

Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Εργασία διαστασιολόγησης 2022

Θέμα: Προκαταρκτική διαστασιολόγηση αεροσκάφους Piper M500

Μάθημα: Μεταφορικές και Ανυψωτικές Μηχανές

Διδάσκων: Σ.Βουτσινάς, Δ.Μανωλάκος, Α.Μαρκόπουλος.

Εξάμηνο: 8^ο

Ακ. έτος: 2021-2022

Contents

Εισαγωγή.....	2
Αρχική Διαστασιολόγηση.....	2
Βασικοί παράμετροι σχεδιασμού	2
Προδιαγραφές αεροδρομίου	2
Συνθήκες αεροδρομίου	3
Κριτήριο Προσγείωσης	3
Κριτήριο Απογείωσης.....	3
Προδιαγραφές ομαλής πτήσης.....	3
Συνθήκες ύψους πτήσης.....	3
Κριτήριο ταχύτητας πτήσης	4
Κριτήριο ρυθμού ανόδου	4
Οπτικοποίηση του βέλτιστου σημείου σχεδιασμού	4
Σχεδιασμός για ελικοφόρο αεροσκάφος με της προδιαγραφές του Piper.....	5
Παραμετρική ανάλυση	6
Ανάλυση με παράμετρο τον λόγο επιμήκους του αεροσκάφους	6
Ανάλυση με παραμέτρους που αφορούν την ταχύτητα πτήσης	7
Ανάλυση για διαφόρους διαδρόμους προσγείωσης – απογείωσης.....	8
Υπολογισμός βαρών και ισχύος για το υπολογιζόμενο σημείο σχεδιασμού	9
Σχεδιασμός πτέρυγας	10
Προσομοιώσεις με το λογισμικό X-Foil για αεροτομή χωρίς Flaps	10
Προσομοιώσεις αεροτομής εκτεταμένα Flaps στο λογισμικό x-foil.....	13
Προσομοίωση στο λογισμικό aego και τελικός προκαταρκτικός σχεδιασμός της πτέρυγας.....	14
Προσομοίωση της πτέρυγας σε συνθήκες ομαλής πτήσης.....	14
Προσομοίωση της πτέρυγας κατά την προσγείωση	17
Υπολογισμός της έλικας.....	18

Εισαγωγή

Στο πλαίσιο του μαθήματος της Εισαγωγής Στο Αεροσκάφος ο φοιτητής καλείται να υλοποιήσει την βασική αρχική διαστασιολόγηση ενός αεροσκάφους προκειμένου να εξοικειωθεί με τα βασικά μεγέθη που το χαρακτηρίζουν. Στην προκειμένη μελέτη η διαστασιολόγηση γίνεται με βάση το μονοκινητήριο ελικοφόρο αεροσκάφος Piper M500.

Αρχική Διαστασιολόγηση

Αρχικός στόχος της παρακάτω ανάλυσης είναι μια αρχική εκτίμηση των εξής χαρακτηριστικών

- Απαιτούμενη ισχύς κινητήρα: $P [hp]$
- Βάρος αεροσκάφους: $W_G [lbs]$
- Επιφάνεια των πτερύγων: $S [ft^2]$

Βασικοί παράμετροι σχεδιασμού

Η βασική διαστασιολόγηση του αεροσκάφους γίνεται με τα εξής στοιχεία – παραμέτρους σχεδιασμού. Οι παράμετροι σχεδιασμού προκύπτουν ως απαιτήσεις της αγοράς για αντίστοιχης κατηγορίας αεροσκάφη ή ως λογικές υποθέσεις με βάση τα στατιστικά οι οποίες θα επαληθευθούν κατά το detail design του αεροσκάφους.

<i>Range</i> – Απαίτηση	1000 [nm]
$W_{payload}$ (Ωφέλιμο φορτίο με γεμάτες δεξαμενές καυσίμου)	1698 [lbs]
<i>AR</i> (Aspect Ratio) – Υπόθεση από στατιστικά	7
<i>Cl_t</i> (Συντελεστής άνωσης απογείωσης) – Υπόθεση από στατιστικά	1.25
n_{thrust} (Προωστικός βαθμός απόδοσης) – Υπόθεση από τα στατιστικά	75%
x_{Cd_i} (Ποσοστιαίος συντελεστή επαγόμενη αντίσταση σε σχέση με τον συνολικό συντελεστή αντίστασης κατά την ομαλή πτήση) – Υπόθεση από τα στατιστικά	20%
$x_{Cd_{range}}$ (Ποσοστιαίος συντελεστή επαγόμενη αντίσταση σε σχέση με τον συνολικό συντελεστή αντίστασης κατά την ομαλή πτήση για μέγιστη αυτονομία) – Υπόθεση από τα στατιστικά	30%
$D_{t.off}$ (Μήκος απογείωσης μέχρι την ικανότητα αποφυγής εμποδίου ύψους 50 [ft]) - Απαίτηση	2438 [ft]
D_{land} (Μήκος πλήρους ακινητοποιήσεως του αεροσκάφους από ύψος 50 [ft] από τον αεροδιάδρομο) – Απαίτηση	2110 [ft]
$V_{cruising}$ (Μέγιστη ταχύτητα ομαλής πτήσης) – Απαίτηση	260 [knots]
Cd_o (Παρασιτικός συντελεστής αντίστασης) – Υπόθεση από τα στατιστικά	0.024
\dot{h} (Μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης αεροσκάφους) – Απαίτηση	1600 $\left[\frac{ft}{min} \right]$
h_{land} (Υψόμετρο αεροδρομίου) – Υπόθεση	0 [ft]
h_{cruise} (Υψόμετρο πτήσης) – Υπόθεση	30000 [ft]
C (Συντελεστής ειδικής κατανάλωσης καυσίμου) - Υπόθεση	0.63 $\left[\frac{lbs}{lbs/hr} \right]$

Πίνακας 1: Βασικές παράμετροι σχεδιασμού.

Προδιαγραφές αεροδρομίου

Ως προδιαγραφές αεροδρομίου χρησιμοποιούνται οι εξής απαιτήσεις: 1) Ικανότητα προσγείωσης στον δοσμένο αεροδιάδρομο. 2) Ικανότητα απογείωσης από δεδομένο αεροδιάδρομο.

Συνθήκες αεροδρομίου

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασίας όλοι η μελέτη γίνεται με την θεώρηση συνθηκών τυπικής μέρας:

- $T_{h=0} = 15^{\circ}C$
- $P_{h=0} = 101.325 [kPa]$
- Ξηρή ατμόσφαιρα με χαρακτηριστικά τελείου αερίου.
- $h = 0 \Rightarrow \sigma_L = 1$ (Λόγος πυκνοτήτων σε κάποιο ύψος σε σχέση με την πυκνότητα στο ύψος της θάλασσας)

Κριτήριο Προσγείωσης

Από στατιστικού πίνακες προκύπτει:

$$LandRoll = 0.5062 \cdot D_{land} [ft]$$

$$V_s = \sqrt{5.2632 \cdot LandRoll} [mph]$$

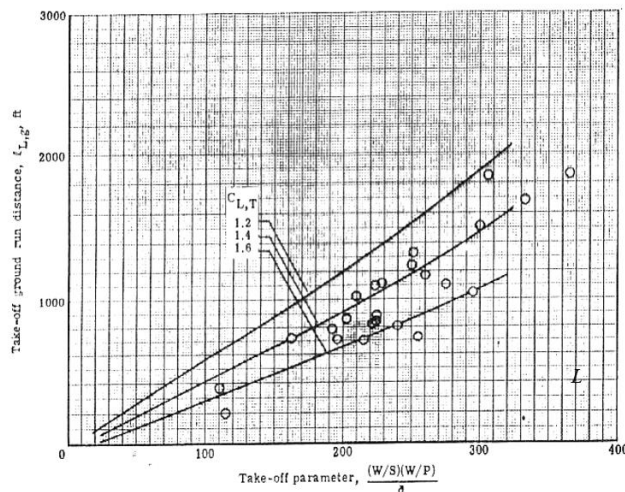
$$\frac{W_G}{S} < 0.0026 \cdot V_s^2 \cdot \sigma_L \cdot Cl_{max} \left[\frac{lbs}{ft^2} \right] \quad (\Sigma\chi\acute{\epsilon}\sigma\eta \ 1)$$

Κριτήριο Απογείωσης

Από στατιστικούς πίνακες έχουμε

$$T.OffRoll = 0.6192 \cdot D_{t.off} [ft]$$

Με βάση το μήκος το $T.OffRoll$ και το παρακάτω διάγραμμα υπολογίζουμε το την παράμετρο απογείωσης. Προφανώς για ενδιάμεσα Cl_t χρησιμοποιείτε γραμμική παρεμβολή.



Εικόνα 1: Παράμετρος απογείωσης με βάση τον συντελεστή άνωσης κατά την απογείωση και το μήκος τροχοδρόμησης κατά την απογείωση.

Έτσι προκύπτει η σχέση:

$$\frac{W_G}{P} > toff_{parameter} \cdot \left(\frac{W_G}{S} \right)^{-1} \left[\frac{lbs}{hp} \right] \quad (\Sigma\chi\acute{\epsilon}\sigma\eta \ 2)$$

Προδιαγραφές ομαλής πτήσης

Ως προδιαγραφές ομαλής πτήσης χρησιμοποιούνται οι εξής απαιτήσεις: 1) Απαίτηση ικανότητας πτήσης με ορισμένη ταχύτητα. 2) Ικανότητα αναρρίχησης με ορισμένο ρυθμό ανόδου.

Συνθήκες ύψους πτήσης

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασίας όλοι η μελέτη γίνεται με την θεώρηση συνθηκών τυπικής μέρας:

- $T_{h=0} = 15^{\circ}C$
- $P_{h=0} = 101.325 [kPa]$
- Ξηρή ατμόσφαιρα με χαρακτηριστικά τελείου αερίου.
- $h = 30000[ft] \Rightarrow \sigma_c = 0.3748$ (Λόγος πυκνοτήτων σε κάποιο ύψος σε σχέση με την πυκνότητα στο ύψος της θάλασσας)
- $e_c = 0.7$ Συντελεστής Oswalt για πτήση σε μεγάλο υψόμετρο.

