



Αεροδυναμικός Σχεδιασμός και Έλεγχος Αεροσκαφών

3η Εργασία

Υπεύθυνος Καθηγητής: κ. Περικλής Παναγιώτου

**Αριστοτέλειο Πανεπιστήμιο Θεσσαλονίκης
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών**

04/07/2024

| Document Role | Project Role | Full Name |
|----------------------|------------------------------|---------------------------|
| Author | Stability Engineer | Παύλος Βήχας, 6663 |
| Author | Mechanical Engineer | Νίκος Δαγκαλάκης, 6612 |
| Author | Aerodynamics Engineer | Βασίλης Σουλτανίδης, 6564 |
| Author | Systems Engineer | Δημήτρης Νεντίδης, 6821 |

Περιεχόμενα

| | | |
|-----------|--|-----------|
| 1 | Εισαγωγή | 4 |
| 2 | Mission requirements | 5 |
| 3 | Αρχικό design | 6 |
| 4 | Weight | 7 |
| 5 | Σχεδιαστική πορεία | 8 |
| 5.1 | Εξέλιξη αρχικού σχεδίου | 8 |
| 5.2 | Χαλάρωση requirements | 9 |
| 5.3 | Trade off | 9 |
| 6 | Configuration Layout | 11 |
| 6.1 | Εύρεση Επιφανειών | 11 |
| 6.2 | Επιλογή Κινητήρα | 12 |
| 6.3 | Χαρακτηριστικά Πτέρυγας | 14 |
| 6.4 | Χαρακτηριστικά Ουραίου Πτερυγίου | 15 |
| 6.5 | Επιφάνειες ελέγχου | 16 |
| 6.6 | Ατρακτος - Τροχοί | 16 |
| 7 | Αναλύσεις | 18 |
| 7.1 | Αεροδυναμική | 18 |
| 7.2 | Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου πτερυγίου | 20 |
| 7.3 | Ευστάθεια | 21 |
| 8 | Performance | 25 |
| 8.1 | Μέγιστη ταχύτητα | 25 |
| 8.2 | Ελάχιστη ταχύτητα | 26 |
| 8.3 | Ρυθμός climb | 26 |
| 8.4 | Ρυθμός περιστροφής | 27 |
| 8.5 | Συντελεστής φόρτισης | 29 |
| 8.6 | Απογείωση | 30 |
| 8.7 | Προσγείωση | 32 |
| 9 | Βελτιστοποίηση | 33 |
| 10 | Κώδικας MATLAB | 35 |

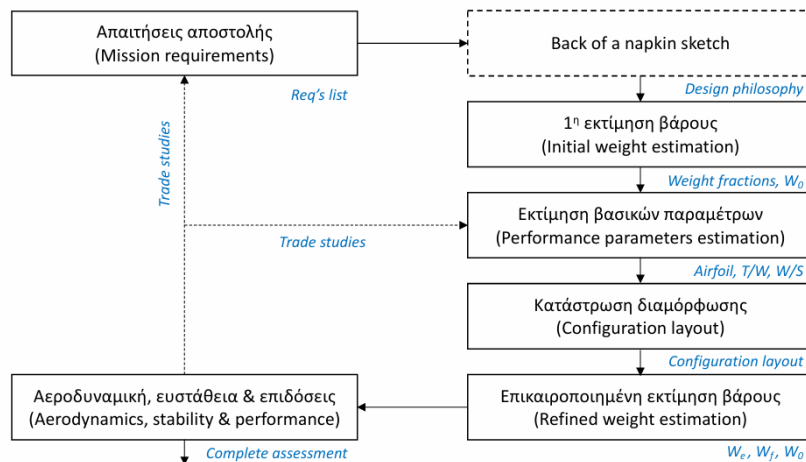
| | | |
|------|---------------------------------|----|
| 10.1 | Weight - Performance | 35 |
| 10.2 | Υπολογισμοί Roll Rate | 44 |
| 10.3 | Ευστάθεια | 47 |
| 10.4 | Βελτιστοποίηση | 49 |

1 Εισαγωγή

Σκοπός της 3ης εργασίας είναι η σχεδίαση, σε επίπεδο conceptual design, ενός αεροβατικού αεροσκάφους επιδείξεων. Στην εργασία αυτή, θα καταστρωθούν οι υπολογισμοί διαστασιολόγησης του αεροσκάφους, θα επιλεγεί το είδος των αεροτομών και θα καθοριστούν οι βασικές γεωμετρικές παράμετροι του αεροσκάφους. Επίσης, θα εκτελεστούν απαραίτητες αναλύσεις αεροδυναμικής και ευστάθειας, θα εκτιμηθούν οι επιδόσεις του αεροσκάφους και θα πραγματοποιηθούν μελέτες βελτιστοποίησης για το διάταγμα και τον πτερυγικό φόρτο.

Σε επίπεδο conceptual design, αρχικά ορίζονται τα mission requirements και μια σχεδιαστική φιλοσοφία η οποία ακολουθείται για την επίτευξη τους. Έπειτα, γίνεται μια πρώτη εκτίμηση του βάρους και των weight fractions και επιλέγονται τα βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροπλάνου. Από αυτά διαμορφώνεται μια εικόνα για τις ικανότητες του αεροπλάνου η οποία εκφράζεται μέσω των κατάλληλων performance metrics (T/W, W/S). Στην συνέχεια, διαμορφώνεται το πρώτο configuration layout το οποίο οδηγεί και στην επανεκτίμηση των λόγων βάρους.

Έχοντας αυτά τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, η σχεδιαστική ομάδα καλείται να εξετάσει το κατά πόσο πληρούνται οι στόχοι της αποστολής που τέθηκαν στην αρχή και, κάνοντας trade offs, να αλλάξει το σχέδιο ή να χαλαρώσει κάποια από τα mission requirements.



Σχήμα 1: Μεθοδολογία σε επίπεδο conceptual design.

2 Mission requirements

Στην προκειμένη περίπτωση τα requirements τα οποία πρέπει να πληρούνται ορίζονται από την εκφώνηση της άσκησης. Πιο συγκεκριμένα με βάρος πληρώματος 75 kg, το αεροπλάνο πρέπει να μπορεί να διανύει 800 χιλιόμετρα με πλήρες καύσιμο. Η ταχύτητα απώλειας στήριξης πρέπει να είναι στα 50 χλμ/ώρα ενώ η μέγιστη στα 470 χλμ/ώρα (σχεδόν δεκαπλάσια).

| Req no. | Requirement | Τιμή |
|---------|--------------------------|-------------|
| 010 | Crew | 75 kg |
| 020 | Cruise Range | 800 km |
| 030 | Stall Speed | 50 kph |
| 040 | Maximum Speed | 470 kph |
| 050 | Rate of Climb | 22 m/s |
| 060 | Roll Rate | 420 deg/sec |
| 070 | Takeoff Runway Length | 300 m |
| 080 | Landing Runway Length | 300 m |
| 090 | Service Ceiling | 4000 m |
| 100 | Load Factor ("g limits") | ± 10 |

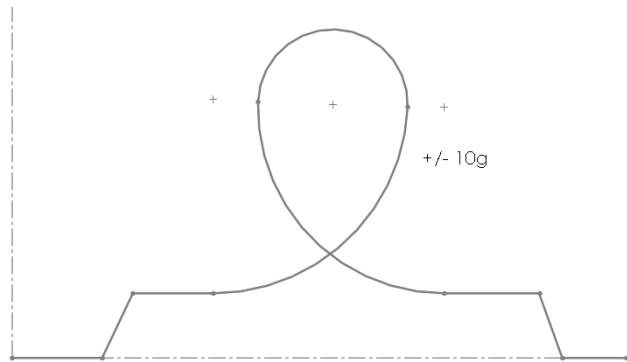
Πίνακας 1: Requirements.

Χωρίζοντας την αποστολή του αεροπλάνου σε δύο μέρη, πρέπει να μπορεί να απογειώνεται με το πλήρες καύσιμο και φορτίο σε 300 μέτρα, να έχει climb rate 22 m/s, να διανύει 800km και να προσγειώνεται σε 300 μέτρα.



Σχήμα 2: Range mission.

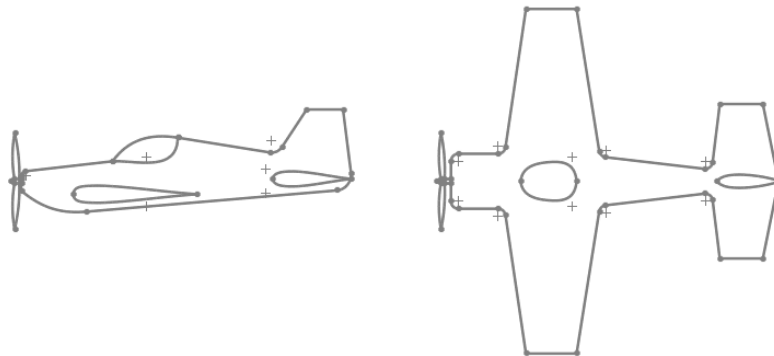
Ενώ, κατά την διάρκεια του show, με ένα μικρότερο ποσοστό του πλήρους καυσίμου και το βάρος του πιλότου, πρέπει να μπορεί να αντέχει $\pm 10g$.



Σχήμα 3: Aerobatic mission.

3 Αρχικό design

Για την πρώτη εκτίμηση των παραμέτρων λαμβάνεται υπ' όψη ένα από τα υπάρχοντα αεροβατικά αεροπλάνα με αυξημένη επιφάνεια κύριας πτέρυγας για να επιτευχθεί το requirement για χαμηλότερο V_{stall} . Ακόμα, για να αυξηθεί η μέγιστη ταχύτητα αναμένεται να είναι αναγκαία η μείωση κατά το δυνατόν του L/D . Εξαιτίας αυτού γίνεται χρήση retractable gears.



Σχήμα 4: Back of a napkin design.

Η χρήση retractable gears οδηγεί σε low wing design για να υπάρχει χώρος για τους μπροστινούς τροχούς (tail drager landing gear). Ακόμα, έτσι ώστε να μεγιστοποιηθούν οι επιφάνειες ελέγχου. Το ουριαίο τμήμα ακολουθεί μια συμβατική λογική, με μεγάλες επιφάνειες ελέγχου ώστε να μπορούν να επιτυγχάνονται οι αεροβατικές مانούβρες. Αναμένεται να υπάρχει ανάγκη για ισχυρότερο κινητήρα, αυξημένο S_{wet} και μεγαλύτερη απαιτούμενη τελική.

4 Weight

Για να εκτιμηθεί το συνολικό βάρος χωρίζεται η αποστολή σε διαφορετικά κομμάτια, την τροχοδρόμηση, την αναρρίχηση στα 4000 μέτρα, το cruise, το loiter αφού φτάσει στον προορισμό και τέλος την προσγείωση.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \cdot \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right) = 1.06 \cdot \left(1 - \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_5}{W_4}\right)$$

όπου τα weight fraction σχηματίζονται ως:

- $W_1/W_0 = 0.97$ taxi
- $W_2/W_1 = 0.985$ climb
- $W_3/W_2 = 0.95$ cruise
- $W_4/W_3 = 1$ loiter
- $W_5/W_4 = 0.995$ landing

με αντικατάσταση προκύπτει $\frac{W_f}{W_0} = 0.1$.

Από την εξίσωση:

$$W_0 = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0}$$

Το μόνο που λείπει για να καθοριστεί το αρχικό βάρος απογείωσης είναι ο λόγος W_e/W_0 , η μάζα του αεροπλάνου χωρίς καύσιμο και payload προς την μέγιστη μάζα απογείωσης. Ο υπολογισμός του μεγέθους αυτού γίνεται με μια επαναληπτική διαδικασία με χρήση της παραπάνω εξίσωσης σε συνδυασμό με τον λόγο βαρών που προκύπτει από τον πίνακα 3.1 του Raymer.

Μέρος της αποστολής του αεροσκάφους που σχεδιάζεται είναι να αντέχει φορτία στα $\pm 10g$ κάτι που, σε συνδυασμό με το βάρος των πιο περίπλοκων συστημάτων, retractable gears, flaps, δημιουργεί την ανάγκη για αρκετά πιο στιβαρή υποστηρικτική δομή από ότι ένα συμβατικό Cessna. Ακόμα, στην ουσία δεν υπάρχει ανάγκη να φέρεται κάποιο payload, πέρα από το πλήρωμα και άρα η αποστολή είναι πιο κοντά σε ένα εκπαιδευτικό αεροπλάνο όπου το payload είναι μόνο το πλήρωμα. Για αυτούς τους λόγους θεωρείται ότι η κοντινότερη κατηγορία στον πίνακα είναι αυτή για jet trainer, παρά την ύπαρξη MEKprop αντί για κινητήρα Jet. Μάλιστα, η ύπαρξη του MEK, βαρύτερου

από έναν jet για συγκρίσιμες επιδόσεις, αν μη τι άλλο, καθιστά την ανάγκη για στοιβαρότερη εσωτερική δομή πιο επιτακτική.

$$\frac{W_e}{W_0} = 1.59 \cdot W_0^{-0.1}$$

Σαν σημείο αναφοράς το Zivko Edge 540 έχει άδεια μάζα 531 κιλά και μέγιστη μάζα απογείωσης περί τα 816 κιλά. Εδώ, με την ύπαρξη δυνατότερου κινητήρα (και άρα βαρύτερου), μεγαλύτερης πτέρυγας, και πιο περίπλοκων συστημάτων, retractable gears, flaps, η εκτίμηση της μέγιστης μάζας απογείωσης είναι στα 1000 κιλά.

Κάνοντας την επαναληπτική διαδικασία προκύπτει για την πρώτη εκτίμηση του βάρους προκύπτει:

| Weight Guess | We | Wf | Wtotal |
|--------------|-------------------|----------|--------|
| 1000 | 796.8877 (79.7%) | 109.6897 | 963.6 |
| 970 | 775.3391 (80%) | 106.3990 | 989.5 |
| 980 | 782.5293 (79.8%) | 107.4959 | 980.2 |

Πίνακας 2: Επαναληπτική διαδικασία για αρχική εκτίμηση μάζας.

Άρα λοιπόν η πρώτη εκτίμηση για την πλήρη μάζα απογείωσης είναι στα 980 κιλά.

5 Σχεδιαστική πορεία

5.1 Εξέλιξη αρχικού σχεδίου

Για να επιτευχθεί ταυτόχρονα $V_{stall} = 50$ kph και $V_{max} = 470$ kph, περίπου 9.5 φορές την ταχύτητα απώλειας στήριξης, τίθεται σε κίνηση η ακόλουθη συλλογιστική πορεία.

Πρώτα πρώτα, οι απαιτήσεις για χαμηλή V_{stall} οδηγούν σε ανάγκη για μια μεγάλη πτέρυγα η οποία έχει και διαμορφώσεις για slats και flaps έτσι ώστε να προκύπτει ένα επαρκώς μεγάλο C_L . Κάτι τέτοιο όχι μόνο προσθέτει παραπάνω βάρος στα φτερά το οποίο πρέπει να υποστηριχθεί κατάλληλα από πιο μεγάλους δοκούς, αλλά δημιουργεί και επιπλέον επιφάνεια συνολικά και άρα μεγαλύτερη παρασιτική οπισθέλκουσα κάτι που, με την σειρά του, οδηγεί σε έναν πιο δυνατό κινητήρα.

Οι απαραίτητες πράξεις οδηγούν σε ένα κινητήρα ο οποίος κοντά στα 850 kW ισχύος. Για τέτοια ισχύ και παράλληλα καλό power to weight για τον κινητήρα επιλέγεται αναγκαστικά turboprop κινητήρας. Μια τέτοια επιλογή ωστόσο είναι σαφώς υπερδιαστασιολογημένη και οδηγεί σε τεράστιο climb rate και service ceiling σχεδόν πενταπλάσιο από το requirement. Στην ουσία δημιουργείται κάτι που συμπεριφέρεται περισσότερο σαν RC αεροβατικό αεροπλάνο, όπου η ισχύ του κινητήρα επιτρέπει στον χειριστή να κάνει ότι θέλει δημιουργώντας έναν σχεδόν τετράγωνο φάκελο λειτουργίας με δομικά όρια.

