
*Σχεδιασμός, Ανάλυση και Βελτιστοποίηση πτέρυγας μη
επανδρωμένου εναέριου οχήματος*

ΕΚΤΕΝΗ ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ

Ιωάννα Βασιλακοπούλου Τράπαλη

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%.

Στις επόμενες σελίδες θα πραγματοποιηθεί εκτενή περίληψη για κάθε κεφάλαιο της εργασίας ξεχωριστά

Παραμετρικός σχεδιασμός.

Η διαδικασία σχεδιασμού μπορεί να θεωρηθεί ότι ικανοποιεί τα ακόλουθα βήματα. Το πρώτο βήμα είναι ο ακριβής καθορισμός των απαιτήσεων του μοντέλου σχεδιασμού. Πρόκειται για μια διαδικασία αλληλεπίδρασης μεταξύ του σχεδιαστή και του χορηγού. Το δεύτερο βήμα της διαδικασίας σχεδιασμού είναι η ανάπτυξη ενός προκαταρκτικού σχεδιασμού του συστήματος, όπου χρησιμοποιούνται απλουστευμένα μοντέλα που πρέπει να μελετηθούν σε σχετικά σύντομο χρονικό διάστημα. Αυτό είναι το πρώτο σημαντικό βήμα της διαδικασίας σχεδιασμού, δεδομένου ότι οι αποφάσεις σε αυτό το στάδιο μπορούν να επηρεάσουν την τελική απόδοση και μορφή του συστήματος. Στο τέλος αυτού του βήματος προκύπτουν μερικά μοντέλα με ικανοποιητικές επιδόσεις, τα οποία θα πρέπει να αναλυθούν και να αξιολογηθούν περαιτέρω. Το τρίτο βήμα είναι ο λεπτομερής σχεδιασμός διαφόρων υποσυστημάτων, τα οποία υπόκεινται σε μια επαναληπτική διαδικασία. Για την αξιολόγηση των διαφόρων δυνατοτήτων, οι παράμετροι σχεδιασμού του συστήματος θα πρέπει να είναι καλά καθορισμένες. Σε αυτό το στάδιο, ξεκινά μια διαδικασία βελτιστοποίησης. Οι μέθοδοι βελτιστοποίησης βοηθούν τον σχεδιαστή να επιταχύνει τη διαδικασία λεπτομερούς σχεδιασμού. Το σημαντικό είναι ότι η διαδικασία της βελτιστοποίησης είναι χρήσιμη σε κάθε στάδιο αυτής της διαδικασίας, τέτοιες μέθοδοι με το κατάλληλο λογισμικό μπορούν να οδηγήσουν στην ταχεία αξιολόγηση διαφόρων .

Οι προδιαγραφές του συστήματος παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα με την ελληνική ορολογία:

Παράμετρος	Τιμή
Εκπέτασμα Πτέρυγας	<2.3m
Μέγιστο βάρος απογείωσης W_{TO}	<11kg
Μέγιστο υψόμετρο ευθύγραμμης πτήσης	500m
Ρυθμός Ανόδου	> 4 m/s
Υψόμετρο κανονικής πτήσης	200-500m
Μέγιστο υψόμετρο αποστολής	1500 m
Ταχύτητα πτήσης	≥ 22.2 m/s
Εύρος πτήσης	≥ 40 km
Διάρκεια πτήσης	≥ 35 min
Απογείωση	Καταπέλτης
Τύπος πρόωσης	Ηλεκτρικό

Το πρώτο βήμα στο παραμετρικό σχεδιασμό είναι ο υπολογισμός των επιμέρους βαρών του αεροσκάφους. Η διαδικασία περιγράφεται από την εξής διαδικασία. Αρχικά γίνεται η Εκτίμηση του συνολικού βάρους από παρόμοια αεροσκάφη και υπολογίζεται το άδειο βάρος της κατασκευής από την λογαριθμική εξίσωση:

$$W_E = 10^{(-A + \frac{\log W_{TO}}{B})} \quad (1)$$

Προσεγγίζεται η παράμετρος W_E/W_{TO} και τη συνέχεια υπολογίζεται η παράμετρος του κλάσματος της μάζας της μπαταρίας (BMF). Υπολογίζεται με βάση αυτά τα στοιχεία το βάρος απογείωσης του οχήματος και εάν η υπολογισμένη απόκλιση ξεπερνά το 1% επαναλαμβάνεται η διαδικασία. Το κλάσμα μάζας της μπαταρίας υπολογίζεται από την εξίσωση