Κριτήριο ταχύτητας πτήσης

Προκειμένου το αεροσκάφος να μπορεί να κινηθεί με ορισμένη ταχύτητα είναι αναγκαίο το κινητήριο σύστημα να μπορεί να υπερνικήσει της αντιστάσεις. Έτσι προκύπτει:

$$Cd = \frac{Cd_0}{1 - x_{cdi}}$$

$$\frac{W_G}{P} < \frac{W_G}{S} \cdot \left(1.039 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{V_{cruising}^3 \cdot Cd \cdot \sigma_c}{n_{thrust}} \right)^{-1} \left[\frac{lb}{ft^2} \right] \quad (\text{Σχέση 3})$$

Κριτήριο ρυθμού ανόδου

Από στατιστικά προκύπτει παρακάτω συντελεστής ανόδου:

$$\bar{P} = \dot{h} \cdot 33000 \left[\frac{hp}{lb} \right]$$

Ακόμα εύκολα υπολογίζεται το μέγεθος:

$$\left(\frac{Cl^{\frac{3}{2}}}{Cd} \right)_{optimum} = \frac{Cl^{\frac{3}{2}}}{Cd} \Bigg|_{cl = \sqrt{3 \cdot \frac{Cd_0}{k_c}}} = \frac{\left(3 \cdot \frac{Cd_0}{k_c} \right)^{\frac{3}{4}}}{4 \cdot Cd_0}$$

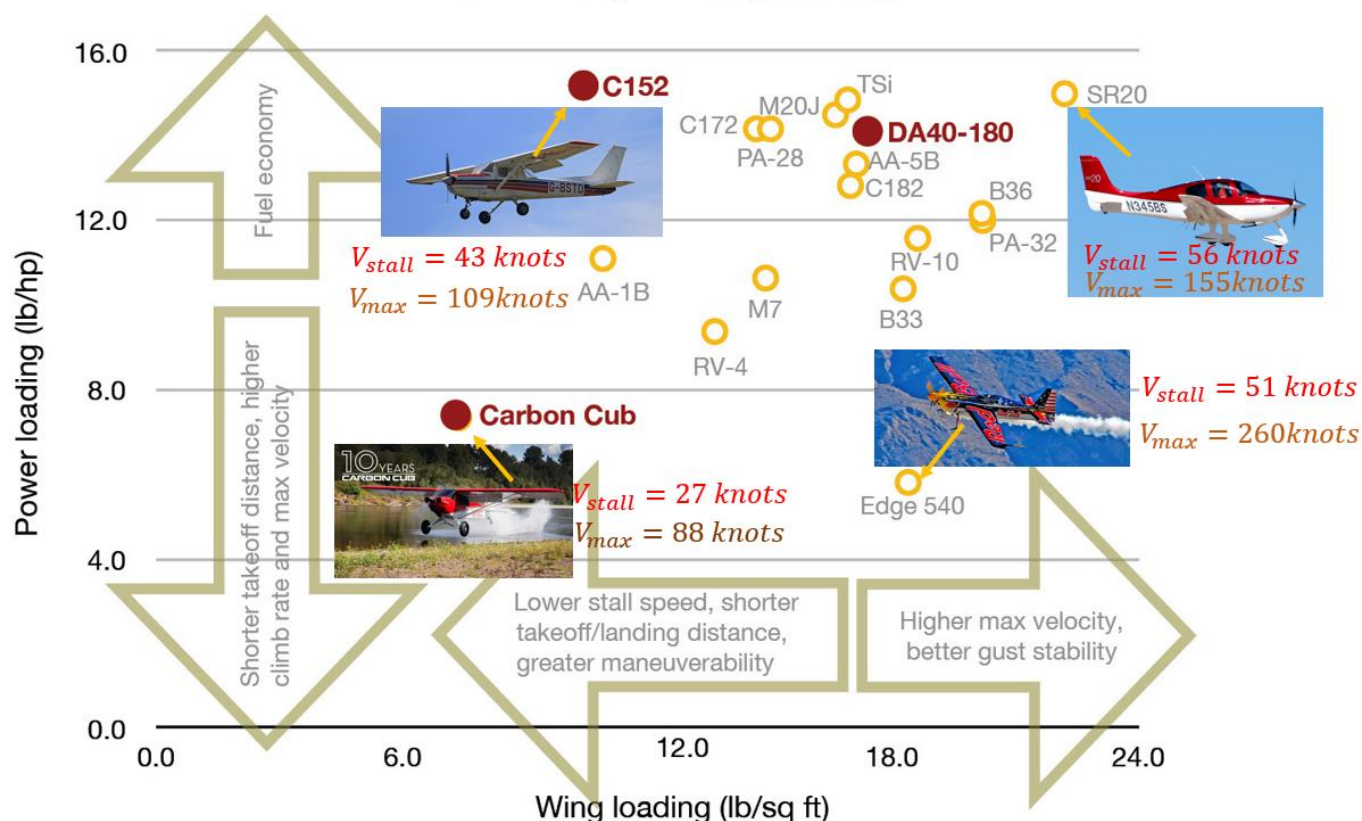
Έτσι προκύπτει ότι:

$$\frac{W_G}{P} < \left(\frac{\bar{P}}{n_{thrust}} + \frac{0.0526 \sqrt{\frac{W_G}{S} \cdot \sigma_L}}{n_{thrust} \cdot \left(\frac{Cl^{\frac{3}{2}}}{Cd} \right)_{optimum}} \right) \left[\frac{lb}{ft^2} \right] \quad (\text{Σχέση 4})$$

Οπτικοποίηση του βέλτιστου σημείου σχεδιαμού

Προκειμένου να οριστεί ο τύπος και ο σκοπός ενός αεροσκάφους με αδιάστατο τρόπο, χρησιμοποιείτε το επίπεδο $\frac{W_G}{P} - \frac{W_G}{S}$. Ενδεικτικά παρακάτω γίνεται αντιληπτό τι αντιπροσωπεύει κάθε περιοχή σε αυτό το επίπεδο.

Power loading vs. wing loading



Εικόνα 2: Παρουσίαση των διαφορετικών τύπων ελικοφόρων αεροσκαφών αναλόγως με το σημείο σχεδιασμού στο επίπεδο σχεδιασμού.

- Παρατηρούμε ότι κινούμενοι προς τα αριστερά έχουμε αεροσκάφη χαμηλότερης τελικής ταχύτητας καθώς και ταχύτητας απώλειές στήριξης.
- Ακόμα κινούμενοι από πάνω προς τα κάτω έχουμε αεροσκάφη με σχετικά ισχυρότερο κινητήρα τα οποία όπως φαίνεται καλούνται να έχουν υψηλό ρυθμό αναρρίχησης και γενικά περισσότερο ειδική χρήση.
- Αντιθέτως από κάτω προς τα πάνω έχουμε περισσότερα συμβατικά αεροσκάφη που εκτελούν τυπικές πτήσεις.
- Όσον αφορά το αεροσκάφος *Piper M500* εκτιμάτε πως σχεδιάζεται στην πάνω δεξιά περιοχή σχεδιασμού.

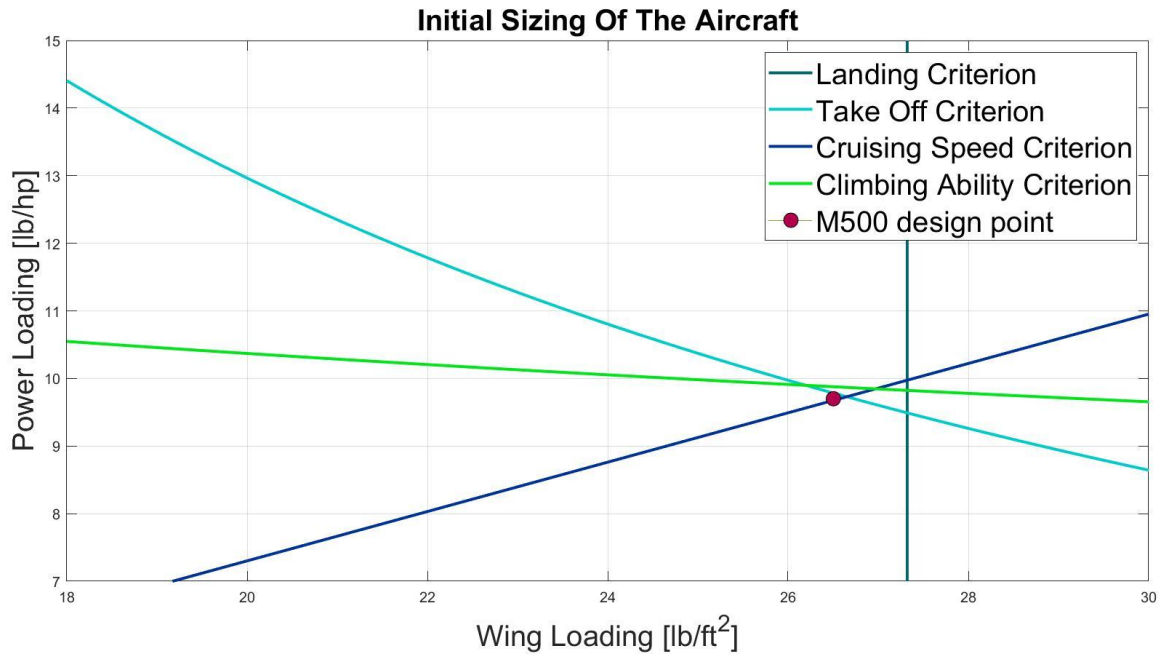
Σχεδιασμός για ελικοφόρο αεροσκάφος με της προδιαγραφές του Piper

Με βάση τα παραπάνω κριτήρια προκύπτει η βέλτιστη σχεδίαση με στόχο ή την ελαχιστοποίηση της ισχύος ή την μεγιστοποίηση του φωρτίου ανα μονάδα επιφάνειας πτέρυγας. Μπορούμε σε αυτό το σημείο να συγκρίνουμε με τον σχεδιασμό του υπο μελέτη αεροσκάφους *Piper M500* του οποίου τα αντιστοιχικά μεγέθοι φέρονται στον παρακάτω πίνακα.

<i>Piper M500 design point</i>	
W_G	4850 [lbs]
S	183 [ft^2]
P	500 [hp]
$\frac{W_G}{P}$	9.700 [$\frac{lbs}{hp}$]
$\frac{W_G}{S}$	25.5 [$\frac{lbs}{ft^2}$]

Πίνακας 2: Σημείο σχεδιασμού του υπό μελέτη αεροσκάφους.

Μπορούμε πλέον να απεικονίσουμε της σχεδιασμού που τέθηκαν προκειμένου να γίνει σύγκριση του αρχικά τέθηκαν με το τελικό αεροσκάφος.



Εικόνα 3: Απεικόνιση του σημείου σχεδιασμού και των εξισώσεων που ορίζουν την περιοχή σχεδιασμού.

Εξάγουμε τις εξής συμπεράσματα

- Η ανάγκη σε ισχύει προκειμένου να επιτευχθεί το *Climbing Rate* των προδιαγραφών είναι υποεκτιμήθηκαν. (Πιθανός αυτό να οφείλεται στο υψόμετρο στο οποίο τέθηκε η προδιαγραφή αυτή)
- Το κριτήριο προσγείωσης στον συγκεκριμένο σχεδιασμό είναι εισάγει περιορισμό. Δηλαδή αεροσκάφη με τέτοια χαρακτηριστικά μπορούν να προσγειωθούν σε ακόμα μικρότερους αεροδιαδρόμους.
- Σε γενικές γραμμές οι τάξη μεγεθών φαίνεται να είναι συνεπής με τα πραγματικά δεδομένα.

