο εργαλείο για την ανάλυση αποστολών αεροσκαφών. Μέχρι πρότινος, το λογισμικό χρησιμοποιούταν κατά κύριο λόγο για αποστολές αεροσκαφών μικρής και μέσης εμβέλειας, ενώ υπήρχε η δυνατότητα προσδιορισμού από το χρήστη ενός και μοναδικού υψομέτρου πλεύσης του αεροσκάφους. Επιπλέον, τα αεροσκάφη τα οποία είχαν εισαχθεί στο πακέτο ήταν και αυτά μικρής και μέσης εμβέλειας, αν και τα δύο (Boeing 737-400 και Airbus A310) είναι από τα πιο συχνά χρησιμοποιούμενα αεροσκάφη από την παγκόσμια αεροπορική βιομηχανία.

Ένα από τα πρώτα βήματα που έγιναν ήταν η προσθήκη στις δυνατότητες του προγράμματος της διαχείρισης πολλαπλών υψομέτρων πλεύσης από τον υπολογιστικό κώδικα. Η πλεύση σε διαφορετικά υψόμετρα μπορεί πλέον να είναι αποτέλεσμα τόσο περισσότερων της μίας ανόδων αλλά και περισσότερων της μίας καθόδων, ή ακόμα και συνδυασμό αυτών. Με αυτόν τον τρόπο, έγινε ακόμα πιο ρεαλιστική η εκτέλεση κάθε αποστολής από τον κώδικα, καθώς η πλεύση σε πολλαπλά υψόμετρα είναι η τακτική που ακολουθείται από όλες τις αεροπορικές εταιρίες σε όλα τα αεροδρόμια παγκοσμίως. Από τις πολλές και διαφορετικές εκτελέσεις αποστολών, διαπιστώθηκε ότι το υπολογιστικό πακέτο είναι σε θέση να ανταπεξέλθει επιτυχώς σε προβλήματα διαχείρισης πολλαπλών υψομέτρων με ποικιλία άλλων παραμέτρων, όπως είναι ο αριθμός Mach, το μήκος της αποστολής, ο αριθμός των επιβατών, ο τύπος του κινητήρα και άλλα.

Ενώ η βάση για την ανάπτυξη της νέας αυτής δυνατότητας του λογισμικού ήταν το αεροσκάφος Boeing 737-400, δημιουργήθηκαν επιπλέον αρχεία και για άλλα αεροσκάφη, όπως το Airbus A319, το Airbus A320, το Airbus A321, το Boeing 737-300 και άλλα. Με τη δημιουργία αυτών των επιπλέον αρχείων, ο εκάστοτε χρήστης μπορεί πλέον να δοκιμάσει την εκτέλεση πολλών διαφορετικών σεναρίων αποστολών με πολλά διαφορετικά αεροσκάφη, ανάλογα με την απόσταση που θα διανυθεί και φυσικά, τις γενικότερες απαιτήσεις της αποστολής.

Πέρα από τα παραπάνω, θεωρήθηκε σημαντικό να γίνει μια αξιολόγηση του CAMACM, προκειμένου να διαπιστωθεί το κατά πόσο τα αποτελέσματα που εξάγει, κυρίως από την

πλευρά της κατανάλωσης καυσίμου, μπορούν να θεωρηθούν ρεαλιστικά και συγκρίσιμα με εκείνα που εξάγονται από την βάση δεδομένων αεροσκαφών, τη BADA. Πίσω από τη BADA, όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, βρίσκεται η Eurocontrol, από τους πρωτοπόρους οργανισμούς στην δημιουργία προφίλ τροχιάς για πτήσεις. Για να γίνει εφικτή η σύγκριση αυτή, ενσωματώθηκε στον ήδη υπάρχων κώδικα, νέο μοντέλο κινητήρα (δηλαδή νέα εξίσωση συσχέτισης της απαιτούμενης ώσης με την κατανάλωση καυσίμου) ενώ το αεροσκάφος καλούταν να ακολουθήσει συγκεκριμένο προφίλ ανόδου, σύμφωνα με τα δεδομένα που παρείχε η BADA στο εκάστοτε αρχείο αεροσκάφους. Ο υπολογιστικός κώδικας εκτελέστηκε πολλές φορές για πολλές και διαφορετικές αποστολές και τα αποτελέσματα στα οποία οδηγηθήκαμε έδειχναν πολύ μικρές αποκλίσεις μεταξύ των αποτελεσμάτων του CAMACM από τα αντίστοιχα της BADA

Αναλυτικότερα, στις περιπτώσεις όπου το μοντέλο του κινητήρα που χρησιμοποιούταν από το CAMACM συνέπιπτε με το τύπο του κινητήρα που πρότεινε η BADA, τα αποτελέσματα ήταν ιδιαίτερα ικανοποιητικά (της τάξης του 2%) ενώ και αρκετές φορές οι αποκλίσεις εμφανίζονταν μικρότερες της μίας ποσοστιαίας μονάδας. Επειδή ακριβώς δεν υπήρχε πάντα διαθέσιμο το μοντέλο του κινητήρα που πρότεινε η BADA θεωρήθηκε σκόπιμη η περαιτέρω μελέτη, προκειμένου να διαπιστωθεί αν οι όχι αμελητέες αποκλίσεις που παρουσιάζονταν σε αυτές τις περιπτώσεις οφείλονταν στην υιοθέτηση διαφορετικού προφίλ ανόδου ή στην αντικατάσταση του πραγματικά χρησιμοποιούμενου κινητήρα με κάποιον άλλο. Τα αποτελέσματα που λήφθηκαν έδειξαν ότι η αλλαγή του κινητήρα είναι η βασικότερη αιτία για τις διαφορές που παρατηρήθηκαν.

Καταλήγουμε λοιπόν ότι το CAMACM οδηγείται σε αξιόπιστα αποτελέσματα τα οποία δεν απέχουν πολύ από την πραγματικότητα. Πρέπει σε αυτό το σημείο, να τονισθεί ότι η BADA έχει αρχεία που αναφέρονται σε ζεύγη αεροσκάφους-κινητήρα, γεγονός που περιορίζει την ευελιξία για δοκιμές εκτέλεσης της ίδιας αποστολής με διαφορετικό κινητήρα και την περαιτέρω σύγκριση των εξαγόμενων αποτελεσμάτων.

Βέβαια, σε καμία περίπτωση δεν υπονοείται ότι οι δυνατότητες του υπολογιστικού πακέτου ως εργαλείο ανάλυσης αποστολών έχουν καλυφθεί. Υπάρχουν περιθώρια για σημαντικές βελτιώσεις και προσθήκες οι οποίες θα φέρουν το CAMACM ακόμα ένα βήμα πιο κοντά στην πλήρη και ακριβή προσομοίωση μιας πτήσης πολιτικού αεροσκάφους. Κάποιες προτάσεις για την επιπλέον βελτίωση του υπολογιστικού κώδικα παρουσιάζονται παρακάτω:

- ✓ Αρχικά -το προφανές- προσθήκη περισσότερων αρχείων αεροσκαφών προκειμένου να δημιουργηθεί μια πιο πλήρης βάση η οποία θα παρέχεται στο χρήστη.

- ✓ Δημιουργία περισσότερων μοντέλων κινητήρων, προκειμένου να υπάρχει η δυνατότητα εκτέλεσης αποστολών με το αεροσκάφος και τον κινητήρα που χρησιμοποιεί η εκάστοτε αεροπορική εταιρία αλλά και για την διεξαγωγή συγκρίσεων μεταξύ τους.
- ✓ Εισαγωγή επίδρασης καιρικών συνθηκών, αλλά και των αλλαγών που αυτές επιφέρουν στην τροχιά (υψόμετρο) του αεροσκάφους.
- ✓ Πιθανή τρισδιάστατη προσέγγιση της τροχιάς του αεροσκάφους, προκειμένου να συμπεριληφθούν τόσο στη διάρκεια της πτήσης όσο και στην κατανάλωση καυσίμου της οι επιπλέον καθυστερήσεις που προκύπτουν από τα holding patterns κοντά στα αεροδρόμια προορισμού.
- ✓ Μελέτη της επίδρασης της βηματικής πλεύσης στην ποσότητα του καταναλισκόμενου καυσίμου. Η μοντελοποίηση αυτής της διαδικασίας θα αφορά την μείωση του βάρους του αεροσκάφους και στον κατάλληλο έλεγχο του συντελεστή άνωσης c_L του αεροσκάφους, προκειμένου αυτό να είναι σε θέση να αυξήσει το υψόμετρό του ενώ εκτελεί οριζόντια πλεύση χωρίς όμως να επανέλθει στο σκέλος της ανόδου, όπως αυτό αυστηρά ορίζεται στα πλαίσια της βηματικής ανόδου.