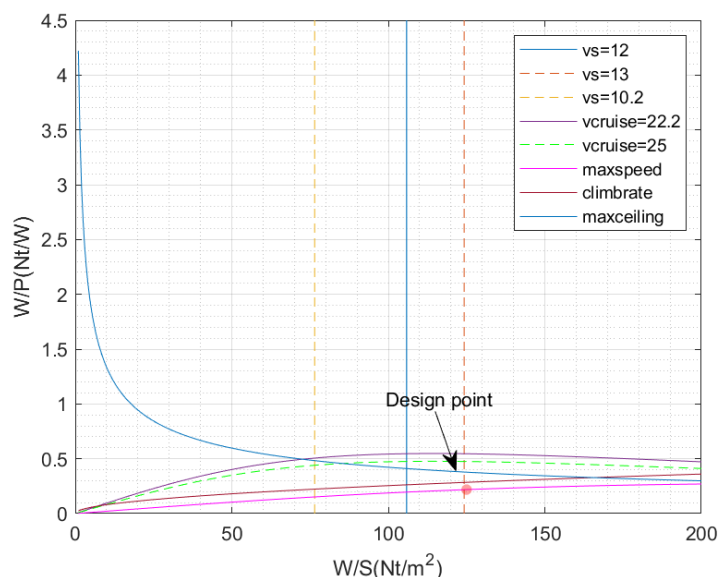
$$BMF = \frac{mb}{m} = \frac{Wb}{W} = E * v * \frac{g}{3.6 * E_{sb} * n_p * n_{b2s} * \left(\frac{L}{D}\right)} \quad (2)$$

Τα τελικά βάρη με αυτή την διαδικασία είναι $W_{TO}=10.56$ kg, $W_E=2.36$ kg, $W_{PAYLOAD}=6.5$ kg, $W_{battery}=1.7$ kg.

Στο κεφάλαιο αυτό χρησιμοποιήθηκαν τα εξής σύμβολα:

BMF	Κλάσμα μάζας μπαταρίας προς την συνολική μάζα του οχήματος
E	Διάρκεια πτήσης του οχήματος
n_{b2s}	Συνολικός συντελεστής απόδοσης του οχήματος
L/D	Αεροδυναμικός λόγος άντωσης προς οπισθέλκουσα
W_E	Κενό Βάρος οχήματος
$W_{PAYLOAD}$	Βάρος εξοπλισμού
$W_{battery}$	Βάρος μπαταρίας

Στη συνέχεια όλες οι απαιτήσεις της κατασκευής συνδέονται σε ένα συγκεντρωτικό διάγραμμα για την επίτευξη της ταυτόχρονης ικανοποίησης τους.



Η διαστασιολόγηση του πειραματικού UAV μπορεί να συνοψιστεί με τις ακόλουθες παραδοχές:

- Η ταχύτητα ακινητοποίησης ορίζεται σε 13 m/s με μέγιστο συντελεστή άντωσης 1,2. Η αριστερή περιοχή της πορτοκαλί διακεκομμένης γραμμής ικανοποιεί το κριτήριο της ταχύτητας ακινητοποίησης.

- Το μέγιστο ύψος αποστολής είναι 1500m, όπως ορίζεται στις απαιτήσεις. Αυτό θεωρείται το απόλυτο ανώτατο όριο για την αποστολή του UAV και ο ρυθμός ανόδου είναι μηδενικός σε αυτό το ύψος. Το κριτήριο του μέγιστου ύψους ικανοποιείται κάτω από τη μπλε γραμμή στο Σχήμα 1. Με την επιλεγμένη ισχύς το πειραματικό UAV μπορεί να λειτουργήσει με ασφάλεια μέχρι αυτό το ύψος.

- Η βέλτιστη ταχύτητα πτήσης υπολογίζεται από το κριτήριο της διάρκειας πτήσης, της εμβέλειας και του ρυθμού ανόδου. Λαμβάνοντας υπόψη αυτές τις παραμέτρους, η ταχύτητα πτήσης έχει καθοριστεί κοντά στο όριο των απαιτήσεων της αποστολής. Η ταχύτητα πτήσης του UAV είναι 23 m/s. Για την ταχύτητα αυτή, οι ανάγκες ισχύος έχουν καλυφθεί στην περιοχή κάτω από τη μωβ συνεχή γραμμή.

- Σε ύψος πτήσης, 500 m πάνω από το επίπεδο της θάλασσας, η μέγιστη ταχύτητα εκτιμάται σε 1,2 φορές την ταχύτητα πτήσης. Η μέγιστη ταχύτητα έχει τιμή 27 m/s. Η απαίτηση ισχύος για αυτό το κριτήριο ικανοποιείται στην περιοχή κάτω από τη ροζ συμπαγή γραμμή.

