



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΚΑΙ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΦΑΡΜΟΣΜΕΝΗΣ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ, ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ

ΥΛΙΚΩΝ & ΕΜΒΙΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ & ΑΝΤΟΧΗΣ ΥΛΙΚΩΝ

ΕΚΤΕΝΗΣ ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

**ΔΟΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΕΠΙΒΑΤΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΜΕ
ΚΑΤΑΝΕΜΗΜΕΝΗ ΠΡΩΩΣΗ**

ΓΙΑΝΝΕΛΟΣ ΒΑΣΙΛΕΙΟΣ

1067248

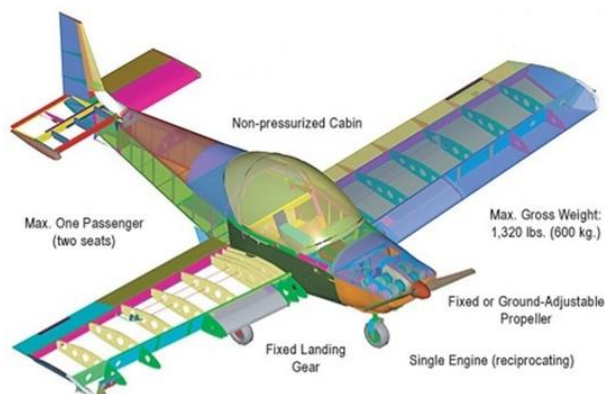
**Επιβλέπων Καθηγητής
ΛΑΜΠΕΑΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ**

ΠΑΤΡΑ, Μάρτιος 2024

Η εκτενής περίληψη στην Ελληνική γλώσσα της Διπλωματικής Εργασίας του φοιτητή Γιαννέλου Βασιλείου με αριθμό μητρώου 1067248 πραγματεύεται την Δομική Ανάλυση Πτέρυγας Επιβατικού Αεροσκάφους με Κατανεμημένη Πρόωση.

Στο 1^ο Κεφάλαιο παρουσιάζεται ο ορισμός της Κατανεμημένης Πρόωσης.

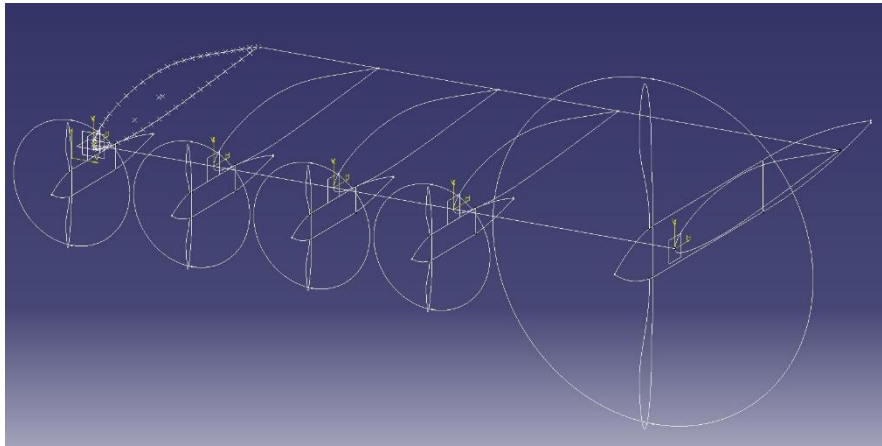
Στο 2^ο Κεφάλαιο, στα πλαίσια της Βιβλιογραφικής Ανασκόπησης που έλαβε χώρα, παρατίθενται διάφορες μορφές Κατανεμημένης Πρόωσης, καθώς και πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα που προκύπτουν από διατάξεις Κατανεμημένης Πρόωσης. Στην συνέχεια γίνεται μια σύντομη αναφορά στις αυξανόμενες απαιτήσεις σχετικά 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 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 Διπλωματικής 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 του Zodiac CH 650 B παρουσιάζει διέδρη γωνία (dihedral angle) 5.65 μοιρών, εκπέτασμα 3.255m και παρουσιάζει επίσης ίσιο χείλος προσβολής (leading edge) και κωνικό (tapered) χείλος εκφυγής (trailing edge), με χορδή ρίζας ίση με 1.6m και χορδή ακροπτερυγίου ίση με 1.4m. Περαιτέρω διαστάσεις, μεγέθη και χαρακτηριστικά παρατίθενται στην Διπλωματική Εργασία. Η δομή της πτέρυγας 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 περύγια (Flaps) που είναι υπεραντωτικές συσκευές και τα πηδάλια (Ailerons) που χρησιμοποιούνται κατά τον ελιγμό του αεροσκάφους. Στην τελευταία ενότητα του 3^{ου} Κεφαλαίου, παρατίθεται η έμπνευση της διάταξης η οποία προκύπτει από το πειραματικό αεροσκάφος X-57 Maxwell της NASA. Το X-57 αποτελεί μετατροπή του επιβατικού αεροσκάφους Tecnam 2006T, το οποίο διαθέτει δύο προπέλες που περιστρέφονται από κινητήρες εσωτερικής καύσης, μία σε κάθε φτερό. Κατά την μετατροπή του σε ηλεκτρικό αεροσκάφος, εξοπλίστηκε με σύστημα Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης, αλλά αντίθετα με την διάταξη του Zodiac CH 650 B στη Διπλωματική αυτή που θεωρεί σύστημα Κυψελών Υγρού Υδρογόνου, στο X-57 Maxwell ακολουθήθηκε σύστημα Μπαταριών. Το σύστημα Κατανεμημένης Πρόωσης του X-57 αποτελείται από δύο μονάδες προπέλας-ηλεκτροκινητήρα «πλεύσης» στα ακροπτερύγια και δώδεκα μονάδες προπέλας-ηλεκτροκινητήρα «υψηλής άντωσης» μοιρασμένες κατά το εκπέτασμα. Η προτεινόμενη διάταξη για το Zodiac CH 650 B βασίζεται στη φιλοσοφία του X-57