5.2 Χαλάρωση requirements

Μια δεύτερη επιλογή είναι η χαλάρωση κάποιων requirements. Έχοντας μια V_{stall} πάλι σαφώς μικρότερη από οποιοδήποτε αντίστοιχο αεροπλάνο, κοντά στα 55 kph (με εκτεταμένα τα flaps και slats) και μέγιστη ταχύτητα 460 kph, δίνεται η δυνατότητα για μια μικρότερη πτέρυγα και έτσι μειωμένη περιβρεχόμενη επιφάνεια και εν τέλει μικρότερη απαιτούμενη ισχύ. Συνολικά εξαιτίας των μη γραμμικοτήτων των σχέσεων, η χαλάρωση αυτή οδηγεί στην ανάγκη για έναν κινητήρα με ονομαστική ισχύ κοντά στα 340 kW, κάτι που είναι εφικτό με την επιλογή ενός turbocharged MEK κινητήρα. Και σε αυτό το configuration υπάρχουν retractable gears για την κατά το δυνατό μείωση του L/D .

Τρίτη και τελευταία επιλογή είναι μια σημαντική χαλάρωση του περιορισμού της ταχύτητας απώλειας στήριξης με την διατήρηση των υπόλοιπων περιορισμών. Το αεροπλάνο που προκύπτει έτσι έχει χαρακτηριστικά περίπου ίδια με τα υπάρχοντα αεροβατικά αεροπλάνα, έχοντας βέβαια retractable gears και λίγο πιο slender design έτσι ώστε να μειωθεί και το S_{wet}/S_{ref} και συνεπώς και το parasitic drag με στόχο να μπορεί να επιτευχθεί η μεγαλύτερη μέγιστη ταχύτητα.

5.3 Trade off

Για να επιλεγεί μια από τις παραπάνω επιλογές χρειάζεται να υλοποιηθεί ένα trade off λαμβάνοντας υπόψη της επίδοση κάθε σχεδιαστικής λύσης. Δεδομένου της φύσης της αποστολής του αεροπλάνου, ορισμένες από τις παραμέτρους, η στιβαρότητα του πλαισίου, ο ρυθμός αναρρίχησης, και το roll rate θεωρούνται αδιαπραγμάτευτα. Επιπλέον δεδομένου ότι το αεροπλάνο

κουβαλάει μόνο τον πιλότο και έχει αρκετό καύσιμο για 800 χιλιόμετρα εμβέλεια, αλλαγή σε αυτά τα νούμερα δεν θα οδηγήσει σε σημαντική αλλαγή στο τελικό σχέδιο.

Για το trade off επιλέγονται οι ακόλουθες παράμετροι: V_{stall} , V_{max} , $P_{required}$ και το κόστος του κινητήρα.

Η ταχύτητα απώλειας στήριξης είναι ανάλογη του βάρους και αντιστρόφως ανάλογη του $C_{L_{max}}$ και της επιφάνειας αναφοράς. Έχοντας επιλέξει μια αεροτομή, για δεδομένη τιμή του βάρους, η οποία προκύπτει από την αρχική εκτίμηση που έχει γίνει, στην ουσία η V_{stall} εξαρτάται αποκλειστικά από την επιφάνεια της κύριας πτέρυγας (γίνεται η υπόθεση πως το ουριαίο τμήμα δεν συμμετέχει ουσιαστικά στο Lift).

Η μέγιστη ταχύτητα εξαρτάται από την ισχύ του κινητήρα και την περιβρεχόμενη επιφάνεια, η οποία με την σειρά της, σε μεγάλο βαθμό εξαρτάται από την επιφάνεια της κύριας πτέρυγας. Μεγαλύτερη κύρια πτέρυγα οδηγεί σε δραστικά μεγαλύτερη απαιτούμενη ισχύ. Είναι ευνόητο λοιπόν ότι δεν μπορούν να πληρωθούν όλα τα requirements καθώς στην ουσία, μικρή V_{stall} οδηγεί σε μικρή, αναλογικά, V_{max} . Τα δύο αυτά requirements, για λογική ισχύ κινητήρα δρουν ανταγωνιστικά.

Ακολουθώντας λοιπόν την δεύτερη επιλογή δεν επιτυγχάνεται κανένα από τα δύο requirements ωστόσο η απόκλιση και από τα δύο είναι σε μικρά ποσοστά. Η μέγιστη ταχύτητα επιτυγχάνεται αλλά για 5 χιλιόμετρα υψόμετρο αντί για 4. Η ταχύτητα απώλειας στήριξης χωρίς τα flaps και slats βρίσκεται γύρω στα 89 kph, μικρότερη από τα 95 kph του Zivko, αλλά αρκετά εκτός του στόχου.

Οι περιορισμοί σχετικά με την απόσταση του τροχόδρομου απογείωσης και προσγείωσης καθώς και το υπηρεσιακό ταβάνι είναι αρκετά αδρανείς (αναλύεται εκτενώς παρακάτω).

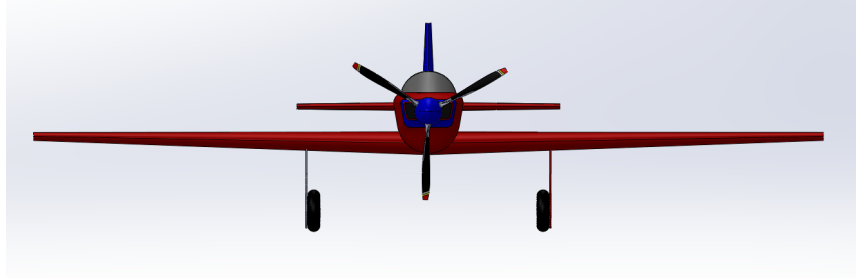
Συνοπτικά φαίνεται στον παρακάτω πίνακα οι επιδόσεις της κάθε λύσης:

| Παράμετρος | 1n | 2n | 3n |
|---------------------|-----|-----|-----|
| Stall Speed (kph) | 50 | 55 | 98 |
| Maximum Speed (kph) | 470 | 460 | 470 |
| Power required (kW) | 850 | 350 | 280 |

Πίνακας 3: Παράμετροι Trade-off

Αξίζει να σημειωθεί ότι σε αυτή την ανάλυση, δεν εξετάστηκαν σχεδιαστικές λύσεις που απέχουν δραστικά από την αρχική σχεδιαστική φιλοσοφία, παραδείγματος χάριν πτέρυγα tandem, ή δέλτα.

6 Configuration Layout



Σχήμα 5: Εμπρόσθια όψη με τροχούς.

6.1 Εύρεση Επιφανειών

Έχοντας πλέον το βάρος , γίνεται η επιλογή του λόγου

$$\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

από την εικόνα 3.5 του βιβλίου 'Aircraft Design-A Conceptual Approach - Daniel P. Raymer'. Η εκτίμηση είναι στο $\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 3.1$. Κατόπιν, θεωρώντας Aspect Ratio = 6 , γίνεται από την εικόνα 3.6 του ίδιου βιβλίου την πρώτη εκτίμηση για το

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 17$$

Σε αυτό το σημείο , δεδομένου του αρκετά χαμηλού V_{stall} που υπάρχει σαν περιορισμός , γίνεται η επιλογή των flaps σε fowler double slotted με την ταυτόχρονη ύπαρξη και διατάξεων high lift devices και στην ακμή προσβολής (slats). Έτσι , θεωρούμε την μέγιστη τιμή του

$$C_{L_{\max}} = 3.06$$

Προχωρώντας στον υπολογισμό της επιφάνειας S_{ref} έχουμε:

$$S_{ref} = \frac{W \cdot g}{0.5 \cdot \rho_{\infty} \cdot C_{L_{\max}} \cdot V_{stall}^2}$$

έτσι με αυτόν τον τρόπο βρίσκουμε την επιφάνεια των πτερυγών θεωρώντας για αρχή ότι μόνο αυτές παράγουν άντωση. Επίσης από τον λόγο $\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 3.1$ προκύπτει και η περιβρεχόμενη επιφάνεια του αεροσκάφους S_{wet} . Έχουμε λοιπόν:

$$\begin{aligned} S_{wet} &= 66.1980 \text{ m}^2 \\ S_{ref} &= 22.0660 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

και τέλος , υπολογίζονται εκπ'ετασμα και μέση χορδή.

$$\begin{aligned} b &= \sqrt{AR \cdot S_{ref}} = 11.5063 \text{ m} \\ \bar{c} &= \frac{S_{ref}}{b} = 1.9177 \text{ m} \end{aligned}$$

6.2 Επιλογή Κινητήρα

Συνεχίζοντας, από τον πίνακα 12.3 του ίδιου βιβλίου , λαμβάνεται ως συντελεστής τριβής της περιβρεχόμενης επιφάνειας $C_{fe} = 0.005$, δεδομένου ότι το αεροσκάφος μας έχει retractable gears και slender design όπως προαναφέρθηκε και στην ενότητα 5. Ευκολα με αυτόν τον τρόπο βρίσκουμε την οπισθέλκουσα λόγω τριβής:

$$C_{D_o} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} C_{fe}$$

Έπειτα , βρίσκοντας τον συντελεστή επαγώμενης οπισθέλκουσας,

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

(θεωρώντας λόγο εγκλεισμού $Taper Ratio = 0.35$ λαμβάνεται $e = 0.98$ για λόγους που θα αναλυθούν στην ενότητα αεροδυναμικών αναλύσεων.)

Επιλέγοντας την συμμετρική αεροτομή NACA 64(2)-015A , με βασικό κριτήριο την δυνατότητα ανάποδης πτήσης του αεροβατικού αεροσκάφους , με ελάχιστες διαφορές από την κανονική, πραγματοποιείται η απαραίτητη διόρθωση για την κλίση της καμπύλης CL - α και έτσι προκύπτει την καμπύλη CL-ΑοΑ των φτερών για το αεροσκάφος.

Έχοντας τα παραπάνω δίνετε να υπολογιστεί η απαραίτητη ισχύς του αεροσκάφους για την επίτευξη του περιορισμού της μέγιστης ταχύτητας.

$$V_{max} = 460 \text{ km/h}$$

Συγκεκριμένα, υπολογίζοντας την δημιουργούμενη οπισθέλκουσα συναρτήση της ταχύτητας μπορούμε να δούμε την καθαρή ισχύ που απαιτείται για την επίτευξη αυτής της ταχύτητας. Σημειώνεται εδώ πως θεωρείται ότι το αεροπλάνο πετυχαίνει αυτή την ταχύτητα στα **4000 m σε φάση cruise**.

$$\text{Drag} = 0.5 \cdot \rho_{\infty} \cdot (C_{D_o} + K \cdot C_L^2) \cdot S_{\text{ref}} \cdot V^2$$

$$P_{\text{required}} = D \cdot V$$

Τα περισσότερα αεροσκάφη αντίστοιχης κατηγορίας χρησιμοποιούν κινητήρες είτε Turbo-prop είτε MEK. Για αυτό η προσέγγιση της ομάδας, ήταν η επικολγή κινητήρα Prop. Το παρακάτω διάγραμμα, δείχνει την απαιτούμενη ισχύ με την ταχύτητα στα 4000 m καθώς και την διαθέσιμη ισχύ που πρέπει να υπάρχει για την επίτευξη 460km/h στα 4000 m.

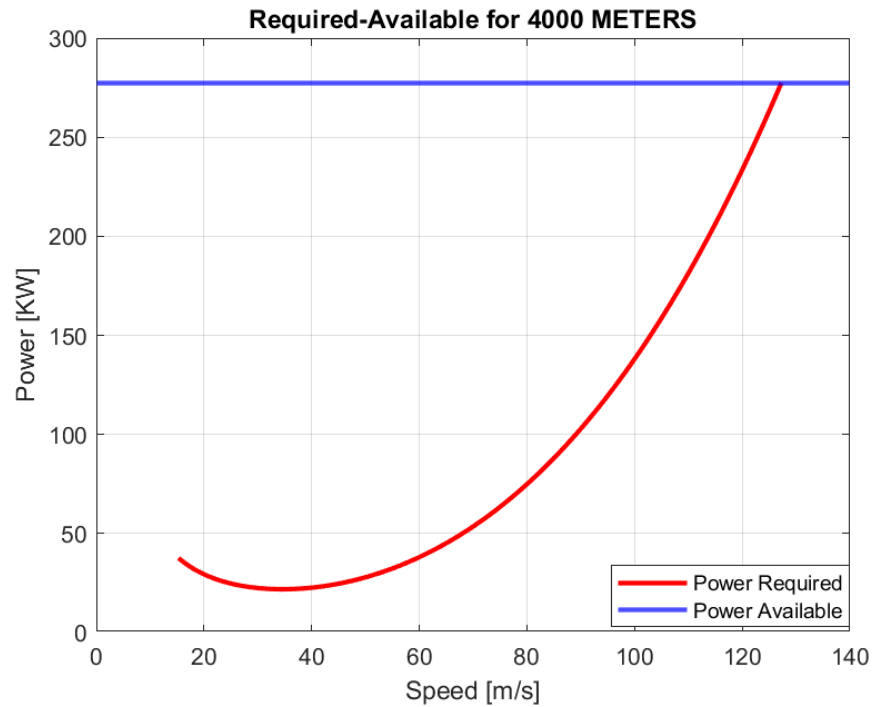
Με βάση το σχήμα 4, αναζητείται κινητήρας με διαθέσιμη ισχύ στα 4000 m 277.4348 KW. Συμπεριλαμβανομένου και του βαθμού απόδοσης της προπέλας $\eta = 0.85$, η διάταξη κινητήρας - προπέλα πρέπει να προσφέρουν:

$$\text{Power} = \frac{\text{Power}_{\text{net}}}{\eta} = 326.3939 \text{ KW}$$

Τις ανάγκες αυτές καλύπτει επαρκώς ο **υπερπληρούμενος κινητήρας εσωτερικής καύσης TIGO-541-D1A της Lycoming**, με ονομαστική ισχύ 450HP στις 48inHg manifold pressure. Ακολουθεί διάγραμμα από το manual του TIGO-541-E1A που είναι μία ελαφρώς μειωμένη έκδοση του D1A με ονομαστική ισχύ 425HP στις 45inHg manifold pressure.

Από αυτό εξάγεται με παρεμβολή η καμπύλη για τον D1A με μέγιστη διαθέσιμη ισχύ συναρτήση του υψομέτρου που φαίνεται παρακάτω:

Επιπλέον αυτός ο κινητήρας βασίζεται στο IO-540 που έχει την αεροβατική έκδοση AEIO-540 και επομένως θα μπορεί εύκολα να τροποποιηθεί για αεροβατική χρήση. Η διαμόρφωση του κινητήρα στο αεροσκάφος, είναι **tractor configuration**.

