



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΚΑΙ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΦΑΡΜΟΣΜΕΝΗΣ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ, ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ

ΥΛΙΚΩΝ & ΕΜΒΙΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ & ΑΝΤΟΧΗΣ ΥΛΙΚΩΝ

ΕΚΤΕΝΗΣ ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΣΠΟΥΔΑΣΤΙΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

**ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΔΟΜΙΚΗΣ ΑΝΑΛΥΣΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΕΠΙΒΑΤΙΚΟΥ
ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΜΕ ΚΑΤΑΝΕΜΗΜΕΝΗ ΠΡΟΩΣΗ**

ΓΙΑΝΝΕΛΟΣ ΒΑΣΙΛΕΙΟΣ

1067248

**Επιβλέπων Καθηγητής
ΛΑΜΠΕΑΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ**

ΠΑΤΡΑ, Μάρτιος 2024

Η εκτενής περιήληψη στην Ελληνική γλώσσα της Σπουδαστικής Εργασίας του φοιτητή Γιαννέλου Βασιλείου με αριθμό μητρώου 1067248 πραγματοποιείται την Μεθοδολογία Δομικής Ανάλυσης Πτέρυγας Επιβατικού Αεροσκάφους με Κατανεμημένη Πρόωση. Στο 1^ο Κεφάλαιο παρουσιάζεται ο ορισμός της Κατανεμημένης Πρόωσης.

Στο 2^ο Κεφάλαιο, στα πλαίσια της Βιβλιογραφικής Ανασκόπησης που έλαβε χώρα, παρατίθενται διάφορες μορφές Κατανεμημένης Πρόωσης, καθώς και πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα που προκύπτουν από διατάξεις Κατανεμημένης Πρόωσης. Στην συνέχεια γίνεται μια σύντομη αναφορά στις αυξανόμενες απαιτήσεις σχετικά με την βιωσιμότητα των αερομεταφορών καθώς και στις βασικές διατάξεις πηγής ενέργειας στο ηλεκτρικό αεροσκάφος. Έπειτα, πραγματοποιείται μια Ιστορική Αναδρομή η οποία ερευνά την υλοποίηση συστημάτων Κατανεμημένης Πρόωσης αφενός σε πραγματικά και αφετέρου σε πειραματικά αεροσκάφη, την ύπαρξη ηλεκτρικών αεροσκαφών καθώς και τρέχοντα αεροναυπηγικά προγράμματα που συνδυάζουν την βιωσιμότητα του ηλεκτρικού αεροσκάφους με διατάξεις Κατανεμημένης Πρόωσης. Ο τύπος Κατανεμημένης Πρόωσης που επιλέγεται στα πλαίσια αυτής της Σπουδαστικής και μετέπειτα Διπλωματικής Εργασίας είναι αυτός των *Πολλαπλών Κατανεμημένων Ηλεκτρικών Ελίκων*. Το αεροπλάνο, η πτέρυγα του οποίου θα εξοπλιστεί με σύστημα κατανεμημένης Πρόωσης είναι ένα μικρό, επιβατικό αεροσκάφος τύπου LSA και συγκεκριμένα το Zodiac CH 650 B της Zenith Air Company. Το αεροσκάφος αυτό προσφέρει ευκολία πειραματισμού, ευκολία πρόσβασης σε κατασκευαστικά σχέδια και χαμηλό κόστος. Θεωρείται ότι η πηγή ενέργειας του ηλεκτρικού-πλέον αεροσκάφους είναι ένα σύστημα Κυψελών Υγρού Υδρογόνου.

Στο 3^ο Κεφάλαιο της Σπουδαστικής Εργασίας αρχικά γίνεται μια σύντομη εισαγωγή στις Ελαφρές Κατασκευές, παρατίθεται το υλικό κατασκευής της πτέρυγας (κράμα Αλουμινίου σειράς 6, συγκεκριμένα 6061-T6, με τον όρο T6 να αφορά την θερμική κατεργασία) και παρουσιάζονται οι μηχανικές ιδιότητές του. Το όριο διαρροής του Αλουμινίου 6061 σε εφελκυσμό και θλίψη είναι ίσο με $S_y = 276 \text{ MPa}$ καθώς είναι ισότροπο υλικό (ίδιες ιδιότητες σε κάθε διεύθυνση), το όριο θραύσης ίσο με $S_u = 310 \text{ MPa}$, ενώ το όριο διάτμησης είναι ίσο με $S_s = 207 \text{ MPa}$. Στη συνέχεια του Κεφαλαίου, παρουσιάζεται όψεις, βασικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους καθώς και αναλυτική περιγραφή της δομής της πτέρυγας του. Η πτέρυγα αποτελείται από την κύρια δοκό (Spar), τη δευτερεύουσα δοκό (Rear Channel), τις εμπρός και πίσω νευρώσεις (Ribs) καθώς και την άνω, κάτω και εμπρός επιδερμίδα (Skin). Στην πτέρυγα προσαρτώνται επίσης επιφάνειες ελέγχου όπως τα πτερύγια (Flaps) που είναι υπεραντωτικές συσκευές και τα πηδάλια (Ailerons) που χρησιμοποιούνται κατά τον ελιγμό του αεροσκάφους.