Η μέγιστος λόγος W/P στο σημείο τομής της μωβ γραμμής που ικανοποιεί το κριτήριο της ταχύτητας πτήσης και μεταξύ της περιοχής της αναμενόμενης ταχύτητας στολαρίσματος $10,2 < v_s < 13$ που ικανοποιεί ταυτόχρονα όλες τις απαιτήσεις επιδόσεων είναι 0,21 N/W και το φορτίο πτέρυγας είναι 124,5 N/m². Για αυτές τις τιμές, η επιφάνεια της πτέρυγας με βάση τον παραμετρικό σχεδιασμό είναι 0,82 m².

Η εκτιμώμενη μέγιστη κατανάλωση ενέργειας με βάση τον λόγο 0,21 N/W είναι 490 W. Ένα προτεινόμενο μοντέλο κινητήρα είναι το AXI 4130/20 Gold line.

Στο σημείο αυτό γίνεται επεξήγηση συμβόλων που χρησιμοποιήθηκαν στο κεφάλαιο αυτό

W/P	Λόγος του βάρους του οχήματος προς τις απαιτήσεις ισχύος
W/S	Λόγος του βάρους κατασκευής προς την επιφάνεια της πτέρυγας
Vs	Ταχύτητα στολαρίσματος
Vcruise	Ταχύτητα πτήσης

Αεροδυναμική ανάλυση

Ο αριθμός Reynolds είναι το κριτήριο που χρησιμοποιείται για να καθοριστεί αν η ροή είναι στρωτή ή τυρβώδης. Για τη ροή πάνω από μια πτέρυγα, η μετάβαση από στρωτό σε τυρβώδες οριακό στρώμα συμβαίνει όταν ο $Re_{cr} < 10^5$. Εδώ βρέθηκε $Re = 7.379 \cdot 10^5$, άρα η ροή είναι στην περιοχή της τυρβώδης ροής. Επεξήγηση συμβόλων για την εξίσωση

$$Re_l = \frac{\rho U c}{\mu} = 7.379 \cdot 10^5 \quad (3)$$

Re	Αριθμός Reynolds
u	Ταχύτητα ρευστού m/s
c	Χορδή αεροτομής m
μ	Δυναμικό ιξώδες

Εδώ πραγματοποιείται ανάλυση της αεροτομής NACA 4415 και NACA 0015 στο λογισμικό XFLR για αριθμούς $Re \ 200.000 < Re < 700.000$ και επιλέγεται η πρώτη αεροτομή καθώς παρουσιάζει καλύτερα χαρακτηριστικά.

Ο πίνακας με όλα τα χαρακτηριστικά του φτερού και οι επεξήγηση της ορολογία παρουσιάζεται παρακάτω.

Χαρακτηριστικά πτέρυγας		
Συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης	C_{D0}	0.009
Συντελεστής επαγόμενης αντίστασης	C_{Di}	0.0507
Ταχύτητα πτήσης	V_{cruise}	23 m/s

Μέγιστη ταχύτητα	V_{max}	27 m/s
Επιφάνεια πτέρυγας	S	0.81
Λόγος επιμήκους	AR	6.53
Γωνία προσβολής	AoA	3 deg

Μετά τον προκαταρκτικό σχεδιασμό, αναπτύχθηκε ένα μοντέλο στο CATIA V5 και διαμορφώθηκαν τα δομικά μέλη. Ο σχεδιασμός είναι ένας λεπτομερής σχεδιασμός τόσο του εξωτερικού δέρματος της πτέρυγας όσο και της εσωτερικής δομής με τον κατάλληλο αριθμό νευρώσεων και σπονδύλων. Η θέση των spars και των ribs σε αυτή τη φάση του σχεδιασμού θα καθοριστεί από πίνακες ιστορικών δεδομένων από παρόμοια αεροσκάφη. Αργότερα στη διαδικασία σχεδιασμού, η θέση και οι ακριβείς διαστάσεις τους θα καθοριστούν από τη διαδικασία δομικής ανάλυσης και βελτιστοποίησης του βάρους που θα συζητηθεί στα επόμενα κεφάλαια. Ο πίνακας με τις διαστάσεις της πτέρυγας παρουσιάζεται παρακάτω

Στοιχεία πτέρυγας	Θέση	Πάχος	Μήκος χορδής	Μήκος
Rib (1)	Βάση της πτέρυγας	10 mm	448 mm	-
Rib (10)	Άκρο της πτέρυγας	10 mm	256 mm	-
Ribs (2 3 4 5 6 7 8)		4mm	424 mm 400 mm 376 mm 352 mm 328 mm 304 mm 280 mm	-
Μπροστινό spar	10%,25%,30%,35%	3 mm	-	1150mm
Πίσω spar	65%,70%,75%,80%	3mm	-	1150mm
Επιδερμίδα πτέρυγας	-	2mm	-	-