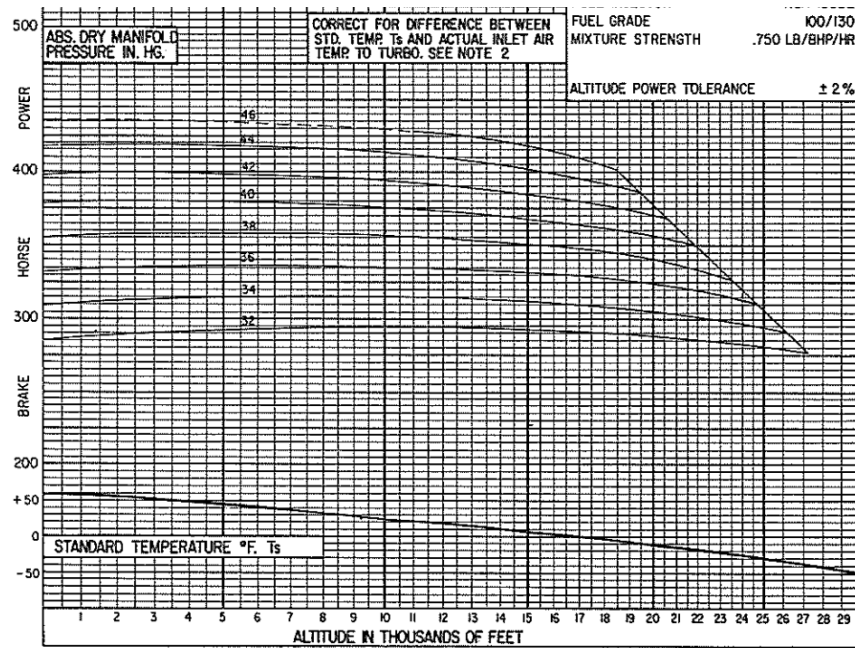


Σχήμα 6: Απαιτούμενη και διαθέσιμη ισχύς.

| Airfoil Type | b | \bar{c} | A | TR | AR |
|-----------------|--------|-----------|----------------------|-------|------|
| NACA 64(2)-015A | 11.4 m | 1.91 m | 21.77 m ² | 0.355 | 5.97 |

6.3 Χαρακτηριστικά Πτέρυγας

- Οι πτέρυγες είναι 2 και σε low wing configuration για την ευκολία συντήρησης και ανεφοδιασμού, επόπτευσης από τον πιλότο κατά την πτήση, αύξηση διαθέσιμου χώρου και για λόγους δυναμικής αντοχής.
- Δεν υπάρχει ανάγκη ύπαρξης dihedral configuration.
- Δεν υπάρχει κάποιο geometrical ή aerodynamic twist κατ'μήκος της πτέρυγας, ενώ το wingtip layout είναι cut-off.
- Το incidence angle τις πτέρυγας i_w είναι 0° ώστε η πτέρυγα να είναι ευθυγραμμισμένη με τον κύριο άξονα ροπής αδράνειας και κατά συνέπεια να ελαχιστοποιείται η ανάγκη για διορθώσεις με το elevator κατά την εκτέλεση γρήγορου roll.



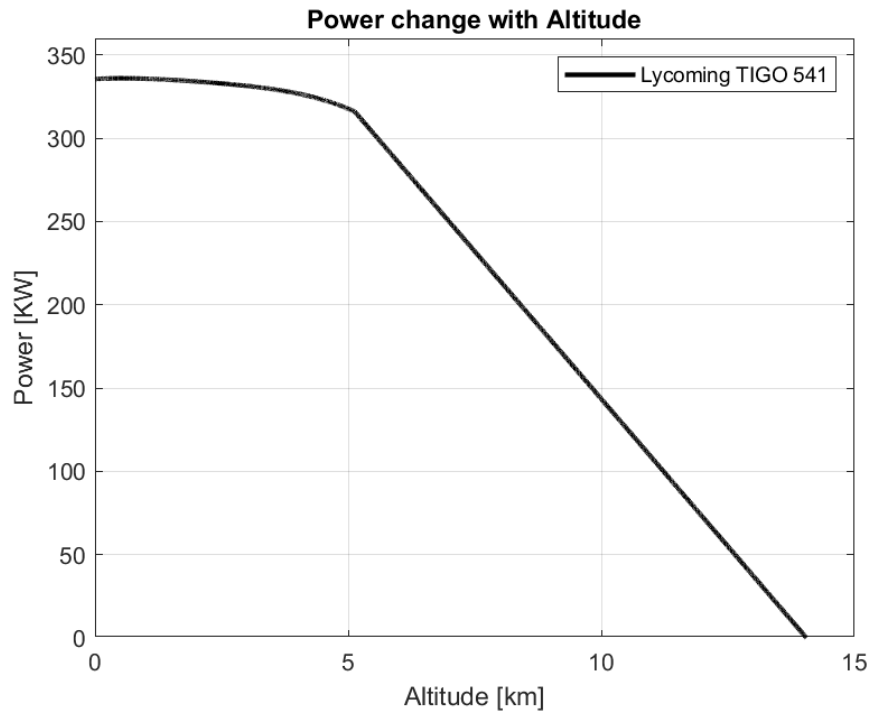
Σχήμα 7: Διάγραμμα ισχύος του Lycoming TIGO 541-E1A.

- Η γωνία μεταξύ waterline και leading edge της πτέρυγας είναι μικρότερη από αυτή της waterline με την trailing edge. Αυτό γίνεται για είναι σε μηδενική κλίση το 0.25 της χορδής της πτέρυγας.

6.4 Χαρακτηριστικά Ουραίου Πτερυγίου

| Airfoil Type | b | \bar{c} | A | TR | AR |
|--------------|-------|-----------|---------------------|-----|------|
| NACA 64-012A | 3.8 m | 0.845 m | 3.21 m ² | 0.6 | 4.51 |

- Η μορφή του ουραίου είναι conventional.
- Στο Horizontal tail το elevator καταλαμβάνει το 0.3 της χορδής της πτέρυγας και για μέγιστη γωνία εκτροπής γίνεται blanketed περίπου το 30 τα εκατό του vertical tail
- Tail Arm του Horizontal Tail είναι 6 m.



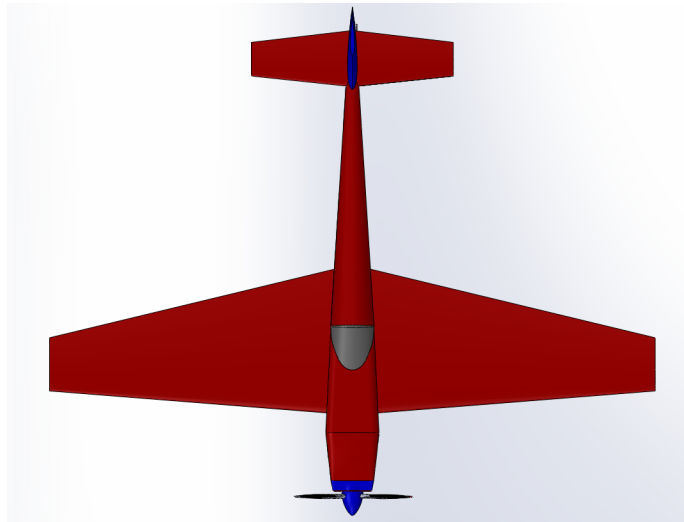
Σχήμα 8: Διαθέσιμη ισχύ του Lycoming TIGO 541-D1A.

- Ο λόγος των κινητικών ενεργειών της ροής του ουραίου και της πτέρυγας $\eta = 0.85$
- Το κάθετο ουριαίο πτερύγιο έχει επιφάνεια $1.68m^2$

6.5 Επιφάνειες ελέγχου

Για την πτέρυγα τα Ailerons καλύπτουν το 70% του εκπετάσματος, και το 30% της τοπικής χορδής ενώ φέρουν και δυνατότητα λειτουργίας flaps (flaperons). Οι high lift devices κανουν deployed με μηχανισμούς, κάτω από την άνω επιφάνεια του πτερυγίου. Χρησιμοποιούνται elevators και rudder που καταλαμβάνουν το 30% της αντίστοιχης πτέρυγας το καθένα.

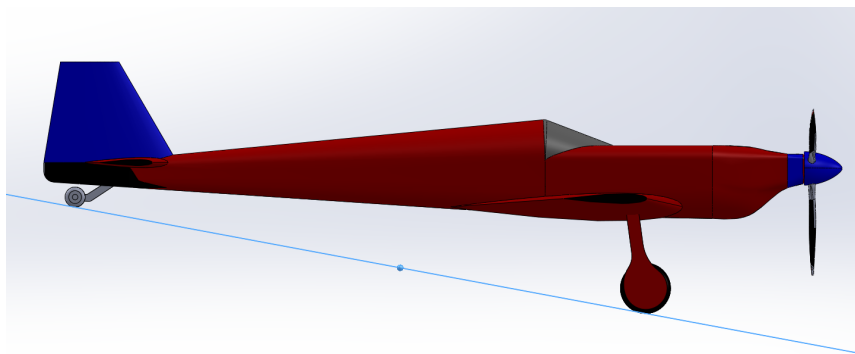
6.6 Ατρακτος - Τροχοί



Σχήμα 9: Κάτοψη.

| Metric | Τροχοί |
|----------------------|---|
| Configuration | Tail dragger |
| Θέση εμπρός τροχών | 0.3m μπροστά από το cg, 1.85m από centerline |
| Θέση τροχού 3 | κάτω από το fin, 6.7m πίσω από τους μπροστινούς |
| Μηχανισμός ανασυρσης | Ναι |

Πίνακας 4: Τροχοί



Σχήμα 10: Πλάγια όψη με τροχούς.

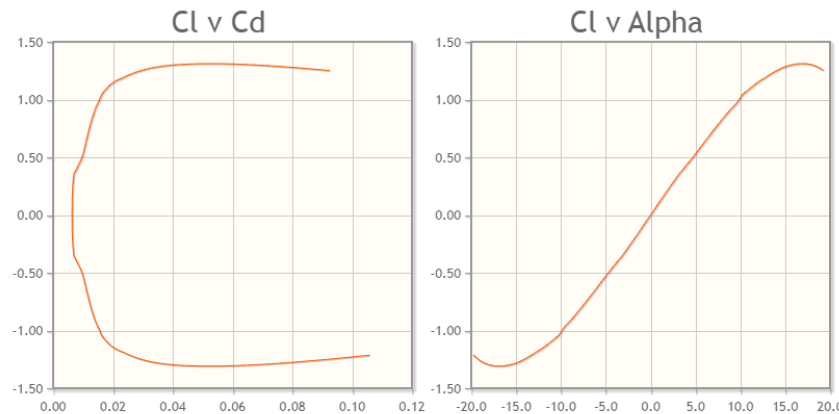
7 Αναλύσεις

7.1 Αεροδυναμική

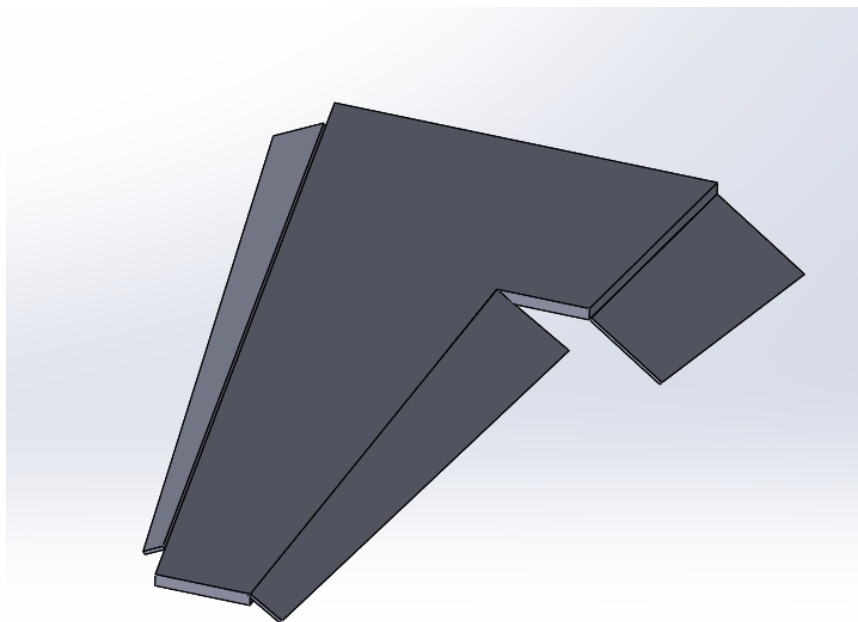
Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, επιλέχθηκε η αεροτομή **64(2)-015A** της σειράς **naca 6** που εμφανίζει μέγιστο πάχος στο 0.4 της χορδής, έτσι ώστε να διατηρείται στρωτή η ροή για μεγαλύτερο κομμάτι της πτέρυγας, καθώς και να εμφανίζεται μικρότερο skin friction όπως φαίνεται και από το rocket στο διάγραμμα C_L ν C_D .

Για μέση χορδή **1.91 μέτρα**, και κινηματικό ιξώδες $1.42\text{e-}5$ με $3.5\text{e-}5 \text{ m}^2/\text{s}$ για υψόμετρο 0-10km και ταχύτητα $\geq 14\text{m/s}$ για χαμηλό υψόμετρο και $\geq 20\text{m/s}$ για υψηλό υψόμετρο ο αριθμός Reynolds είναι $Re \geq 10^6$ για κάθε πιθανή συνθήκη πτήσης που μπορεί να βρεθεί το αεροσκάφος, με συνέπεια η επίδραση της διακύμανσης του αριθμού Reynolds να είναι μικρή. Πιο συγκεκριμένα το $C_{l_{max}}$ είναι 1.31 και για $AR > 4$ μπορεί να θεωρηθεί για την τρισδιάστατη πτέρυγα ότι $C_{L_{max}} = 0.9 \cdot C_{l_{max}} = 1.18$.

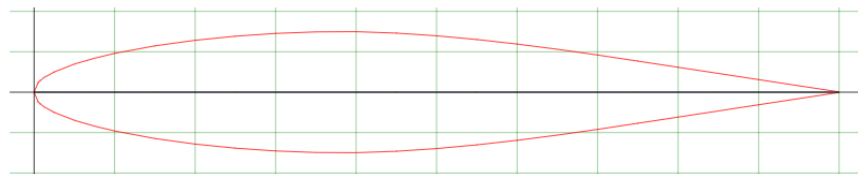
Το αεροσκάφος σχεδιάστηκε με fowler flaps με επέκταση το 0.3 της χορδής στο 0.3 του διατάματος από τη βάση, slotted flaperons στο υπόλοιπο 0.7 και slats στο 0.9 της πτέρυγας με επέκταση το 0.15 της χορδής. Καθώς το φτερό είναι τραπέζιο με taper ratio $\lambda = 0.355$ το 0.3 του διατάματος από τη βάση αντιστοιχεί στο 0.4 της επιφάνειας, άρα από τον Raymer Table 12.2 υπολογίζεται $\Delta C_{L_{max}} = 0.4 \cdot 1.3 \cdot (1 + 0.3) + 0.6 \cdot 1.3 + 0.9 \cdot 0.4 \cdot 1.15 = 1.87$, άρα $C_{L_{max}} = 1.18 + 1.87 = 3.05$.



Σχήμα 11: Καμπύλες NACA 64(2)-015A



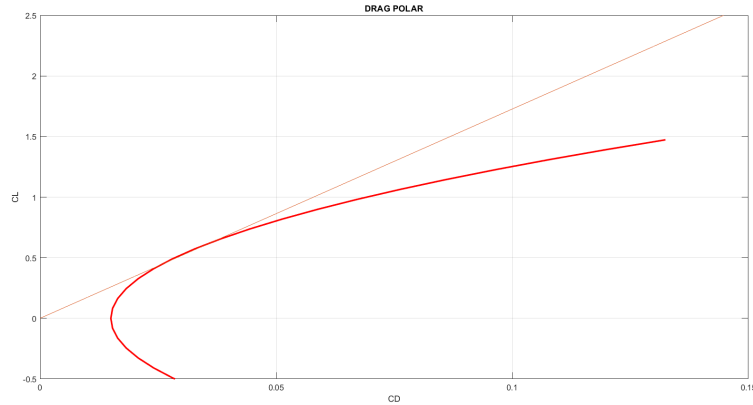
Σχήμα 12: Σχεδιάγραμμα της πτέρυγας με όλα τα high lift devices



Σχήμα 13: Προφίλ NACA 64(2)-015A

Για πτέρυγα με taper ratio $\lambda = 0.355$ και $AR = 5.97$ η κατανομή lift προσεγγίζει την ελλειπτική, επομένως $C_{Di} = C_L^2 / \pi AR = 0.053 C_L^2$. Για ένα αεροσκάφος όπως το συγκεκριμένο όπου η άτρακτος είναι μικρή και λεπτή σε σύγκριση με την πτέρυγα μπορεί να θεωρηθεί $K \cdot C_L^2 = C_{Di} \Rightarrow K = 0.053$.

