

Fluid Mechanics Laboratory
Mechanical Engineering and Aeronautics Dept.
University of Patras, Greece
margaris@upatras.gr

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ Δ.Π. Μάργαρης, Καθηγητής

Διπλωματική Εργασία 2018-2019

ΠΡΩΙΜΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

ΔΟΓΑΝΗΣ ΧΑΡΑΛΑΜΠΟΣ – ΑΠΟΣΤΟΛΟΣ ΑΜ.246936

Περίληψη

Η διπλωματική αυτή εργασία πραγματεύεται την πρόωπη σχεδίαση ενός μη επανδρωμένου αεροσκάφους με συνολικό βάρος απογείωσης 500 lb και μέγιστη αυτονομία 8 ωρών, της κατηγορίας TUAV, σχεδιασμένο να εκτελεί πολιτικές αποστολές στην Ελλάδα. Τέτοιες αποστολές είναι η επιτήρηση περιοχών και διάσωσης ανθρώπων, η χαρτογράφηση, η επιτήρηση συνόρων, η παρακολούθηση καιρικών φαινομένων και φυσικών καταστροφών όπως πλημύρες και σεισμοί. Ο πρώιμος σχεδιασμός είναι το πρώτο στάδιο σχεδιασμού ενός αεροσκάφους κατά το οποίο αποφασίζεται το είδος του αεροσκάφους που επιθυμούμε να κατασκευαστεί, εκτιμώνται οι απαιτήσεις χρήσης, γίνονται οι πρώτοι υπολογισμοί στις κύριες διαστάσεις και η εκτίμηση του βάρους και των αεροδυναμικών του χαρακτηριστικών. Αναλυτικά υπολογίζονται η γεωμετρία του αεροσκάφους, ο λόγος ώσης-βάρους, πτερυγικής επιφάνειας-βάρους, μελετάται η επιλογή τύπου κινητήρα, προπέλας και τροχών. Ακολουθείται μεθοδολογία σχεδιασμού βασισμένη στο βιβλίο Aircraft Design : A conceptual Approach, (Raymer, 1989) και την διεθνή βιβλιογραφία. Ένα τρισδιάστατο μοντέλο θα κατασκευαστεί με το λογισμικό Autodesk Inventor ώστε σε επόμενη φάση του σχεδιασμού μελλοντική διπλωματική εργασία (προκαταρκτικός σχεδιασμός) να γίνει μια λεπτομερής αεροδυναμική ανάλυση με την χρήση Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής.

Εισαγωγή

Η ανάπτυξη και η χρήση μη επανδρωμένων αεροσκαφών στην Ελλάδα εκτιμάται πως θα γνωρίσει αύξηση τα επόμενα χρόνια επομένως είναι σκόπιμη μελέτη τέτοιων αεροσκαφών μέσα από την ακαδημαϊκή κοινότητα. Ο σχεδιασμός χωρίζεται σε 3 στάδια: τον πρώιμο, τον προκαταρκτικό και τον λεπτομερή σχεδιασμό. Στον Πρώιμο σχεδιασμό αποφασίζεται το είδος του αεροσκάφους που επιθυμούμε να κατασκευαστεί, καταρτίζεται ένας πίνακας τεχνικών απαιτήσεων και γίνονται οι πρώτοι υπολογισμοί στα τεχνικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους.

Ανάλυση

Η αρχική διαμόρφωση του IKAROS UAV βασίστηκε στην “αναλυτική μέθοδο” του Raymer και περιλαμβάνει τα ακόλουθα βήματα:

1) Επιλογή της γεωμετρίας της κύριας πτέρυγας: Επιλογή Διατάματος (AR), λόγου Εγκλεισμού (λ), γωνίας οπισθοκλίσης πτέρυγας (Λ), διέδρης γωνίας (Γ) και επιλογή αεροτομής πτέρυγας. Επιλέχθηκαν $AR=16$ $\lambda=0.4$ $\Lambda=0$ $\Gamma=3^\circ$ και αεροτομή FX 63-137. Χρησιμοποιήθηκαν οι σχέσεις:

$$b = \sqrt{AR S} \quad c_{root} = \frac{2S}{b(1+\lambda)} \quad c_{tip} = \lambda c_{root}$$

2) Επιλογή της γεωμετρίας των ουραίων πτερυγίων: Επιλογή τύπου γεωμετρίας ουραίων πτερυγίων, (AR), (λ), τύπο αεροτομής. Επιλέχθηκαν V-Tail, $AR=4$ $\lambda=0.4$ αεροτομή Naca 0012 (50 % thickness).