Maxwell αλλά παρουσιάζει κάποιες διαφορές. Καταρχάς, το σύστημα Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης τροφοδοτείται από ένα σύστημα Κυψελών Υδρογόνου το οποίο θεωρείται ότι βρίσκεται στην άτρακτο μαζί με την Δεξαμενή Υδρογόνου. Σύμφωνα με τις πηγές που αναφέρονται στην Διπλωματική Εργασία, το υδρογόνο έχει περίπου τριπλάσια ενεργειακή πυκνότητα από το αεροπορικό καύσιμο, ενώ οι κυψέλες υδρογόνου έχουν περίπου διπλάσια θερμική απόδοση από μία μηχανή εσωτερικής καύσης. Συνεπώς, το ισοδύναμο των 65kg καυσίμου που έχει το Zodiac είναι 11.2kg υδρογόνου. Ένα αεροσκάφος τύπου LSA έχει βαρυμετρικό δείκτη 0.37 ο οποίος ισούται με το βάρος του καυσίμου προς το άθροισμα βάρους καυσίμου και βάρους δεξαμενής. Συνεπώς, η δεξαμενή υπολογίζεται ότι ζυγίζει 19kg. Γίνεται θεώρηση συνολικού βάρους Κυψελών Υδρογόνου και Δεξαμενής ίσου με 265kg, και όπως γίνεται αντιληπτό, οι κυψέλες υδρογόνου καταλαμβάνουν το περισσότερο από τα 265kg, καθιστώντας την θεώρηση αυτή πιθανώς συντηρητική. Η αφαίρεση της μπροστινής προπέλας, της MEK και του καυσίμου μειώνει το βάρος κατά 191kg. Το προτεινόμενο σύστημα Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης στο Zodiac CH 650 B αποτελείται από δύο μονάδες προπέλας-ηλεκτροκινητήρα «πλεύσης» στα ακροπτερύγια και οκτώ μονάδες προπέλας-ηλεκτροκινητήρα «υψηλής άντωσης» μοιρασμένες κατά το εκπέτασμα. Οι προπέλες πλεύσης έχουν διάμετρο 1.6m ενώ οι προπέλες υψηλής άντωσης έχουν διάμετρο 0.58m. Οι άξονες των μονάδων υψηλής άντωσης απέχουν μεταξύ τους 0.6m και καλύπτουν το μεγαλύτερο μέρος του εκπετάσματος. Κάθε αερόψυκτος ηλεκτροκινητήρας πλεύσης (Siemens SP90G) ζυγίζει 13kg και έχει συνεχή ισχύ 80hp (μέγιστη 87hp). Κάθε αερόψυκτος ηλεκτροκινητήρας υψηλής άντωσης (MGM Compro REG 60) ζυγίζει 3.75kg και έχει συνεχή ισχύ 14hp (μέγιστη 20hp). Κάθε προπέλα πλεύσης (E-Props 3-T-27-C4 3-blade Adjustable) ζυγίζει 12kg και παράγει ώση 1961N και 300Nm ροπής στις 2500 στροφές ανά λεπτό. Κάθε προπέλα υψηλής άντωσης (Custom E-Props 5-P-72-115 5-blade Folding) ζυγίζει 3.25kg και παράγει ώση 618N και 65Nm ροπής στις 4500 στροφές ανά λεπτό. Λαμβάνοντας υπόψη όλες τις προαναφερθείσες μετατροπές καθώς και τον Μετατροπέα (Inverter) συνεχούς-σε-συνεχές ρεύμα, ισχύος 210kW και κατάλληλο για Κυψέλες Υδρογόνου, ο οποίος