Με βάση το σχέδιο στο cad υπολογίζεται $S_{wet}/S_{ref} = 2.889$. Για ελαφρύ μονοκινητήριο αεροσκάφος δίνεται $C_{fe} = 0.0055$, ωστόσο αυτό είναι ένα γενικό νούμερο που περιλαμβάνει αεροσκάφη με συμβατικές αεροτομές και στην πλειονότητα fixed landing gear. Καθώς το συγκεκριμένο αεροσκάφος έχει retractable landing gear και laminar flow αεροτομή πιο αντιπροσωπευτική φαίνεται να είναι η τιμή $C_{fe} = 0.0052$. Προκύπτει $C_{D0} = C_{fe} \cdot S_{wet}/S_{ref} = 0.015$.



Σχήμα 14: Drag Polar

7.2 Επιφάνεια οριζόντιου ουριαίου πτερυγίου

Για την ευστάθεια του αεροσκάφους τα δύο πιο σημαντικά μεγέθη είναι η κλίση C_m και το static margin τα οποία συσχετίζονται μέσω της κλίσης C_L της πτέρυγας $C_{L_{aw}} = 2\pi \frac{AR}{AR+2} = 4.71$. Ορίζονται τα μεγέθη C_{L_t} της ουράς, που υπολογίζεται όπως το $C_{L_{aw}}$ της πτέρυγας, $V_h = \frac{l_t \cdot S_t}{S \cdot c}$ και $n = \frac{1/2 \rho V^2}{1/2 \rho V_t^2} = 0.85$ καθώς η ουρά βρίσκεται μέσα στον ομόρου της πτέρυγας. Το static margin υπολογίζεται από τον τύπο

$$sm = -\left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c}\right) + nV_h \frac{C_{L_t}}{C_{L_{aw}}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

όπου $\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L_{aw}}}{\pi AR}$. Το αεροσκάφος είναι αεροβατικό επομένως είναι επιθυμητό ένα $sm = 0.05$, το αεροδυναμικό κέντρο της ουράς τοποθετείται 6 μέτρα πίσω από το κέντρο βάρους για πρακτικούς λόγους μεγέθους του αεροσκάφους, δηλαδή $l_t = 6$, ενώ η απόσταση της ακμής προσβολής της πτέρυγας από το κέντρο βάρους επιλέγεται $x_{cg} = 0.7275m$ για λόγους που θα εξετασθούν παρακάτω. Επιπλέον καθώς η πτέρυγα είναι συμμετρική ισχύει $x_{ac}/c = 0.25$ και για $AR_t = 4.5$ αντιστοιχεί $C_{L_t} = 4.35$. Επομένως λύνοντας ως προς

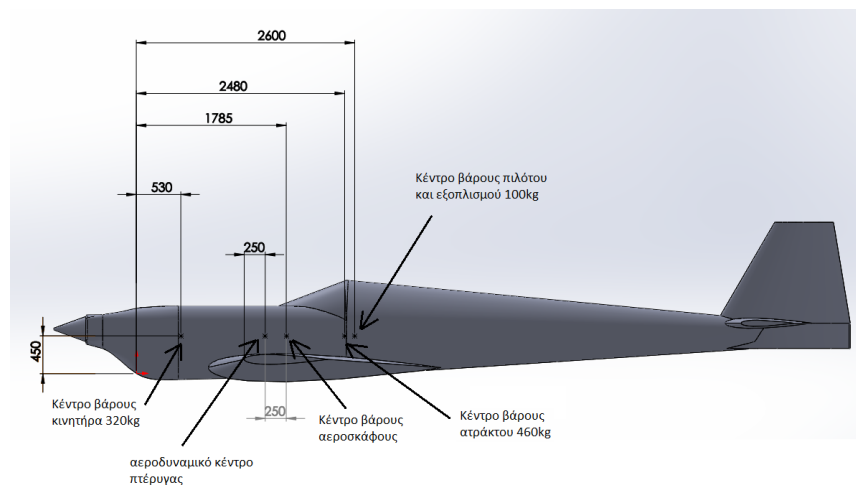
$$S_t = \left(sm + \frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c}\right) \frac{1}{\frac{n \cdot l_t}{S \cdot c} \frac{C_{L_t}}{C_{L_{aw}}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)} = 3.21m^2$$

είναι η απαιτούμενη επιφάνεια της οριζόντιας ουράς για τα παραπάνω χαρακτηριστικά.

7.3 Ευστάθεια

Για την ανάλυση ευστάθειας πρέπει να υπολογιστούν οι σταθεροί όροι και οι συντελεστές κλίσης για το C_L και C_m ως προς γωνία προσβολής και κλίση elevator. Ο σταθερός όρος C_{L0} λόγω πτέρυγας είναι 0 καθώς η αεροτομή είναι συμμετρική ενώ λόγω της ουράς είναι $C_{L0t} = C_{L_t}(\epsilon_0 + i_w - i_t)$ όπου $\epsilon_0 = \frac{2C_{L0w}}{\pi AR} = 0$ αφού η πτέρυγα είναι συμμετρική. Ο σταθερός όρος C_{m0} λόγω πτέρυγας είναι $C_{m0w} = C_{m_{ac}} + C_{L0w}(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c}) = 0$ αφού η αεροτομή είναι συμμετρική, ενώ για την ουρά $C_{m0t} = nV_h C_{L_t}(\epsilon_0 + i_w - i_t)$. Ο συντελεστής κλίσης C_L λόγω ουράς είναι $\frac{nS_t}{S} C_{L_t}(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$, άρα ο συνολικός συντελεστής κλίσης είναι $C_L = C_{L_{aw}} + \frac{nS_t}{S} C_{L_t}(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$. Ο συντελεστής κλίσης C_m λόγω πτέρυγας είναι $C_{m_{aw}} = C_{L_w}(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c})$, ενώ λόγω ουράς είναι $C_{mat} = -nV_h C_{L_t}(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$.

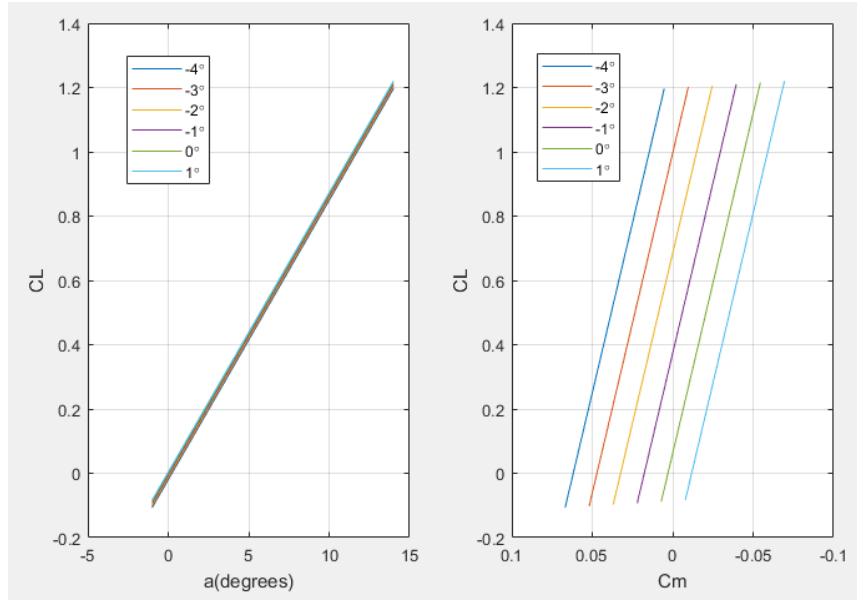
Τέλος η επίδραση του elevator είναι όμοια με την επίδραση της ουράς προσαρμοσμένη με τον συντελεστή $\tau = 0.5$ που καθορίζεται από το ποσοστό της χορδής της ουράς που καταλαμβάνει το elevator σύμφωνα με το σχήμα 22, δηλαδή $C_{L_{\delta_e}} = n\frac{S_t}{S}\tau C_{L_t}$ και $C_{m_{\delta_e}} = -nV_h\tau C_{L_t}$. Τέλος η γωνία i_w επιλέγεται 0 μοίρες όπως προαναφέρθηκε, ενώ η γωνία i_t τέθηκε στις -0.1 μοίρες, δηλαδή η ουρά έχει τη μύτη ελαφρώς προς τα κάτω, ώστε το αεροσκάφος να χρειάζεται σχεδόν μηδενική κλίση elevator για να πετάει οριζόντια με ταχύτητα κοντά στην μέγιστη. Συγκεκριμένα:



Σχήμα 15

- $C_{L0} = C_{L0w} + C_{L_t}(\epsilon_0 + i_w - i_t) = -9.51e - 4$

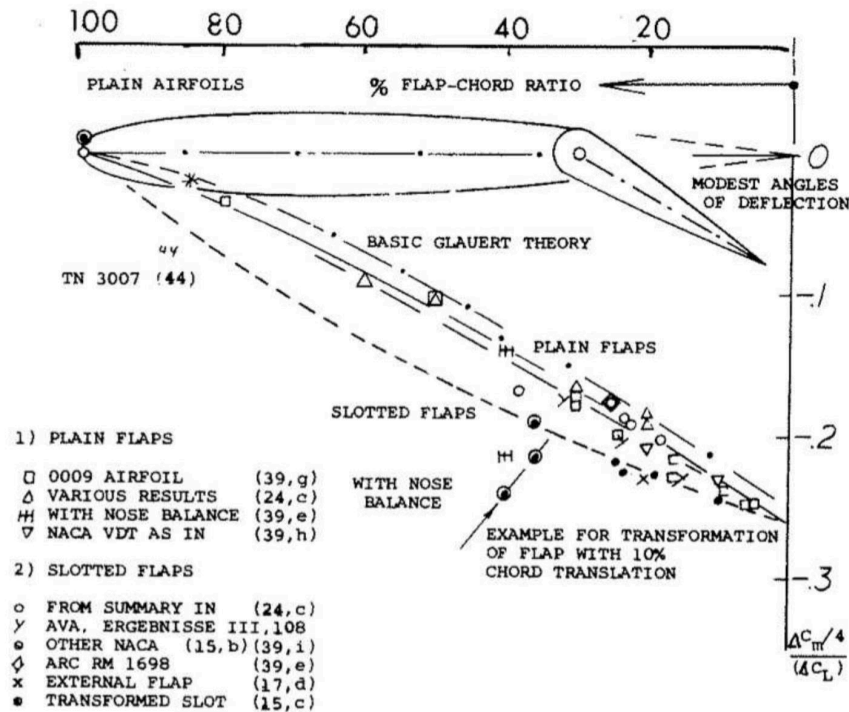
- $C_L = C_{L_{aw}} + n \frac{S_t}{S} C_{L_t} (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}) = 4.978$
- $C_{m0} = C_{m_{ac}} + C_{L0_w} (\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c}) + n V_h C_{L_t} (\epsilon_0 + i_w - i_t) = 0.003$
- $C_m = C_{L_w} (\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c}) - n V_h C_{L_t} (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}) = -0.2353$
- $C_{L_{\delta_e}} = n \frac{S_t}{S} \tau C_{L_t} = 0.2725$
- $C_{m_{\delta_e}} = -n V_h \tau C_{L_t} = -0.8562$



Σχήμα 16: Trim diagram no flaps

Όπως φαίνεται στο διάγραμμα trim το C_L μεταβάλλεται ελάχιστα για δεδομένη μεταβολή του δ_e , αυτό είναι αναμενόμενο αφού το αεροσκάφος έχει μικρό static margin άρα μικρό C_m , ενώ η ουρά έχει μεγάλο μοχλοβραχίονα και είναι αρκετά αποτελεσματική επομένως συγκριτικά μεγάλο $C_{m_{\delta_e}}$. Αυτό σημαίνει πως μικρές μεταβλές του δ_e που δεν θα επηρεάσουν πολύ το C_L θα έχουν μεγάλη επίδραση στο C_m . Το αεροσκάφος μπορεί να πετάξει για 0 με 15 μοίρες σε συνθήκη $C_L = 0$ με $C_L = 1.2$ με μεταβολή του δ_e από 0.3 μοίρες σε -3.5 μοίρες και καθώς η ανάλυση είναι γραμμική αυτό σημαίνει πως πετάει για 0 με -15 μοίρες από $C_L = 0$ μέχρι $C_L = -1.2$ με δ_e από 0.3 μοίρες σε 4.1 μοίρες.

Στην περίπτωση όπου τα flaps είναι κατεβασμένα η καμπύλη lift μετατοπίζεται κατά $\Delta C_L = 0.4 \cdot 1.3 \cdot (1 + 0.3) + 0.6 \cdot 1.3 = 1.46$ άρα πλέον $C_{L0w} = 1.46$. Επιπλέον αφού τα flaps ουσιαστικά αυξάνουν το camber της πτέρυγας $C_{mac} \neq 0$, επομένως για flaps 0.3 της χορδής σύμφωνα με το παρακάτω διάγραμμα $C_{mac} = -0.2\Delta C_L = -0.292$.

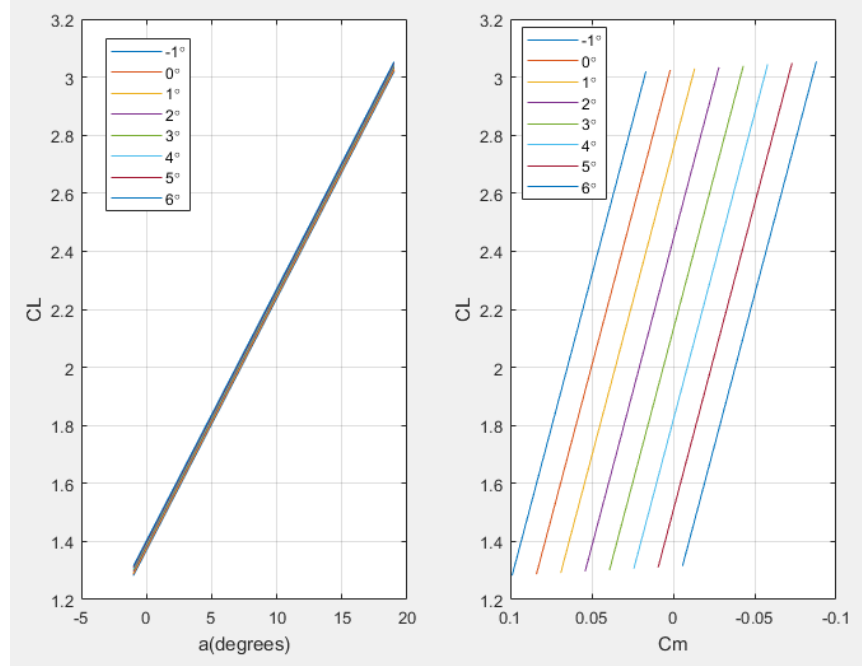


Σχήμα 17: Flaps pitching moment diagram

Ακόμα, επειδή η χορδή στη βάση της πτέρυγας μεγαλώνει λόγω των fowler flaps το αεροδυναμικό κέντρο μετακινείται ελαφρώς πίσω προσεγγιστικά στο $0.4 \cdot 0.25 \cdot (1 + 0.3) + 0.6 \cdot 0.25 = 0.28$ αντί για 0.25. Τα slats είναι μικρές επιφάνειες που δεν διαφοροποιούν την καμπύλη $C_L(\alpha)$, απλά καθυστερούν την απώλεια στήριξης και επιτρέπουν την επίτευξη μεγαλύτερων γωνιών προσβολής, άρα δεν επιδρούν στους παραπάνω συντελεστές. Επομένως για την κατάσταση με flaps οι συντελεστές είναι οι ακόλουθοι

- $C_{L0} = 1.374$
- $C_L = 4.978$

- $C_{m0} = 0.0798$
- $C_m = -0.2353$
- $C_{L_{\delta_e}} = 0.2725$
- $C_{m_{\delta_e}} = -0.8562$



Σχήμα 18: Trim diagram full flaps

Στο διάγραμμα παρατηρείται πως πάλι πως το C_L δεν επηρεάζεται ουσιαστικά από το δ_e . Το αεροσκάφος πετάει για 0 με 19 μοίρες από $C_L = 1.4$ μέχρι $C_L = 3$ για δ_e από 5.5 σε 0 μοίρες και καθώς η ανάλυση είναι γραμμική αυτό σημαίνει πως πετάει θεωρητικά για 0 με -19 μοίρες από $C_L = 1.4$ μέχρι $C_L = -0.2$ με δ_e από 5.5 μοίρες σε 11 μοίρες, ωστόσο πρακτικά θα υπάρξει απώλεια στήριξης πολύ πριν τις -19 μοίρες, διότι μία πτέρυγα με flaps είναι ουσιαστικά μία πτέρυγα με πολύ camber.

