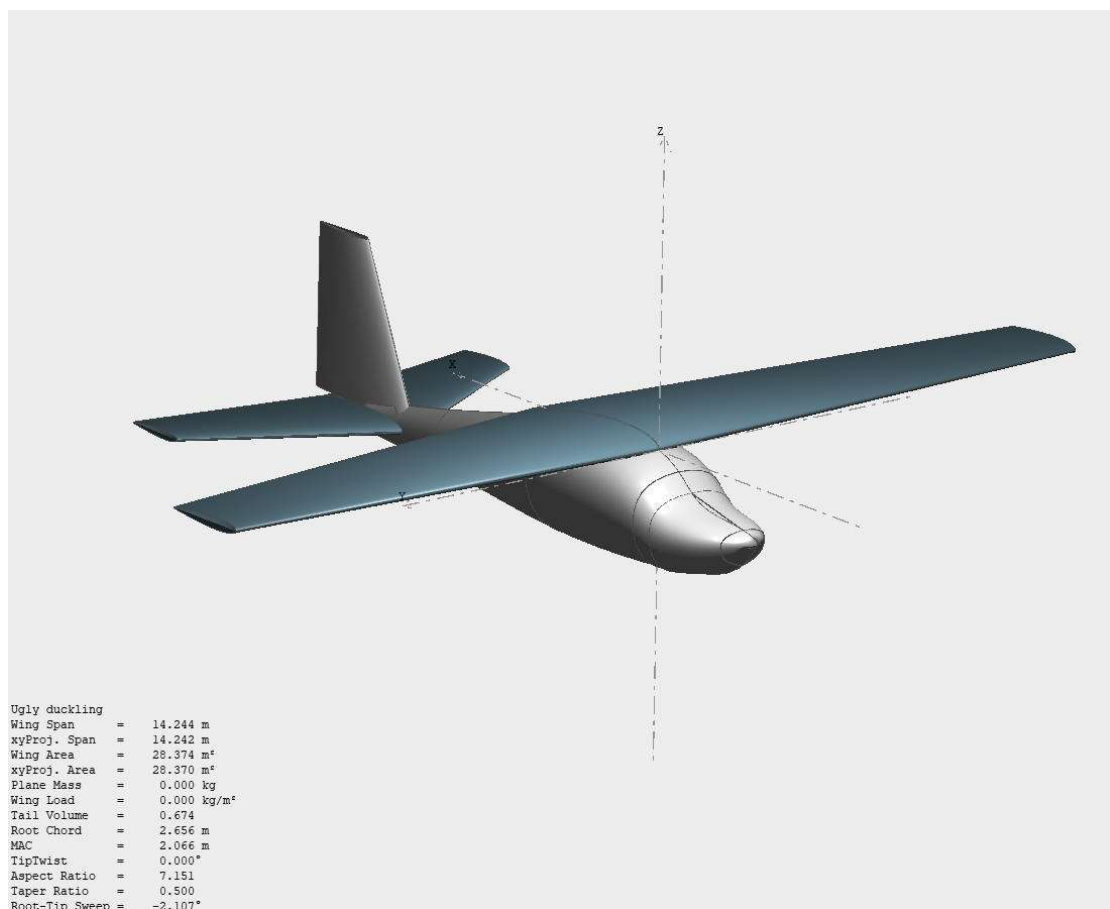


Σχεδιασμός και Έλεγχος Αεροσκαφών

Conseptual Design of UD-1



Ομάδα

Θανάσης Μπεσικιώτης	6600
Δημήτρης Μποσταντζής	6467
Δημήτρης Μανιάτης	5589
Αντώνης Κυριακόπουλος	6337

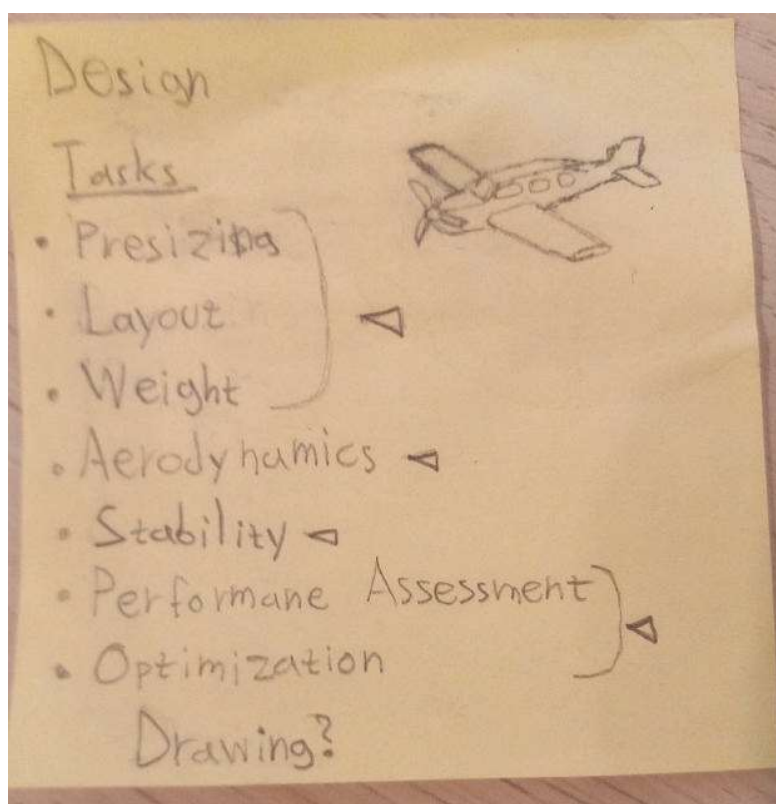
athampes@meng.auth.gr
mdimitrio@meng.auth.gr
dmaniati@auth.gr
antokyri@meng.auth.gr

Περιεχόμενα

Εισαγωγή.....	3
Σχεδιασμός.....	4
Ευστάθεια.....	21
Αεροδυναμική.....	26
Εκτίμηση Επιδόσεων.....	32
Βιβλιογραφία.....	36

Εισαγωγή

Πρώτο βήμα στο κόσμο του σχεδιασμού αεροσκαφών αποτελεί η μελέτη και η διερεύνηση ήδη υπάρχοντων αεροπλάνων. Δεύτερο, θα μπορούσε να χαρακτηριστεί, χωρίς μεγάλη υπεροψία, το βήμα αρχικού σχεδιασμού ενός απλού αεροσκάφους με χρήση των κλασικών μεθόδων σχεδιασμού. Έτσι, μετά το σχηματισμό μικρών ομάδων, οι φοιτητές καλούνται να ολοκληρώσουν το στάδιο του πρώιμου σχεδιασμού ενός μικρού αεροπλάνου αναψυχής, με μετριάσμενες επιδώσεις. Η διαδικασία της σύλληψης και της αρχικής παραμετροποίησης, περιγράφεται πιο αναλυτικά παρακάτω.



1^η Εκτίμηση Βάρους

Ξεκινάμε έχοντας:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

Κάνουμε τον εξής μετασχηματισμό:

$$W_0 = W_c + W_p + \frac{W_f}{W_0} W_0 + \frac{W_e}{W_0} W_0$$

Λύνοντας ως προς W_0 έχουμε:

$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}}$$

Για τις μάζες W_c και W_p έχουμε:

$W_c = 2 * 75 + 2 * 5 = 160 \text{ kg}$, 2 άτομα από 75 kg βάρους και 5 kg αποσκευών ο καθένας

$W_p = 4 * 75 + 4 * 15 = 360 \text{ kg}$, 4 άτομα από 75 kg βάρους και 15 kg αποσκευών ο καθένας)

Εκτίμηση από στατιστικά δεδομένα για τον λόγο W_e/W_0 :

$$\frac{W_e}{W_0} = 0.62$$

Εκτίμηση για τον λόγο W_f/W_0 , χωρίζουμε την αποστολή σε 5 φάσεις και εκτιμούμε για κάθε φάση τον λόγο καυσίμου μετά προς πριν:

$$W_f = W_0 - W_5$$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1 - \frac{W_5}{W_0}$$

Θέτοντας και έναν συντελεστή ασφάλειας της τάξης του 6% έχουμε:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_5}{W_0} \right)$$

Όπου:

$$\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4}$$

Εκτίμηση από στατιστικά δεδομένα για τους λόγους W_1/W_0 , W_2/W_1 , W_4/W_3 , W_5/W_4 .

$$\frac{W_1}{W_0} = 0.97, \frac{W_2}{W_1} = 0.985, \frac{W_4}{W_3} = 1, \frac{W_5}{W_4} = 0.995$$

Συγκεκριμένα για τη φάση του cruise παίρνουμε την εξίσωση Breguet ως:

$$R = \frac{\eta_{pr} L}{c D} \ln \frac{W_2}{W_3}$$

Όπου L/D εκλέγεται ίσο με 14, c ίσο με $2.02 \cdot 10^{-7}$ lb/(ft*lb/s)*s, η_{pr} ίσο με 0.85 και το R από τις απαιτήσεις της αποστολής είναι ίσο με 1300 km ή καλύτερα για συμφωνία με τις υπόλοιπες μονάδες ίσο με $4.2651 \cdot 10^6$ ft. Έτσι, λύνοντας έχουμε:

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.9302$$

Συνολικά έχουμε:

$$\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} = 0.97 * 0.985 * 0.9302 * 1 * 0.995 = 0.8843$$

Άρα:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_5}{W_0} \right) = 1.06(1 - 0.8843) = 0.1227$$

Τελικά προκύπτει:

$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}} = \frac{160 + 360}{1 - 0.1227 - 0.62} = 2.0207 * 10^3 kg$$

$$W_f = W_0 \frac{W_f}{W_0} = 2.0207 * 10^3 * 0.1227 = 247.8734 kg$$

Εκτίμηση πτερυγικού φόρτου W/S από V_{stall}

Ως αεροτομές της κύριας πτέρυγας επιλέχθηκαν η NACA 2412 στη ρίζα και η NACA 0012 στην άκρη με:

$$c_{l,max,NACA\ 2412} = 1.6$$

$$c_{l,max,NACA\ 0012} = 1.3$$

$$c_{l,max} = \frac{c_{l,max,NACA\ 2412} + c_{l,max,NACA\ 0012}}{2} = 1.45$$

Με μια εκτροπή των flaps στις 45 μοίρες εκτιμάται ότι έχουμε μια προσαύξηση στον συντελεστή άντωσης ίση με 0.9.