Παραμετρική ανάλυση

Δεδομένης της αξιοπιστίας του κώδικα αναφορικά με το σημείο σχεδιασμού μπορούμε πλέον να εξετάσουμε πως η μεταβολή διαφόρων μεγεθών του αεροσκάφους επηρεάζει την θέση σχεδιασμού.

Ανάλυση με παράμετρο τον λόγο επιμήκους του αεροσκάφους

Ο λόγος επιμήκους του αεροσκάφους θεωρείται αρκετά ενδιαφέρον στοιχείο μελέτης καθώς αυτός επηρεάζει όλη την αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους (Συντελεστή άνωση, Συντελεστή επαγόμενης αντίστασης, λόγος $\frac{cl}{cd}$). Τα μεγέθη με αυτά επηρεάζονται με τον τρόπο που φαίνεται παρακάτω.

Για τον συντελεστή άνωση της πτέρυγας έχουμε.

$$\frac{Cl'_{wing}}{Cl_{wing}} = \frac{\frac{Cl_{foil}}{1 + \frac{2}{AR'}}}{\frac{Cl_{foil}}{1 + \frac{2}{AR}}} \Rightarrow Cl'_{wing} = \frac{1 + \frac{2}{AR}}{1 + \frac{2}{AR'}} \cdot Cl_{wing}$$

Για τον συντελεστή αντίστασης της πτέρυγας έχουμε.

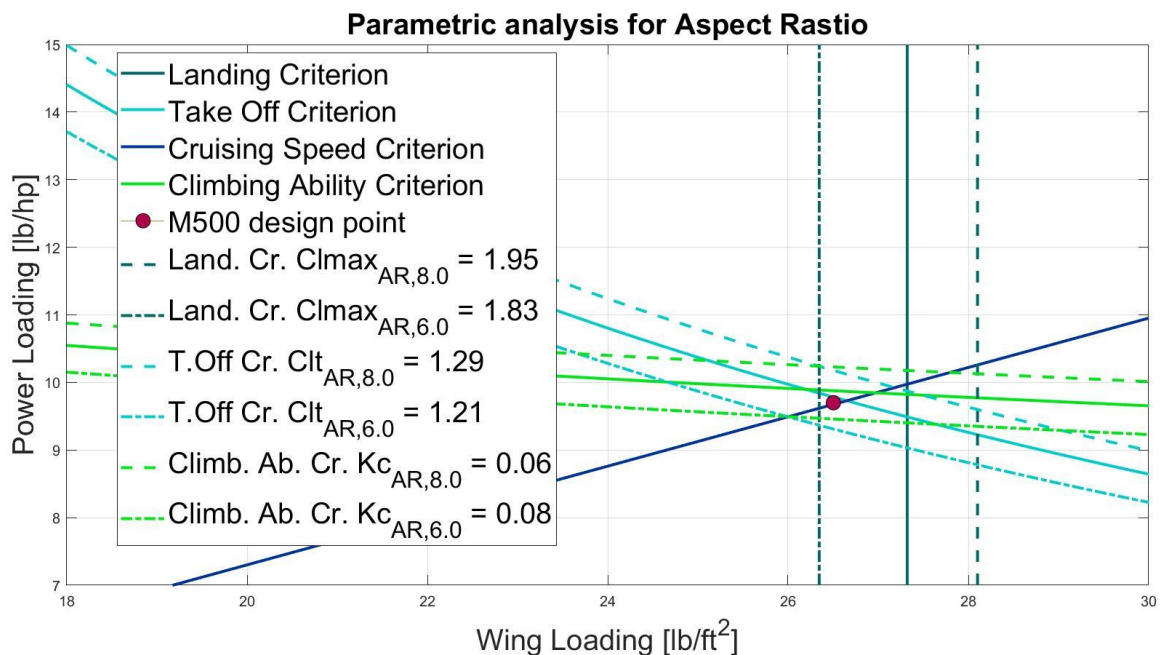
$$\frac{\left(\frac{Cl^2}{Cd}\right)'_{optimum}}{\left(\frac{Cl^2}{Cd}\right)_{optimum}} = \frac{\left(\frac{3 \cdot \frac{Cd_0}{k'_c}}{4 \cdot Cd_0}\right)^{\frac{3}{4}}}{\left(\frac{3 \cdot \frac{Cd_0}{k_c}}{4 \cdot Cd_0}\right)^{\frac{3}{4}}} = \left(\frac{k_c}{k'_c}\right)^{\frac{3}{4}} = \left(\frac{AR'}{AR}\right)^{\frac{3}{4}} \Rightarrow \left(\frac{Cl^2}{Cd}\right)'_{optimum} = \left(\frac{AR'}{AR}\right)^{\frac{3}{4}} \cdot \left(\frac{Cl^2}{Cd}\right)_{optimum}$$

Τέλος στο πλαίσιο της παρούσας μελέτης θεωρούμε ότι η γωνία σφήνωσης αλλάζει με τρόπο ώστε ο συντελεστής αντίστασης ή αλλιώς το ποσοστό της επαγόμενης στην συνολική αντίσταση να παραμένει σταθερό κατά την ομαλή πτήση.

$$Cd_{cruising} = Cd'_{cruising} = \frac{Cd_0}{1 - x_{Cdi}}$$

Παρατηρούμε ότι η τελική ταχύτητα του αεροσκάφους θα παραμένει σταθερή. Σημειώνουμε ωστόσο πως το ύψος πτήσης για την τελική θέση θα είναι μικρότερο.

Παρακάτω φαίνεται διαγραμματικά πως επηρεάζεται το σημείο σχεδιασμού από το Aspect Ratio. Όπως ήταν αναμενόμενο εξάγουμε τις εξής παρατηρήσεις.



Εικόνα 4: Παρουσίαση της τοποθέτησης του σημείου σχεδιασμού με βάση το AR (6-8).

- Μεγαλύτερο AR δίνει μεγαλύτερο Cl και μικρότερο συντελεστή επαγόμενης ισχύος, πράγμα που σημαίνει ότι με μεγαλύτερο aspect ratio είναι δυνατόν να υποδιαστασιολογηθεί ο κινητήρας.
- Το κριτήριο της ταχύτητας ομαλής πτήσης δεν επηρεάζεται δεδομένου ότι εξαρτάτε μονάχα από την σχεδιαστική επιλογή της γωνίας σφήνωσης.

Ανάλυση με παραμέτρους που αφορούν την ταχύτητα πτήσης

Η επιλογή αεροτομής και της γωνίας σφήνωσης είναι καθοριστικές για την ικανότητα ή μη του αεροσκάφους να πλοηγήσει με ορισμένη ταχύτητα.

Διαφορετικών ειδών αεροτομές μπορούν να προσφέρουν συντελεστή αντίστασης (Τροποποίηση της γωνίας σφήνωσης ώστε $Cd = σταθ.$) Διαφορετικό συντελεστής άνωσης. Η διαφορετικός συντελεστής άνωσής οδηγεί σε διαφορετική τελική πυκνότητα πτήσης η (που αντιστοιχεί σε διαφορετικό ύψος πτήσης) όπως φαίνεται παρακάτω.

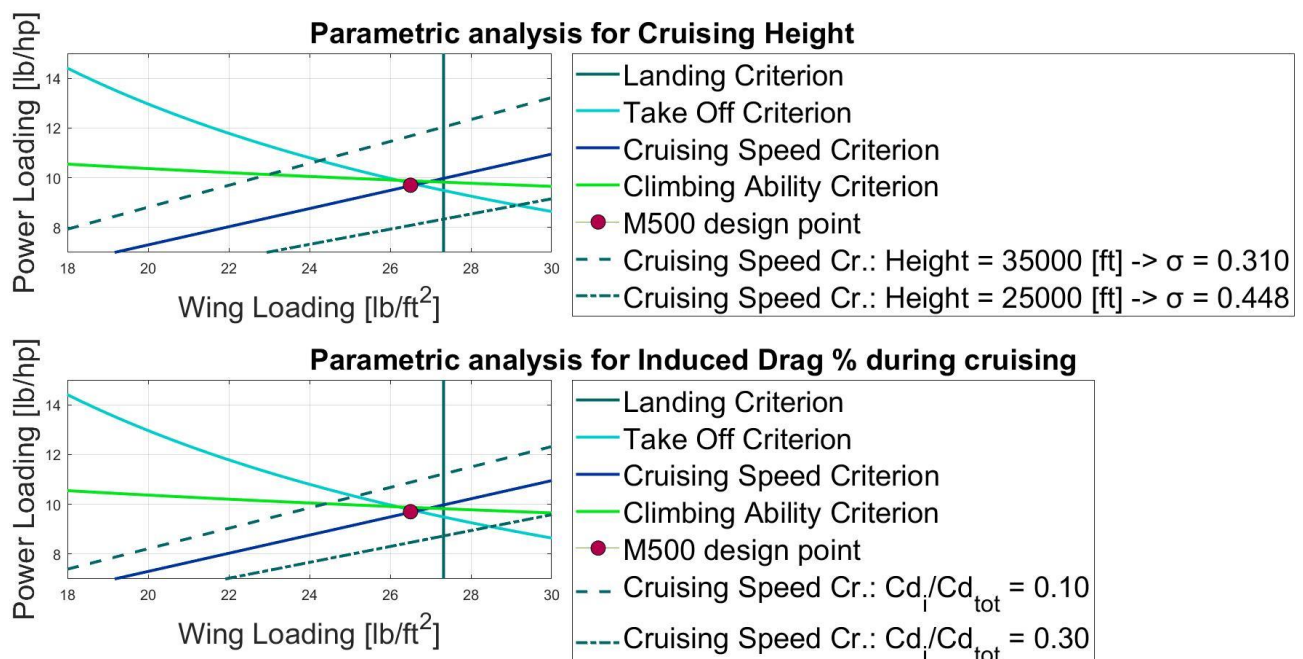
$$\frac{\rho'_{cruising}}{\rho_{cruising}} = \frac{\frac{2 \cdot weight \cdot S}{V_{cruising}^2 \cdot Cl'_{cruising}}}{\frac{2 \cdot weight \cdot S}{V_{cruising}^2 \cdot Cl_{cruising}}} = \frac{Cl_{cruising}}{Cl'_{cruising}}$$

$$\left(\frac{W_G}{P}\right)' = \left(\frac{W_G}{P}\right) \cdot \frac{Cd \cdot Cl}{Cd' \cdot Cl'}$$

Ακόμα είναι δυνατόν αναλόγως την γωνία σφήνωσης να διατηρηθεί σταθερό το Cl άρα και το υψόμετρο με αυτόν τον τρόπο ωστόσο μεταβάλλεται ο συντελεστής αντίστασης Cd ο οποίος σχετίζεται άμεσα με κριτήριο ομαλής πτήσης.

$$Cd_{tot} = \frac{Cd_0}{1 - \frac{Cd_i}{Cd_{tot}}} \Rightarrow$$

Παρακάτω φαίνονται τα αποτελέσματα της ανάλυσης αυτής. Στο πρώτο διάγραμμα διατηρείτε σταθερό το Cd και μεταβάλλεται το Cl το οποίο προφανώς έχει επίδραση στο ύψος πτήσης. Ενώ στο δεύτερο διάγραμμά μεταβάλλεται το $\frac{Cd_i}{Cd_{tot}}$ και επομένως ο συνολικός συντελεστής αντίστασης.