Στο 4^ο Κεφάλαιο παρατίθεται το θεωρητικό υπόβαθρο, μέσω του οποίου θα διαμορφωθεί η Μεθοδολογία Δομικής Ανάλυσης πτέρυγας. Αρχικά, γίνεται αναφορά στην Θεωρία Κάμψης, όπου εκφράζεται ο Νόμος Κάμψης, ο οποίος οδηγεί στον υπολογισμό των ορθών τάσεων μιας διατομής όταν σε αυτή ασκείται μια καμπτική ροπή. Στη συνέχεια, παρουσιάζεται η Θεωρία Διατμητικών Ροών, με βάση την οποία θα αναπτυχθεί ο υπολογισμός των ορθών και διατμητικών τάσεων στην Μεθοδολογία. Η Θεωρία Διατμητικών Ροών απλουστεύει την Θεωρία Κάμψης μέσω

ορισμένων παραδοχών. Οι παραδοχές αυτές αφορούν την παραλαβή των ορθών τάσεων μόνο από τα πέλματα της κύριας δοκού (Flanges) και την παραλαβή της διάτμησης μόνο από τον κορμό της κύριας δοκού (Web). Οι παραδοχές αφορούν επίσης θεωρήσεις αναφορικά με την τιμή της δευτεροβάθμιας ροπής αδράνειας της διατομής, με αποτέλεσμα την απλούστευση των σχέσεων υπολογισμού των ορθών (σ) και διατμητικών (τ) τάσεων της μελετώμενης διατομής.

Οι σχέσεις υπολογισμού των ορθών και διατμητικών τάσεων είναι: $\sigma_f = \pm \frac{M}{hF_f} [MPa]$ και $\tau = \frac{Q}{ht} [MPa]$, όπου h η απόσταση μεταξύ των πελμάτων της κύριας δοκού, t το πάχος του κορμού, F_f η επιφάνεια του πέλματος και Q, M η διατμητική δύναμη και καμπτική ροπή αντίστοιχα. Σε μία δομική ανάλυση, πολύ μεγάλης σημασίας κρίνεται ο Φάκελος Πτήσης τους αεροσκάφους, ο οποίος πρακτικά είναι ένα διάγραμμα του Συντελεστή Υπερφόρτισης n συναρτήσει της ταχύτητας του αεροσκάφους. Ο μέγιστος Συντελεστής Υπερφόρτισης αφορά προφανώς το σενάριο χείριστης καταπόνησης του αεροσκάφους, και στην κατηγορία LSA ο μέγιστος συντελεστής υπερφόρτισης ισούται με $n = 3.8$. Έπειτα, παρατίθενται βασικές έννοιες της Αεροδυναμικής όπως η Αεροτομή, η Κατανομή Πίεσης γύρω από αεροτομή, η Άντωση, η Οπισθέλκουσα, η Ροπή Πρόνευσης, η Ώση, το Αεροδυναμικό Κέντρο, το Κέντρο Πίεσης. Επίσης, παρατίθεται η Κατανομή Schrenk η οποία είναι μια μέθοδος προσέγγισης της κατανομής Άντωσης και θα χρησιμοποιηθεί για την μοντελοποίηση της Άντωσης αλλά και της Οπισθέλκουσας κατά την δημιουργία της Μεθοδολογίας Δομικής Ανάλυσης. Σημαντική είναι η αναφορά στο φαινόμενο του απορεύματος (Slipstream), με το οποίο συνεπάγεται η χρήση ελίκων σε διατάξεις Κατανεμημένης Πρόωσης. Η έλικα ουσιαστικά επιταχύνει την ταχύτητα του αέρα με αποτέλεσμα η ταχύτητα του αέρα που αλληλεπιδρά με την πτέρυγα να είναι αυξημένη σε σχέση με την πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους. Ο υπολογισμός της ταχύτητας αυτής είναι σημαντικός καθώς η Άντωση και η Οπισθέλκουσα υπολογίζονται συναρτήσει του τετραγώνου της ταχύτητας αυτής. Η επαγόμενη ταχύτητα λόγω της έλικας έχει μία αξονική και μία ακτινική συνιστώσα. Χρησιμοποιώντας την Θεωρία Ορμής (Momentum Theory) και την Θεωρία Πτερυγίων Δίσκου (Disk Actuator Method) μπορεί να υπολογιστεί η ταχύτητα του αέρα πίσω από την έλικα, λαμβάνοντας υπόψη την αξονική επαγόμενη ταχύτητα λόγω της έλικας. Η ακτινική συνιστώσα παραβλέπεται καθώς ο υπολογισμός της ξεφεύγει από τα πλαίσια αυτής της Σπουδαστικής και Διπλωματικής Εργασίας. Η Μεθοδολογία Δομικής Ανάλυσης αποσκοπεί στον υπολογισμό των ισοδύναμων τάσεων σ_{eq} ώστε να γίνει έλεγχος αντοχής των κρίσιμων διατομών με βάση τα όρια διαρροής και διάτμησης του υλικού. Για τον υπολογισμό των ισοδύναμων τάσεων απαιτείται πρώτα ο υπολογισμός των ορθών και των διατμητικών τάσεων. Ξεκινώντας με τις ορθές τάσεις, σύμφωνα με την παραπάνω εξίσωση, είναι αναγκαίος ο υπολογισμός της καμπτικής ροπής M . Η καμπτική ροπή M προκύπτει έπειτα από δύο διαδοχικές ολοκληρώσεις της Κατανομής Άντωσης L . Η διακριτοποιημένη Κατανομή Άντωσης είναι: $L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot c^{schrenk} \cdot C_L \left[\frac{N}{m} \right]$, όπου ρ η πυκνότητα του αέρα, V η ταχύτητα του αέρα, C_L ο Συντελεστής Άντωσης και c είναι η διακριτοποιημένη Κατανομή Χορδής. Σύμφωνα με την