7 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] Rolls Royce, «The Jet Engine», 5th Edition
- [2] Κωνσταντίνος Μαθιουδάκης, Καθηγητής Ε.Μ.Π, «Λειτουργικά Αεροπορικών Κινητήρων»
- [3] Κωνσταντίνος Μαθιουδάκης, Καθηγητής Ε.Μ.Π, «Διαγνωστική Αεριοστροβίλων», Αθήνα 2007
- [4] Β. Ηλιοπούλου, «Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους», Διπλωματική Εργασία, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π, 1999
- [5] Μ. Κελαϊδης, «Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους & Βελτιστοποίηση Παραμέτρων Πτήσης», Διπλωματική Εργασία, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π, 2006
- [6] Federal Aviation Administration, «Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge», Skyhorse Publishing Inc, 2009
- [7] Federal Aviation Administration, «Airplane Flying Handbook», Skyhorse Publishing Inc, 2007
- [8] Claire Soares, «Gas Turbines: a handbook of air, land and sea applications», Butterworth-Heinemann, 2008
- [9] Ian Wilson, Florian Hafner, «Benefit Assessment of Using Continuous Descent Approaches at Atlanta», Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, Florida
- [10] Environmental Research and Consultancy Department, Civil Aviation Authority, «Basic Principles of the Continuous Descent Approach (CDA) for the Non-Aviation Community» (http://www.caa.co.uk/docs/68/Basic_Principles_CDA.pdf)
- [11] Sandy Liu, FAA Office of Environment & Energy, «Continuous Descent Arrivals (CDA)», 2006, (<http://smartech.gatech.edu/bitstream/1853/34260/1/Liu.pdf>)
- [12] Alain Siebert, Chief Economics & Environment, SJU, «100 trials later, AIRE programme results unveiled», Federal Aviation Administration
- [13] Alan Melrose, Airport Sustainability Specialist, EUROCONTROL, «CDA», September 2008
- [14] Charlie Svoboda, «Turbofan engine database as a preliminary design tool», Department of Aerospace Engineering, The University of Kansas, 2004 Learned Hall, Lawrence, KS 66045, USA
- [15] Airbus Industries, «Getting to grips with Aircraft Performance», January 2002
- [16] John-Paul Clarke, Associate Professor, School of Aerospace Engineering Director, Air Transportation Laboratory, Georgia Institute of Technology, «Continuous Descent Arrivals: Flight Procedures that Provide, Significant Fuel Savings», AGIFORS Operations Control Study Group, Hosted by Emirates Airlines, Dubai, UAE, 10 May 2006
- [17] Eurocontrol, «User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA)», Revision 3.6
- [18] Celia Rodriguez, «Atlantic Interoperability Initiative to Reduce Emissions-AIRE», ICAO Colloquium on Aviation and Climate Change

Διαδίκτυο:

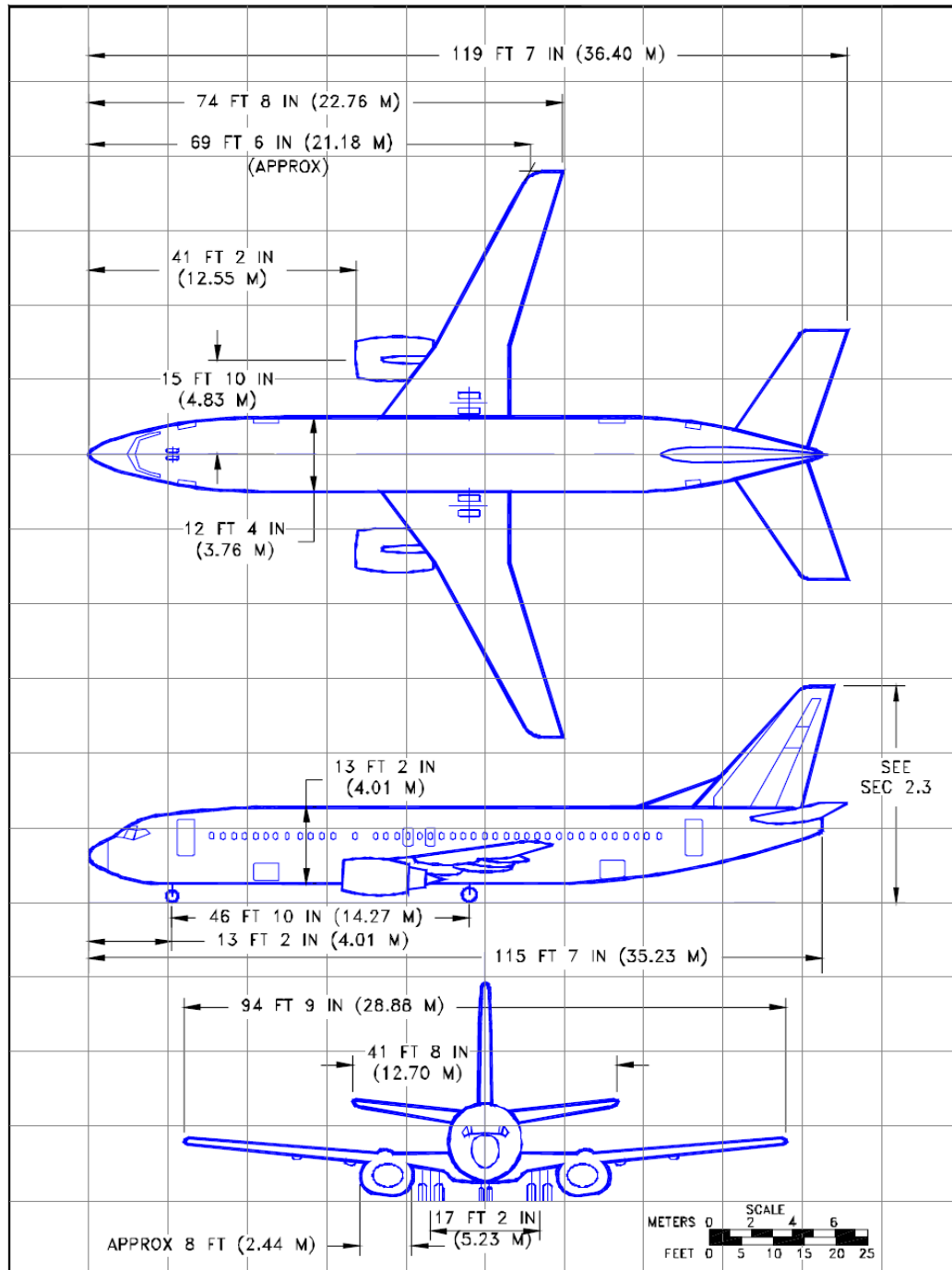
- [19] <http://selair.selkirk.ca/Training/systems/powerpoint/AVIA%20240/05TAKEOFF%20FLIGHT%20PATH%20PERFORMANCE.ppt>
- [20] <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/b737/>
- [21] <http://www.canso.org/cms/showpage.aspx?id=903>
- [22] <http://www.nats.co.uk/environment/nats-and-the-environment/environment-menu-cards/>
- [23] <http://www.scribd.com/doc/17453264/Eurocontrol-CDA-Implementation-Guidance-Information>
- [24] <http://www.qantas.com.au/travel/airlines/aircraft-seat-map-boeing-734/global/en>
- [25] http://www.sacairports.org/noise/CDA/CDA%20ESA%20Report_110806.pdf
- [26] <http://worldaerodata.com>
- [27] <http://www.sneema.com>
- [28] <http://www.flightglobal.com/directory/searchresults.aspx?manufacturerType=Engine&searchMo deManufacturer&keyword=&manufacturer=3082&navigationItemId=382>
- [29] <http://www.faa.gov>
- [30] http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_25.html
- [31] <http://www.langlevflyingschool.com/Pages/CPGS%205%20Air%20Law%20Part%201.html>
- [32] http://wiki.amee.com/index.php/Jet_aircraft
- [33] <http://www.eea.europa.eu/publications/EMEPCORINAIR5/B851vs2.4.pdf>
- [34] www.olympiair.com
- [35] <http://el.aegeanair.com/>
- [36] http://www.britishairways.com/travel/home/public/en_gb
- [37] <http://www.airbus.com/en/>
- [38] <http://www.boeing.com/>
- [39] <http://www.rolls-royce.com/>
- [40] <http://www.cfm56.com/>
- [41] http://www.eurocontrol.int/corporate/public/standard_page/lp_about_us.html
- [42] <http://www.icao.int/>
- [43] <http://www.lissys.demon.co.uk/PianoX.html>
- [44] <http://elearning.ians.lu/aircraftperformance/>