Υπολογισμός αεροδυναμικών χαρακτηριστικών με την μέθοδο πεπερασμένων στοιχείων

Η επιφάνεια της πτέρυγας εισάγεται μόνη της σε αυτό το βήμα χωρίς τα εσωτερικά δομικά μέρη. Η πτέρυγα έχει χωριστεί σε τμήματα και έχει ονομαστεί ως ακμή προσβολής/εκφυγής, άκρη/ρίζα πτέρυγας και δημιουργείται ένας ημισφαιρικός όγκος ελέγχου σε όλη τη γεωμετρία της πτέρυγας. Ο τομέας ρευστού είναι 4 φορές μεγαλύτερος από τις διαστάσεις της πτέρυγας. Ο όγκος ελέγχου χωρίζεται σε τμήματα και ονομάζεται ως μακρινή πλευρά, κοντινή πλευρά, έξοδος και είσοδος για να καθοριστούν οι οριακές συνθήκες στο ANSYS Fluent. Το μέσο θεωρείται αέρας. Δημιουργείται επίσης μια γεωμετρία κοντά στην πτέρυγα που ονομάζεται σώμα

επιρροής και ακολουθεί τη γεωμετρία της πτέρυγας. Αυτός ο τύπος σώματος θα είναι πολύ χρήσιμος στο επόμενο βήμα. Το τελικό βήμα είναι η δημιουργία δύο επιφανειών της πτέρυγας στην πρόσθια και την οπίσθια ακμή για τη βελτίωση της ανάλυσης, καθώς εκεί εμφανίζονται οι πιο περίπλοκες συνθήκες ρευστού. Στη συνέχεια δημιουργείται το πλέγμα επάνω στην γεωμετρία της πτέρυγας και του όγκου του ρευστού. Η ποιότητα του πλέγματος παίζει σημαντικό ρόλο στην ακρίβεια και τη σταθερότητα της προσομοίωσης. Τα χαρακτηριστικά που αναφέρονται στην ποιότητα του πλέγματος είναι η κατανομή των σημείων των κόμβων, η ομαλότητα και η λοξότητα. Για την επίλυση πρέπει να επιλεγεί το κατάλληλο μοντέλο τύρβης.

Η ροή, όπως έχει εξηγηθεί διεξοδικά σε αυτό το κεφάλαιο, θεωρείται ροή με χαμηλό αριθμό Reynolds με στρωτά και τυρβώδη οριακά στρώματα. Για την παρούσα μελέτη χρησιμοποιείται ένα πρότυπο μοντέλο k-ε. Το μοντέλο k-ε στο ANSYS FLUENT είναι το απλούστερο πλήρες μοντέλο τύρβης με δύο εξισώσεις, στο οποίο η επίλυση δύο ξεχωριστών εξισώσεων μεταφοράς επιτρέπει τον ανεξάρτητο προσδιορισμό της τυρβώδους ταχύτητας και της κλίμακας μήκους.

Οι οριακές συνθήκες με την ελληνική ορολογία παρουσιάζονται παρακάτω

<i>Οριακές συνθήκες</i>	<i>Τύπος</i>	<i>Τιμή</i>
<i>Είσοδος</i>	<i>Τύπος ταχύτητας ροής</i>	<i>22.2m/s x: 0 y: cos(a) z: sin(a)</i>
<i>Έξοδος</i>	<i>Τύπος πίεσης</i>	<i>Σχετική πίεση: 0 Pa Ατμοσφαιρική πίεση :101325 Pa</i>
<i>Επιφάνεια πτέρυγας</i>	<i>Τοίχος</i>	<i>V=0</i>
<i>Περιοχή δίπλα στη πτέρυγα</i>	<i>Συμμετρία</i>	<i>Μισή πτέρυγα</i>
<i>Περιοχή μακριά από την πτέρυγα</i>	<i>Τοίχος</i>	<i>V=0</i>

Για τη επίλυση του εξωτερικού πεδίου ροής της πτέρυγας στην παρούσα μελέτη, το πιο αξιοσημείωτο είναι τα χαρακτηριστικά άντωσης και οπισθέλκουσας της πτέρυγας. Το πρόβλημα συγκλίνει μετά από 156 επαναλήψεις. Σε αυτή τη περίπτωση ο κύριος στόχος είναι ο υπολογισμός του αεροδυναμικού συντελεστή για πολλαπλές γωνίες προσβολής. Το πρόβλημα παραμετροποιείται θέτοντας ως παραμέτρους εισόδου τη γωνία προσβολής της πτέρυγας και τη γωνία του όγκου ελέγχου, ώστε να εξασφαλιστεί καλύτερη ποιότητα πλέγματος.