Λόγω πεπερασμένης πτέρυγας θεωρούμε:

$$c_{L,max} = 0.9 * c_{l,max} = 2.115$$

Από V_{stall} στο επίπεδο της θάλασσας έχουμε:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \frac{1}{c_{L,max}}}$$

Λύνοντας ως προς W/S και έχοντας $\rho_{\infty} = 1.2247\ kg/m^3$ και $V_{stall} = 90\ \frac{km}{h} = 25\ \frac{m}{s}$:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{stall}^2 c_{L,max} = 809.4502\ N/m^2$$

Εκτίμηση πτερυγικού φόρτου W/S από μήκος διαδρόμου προσγείωσης

Έχουμε:

$$s_g = jN \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \frac{1}{c_{L,max}}} + \frac{j^2 \frac{W}{S}}{g \rho_{\infty} c_{L,max} \mu_r}$$

Όπου:

$s_g = 300\ m$, από προδιαγραφή του αεροσκάφους, $j = 1.15$, για επιβατικά αεροσκάφη, $N = 3\ sec$, $\mu_r = 0.4$, συντελεστής τριβής με εφαρμογή φρένων. Έτσι:

$$300 = 1.15 * 3 \sqrt{\frac{2}{1.2247} \frac{W}{S} \frac{1}{2.115}} + \frac{1.15^2 \frac{W}{S}}{9.81 * 1.2247 * 2.115 * 0.4}$$

Λύνοντας ως προς W/S βρίσκουμε τελικά:

$$\frac{W}{S} = 1.5169 * 10^3 N/m^2$$

Εκτίμηση πτερυγικού φόρτου W/S από ευθύγραμμη ομαλή πτήση

Για ευθύγραμμη ομαλή πτήση έχουμε:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 ft} S V_{max}^2 C_L$$

$$W = \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 ft} S V_{max}^2 C_L$$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 ft} V_{max}^2 C_L$$

Όπου:

$$\rho_{\infty, 15,000 ft} = 0.7711 kg/m^3$$

$$V_{max} = 280 \frac{km}{h} = 77.7778 \frac{m}{s}$$

$$C_L = 0.35, \text{εκλέγεται}$$

Τελικά έχουμε:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} * 0.7711 * 77.7778^2 * 0.35 = 816.3292 N/m^2$$

Για την εκλογή του W/S επιλέγουμε τη μικρότερη τιμή από τις παραπάνω, ώστε να έχουμε αρκετά μεγάλη πτέρυγα για να ικανοποιήσουμε και την πιο αυστηρή προδιαγραφή. Συνεπώς:

$$\frac{W}{S} = 809.4502 N/m^2$$

Σε αυτό το σημείο μπορούμε να κάνουμε μια εκτίμηση της επιφάνειας της πτέρυγας:

$$S = \frac{W_0 * g}{\frac{W}{S}} = \frac{2.0207 * 10^3 * 9.81}{809.4502} = 24.4898 m^2$$

Εκτίμηση ισχύος P από μήκος διαδρόμου απογείωσης

Έχουμε:

$$s_g = \frac{1.21 \frac{W}{S}}{g \rho_{\infty} c_{L,max} \frac{T}{W}}$$

Όπου:

$s_g = 300 \text{ m}$, από προδιαγραφή του αεροσκάφους, W/S γνωστό,
 $\rho_{\infty} = 1.2247 \text{ kg/m}^3$ και για το $c_{L,max}$ έχουμε:

Γωνία εκτροπής των flaps για προσγείωση ίση με 25 μοίρες, άρα προσαύξηση στον συντελεστή άντωσης ίση με $0.9 \cdot (25/45) = 0.5$, αφού για 45 μοίρες η προσαύξηση είναι ίση με 0.9. Τελικά, λόγω πεπερασμένης πτέρυγας θεωρούμε:

$$c_{L,max} = 0.9 \cdot c_{l,max} = 0.9 \cdot (1.45 + 0.5) = 1.755$$

Έτσι:

$$300 = \frac{1.21 \cdot 816.3292}{9.81 \cdot 1.2247 \cdot 1.755 \frac{T}{W}}$$

Λύνοντας ως προς T/W βρίσκουμε τελικά:

$$\frac{T}{W} = \mathbf{0.1548}$$

Για τον υπολογισμό της ισχύος έχουμε:

$$P = \frac{P_A}{\eta_{pr}}$$

Όπου:

$$\begin{aligned} P_A &= \frac{T}{W} W_0 V_{\infty} = \frac{T}{W} W_0 \cdot 0.7 \cdot 1.1 \cdot V_{stall} = \\ &= \frac{T}{W} W_0 \cdot 0.7 \cdot 1.1 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \frac{1}{c_{L,max}}} = \\ &= 6.612 \cdot 10^3 \text{ kg} \frac{\text{m}}{\text{s}} \end{aligned}$$

$\eta_{pr} = 0.8$, ο βαθμός απόδοσης της προπέλας

Έτσι, έχουμε:

$$P = \frac{P_A}{\eta_{pr}} = \frac{6.612 * 10^3}{0.8} = 8.265 * 10^3 kg \frac{m}{s} = 108.6922 hp$$

Εκτίμηση ισχύος Ρ από ρυθμό ανόδου

Έχουμε:

$$(R/C)_{max} = \frac{\eta_{pr}P}{W} - \left(\frac{2}{\rho_{\infty}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1.155}{(L/D)_{max}}$$

$$\frac{\eta_{pr}P}{W} = (R/C)_{max} + \left(\frac{2}{\rho_{\infty}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1.155}{(L/D)_{max}}$$

Όπου:

$$(R/C)_{max} = 5 \frac{m}{s}, \text{ από προδιαγραφή}$$

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S} C_{fe} = 4 * 0.0043 = 0.0172$$

$$K = \frac{1}{4C_{D,0}(L/D)_{max}^2} = \frac{1}{4 * 0.0172 * 14^2} = 0.0742$$

Έτσι προκύπτει:

$$\frac{\eta_{pr}P}{W} = 5 + \left(\frac{2}{1.2247} \sqrt{\frac{0.0742}{3 * 0.0172}} 809.4502 \right)^{1/2} \frac{1.155}{14} = 6.0486 \frac{m}{s}$$

$$P = \frac{\eta_{pr}P}{\eta_{pr}} = \frac{6.0486 * 2.0207 * 10^3}{0.8} = 1.5278 * 10^4 kg \frac{m}{s} = 200.9205 hp$$

Εκτίμηση ισχύος P από μέγιστη ταχύτητα

$$T = D = \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2 S C_{D,0} + \frac{2KS}{\rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2} \left(\frac{W}{S} \right)^2$$

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2} \frac{W}{S}$$

Όπου $W = W_{MC}$, δηλαδή το βάρος του αεροσκάφους στη φάση mid-cruise.

$$W_{MC} = W_2 - \frac{1}{2}(W_2 - W_3)$$

$$W_2 = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} W_0 = 0.97 * 0.985 * 2.0207 * 10^3 = 1.9307 * 10^3 \text{ kg}$$

$$W_3 = \frac{W_3}{W_2} W_2 = 0.9302 * 1.9307 * 10^3 = 1.7959 * 10^3 \text{ kg}$$

$$W_{MC} = W_2 - \frac{1}{2}(W_2 - W_3) = \frac{1}{2}(W_2 + W_3) = \frac{1}{2}(1.9307 + 1.7959) * 10^3 = 1.8633 * 10^3 \text{ kg}$$

$$\frac{W_{MC}}{S} = \frac{W_{MC} * g}{S} = \frac{1.8633 * 10^3 * 9.81}{24.4898} = 746.3823 \text{ N/m}^2$$

Άρα:

$$\begin{aligned} \frac{T}{W_{MC}} &= \frac{1}{2} \rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MC}/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty, 15,000 \text{ ft}} V_{\infty}^2} \frac{W_{MC}}{S} = \\ &= \frac{1}{2} 0.7711 * 77.7778^2 \frac{0.0172}{746.3823} + \frac{2 * 0.0742}{0.7711 * 77.7778^2} 746.3823 = 0.0775 \end{aligned}$$

Τελικά:

$$\begin{aligned} P &= \frac{1}{\eta_{pr}} \frac{T}{W_{MC}} W_{MC} V_{max} = \frac{1}{0.8} 0.0775 * 1.8633 * 10^3 * 77.7778 = \\ &= 1.4036 * 10^4 \text{ kg} * \frac{m}{s} = 184.585 \text{ hp} \end{aligned}$$

Εκτίμηση ισχύος P από επιχειρησιακή οροφή πτήσης

Έχουμε:

$$(R/C)_{ceiling} = \frac{\eta_{pr}P}{W} - \left(\frac{2}{\rho_{\infty,16,400 \text{ ft}}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1.155}{(L/D)_{max}}$$

$$\frac{\eta_{pr}P}{W} = (R/C)_{ceiling} + \left(\frac{2}{\rho_{\infty,16,400 \text{ ft}}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1.155}{(L/D)_{max}}$$

Όπου:

$$(R/C)_{ceiling} = 100 \frac{ft}{min} = 0.508 \frac{m}{s}$$

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S} C_{fe} = 4 * 0.0043 = 0.0172$$

$$K = \frac{1}{4C_{D,0}(L/D)_{max}^2} = \frac{1}{4 * 0.0172 * 14^2} = 0.0742$$

Έτσι προκύπτει:

$$\frac{\eta_{pr}P}{W} = 0.508 + \left(\frac{2}{0.7365} \sqrt{\frac{0.0742}{3 * 0.0172}} 809.4502 \right)^{1/2} \frac{1.155}{14} = 1.8602 \frac{m}{s}$$

$$P = \frac{\frac{\eta_{pr}P}{W} W_0}{\eta_{pr}} = \frac{1.8602 * 2.0207 * 10^3}{0.8} = 4.6986 * 10^3 \text{ kg} \frac{m}{s} = 61.7905 \text{ hp}$$

Για την εκλογή της ισχύος επιλέγουμε τη μεγαλύτερη τιμή από τις παραπάνω, ώστε να έχουμε αρκετά «μεγάλο» κινητήρα για να ικανοποιήσουμε και την πιο αυστηρή προδιαγραφή. Συνεπώς:

$$\mathbf{P = 200.9205 \text{ hp}}$$

Σε αυτό το σημείο μπορούμε να κάνουμε μια εκτίμηση του aspect ratio της πτέρυγας:

$$AR = \frac{1}{\pi e_0 K} = \frac{1}{\pi * 0.6 * 0.0742} = 7.1539$$

Όπου e_0 είναι το Oswald efficiency.