ζυγίζει 20kg, υπολογίζουμε αλλαγή του Μεγίστου Βάρους Απογείωσης του αεροσκάφους από τα 600kg στα 800kg. Η μέγιστη ισχύς της διάταξης Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης είναι 272hp, με τα 112hp να ανήκουν στις μονάδες υψηλής άντωσης. Οι προπέλες πλεύσης στα ακροπτερύγια είναι υπεύθυνες για την πλεύση του αεροσκάφους με 160hp, νούμερο ελαφρώς αυξημένο κατά 40hp από την συμβατική διάταξη, αποζημιώνοντας την αύξηση του βάρους. Επίσης, οι προπέλες πλεύσης περιστρέφονται προς τα «έξω» ώστε να έχουν αντίθετη φορά και να εξαλείφουν τις δίνες των ακροπτερυγίων που προκαλούνται από την διαφορά πίεσης στην άνω και την κάτω πλευρά της αεροτομής, μειώνοντας την επαγόμενη οπισθέλκουσα και αυξάνοντας την αποδοτικότητα του αεροσκάφους. Τέλος, οι προπέλες υψηλής άντωσης κατά την πλεύση δύνανται να αναδιπλωθούν ώστε να μειώνουν την οπισθέλκουσα και να αυξάνουν την αποδοτικότητα. Οι προπέλες υψηλής άντωσης μπορούν να χρησιμοποιούνται κυρίως κατά την απογείωση και την προσγείωση για επίτευξη σύντομης απογείωσης-προσγείωσης ή κατά την πραγματοποίηση απότομων ελιγμών.



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 η συναρτήσει της ταχύτητας του αεροσκάφους. Ο μέγιστος Συντελεστής Υπερφόρτισης αφορά προφανώς το σενάριο χειρίστης 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 Ωση, 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 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 υπόψη ότι η Δομική Ανάλυση λαμβάνει χώρα για το σενάριο μέγιστης φόρτισης με Συντελεστή Υπερφόρτισης $n = 3.8$, και για γνωστές τιμές βάρους του αεροσκάφους και στις δύο διατάξεις του (600kg/800kg), δύναται να υπολογιστεί η ταχύτητα από την εξίσωση της Άντωσης, χρησιμοποιώντας την μισή τιμή του βάρους και την επιφάνεια της μίας πτέρυγας. Για το αεροσκάφος δίχως ΚΗΠ υπολογίζεται ταχύτητα 54m/s ενώ για το αεροσκάφος με ΚΗΠ υπολογίζεται ταχύτητα περίπου 62m/s. Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι η ταχύτητα αυτή είναι η ταχύτητα του αέρα με τον οποίο αλληλεπιδρά το χείλος προσβολής της πτέρυγας. Επομένως στην αρχική διάταξη που η πτέρυγα δεν είναι εξοπλισμένη με έλικες, η ταχύτητα αυτή είναι και η ταχύτητα του αεροσκάφους. Στην διάταξη ΚΗΠ ωστόσο, η πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους είναι χαμηλότερη, αφού η υπολογισμένη ταχύτητα είναι συνυπολογίζοντας και την επαγόμενη ταχύτητα της έλικας.