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

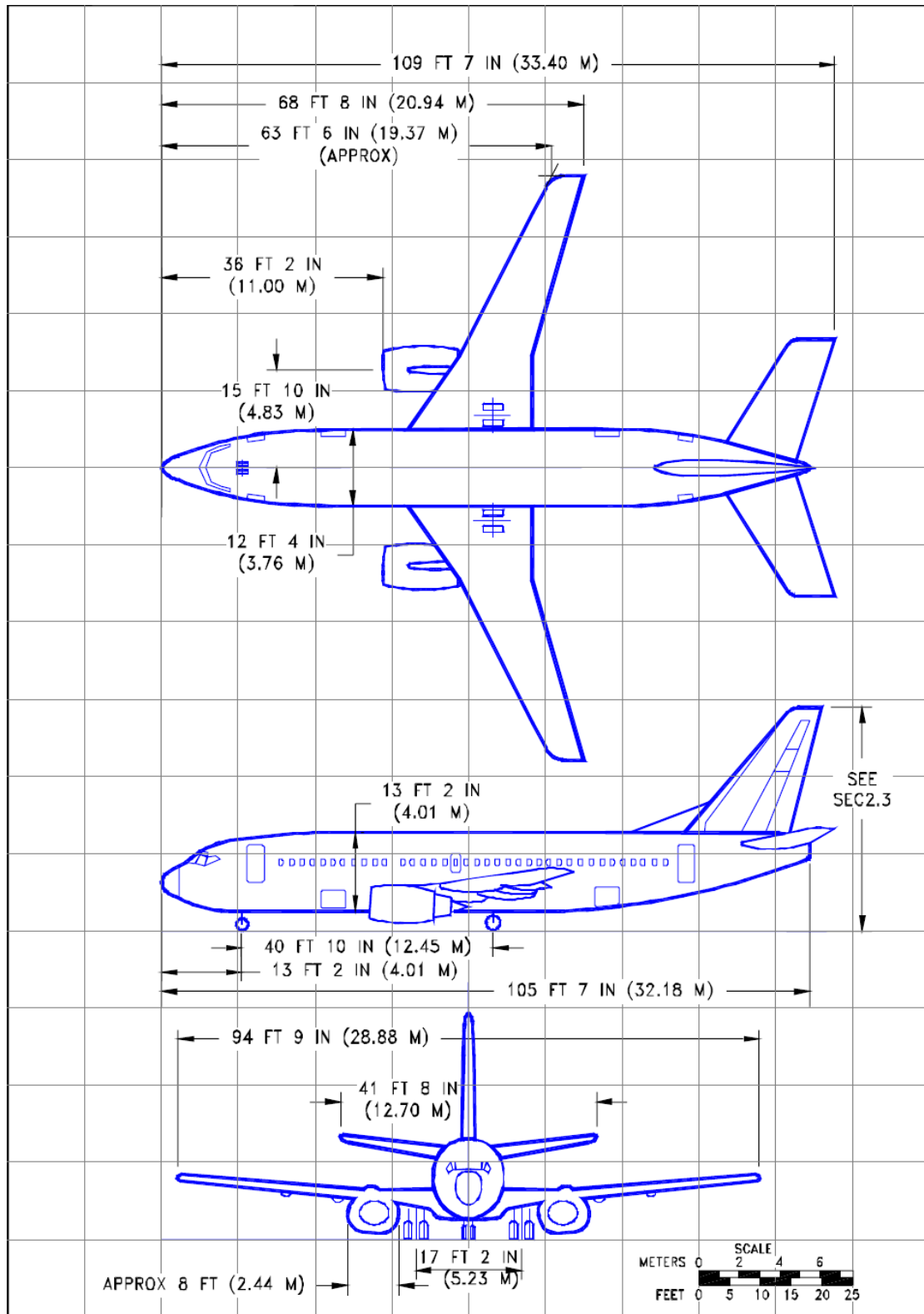
Π1

ΑΕΡΟΣΚΑΦΗ ΣΑΜΑΣΜ

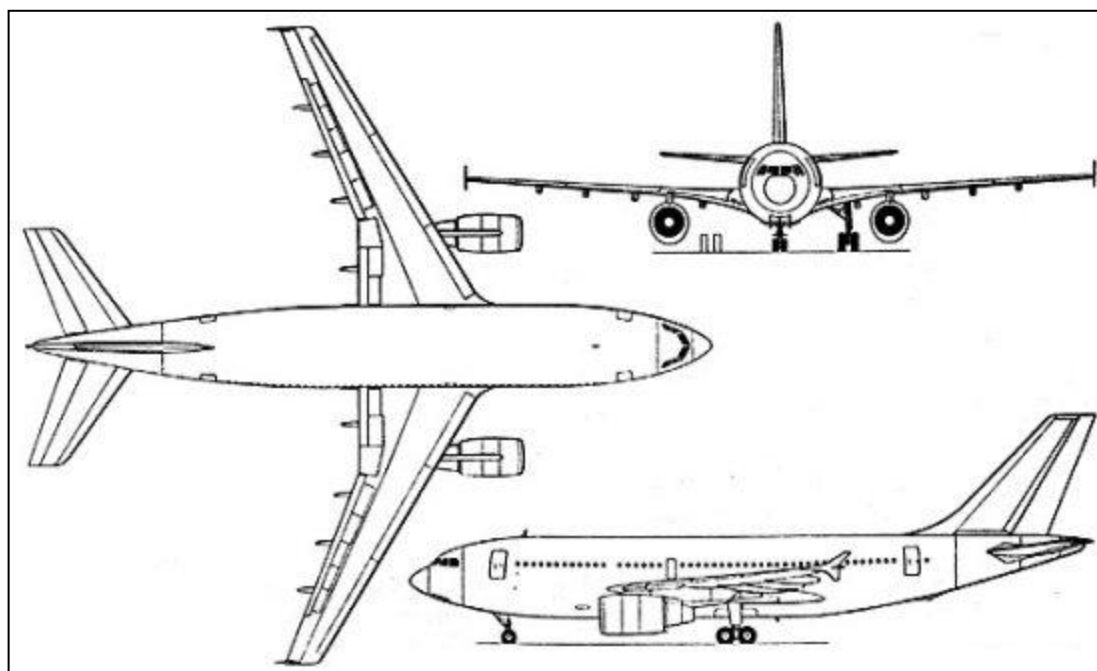
Π1.1 Υπάρχοντα και Νεοεισαχθέντα Αεροσκάφη



Σχήμα Π1.1: Βασικές διαστάσεις Boeing 737-400



Σχήμα Π1.2: Βασικές διαστάσεις Boeing 737-300



AIRCRAFT DIMENSIONS

	metric	imperial
Overall length	46.66 m.	153 ft. 1 in.
Height	15.80 m.	51 ft. 10 in.
Fuselage diameter	5.64 m.	18 ft. 6 in.
Maximum cabin width	5.28 m.	17 ft. 4 in.
Cabin length	33.25 m.	109 ft. 1 in.
Wingspan (geometric)	43.90 m.	144 ft.
Wing area (reference)	219 m ²	2,360 ft ²
Wing sweep (25% chord)	28 degrees	28 degrees
Wheelbase	15.21 m.	49 ft. 11 in.
Wheel track	9.60 m.	31 ft. 6 in.