Κατάστρωση διαμόρφωσης

Επικαιροποιημένο βάρος

Ο κινητήρας που επιλέχθηκε είναι ο κινητήρας εσωτερικής καύσης TIO-540-AK1A, ο οποίος και τοποθετείται στο μπροστινό τμήμα της ατράκτου, με ονομαστική ισχύ στους 235 hp. Έτσι έχουμε:

$$W_0 = \frac{P_{motor}}{\overline{P}} = \frac{235}{\frac{200.9205}{2.0207 * 10^3}} = 2.3635 * 10^3 \text{ kg}$$

Μήκος ατράκτου

$$l_{fuselage} = aW_0^c = 4.37 * (2.361735 * 10^3)^{0.23} = 26.0854 \text{ ft} = 7.9508 \text{ m}$$

Σχεδιασμός κύριας πτέρυγας

$$S = \frac{W_0 g}{\frac{W}{S}} = \frac{2.3617 * 10^3 * 9.81}{816.3292} = 28.6437 \text{ m}^2$$

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{7.1539 * 28.6437} = 14.3148 \text{ m}$$

Η μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους είναι πολύ χαμηλότερη της ταχύτητας του ήχου. Για αυτό τον λόγο δεν χρειάζεται να προσθέσουμε sweep angle στην πτέρυγα μας, από τη στιγμή που δεν εμφανίζονται κρουστικά κύματα. Ωστόσο, για να πλησιάσει η κατανομή του lift την ελλειπτική, οφείλουμε να της προσδώσουμε taper ratio και συστροφή, με γωνία τοποθέτησης της ρίζας στις 2 μοίρες ενώ της άκρης στις 0 μοίρες. Ακόμη, η πτέρυγα δεν φέρει δίδρο γωνία και τοποθετείται στο πάνω τμήμα της ατράκτου για μεγαλύτερη άνεση για τους επιβάτες.

Εκλέγεται $\lambda = 0.5$. Έτσι, έχουμε:

$$c_r = \frac{2S}{(\lambda + 1)b} = \frac{2 * 28.6437}{(1 + 0.5) * 14.2491} = 2.668 \text{ m}$$

$$c_t = \lambda c_r = 0.5 * 2.6557 = 1.334 \text{ m}$$

Για τη μέση αεροδυναμική χορδή έχουμε:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = 2.0751 \text{ m}$$

$$\bar{y} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} = 3.1811 \text{ m}$$

Για τη διαστασιολόγηση του aileron ανατρέχουμε στον Raymer. Εκλέγουμε aileron span/wing span ίσο με 0.4. Έτσι, σύμφωνα με το διάγραμμα που περιέχει ιστορικά στοιχεία ο λόγος aileron chord/wing chord προκύπτει ίσος με 0.23.

Διαστασιολόγηση των δεξαμενών καυσίμου

Οι δεξαμενές καυσίμου θα βρίσκονται εντός της κύριας πτέρυγας, μία σε κάθε φτερό. Ο συνολικός απαιτούμενος όγκος καυσίμου υπολογίζεται ως:

$$V_{fuel} = \frac{W_{fuel}}{\rho_{fuel}} = \frac{247.8734}{802.5} = 0.3089 \text{ m}^3$$

$$V_{tank} = \frac{V_{fuel}}{2} = 0.15445 \text{ m}^3$$

Θεωρούμε ότι την πτέρυγα διατρέχουν 2 δοκάρια «spars» τα οποία είναι τοποθετημένα το ένα στο 12% της χορδής και το άλλο στο 60% αυτής. Συνεπώς, οι διαστάσεις που θα έχει η κάθε δεξαμενή καυσίμου με τραπεζοειδές σχήμα, η οποία θα βρίσκεται εντός των 2 αυτών δοκαριών είναι:

$$\text{Βάση μεγάλη} = 48\% \cdot c_r = 0.48 \cdot 2.668 = 1.28064 \text{ m}$$

$$\text{Βάση μικρή} = 48\% \cdot 2.4581 = 0.48 \cdot 2.4581 = 1.17989 \text{ m}$$

$$\text{Ύψος} = 1.06 \text{ m}$$

$$\text{Πάχος δεξαμενής} = 0.12 \text{ m}$$

$$\text{Όγκος δεξαμενής} = [(1.28064 + 1.17989) \cdot 1.06 / 2] \cdot 0.12 = 0.1565 \text{ m}^3$$

Εκτίμηση της θέσης του κέντρου μάζας

Η αρχή των αξόνων βρίσκεται στην αρχή της ατράκτου.

Μάζα κινητήρα: 335 kg

Θέση κέντρου μάζας κινητήρα: 0.75 m

Μάζα του πληρώματος: 150 kg

Θέση του κέντρου μάζας του πληρώματος: 2.5 m

Μάζα των επιβατών: 300 kg

Θέση του κέντρου μάζας των επιβατών: 4 m

Μάζα των αποσκευών: 70 kg

Θέση του κέντρου μάζας των αποσκευών: 7 m

Έτσι από τα παραπάνω, το κέντρο μάζας υπολογίζεται στα 2.709 m.

Εκτίμηση της θέσης του κέντρου μάζας λαμβάνοντας υπόψη και την πτέρυγα

Σε αυτό το σημείο κάνουμε την παραδοχή ότι το μέσο αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας, που βρίσκεται στο 25% της μέσης αεροδυναμικής χορδής, τοποθετείται στο κέντρο μάζας που υπολογίστηκε παραπάνω. Η μάζα της πτέρυγας υπολογίζεται σύμφωνα τον παρακάτω τύπο από Raymer ίση με 275.6635 kg και θεωρούμε ότι βρίσκεται συγκεντρωμένη στο 40% της μέσης αεροδυναμικής χορδής. Έτσι, έχουμε ότι η νέα θέση του κέντρου μάζας είναι στα 2.7853 m.

$$W_{\text{wing}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49}$$

Όπου: S_w η επιφάνεια της πτέρυγας σε m^2 , W_{fw} η μάζα καυσίμου εντός της πτέρυγας σε lb, A το aspect ratio, Λ γωνία οπισθόκλισης, q δυναμική πίεση στο cruise σε lb/ft^2 , λ ο λόγος εγκλεισμού, N_z ultimate load factor, W_{dg} το W_0 σε lb.

Διαστασιολόγηση του οριζόντιου ουραίου περυγίου

Καταρχάς επιλέγεται conventional type ουράς.

Έχουμε:

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S} = 0.7, \text{ από Raymer}$$

Όπου: $l_{HT} = l_{fuselage} - x_{CG} = 7.9495 - 2.7845 = 5.1655 \text{ m}$

Έτσι λύνοντας ως προς S_{HT} έχουμε:

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \bar{c} S}{l_{HT}} = 8.0547 \text{ m}^2$$

Επιλέγεται η αεροτομή NACA 0012 και εκλέγεται $AR_{HT} = 4$, $\lambda_{HT} = 0.5$, άρα:

$$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT} * S_{HT}} = 5.6762 \text{ m}$$

$$c_{r,HT} = \frac{2S_{HT}}{(\lambda_{HT} + 1)b_{HT}} = 1.8921 \text{ m}$$

$$c_{t,HT} = \lambda_{HT} c_{r,HT} = 0.5 * 1.8791 = 0.946 m$$

Για τη μέση αεροδυναμική χορδή του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου έχουμε:

$$\bar{c}_{HT} = \frac{2}{3} c_{r,HT} \frac{1 + \lambda_{HT} + \lambda_{HT}^2}{1 + \lambda_{HT}} = 1.4716 m$$

$$\bar{y}_{HT} = \frac{b_{HT}}{6} \frac{1 + 2\lambda_{HT}}{1 + \lambda_{HT}} = 1.2614 m$$

Σύμφωνα με τον Raymer, τα αντίστοιχα πηδάλια ελέγχου «elevators» εκτείνονται στο 25% με 50% της χορδής του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου.

Διαστασιολόγηση του κάθετου ουραίου πτερυγίου

Έχουμε:

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{bS} = 0.04, \text{ από Raymer}$$

Όπου: $l_{VT} = l_{HT} - 0.5 = 4.6655 m$ (το αεροδυναμικό κέντρο του κατακόρυφου πτερυγίου επιλέγουμε να βρίσκεται 0.5 m πιο μπροστά από αυτό του οριζόντιου)

Έτσι λύνοντας ως προς S_{VT} έχουμε:

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} bS}{l_{VT}} = 3.5154 m^2$$

Επιλέγεται η αεροτομή NACA 0012 και εκλέγεται $AR_{VT} = 1.5$, $\lambda_{VT} = 0.5$, άρα:

$$h_{VT} = \sqrt{AR_{VT} * S_{VT}} = 2.2963 m$$

$$c_{r,VT} = \frac{2S_{VT}}{(\lambda_{VT} + 1)b_{VT}} = 2.0412 m$$

$$c_{t,VT} = \lambda_{VT} c_{r,VT} = 0.5 * 2.0273 = 1.0206 m$$

Για τη μέση αεροδυναμική χορδή του κάθετου ουραίου πτερυγίου έχουμε:

$$\bar{c}_{VT} = \frac{2}{3} c_{r,VT} \frac{1 + \lambda_{VT} + \lambda_{VT}^2}{1 + \lambda_{VT}} = 1.5876 m$$

$$\bar{z}_{VT} = \frac{h_{VT}}{6} \frac{1 + 2\lambda_{VT}}{1 + \lambda_{VT}} = 1.0206 m$$

Σύμφωνα με τον Raymer, τα αντίστοιχα πηδάλια ελέγχου «rudders» εκτείνονται στο 25% με 50% της χορδής του κάθετου ουραίου πτερυγίου.

Διαστασιολόγηση προπέλας

Για προπέλα με 2 blades έχουμε:

$$D_{pr} = 22 * P_{motor}^{0.25} = 22 * 235^{0.25} = 86.137 \text{ in} = 2.1879 \text{ m}$$

Σε αυτό το σημείο ελέγχουμε αν η άκρη του blade πιάνει ηχητική ταχύτητα, ώστε να αποφεύγονται τα κρουστικά κύματα. Έτσι, έχουμε:

$$V_{tip} = \sqrt{\left(\pi \frac{rpm}{60} D_{pr}\right)^2 + V_{max}^2} = \sqrt{\left(\pi \frac{2400}{60} 2.1879\right)^2 + 77.7778^2} \\ = 285.7267 \frac{m}{s}$$

Η ηχητική ταχύτητα στα 15,000 πόδια είναι ίση με 322.1567 m/s και συνεπώς η προπέλα μας είναι ασφαλής από κρουστικά κύματα.