Επιπλέον, επειδή το κοινό κριτήριο της Δομικής Ανάλυσης είναι ο ίδιος Συντελεστής Υπερφόρτισης, ζητούμενο είναι και στις δύο διατάξεις να παράγεται από κάθε πτέρυγα Άντωση ίση με 3.8 φορές το μισό βάρος του αεροσκάφους. Στην διάταξη ΚΗΠ, δεν καλύπτεται όλο το εκπέτασμα με έλικες υψηλής άντωσης λόγω ύπαρξης και της έλικας πλεύσης αλλά και των μικρών διακένων, συνεπώς η συνολική παραγόμενη Άντωση είναι χαμηλότερη από αυτή που πρέπει. Επομένως, με δοκιμές καταλήγουμε στην ταχύτητα αέρα 67m/s για το φάσμα των ελίκων υψηλής άντωσης και 46m/s για το φάσμα έλικας πλεύσης. Από τις εξισώσεις του Φαινομένου Απορεύματος μπορούμε να υπολογίσουμε την πραγματική ταχύτητα του αεροσκάφους, που είναι 32m/s. Έχοντας υπολογίσει την διακριτοποιημένη Κατανομή Άντωσης για κάθε διάταξη και φάσμα, 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. Οι υπολογισμοί γίνονται στο Excel της Microsoft και η διακριτοποίηση της πτέρυγας κατά μήκος του εκπετάσματος γίνεται με βήμα 5mm, δημιουργώντας άρα 650 τμήματα από 651 σημεία.

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 Ώση 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.

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

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.

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

Στην αρχική διάταξη η μετατόπιση του ακροπερυγίου υπολογίζεται στα 78.4mm ενώ στην διάταξη Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης η μετατόπιση του ακροπερυγίου υπολογίζεται στα 71.55mm.

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

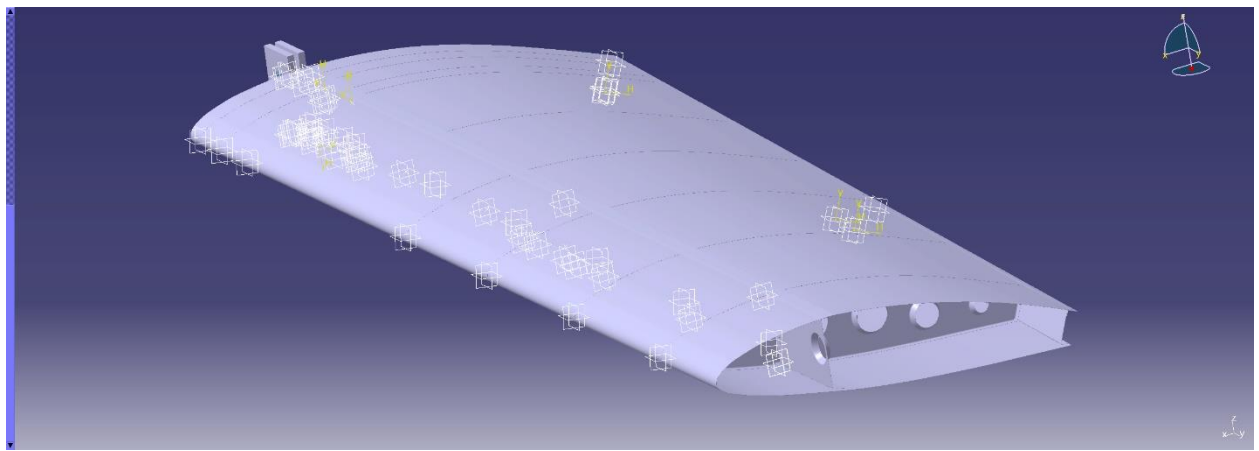
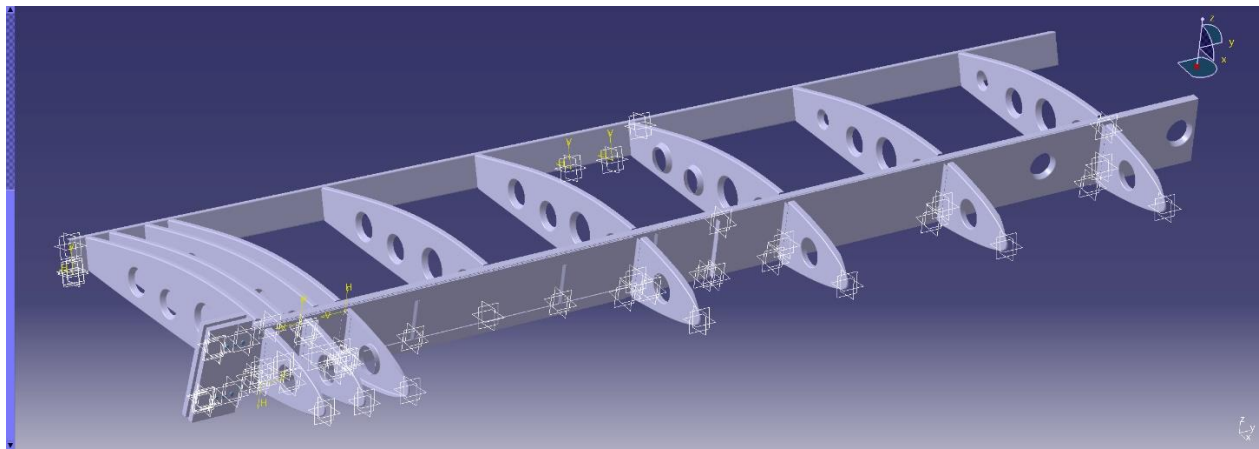
πτέρυγας, $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{@sea\ level}}$ είναι η αναλογία πυκνότητας που ισούται με $\sigma = 1$ στο επίπεδο της