Αν υπολογιστεί το C_L που δημιουργείται από την ουρά στη μέγιστη παρατηρείται πως είτε με flaps είτε χωρίς flaps παίρνει μικρές τιμές μεγαλύτερες ή ίσες του μηδενός δηλαδή η ουριαία πτέρυγα συνεισφέρει θετικά στο lift.

| | | | | | | |
|------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| δ_e | -4 | -3 | -2 | -1 | 0 | 1 |
| C_{Lt} | 0.0464 | 0.0511 | 0.0559 | 0.0606 | 0.0654 | 0.0701 |

Πίνακας 5: No Flaps

| | | | | | | | | |
|------------|---------|--------|--------|--------|--------|--------|-------|--------|
| δ_e | -1 | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| C_{Lt} | -0.0006 | 0.0042 | 0.0089 | 0.0137 | 0.0185 | 0.0232 | 0.028 | 0.0327 |

Πίνακας 6: Full Flaps

Επιπλέον το αεροσκάφος μπορεί να βρεθεί σε ισορροπία, trimmed κατάσταση, για λογικές τιμές του δε ανεξαρτήτως της θέσης των flaps. Αυτά τα δύο κριτήρια ήταν ο παράγοντας που οδήγησε στην επιλογή του $x_{cg} = 0.7275$ m, ώστε το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας να βρίσκεται 0.25m μπροστά από το κέντρο βάρους.

8 Performance

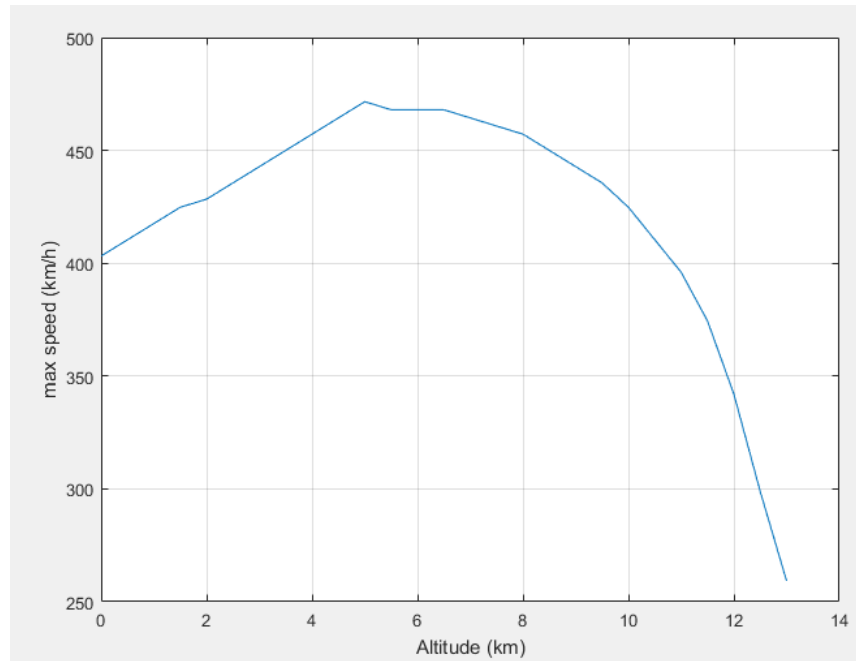
Οι επιδόσεις του αεροπλάνου που ενδιαφέρουν είναι η μέγιστη ταχύτητα, η ελάχιστη ταχύτητα πτήσης, ο μέγιστος ρυθμός climb, το service ceiling, ο ρυθμός περιστροφής και ο συντελεστής φόρτισης.

8.1 Μέγιστη ταχύτητα

Η απαιτούμενη ισχύς του αεροσκάφους οποιαδήποτε στιγμή εκφράζεται από τη σχέση

$$P_r = \frac{1}{2}\rho V^3 S \cdot CD_0 + \frac{K \cdot W^2}{\frac{1}{2}\rho V \cdot S}$$

Η ταχύτητα στην οποία η απαιτούμενη ισχύς ισούται με την μέγιστη διαθέσιμη ισχύ είναι η μέγιστη ταχύτητα. Για τον κινητήρα που επιλέχθηκε, υπερτροφοδοτούμενος εμβολοφόρος, η μέγιστη ισχύς είναι ανεξάρτητη της ταχύτητας του αεροσκάφους και μεταβάλλεται με το υψόμετρο σύμφωνα με το παρακάτω διάγραμμα. Έτσι υπολογίζεται η μέγιστη ταχύτητα για κάθε υψόμετρο, στο επίπεδο της θάλασσας είναι 403.2km/h, στα 4km είναι 457.2km/h, ενώ η μέγιστη ταχύτητα εντοπίζεται στα 5km και είναι 471.6km/h.



Σχήμα 19: Μέγιστη ταχύτητα

8.2 Ελάχιστη ταχύτητα

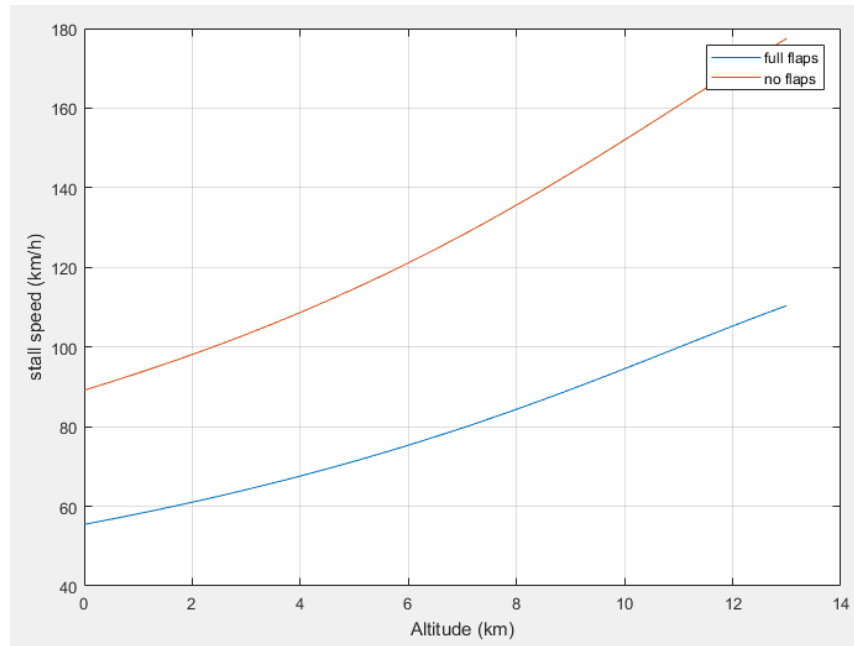
Η ελάχιστη ταχύτητα πτήσης είναι η ελάχιστη ταχύτητα στην οποία το lift εξισορροπεί το βάρος, δεδομένου του μέγιστου CL_{max} του αεροσκάφους.

$$W = L = \frac{1}{2} \rho (V_{stall})^2 S \cdot CL_{max} \Rightarrow V_{stall} = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S \cdot CL_{max}}}$$

Για βάρος $980\text{kg}=9614\text{N}$ και την αντίστοιχη πυκνότητα υπολογίζεται η ταχύτητα stall σε κάθε υψόμετρο, στο επίπεδο της θάλασσας είναι 15.4m/s ή 55.4km/h .

8.3 Ρυθμός climb

Ο ρυθμός climb υπολογίζεται χρησιμοποιώντας την παραπάνω σχέση της απαιτούμενης ισχύος η οποία ύστερα αφαιρείται από την διαθέσιμη ισχύ για να βρεθεί η περίσσεια ισχύς σε κάθε ταχύτητα και η μέγιστη περίσσεια ισχύς διαιρείται με το βάρος για να υπολογιστεί ο ρυθμός climb. Συγκεκριμένα, για



Σχήμα 20: Ελάχιστη ταχύτητα

διαθέσιμη ισχύ ανεξάρτητη της ταχύτητας παραγωγίζοντας τη σχέση βρίσκεται η ταχύτητα στην οποία εμφανίζεται ο μέγιστος ρυθμός climb

$$V_c = \left(\frac{4K}{3C_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}} \cdot \sqrt{\frac{W}{\rho S}}$$

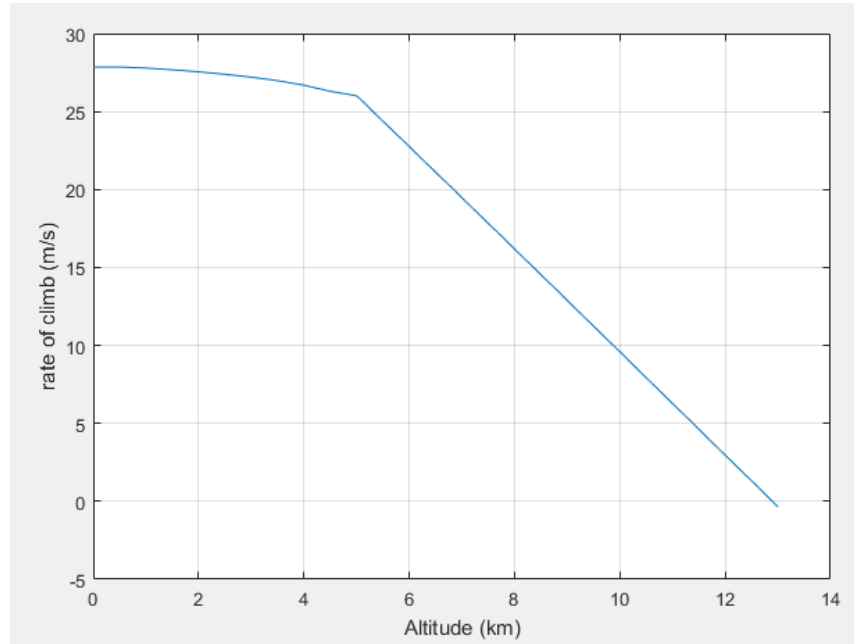
Αντικαθιστώντας την ταχύτητα V_c στην αρχική σχέση υπολογίζεται ο ρυθμός climb για κάθε υψόμετρο

$$RoC = \frac{P_{max}}{W} - \frac{2^{2.5}}{3^{0.75}} \sqrt{\frac{W}{\rho S}} \cdot (K^3 \cdot C_{D0})^{\frac{1}{4}}$$

Ο μέγιστος ρυθμός εντοπίζεται στην επιφάνεια της θάλασσας και είναι 27.8 m/s, ενώ το υψόμετρο στο οποίο μηδενίζεται είναι το service ceiling, στην προκειμένη περίπτωση 13 km.

8.4 Ρυθμός περιστροφής

Για τον υπολογισμό του ρυθμού περιστροφής χρειάζονται δύο συντελεστές. Ο ένας είναι ο συντελεστής της ροπής απόσβεσης που είναι η παράγωγος της



Σχήμα 21: Ρυθμός climb

ροπής ως προς το αδιαστατοποιημένο roll rate $= \frac{pb}{2u_0}$, όπου p είναι το roll rate, u_0 η ταχύτητα πτήσης και b το διάταμα, και βρίσκεται από τον τύπο

$$C_{lp} = -\frac{4C_L}{S \cdot b^2}$$

Για τραπεζοειδή πτέρυγα με taper ratio λ λύνοντας το ολοκλήρωμα ο τύπος μετασχηματίζεται στη σχέση

$$C_{lp} = -\frac{C_L(1+3\lambda)}{12(1+\lambda)}$$

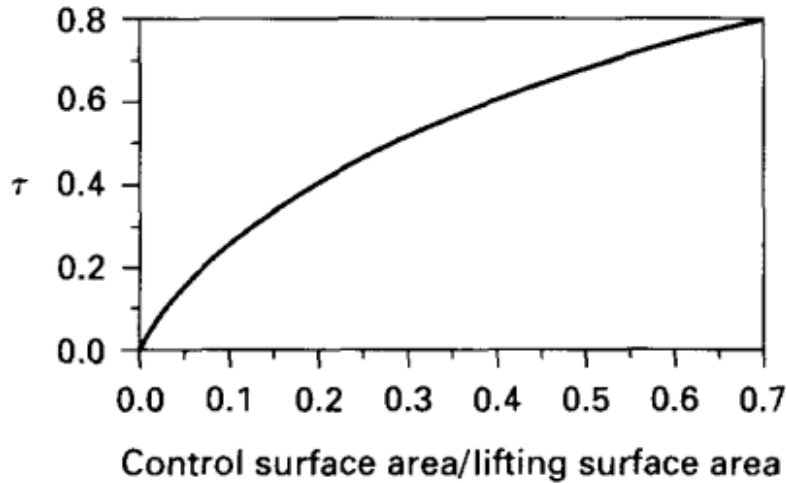
Ο άλλος συντελεστής είναι ο συντελεστής της ροπής ελέγχου και είναι η παράγωγος της ροπής ως προς την κλίση του aileron. Βρίσκεται από τον τύπο

$$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2\tau C_L}{S \cdot b}$$

και για τραπεζοειδή πτέρυγα λύνοντας το ολοκλήρωμα ο τύπος μετασχηματίζεται στη σχέση

$$C_{l_{\delta_a}} = \tau C_L \cdot \frac{\lambda a + \frac{a^2}{2}(1-\lambda)}{1+\lambda}$$

όπου $\lambda = 0.7$ το ποσοστό του διατάματος που καταλαμβάνει το aileron και $\tau = 0.5$ η αποτελεσματικότητα του aileron εφόσον καταλαμβάνει το 0.3 της χορδής από το παρακάτω διάγραμμα.



Σχήμα 22: Συντελεστής τ

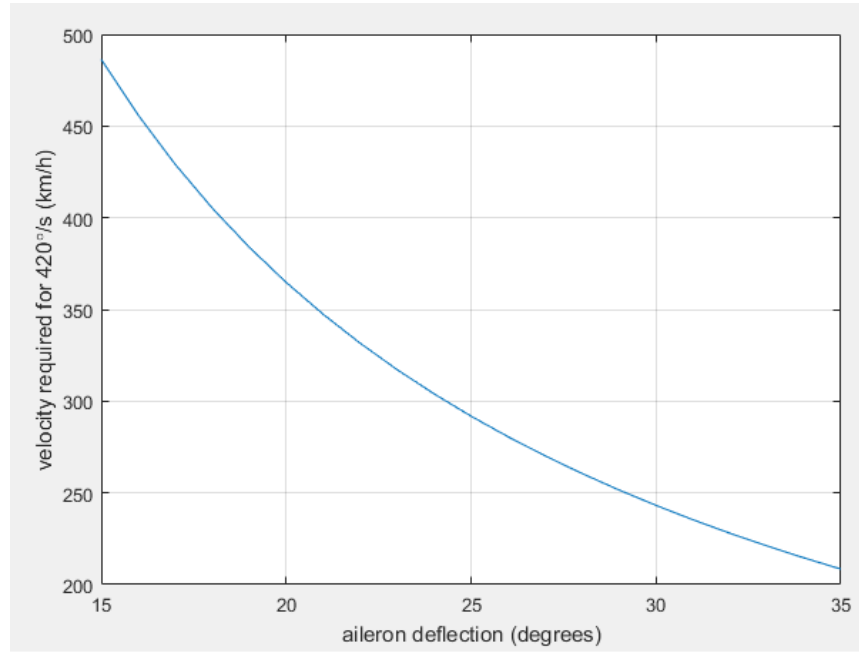
Ο σταθερός ρυθμός περιστροφής επιτυγχάνεται όταν αυτές οι δύο ροπές εξισορροπούνται, δηλαδή

$$0 = C_{lp} \cdot \frac{pb}{2u_0} + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a \Rightarrow p = -\frac{2u_0}{b} \frac{C_{l_{\delta_a}}}{C_{lp}} \delta_a = \frac{2u_0}{b} 12\tau \frac{\lambda a + \frac{a^2}{2}(1-\lambda)}{1+3\lambda}$$

Επομένως για κάθε κλίση του aileron υπολογίζεται η απαραίτητη ταχύτητα πτήσης για να επιτευχθεί ο επιθυμητός ρυθμός περιστροφής 420 deg/s.