Τοποθέτηση της πτέρυγας για την εξασφάλιση διαμήκους ευστάθειας

Για την εξασφάλιση της διαμήκους ευστάθειας του αεροσκάφους ακολουθείται η μεθοδολογία του Anderson και προκύπτει ότι η ακμή προσβολής της χορδής στη ρίζα της πτέρυγας πρέπει να βρίσκεται στα 1.4776 m.

Εκλογή τροχών

Επιλέγεται η κατηγορία tricycle για το σύστημα των τροχών.

Για το ύψος πάνω από το έδαφος που πρέπει να παρέχουν οι τροχοί παίζουν ρόλο η ακτίνα της προπέλας και μια απόσταση ασφαλείας. Έτσι, έχουμε ότι το κέντρο της προπέλας οφείλει να βρίσκεται $1.0939 + 0.35 = 1.4439 \text{ m}$ πάνω από το έδαφος.

Εκλέγουμε ότι ο μπροστινός τροχός βρίσκεται στα 0.7 m και οι δύο πίσω στη μέση της χορδής της ρίζας της πτέρυγας, δηλαδή στα 2.8075 m. Λύνοντας το στατικό πρόβλημα βρίσκουμε ότι οι δυνάμεις που δέχονται ο μπροστινός και οι δύο πίσω τροχοί συνδυαστικά είναι αντίστοιχα ίσες με:

$$F_{nose \text{ gear}} = 29.4163 \text{ kg}$$

$$F_{main \text{ gear}} = 2.3341 * 10^3 \text{ kg}$$

Από το φορτίο που δέχεται ο κάθε τροχός μπορούμε να υπολογίσουμε τη διάμετρο και το πλάτος του σε ίντσες. Έτσι, έχουμε:

$$Diameter_{nose \text{ gear}} = 1.51(F_{nose \text{ gear}})^{0.349} = 6.5 \text{ in}$$

$$Width_{nose \text{ gear}} = 0.715(F_{nose \text{ gear}})^{0.312} = 2.75 \text{ in}$$

$$Diameter_{main\ gear} = 1.51(F_{nose\ gear})^{0.349} = 23.5\ in$$

$$Width_{main\ gear} = 0.715(F_{nose\ gear})^{0.312} = 8.5\ in$$

Επικαιροποιημένη εκτίμηση βάρους

Σύμφωνα με το W_{dg} , δηλαδή το W_0 , υπολογίζουμε τις μάζες για κάθε επιμέρους στοιχείο του αεροσκάφους, σύμφωνα με τον Raymer. Οι τύποι και η εξήγηση των συμβόλων φαίνονται αμέσως παρακάτω (από το βιβλίο του Raymer).

$$W_{wing} = 0.036 S_w^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100\ t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (15.46)$$

$$W_{tail\ horizontal} = 0.016 (N_z W_{dg})^{0.414} q^{0.168} S_{ht}^{0.896} \left(\frac{100\ t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \times \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{ht}} \right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02} \quad (15.47)$$

$$W_{tail\ vertical} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_{dg})^{0.376} q^{0.122} S_{vt}^{0.873} \left(\frac{100\ t/c}{\cos \Lambda_{vt}} \right)^{-0.49} \times \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{vt}} \right)^{0.357} \lambda_{vt}^{0.039} \quad (15.48)$$

$$W_{fuselage} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{dg})^{0.177} L_t^{-0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{press} \quad (15.49)$$

$$W_{main\ landing\ gear} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \quad (15.50)$$

$$W_{nose\ landing\ gear} = 0.125 (N_l W_l)^{0.566} (L_n/12)^{0.845} \quad (15.51)$$

$$W_{installed\ engine\ (total)} = 2.575 W_{en}^{0.922} N_{en} \quad (15.52)$$

$$W_{fuel\ system} = 2.49 V_t^{0.726} \left(\frac{1}{1 + V_t/V_l} \right)^{0.363} N_t^{0.242} N_{en}^{0.157} \quad (15.53)$$

$$W_{flight\ controls} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{dg} \times 10^{-4})^{0.80} \quad (15.54)$$

$$W_{hydraulics} = 0.001 W_{dg} \quad (15.55)$$

$$W_{electrical} = 12.57 (W_{fuel\ system} + W_{avionics})^{0.51} \quad (15.56)$$

$$W_{avionics} = 2.117 W_{uav}^{0.933} \quad (15.57)$$

$$W_{air\ conditioning\ and\ anti-ice} = 0.265 W_{dg}^{0.52} N_p^{0.68} W_{avionics}^{0.17} M^{0.08} \quad (15.58)$$

$$W_{furnishings} = 0.0582 W_{dg} - 65 \quad (15.59)$$

Όπου:

A	= aspect ratio
B_h	= horizontal tail span, ft
B_w	= wing span, ft
D	= fuselage structural depth, ft
D_e	= engine diameter, ft
F_w	= fuselage width at horizontal tail intersection, ft
H_t	= horizontal tail height above fuselage, ft
H_t/H_v	= 0.0 for conventional tail; 1.0 for “T” tail
H_v	= vertical tail height above fuselage, ft
I_y	= yawing moment of inertia, lb-ft ² (see Chap. 16)
K_{cb}	= 2.25 for cross-beam (F-111) gear; = 1.0 otherwise
K_d	= duct constant (see Fig. 15.2)
K_{door}	= 1.0 if no cargo door; = 1.06 if one side cargo door; = 1.12 if two side cargo doors; = 1.12 if aft clamshell door; = 1.25 if two side cargo doors and aft clamshell door
K_{dw}	= 0.768 for delta wing; = 1.0 otherwise
K_{dwt}	= 0.774 for delta wing aircraft; = 1.0 otherwise
K_{Lg}	= 1.12 if fuselage-mounted main landing gear; = 1.0 otherwise
K_{mc}	= 1.45 if mission completion required after failure; = 1.0 otherwise
K_{mp}	= 1.126 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_{ng}	= 1.017 for pylon-mounted nacelle; = 1.0 otherwise
K_{np}	= 1.15 for kneeling gear; = 1.0 otherwise
K_p	= 1.4 for engine with propeller or 1.0 otherwise
K_r	= 1.133 if reciprocating engine; = 1.0 otherwise
K_{rht}	= 1.047 for rolling tail; = 1.0 otherwise
K_{ip}	= 0.793 if turboprop; = 1.0 otherwise
K_{tpg}	= 0.826 for tripod (A-7) gear; = 1.0 otherwise
K_{tr}	= 1.18 for jet with thrust reverser or 1.0 otherwise
K_{uht}	= 1.143 for unit (all-moving) horizontal tail; = 1.0 otherwise
K_{vg}	= 1.62 for variable geometry; = 1.0 otherwise
K_{vs}	= 1.19 for variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{vsh}	= 1.425 if variable sweep wing; = 1.0 otherwise
K_{ws}	= $0.75[1 + 2\lambda]/(1 + \lambda)] (B_w \tan \Lambda / L)$
K_y	= aircraft pitching radius of gyration, ft ($\cong 0.3L_t$)
K_z	= aircraft yawing radius of gyration, ft ($\cong L_t$)
L	= fuselage structural length, ft (excludes radome, tail cap)
L_a	= electrical routing distance, generators to avionics to cockpit, ft
L_d	= duct length, ft
L_{ec}	= length from engine front to cockpit—total if multiengine, ft

L_f	= total fuselage length
L_m	= length of main landing gear, in.
L_n	= nose gear length, in.
L_s	= single duct length (see Fig. 15.2)
L_{sh}	= length of engine shroud, ft
L_t	= tail length; wing quarter-MAC to tail quarter-MAC, ft
L_{tp}	= length of tailpipe, ft
M	= Mach number
N_c	= number of crew
N_α	= 1.0 if single pilot; = 1.2 if pilot plus backseater; = 2.0 pilot and copassenger
N_{en}	= number of engines
N_f	= number of functions performed by controls (typically 4–7)
N_{gen}	= number of generators (typically = N_{en})
N_l	= ultimate landing load factor; = $N_{gear} \times 1.5$
N_{Lt}	= nacelle length, ft
N_m	= number of mechanical functions (typically 0–2)
N_{ms}	= number of main gear shock struts
N_{mw}	= number of main wheels
N_{nw}	= number of nose wheels

N_p	= number of personnel onboard (crew and passengers)
N_s	= number of flight control systems
N_f	= number of fuel tanks
N_u	= number of hydraulic utility functions (typically 5–15)
N_w	= nacelle width, ft
N_z	= ultimate load factor; = $1.5 \times$ limit load factor
q	= dynamic pressure at cruise, lb/ft ²
R_{kva}	= system electrical rating, kv · A (typically 40–60 for transports, 110–160 for fighters & bombers)
S_{cs}	= total area of control surfaces, ft ²
S_{csw}	= control surface area (wing-mounted), ft ²
S_e	= elevator area, ft ²
S_f	= fuselage wetted area, ft ²
S_{fw}	= firewall surface area, ft ²
S_{ht}	= horizontal tail area
S_n	= nacelle wetted area, ft ²
S_r	= rudder area, ft ²
S_{vt}	= vertical tail area, ft ²
S_w	= trapezoidal wing area, ft ²
SFC	= engine specific fuel consumption—maximum thrust
T	= total engine thrust, lb
T_e	= thrust per engine, lb
V_i	= integral tanks volume, gal
V_p	= self-sealing “protected” tanks volume, gal
V_{pr}	= volume of pressurized section, ft ³
V_t	= total fuel volume, gal
W	= fuselage structural width, ft
W_c	= maximum cargo weight, lb
W_{dg}	= design gross weight, lb
W_{ec}	= weight of engine and contents, lb (per nacelle), $\cong 2.331 W_{engine}^{0.901} K_p K_{tr}$
W_{en}	= engine weight, each, lb
W_{fw}	= weight of fuel in wing, lb
W_l	= landing design gross weight, lb
W_{press}	= weight penalty due to pressurization, $= 11.9 + (V_{pr} P_{delta})^{0.271}$, where P_{delta} = cabin pressure differential, psi (typically 8 psi)
W_{uav}	= uninstalled avionics weight, lb (typically = 800–1400 lb)
Λ	= wing sweep at 25% MAC