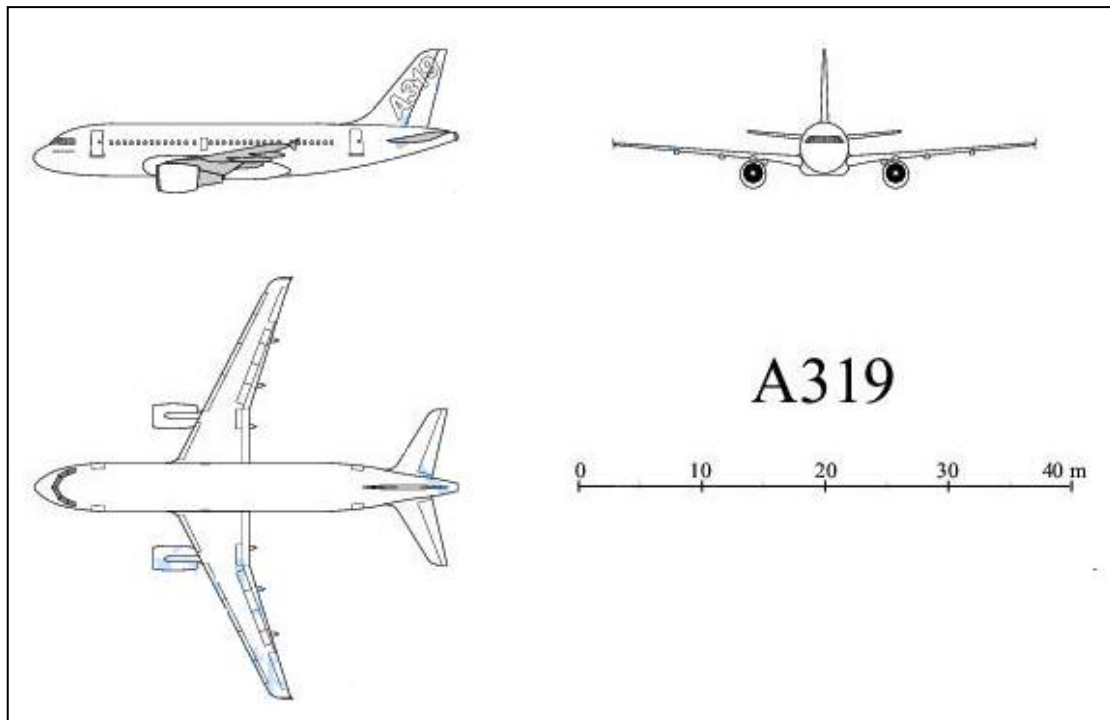
BASIC OPERATING DATA

	metric	imperial
Engines	two CF6-80C2 or PW4000	two CF6-80C2 or PW4000
Engine thrust range	230-260 kN	52,000-59,000 lb. slst
Typical passenger seating (two-class cabin layout)	220 (2-class)	220 (2-class)
Range (w/max. passengers)	8,050 (9,600) km.	4,350 (5,200) nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.84 Mo.	0.84 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	17.3 (9.0) m ³	610 (318) ft ³

DESIGN WEIGHTS

	metric	imperial
Maximum ramp weight	150.9 (164.9) tonnes	332.7 (363.5) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	150 (164) tonnes	330.7 (361.6) lbs. x 1000
Maximum landing weight	123 (124) tonnes	271.2 (273.4) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	113 (114) tonnes	249.1 (251.3) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	61,070 (75,470) Litres	16,130 (19,940) US gal.
Typical volumetric payload	26.7 (21.6) tonnes	58.9 (47.6) lbs. x 1000

Σχήμα Π1.3: Βασικές διαστάσεις Airbus A310



AIRCRAFT DIMENSIONS

	metric	imperial
Overall length	33.84 m.	111 ft.
Height	11.76 m.	38 ft. 7 in.
Fuselage diameter	3.95 m.	13 ft.
Maximum cabin width	3.70 m.	12 ft. 1in.
Cabin length	23.78 m.	78 ft.
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	11.04 m.	36 ft. 3 in.
Wheel track	7.59 m.	24 ft. 11 in.

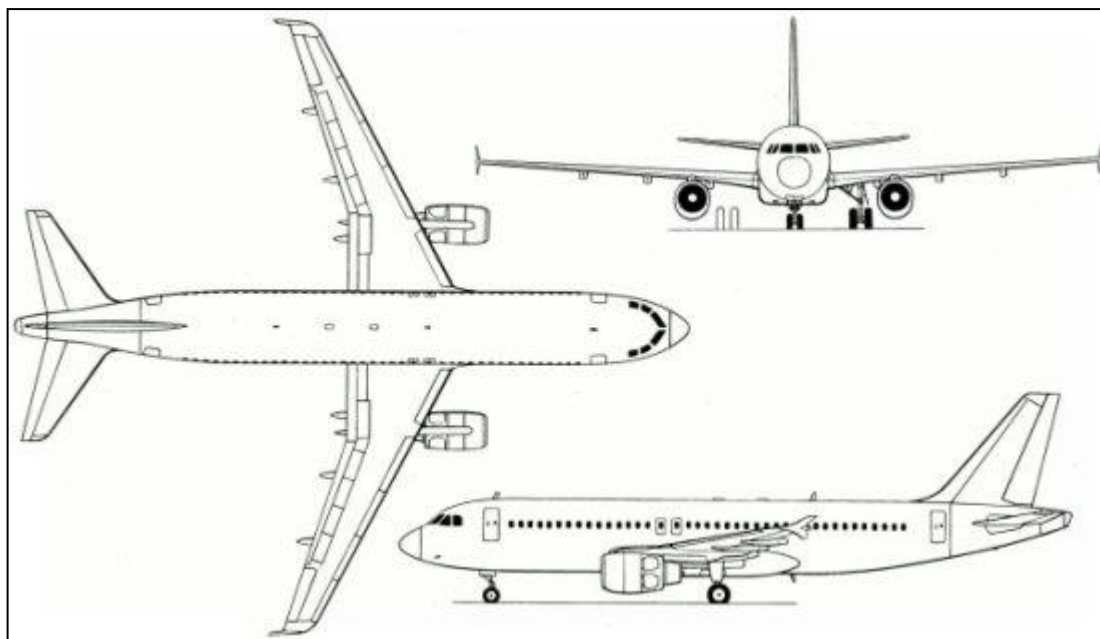
BASIC OPERATING DATA

	metric	imperial
Engines	two CFM56-5B or V2500	two CFM56-5B or V2500
Engine thrust range	98-120 kN	22,000-27,000 lb. slst
Typical passenger seating	124/160	124/160
Range (w/max. passengers)	3,350 (6,850*) km.	1,800 (3,700*) nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.82 Mo.	0.82 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	27.62 m ³	976 ft ³

DESIGN WEIGHTS

	metric	imperial
Maximum ramp weight	64.4 (75.9) tonnes	142.0 (167.3) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	64.0 (75.5) tonnes	141.1 (166.5) lbs. x 1000
Maximum landing weight	61.0 (62.5) tonnes	134.5 (137.8) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	57 (58.5) tonnes	125.7 (129.0) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	24,210 (30,190) Litres	6,400 (7,985) US gal.
Typical volumetric payload	13.2 tonnes	29.1 lbs. x 1000

Σχήμα Π1.4: Βασικές διαστάσεις Airbus A319



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.