θάλασσας, $C_{L,max}$ είναι ο μέγιστος συντελεστής άντωσης και (HP/W) είναι η αναλογία ισχύος-

βάρους του αεροσκάφους σε $\frac{HP}{lb}$. Η απόσταση απογείωσης του αεροσκάφους στην αρχική του διάταξη δίνεται ίση με 152m και επαληθεύεται με υπολογισμό από το διάγραμμα, ενώ στο αεροσκάφος με σύστημα Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης η απόσταση απογείωσης υπολογίζεται ίση με 107m, κάνοντας μια θεώρηση σχετικά με τον μέγιστο συντελεστή άντωσης με τα υπεραντωτικά πτερύγια κάτω. Παρατίθενται τα αποτελέσματα της Αναλυτικής Μεθόδου:

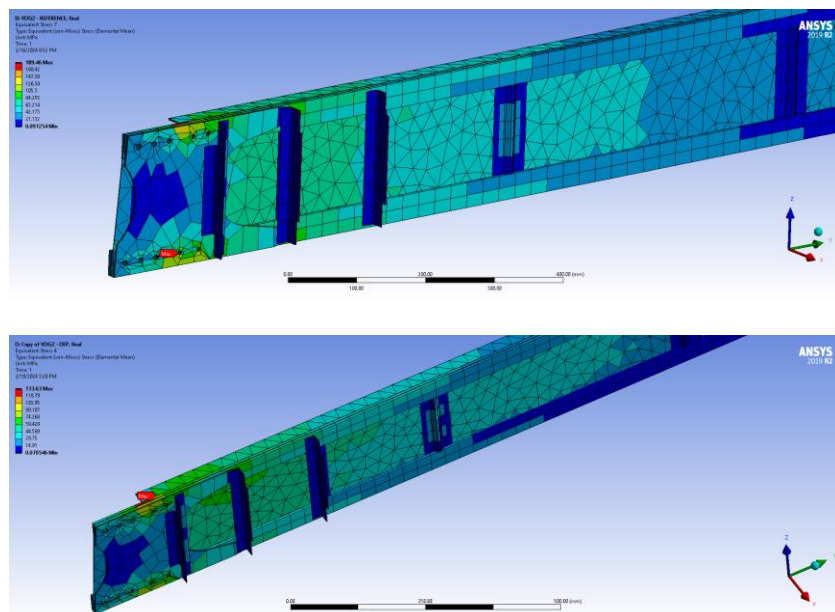
STRUCTURAL	REFERENCE CONFIGURATION	DEP CONFIGURATION	PERFORMANCE	REFERENCE CONFIGURATION	DEP CONFIGURATION
MAX PITCHING MOMENT (WITH LOAD FACTOR) [NM]	952	1465	MTOW [KG]	600	800
MAX TORSION MOMENT (WITH LOAD FACTOR) [NM]	2740	3635	MAX POWER [HP]	120	272
MAX AERODYNAMIC LIFT (WITH LOAD FACTOR) [N]	11217	15041	CRUISE POWER [HP]	120	160
MAX AERODYNAMIC DRAG (WITH LOAD FACTOR) [N]	166	223	ANALYSIS LOAD FACTOR	+3.8	+3.8
MAX SHEAR FORCE QZ [N]	8145	11666	CORRECTLY BANKED TURN ANGLE (DEG)	74.74	74.74
MAX BENDING MOMENT MX [NM]	12449	14730	TOTAL LIFT (WITH LOAD FACTOR) [N]	11217	15041
MAX SHEAR FORCE QX [N]	166	223	LIFT LEVER ARM (TO FUSELAGE AXIS) [M]	2.1	1.82
MAX BENDING MOMENT MZ [NM]	247	304	STALL SPEED (NO FLAPS, WITH LOAD FACTOR) [KM/H KNOTS]	195 105.3	115 62
MAX FLANGE NORMAL STRESS [MPA]	114.8	135.8	MINIMUM MANEUVER RADIUS (WITH LOAD FACTOR) [M FT]	81 265.75	28.5 93.5
MAX WEB SHEAR STRESS [MPA]	46.3	67	STALL SPEED* [KM/H KNOTS]	70 37.8	63 34
MAX SKIN SHEAR STRESS [MPA]	32.1	42.2	TAKEOFF DISTANCE* [M FT]	152 500	107 350
MAX EQUIVALENT STRESS [MPA]	118	143			
MINIMUM SAFETY FACTOR	2.3	1.9			
WING TIP DEFLECTION [MM]	78.4	71.55			