3) Επιλογή τύπου κινητήρα: (διαστάσεις, βάρος, επιδόσεις). Επιλέχθηκε ο δίχρονος κινητήρας LIMBACH L 275 EF ισχύος 25 Hp

4) Εκτίμηση μήκους ατράκτου από την σχέση: $Length = \alpha W_0^C$

5) Επιλογή προπέλας: (διάμετρος, γωνία βήματος). Επιλέχθηκε προπέλα διαμέτρου 40 in με γωνία βήματος 8.47° μέσω των σχέσεων:

$$V_{tip_{helical}} = \sqrt{V_{tip}^2 + V^2} \quad \tan\beta = \frac{P_d}{2\pi r_{ref}} \quad P_D = 1251 \left(\frac{V_{KTS}}{RPM} \right) \left(\frac{1}{n_p} \right)$$

6) Υπολογισμός του λόγου Ισχύος-Βάρους. Υπολογίστηκε $T/W = 0.26$

7) Υπολογισμός Βάρους-Επιφάνειας πτέρυγας (W/S). Υπολογίστηκε ο μικρότερος λόγος $W/S = 6.04 \text{ lb/ft}^2$ μέσω των 4 ακόλουθων κριτηρίων με χρήση των σχέσεων:

• $\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}}$ Κριτήριο ταχύτητας απώλειας στήριξης.

• $\frac{W}{S} = (TOP) \sigma C_{L_{TO}} \left(\frac{hp}{W} \right)$ Κριτήριο απόστασης απογείωσης.

• $\frac{W}{S} = \frac{\left[\frac{T}{W} - G \right] + \sqrt{\left[\frac{T}{W} - G \right]^2 - \left[\frac{4C_{D0}}{\pi AR e} \right]}}{2/q \pi AR e}$ Κριτήριο ταχύτητας αναρρίχησης.

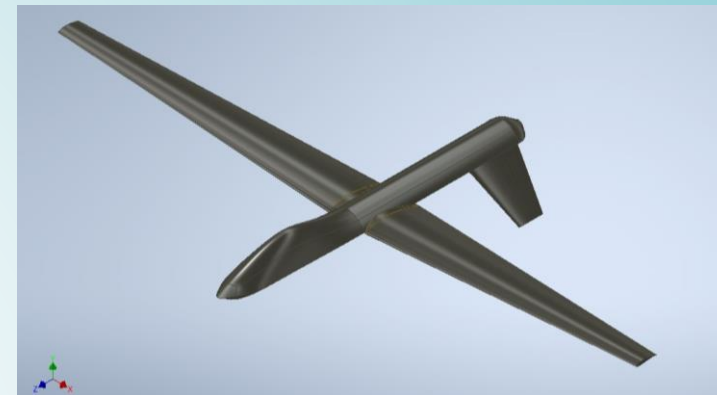
• $\frac{W}{S} = q_{0,cruise} \sqrt{\pi AR e C_{D0}}$ Κριτήριο ταχύτητας ευθείας πτήσης.

8) Αρχική εκτίμηση του μέγιστου βάρους απογείωσης W_0 μέσω της εκτίμησης των κλασμάτων βάρους-κενού αεροσκάφους και βάρους-βάρους καυσίμου μέσω της σχέσης: $W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}}$

Αποτελέσματα



Άνοψη του IKAROS UAV
στο τέλος της φάσης του πρώιμου σχεδιασμού στο Autodesk Inventor.



Τρισδιάστατη αναπαράσταση του IKAROS UAV
στο τέλος της φάσης του πρώιμου σχεδιασμού στο Autodesk Inventor.

Χαρακτηριστικά του ΙΚΑΡΟΣ UAV	
Ταχύτητα απώλειας στήριξης	40 mph
Ταχύτητα ευθείας πτήσης	70 mph
Αυτονομία	8 hours
Εκπέτασμα (b)	36.4 ft
Βάρος απογείωσης (W_0)	500 lb
Βάρος ωφέλιμου φορτίου	98.5 lb
Μέγιστο βάρος καυσίμου	101.5 lb
Διάμετρος Προπέλας	40 in

Προτάσεις για μελλοντική εργασία.

- Υπολογιστική προσομοίωση της ροής γύρω από την γεωμετρία του αεροσκάφους.
- Προσδιορισμός των αεροδυναμικών συντελεστών C_L και C_D συναρτήσει της γωνίας προσβολής του αεροσκάφους.
- Μελέτη των επιφανειών ελέγχου και της γεωμετρίας των winglet.
- Μελέτη ευστάθειας και αντιστάθμισης του αεροσκάφους.