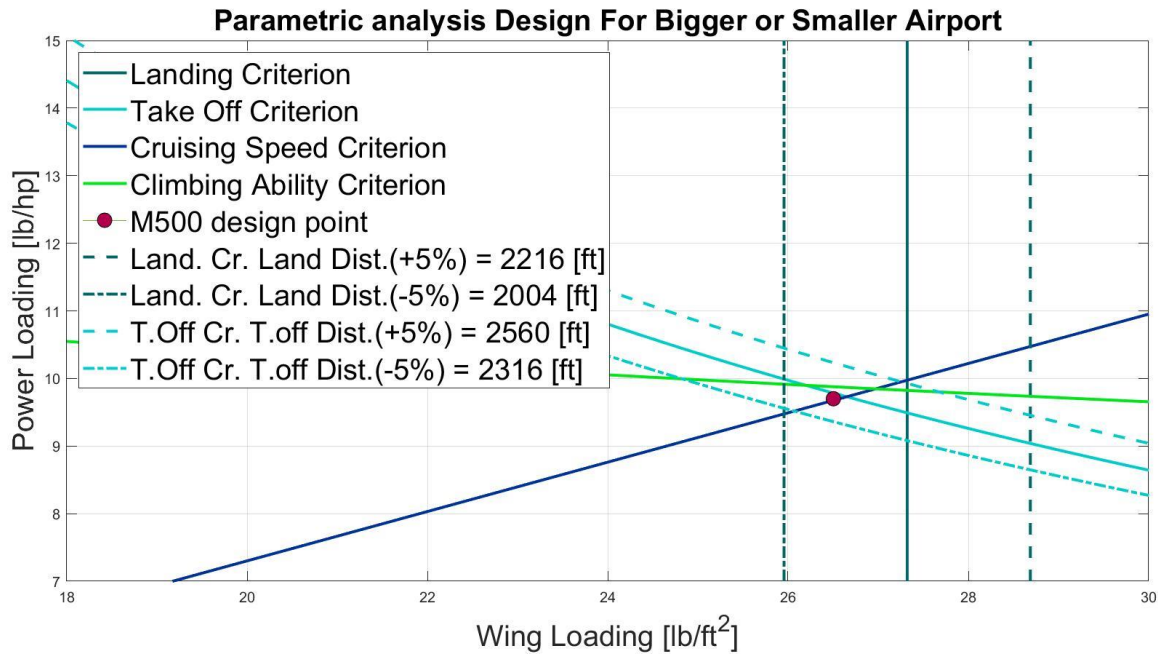
Εικόνα 5: Παρουσίαση της μεταβολής του κριτηρίου ταχύτητας αναλόγως τα χαρακτηριστικά της αεροτομής που θα επιλεγεί.

Εξάγουμε τα εξής συμπεράσματα

- Προκειμένου να μειωθούν η απαιτήσεις ισχύος, για ένα αεροσκάφος που στόχος είναι να εκτελεί ομαλή πτήση με ορισμένη ταχύτητα, θεωρείτε σκόπιμο αυτό να κινείται σε υψηλό υψόμετρο.
- Μικρός συντελεστής αντίστασης δίνει μικρές απαιτήσεις ισχύος

Ανάλυση για διαφόρους διαδρόμους προσγείωσης – απογείωσης

Εξαιρετικά σημαντική προδιαγραφή σχεδιασμού του αεροσκάφους αποτελούν και οι διάδρομοι προσγείωσης και απογείωσης. Η μεταβολή αυτών φαίνεται στο παρακάτω σχήμα από το οποίο μπορούμε να συμπεράνουμε τα εξής.



- Ο διάδρομος προσγείωσης στην ουσία προσδιορίζει την ταχύτητα απώλειας στήριξης και επομένως πράγμα που δεν εξαρτάτε καθόλου από τις απαιτήσεις ισχύος. Για μικρότερο διάδρομο προσγείωση το αεροσκάφος χρειάζεται μεγαλύτερη επιφάνεια πτέρυγας.
- Αντιθέτως ο διάδρομος απογείωσης εισάγει την ανάγκη για ικανότητα επιτάχυνσης του αεροσκάφους μέχρι μια ορισμένη ταχύτητα. Υπεύθυνο για την επιτάχυνση του αεροσκάφους είναι το προωστικό σύστημα. Για μικρότερο διάδρομο απογείωσης το αεροσκάφος χρειάζεται μεγαλύτερο κινητήρα.

Υπολογισμός βαρών και ισχύος για το υπολογιζόμενο σημείο σχεδιασμού

Προκειμένου να υπολογίσουμε την ισχύ και την απαιτούμενη επιφάνεια πτέρυγας του υπό αρχικής διαστασιολόγησης αεροσκάφους είναι αναγκαίο να υπολογίσουμε πρώτα το συνολικό βάρος του αεροσκάφους.

Αρχικά από εμπειρικά δεδομένα εξάγουμε τον συντελεστή ωφέλιμου φορτίου σύμφωνα με τον παρακάτω τύπο.

$$U = 0.027 \cdot \frac{W_G}{P} + 0.2121$$

Υποθέτουμε ότι ο αεροσκάφος κινείται με τρόπο ώστε να έχει μέγιστη αυτονομία αυτό σημαίνει ότι.

$$Cd_{range} = \frac{Cd_0}{1 - x_{Cd_{range}}} \Rightarrow Cd_{i,range} = x_{Cd_{range}} \cdot \frac{Cd_0}{1 - x_{Cd_{range}}} \Rightarrow Cl_{range} = \sqrt{\frac{x_{Cd_{range}}}{1 - x_{Cd_{range}}} \cdot \frac{Cd_0}{k_C}} \Rightarrow$$

$$\frac{Cl_{range}}{Cd_{range}} = \sqrt{\frac{x_{Cd_{range}} \cdot (1 - x_{Cd_{range}})}{Cd_0 \cdot k_C}}$$

Στην συνέχεια εξάγετε ο συντελεστής brequet

$$B = 375 \cdot n_{thrust} \cdot \frac{Cl_{range}}{Cd_{range}} \cdot \frac{1}{C}$$

Μέσο του συντελεστή brequet εύκολα συσχετίζεται το συνολικό βάρος του αεροσκάφους με το βάρος του καυσίμου.

$$\frac{W_{fuel}}{W_G} = 1 - e^{-\frac{Range}{B}}$$

Τέλος με την χρήση του συντελεστή ωφέλιμου φορτίου, το ωφέλιμο φορτίο και τον λόγο του συνολικού βάρους με το βάρος του καυσίμου, προκύπτει το συνολικό βάρος του αεροσκάφους.

$$W_G = \frac{W_{payload}}{U - W_f/W_G}$$

Συνεπώς προκύπτουν τα παρακάτω χαρακτηριστικά του υπό σχεδιασμό αεροσκάφους. Σημειώνεται ότι η υπόθεση που έχουν γίνει κατά την διαδικασία των υπολογισμών είναι μεγάλες σε αριθμό. Αυτό όπως ήταν αναμενόμενο εισάγει ένα σημαντικό σφάλμα στους υπολογισμούς τάξης που δεν υπερβαίνει 14%. Τα αποτελέσματα μπορούν να χαρακτηρισθούν ως ικανοποιητικά.

Μέγεθος	Τιμή	Απόκλιση απο το πραγματικό
$\left. \frac{W_G}{P} \right _{design}$	9.844 $\left[\frac{lbs}{hp} \right]$	1.48%
$\left. \frac{W_G}{S} \right _{design}$	26.990 $\left[\frac{lbs}{ft^2} \right]$	1.83%
$W_{G,design}$	5511 [lbs]	13.6%
P_{design}	559 [hp]	11.96%
S_{design}	204 [ft ²]	11.57%
B	5181 [n. miles]	—
$W_{fuel,design}$	967 [lbs]	11.82%

Πίνακας 3: Πίνακας βασικών χαρακτηριστικών του υπό σχεδιασμού αεροσκάφους και σύγκριση με τα χαρακτηριστικά του πραγματικού αεροσκάφους.

Σχεδιασμός πτέρυγας

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασίας θεωρείτε σκόπιμο να επαληθευτούν να επιλεγεί ο τύπος των flaps που θα χρησιμοποιηθούν καθώς επίσης και η γωνία σφήνωσης της πτέρυγας του αεροσκάφους.

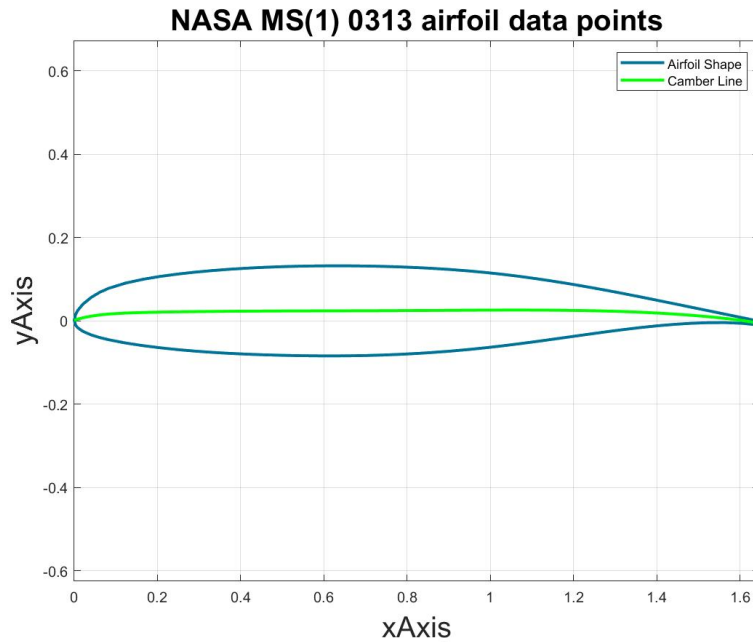
Συμμετρικά μεγέθοι	Συνθήκες αεροδρομίου	Συνθήκες ομαλής πτήσης
$V \left[\frac{m}{s} \right]$	40	133
$V_{sound} \left[\frac{m}{s} \right]$	340	306
M	0.118	0.437
$v \left[\frac{m^2}{s} \right]$	$1.46e - 5$	$3.19e - 5$
$chord$ [m]	1.64 – 1.75	1.64
Re	$45e6$	$73e6$
$\rho_{air} \left[\frac{kg}{m^3} \right]$	1.225	0.459

Πίνακας 4: Σημαντικές συνθήκες πτήσης που επηρεάζουν την αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους.