Στην πρώτη επανάληψη τα βάρη προκύπτουν ως:

$$W_{wing} = 277.692 \text{ kg}$$

$$W_{HT} = 57.4086 \text{ kg}$$

$$W_{VT} = 24.5399 \text{ kg}$$

$$W_{fuselage} = 283.2089 \text{ kg}$$

$$W_{main gear} = 92.4941 \text{ kg}$$

$$W_{nose gear} = 35.8146 \text{ kg}$$

$$W_{engine} = 335.0297 \text{ kg}$$

$$W_{fuel system} = 28.1622 \text{ kg}$$

$$W_{flight controls} = 29.7052 \text{ kg}$$

$$W_{hydraulics} = 2.3635 \text{ kg}$$

$$W_{avionics} = 134.6628 \text{ kg}$$

$$W_{electrical} = 114.5722 \text{ kg}$$

$$W_{air conditioning} = 81.8081 \text{ kg}$$

$$W_{furnishing} = 108.0703 \text{ kg}$$

$$\begin{aligned} W_{empty} &= W_{wing} + W_{HT} + W_{VT} + W_{fuselage} + W_{main gear} + W_{nose gear} \\ &\quad + W_{engine} + W_{fuel system} + W_{flight controls} + W_{hydraulics} \\ &\quad + W_{avionics} + W_{electrical} + W_{air conditioning} + W_{furnishing} \\ &= 1,602.2 \text{ kg} \end{aligned}$$

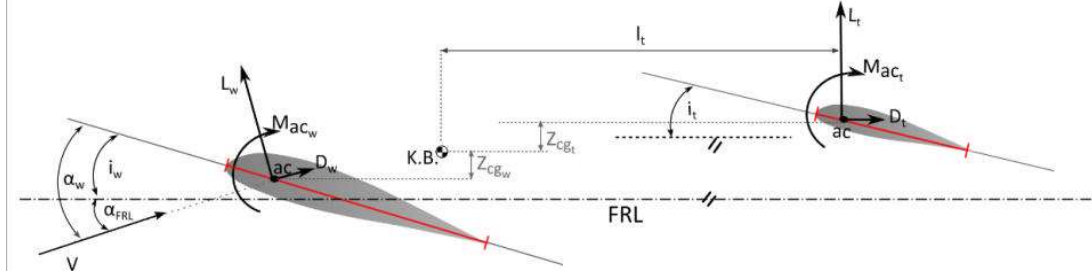
$$W_0 = \frac{W_{empty} + W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_0}} = 2422.7 \text{ kg}$$

$$W_f = W_0 \frac{W_f}{W_0} = 297.1848 \text{ kg}$$

Κάνοντας την επαναληπτική διαδικασία για κάθε νέο W_0 καταλήγουμε ότι η τελική μάζα του αεροσκάφους είναι ίση με **2,448.3 kg** και η τελική μάζα καυσίμου κάτι παραπάνω από **300 kg**.

Ευστάθεια

Στο παρών κεφάλαιο θα αναλύσουμε τη στατική ευστάθεια του αεροσκάφους μας. Πρώτο σκέλος αυτής της μελέτης είναι ο έλεγχος της διαμήκης ευστάθειας. Για να γίνει αυτό είναι απαραίτητος ο υπολογισμός της ροπής πρόνευσης. Η εξίσωση της ροπής πρόνευσης απαιτεί τον ορισμό της γεωμετρίας αναφοράς του αεροσκάφους, καθώς και την ανάλυση της λειτουργίας της κύριας πτέρυγας και του ουραίου πτερυγίου. Τα παραπάνω έχουν υπολογιστεί αναλυτικά στο κεφάλαιο του configuration layout.



Εικόνα 1. Γεωμετρία αναφορά του αεροσκάφους.

Συνεισφορά κύριας πτέρυγας

Η εξίσωση των ροπών ως προς το κέντρο βάρους είναι:

$$\begin{aligned}\sum \text{Ροπών} &= M_{cgw} \\ &= L_w \cos(a_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] \\ &+ D_w \sin(a_w - i_w) [x_{cg} - x_{ac}] \\ &+ L_w \sin(a_w - i_w) z_{cg} \\ &- D_w \cos(a_w - i_w) z_{cg} \\ &+ M_{ac}\end{aligned}$$

Διαιρώντας με τον αδιάστατο συντελεστή $\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}$ και εισάγωντας του αδιάστατου συντελεστές παίρνουμε τη εξής σχέση:

$$\begin{aligned}C_{m_{cgw}} &= C_{L_w} \left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right) \cos(a_w - i_w) \\ &+ C_{D_w} \left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right) \sin(a_w - i_w) \\ &+ C_{L_w} \left(\frac{z_{cg}}{\bar{c}} \right) \sin(a_w - i_w) \\ &- C_{D_w} \left(\frac{z_{cg}}{\bar{c}} \right) \cos(a_w - i_w)\end{aligned}$$

Είναι επίσης σκόπιμο να γίνει η παραδοχή πως η γωνία πρόσπτωσης είναι πολύ μικρή. Επομένως ισχύει $\sin(a_w - i_w) = \alpha_w - i_w$ και $\cos(a_w - i_w) = 1$. Η τελικές σχέσεις που θα μας δώσουν τους συντελεστές της εξίσωσης ροπής είναι:

$$C_{m_{cgw}} = C_{m_{acw}} + C_{Lw} \left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right)$$



Εικόνα 2. Συνεισφορά της κύριας πτέρυγας.

Είναι εμφανές πως αν το αεροπλάνο είχε μόνο την κύρια πτέρυγα θα ήταν ασταθές καθώς δε τηρείται η συνθήκη $C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0$. Αυτό σημαίνει πως σε μία πιθανή διαταραχή κατά την οποία αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης το αεροπλάνο θα αναπτύξει θετική ροπή, πράγμα που σημαίνει πως θα αυξηθεί ακόμα παραπάνω η γωνία πρόσπτωσης. Είναι επομένως απαραίτητη και η χρήση ενός ουραίου πτερυγίου.

Συνεισφορά ουραίου πτερυγίου

Από την εικόνα 1 μπορούμε να εξάγουμε την εξίσωση των ροπών για το ουραίο πτερύγιο.

$$\begin{aligned} M_t = & -l_t [L_t \cos(a_{FRL} - \varepsilon) + D_t \sin(a_{FRL} - \varepsilon)] \\ & - z_{cg_t} [-L_t \cos(a_{FRL} - \varepsilon) + D_t \cos(a_{FRL} - \varepsilon)] \\ & + M_{ac_t} \end{aligned}$$

Κάνοντας την παραδοχή ότι $C_{L_t} \gg C_{D_t}$ η παραπάνω εξίσωση παίρνει τη μορφή:

$$M_t = -l_t C_L \frac{1}{2} \rho V_t^2 S_t \Rightarrow C_{m_t} = -V_H \eta C_{L_t}$$

Ο όρος V_H αντιπροσωπεύει το λόγο του όγκου του οριζόντιου ουραίου πτερυγίου $V_H = \frac{l_t S_t}{S \bar{c}}$. Ο όρος ε αντιπροσωπεύει τη γωνία κατωρεύματος. Τα φτερά που

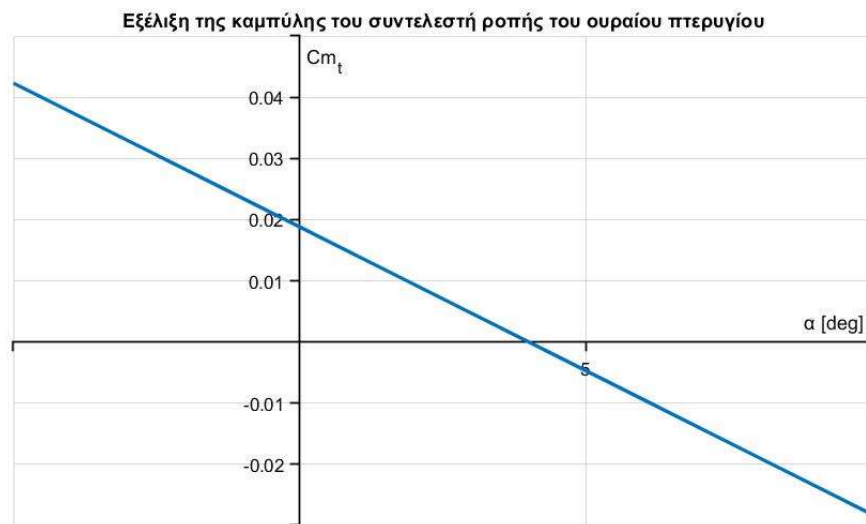
βρίσκονται πίσω από την κύρια πτέρυγα δέχονται αέρα καθοδικής πορείας ενώ αυτά που βρίσκονται μπροστά δέχονται αέρα ανοδικής πορείας $\varepsilon = \frac{2C_{L_w}}{\pi AR_w}$. Τέλος ο όρος η αντιπροσωπεύει τη δυναμικότητα του πτερυγίου και παίρνει τιμές από 0.8 έως 1.2. Στη περίπτωση του ουραίου πτερυγίου παίρνει τιμές μικρότερες της μονάδας. Με τις απαραίτητες αντικαταστάσεις παίρνουμε τη γραμμική έκφραση της ροπής πρόνευσης η οποίας είναι:

$$C_{m_{cg_t}} = C_{m_{o_t}} + C_{m_{a_t}} a$$

όπου

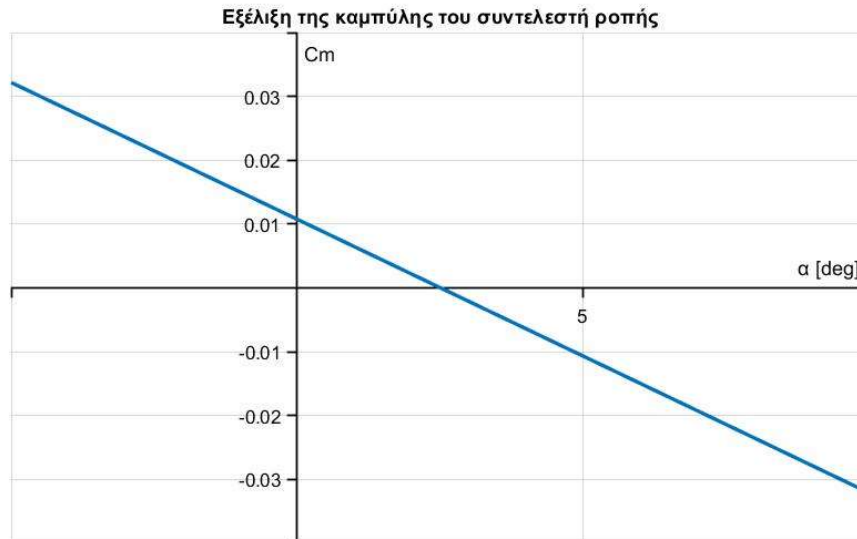
$$C_{m_{o_t}} = \eta V_H C_{L_{a_t}} (\varepsilon_o + i_w - i_t)$$

$$C_{m_{a_t}} = -\eta V_H C_{L_{a_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da}\right)$$