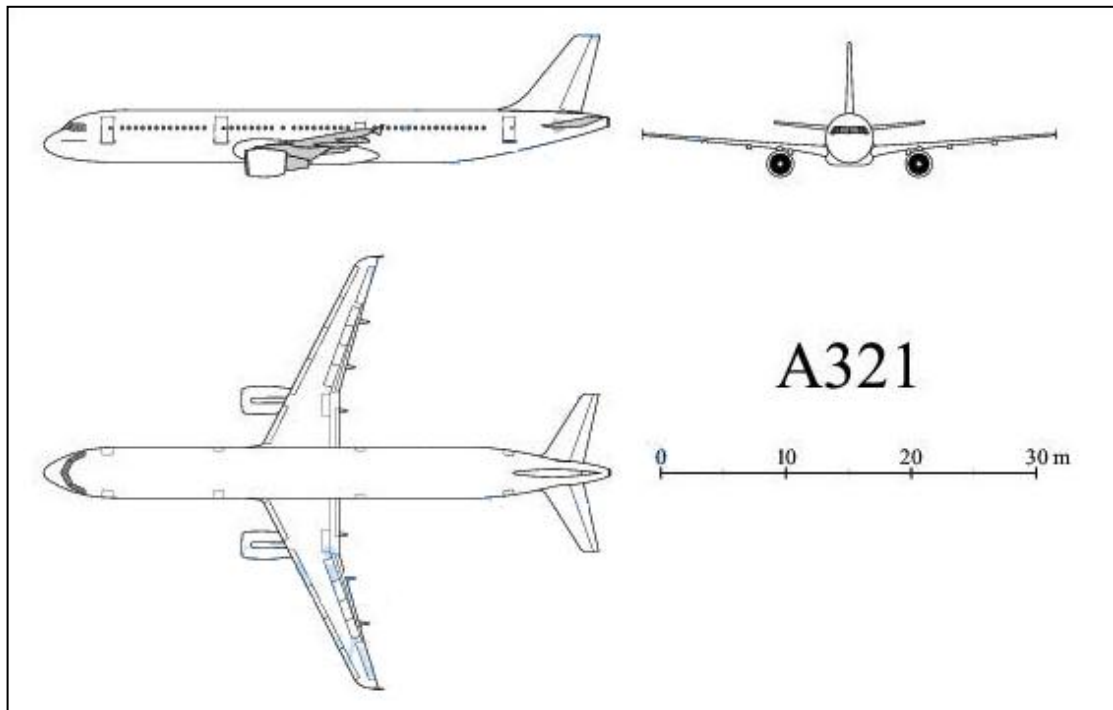
BASIC OPERATING DATA

	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 Π1.5: Βασικές διαστάσεις Airbus A320



AIRCRAFT DIMENSIONS

	metric	imperial
Overall length	44.51 m.	146 ft.
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	34.44 m.	113 ft.
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	16.91 m.	55 ft. 48 in.
Wheel track	7.59 m.	24 ft. 11 in.

BASIC OPERATING DATA

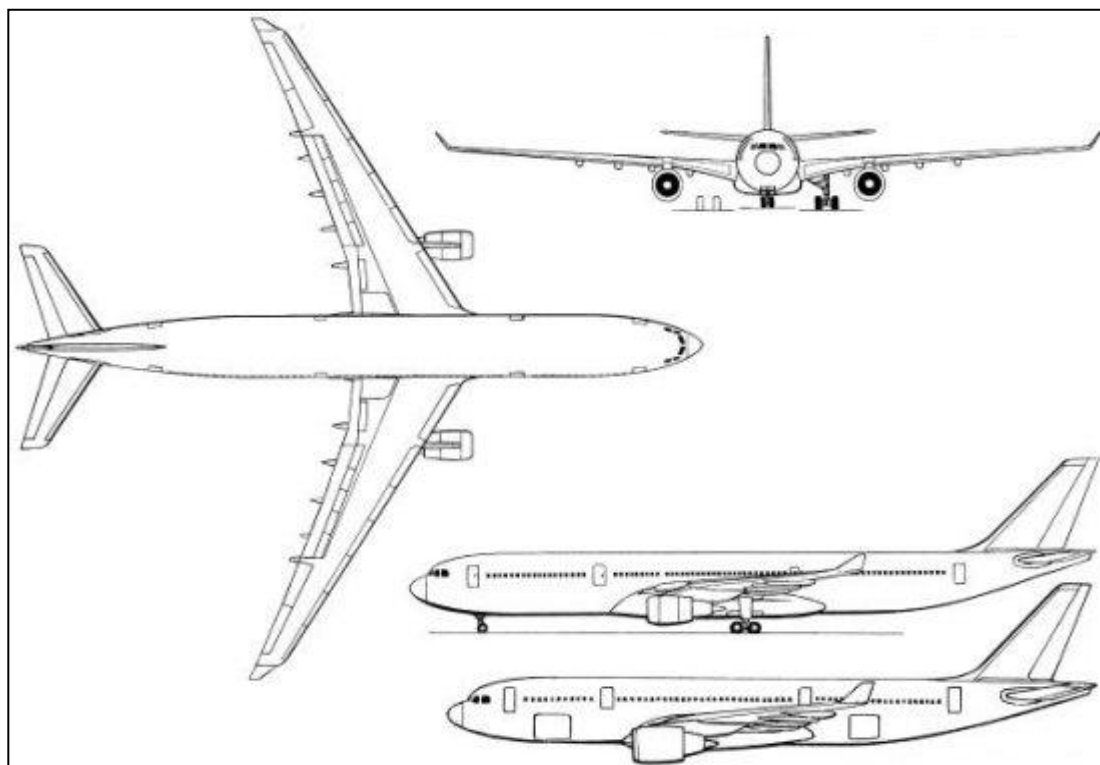
	metric	imperial
Engines	two CFM56-5B or V2500	two CFM56-5B or V2500
Engine thrust range	120 (148) kN	27,000 (33,000) lb. slst
Typical passenger seating	185/220	185/220
Range (w/max. passengers)	4,400 (5,950*) km.	2,350 (3,200*) nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.82 Mo.	0.82 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	51.76 m ³	1,828 ft ³

DESIGN WEIGHTS

	metric	imperial
Maximum ramp weight	89.0 (93.9) tonnes	196.2 (207.0) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	89 (93.5) tonnes	196.2 (206.1) lbs. x 1000
Maximum landing weight	75.5 (77.8) tonnes	166.5 (171.5) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	71.5 (73.8) tonnes	157.6 (162.7) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	23,700 (29,680) Litres	6,260 (7,840) US gal.
Typical volumetric payload	21.2 tonnes	46.74 lbs. x 1000

Σχήμα Π1.6: Βασικές διαστάσεις Airbus A321

ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ



AIRCRAFT DIMENSIONS

	metric	imperial
Overall length	63.6 m.	208 ft. 10 in.
Height	16.85 m.	55 ft. 3 in.
Fuselage diameter	5.64 m.	18 ft 6 in.
Maximum cabin width	5.28 m.	17 ft 4 in.
Cabin length	50.35 m.	165 ft 3 in.
Wingspan (geometric)	60.3 m.	197 ft 10 in.
Wing area (reference)	362 m ²	3,890 ft ²
Wing sweep (25% chord)	30 degrees	30 degrees
Wheelbase	25.6 m.	84 ft.
Wheel track	10.69 m.	35 ft. 1 in.