8.5 Συντελεστής φόρτισης

Ο συντελεστής φόρτισης εκφράζει την επιτάχυνση που μπορεί να πετύχει το αεροσκάφος σε κυκλική κίνηση και μπορεί να παρομοιαστεί με συντελεστή βάρους σαν το αεροσκάφος δηλαδή να μην εκτελούσε την κυκλική κίνηση αλλά απλώς να βρισκόταν σε πιο ισχυρό βαρυτικό πεδίο ή να ζύγιζε παραπάνω. Μπορούν επομένως να χρησιμοποιηθούν όλες οι παραπάνω σχέσεις αντικαθιστώντας τον όρο W με $W \cdot n$. Μέσω της σχέσης που υπολογίστηκε η



Σχήμα 23: Ρυθμός περιστροφής

ελάχιστη ταχύτητα πτήσης μπορεί να υπολογιστεί ο μέγιστος στιγμιαίος συντελεστής φόρτισης πριν υπάρξει απώλεια στήριξης της πτέρυγας για κάθε ταχύτητα

$$n_{inst} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \cdot C_{L_{max}} \cdot \frac{1}{W}$$

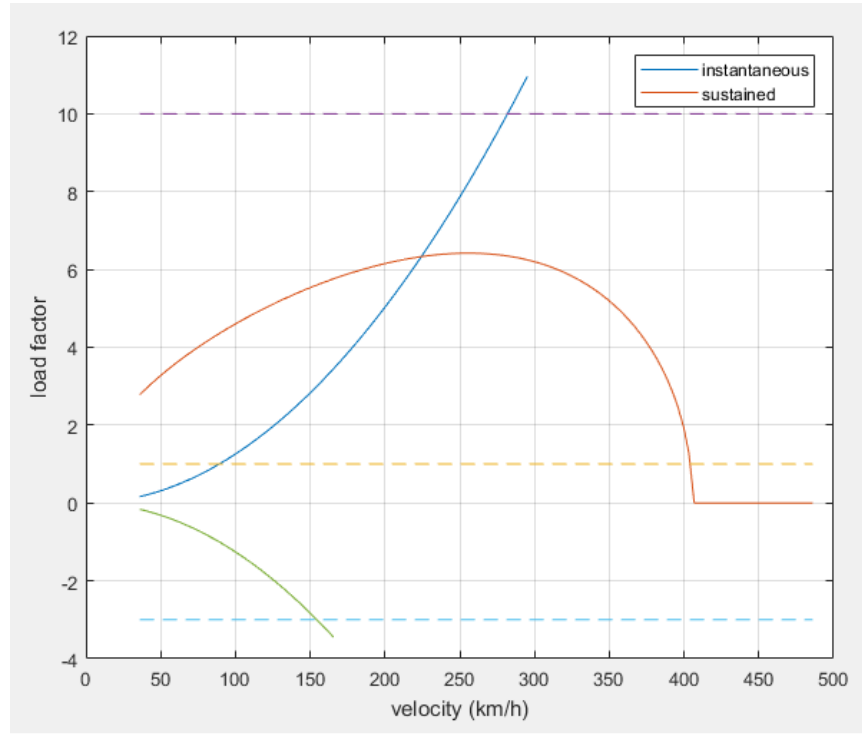
όπου το $C_{L_{max}} = 1.18$ για την πτέρυγα χωρίς flaps.

Μέσω της σχέσης που υπολογίστηκε η μέγιστη ταχύτητα υπολογίζεται ο μέγιστος συνεχής συντελεστής φόρτισης χωρίς μείωση της ταχύτητας για κάθε ταχύτητα

$$n_{sust} = \frac{1}{W} \sqrt{\left(P_{max} - \frac{1}{2} \rho V^3 S \cdot C_{D0} \right) \cdot \frac{1}{2} \rho V \cdot S \frac{1}{K}}$$

8.6 Απογείωση

Κατά το Ground Roll ο πιλότος θέτει στο 60 τα εκατό της ισχύος τον κινητήρα. Με configuration flaps - slats σε μισή από την μέγιστη εκτροπή τους



Σχήμα 24: Συντελεστής φόρτισης

το CL της απογείωσης είναι $CL = 1.9$. Έτσι λοιπόν η V_{stall} για απογείωση ,

$$V_{stall_TO} = \sqrt{\frac{2W_{initial}g}{\rho C_{L_max_TO} S_{ref}}} = 19.25 m/s$$

Ορίζεται η ταχύτητα $VLO = 1.1V_{stall} = 21.1730 m/s$ και έπειτα βρίσκεται η παραγόμενη ώση για το 70 τα εκατό της VLO:

$$Thrust_TO = \frac{Power_TO}{0.7 \cdot V_{LO}}$$

και υπολογίζουμε την απόσταση της τροχοδρόμησης

$$S_g = 1.21 \cdot \frac{W_{initial}g/S_{ref}}{g\rho C_{L_max_TO} \left(\frac{Thrust_TO}{gW_{initial}} \right)}$$

όπως και την $S_{g\ rotate} = VLO$.

Τελικά η απόσταση τροχοδρόμηση προκύπτει: $S_g = 40.7m$. Το αποτέλεσμα δεν προκαλεί εντύπωση καθώς ο λόγος Power/Weight είναι αρκετά υψηλός, συγκρίσιμος με training jets και για αυτόν τον λόγο φαίνεται ασήμαντος ο υπολογισμός Clear the obstacle.

8.7 Προσγείωση

Ξεκινώντας από τον υπολογισμό της απόστασης για το approach και το flare, θεωρούμε πως το αεροσκάφος προσεγγίζει με γωνία 4 μοιρών, έχοντας full flaps configuration άρα και η v_{stall} είναι στα 55km/h. Η ταχύτητα approach είναι:

$$V_f = 1.15 \cdot V_{stall}$$

Η ακτίνα που καλύπτει το αεροσκάφος είναι

$$R = \frac{V_f^2}{g \cdot 0.2}$$

Το ύψος h_f είναι:

$$h_f = R \cdot (1 - \cos(\theta_{approach})) + 1$$

και η απόσταση του approach είναι

$$S_{approach} = \frac{15 - h_f}{\tan(\theta_{approach})} = 164m$$

. Για την φάση flare, η απόσταση είναι:

$$S_{flare} = R \cdot \sin(\theta_{approach}) = 13.7m$$

Τώρα για την τροχοδρόμηση, θεωρούμε πως οι τροχοί έχουν φρένα, και θέτουμε το $\mu_r = 0.3$, η ταχύτητα επαφής στο έδαφος είναι $V_{TD} = 1.1V_{stall}$ και η ταχύτητα τροχοδρόμηση είναι $0.7V_{TD}$. Επειδή η επαγόμενη οπισθέλκουσα αλλάζει, υπολογίζεται για την ταχύτητα $0.7V_{TD}$. Τελικά η απόσταση τροχοδρόμηση είναι:

$$S_{ground_roll_landing} = N \cdot V_{TD} + \frac{W_{initial} \cdot g \cdot (V_{TD})^2}{2 \cdot g} \cdot \frac{1}{\text{Drag}_{groundroll} + m_r \cdot (W \cdot g - Lift_{landing})} = 80m$$

άρα συνολική απόσταση προσγείωσης $S_{landing} = 257 m$

9 Βελτιστοποίηση

Για την βελτιστοποίηση των μεγεθών του διατάματος (Aspect Ratio) και πτερυγικού φόρτου (wing loading) δημιουργήθηκαν 9 σενάρια με διαφορετικές τιμές Wing loading και Aspect Ratio. Έχοντας τους συντελεστές παρασιτικής και επαγώμενης οπισθέλκουσας, $\text{Parasitic Drag} = \frac{S_{\text{wet}}}{S_{\text{ref}}} \cdot C_{f_e}$ και $K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$ υπολογίζεται το μέγεθος L/D_{max} :

$$L/D_{\text{max}} = \left(\frac{1}{\text{Parasitic Drag} \cdot 4K} \right)^{0.5}$$

Κατόπιν, υπολογίζεται το νέο βάρος. Έπειτα βρίσκουμε την επιφάνεια αναφοράς $S_{\text{ref}} = \frac{W}{W/S}$ και ακολουθούν οι υπολογισμοί, εκπετάσματος μέσης χορδής και περιβρεχόμενη επιφάνειας.

$$b = \sqrt{AR \cdot S_{\text{ref}}}$$

$$\bar{c} = \frac{S_{\text{ref}}}{\text{WingSpan}}$$

$$S_{\text{wet}} = S_{\text{wet_Sref}} \cdot S_{\text{ref}}$$

έχοντας όλα τα παραπάνω μπορούμε να βρούμε τις τιμές των V_{stall} , V_{max} και Roll Rate.

$$V_{\text{stall}} = \left(\frac{Wg}{0.5 \cdot \rho \cdot S_{\text{ref}} \cdot C_{L_{\text{max}}}} \right)^{0.5}$$

$$\text{Max_speed} = \left(\frac{P_{\text{max}}}{0.5 \cdot \rho_{4\text{km}} \cdot S_{\text{ref}} \cdot \text{Parasitic Drag}} \right)^{\frac{1}{3}}$$

Ο παρακάτω πίνακας δείχνει τις τιμές των μεγεθών W/S και AR για κάθε σενάριο:

| Scenarios | | Parameters | |
|-----------|----------------------------|-------------|----------|
| Scenario | περιγραφή | W/S [kPa] | AR [m] |
| 1 | Low W/S , Low AR | 35 | 4 |
| 2 | Low W/S , Medium AR | 35 | 6 |
| 3 | Low W/S , High AR | 35 | 8 |
| 4 | Medium W/S , Low AR | 45 | 4 |
| 5 | Medium W/S , Medium AR | 45 | 6 |
| 6 | Medium W/S , High AR | 45 | 8 |
| 7 | High W/S , Low AR | 55 | 4 |
| 8 | High W/S , Medium AR | 55 | 6 |
| 9 | High W/S , High AR | 55 | 8 |

Πίνακας 7: Scenarios for Optimization Process with Different W/S and AR Values

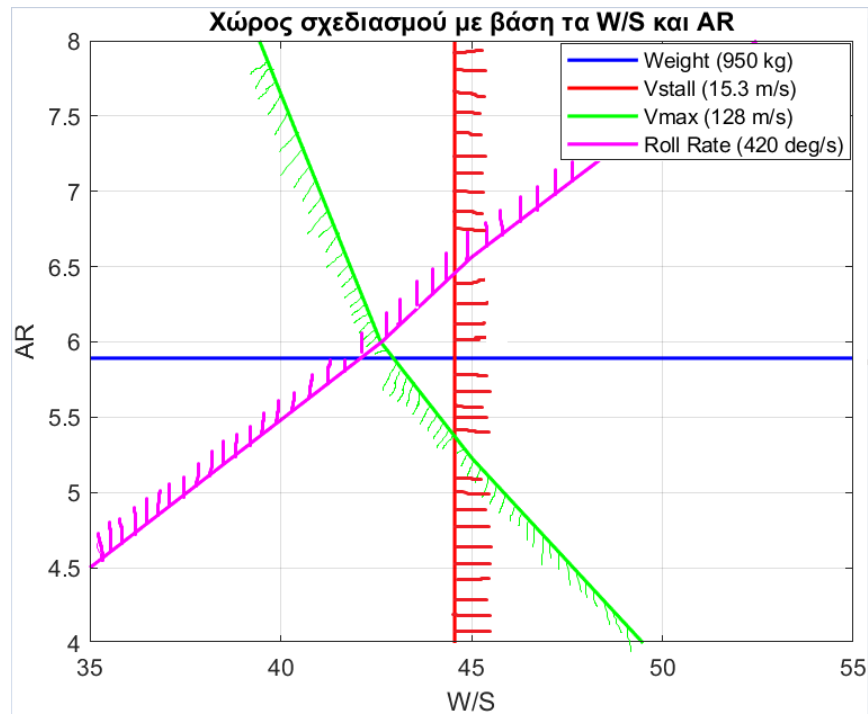
Τα αποτελέσματα φαίνονται στον επόμενο πίνακα:

| Scenario | V_{stall} [m/s] | V_{max} [m/s] | Roll Rate [deg/s] | Weight [kg] |
|----------|-------------------|-----------------|-------------------|-------------|
| 1 | 13.56 | 114 | 434 | 1090 |
| 2 | 13.56 | 120 | 381 | 942 |
| 3 | 13.56 | 123 | 343 | 870 |
| 4 | 15.4 | 124 | 492 | 1090 |
| 5 | 15.4 | 131 | 432 | 942 |
| 6 | 15.4 | 134 | 389 | 870 |
| 7 | 17 | 133 | 544 | 1090 |
| 8 | 17 | 139 | 478 | 942 |
| 9 | 17 | 143 | 430 | 870 |

Πίνακας 8: Αποτελέσματα σεναρίων

Βλέποντας τις τάσεις των τιμών των περιορισμών, εξάγεται το σχετικό διάγραμμα που δείχνει το design space στο οποίο μπορεί κανείς να κινηθεί επιλέγοντας τις αντίστοιχες τιμές W/S και AR , εξασφαλίζοντας τις απαιτήσεις τι αποστολής.

Από το σχήμα 24 φαίνεται πως ο χώρος σχεδιασμού είναι αρκετά 'στενός' καθώς τόσο οι περιορισμοί της αποστολής είναι αρκετά απαιτητικοί όσο και οι επιλογές που έγιναν κατά το conceptual design όπως ο κινητήρας κ.α. οδήγησαν σε αυτό το design space. Δεδομένου ότι σε αυτή την τριγωνική περιοχή



Σχήμα 25

όλοι οι περιορισμοί της αποστολής ικανοποιούνται, θεωρείται βέλτιστη αυτή η επιλογή με το μικρότερο βάρος, άρα συγκριτικά με την δική μας επιλογή, μία ακόμη αντίστοιχη επιλογή θα ήταν η αλλαγή του AR έως και την τιμή 6.5.

