



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

Σπουδαστική Εργασία 2019-2020

ΠΡΟΚΑΤΑΡΚΤΙΚΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΥΠΕΡΕΛΑΦΡΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΤΖΟΓΑΝΗΣ ΕΥΑΓΓΕΛΟΣ-ΑΜ:246836

Περίληψη

Στην συγκεκριμένη εργασία γίνεται προκαταρκτικός σχεδιασμός ενός υπερελαφρού αεροσκάφους με βάση τη λογική του conceptual design που αποτελεί τη μέθοδο κατά την οποία γίνεται η ακριβής επιλογή αρχικών χαρακτηριστικών και της γεωμετρίας του αεροσκάφους σύμφωνα με τις απαιτούμενες προδιαγραφές σχεδιασμού. Η σωστή ανάλυση αποτελεί νευραλγικής σημασίας ζήτημα καθώς συνιστά εφαλτήριο για την αντιμετώπιση προβλημάτων ή ανακρίβειών πριν την οριστική κατασκευή του αεροσκάφους. Αυτή γίνεται ικανοποιώντας τις γενικές και ειδικές απαιτήσεις ενώ παράλληλα εξασφαλίζει ότι αυτές συμβαδίζουν με παράγοντες όπως η αεροδυναμική, η πρόωση, η απόδοση πτήσης, τα δομικά συστήματα και τα συστήματα ελέγχου καθώς και άλλα. Έτσι ακολουθείται μια αλληλουχία βημάτων τα οποία επαναλαμβάνονται μέχρις ότου να γίνει επίτευξη της πλήρους ικανοποίησης των προδιαγραφών και των παραγόντων στη λογική της βελτιστοποίησης του σχεδιασμού. Ο προκαταρκτικός σχεδιασμός του υπερελαφρού ακροβατικού-εκπαιδευτικού αεροσκάφους Sonerai II-LTS γίνεται με τη λογική του D.Raymer στο βιβλίο του "AIRCRAFT DESIGN A Conceptual Approach" και αποτύπωση της τελικής γεωμετρίας στο σχεδιαστικό πρόγραμμα AutoCad.

Γενικές προδιαγραφές

V _{max} ≥	170 mph
V _{stall} ≤	55 kts
V _{cruise} :	140 mph
Take off distance ≤	900 ft
Rate of Climb ≥	11.68 ft/s
Range ≥	600 miles
Load factor n:	+6 G/ -4 G
W _{TO} ≤	990 lbs ή 450 kg

Ανάλυση

διατάματος AR=4, λόγου εγκλεισμού λ=1, γωνίας οπισθοκλήσης πτέρυγας Λ=0, διέδρης γωνίας Γ=3 και επιλογή αεροτομής NACA 64-212 MOD A. Χρησιμοποιήθηκαν οι σχέσεις:

$$b = \sqrt{AR S}, C_{root} = \frac{2S}{b \times (1 + \lambda)}, C_{tip} = \lambda \times C_{root}$$

2) Επιλογή της γεωμετρίας του ουραίου :

Κατακόρυφος σταθεροποιητής-Επιλογή διατάματος AR=1.6, λόγου εγκλεισμού λ=0.2 και επιλογή επίπεδης πλάκας (flat plate)