BASIC OPERATING DATA

	metric	imperial
Engines	two GE CF6-80E1 or PW4000 or RR Trent 700	two GE CF6-80E1 or PW4000 or RR Trent 700
Engine thrust range	303-320 kN	68,000- 72,000 lb. slst
Typical passenger seating	295 (3-class)	295 (3-class)
Range (w/max. passengers)	10,800 km.	5,850 nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.86 Mo.	0.86 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	19.7 (13.76) m ³	695 (486) ft ³

DESIGN WEIGHTS

	metric	imperial
Maximum ramp weight	230.9 (233.9) tonnes	509 (515.7) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	230 (233) tonnes	507 (513.7) lbs. x 1000
Maximum landing weight	185 (187) tonnes	407.9 (412.3) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	173 (175) tonnes	381.4 (385.8) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	97,170 Litres	25,670 US gal.
Typical volumetric payload	45.9 tonnes	101.2 lbs. x 1000

Σχήμα Π1.7: Βασικές διαστάσεις Airbus A330-300

Π2

ΔΕΙΓΜΑ ΑΡΧΕΙΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Π2.1 Αρχείο Αεροσκάφους Boeing 737-400

BADA FILE May 22 2003

AC/Type: B734__

Source OPF File: May 22 2003

Source APF file: May 22 2003

Speeds: AS(LO/H Mach Mass Levels [kg] temperatur ISA

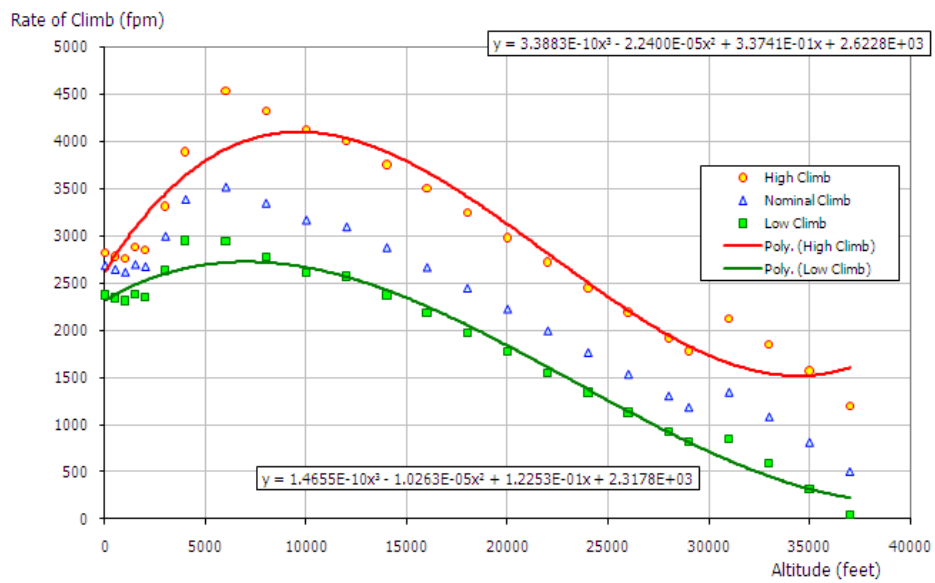
climb 250/280 0.74 low - 45000

cruise 250/280 0.74 nominal - 58000 Max Alt. [ft]: 37000

descent 250/280 0.74 high - 68000

FL		CRUISE				CLIMB				DESCENT			
		TAS	fuel			TAS	ROCD			fuel	TAS	ROCD	fuel
[ft]	[kft]	[kts]	[kg/min]			[kts]	[fpm]			[kg/min]	[kts]	[fpm]	[kg/min]
			lo	nom	hi		hi	nom	lo	nom		nom	nom
0	0					168	2820	2680	2370	145.1	147	730	43.4
500	5					169	2780	2640	2340	143.4	148	750	42.9
1000	10					170	2760	2610	2310	141.8	154	790	42.5
1500	15					176	2880	2690	2380	140.2	165	960	21
2000	20					178	2850	2670	2350	138.6	197	1040	20.8
3000	30	230	31.7	39.6	47	201	3310	2990	2630	135.6	230	1220	11.2
4000	40	233	31.7	39.6	47	236	3890	3380	2950	132.8	233	1240	11.2
6000	60	272	34.9	41	46.8	272	4530	3510	2940	126.9	240	1280	11.1
8000	80	280	34.9	41	46.9	280	4320	3340	2770	120.7	280	1540	11.1
10000	100	289	34.8	41	46.9	289	4120	3160	2610	114.7	289	1590	11.1
12000	120	297	34.8	41	46.9	332	4000	3090	2570	109.2	332	1960	11
14000	140	306	34.8	41	46.9	342	3750	2870	2370	103.4	342	2010	11
16000	160	353	39.2	44.3	49	353	3500	2660	2180	97.8	353	2060	10.9
18000	180	363	39.1	44.2	49	363	3240	2440	1970	92.3	363	2110	10.9
20000	200	375	39	44.1	49	375	2980	2220	1770	87	375	2160	10.9
22000	220	386	38.9	44	48.9	386	2720	1990	1550	81.7	386	2210	10.8
24000	240	398	38.7	44	48.9	398	2450	1760	1340	76.7	398	2260	10.8
26000	260	411	38.6	43.9	48.9	411	2190	1530	1130	71.8	411	2310	10.7
28000	280	424	38.4	43.8	48.8	424	1920	1300	920	67	424	2360	10.7
29000	290	431	38.3	43.7	48.8	431	1780	1180	820	64.6	431	2380	10.7
31000	310	434	37.1	42.8	48.2	434	2120	1340	850	60	434	3200	10.6
33000	330	430	35.4	41.7	47.6	430	1850	1080	590	55.5	430	3100	10.6
35000	350	427	34	40.9	47.4	427	1570	810	320	51.1	427	3030	10.6
37000	370	424	32.9	40.5	44.1	424	1200	500	40	46.9	424	2780	10.5

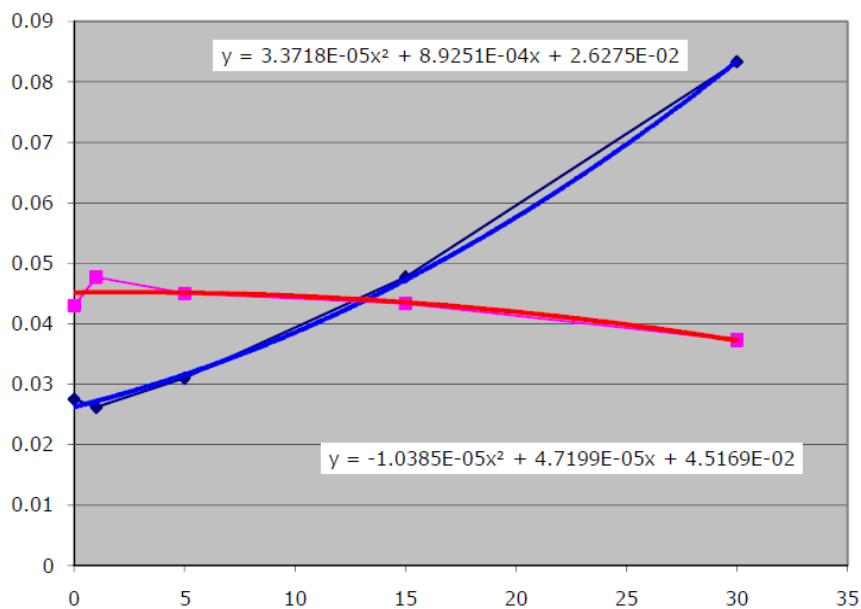
Σχήμα Π2.1: 1^ο Φύλλο Εργασίας - Αρχείο .ptf



