
Abstract

This thesis is a study for the design and optimization of a small wing, which will satisfy specific requirements for the mission of an unmanned aerial vehicle. In the design process, the determination of the initial individual values of the construction weight of the air vehicle was carried out by an iterative procedure and the accurate calculation of the wing loading and power loading, W/S and W/P respectively, parameters of the vehicle were estimated by a geometric method through a summary diagram to simultaneously satisfy all mission requirements. The initial estimates in the wing design were validated and redefined in the detailed design phase. This step formed the basis of aerodynamic analyses using the Finite Element Method (FEM) in ANSYS FLUENT software. The model with the initial approximation of the position and dimensions of the internal and external structures of the wing was designed in CATIA V5. At this point it was necessary to investigate methods of coupling the aerodynamic analyses and structural results through the interaction of the aerodynamic analysis solutions and its application on the wing surface (one-way Fluid Structure Interaction FSI analysis) to simulate the loads stressing the vehicle in flight and investigate its structural stability under real conditions rather than simplified non-continuous loading. In the experimental configuration of the wing, its structural response was studied with both aluminum alloys and composite materials. The application of composite materials was necessary to minimize the structure weight and a reduction of up to 50% was achieved. However further optimization of the structure led to the parameterization process of all wing parts and then the application of optimization algorithms through coupling them with the results of the FEM model. Optimal values for the position and thickness of the internal structures (ribs, spars, skin) were determined and a reduction of the structure weight from the initial wing configuration to the parametric design phase of up to 60% was achieved.

Key words: UAV wing, Conceptual Design, ANSYS FLUENT, CATIA V5, one-way FSI methods, optimization algorithms.

Σχεδιασμός, ανάλυση και βελτιστοποίηση πτέρυγας μικρού μη επανδρωμένου αεροσκάφους για την ελαχιστοποίηση του βάρους κατασκευής.

Περίληψη

Η παρούσα εργασία αποτελεί αντικείμενο μελέτης για τον σχεδιασμό και την βελτιστοποίηση μικρών διαστάσεων πτέρυγας, η οποία θα ικανοποιεί συγκεκριμένες απαιτήσεις για την αποστολή μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος. Στη διαδικασία σχεδιασμού, ο προσδιορισμός των αρχικών επιμέρους τιμών του βάρους κατασκευής του εναέριου οχήματος περατώθηκε με επαναληπτική διαδικασία και ο ακριβής υπολογισμός των παραμέτρων W/S και W/P του οχήματος εκτιμήθηκε με γεωμετρική μέθοδο μέσω συγκεντρωτικού διαγράμματος για την ταυτόχρονη ικανοποίηση όλων των απαιτήσεων της αποστολής. Οι αρχικές εκτιμήσεις στον σχεδιασμό της πτέρυγας επικυρώθηκαν και επαναπροσδιορίστηκαν στην φάση του λεπτομερούς σχεδιασμού. Το βήμα αυτό αποτέλεσε την βάση αεροδυναμικών αναλύσεων με την μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων στο λογισμικό ANSYS FLUENT. Το μοντέλο με την αρχική προσέγγισή της θέσης και των διαστάσεων των εσωτερικών και εξωτερικών δομών της πτέρυγας σχεδιάστηκε στο CATIA V5. Στο σημείο αυτό κρίθηκε απαραίτητη η έρευνα μεθόδων σύζευξης των αεροδυναμικών αναλύσεων και των δομικών αποτελεσμάτων μέσω της αλληλεπίδρασης των λύσεων των αεροδυναμικών αναλύσεων και την εφαρμογή του επάνω στην επιφάνεια της πτέρυγας για την προσομοίωση των φορτίων που καταπονούν το όχημα κατά την πτήση και την διερεύνηση της δομικής του ευστάθειας σε πραγματικές και όχι απλοποιημένες μη συνεχείς φορτίσεις. Στην πειραματική διαμόρφωση της πτέρυγας μελετήθηκε η δομική της απόκριση τόσο με κράματα αλουμινίου όσο και με σύνθετα υλικά. Η εφαρμογή σύνθετων υλικών ήταν απαραίτητη για την ελαχιστοποίηση του βάρους κατασκευής και επιτεύχθηκε μείωση έως και 50%. Ωστόσο περαιτέρω βελτιστοποίηση της κατασκευής οδήγησε στην διαδικασία παραμετροποίησης όλων των δομών της πτέρυγας και στη συνέχεια την εφαρμογή αλγορίθμων βελτιστοποίησης μέσω της σύζευξης τους με τα αποτελέσματα των μεθόδων πεπερασμένων στοιχείων. Προσδιορίστηκαν βέλτιστες τιμές για τη θέση και το πάχος των εσωτερικών δομών (ribs, spars, skin) και επιτεύχθηκε μείωση του βάρους κατασκευής από την αρχική διαμόρφωση της πτέρυγας στην φάση του παραμετρικού σχεδιασμού έως και 60%.

Λέξεις κλειδιά : πτέρυγα UAV, παραμετρικός σχεδιασμός, ANSYS FLUENT, CATIA V5, αλγόριθμοι βελτιστοποίησης.