<i>Γωνία προσβολής</i>	<i>Συντελεστής άντωσης</i>	<i>Συντελεστής τριβής</i>
0	0.35521671	0.023229133
3	0.59667661	0.034029435
5	0.75840925	0.04425942
8	0.99048128	0.066138992
10	1.132267	0.083659926
12	1.264176	0.10372926

Δομική ανάλυση

Η δομική ανάλυση είναι είτε γραμμική είτε μη γραμμική. Η γραμμική ανάλυση υποθέτει ότι το υλικό δεν έχει πλαστική παραμόρφωση. Αυτή η ανάλυση εφαρμόζεται σε δομικά προβλήματα όπου οι τάσεις παραμένουν στην ελαστική περιοχή του υλικού της κατασκευής. Στη γραμμική ανάλυση, ο πίνακας δυσκαμψίας είναι σταθερός και η διαδικασία επίλυσης είναι λιγότερο υπολογιστικά δαπανηρή από τη μη γραμμική ανάλυση, συνεπώς μια γραμμική στατική ανάλυση μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την πρόβλεψη της συμπεριφοράς της κατασκευής πριν από μια πλήρη μη γραμμική ανάλυση. Το μοντέλο υφίσταται μόνο μικρές παραμορφώσεις με βάση τις εφαρμοζόμενες δυνάμεις, οι οποίες αναφέρονται στο γραμμικό τμήμα της καμπύλης τάσης-παραμόρφωσης.

Η μη γραμμική ανάλυση αποτελείται από μη γραμμικές σχέσεις μεταξύ των εφαρμοζόμενων δυνάμεων και των μετατοπίσεων. Περιλαμβάνει επίσης μη γραμμικές οριακές συνθήκες όπου το αρχικό σενάριο αλλάζει όταν το μοντέλο παραμορφώνεται. Η μη γραμμική ανάλυση παρέχει μια πιο ακριβή προσέγγιση στην προσομοίωση, ειδικά εάν η δομή υπόκειται σε μεγάλες παραμορφώσεις. Το λογισμικό FEM στην περίπτωση αυτή χρησιμοποιεί επαναληπτικές μεθόδους για την επίλυση του μεταβαλλόμενου συστήματος εξισώσεων και ο πίνακας δυσκαμψίας δεν είναι σταθερός, σε αντίθεση με τη γραμμική ανάλυση. Στην παρούσα μελέτη, η πειραματική πτέρυγα θα υποβληθεί πρώτα σε γραμμική ανάλυση και εάν οι παραμορφώσεις είναι πολύ μεγάλες, υποδεικνύοντας μη γραμμική συμπεριφορά, τότε θα υποβληθεί σε μη γραμμική ανάλυση.

Για τη διερεύνηση των μηχανικών επιδράσεων της πτέρυγας που υπόκειται στα αεροδυναμικά φορτία και τις αναταράξεις κατά τη διάρκεια της πτήσης, παρουσιάζεται μια ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων της πτέρυγας που υπολογίζει την τάση και την παραμόρφωση της πτέρυγας. Ειδικότερα, όταν εφαρμόζεται στα spars, τα ribs και το skin, η πτέρυγα θα παράγει αναπόφευκτα παραμόρφωση κάμψης. Το πεδίο εφαρμογής της παρούσας διατριβής ολοκληρώνεται μόνο με τη διερεύνηση των μηχανικών επιδράσεων στο βασικό δομικό σχήμα. Για το δέρμα

χρησιμοποιούνται πεπερασμένα στοιχεία με μέγεθος στοιχείου 0.01m και για τα spars, ribs στοιχεία 0.007m. Όσον αφορά τις συνολικές οριακές συνθήκες, χρησιμοποιείται σταθερή στήριξη για την αναπαράσταση των φυσικών βαθμών ελευθερίας της πτέρυγας του αεροσκάφους (τρεις μετατοπίσεις και τρεις περιστροφικές), οι οποίες είναι στερεωμένες στην άτρακτο του αεροσκάφους καθώς και εισαγόμενο φορτίο πίεσης στο δέρμα της πτέρυγας για την προσομοίωση των αεροδυναμικών φορτίων κατά την πτήση.