Κατανομή Schrenk, η διακριτοποιημένη Κατανομή Χορδής προκύπτει από την μέση τιμή της ελλειπτικής Κατανομής Χορδής και της πραγματικής Κατανομής Χορδής. Η πραγματική Κατανομή Χορδής του μελετώμενου αεροσκάφους είναι τραπεζοειδής. Η διακριτοποιημένη Κατανομή Χορδής είναι: $c_{schrenk} = \frac{1}{2}(c_{elliptical} + c_{wing}) [m]$. Έχοντας υπολογίσει την διακριτοποιημένη Κατανομή Άντωσης, αφαιρούνται οι αδρανειακές Κατανομές Βάρους και επιλέγεται ο κανόνας του Simpson για αριθμητική ολοκλήρωση. Αποτέλεσμα της πρώτης και δεύτερης αριθμητικής ολοκλήρωσης είναι η διακριτοποιημένη Διατμητική Δύναμη Q και διακριτοποιημένη Καμπτική Ροπή M αντίστοιχα. Με γνωστή τη διατομή, μπορεί πλέον εύκολα να υπολογιστεί η ορθή τάση στα πέλματα της κύριας δοκού, καθώς και η διατμητική τάση στον κορμό της κύριας δοκού. Η ίδια διαδικασία μπορεί να ακολουθηθεί για τις ορθές τάσεις λόγω Οπισθέλκουσας, ωστόσο αγνοείται καθώς οι τάσεις είναι αμελητέες συγκριτικά με τις αντίστοιχες που οφείλονται στην Άντωση. Στον υπολογισμό των διατμητικών τάσεων θα γίνει η θεώρηση της αεροτομής μέσης χορδής. Οι διατμητικές τάσεις χωρίζονται σε αυτές που οφείλονται σε στρέψη και σε διάτμηση. Οι διατμητικές ροές λόγω στρέψης υπολογίζονται εύκολα με τον Νόμο του Bredt για τον οποίο απαιτείται πρώτα ο υπολογισμός της Ροπής Πρόνευσης και η υπέρθεση με τυχόν Στρεπτικές Ροπές που δημιουργούνται από δυνάμεις όπως το Βάρος ηλεκτροκινητήρα ή την Ωση έλικας. Είναι: $M_p = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_M [Nm]$, $q_T = \frac{M_T}{2\Omega} [\frac{N}{mm}]$, όπου M_T η συνολική Στρεπτική Ροπή και Ω η επιφάνεια της αεροτομής μέσης χορδής. Οι διατμητικές τάσεις λόγω διάτμησης απαιτούν υπέρθεση διατμητικών ροών για κλειστή και ανοιχτή διατομή και διαίρεση τους με το πάχος του ελάσματος.

$$q_n \simeq q_{n-1} + \frac{Q_z}{I_x} F_n z_n \left[\frac{N}{mm} \right], q_0 = - \frac{\sum A_{i-j} q_{i-j}}{\sum A_{i-j}} \left[\frac{N}{mm} \right], \tau = \frac{q_T + \bar{q} + q_0}{t} [MPa]$$

Οι ισοδύναμες τάσεις προκύπτουν από το κριτήριο Von Mises: $\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma_{max}^2 + 3 \cdot \tau_{max}^2} [MPa]$