Προσομοιώσεις με το λογισμικό X-Foil για αεροτομή χωρίς Flaps

Στο λογισμικό X-Foil μελετήθηκαν η συμπεριφορά της πτέρυγας σε συνθήκες ομαλής πτήσης στα 30000 πόδια καθώς επίσης και συμπεριφορά της πτέρυγας σε συνθήκες απογείωσης σε αεροδρόμιο στο ύψος της θάλασσας (Προκειμένου να γίνει σύγκριση). Για τις δύο παραπάνω περιπτώσεις έχουμε τα εξής χαρακτηριστικά:

Παρακάτω φαίνεται η γεωμετρία της αεροτομής *Nasa ms(1)0312* που θεωρείτε ότι παράγει την πτέρυγα του συγκεκριμένου αεροσκάφους.



Εικόνα 6: Συντεταγμένες της αεροτομής Nasa ms(1)0313. Η χορδή της αεροτομής υπολογίζεται πως είναι $c = 1.614[m]$.

Για την συγκεκριμένη αεροτομή παράγοντα οι καμπύλες $Cl, Cd - \alpha_{Attack}$ για ομαλή πτήση σε υψόμετρου $30000[ft]$ αλλά και για συνθήκες προσγείωσης προκειμένου να γίνει συγκρίση των αποτελεσμάτων. Στην συνέχεια προκύπτει εύκολα και μια καλή εκτίμηση της συμπεριφορά της πτέρυγας ως εξής:

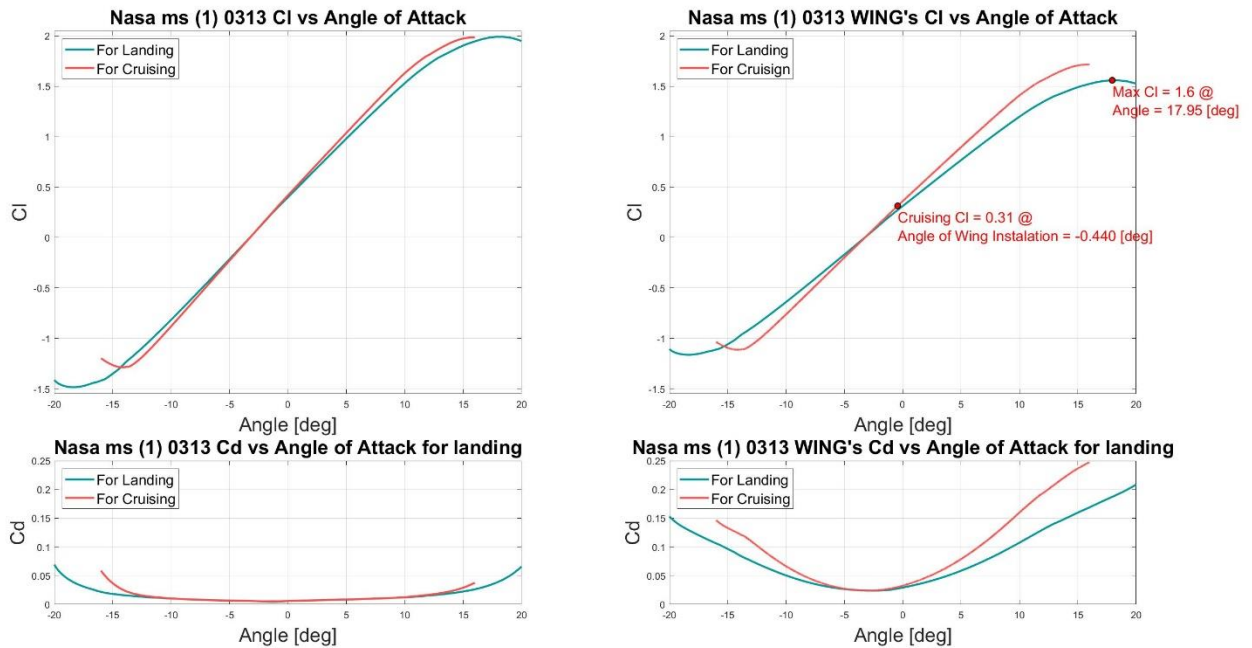
$$Cl_{wing} = Cl_{foil} \cdot \frac{1}{1 + \frac{2}{AR}} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - M^2}}$$

$$Cd_{wing} = Cd_o + k \cdot Cl_{wing}^2$$

Όπου

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

(e ο συντελεστή Oswald = 0.7 και 0.85 για συνθήκες ομαλής πτήσης και για συνθήκες αεροδρομίου αντίστοιχα)



Εικόνα 7: Αποτύπωση των καμπύλων $Cl - Cd - \alpha$, για συνθήκες ομαλής πτήσης και συνθήκες αεροδρομίου,. Για την άτρωμή αλλά και για την πτέρυγα.

Από την παραπάνω εικόνα εξάγουμε τις εξής παρατηρήσεις:

1. Η γραμμική σταθερά που συνδέει τον συντελεστή άνωσης με την γωνία πρόπτωσης είναι μεγαλύτερη για συνθήκες ομαλής πτήσης. Αυτό ήταν αναμενόμενο δεδομένου ότι σε μεγαλύτερο $Mach$ εμφανίζονται συμπιεστά φαινόμενα που μεταβάλλουν την φαινόμενη πυκνότητα του αέρα. Η σχέση που συνδέει τον συντελεστή άνωσης και τον αριθμό $Mach$ είναι η εξής:

$$\frac{Cl_{M_1}}{Cl_{M_2}} = \frac{\sqrt{1 - M_2^2}}{\sqrt{1 - M_1^2}}$$

2. Σε υψηλό υψόμετρο ο συντελεστής επαγόμενης αντίστασης είναι μεγαλύτερος. Αυτό οφείλετε στον συντελεστή Oswalt που είναι μεγαλύτερος κοντά στο έδαφος
3. Η συντελεστής αντιστάσεις αποκτά παραβολική μορφή για πτέρυγα. Αυτό οφείλεται στον επαγωγικό συντελεστή αντίστασης εξαιτίας του γνωστού συσχετισμού

$$Cd_i = Cd_0 + \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e_{oswalt}} \cdot Cl^2$$

4. Προκύπτει μια πρώτη εκτίμηση για την γωνία σφήνωσης της πτέρυγας του αεροσκάφους. ($a_{inst.} = -0.44$)

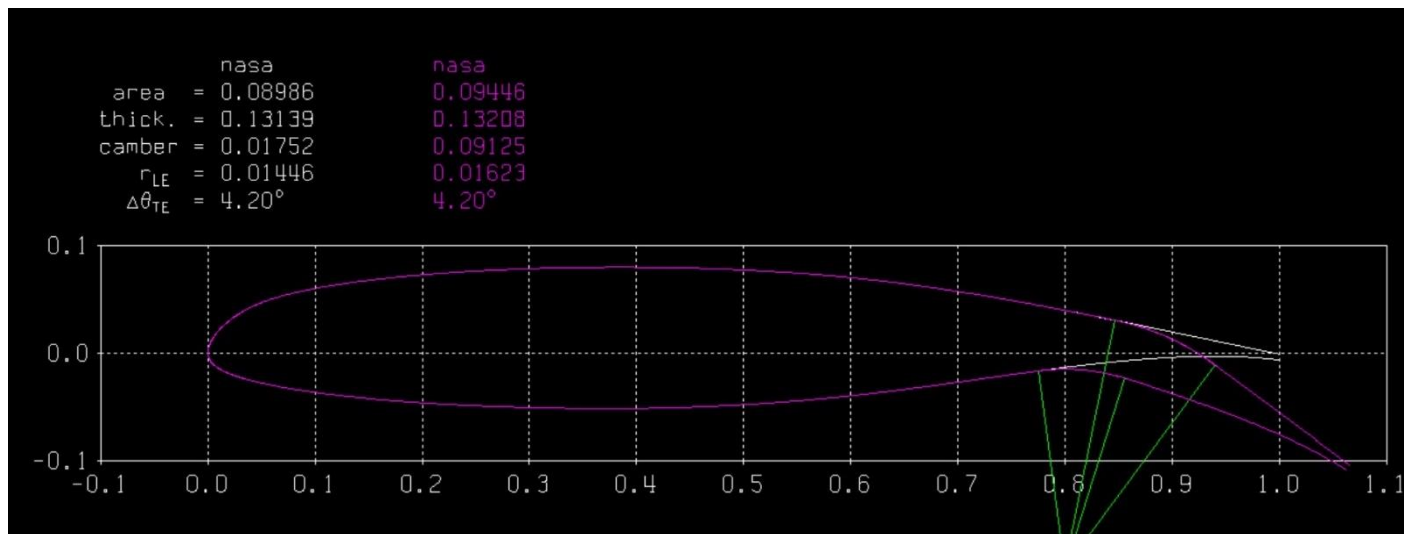
Η αρχική εκτίμηση της γωνίας σφήνωσης της πτέρυγας προκύπτει από το ζητούμενο Cl προκειμένου το αεροσκάφος να αποκτά την τελική του ταχύτητα σε υψόμετρο 30000[ft]. Από ισορροπία δυνάμεων προκύπτει:

$$Cl_{a_{inst.}} = \frac{Weight}{2 \cdot \rho_{30k.ft} \cdot S \cdot V_{cruising}^2}$$

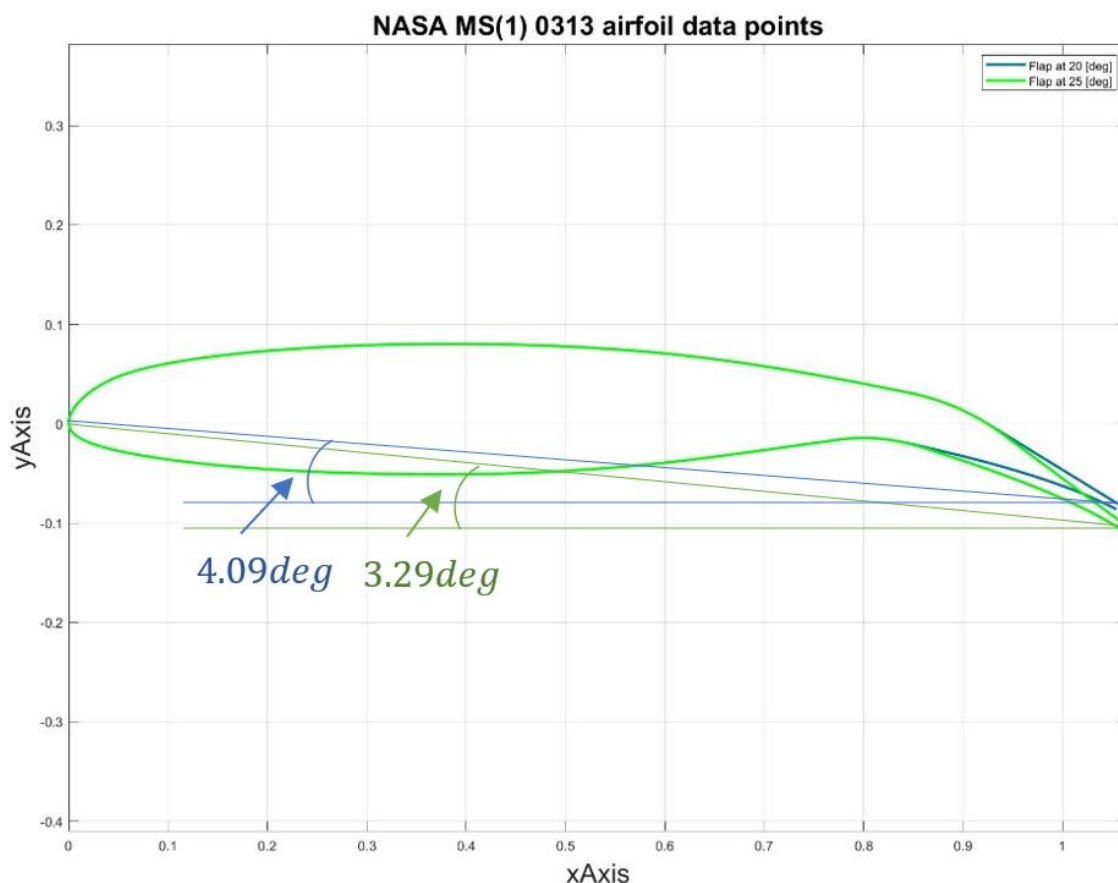
5. Όσον αφορά τις αεροτομές, σε συνθήκες αεροδρομίου η ροή θεωρείται σημαντικά περισσότερο στρωτή (βλέπε τον αριθμό Re). Σαν αποτέλεσμα σημειώνεται μεγαλύτερη γωνία απώλειας στήριξης και συνεπώς συντελεστής άνωσης.
6. Μετά το πέρας της γωνίας απώλεια στήριξης σημειώνονται σημαντικές ανακυκλώφωρες και απώλειες. Η συγκεκριμένη περιοχή λειτουργίας θεωρείται απαγορευτική για ένα αεροσκάφος.