10 Κώδικας MATLAB

10.1 Weight - Performance

```

1 clear
2 close all
3 clc
4 %%%% Weight Estimation %%%%
5 g = 9.81; %% gravity accelerations
6 Wo_initial = 980;
7 Wempty = 0.75*Wo_initial;
8 AR = 6;
9 c = 1.86e-7;

```

```

10 W_payload = 15;
11 W_crew = 75;
12 h_prop = 0.85; %%% propeller efficiency
13 Swet_Sref = 3;
14 Wetted_Aspect_Ratio = AR/Swet_Sref; %%% SLIDE 20 - CHAPTER 9
15 L_D_max = 17.27;
16 e = 0.98;
17 %%% Wfuel/Wo - Breguet %%%
18 Range = 800*10^3;
19 Wo_W1 = exp(Range*c*g*(1/L_D_max)*(1/h_prop));
20 Wfuel = Wo_W1*Wo_initial - Wo_initial
21
22 %%% Wo_initial Converge %%%
23 Wo_converge = (W_payload + W_crew)/(1 - (Wfuel/Wo_initial) - (1.59*
    Wo_initial^(-0.10)));
24 % dispTo(' βαροξείναι ')
25 % disp(Wo_converge)
26
27
28 %%% Vstall --> Wing_Loading %%%
29 density = 1.22;
30 density4km = 0.8;
31 Vstall = 55/3.6;
32 CL_max = 3.06; %% For triple fowler flaps - Slats
33 Sref = Wo_initial*9.81/(0.5*density*CL_max*(Vstall^2));
34 WingSpan = sqrt(AR*Sref); %% Εκπετασμα %%%
35 Chord_mean = Sref/WingSpan; %% Μεσηαεροδυναμικηχορδή %%%
36 Swet = Swet_Sref*Sref;
37
38 %%% Drag Polar %%%
39
40 %%% PARASITIC DRAG COEFFICIENT %%%
41 Cfe = 0.005; %% --> Raymer 12.3 table
42 Parasitic_Drag = Swet*Sref*Cfe;
43
44 %%% DRAG DUE TO LIFT COEFFICIENT %%%
45 Induced_Drag_coef = 1/(pi*AR*e);
46
47 %%% 3D WING CL RETRACTED CONFIGURATION - NO FLAPS SLATS (FLYING WING)
    %%%
48
49 CLa = 2*pi/(1 + (2/(AR*e)));
50 CLo = 0;
51 AoA = deg2rad(-18:18);
52 figure
53 plot(rad2deg(AoA) , (CLo + CLa*AoA), 'r--', 'LineWidth', 2 )

```

```

54 xlabel('AoA')
55 ylabel('CL')
56 title('CL For Wing made of NACA 0012')
57 grid on
58
59 %%% Drag Polar RETRACTED CONFIGURATION – NO FLAPS SLATS (FLYING WING)
   %%%
60 Drag_coef = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef*(CLo + CLa*AoA).^2;
61 figure
62 plot(Drag_coef,(CLo + CLa*AoA) , 'r', 'LineWidth',2 )
63 xlabel('CD')
64 ylabel('CL')
65 xlim([0 , 0.15])
66 ylim([-0.5 , 2.5])
67 hold on
68 plot((0:0.01:0.15),L_D_max*(0:0.01:0.15) )
69 title('DRAG POLAR')
70 grid on
71
72
73 Max_speed = 460;
74
75 %%% POWER REQUIRED–AVAILABLE CRUISE 4000 METERS %%%
76
77
78 CL_required = 2*Wo_initial*g./(density4km*Sref.*((Vstall:1:(Max_speed
   /3.6)).^2));
79 CD_invoked = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef.*(CL_required.^2);
80 Drag_invoked = 0.5*density4km*CD_invoked*Sref.*(Vstall:1:(Max_speed
   /3.6)).^2;
81
82 %%% ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΣΧΥΟΣ – ΨΩΜΕΤΡΟΥ %%%
83 P_max_SL = 0.001.*max(Drag_invoked.*(Vstall:1:(Max_speed/3.6)));
84 disp('0 κινητηραξέχειμεγιστη ισχυ [KW]')
85 disp(P_max_SL/h_prop)
86
87 figure
88 plot((Vstall:1:(Max_speed/3.6)) ,0.001*Drag_invoked.*(Vstall:1:(
   Max_speed/3.6)), 'r', 'LineWidth',2 )
89 hold on
90 yline( c, 'b', 'LineWidth',2)
91 xlabel('Speed [m/s]')
92 ylabel('Power [KW]')
93 legend('Power Required','Power Available ')
94 title('Required–Available for 4000 METERS')
95 grid on

```

```

96
97
98
99
100
101 %%%%% RATE OF CLIMB --> SEA LEVEL%%%%%
102
103 CL_max_RF = max(CLo + CLa*AoA)*0.9; %%%0.9 factor for safety away from
    stall AoA
104 Vstall_SL_RF = (2*Wo_initial*g/(density*Sref*CL_max_RF))^0.5;
105 Velocities = (Vstall_SL_RF:1:(Max_speed/3.6));
106
107 %%% VSTALL FOR SEA LEVEL --> WITHOUT FLAPS %%%
108
109 CL_required_SL = (2*Wo_initial*g/(density*Sref.*(Velocities.^2)));
110 CD_invoked_SL = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef.*(CL_required_SL.^2)
    ;
111 Drag_invoked_SL = 0.5*density*CD_invoked_SL*Sref.*(Velocities).^2;
112
113 Excess_Power_SL = (P_max_SL*1000 + (- Drag_invoked_SL).*(Velocities))/(
    g*Wo_initial);
114
115 figure
116 plot(Velocities,Excess_Power_SL,'g','LineWidth',2)
117 xlabel('V [m/s]')
118 ylabel('Vvertical [m/s]')
119 grid on
120 title('ROC for Sea Level')
121
122
123
124
125
126
127 %%%%% FIND CEILING FROM MANUFACTURER%%%%%
128
129 %(45000ft = 13700m)
130 x1 = linspace(1.225,1.16,1101); % 0-900m
131 x2 = linspace(1.1117,1.0167,1101); % 1000-1900m
132 x3 = linspace(1.0066,0.91865,1101); % 2000-2900m
133 x4 = linspace(0.90926,0.82802,1101); % 3000-3900m
134 x5 = linspace(0.81935,0.74442,1101); % 4000-4900m
135 x6 = linspace(0.73643,0.66746,1101); % 5000-5900m
136 x7 = linspace(0.66011,0.59676,1101); % 6000-6900m
137 x8 = linspace(0.59002,0.47265,1101); % 7000-8900m
138 x9 = linspace(0.46706,0.41864,1101); % 9000-9900m

```

```

139 x10 = linspace(0.41351,0.36946,1101); % 10000-10900m
140 x11 = linspace(0.36480,0.31687,1101); % 11000-11900m
141 x12 = linspace(0.31194,0.27081,1101); % 12000-12900m
142 x13 = linspace(0.26659,0.23146,1001); % 13000-13900m
143 % x14 = linspace(0.23146,0.05,70); % 13900-20000m
144 % x1 = linspace(1.225,0.23,13900);
145 % Density_Altitude = x1';
146 Density_Altitude = [x1 x2 x3 x4 x5 x6 x7 x8 x9 x10 x11 x12 x13]';
147
148 Diagram_RoC_Alt = zeros(1,(length(Density_Altitude)));
149
150
151
152 %%%% plot for Power change with Altitude %%%%
153
154 h = 0:0.001:length(Density_Altitude)*0.001; % Altitude in Km
155 P4 = -0.09929.*(h.^4) + 0.7928.*(h.^3) - 2.942.*(h.^2) + 2.53.*h + 450;
156 P2 = 667.5 - 47.5.*h;
157
158 P4(h>5.13) = NaN;
159 P2(h<5.13) = NaN;
160
161 Ptotal =0.745699872*[P4(h<=5.13) , P2(h>5.13)];
162
163 figure
164 plot(h,Ptotal, 'k','LineWidth',2)
165 xlabel('Altitude [km]')
166 ylabel('Power [KW]')
167 ylim([0 360])
168 title('Power change with Altitude')
169 legend('Lycoming TIGO 541')
170 grid on
171
172 for alt = 1:1:(length(Density_Altitude))
173
174
175
176     V_stall_Alt = ((2*Wo_initial*g/(Density_Altitude(alt)*Sref*
        CL_max_RF))^(0.5));
177
178     V_above_Vstall = V_stall_Alt:Max_speed/3.6;
179
180     CL = 2*Wo_initial*g./(Density_Altitude(alt).*(V_above_Vstall.^2)*
        Sref);
181
182     CD = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef.*(CL.^2);

```



```

183
184     D_required = 0.5.*Density_Altitude(alt).*(V_above_Vstall.^2)*Sref.*
        CD;
185
186     Excess_Power = (745.7*Ptotal(alt) - V_above_Vstall.*D_required);
187     RoC_max = max(Excess_Power./(Wo_initial*g));
188
189     Diagram_RoC_Alt(alt) = RoC_max;
190 end
191
192 figure
193 plot(Diagram_RoC_Alt,1:length(Density_Altitude), 'k-','LineWidth',2)
194 xlabel('RoC')
195 ylabel('Altitude [m]')
196 title('CEILING ALTITUDE')
197 xlim([0,Diagram_RoC_Alt(1)])
198 grid on
199
200
201
202
203
204 %%%% LOAD FACTOR n %%%%
205
206 n_stall = 0.5*density*(Velocities.^2)*Sref*CL_max_RF/(g*Wo_initial);
207 n_stall_negative = -0.5*density*(Velocities.^2)*Sref*CL_max_RF/(g*
        Wo_initial);
208 n_stall(Velocities > 74) = 10;
209 n_stall_negative(Velocities > 40) = -3;
210
211
212 n = (((P_max_SL)*1000 - 0.5*density.*(Velocities.^3)*Sref*
        Parasitic_Drag).*(0.5*density.*Velocities*Sref./(Induced_Drag_coef
        .*(g*Wo_initial)^2))).^0.5;
213 % Set n to NaN where V < 57
214 n(Velocities < 57) = NaN;
215 n(Velocities > 112) = NaN;
216
217 figure
218 plot(Velocities ,n_stall,'b','LineWidth',2)
219 ylim([-3 10])
220 hold on
221 plot(Velocities ,n_stall_negative,'b','LineWidth',2)
222 hold on
223 plot(Velocities ,n,'r','LineWidth',2 )
224 xlabel('Velocity [m/s]')

```

```

225 ylabel('Load Factor n')
226 grid on
227 title('Flight Envelope')
228 legend('', 'Vstall constrain', 'Power Constrain')
229
230
231
232
233 %%%%% TAKE OFF %%%%%%
234 % degrees
235
236 Power_T0 = 0.15*P_max_SL*1000; %[Watt]
237 CL_max_T0 = 0.7*CL_max; %%%% 0.32 ----> For AoA 3 degrees with flaps
238 V_stall_T0 = (2*Wo_initial*g/(density*CL_max_T0*Sref))^0.5;
239 V_L0 = 1.1*V_stall_T0;
240 Thrust_T0 = Power_T0/(0.7*V_L0);
241
242 Sg = 1.21*(Wo_initial*g/Sref)/(g*density*CL_max_T0*(Thrust_T0/(g*
    Wo_initial)));
243 Sg_rotate = 1*V_L0;
244
245 Sg_total = Sg + Sg_rotate;
246
247
248 %%%%% LANDING %%%%%
249
250
251
252
253
254 %%% approach %%%
255
256 theta_approach = deg2rad(5); % degrees
257 Vf = 1.15*Vstall;
258 R = (Vf^2)/(g*0.2);
259 hf = R*(1 - cos(theta_approach)); %+ 1 %%% 1 safety factor
260 S_approach = (15 - hf)/tan(theta_approach);
261
262 %%% Flare Distance %%%
263
264 S_flare = R*sin(theta_approach);
265
266 %%% Ground roll distance %%%
267
268 mr = 0.3; %YES brakes anderson table 6.1
269 V_TD = 1.1*Vstall;

```

```

270 N = 1; %depends on pilot
271 V_groundroll_landing = 0.7*V_TD;
272 L_gr_landing = CL_max*0.5*density*(V_groundroll_landing^2)*Sref;
273
274
275 CD_invoked_grl = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef*(CL_max^2);
276 Drag_invoked_grl = 0.5*density*CD_invoked_grl*Sref*(
    V_groundroll_landing)^2;
277
278 S_ground_roll_landing = N*V_TD + (Wo_initial*g*(V_TD^2)/(2*g))*(1/(
    Drag_invoked_grl + mr*(Wo_initial*g - L_gr_landing)));

```

Επιπλέον για κάποια figures, γίνεται χρήση αυτού του κώδικα:

```

1 Cd0=0.015;
2 K=0.053;
3 CLm=3.05;
4 CLmc=1.18;
5
6 fplot(@(CL) Cd0+K*CL.^2,@(CL) CL,[-1 1])
7 xlabel('CD')
8 ylabel('CL')
9 grid
10
11 h=0:0.5:13;
12 [~,i]=min(abs(h-5.13));
13 R=0.003287*h.^2-0.1129*h+1.22;
14 npr=0.85;
15 P=[-0.09929*h.^4+0.7928*h.^3-2.942*h.^2+2.53*h+450 ; 667.5-47.5*h];
16 P(1,i:end)=P(2,i:end);
17 P=P(1,:)*746*npr;
18 W=980*9.81;
19 %S=21.8;
20 b=11.4;
21 S=(1+2.82)*b/2;
22
23 vs=sqrt(W./(1/2*R*S*CLm));
24 vsf=sqrt(W./(1/2*R*S*CLmc));
25 vc=(4*K/3/Cd0)^0.25*(W./R/S).^0.5;
26 vv=(P-1/2*R.*vc.^3*S*Cd0-K*W^2./(1/2*R.*vc.*S))/W;
27
28 v=10:135;
29 for i=1:length(h)
30     r=R(i);
31     pa=P(i);

```

```

32     pr=1/2*r*v.^3*S*Cd0+K*W^2./(1/2*r*v*S);
33     [~,j]=min(abs(pr(floor(end/2):end)-pa));
34     vn=v(floor(end/2):end);
35     vm(i)=vn(j);
36     %figure
37     %plot([v(1) v(end)],[pa pa],v,pr)
38     pem=max((pa-pr));
39     %figure
40     %plot(v,pem/W)
41 end
42
43 figure
44 %plot(h,vs*3.6,h,vv,h,vm*3.6,h,vsf*3.6,h,vc)
45 plot(h,vs*3.6,h,vsf*3.6)
46 legend('full flaps','no flaps')
47 xlabel('Altitude (km)')
48 ylabel('stall speed (km/h)')
49 grid
50 figure
51 plot(h,vm*3.6)
52 xlabel('Altitude (km)')
53 ylabel('max speed (km/h)')
54 grid
55 figure
56 plot(h,vv)
57 xlabel('Altitude (km)')
58 ylabel('rate of climb (m/s)')
59 grid
60
61 k=1;
62 ns=1/2*R(k)*v.^2*S*CLmc/W;
63 np=sqrt((P(k)-1/2*R(k)*v.^3*S*Cd0)*1/2*R(k).*v*S/K)/W;
64 figure
65 plot(v(1:floor(end*0.58))*3.6,ns(1:floor(end*0.58)),v*3.6,np,[v(1) v(
    end)]*3.6,[1 1], '--',[v(1) v(end)]*3.6,[10 10], '--',v(1:floor(end
    *0.3))*3.6,-ns(1:floor(end*0.3)),[v(1) v(end)]*3.6,[-3 -3], '--')
66 legend('instantaneous','sustained')
67 xlabel('velocity (km/h)')
68 ylabel('load factor')
69 grid
70
71 l=1/2.82;
72 a=0.7;
73 da=15:35;
74 vr=420*11.4/2/12*(1+3*l)/(l*a+a^2/2*(1-l))/0.5./da;
75 figure

```

```

76 plot(da,vr*3.6)
77 xlabel('aileron deflection (degrees)')
78 ylabel('velocity required for 420\circ/s (km/h)')
79 grid

```

10.2 Υπολογισμοί Roll Rate

```

1 clear
2 close all
3 clc
4 %%% Weight Estimation %%%
5 g = 10; %%% gravity accelerations
6 Max_Speed = 460/3.6;
7 Wo_initial = 980;
8 Wempty = 0.75*Wo_initial;
9 AR = 6;
10 c = 2e-07;
11 W_payload = 15;
12 W_crew = 75;
13 h_prop = 0.85; %%% propeller efficiency
14 Swet_Sref = 3.1;
15 Wetted_Aspect_Ratio = AR/Swet_Sref; %%% SLIDE 20 - CHAPTER 9
16 L_D_max = 16.5;
17 e = 0.98;
18 %%% Wfuel/Wo - Breguet %%%
19 Range = 800*10^3;
20 Wo_W1 = exp(Range*c*g*(1/L_D_max)*(1/h_prop));
21 Wfuel = Wo_W1*Wo_initial - Wo_initial;
22
23 %%% Wo_initial Converge %%%
24 Wo_converge = (W_payload + W_crew)/(1 - 0.1267 - (1.7860239*Wo_initial
    ^(-0.12)));
25 disp('Το βάρος είναι ')
26 disp(Wo_converge)
27
28
29 % Wf_W0=1/W0_W1-1;
30 % b=;
31 % a=;
32 % roots([a b+Wf_W0-1 W_payload+W_crew]);
33
34 %%% Vstall --> Wing_Loading %%%