Στο 5^ο Κεφάλαιο πραγματοποιείται η Δομική Ανάλυση της πτέρυγας και στις δύο διατάξεις (αρχική διάταξη και διάταξη Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης) σε λογισμικό Πεπερασμένων Στοιχείων και συγκεκριμένα στο ANSYS Workbench. Αρχικά παρατίθεται μία εισαγωγή στην θεωρία των Πεπερασμένων Στοιχείων και έπειτα ξεκινά η μοντελοποίηση στο λογισμικό. Προτού αξιοποιηθεί το πακέτο λογισμικού ANSYS Workbench, είναι ανάγκη να σχεδιαστεί η πτέρυγα σε λογισμικό τρισδιάστατης σχεδίασης (CAD). Συγκεκριμένα επιλέγεται το λογισμικό CATIA V5 της Dassault Systemes όπου σχεδιάζεται το λεπτομερές μοντέλο της πτέρυγας του Zodiac CH 650 B σύμφωνα με τα κατασκευαστικά σχέδια της Zenith Air Company. Από τον σχεδιασμό παραλείπονται οι οπές των ήλων για λόγους υπολογιστικού κόστους.



Έπειτα, η μοντελοποίηση της πτέρυγας ξεκινά επιλέγοντας Στατική-Δομική ανάλυση στο ANSYS Workbench, επιλέγοντας τα υλικά που θα χρησιμοποιηθούν και τροποποιώντας αν χρειάζεται τις ιδιότητές τους (Αλουμίνιο 6061-T6 για την πτέρυγα, Ατσάλι για τους κοχλίες AN-5 και AN-4) και εισάγοντας την πτέρυγα σε μορφή STP. Έπειτα, αναδύεται το περιβάλλον Mechanical του ANSYS Workbench όπου καθορίζεται το υλικό κάθε σώματος, ο τύπος επαφής μεταξύ των σωμάτων που ακουμπάνε μεταξύ τους και εισάγονται «Απομακρυσμένα Σημεία». Στη συνέχεια, δημιουργείται το πλέγμα πεπερασμένων στοιχείων, το μέγεθος του οποίου δεν ορίζεται χαμηλότερα από 10mm για λόγους επαρκούς ακρίβειας και χαμηλού υπολογιστικού κόστους. Η μέθοδος αφήνεται στο αυτόματο ενώ η τάξη των στοιχείων αφήνεται επίσης στην ρύθμιση «Ελεγχόμενο από το Πρόγραμμα» καθώς η γραμμική τάξη ναι μεν υπολείπεται κάποιας ακρίβειας της τετραγωνικής αλλά προσφέρει χαμηλότερο υπολογιστικό κόστος. Σε λεπτότοιχα σώματα που χρησιμοποιούνταν ένα μόνο στοιχείο σε παραπάνω από μία διευθύνσεις, ήταν αναγκαίος ο διαμοιρασμός των ακμών σε δύο τουλάχιστον τμήματα ώστε να εξαλειφθεί το σφάλμα της