Προσομοιώσεις αεροτομής εκτεταμένα Flaps στο λογισμικό x-foil

Προκειμένου να μελετηθεί η ικανότητα απογείωσης του αεροσκάφους κατά την απογείωση η την προσγείωση είναι σημαντικό να μελετηθεί η συμπεριφορά της αεροτομής με τα Flaps εκτεταμένα. Στο πλαίσιο της παρούσας εργασία και με βάση τα υπάρχοντα αεροσκάφη τύπου Piper M500 θεωρείτε ότι τα Flaps είναι τύπου Hinge με κέντρο περιστροφής στην θέση: $(0.2 \cdot chord, -0.2 \cdot chord)$.

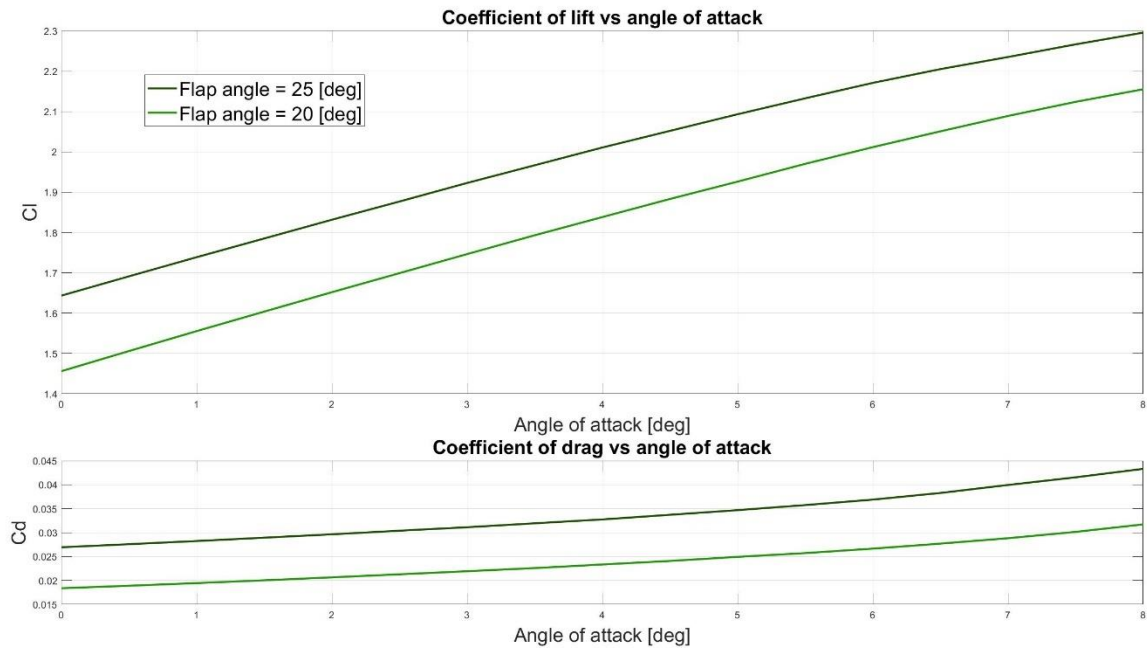


Εικόνα 8: Παρουσίαση του τρόπου έκτασης των flaps.



Εικόνα 9: Παρουσίαση της προκείμενης γεωμετρίας για γωνίες έκτασης 20° και 25° .

Παρακάτω φαίνονται τα αποτελέσματα από την προσομοίωση της αεροτομής με flaps στο λογισμικό x-foil:



Εικόνα 10: Παρουσίαση των polars των flap για εύρος γωνιών πρόπτωσης από 0° έως 8°.

- Παρατηρούμε ότι ο κώδικας του λογισμικού αποκλίνει για μεγάλες γωνίες πρόπτωσης. Επομένως το εύρος λειτουργίας που μπορεί να εξαχθεί είναι σημαντικά μικρότερο σε σχέση με αυτό που προκύπτει από αεροτομές χωρίς flaps.
- Όπως ήταν αναμενόμενο ακόμα και για μηδενική γωνία πρόπτωσης δημιουργείτε πολύ μεγάλος συντελεστής άνωσης. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η αεροτομή λειτουργεί σαν να είναι υπό γωνία.

Προσομοίωση στο λογισμικό aero και τελικός προκαταρκτικός σχεδιασμός της πτέρυγας

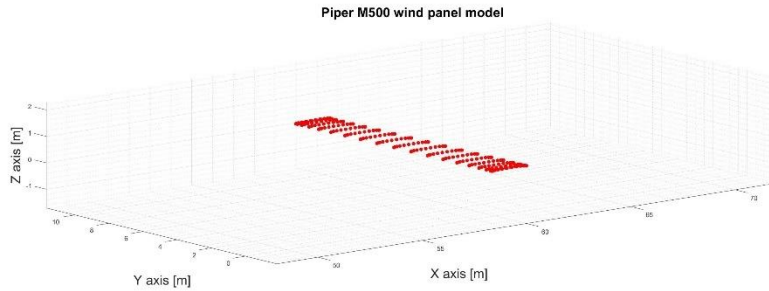
Το aero είναι ένα in house λογισμικό του εργαστηρίου αεροδυναμικής το οποίο δίνει στον χρήστη να εξαγάγει την αεροδυναμική συμπεριφορά των διαφόρων σωμάτων με την χρήση της μεθοδολογίας των panels. Στην δική μας περίπτωση γίνεται χρήση επιφανειακών panel.

Προσομοίωση της πτέρυγας σε συνθήκες ομαλής πτήσης

Αφού βεβαιωθούμε ότι όλα τα δεδομένα και η οι συνθήκες πτήσης έχουν εισαχθεί στον λογισμικό με σωστό τρόπο. Κατασκευάζουμε την αεροτομή μας σε μορφή panel.

Σημειώνεται ότι δεδομένης της χρήσης των επιφανειακών panel αυτά τοποθετούνται στον χώρο κατά την διεύθυνση της χορδής με τρόπο ώστε να προσεγγίζουν την καμπυλότητα την αεροτομής όσον το δυνατόν ακριβέστερα.

Στην περίπτωση της πτέρυγας σε συνθήκες ομαλής πτήσης θεωρούμε ένα αεροδυναμικό σώμα με 19X12 στοιχεία κάθε strip της αεροτομής χαρακτηρίζεται καθόλο το εκπέτασμα από τα ίδια polars.

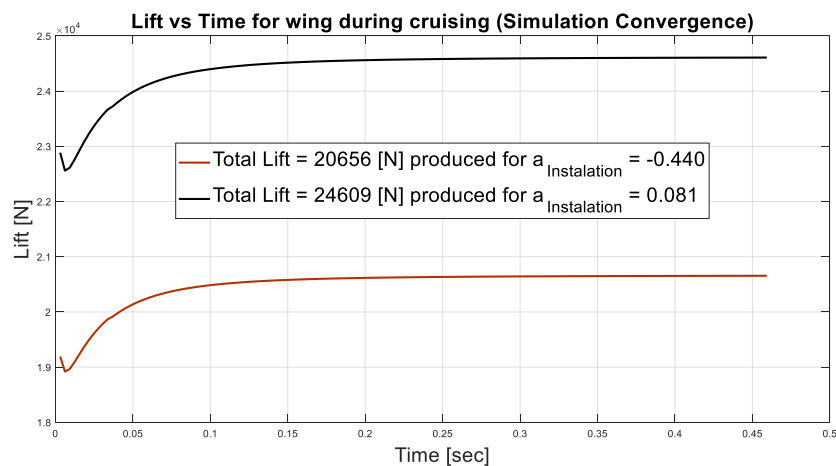


Εικόνα 11: Παρουσίαση της γεωμετρίας της αεροτομής που εισάγεται στο λογισμικό. Μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι πυκνώνουμε το πλέγμα στα άκρα της πτέρυγας καθώς στα άκρα συναντώνται μεγαλύτερα *gradients* της κυκλοφορίας εξαιτίας των φαινομένων επαγωγής.

Στην συνέχεια μπορούμε σε πρώτη φάση να θεωρήσουμε την γωνία πρόπτωση που έχει υπολογιστή από την προκαταρκτική σχεδίαση και στην συνέχεια να διορθώσουμε ώστε η δύναμη του βάρους να ισορροπεί από την άνωση του αεροσκάφους σε συνθήκες ομαλής πτήση σε υψόμετρο 30000 [ft].