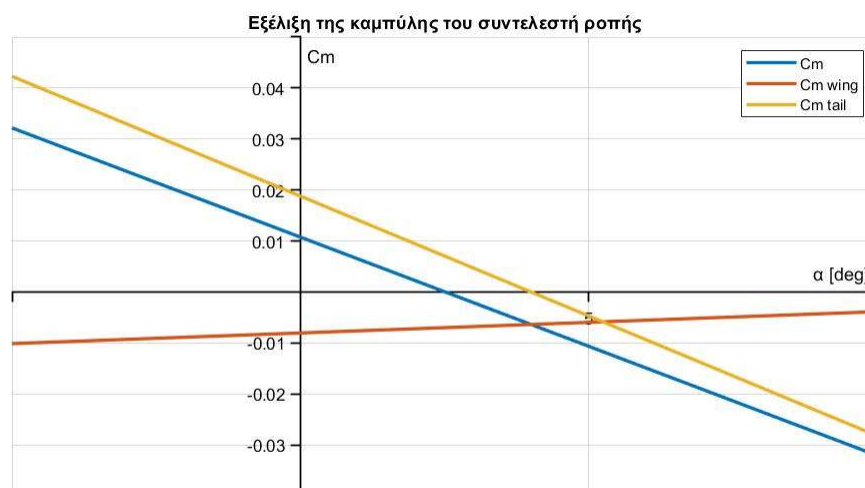


Εικόνα 3. Συνεισφορά του ουραίου πτερυγίου στην ευστάθεια του αεροσκάφους.

Τελικά έχοντας κάνει όλους τους παραπάνω υπολογισμούς μπορούμε να εξάγουμε τη συνολική ροπή πρόνευσης ως προς τη γωνία πρόσπτωσης του αεροσκάφους.



Εικόνα 4. Συνολική ροπή πρόνευσης ως προς τη γωνία πρόσπτωσης.



Εικόνα 5. Συνεισφορά της κύριας πτέρυγας και του ουραίου περυγίου.

Τέλος μπορούμε να διαπιστώσουμε πως το συνολικό $C_{m_o} > 0$. Αυτό σημαίνει πως είναι δυνατή η αντιστάθμιση σε θετικές γωνίες πρόσπτωσης. Τέλος είναι σκόπιμος ο υπολογισμός του Neutral Point. Αυτό θα γίνει για να εντοπιστεί το σημείο όπου το αεροσκάφος από οριακά ευσταθές γίνεται οριακά ασταθές. Για να γίνει αυτό θα χρησιμοποιήσουμε τη σχέση,

$$C_{m_a} = C_{L_{aw}} \left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right) - \eta V_H C_{L_{at}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da} \right)$$

και θα αντικαταστήσουμε το x_{cg} με το x_{NP} που αντιπροσωπεύει τη θέση του Neutral Point.

Λύνοντας για $C_{m_a} = 0$ βρίσκουμε ότι το σημείο αυτό βρίσκεται 3.8 μέτρα μακριά από την αρχή του αεροσκάφους και σχεδόν 1 μέτρο πίσω από το κέντρο βάρους του αεροσκάφους με πλήρες φορτίο καυσίμων. Αυτό σημαίνει πως ο μόνος τρόπος για να γίνει το αεροσκάφος οριακά ασταθής είναι να μετακινηθεί το κέντρο βάρους περισσότερο από 1 μέτρο προς τα πίσω.

Αεροδυναμική Ανάλυση

Σε αυτό το τμήμα μελετάται η αεροδυναμική του αεροσκάφους, καθώς γίνεται και η εκλογή κάποιων στοιχείων που την επηρεάζουν σημαντικά, ενώ αφήνουν τους άλλους κλάδους σχετικά ανεπηρέαστους.

Εκτίμηση C_{D0}

Η εκτίμηση του ελάχιστου C_D γίνεται με τη μέθοδο της τμηματοποίησης που ενδिकνύει ο Gudmundsson. Συγκεκριμένα το αεροσκάφος διασπάται στα βασικά κομμάτια του, υπολογίζεται η σταθερά του drag για το κάθε ένα, και τέλος, αυτές αθροίζονται.

Άτρακτος

Αρχικά υπολογίζεται ο συντελεστής μορφής της ατράκτου με τους τύπους του Raymer:

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$$

με

$$f = l/d = l \sqrt{\frac{4A_{\max}}{\pi}}$$

$$f = 5.33$$

$$\text{και: } FF = 1.4088$$

Έπειτα υπολογίζεται ο συντελεστής C_f , θεωρώντας ότι πίσω από την έλικα η ροή είναι τυρβώδης.

$$C_{f_{\text{int}}} = \frac{0.455}{(\log_{10}(Re))^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}}$$

$$C_f = 0.00256$$

Τα interference factors παίρνονται από πίνακα, με το ολικό **IF = 1.155**

Το $C_{D0, \text{fuselage}}$ υπολογίζεται από:

$$C_{D0, \text{fuselage}} = IF \cdot FF \cdot C_f \frac{S_{\text{wet}}}{S_{\text{ref}}}$$

Ψύξη

Ο $C_{D0, cool}$ υπολογίζεται εμπειρικά από τον παρακάτω τύπο.

$$\Delta C_{D_{cool}} = \frac{\dot{m}(V_0 - V_E)}{qS_{ref}}$$

όπου:

\dot{m} η ροή αέρα ψύξης (εδώ υποτίθεται ίση με 2.7 kg/s βάση...
εμπειρικών στοιχείων)

V_0 η ταχύτητα πτήσης

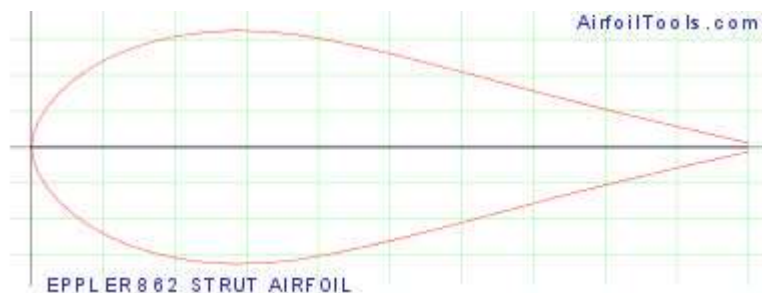
και V_E η ταχύτητα εξόδου του αέρα από το σύστημα ψύξης

Καθώς ο Raymer προτίνει 30% μεγαλύτερη εξαγωγή από την εισαγωγή, και υποθέτοντας ότι η θερμοκρασία του αέρα δεν αλλάζει σημαντικά, θεωρείται: $V_E = V_0 / 1.3$

Τροχοί

Ο C_{D0} των τροχών είναι το αθροίσμα $C_{D0, strut}$ και $C_{D0, wheels}$

Για τα struts επιλέγεται αεροτομή Eppler 862.



Ο $C_{D0, strut}$ υπολογίζεται από:

$$\Delta C_{D_{strut}} = \left[2C_f \left(1 + \frac{t}{c} \right) + \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \left(\frac{L \times c}{S_{ref}} \right)$$

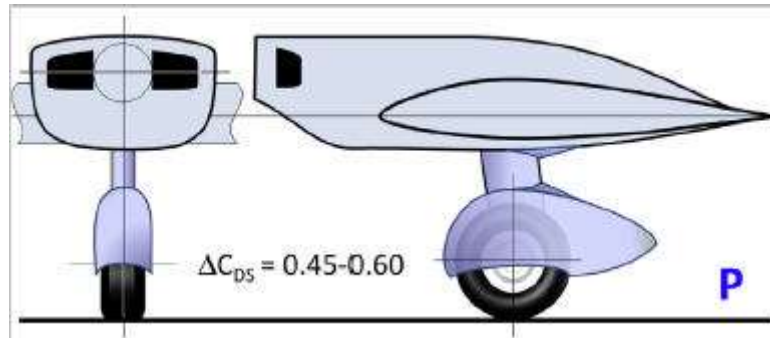
με

$$t/c = 0.324$$

$$L = 0.35 \text{ m}$$

$$C = 0.2 \text{ m}$$

Έτσι υπολογίζεται ο συνολικός $C_{D0, strut} = 1.7024 \cdot 10^{-4}$



Οι τροχοί επικαλύπτονται με τα fairings που φαίνονται παραπάνω, ώστε να έχουμε:

$$\Delta C_{D_{fixed}} = \frac{(d \times w)}{S_{ref}} \Delta C_{D_s}$$

με τις επιλογές **w** και **d** βάση των τύπων που προτίνει ο Raymer:

$$\mathbf{d = 17.4 \text{ in}}$$

$$\mathbf{w = 6.4 \text{ in}}$$

και για το εμπρόσθιο τροχό:

$$\mathbf{d_n = 0.6d}$$

$$\mathbf{w_n = 0.6w}$$

Έτσι υπολογίζεται ο συνολικός $C_{D0,wheels} = 0.00297$

Flaps

Για μη ανοιγμένα flaps, το drag υπολογίζεται:

$$\Delta C_{D_{flap}} = \Delta_1 \Delta_2 \left(\frac{S_{flap}}{S_{ref}} \right)$$

Όπου

$$\Delta_1 = 8.2658 \cdot R_f^2 + 3.4564 \cdot R_f + 0.0054$$

$$\Delta_2 = 6.749 \cdot 10^{-6}$$

Με τις εκλογές:

$$R_f = 0.35$$

Και ότι το flap εκτείνεται ως το 1/3 της πτέρυγας.

Υπολογίζεται: $C_{D0,flaps} = 1.9489 \cdot 10^{-4}$

Παράθυρα

Από πίνακα του Gundmundsson παίρνεται $\Delta C_{DS} = 0.016$.

$$\Delta C_{D_{window}} = \Delta C_{DS} \frac{A_{max}}{S_{ref}}$$

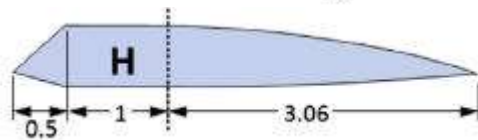
Έτσι, με τον παραπάνω τύπο, υπολογίζεται:

$$C_{D0,window} = 6.8494 \cdot 10^{-4}$$

Canopy

Επιλέγεται, η μορφή του σχήματος, και έτσι έχουμε $\Delta C_{DS} = 0.35$.