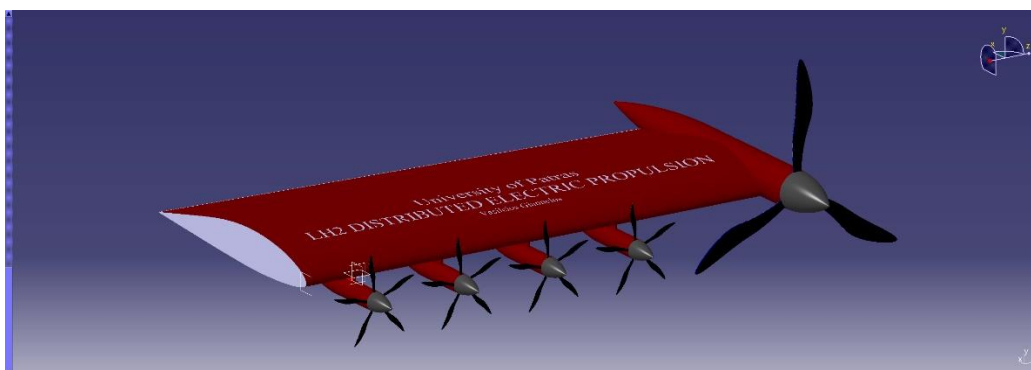
αναλογίας διαστάσεων. Στη συνέχεια, ορίζονται οι συνοριακές συνθήκες όπως η πάκτωση στην ρίζα της πτέρυγας και συγκεντρωμένες δυνάμεις όπως το βάρος του καυσίμου για την αρχική διάταξη ή τα βάρη των ηλεκτροκινητήρων και οι ώσεις των ελίκων στην διάταξη Κατανεμημένης Ηλεκτρικής Πρόωσης. Αεροδυναμικά μεγέθη όπως η Άντωση, η Οπισθέλκουσα εισάγονται ως τμηματικές δυνάμεις χρησιμοποιώντας την λειτουργία «Κομβική Δύναμη» («Nodal Force») και επιλέγοντας τους κατάλληλους κόμβους κάθε τμήματος της πτέρυγας. Η Ροπή Πρόνευσης εισάγεται επίσης ως κατανεμημένες ροπές διατομής. Η πτέρυγα χωρίζεται σε 20 τμήματα με 21 σημεία και σε νέο φύλλο Excel υπολογίζονται οι δυνάμεις και ροπές σε κάθε ένα από τα 20 τμήματα για αμφότερες την αρχική διάταξη και την διάταξη με Κατανεμημένη Ηλεκτρική Πρόωση, ώστε να εισαχθούν από τον χρήστη στο ANSYS Workbench. Επίσης, εισάγεται η εντολή «Επιτάχυνση» («Acceleration») καθώς όπως έχει προαναφερθεί η Δομική Ανάλυση αφορά επιτάχυνση 3.8g γεγονός που επηρεάζει τα αδρανειακά μεγέθη. Στην ενότητα «Λύση» («Solution») του περιβάλλοντος Mechanical στο ANSYS Workbench, εισάγονται τα επιθυμητά μεγέθη προς επίλυση, όπως πχ ισοδύναμες, ορθές διατμητικές τάσεις, συνολική και ανά διεύθυνση μετατόπιση, ελαστική παραμόρφωση κλπ, για όλη την κατασκευή ή για οποιοδήποτε σώμα/ομάδα σωμάτων. Αφού το πρόγραμμα λύσει την Δομική Ανάλυση και για τις δύο διατάξεις, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα.



STRUCTURAL (SPAR)	REFERENCE CONFIGURATION	DEP CONFIGURATION
MAX EQUIVALENT (VON MISES) STRESS [MPA]	189.46	133.63
MAX NORMAL STRESS (Y AXIS) [MPA]	184.33	137.66
MAXIMUM SHEAR STRESS [MPA]	105.96	76.21
MAX SHEAR STRESS (YZ PLANE) (SPAR WEB) [MPA]	39.75	31.56

STRUCTURAL (WING)	REFERENCE CONFIGURATION	DEP CONFIGURATION
MAX EQUIVALENT (VON MISES) STRESS [MPA]	211.17	208.41
MAX NORMAL STRESS (Y AXIS) [MPA]	208.97	205.02
MAXIMUM SHEAR STRESS [MPA]	109.26	107.42
MAX SHEAR STRESS (XY PLANE) [MPA]	72.32	69.73
MAX SHEAR STRESS (XZ PLANE) [MPA]	31.97	75.44
MAX SHEAR STRESS (YZ PLANE) [MPA]	44.09	40.32
MAX TOTAL DEFORMATION [MM]	39.26	23.96
MAX DIRECTIONAL DEFORMATION (Z AXIS) [MM]	38.69	23.95
MAX EQUIVALENT (VON MISES) ELASTIC STRAIN [-]	0.0036841	0.0033172
MAX NORMAL ELASTIC STRAIN (X AXIS) [-]	0.0011009	0.0013957
MAX NORMAL ELASTIC STRAIN (Y AXIS) [-]	0.0029410	0.0027715
MAX NORMAL ELASTIC STRAIN (Z AXIS) [-]	0.0009089	0.0010821