Η νέα ακριβέστερη γωνία σφήνωσης υπολογίζεται αναλυτικά ως εξής:

$$Lift \propto Cl \propto (a - a_o) \Rightarrow \frac{Lift_{required}}{Lift_{old}} = \frac{(a_{new} - a_o)}{(a_{old} - a_o)} \Rightarrow a_{new} = a_o + \frac{Lift_{required}}{Lift_{old}} \cdot (a_{old} - a_o)$$



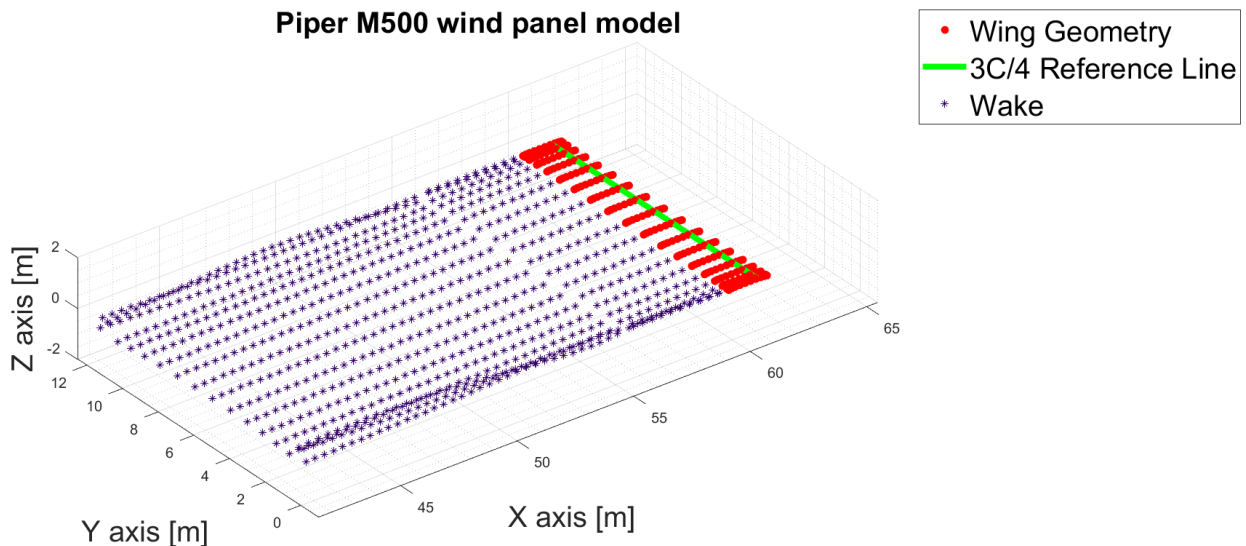
Εικόνα 12: Παρουσίαση της δύναμης άνωσης για διάφορες γωνίες πρόπτωσης. Στο παρών διάγραμμα γίνεται αντιληπτή και η πορεία σύγκλησης του αλγορίθμου για *steady state* συνθήκες.

Παρακάτω φαίνονται τα αποτελέσματα από την χρήση της γωνία πρόπτωση που υπολογίστηκε κατά την αρχικής διαστασιολόγηση καθώς και τα αποτελέσματα από μετά την εφαρμογής της νέας υπολογιζόμενης γωνίας πρόπτωσης.

	Αρχικός Υπολογισμός	Τελικός Υπολογισμός
Γωνία πρόπτωσης	-0.440 [deg]	0.081 [deg]
Άνωση	2065[kg]	2459[kg]
Βάρος αεροσκάφους	2440 [kg]	2440[kg]

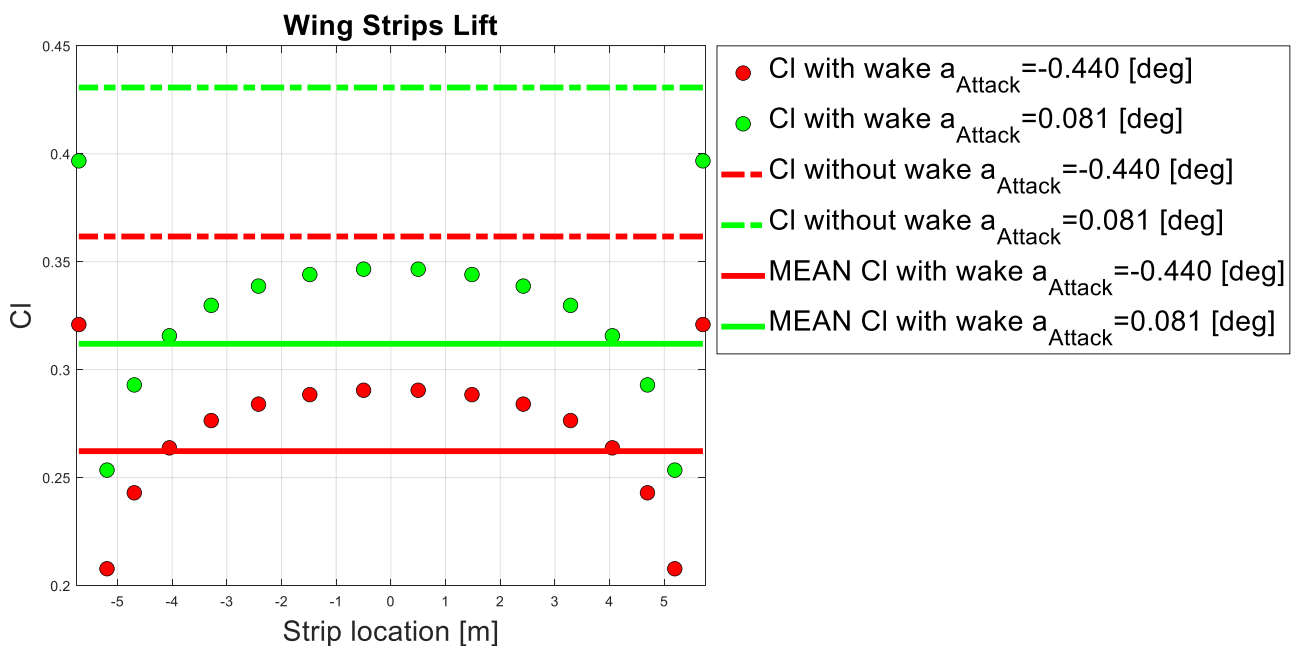
Πίνακας 5: Χαρακτηριστικοί υπολογισμοί για τον καθορισμό της γωνίας σφήνωσης.

Παρατηρούμε πως ο παραπάνω αναλυτικός υπολογισμός δίνει αρκετά ικανοποιητικά αποτελέσματα.



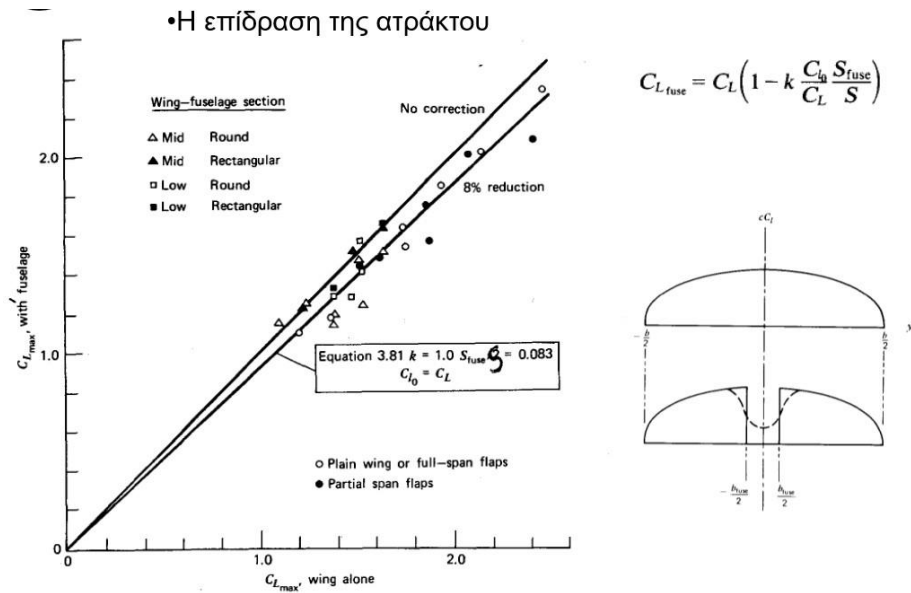
Εικόνα 13: Οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων της προσομοίωσης.

Στην παραπάνω εικόνα γίνεται εμφανής ο σχηματισμός δινών στις άκρες των πτερυγίων.



Εικόνα 14: Απεικόνιση του συντελεστή άνωσης στα διάφορα σημεία της αεροτομής.

- Παρατηρούμε ότι όσο πλησιάζουμε στα ακροπτερίγια χάνουμε άνωση εξαιτίας των επαγόμενων ταχυτήτων.
- Τα αποτελέσματα συνάδουν με το θεωρικό μοντέλο της γραμμής άνωσης.
- Στο ακριανό strip σημειώνεται πολύ μεγάλο lift χωρίς φυσικό νόημα. Αυτό θεωρείται artifact του κώδικα ενώ δεν διερευνάτε περεταίρω καθώς το εμβαδόν των ακριανών strip είναι πολύ μικρό με αποτέλεσμα να μην επηρεάζονται σημαντικά τα αποτελέσματα για το συνολικό slip.
- Στην παρούσα μελέτη δεν λαμβάνεται υπόψη η συμβολή του της καμπίνας του αεροσκάφους στον σχηματισμό της άνωσης. Ποιοτικά το παραπάνω διάγραμμα θα μπορούσε να έχει την παρακάτω μορφή εφαρμόζοντας τις διορθώσεις που φαίνονται.



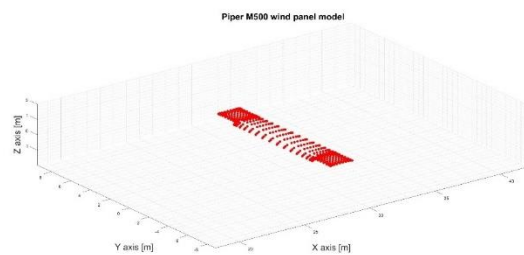
Εικόνα 15: Διάγραμμα διόρθωσης του C_L και εξαιτίας της ύπαρξης καμπίνας στο μέσο του εμπεταισματος της πτέρυγας.

Προσομοίωση της πτέρυγας κατά την προσγείωση

Εφόσον πλέον έχουμε υπολογίσει την γωνία σφήνωσης μπορούμε να κατασκευάσουμε το μοντέλο της πτέρυγας με τα flaps ενεργοποιημένα.

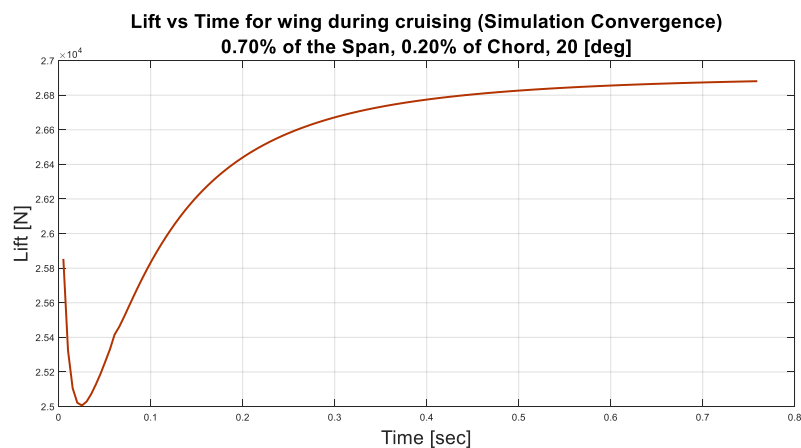
Στηριζόμενη στην γεωμετρία της αεροτομής κατασκευάζεται το μία πτέρυγα με κατευνασμένα flaps για τα strips της παρούσας πτέρυγας εισάγονται τα polars από την αντίστοιχη προσομοίωση στο xfoil.