Η ροή του ρευστού κατά μήκος της επιφάνειας της πτέρυγας ασκεί φορτία πίεσης στη δομή που προκαλούν δομική παραμόρφωση. Η ανάλυση αλληλεπίδρασης ρευστού-δομής (FSI) είναι ένα παράδειγμα προβλήματος Multiphysics όπου εξετάζεται η αλληλεπίδραση μεταξύ δύο διαφορετικών φυσικών φαινομένων. Η σημασία της ανάλυσης αυτής είναι ότι η απόδοση του αεροσκάφους μπορεί να αξιολογηθεί και να αναλυθεί με βάση την πραγματική αεροδυναμική κατανομή των φορτίων αντί της χρήσης απλουστευμένων συγκεντρωμένων φορτίων.

Στην μονόδρομη ανάλυση FSI η κατανομή της πίεσης στην άνω και κάτω επιφάνεια του δέρματος της πτέρυγας, που υπολογίζεται στην ανάλυση CFD, μεταφέρεται στην δομική ανάλυση για να ενεργήσει ως οριακή συνθήκη. Στην αμφίδρομη ανάλυση FSI, υπάρχει ένα άλλο επίπεδο σύζευξης, όπου η μετατόπιση της δομής μεταφέρεται επίσης στον CFD για τον καλύτερο υπολογισμό της κατανομής της πίεσης.

Αρχικά, εξετάζεται η πτέρυγα που αποτελείται με κράμα αλουμινίου και στη συνέχεια το δέρμα και τα δύο spars αντικαθίστανται από σύνθετα υλικά. Το πρώτο μοντέλο της πειραματικής πτέρυγας που θα εξεταστεί, είναι μια πτέρυγα Αλουμινιού 6061 T6. Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης είναι 3.0668 mm μέγιστη παραμόρφωση και 67.794 MPa με βάση το κριτήριο Von Mises. Το αρχικό μοντέλο έχει μάζα 3.4159 kg. Στη συνέχεια ο αριθμός των ribs μειώνεται σε 4 και τα αποτελέσματα είναι 3.3255mm μέγιστη παραμόρφωση, 72.954 MPa μέγιστη τάση και τελική μάζα 3.2409 kg.

Ανάλυση πτέρυγας με σύνθετα υλικά

Σήμερα σχεδόν όλες οι κατασκευές UAV κατασκευάζονται από σύνθετα υλικά με ίνες άνθρακα. Το αντικείμενο της παρούσας μελέτης προϋποθέτει τη χρήση σύνθετων υλικών, καθώς το βάρος της κατασκευής που προκύπτει από την πτέρυγα αλουμινίου δεν ανταποκρίνεται στις απαιτήσεις της αποστολής. Για τη σωστή ρύθμιση μιας προσομοίωσης FEM με χρήση σύνθετων υλικών, είναι απαραίτητο να ληφθεί υπόψη η φύση τους, καθώς η κατεύθυνση των ελασμάτων μπορεί να έχει σημαντική επίδραση στις μηχανικές ιδιότητες της πτέρυγας. Το Ansys Workbench διαθέτει ένα ολοκληρωμένο εργαλείο, το Ansys Composite Prep Post (ACP), το οποίο επιτρέπει τη μοντελοποίηση σύνθετων μερών (Pre) και την ανάλυση αστοχίας σύνθετων υλικών (Post). Στην παρούσα μελέτη χρησιμοποιείται μόνο το Ansys Composite Prep (ACP)

και η ανάλυση αστοχίας πραγματοποιείται με το κριτήριο αστοχίας Tsai-Wu. Η επιδερμίδα και οι δοκοί, κατασκευασμένες από σύνθετα υλικά, στο εργαλείο ACP.

Η διάταξη του σύνθετου υλικού με τον προσανατολισμό της γωνίας των ινών και το πάχος των ελασμάτων ορίζεται σε αυτή την ενότητα. Η διάταξη για το δέρμα της πτέρυγας είναι $[0,90,-45,45]_{ns}$ και χρησιμοποιείται λαμβάνοντας υπόψη τα διάφορα φορτία που μπορεί να μεταφέρει το δέρμα. Για τα spars χρησιμοποιείται διάταξη $[-45/45]_{ns}$ καθώς φέρουν κυρίως διατμητικά φορτία. Η σωστή επιλογή του υλικού για τα σύνθετα μέρη είναι ένας συνδυασμός τόσο της εκτίμησης των ιδιοτήτων του υλικού όσο και της μεθόδου κατασκευής. Η πιο συνηθισμένη μέθοδος που χρησιμοποιείται για την κατασκευή σύνθετων εξαρτημάτων αεροδιαστημικής είναι η χρήση Prepreg. Σε αυτή την πειραματική πτέρυγα, το υλικό που χρησιμοποιείται για τα πολυστρωματικά μέρη είναι το εποξικό Prepreg με ύφανση άνθρακα.