3.3883E-10	-2.2400E-05	3.3741E-01	2.6228E+03
1.4655E-10	-1.0263E-05	1.2253E-01	2.3178E+03

Copy from Graph

Σχήμα Π2.2: 1^ο Φύλλο Εργασίας - Προκύπτων Διάγραμμα



3.3718E-05	8.9251E-04	2.6275E-02
-1.0385E-05	4.7199E-05	4.5169E-02

Copy from Graph

Σχήμα Π2.3: 2^ο Φύλλο Εργασίας - Προκύπτων Διάγραμμα

ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

AIRCRAFT		PERFORMANCE OPERATIONAL			FILE		
File_name:	B734__OPF						
Creation_date:	Apr	30	2002				
Modification_date	May	22	2003				
Actype	B734__ 2 engines Jet M						
BOEING	B737-400				wake		
Mass reference	(t)	minimum	maximum	max payload	mass grad		
58	37.5	68	17.8	0.3203			
Flight envelope	VMO(KCAS) MMO Max.Alt Hmax temp grad						
340	0.82	37000	33980	-99			
Aerodynamics	Wing Area and Buffet coefficients (SIM)						
ndrst	Surf(m2)	Clbo(M=0)	k	CM16			
5	91.09	1.8	1.225	0			
Configuration	characteristics	/	Vstall(KCAS)	CD0	CD2	unused	FLAPS
n	Phase	Name					
1	CR	Clean	152	0.0275	0.043	0	0
2	IC	flap01	131	0.0262	0.0477	0	1
3	TO	flap05	125	0.031	0.045	0	5
4	AP	flap15	115	0.0477	0.0433	0	15
5	LD	flap30	109	0.0833	0.0373	0	30
Spoiler	/						
1	RET						
2	EXT	0	0				
Gear	/						
1	UP						
2	DOWN	0.0228	0	0			
Brakes	/						
1	OFF						
2	ON	0	0				
Engine	Thrust						
Max	climb	thrust	coefficients	(SIM)			
142880	43146	1.26E-10	9.12	0.00608			
Desc(low)	Desc(high)	Desc	level	Desc(app)	Desc(ld)		
0.055	0.0532	8000	0.15	0.3			
Desc CAS	Desc Mach	unused	unused	unused			
280	0.74	0	0	0			
Fuel	Consumption						
Thrust	Specific	Fuel	Consumption				Coefficients
0.9978	9540						
Descent	Fuel	Flow	Coefficients				
11.25	570000						
Cruise Corr.	unused	unused	unused	unused			
0.9904	0	0	0	0			
Ground	TOL LDL span length unused						
2500	1850	28.9	39.049	0			

Enter Flaps Position according to configuration name. Στην περίπτωση όπου έχουμε ανοιχτά slats και κλειστά flaps (πχ. S15F0 = slats 15°, flaps 0°), θεωρούμε Flaps=5. Στις υπόλοιπες διαμορφώσεις λαμβάνουμε μονάχα

Σχήμα Π2.4: 2^ο Φύλλο Εργασίας – Αρχείο .opf

AIRCRAFT DIMENSIONS	metric	imperial
Overall length	36.45 m.	119 ft. 7 in.
Height	11.13 m.	
Fuselage diameter	4.01 m.	
Maximum cabin width	3.53 m.	
Cabin length	25.16 m.	
Wingspan (geometric)	28.88 m.	
Wing area (reference)	105.4 m ²	
Wing sweep (25% chord)	35 degrees	
Wheelbase	14.27 m.	
Wheel track	5.25 m.	
BASIC OPERATING DATA		
Engines	two CFM56-3C1 or CFM56-3B2	
Engine thrust range	100-104.5 kN	22000-23500
Typical passenger seating (two-class cabin layout)	146 (2-class)	
Range (w/max. passengers)	5200 km.	2800 nm
Max. operating Mach number (Mmo)	0.82	
Bulk hold volume - Standard/option	17.3 (9.0) m ³	
DESIGN WEIGHTS		
Maximum ramp weight	68.266 tonnes	
Maximum takeoff weight	68.039 tonnes	
Maximum landing weight	56.245 tonnes	
Maximum zero fuel weight	53.071 tonnes	
Maximum fuel capacity	20103 Litres (16.2 tonnes)	
Typical operating weight empty	33.643 tonnes	
Typical volumetric payload	19 tonnes	

MAX Fuel (t)	0.8kg/t	16.2
Max Takeoff (t)		68
MAX Landing (t)		56
MAX Range (km)		5200
MAX Empty (t)		33.6
Passengers		146

Σχήμα Π2.5: 3^ο Φύλλο Εργασίας – Κατασκευαστικά Δεδομένα

ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

72	(number of points to read)			
0	0	min	max	(A)GENERAL FLIGHT PARAMETERS
1	5500	400	6000	GEN(01) :TFR = TOTAL FLIGHT RANGE (km) [VALUES: 300~3000]
2	9	6	12	GEN(02) :CRFL = CRUISE FLIGHT LEVEL (km) [VALUES: 260~370 x100feet]
3	0.76	0.50	0.82	GEN(03) :SPEED = CRUISE SPEED (Mach) [VALUES: 0.6~0.83]
4	0.05	0.01	0.10	GEN(04) :SDSP = Cruise Deceleration (Mach) [VALUES: SPEED-(0.01~0.10)]
5	0	0	0	:(***)ENGAGED BY "TOW" VALUE
6	120	5	146	GEN(06) :PASSENGERS (90kg PAYLOAD-WEIGHT/PASS) [VALUES: 0~146]
7	7.0	0.5	19.2	GEN(07) :FUEL LOADED (tons) [VALUES: 2~19]
8	0	0	0	[no info]
9	0	0	0	[no info]
10	0	0	0	(B)WARMUP & TAKE-OFF PARAMETERS
11	10	0	30	GEN(11) :WARMUP TIME (min) (including TAXI) [VALUES: 0~20]
12	3	2	5	GEN(12) :ROTATION DURATION (sec) [VALUES: 3~5]*NO NEED
TO BE CHANGED				
13	0.1	0.02	1	GEN(13) :TIME-STEP FOR TAKE-OFF [DO NOT CHANGE!]
14	10	0	20	GEN(14) :FLAP-POSITION (deg) FOR TAKE-OFF [VALUES: 0~10]*VALUE
5 FOR HEAVY T.O. (ex.60tons)				
15	1272	1026	1327	GEN(15) :MAX TIT DURING TAKE-OFF (°C)
16	0	0	0	[no info]
17	0	0	0	[no info]
18	0	0	0	[no info]
19	0	0	0	[no info]
20	0	0	0	(C)CLIMB ENVELOPPE & CRUISE PARAMETERS
21	7.5	4	15	GEN(21) :THETA-ANGLE INITIAL @ALT=35feet (deg) (RECOMENDED: 9°@TOW=50 / 8°@TOW=55 / 7°@TOW=60)
22	1	0	5	GEN(22) :FLAP-POSITION @ INITIAL CLIMB (<1000m) (deg) (RECOMENDED: 0@TOW=50 / 5@TOW=55 / 5~10@TOW=60)
23	1	0.1	2	GEN(23) :TIME-STEP FOR CLIMB (SAME FOR DESCENT) (sec) (DO NOT CHANGE!)
24	0.98	0.9	0.995	GEN(24) :CLIRA=FINAL CLIMB SPEED TO CRUISE SPEED RATIO (RECOMENDED: 0.85~0.98)
25	0.8	1.0	1.4	GEN(25) :CLICO=SLOW OR FAST CLIMB [RECOMENDED: 0.8=VERY SLOW / 1.3=VERY FAST]
26	10	1	20	GEN(26) :TIME-STEP FOR CRUISE (sec) [DO NOT CHANGE!]
27	20	15	60	GEN(27) :CHDL=CRUISE HORIZ.DECCEL. LENGTH (km) [RECOMENDED: 50(20~70)]
28	1	-5	25	GEN(28) :SDRerror=START DECCEL.RANGE ERROR (km) [CORRECTION VARIES 12~14]
29	0.5	0	1.5	GEN(29) :THETA FINAL DURING CLIMB (°)
30	0	0	0	(D)DESCENT-APPROACH-LANDING ENVELOPPE & PARAMETERS
64	3000	1000	5000	GEN(64) :1ST ALTITUDE FOR FLAPS (m)
65	500	250	1000	GEN(65) :2ND ALTITUDE FOR FLAPS (m)
66	100	50	250	GEN(66) :3RD ALTITUDE FOR FLAPS (m)
31	5	0	10	GEN(31) :FLAPS BELLOW 1ST ALTITUDE (deg)
32	15	5	25	GEN(32) :FLAPS BELLOW 2ND ALTITUDE (deg)
33	40	20	60	GEN(33) :FLAPS BELLOW 3RD ALTITUDE (deg)
34	90	30	100	GEN(34) :TDUX = TOUCH-DOWN HORIZ.VELOCITY (m/sec)
35	0.5	0.1	1.5	GEN(35) :TDUZ = TOUCH-DOWN RATE-O-DESCENT (m/sec)VERTICAL VELOCITY
67	200	50	500	GEN(67) :ALT FOR UX AND UZ (m)
36	95	50	150	GEN(36) :UX= HORIZ.V ELOCITY @ ALT ABOVE DESTINATION AIRFIELD(m/sec)
37	3	1	7	GEN(37) :UZ= RATE-Of-DESCENT @ ALT ABOVE DESTINATION