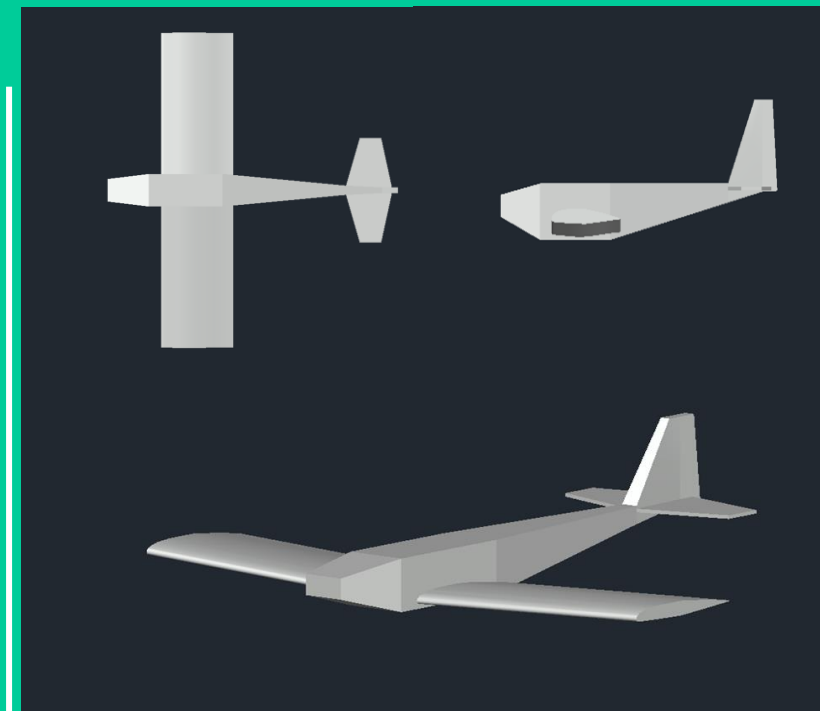
Οριζόντιος σταθεροποιητής-Επιλογή διατάματος AR=3, λόγου εγκλεισμού λ=0.33 και επιλογή επίπεδης πλάκας (flat plate)

3) Επιλογή κριτηρίου μικρότερου πτερυγικού φόρτου $\frac{W}{S}$ από το κριτήριο ταχύτητας απώλειας στήριξης $\frac{W}{S} = 1/2 \times \rho \times V_{stall}^2 \times C_{lmax} = 10.18 \text{ lb/ft}^2$

4) Ακολούθησε ο υπολογισμός στα μήκη και στα βάρη των βασικών στοιχείων του αεροσκάφους καθώς και η γωνία εκτροπής πηδαλίου ύψους-βάθους για την αντιστάθμιση με δε=3.3 μοίρες. Ο κινητήρας του αεροσκάφους είναι Revmaster

Γενικά χαρακτηριστικά αεροσκάφους

Ταχύτητα απώλειας στήριξης	V _{stall} =77 ft/s
Εκπέτασμα	b=18.64 ft
Συνολικό βάρος	W ₀ =1005 lb
Ταχύτητα απογείωσης	V _{takeoff} = 84.7 ft/s
Αεροδυναμικός λόγος	L/D=6.7
Μήκος ατράκτου	L=18.04 ft
Ταχύτητα ανόδου	V _{climb} =52 kts
Πτερυγική επιφάνεια	S=86.89 ft ²



Αναπαράσταση του Sonerai-II LTS στο περιβάλλον του AutoCAD

Συμπεράσματα-Σχολιασμοί

- Λόγω της πολυπλοκότητας και αντικειμενικών περιορισμών στην επέκταση των εργασιών πέραν του συγκεκριμένου πλαισίου έγινε σκόπιμη απλοποίηση στο σχεδιασμό και τη γεωμετρία του αεροσκάφους. Συγκεκριμένα δεν σχεδιάστηκαν ούτε υπολογίστηκε η συνεισφορά τους στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους τροχοί, έλικες και κάλυμμα.
- Έγινε συνειδητή απλοποίηση των ουραίων όπου αποφασίστηκε η χρήση επίπεδων πλακών και όχι προκαθορισμένων αεροτομών.
- Τα παραπάνω με λίγα λόγια αποτελούν παράγοντες που φέρνουν απόκλιση σε ένα βαθμό του σχεδιασμένου από το πραγματικό αεροσκάφος.
- Στο κομμάτι της αντιστάθμισης και των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών τα αποτελέσματα ήταν αρκετά ικανοποιητικά και συνέκλιναν σε σχετικά καλό βαθμό με τα αντίστοιχα εξαγόμενα από τις πραγματικές πτήσεις του πρωτότυπου αεροσκάφους Sonerai II LTS.