Τα αποτελέσματα μετά την μοντελοποίηση την σύνθετης πτέρυγας στο ANSYS είναι τα εξής. Για πτέρυγα με πάχος δέρματος 1 mm και πάχος στα spars επίσης 1mm η μέγιστη παραμόρφωση είναι 10.651 mm, οι μέγιστες τάσεις 173 MPa, ο συντελεστής IRF 0.8828 και η μάζα της κατασκευής 1.6957 kg. Παρατηρείται μείωση στη μάζα του αρχικού μοντέλου 51.35 %.

Βελτιστοποίηση

Ο σχεδιασμός ενός συστήματος μπορεί να διατυπωθεί ως ένα πρόβλημα βελτιστοποίησης στο οποίο βελτιστοποιείται ένα μέτρο απόδοσης του συστήματος, ενώ παράλληλα ικανοποιούνται διάφοροι περιορισμοί και απαιτήσεις. Οποιοδήποτε πρόβλημα στο οποίο πρέπει να προσδιοριστούν ορισμένες παράμετροι για την ικανοποίηση ορισμένων περιορισμών μπορεί να διατυπωθεί ως πρόβλημα βελτιστοποίησης. Η ουσία αυτής της επαναληπτικής διαδικασίας σχεδιασμού είναι η αξιολόγηση διαφόρων δοκιμαστικών σχεδίων μέχρι να επιτευχθεί μια αποδεκτή λύση. Η βέλτιστη λύση μπορεί να επιτευχθεί μόνο με τη σωστή διατύπωση του προβλήματος.

Η παρούσα διατριβή αποσκοπεί στη διατύπωση ενός προβλήματος σχεδιασμού βελτιστοποίησης για την πειραματική πτέρυγα, το οποίο μπορεί να χρησιμοποιηθεί αποτελεσματικά από έναν διαθέσιμο αλγόριθμο βελτιστοποίησης. Η διαδικασία βελτιστοποίησης συνδέεται με τα αποτελέσματα των Πεπερασμένων Στοιχείων, τα οποία έχουν προκύψει καθ' όλη τη διάρκεια των διαδικασιών των παραπάνω κεφαλαίων, και οι γεωμετρικές διαστάσεις όπως το πάχος και η θέση των εσωτερικών μερών της πτέρυγας (spars, ribs, skin) συνδέονται άμεσα με τις τάσεις και παραμορφώσεις. Η πτέρυγα που έχει σχεδιαστεί μέχρι στιγμής χαρακτηρίζεται από αρκετά μικρές τιμές φορτίων, τάσεων και παραμορφώσεων και κανένα από τα διαθέσιμα δομικά κριτήρια δεν φαίνεται να παραβιάζεται μέχρι αυτό το σημείο της διαδικασίας σχεδιασμού. Καθώς η ελαχιστοποίηση της μάζας της πτέρυγας, είναι ο κύριος στόχος αυτής της μελέτης, πρέπει να εξεταστούν οι δομικές παράμετροι που

φαίνεται να έχουν τη μεγαλύτερη επιρροή στην τελική μάζα, τις τάσεις και τις παραμορφώσεις.

Σε αυτό το πειραματικό μοντέλο το πάχος των εσωτερικών μερών, μπορεί να έχει ελάχιστες τιμές και να ικανοποιεί τις δομικές απαιτήσεις ακόμη και στο χειρότερο σενάριο. Ως εκ τούτου, οι παράμετροι που πρέπει να επανεκτιμηθούν κατά τη διαδικασία βελτιστοποίησης είναι η θέση και η διάσταση των δύο spars, οι οποίες φαίνεται να είναι υπερδιαστασιοποιημένες σε όλη την προκαταρκτική σχεδίαση. Η διαδικασία βελτιστοποίησης, με τη χρήση του λύτη MIDACO, υλοποιείται με τη χρήση του Matlab. Ο MIDACO υλοποιεί έναν εξελικτικό υβριδικό αλγόριθμο, ο οποίος αντιμετωπίζει το πρόβλημα ως μαύρο κουτί και βασίζεται σε έναν αλγόριθμο βελτιστοποίησης μυρμηγκοφωλιάς.

Το πρόβλημα ορίζεται ως εξής. Για την εφαρμογή της διαδικασίας βελτιστοποίησης χρησιμοποιούνται ως παράμετροι του προβλήματος η θέση των δύο spars $[x_1, x_2]$ ως προς την χορδή ρίζας καθώς και το μήκος των φλαντζών των spars $[x_3, x_4]$. Επίσης στο πρόβλημα βελτιστοποίησης θέτονται περιορισμοί που αφορούν τον δείκτη αστοχίας των σύνθετων $IRF < 1$ καθώς και περιορισμοί για την μέγιστη παραμόρφωση που πρέπει να είναι μικρότερη από το 5% του εκπετάσματος της πτέρυγας.