Ελέγχεται επίσης η αντοχή των Κοχλίων στη ρίζα της πτέρυγας: $p_b = \frac{T}{d \cdot t_1} [MPa]$, όπου T η δύναμη που ασκείται στον κοχλία, d η διάμετρος του και t_1 το πάχος της φλάντζας. Γνωρίζοντας την Καμπτική Ροπή M και την Δευτεροβάθμια Ροπή Αδράνειας I κατά μήκος της διατομής, δύναται να υπολογιστεί η Μετατόπιση του ακροπερυγίου, μέσω Μεθόδου Επιφανειών Καμπυλότητας. Διαιρώντας την Καμπτική Ροπή M με το Μέτρο Ελαστικότητας E και την Δευτεροβάθμια Ροπή Αδράνειας I προκύπτει μια καμπύλη πανομοιότυπη με της Καμπτικής Ροπής αλλά διαφορετικού μέτρου. Το εμβαδόν κάτωθεν της καμπύλης αυτής ισούται με την συνολική μετατόπιση της δοκού και άρα του ακροπερυγίου. Το εμβαδόν υπολογίζεται και πάλι με αριθμητική ολοκλήρωση.

$$v_2 = v_1 + \theta_1(x_2 - x_1) + \int_{x_1}^{x_2} \frac{M(x)}{E \cdot I(x)} (x_2 - x_1) dx [m]$$

Τέλος, από το βιβλίο του Raymer δύναται να υπολογιστεί η απαιτούμενη Απόσταση Απογείωσης του αεροσκάφους, υπολογίζοντας τον Παράγοντα Απογείωσης και παρεμβάλλοντας την τιμή αυτή με την Απόσταση

Απογείωσης στο διάγραμμα. $(TOP) = \frac{(W/S)}{\sigma C_{L,max}(HP/W)}$, όπου W/S η φόρτιση πτέρυγας σε $\frac{lb}{ft^2}$, δηλαδή το μέγιστο βάρος

απογείωσης του αεροσκάφους διά την επιφάνεια της πτέρυγας, $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{@sea\ level}}$ είναι η αναλογία πυκνότητας που ισούται με $\sigma = 1$ στο επίπεδο της θάλασσας, $C_{L,max}$ είναι ο μέγιστος συντελεστής άντωσης και (HP/W) είναι η αναλογία ισχύος-βάρους του αεροσκάφους σε $\frac{HP}{lb}$.

Η παρούσα Μεθοδολογία μπορεί να εφαρμοστεί στα πλαίσια της Διπλωματικής για Δομική Ανάλυση αμφότερων των διατάξεων της πτέρυγας πριν και μετά την εγκατάσταση συστήματος Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης. Ανάλογη σύγκριση θα ήτο χρήσιμο να πραγματοποιηθεί και σε λογισμικό Ανάλυσης Πεπερασμένων Στοιχείων, εφόσον είχε προηγηθεί σχεδιασμός και μοντελοποίηση της πτέρυγας.

ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ			
LSA	Ελαφρύ Σπορ Αεροσκάφος	I (m⁴)	Δευτεροβάθμια Ροπή Αδράνειας
Spar	Κύρια Δοκός	n	Συντελεστής Υπερφόρτισης
Rear Channel	Δευτερεύουσα Δοκός	c (m)	Χορδή
Ribs	Νευρώσεις	V (m/s)	Ταχύτητα
Skin	Επιδερμίδα	W/S (lbs/ft²)	Φόρτιση Πτέρυγας
Flaps	Υπεραντωτικά Πτερύγια	p_b (MPa)	Τάση Κοιλία
Ailerons	Πηδάλια Κλίσης	HP/W (HP/lbs)	Ισχύς προς Βάρος
Slipstream Effect	Φαινόμενο Απορεύματος	C_L	Συντελεστής Άντωσης
S_y (MPa)	Όριο Διαρροής	C_D	Συντελεστής Οπισθέλκουσας
S_u (MPa)	Όριο Θραύσης	C_M	Συντελεστής Ροπής Πρόνευσης
S_s (MPa)	Όριο Διάτμησης	S (m²)	Επιφάνεια
σ_{eq} (MPa)	Ισοδύναμη Τάση	TOP	Παράμετρος Απογείωσης
σ (MPa)	Ορθή Τάση	v (m)	Βέλος Κάμψης
τ (MPa)	Διατμητική Τάση	M_T (Nm)	Ροπή Στρέψης
Q (N)	Διατμητική Δύναμη	M_P (Nm)	Ροπή Πρόνευσης
M (Nm)	Καμπτική Ροπή	L (N/m)	Άντωση
q (N/mm)	Διατμητική Ροή	D (N/m)	Οπισθέλκουσα
t (mm)	Πάχος Ελάσματος	ρ (kg/m³)	Πυκνότητα
E (GPa)	Μέτρο Ελαστικότητας	d (mm)	Διάμετρος