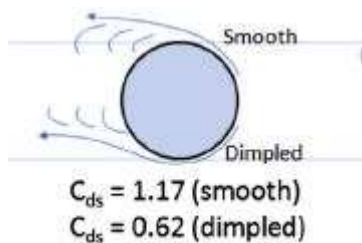
$$\Delta C_{D_{canopy}} = \Delta C_{DS} \frac{A_{max}}{S_{ref}}$$



$$C_{D0,canopy} = 0.010073$$

Κεραίες

Γίνεται η υπόθεση ότι θα υπάρχουν τρεις κεραίες, και με την ανάλογη επιλογή θα έχουμε:



$$\Delta C_{D_{cyl}} = \Delta C_{ds} \left(\frac{d \times l}{S_{ref}} \right) \cdot |\sin^3 \theta|$$

Με διάμετρο 1 cm, μήκος 0.5 m και γωνία τοποθέτησης 45° , υπολογίζεται:

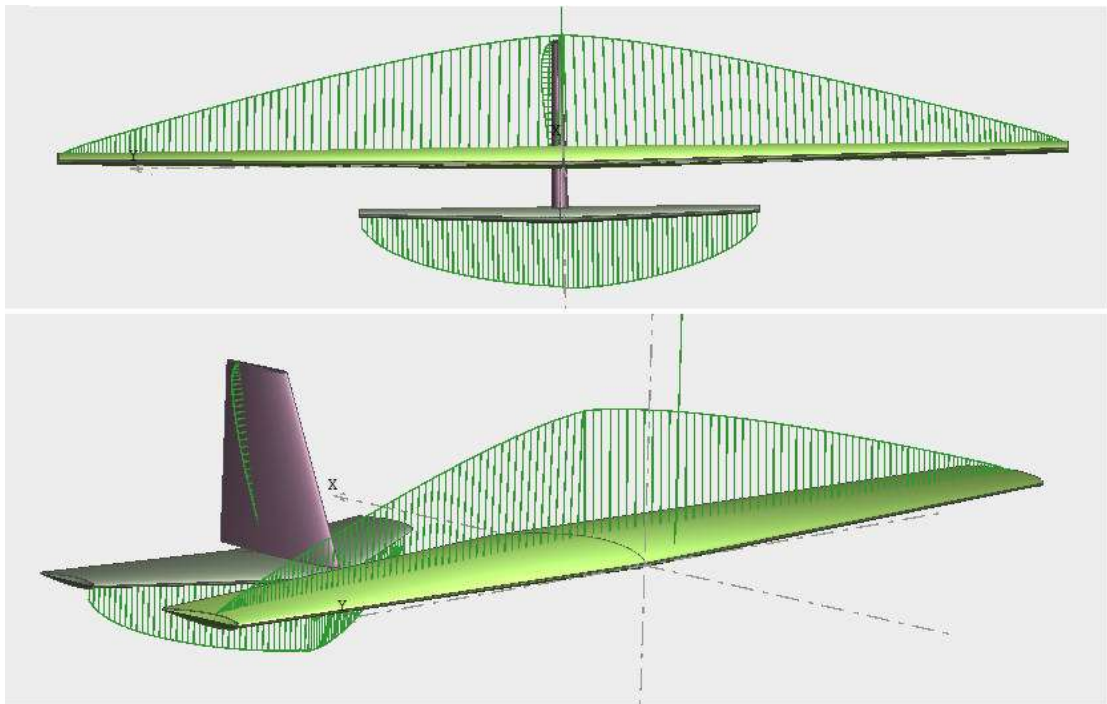
$$C_{D0,antenna} = 2.1863 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{D0,total} = C_{D0,antenna} + C_{D0,flaps} + C_{D0>window} + C_{D0,wheels} \\ + C_{D0,strut} + C_{D0,canopy} + C_{D0,cool} + C_{D0,fuselage}$$

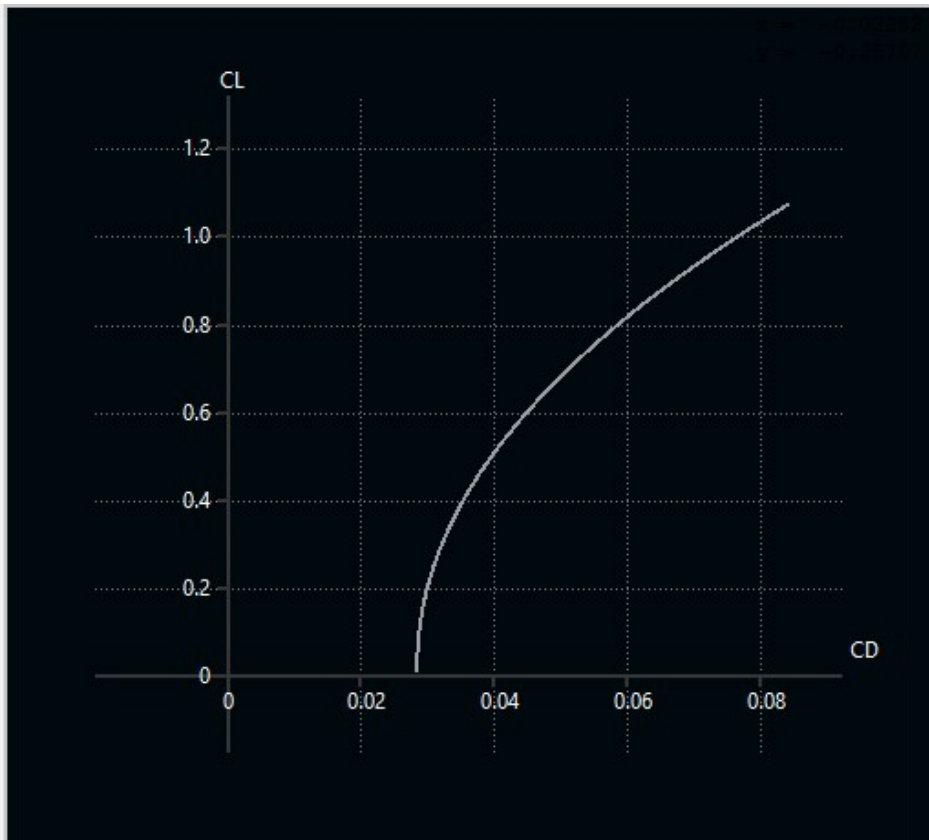
Πτέρυγα και ουραία

Για τον υπολογισμό αυτών, γίνεται προσομοίωση στο xflr5. Συγκεκριμένα, στήνονται η πτέρυγα και τα ουραία όπως έχουν στείθει στο layout design, με πρόσθεση ενός μικρού sweep angle για να είναι ομορφότερα.

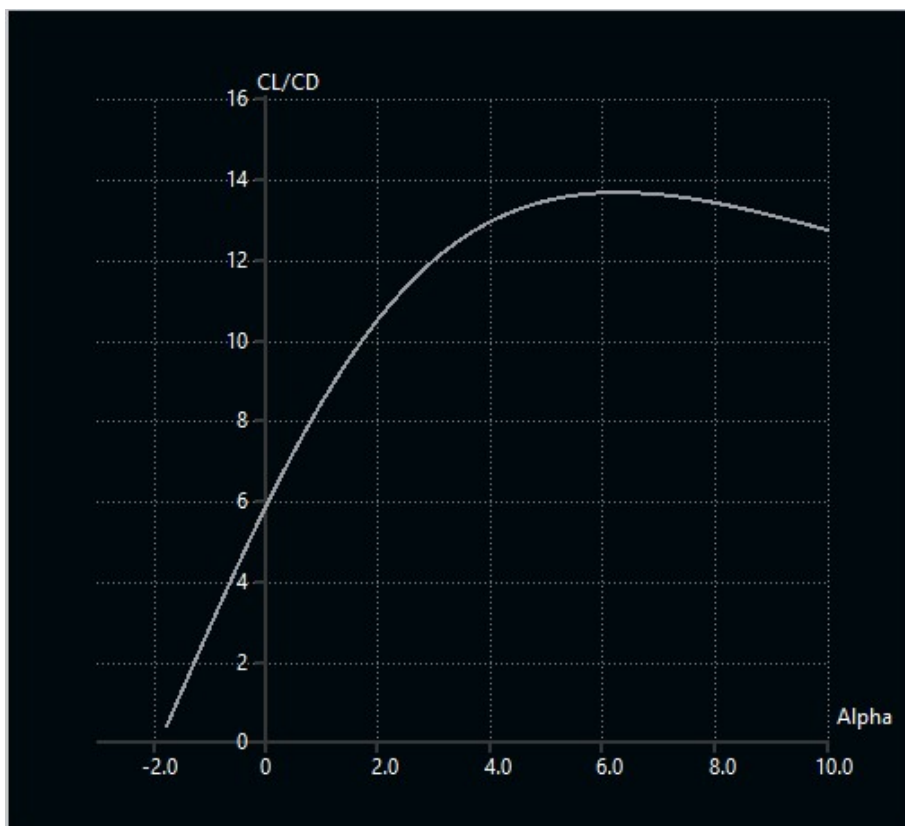
Η πτέρυγα επιλέγεται να έχει αεροτομή NACA 2412 στη ρίζα της με twist 2° και αεροτομή 0012 στο άκρο της χωρίς twist. Η γεωμετρία οπτικοποιείται παρακάτω, με την κατανομή της άντωσης που υπολογίσθηκε.



Εισάγοντας το $C_{D0,total}$ σαν πρόσθετο drag θα παίρνουμε την drag polar όλου του αεροσκάφους, καθώς και το διάγραμμα C_L/C_D .



Drag Polar



$$C_L/C_D = f(\alpha)$$

Εκτίμηση Επιδόσεων

Τελικό βήμα του conceptual design αποτελεί η εκτίμηση των επιδόσεων σε σχέση με τους στόχους που τέθηκαν στην αρχή.