```

```

35 density = 1.22;
36 density4km = 0.8;
37 Vstall = 55/3.6;
38 CL_max = 3.1; %% For triple fowler flaps - Slats
39 Sref = Wo_initial*9.81/(0.5*density*CL_max*(Vstall^2));
40 WingSpan = sqrt(AR*Sref); %% Εκπετασμα %%
41 Chord_mean = Sref/WingSpan; %% Μεσηαεροδυναμικηχορδή %%
42 Swet = Swet_Sref*Sref;
43 Taper_Ratio = 0.35;
44 %%%% Drag Polar %%%%
45
46 %%%% PARASITIC DRAG COEFFICIENT %%%%
47 Cfe = 0.005; %% ----> Raymer 12.3 table
48 Parasitic_Drag = Swet_Sref*Cfe;
49
50 %%%% DRAG DUE TO LIFT COEFFICIENT %%%%
51 Induced_Drag_coef = 1/(pi*AR*e);
52
53 %%%% 3D WING CL RETRACTED CONFIGURATION - NO FLAPS SLATS (FLYING WING)
    %%%%
54
55 CLa = 2*pi/(1 + (2/(AR*e)));
56 CLo = 0;
57 AoA = deg2rad(-18:18);
58 figure
59 plot(rad2deg(AoA) , (CLo + CLa*AoA), 'r--', 'LineWidth', 2 )
60 xlabel('AoA')
61 ylabel('CL')
62 grid on
63
64 %%%% LIFT DISTRIBUTION IN WING %%%%
65 y = 0:1:(WingSpan/2);
66 Chord_root = Sref*2/((1+Taper_Ratio)*WingSpan); %% Chord root for
    taper ratio and Sref
67
68 Chord_y = Chord_root*(1 - ((2*(1-Taper_Ratio)/WingSpan))*y);
69 CL_random = 0.9;
70 Local_Lift = CL_random*(Chord_y/Chord_mean);
71
72 figure
73 plot(y/(WingSpan/2), Local_Lift, 'm', 'LineWidth', 2)
74 ylabel('Local Lift')
75 ylim([0 max(Local_Lift)])
76 xlabel('y/Wingspan')
77 grid on
78 title('Tapered aprox lift distribution')

```

```

79 |
80 |
81 | %% Drag Polar RETRACTED CONFIGURATION – NO FLAPS SLATS (FLYING WING)
    | %%
82 | Drag_coef = Parasitic_Drag + Induced_Drag_coef*(CLo + CLa*AoA).^2;
83 |
84 |
85 | %%% ROLL RATE REQUIRMENT (EXAMPLE NESLON PAGE 194) %%%
86 | % ----> Raymer page 455 , Eq:(16.45)
87 | % ----> Nelson page 132 , TABLE 3.4
88 | % ----> Nelson page 128 , Eq:(3.99)
89 |
90 | Half_Wing_span = WingSpan/2;
91 | tau = 0.5; % NELSON page:75
92 |
93 |
94 |
95 | %%% AILERON DESIGN %%%
96 | Aileron_Span = 0.7*Half_Wing_span;
97 | Aileron_Chord = 0.4*Chord_mean; % Raymer ----> Figure:16.9
98 | A = Aileron_Span/Half_Wing_span;
99 |
100 | % DCl_D_delta_Ailerons_Airfoil = 4.22; % Raymer ----> Figure 16.6
101 | % Kf = 0.4544; % Raymer ----> Figure 16.7, For
    | deflection angle 50 (t/c=0.12)
102 |
103 | %%% FIND S_Ailerons (Si) Surface for Ailerons (Raymer: Eq:16.45) %%%
104 | % Chord_root = Sref*2/((1+Taper_Ratio)*WingSpan); %% Chrod root for
    | tapper ratio and Sref
105 |
106 | %%% Chord_from_Aileron_start = f(Aileron_Span)
107 | tanphi = Half_Wing_span/(((1-Taper_Ratio)/2)*Chord_root);
108 | xx = Aileron_Span/tanphi;
109 | Chord_from_Aileron_start = Taper_Ratio*Chord_root + 2*xx;
110 |
111 | S_Ailerons = (Taper_Ratio*Chord_root + Chord_from_Aileron_start)*
    | Aileron_Span/2;
112 | Aileron_Arm = (WingSpan/2) - Aileron_Span/2;
113 |
114 | %%% LIFT COEFFICIENT DUE TO AILERON DEFLECTION %%%
115 | % DCL_delta_Ailerons_Wing = DCl_D_delta_Ailerons_Airfoil*0.9*Kf*(
    | S_Ailerons/(0.5*Sref)); %% 3D correction Eq:16.15 (Raymer)
116 | % Cl_delta_Ailerons_Wing = (2*Kf*DCL_delta_Ailerons_Wing*Aileron_Arm*
    | S_Ailerons)/(Sref*0.5*WingSpan);
117 | Cl_delta_Ailerons_Wing = tau*CLa*(Taper_Ratio*A + ((A^2)/2)*(1-
    | Taper_Ratio))/(1+Taper_Ratio);

```

```

118 %%%% ROLL DAMPING COEFFICIENT %%%%
119 CLp = (-CLa/12)*((1+3*Taper_Ratio)/(1+Taper_Ratio));
120
121
122
123 Uo = 62; % Velocity in m/s for roll rate 420 degrees
124 M = 2*(Uo)/WingSpan; %%% Term 2*Uo/b
125 Deflection_Angle = 33; %%%% MAX DEFLECTION ANGL 60 DEGREES
126 P = -(Cl_delta_Ailerons_Wing/CLp)*M*deg2rad(Deflection_Angle);
127 RR = rad2deg(P);
128 disp('Roll Rate in deg/s')
129 disp(RR)
130
131
132 % Pvasil = 12*t*(Taper_Ratio*A + ((A^2)/2)*(1-Taper_Ratio))/(1+3*
    Taper_Ratio);
133 % t*4.7*(Taper_Ratio*A + ((A^2)/2)*(1-Taper_Ratio))/(1+Taper_Ratio)

```

10.3 Ευστάθεια

```

1
2 AR=b^2/S;
3 c=(1+2.82)/2;
4 xacc=0.25;
5 %xacc=0.25+0.03; %flaps
6 xcgc=0.25/c+0.25;
7 dxcgc=xcgc-xacc;
8 lt=6;
9 st=0.05;
10 n=0.85;
11 ARt=4.5;
12 CLaw=2*pi*AR/(AR+2);
13 CLat=2*pi*ARt/(ARt+2);
14 deda=2*CLaw/pi/AR;
15 Vh=(st+dxcgc)/(n*CLat/CLaw*(1-deda));
16 St=Vh*S*c/lt;
17 St=3.21;
18
19 iw=0*pi/180;
20 it=-0.1*pi/180;
21
22 CLaw=2*pi*AR/(AR+2);

```



```

23 CL0w=0;
24 %CL0w=0+1.46; %flaps
25 CLat=2*pi*ARt/(ARt+2);
26 e0=2*CL0w/pi/AR;
27 CL0t=0-CLat*(e0+iw-it);
28 Cmaw=CLaw*dxcg;
29 Cm0w=0+CL0w*dxcg;
30 %Cm0w=0+CL0w*dxcg-0.2*1.46; %flaps
31 Cmat=-n*Vh*CLat*(1-deda);
32 Cm0t=n*Vh*CLat*(e0+iw-it);
33
34 CL0=CL0w+n*St/S*CL0t;
35 CLa=CLaw+n*St/S*CLat*(1-deda);
36 Cm0=Cm0w+Cm0t;
37 Cma=Cmaw+Cmat;
38 CLde=0.5*n*St/S*CLat;
39 Cmde=-lt/c*CLde;
40
41 de=-4:1;
42 %de=-1:6; %flaps
43 Cmx=[-0.1; 0.1];
44 CLyCm=CL0-CLa/Cma*Cm0+(CLde-CLa/Cma*Cmde)*de*pi/180+CLa/Cma*Cmx;
45 aw=[-1; 14];
46 %aw=[-1; 19]; %flaps
47 CLya=CL0+CLde*de*pi/180+CLa*aw*pi/180;
48 Cmya=Cm0+Cmde*de*pi/180+Cma*aw*pi/180;
49
50 figure
51 subplot(1,2,1)
52 plot(aw,CLya)
53 legend('-4\circ','-3\circ','-2\circ','-1\circ','0\circ','1\circ')
54 %legend('-1\circ','0\circ','1\circ','2\circ','3\circ','4\circ','5\circ'
55 %        ', '6\circ') %flaps
56 xlabel('a(degrees)')
57 ylabel('CL')
58 grid
59 subplot(1,2,2)
60 %plot(Cmx,CLyCm)
61 plot(Cmya,CLya)
62 set(gca, 'XDir', 'reverse')
63 legend('-4\circ','-3\circ','-2\circ','-1\circ','0\circ','1\circ')
64 %legend('-1\circ','0\circ','1\circ','2\circ','3\circ','4\circ','5\circ'
65 %        ', '6\circ') %flaps
66 xlabel('Cm')
67 ylabel('CL')
68 grid

```

10.4 Βελτιστοποίηση

```
1 clear
2 close all
3 clc
4 %%% Weight Estimation %%%
5 g = 9.81; %% gravity accelerations
6 Wo_initial = 870;
7 AR = 8; %% 4 6 8
8 W_S = 55; %[kg/m2]   %% 35 45 55
9 c = 1.86e-7;
10 W_payload = 15;
11 W_crew = 75;
12 h_prop = 0.85; %%% propeller efficiency
13 Swet_Sref = 3;
14 Wetted_Aspect_Ratio = AR/Swet_Sref; %%% SLIDE 20 – CHAPTER 9
15 e = 0.98;
16 CLa = 2*pi/(1 + (2/(AR*e)));
17 Taper_Ratio = 0.35;
18 %%% PARASITIC DRAG COEFFICIENT %%%
19 Cfe = 0.005; %% ---> Raymer 12.3 table
20 Parasitic_Drag = Swet_Sref*Cfe;
21
22 %%% DRAG DUE TO LIFT COEFFICIENT %%%
23 Induced_Drag_coef = 1/(pi*AR*e);
24
25 L_D_max = (0.25/Parasitic_Drag/Induced_Drag_coef)^0.5
26 %%% Wfuel/Wo – Breguet %%%
27 Range = 800*10^3;
28 Wo_W1 = exp(Range*c*g*(1/L_D_max)*(1/h_prop));
29 Wfuel = Wo_W1*Wo_initial - Wo_initial;
30
31 %%% Wo_initial Converge %%%
32 Wo_converge = (W_payload + W_crew)/(1 - (Wfuel/Wo_initial) - (1.59*
    Wo_initial^(-0.10)));
33 disp('To βαροξείναι ')
34 disp(Wo_converge)
35
36
37 %%% Vstall ---> Wing_Loading %%%
38 density = 1.22;
```

```

39 density4km = 0.8;
40 %Vstall = 55/3.6;
41 CL_max = 3.06; %%% For triple fowler flaps - Slats
42 Sref = Wo_initial/W_S;
43 %Sref = Wo_initial*9.81/(0.5*density*CL_max*(Vstall^2));
44 WingSpan = sqrt(AR*Sref); %%% Εκπετασμα %%%
45 Chord_mean = Sref/WingSpan; %%% Μεσηαεροδυναμικηχορδή %%%
46 Swet = Swet_Sref*Sref;
47
48 %%% Drag Polar %%%
49 Pmax = 279000;
50 Vstall = (Wo_initial*g/(0.5*density*Sref*CL_max))^0.5
51 Max_speed = (Pmax/(0.5*density4km*Sref*Parasitic_Drag))^(1/3)
52
53
54
55 %%% ROLLLL RATEEE%%
56
57 Half_Wing_span = WingSpan/2;
58 tau = 0.5; % NELSON page:75
59 %%% AILERON DESIGN %%%
60 Aileron_Span = 0.7*Half_Wing_span;
61 Aileron_Chord = 0.4*Chord_mean; % Raymer ----> Figure:16.9
62 A = Aileron_Span/Half_Wing_span;
63
64
65
66 Uo = 62;
67 M = 2*(Uo)/WingSpan; %%% Term 2*Uo/b
68 Deflection_Angle = 33; %%% MAX DEFLECTION ANGL 60
69
70 Cl_delta_Ailerons_Wing = tau*CLa*(Taper_Ratio*A + ((A^2)/2)*(1-
    Taper_Ratio))/(1+Taper_Ratio);
71 %%% ROLL DAMPING COEFFICIENT %%%
72 CLp = (-CLa/12)*((1+3*Taper_Ratio)/(1+Taper_Ratio));
73
74
75 P = -(Cl_delta_Ailerons_Wing/CLp)*M*deg2rad(Deflection_Angle);
76 RR = rad2deg(P);
77 disp('Roll Rate in deg/s')
78 disp(RR)
79
80
81 %%% CLIB RATE %%%
82 Vaxial = (4*Induced_Drag_coef/3/Parasitic_Drag)^0.25 *(g*Wo_initial/
    density/Sref)^0.5

```

```

83 RoC = (Pmax - 0.5*density*Vaxial^3*Sref*Parasitic_Drag -
      Induced_Drag_coef*g*Wo_initial^2/(0.5*density*Vaxial*Sref))/(
      Wo_initial*g)
84
85 %%%% ΣΤΗΛΗ ΑΡ ΓΡΑΜΜΗ W/S %%%%
86 Weight = [1090 1090 1090;
87           942 942 942;
88           870 870 870];
89
90 Vstall = [13.56 15.38 17;
91          13.56 15.38 17;
92          13.56 15.38 17];
93
94 Vmax = [114 124 132.9;
95         120 130.5 139.5;
96         123.2 134 143.3];
97
98 RR = [433 492 543.8;
99       381 432 477.6 ;
100      343.3 389.3 430.4];
101
102 RoC = [25.36 25.28 25.2 ;
103        29.7 29.6 29.5 ;
104        32.25 32.2 32.2];
105
106
107
108
109 % Define the data arrays
110 Weight = [1090 1090 1090;
111          942 942 942;
112          870 870 870];
113
114 Vstall = [13.56 15.38 17;
115          13.56 15.38 17;
116          13.56 15.38 17];
117
118 Vmax = [114 124 132.9;
119         120 130.5 139.5;
120         123.2 134 143.3];
121
122 RR = [433 492 543.8;
123       381 432 477.6 ;
124       343.3 389.3 430.4];
125
126 % Aspect Ratio and W/S values

```

```

127 AspectRatio = [4 6 8]; % Placeholder values, replace with actual if
    known
128 WS = [35 45 55]; % Placeholder values, replace with actual if known
129
130 % Create figure
131 figure;
132
133 % Contour for Weight with a specific level
134 contour( WS, AspectRatio, Weight, 'LevelList', 950, 'LineColor', 'b', '
    LineWidth', 1.5);
135 hold on;
136
137 % Contour for Vstall with a specific level
138 contour(WS, AspectRatio, Vstall, 'LevelList', 15.3, 'LineColor', 'r', '
    LineWidth', 1.5);
139
140 % Contour for Vmax with a specific level
141 contour( WS, AspectRatio, Vmax, 'LevelList', 128, 'LineColor', 'g', '
    LineWidth', 1.5);
142
143 % Contour for RR with a specific level
144 contour(WS, AspectRatio, RR, 'LevelList', 420, 'LineColor', 'm', '
    LineWidth', 1.5);
145
146 % Add labels and title
147 title('Aircraft Performance Data Single Contour Lines');
148 xlabel('W/S');
149 ylabel('AR');
150 legend('Weight (950)', 'Vstall (15.3)', 'Vmax (128)', 'RR (420)');
151 grid on;
152
153 % Adjust hold off
154 hold off;

```

Αναφορές

- [1] Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*.
- [2] Anderson, *Aircraft Performance and Design*
- [3] Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*

- [4] Zivko Edge 540, https://en.wikipedia.org/wiki/Zivko_Edge_540
- [5] Airfoil Tools, Airfoil Tools, <https://airfoiltools.com>