Σχήμα Π2.6: Τελικό Αρχείο Αεροσκάφους

```

AIRFIELD(m/sec)
38      17      10      25      GEN(38) :SDUZ = STARTING RATE-OF-DESCENT @ CRFL (m/sec) [=INITIAL]
39      0.0228  0.01   0.04   GEN(39) :LANDING GEAR EXTRA DRAG COEFFICIENT
40      0        0        0       (E)AIRCRAFT DIMENSIONS AND WEIGHT LIMITATIONS FOR BOEING-737/400
[*DONT CHANGE*]
41      91.09   70      120    GEN(41) :S (wing surface)( m2) [ACTUAL WING SURFACE FOR B737-400 / CAN
BE INCREASED TO SIMULATE FUSELAGE CONTRIBUTION IN LIFT-DRAG]
42      2        1        4       GEN(42) :NUMBER OF ENGINES [CHANGE ONLY FOR
ONE-ENGINE-OPERATING("OEO") SITUATION]
43      34.6    30      40      GEN(43) :EMPTY WEIGHT (tons)
44      62.9    60      65      GEN(44) :MTOW=MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT (tons)
45      54.9    50      60      GEN(45) :MLW =MAXIMUM LANDING WEIGHT (tons)
46      19.2    17      23      GEN(46) :MAX. FUEL LOAD (tons)
47      13.3    10      16      GEN(47) :MAX. PAYLOAD (tons)
48      146     130     160     GEN(48) :MAXIMUM NUMBER OF PASSENGERS (PASSENGER WEIGHT +
LUGGAGE = 90kg approx)
49      3        2        5       GEN(49) : Value of CM16 (compressibility effect coefficient)
50      0        0        0       (F)CLIMB LIMITATIONS
51      1327    1227    1427    GEN(51) :MAX_TIT [C] = NEVER EXCEED TIT
52      1277    1177    1377    GEN(52) :WARN_TIT [C] = MAX TIT ALLOWED FOR A SHORT PERIOD OF TIME
53      30      2        120    GEN(53) :MAX_TIT TIME [sec] ALLOWED BEFORE CANCELING MISSION
54      180     20      600    GEN(54) :WANR_TIT TIME [sec] ALLOWED BEFORE CANCELING MISSION
55      100     95      105    GEN(55) :MAX_N1 CORRECTED % = NEVER EXCEED N1
56      95      90      100    GEN(56) :WARNING N1 CORRRECTED % = MAX N1 ALLOWED FOR A SHORT
PERIOD OF TIME
57      30      2        120    GEN(57) :MAX_N1 TIME [sec] ALLOWED BEFORE CANCELING MISSION
58      300     20      600    GEN(58) :WRN_N1 TIME [sec] ALLOWED BEFORE CANCELING MISSION
59      20      10      30      GEN(59) : HIGH AND LOW ROC LIMIT SAFETY MARGIN (%)
60      0        0        0       (G)TAKE-OFF ATMOSPHERIC VARIATIONS & AIRFIELDS ALTIMETERS
61      0        -30     30      GEN(61) :DTamb = TEMPERATURE ALETRATION FROM ISA-TEMPERATURE
(Tamb = 15°C + DTamb) (USED ONLY WHEN TEMP-MAP IS DESACTIVATED)
62      0        0        2000   GEN(62) :DEPARTURE AIRPORT ALTITUDE (m)
63      0        0        2000   GEN(63) :ARRIVAL AIRPORT ALTITUDE (m)
68      0        0        0       (H)THRUST SETTINGS
69      10      7        15     GEN(69) :WARM UP
70      95      85      105    GEN(70) :TAKE OFF
71      110     105     120    GEN(71) :CLIMB LIMITATION
72      30      10      40      GEN(72) :DESCENT
0      [***] DO NOT FORGET TO CHANGE THE INDICATOR (TOPLEFT CORNER) EACH TIME YOU ENRICH
GENERAL.INP WITH ADDITIONAL LINES!!!
0      [no info]
0      GROUND ROLL (Take-Off) POLARS (Cl-Cd) : Correlation connecting Aerodynamic Coefficients with Flaps/Slats
position [***]
-6.306D-04      5.454D-02      1.604D0      !CLmax (maximum ground roll lift coefficient) y=Ax2+Bx+C
where x: FLAPS (in degrees)
+8.800D-05      1.641D-02      6.839D-01      !CLground (ground roll lift coefficient) y=Ax2+Bx+C where
x: FLAPS (in degrees)
+4.397D-05      1.483D-03      4.353D-02      !CDground (ground roll drag coefficient) y=Ax2+Bx+C
where x: FLAPS (in degrees)
0      [no info]
0      MAXIMUM LIFT COEFFICIENT DEPENDECE ON FLAP SETTING
-6.306D-04      5.454D-02      1.604D0      !CLmax (maximum lift coefficient in flight)
y=Ax2+Bx+C where x: FLAPS (in degrees) [***]
0      [no info]
0      MAIN DRAG POLAR COEFFICIENTS DEPENDENCE ON FLAP SETTING

```

Σχήμα Π2.7: Τελικό Αρχείο Αεροσκάφους - Συνέχεια

ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

```

+3.3718D-05      8.9251D-04      2.6275D-02      ! Parasitic Drag (CDp) dependence on FLAPS y=Ax2+Bx+C
where x: FLAPS (in degrees)
-1.0385D-05      4.7199D-05      4.5169D-02      ! Induced Drag (CDi) dependence on FLAPS y=Ax2+Bx+C
where x: FLAPS (in degrees)
0      [no info]
0      CLIMB LIMITATIONS (ROC vs ALT) [ROC in fpm, ALT in feet]
0      2 polynomials(3rd degree: AX3+BX2+CX+D) equations + a "safety margin" =GEN(59) %
3.3883d-10      -2.2400d-05      3.3741d-01      2.6228d+03      ! High ROC limitation:
y(fpm)=(100-margin)/100 * (Ax3+Bx2+Cx+D) where x in (feet)
1.4655d-10      -1.0263d-05      1.2253d-01      2.3178d+03      !Low ROC limitation:
y(fpm)=(100-margin)/100 * (Ax3+Bx2+Cx+D) where x in (feet)
0      [no info]
0      ENGINE CONDITION PARAMETERS (up to 4 engine aircraft)
12      (number of points to read)
0      ENG1      ENG2      ENG3      ENG4
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSW12
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSE12
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSW2
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSE2
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSW26
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSE26
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSW41
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSE41
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSW49
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSE49
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSA8
1.00e0  1.00e0  1.00e0  1.00e0  ! ĀSA18
0      ENGINE DESIGN POINT
0      THRUST[N] AND N1[RPM]
1.023999E+05      4.483188E+03
0      [no info]
0      MISSION TEMPERATURE MAP (default : 2000 km flight with temp variations)
10      (number of points)
0      (1: engage TempMap / 0: disengage TempMap)
0      15      DEPARTURE AIRPORT TEMPERATURE (°C)
10      15      [no info]
20      15      [no info]
30      15      [no info]
40      15      [no info]
50      15      [no info]
60      15      [no info]
70      15      [no info]
80      15      [no info]
100     15      ARRIVAL AIRPORT TEMPERATURE (°C)
0      [no info]
0      [no info]
0      [no info]
0      ENGINE MODEL, NOXEMISSIONS MODEL,COUHCEMISSIONS MODEL, NOISE MODEL
7      7      1      1

```

Σχήμα Π2.8: Τελικό Αρχείο Αεροσκάφους - Συνέχεια