Μετά την σωστή διάρθρωση του προβλήματος βελτιστοποίησης, ο αλγόριθμος τρέχει για 200 επαναλήψεις. Τα αποτελέσματα της διαδικασίας είναι τα εξής. Τα μήκη για τις φλάντζες των spars επιλέγονται 8 mm ενώ η θέση του υπολογίζεται στο 10% για το μπροστινό spar και στο 70% για το δεύτερο spar. Μετά την απόκτηση αυτών των τιμών και την εφαρμογή τους τα αποτελέσματα είναι τα εξής. Η μάζα της κατασκευής είναι 1,384 kg ,η μέγιστη παραμόρφωση 0.01729 m και ο συντελεστής IRF 0.9. Παρατηρείται μείωση της μάζας από το αρχικό μοντέλο περίπου 60%.

Πίνακας Συμβόλων

W_{TO} : Take-off weight (kg)	Βάρος απογείωσης οχήματος
W_E : Empty weight (kg)	Κενό Βάρος οχήματος
W_{PL} : Payload weight (kg)	Βάρος εξοπλισμού
$W_{battery}$: Battery weight (kg)	Βάρος μπαταρίας
E : Endurance (hrs)	Διάρκεια πτήσης
n_{b2s} : Total efficiency	Συνολική απόδοση
E_{sb} : Battery-specific energy (wh/kg)	Ειδική ενέργεια Μπαταρίας
P_{used} : Used power for a period (kW)	Ισχύς που χρησιμοποιήθηκε
L : Lift force (N)	Άντωση
D : Drag force (N)	Οπισθέλκουσα
m_b : battery mass (kg)	Μάζα μπαταρίας
BMF : Battery mass fraction	Λόγος μάζας μπαταρίας
V : UAV's velocity (km/h)	Ταχύτητα οχήματος
η_p : Propeller efficiency	Απόδοση κινητήρα
W/P : Power loading (N/Watt)	Λόγος ισχύος
W/S : Wing loading (N/m ²)	Λόγος πτέρυγας
P_{req} : Required power (W)	Απαιτούμενη ισχύς
C_L : lift coefficient	Συντελεστής άντωσης
C_D : drag coefficient	Συντελεστής οπισθέλκουσας
C_{D0} : zero drag coefficient	Συντελεστής οπισθέλκουσας για θ^0
q : dynamic pressure(kg/m s ²)	Δυναμική πίεση
R_t : battery hour rating	αποφόρτιση μπαταρίας
C : battery capacity (Ah)	χωρητικότητα μπαταρίας
i : discharge current (Amperes)	ρεύμα αποφόρτισης
S : wing surface (m ²)	επιφάνεια πτέρυγας
F_s : surface forces (N)	επιφανειακές δυνάμεις
F_b : Body forces (N)	Δυνάμεις σώματος

F_p : pressure forces (N)	Δυνάμεις πίεσης
F_v : viscous stress force (N)	Δυνάμεις ιξώδους τάσης
τ : viscous stress tensor	Τανυστής ιξώδους τάσης
e_{ij} : strain rate tensor	Τανυστής τάσης παραμόρφωσης
δ_{ij} : Kronecker delta	Δέλτα του Kronecker
$e(T)$: total specific energy (W/kg)	Συνολική ειδική ενέργεια
S_g : Energy generation source(Watt)	Πηγή ενέργειας
y^+ : distance from the wall	Απόσταση από τον τοίχο
u^+ :time-averaged velocity	Μέση ταχύτητα
τ_w : shear stress	Διατμητική τάση
C_f : skin friction coefficient	Συντελεστής επιφανειακής τριβής
u_τ : friction velocity	Ταχύτητα τριβής
G_k : generation of turbulence kinetic energy from velocity gradients	Παραγωγή τυρβώδους κινητικής ενέργειας λόγω αλλαγής ταχύτητας
G_b : generation of turbulence kinetic energy from buoyancy	Παραγωγή τυρβώδους κινητικής ενέργειας λόγω άντωσης
$\sigma_k, \sigma_\epsilon$: turbulence Prandtl numbers	Αριθμοί Prandtl για την τύρβη
μ_t : turbulence viscosity	Ιξώδες τύρβης
a_o : airfoil lift slope	Κλίση καμπύλης άντωσης

F_{wz} : force in panels (N)

K : stiffness matrix (Pa)

u : deformation vector (m)

E : Young Modulus (GPa)

G : Shear Modulus (GPa)

F_b : Body forces (N)

F_p : pressure forces (N)