Μέγιστη ταχύτητα

Η μέγιστη ταχύτητα μετράται στο επίπεδο της θάλασσας, καθώς εκεί έχει τη μέγιστη δυνατότητα του ένας κινητήρας ΜΕΚ. Αρχικά υπολογίζεται η P_R με την παρακάτω μεθοδολογία:

$$q = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V^2 S$$

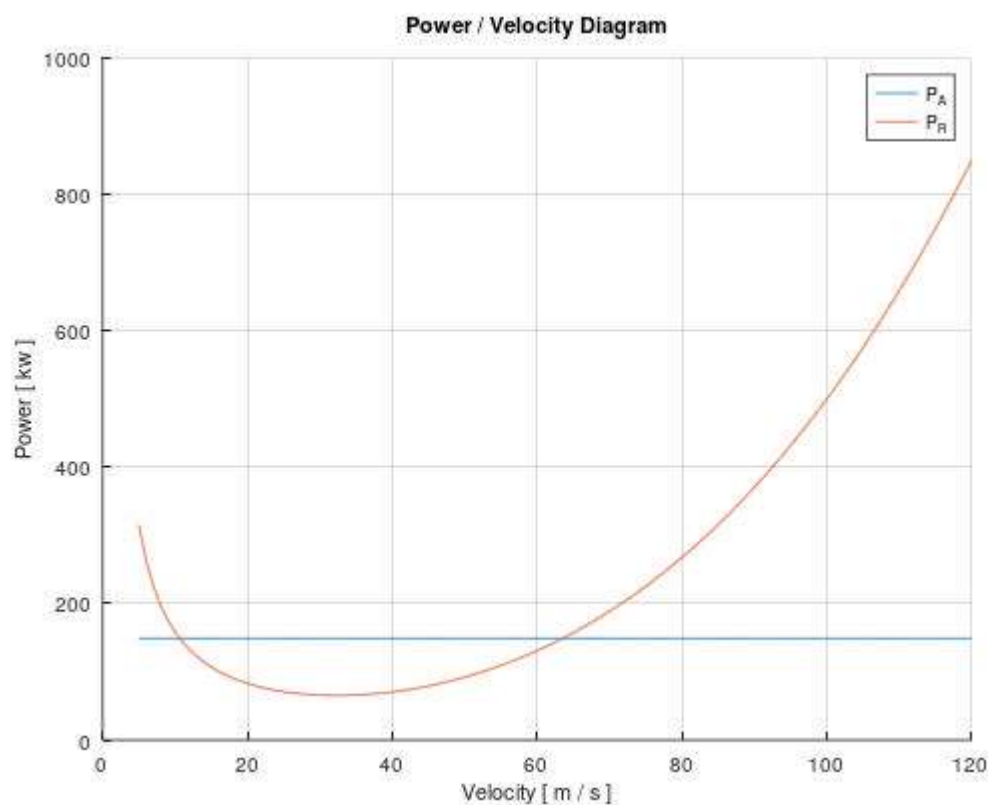
$$C_L = \frac{GTOW \cdot g}{q}$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$$

$$D = q \cdot S \cdot C_D$$

$$P_R = D \cdot V$$

Και καθώς η P_A είναι σταθερή, έχουμε:



Από το διάγραμμα φαίνεται η μέγιστη ταχύτητα να είναι 64 m/s, ή 230km/h.

Ελάχιστη ταχύτητα

Την ελάχιστη ταχύτητα βρίσκουμε βάση του τύπου:

$$V_{stall} = \left(\frac{2}{\rho_0} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{L,max}} \right)^{1/2} = 24.8 \text{ m/s}$$

$$\text{με } C_{L,max} = 2.25$$

Μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης

Από το διάγραμμα φαίνεται η μέγιστη πλεονάζουσα ισχύς, και ο ρυθμός αναρρίχησης σε εκείνο το σημείο υπολογίζεται ως έχει.

$$\Delta P_{max} = 83.8 \text{ kW}$$

$$RoC_{max} = \frac{\Delta P_{max}}{W} = 3.53 \text{ m/s}$$

Επιχειρησιακή οροφή πτήσης

Με βάση τους παρακάτω τύπους,

$$P_a = P_0 \left(1.133 \frac{\rho_a}{\rho_0} - 0.133 \right)$$

$$RoC_{max} = \frac{\eta_{prop} \cdot P_a}{W} - \left[\frac{2}{\rho_a} \left(\frac{K}{3 \cdot C_{D0}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1.155}{(C_L / C_D)_{max}} \right]$$

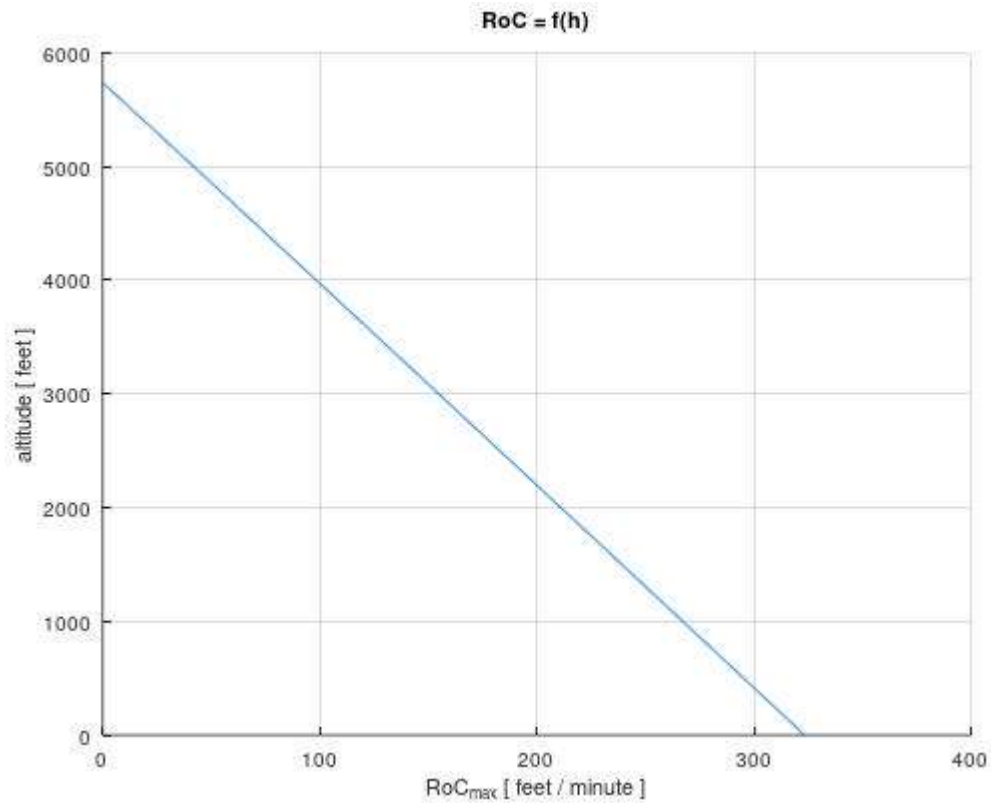
Υπενθύμιση:

$$\eta_{prop} = 0.85$$

$$K = 0.047$$

$$C_{D0} = 0.028$$

μπορεί να δημιουργηθεί το διάγραμμα ρυθμού αναρρίχησης / υψομέτρου, όπου και βρίσκεται η οροφή πτήσης στα 4000 πόδια....



Μήκος διαδρομής απογείωσης

Για τον υπολογισμό του μήκους διαδρομής, ακολουθείται η παρακάτω μεθοδολογία:

$$K_{uc} = \frac{1}{2} (3.16 + 5.81) \cdot 10^{-5}$$

$$\Delta C_D = \frac{W}{S} K_{uc} \cdot GTOW^{-0.215}$$

$$G = \frac{(16 \cdot h \cdot b)^2}{1 + (16 \cdot h \cdot b)^2}$$

$$K_A = \frac{-\rho_0 \cdot S}{2W} \left[C_{D0} + \Delta C_D + \left(K + \frac{G}{\pi \cdot e \cdot AR} \right) \cdot C_L^2 - \mu_g C_L \right]$$

$$K_T = \frac{T}{W} - \mu_g$$

$$s_g = \frac{1}{2g \cdot K_A} \ln \left(1 + \frac{K_A}{K_T} V_d^2 + N \cdot V_d \right) = 198 \text{ m}$$

όπου:

$$h = 2.1 \text{ m}$$

$$T = \frac{P_A}{V_d}$$

$$V_d = 1.1 \cdot V_{stall}$$

$$\mu = 0.04$$

$$N = 1$$

Μήκος διαδρομής προσγείωσης

Ομοίως, ακολουθείται ο παρακάτω αλγόριθμος για την εύρεση του μήκους προσγείωσης.

$$K_{uc} = 5.81 \cdot 10^{-5}$$

$$\Delta C_D = \frac{W}{S} K_{uc} \cdot GTOW^{-0.215}$$

$$G = \frac{(16 \cdot h \cdot b)^2}{1 + (16 \cdot h \cdot b)^2}$$

$$J_A = \frac{\rho_0 \cdot S}{2W} \left[C_{D0} + \Delta C_D + \left(K + \frac{G}{\pi \cdot e \cdot AR} \right) \cdot C_L^2 - \mu_g C_L \right]$$

$$J_T = \frac{T}{W} + \mu_g = \mu_g$$

$$s_g = \frac{1}{2g \cdot J_A} \ln \left(1 + \frac{J_A}{J_T} V_d^2 + N \cdot V_d \right) = 868 \text{ m}$$

όπου:

$$h = 2.1 \text{ m}$$

$$T = 0$$

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

$$\mu = 0.04$$

$$N = 1$$

Προτάσεις

Το σχεδιαζόμενο αεροσκάφος ανταπεξέρχεται στις απαιτήσεις... μερικώς. Έτσι, τοποθετούνται κάποιες ιδέες που ίσως βοηθούσαν στην επίτευξη των στόχων σχεδιασμού.

→ Αρχικά, μια καλή ιδέα μάλλον θα ήταν η περεταίρω αύξηση της ισχύς του κινητήρα, ή η τοποθέτηση δεύτερου για την αύξηση της διαθέσιμης ισχύς, φυσικά κάτι τέτοιο θα συνεπαγόταν και αύξηση του βάρους καυσίμου.

→ Επιπλέον, θα ήταν χρήσιμος ένας καλύτερος σχεδιασμός της κύριας πτέρυγας για την επίτευξη μιας πιο ελλειπτικής κατανομής άντωσης, και μείωση του σχετικά μεγάλου K της drag polar.

→ Τέλος, φαίνεται να χρειάζεται μια μεταβολή της επιφάνειας πτέρυγας, για την “εξισορρόπηση” των αποστάσεων απογείωσης/προσγείωσης.

Βιβλιογραφία

Aircraft Performance and Design - John D. Anderson

General Aviation Aircraft Design - Snorri Gudmundsson

Aircraft Design: A Conceptual Approach - Daniel P. Raymer

Δυναμική και Έλεγχος Πτήσης - Ιωάννης Αντωνιάδης

Διαφάνειες μαθήματος: Σχεδιασμός και Έλεγχος Αεροσκαφών