Στην συνέχεια πτέρυγα με τα flap κατεβασμένα συνδέεται με δύο πτέρυγες χωρίς flap στα άκρα.



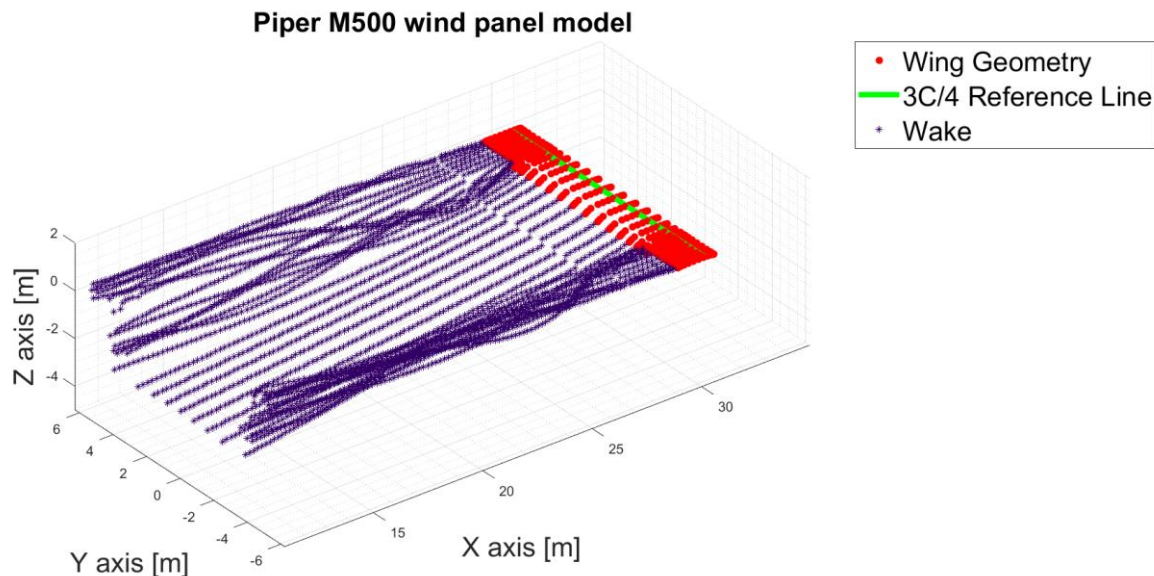
Εικόνα 16: Πτέρυγα με τα flaps κατεβασμένα. Τα flaps στην παρούσα μορφολογία εκτείνονται στο 70% του συνολικού εμπεταισματος.

Από την προσομοίωσης για γωνία flap 20[deg] παίρνουμε:



Εικόνα 17: Παρουσίαση της ικανότητας ανύψωσης φορτίου από τα flaps για γωνία τοποθέτησης. 20°.

- Παρατηρούμε ότι με την τοποθέτηση των flaps σε γωνία 20° το αεροσκάφος μπορεί εύκολα να υπερνικήσει την δύναμη του βάρους του
- Σημειώνεται ότι η επίδραση των συνθηκών αεροδρομίου στην παρούσα προσομοίωση δεν έχει ληφθεί υπόψη (η οποία επιδρά ευεργετικά στην αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας).
- Ακόμα δεν έχει ληφθεί υπόψη η επίδραση της καμπίνας στην άνοση.
- Εκτιμάτε ότι σε μια περισσότερο λεπτομερή σχεδίαση θα μπορούσε να μειωθεί το ποσοστό του εμπετάσματος που τοποθετούνται τα flaps καθώς προκειμένου τοποθετηθούν περισσότερο εύκολα τα πηδάλια και τα υπόλοιπα υποσυστήματα.



Εικόνα 18: Παρουσίαση του ομόρους της αεροτομής κατά την απογείωση.

- Παρατηρούμε ότι πέρα από τα ακροπτερίγια, στρόβιλοι πλέον εμφανίζονται και στα άκρα των φλάπς. Ως αποτέλεσμα έχουμε την αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας να επιδεινώνεται επιπλέον.

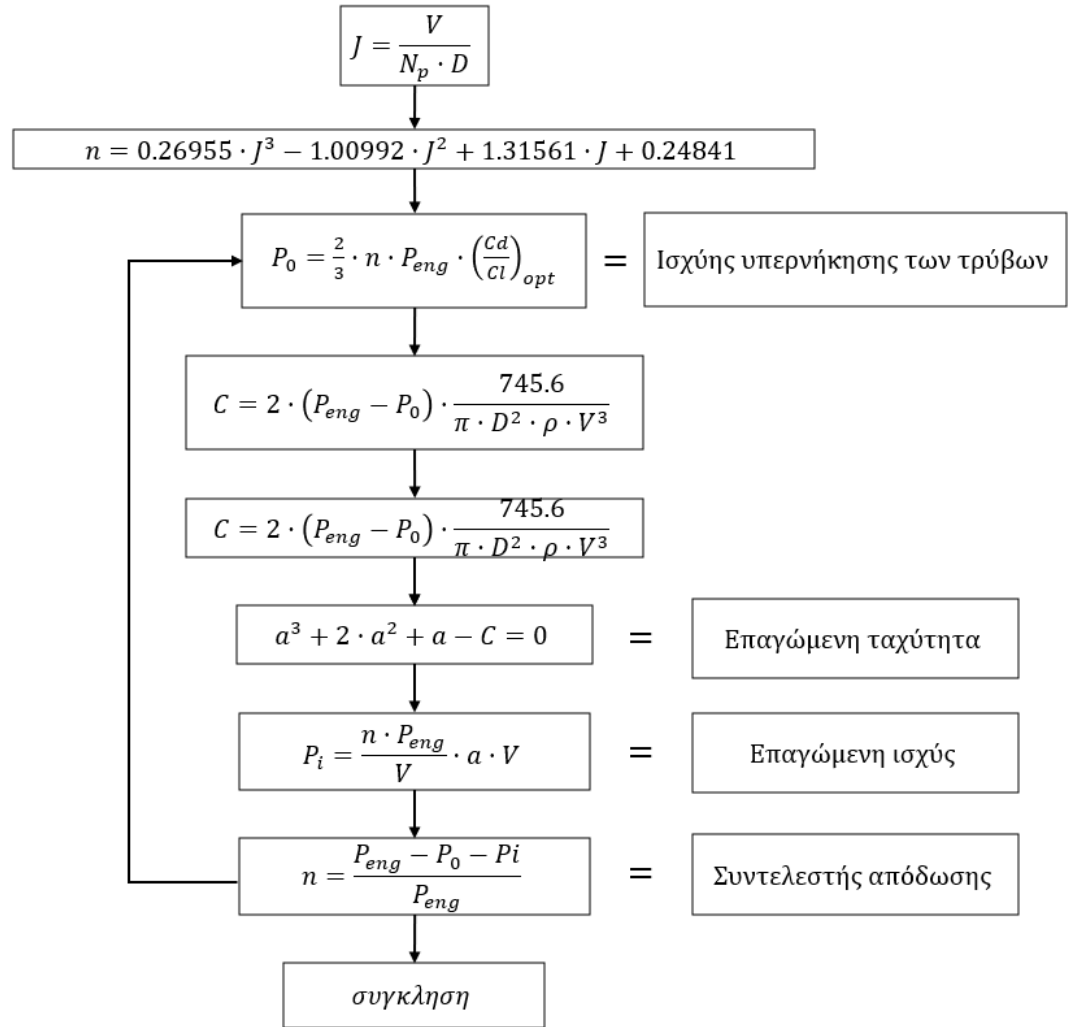
Υπολογισμός της έλικας

Για τον προκαταρκτικό υπολογισμό της έλικας έχουμε τα εξής δεδομένα

<i>Blade Model</i>	<i>Hartzell 8501B – 3.5</i>
<i>Hub Model</i>	<i>HC – E4N – 3Q</i>
<i>Diameter</i>	209.5 [cm]
<i>#Blades</i>	4
<i>Airfoil</i>	<i>Naca4412</i>
Ω_{eng}	2000[rpm]
P_{eng}	500[hp]

Πίνακας 6: Πίνακας βασικών δεδομένων για την έλικα.

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασία χρησιμοποιήθηκε η περισσότερο απλή και γρήγορη μέθοδος για την αρχικής εκτίμηση της απόδοσης της πτέρυγας του αεροσκάφους. Στο παρακάτω διάγραμμα μπορεί να φανεί του διάγραμμα ροής της διαδικασίας υπολογισμού.



Εικόνα 19: Αλγόριθμός προκαταρκτικής διαστασιολόγησης της προπέλας του αεροσκάφους.

Από την επαναληπτική διαδικασία εξάγουμε τα εξής αποτελέσματα:

P_0	6.63 [hp]
P_i	46.49 [hp]
a	0.1037 $\left[\frac{m}{s}\right]$
$\left(\frac{Cl}{Cd}\right)_{opt}$	0.0222
n	0.89

Πίνακας 7: Πίνακας αποτελεσμάτων της επαναληπτικής διαδικασίας.

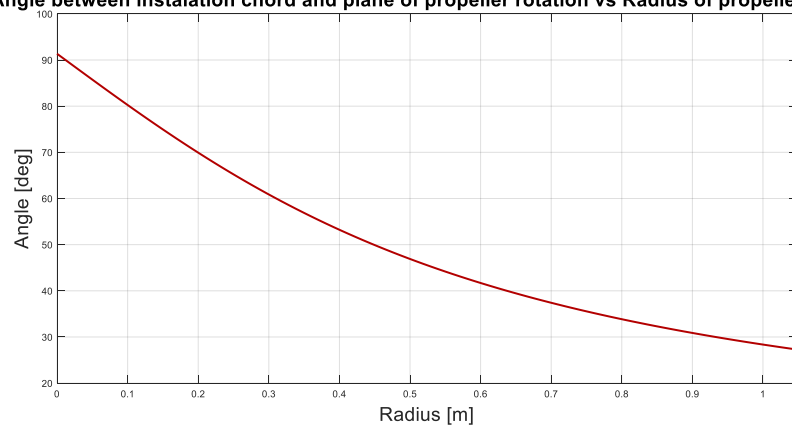
Στην συνέχεια είναι σημαντικό να υπολογιστούν οι γωνίες τοποθέτησης της προπέλας αναλόγως την ακτίνα τους.

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{V + a \cdot V}{R \cdot \omega} \right)$$

$$\theta(R) = \alpha_{attack,opt.} + \beta(R)$$

$$Pn = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot 0.75 \cdot \tan(\theta(0.75R_o)) = -0.73$$

Angle between instalation chord and plane of propeller rotation vs Radius of propeller airfoil



Εικόνα 20: Γωνία τοποθέτησης συναρτήσει της ακτίνας της εκάστοτε αεροτομής.