Στο 6^ο Κεφάλαιο γίνεται μία ανασκόπηση της Διπλωματικής Εργασίας. Καταρχάς παρατίθενται και συγκρίνονται τα ευρήματα κάθε διάταξης για αμφότερες τις μεθόδους που χρησιμοποιήθηκαν, εξηγώντας πιθανές αποκλίσεις στα αποτελέσματα της αναλυτικής μεθόδου συγκριτικά με τα αντίστοιχα της μεθόδου πεπερασμένων στοιχείων. Στη συνέχεια εξάγονται κάποια συμπεράσματα αναφορικά με την Δομική Ανάλυση. Από Δομικής άποψης, η διάταξη Κατανεμημένης Πρόωσης αποδεικνύεται καλύτερη διάταξη από την αρχική καθώς επιτυγχάνεται ανακούφιση των συγκεντρωμένων τάσεων και μείωση των μέγιστων τάσεων στην ρίζα της πτέρυγας. Επίσης, οι δυνατότητες Σύντομης Απογείωσης-Προσγείωσης, η βελτίωση της απόδοσης του αεροσκάφους μέσω αύξησης της ευελιξίας σε ελιγμούς, η μείωση του θορύβου και οι μηδενικές εκπομπές διοξειδίου του άνθρακα λόγω του συστήματος Κυψελών Υδρογόνου, καθιστούν την Κατανεμημένη Πρόωση μία πολύ ελκυστική και βιώσιμη λύση για παρόντα και μελλοντικά αεροσκάφη. Τέλος παρατίθενται πεδία περαιτέρω έρευνας και επέκτασης των ευρημάτων αυτής της Διπλωματικής Εργασίας, πχ σχετικά με χρήση Σύνθετων Υλικών, διεξαγωγής Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής καθώς και διεξαγωγής Αεροδυναμικής και Δομικής Βελτιστοποίησης της διάταξης της Πτέρυγας.



ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ			
LSA	Ελαφρύ Σπορ Αεροσκάφος	p_b (MPa)	Τάση Κοχλία
Spar	Κύρια Δοκός	HP/W (HP/lbs)	Ισχύς προς Βάρος
Rear Channel	Δευτερεύουσα Δοκός	C_L	Συντελεστής Αντώσης
Ribs	Νευρώσεις	C_D	Συντελεστής Οπισθέλκουσας
Skin	Επιδερμίδα	C_M	Συντελεστής Ροπής Πρόνευσης
Flaps	Υπεραντωτικά Πτερύγια	S (m²)	Επιφάνεια
Ailerons	Πηδάλια Κλίσης	TOP	Παράμετρος Απογείωσης
Slipstream Effect	Φαινόμενο Απορεύματος	v (m)	Βέλος Κάμψης
S_y (MPa)	Όριο Διαρροής	M_T (Nm)	Ροπή Στρέψης
S_u (MPa)	Όριο Θραύσης	M_P (Nm)	Ροπή Πρόνευσης
S_s (MPa)	Όριο Διάτμησης	L (N/m)	Άντωση
σ_{eq} (MPa)	Ισοδύναμη Τάση	D (N/m)	Οπισθέλκουσα
σ (MPa)	Ορθή Τάση	ρ (kg/m³)	Πυκνότητα
τ (MPa)	Διατμητική Τάση	d (mm)	Διάμετρος
Q (N)	Διατμητική Δύναμη	MTOW	Μέγιστο Βάρος Απογείωσης
M (Nm)	Καμπτική Ροπή	Inverter	Μετατροπέας Ηλεκτρικού Ρεύματος
q (N/mm)	Διατμητική Ροή	STOL	Σύντομη Απογείωση-Προσγείωση
t (mm)	Πάχος Ελάσματος	Dihedral Angle	Γωνία Επιφάνειας Πτέρυγας με Επιφάνεια Εδάφους
E (GPa)	Μέτρο Ελαστικότητας	Tapered Wing	Πτέρυγα με Μεταβλητή Χορδή
I (m⁴)	Δευτεροβάθμια Ροπή Αδράνειας	Trailing Edge	Χείλος Προσβολής
n	Συντελεστής Υπερφόρτισης	Leading Edge	Χείλος Εκφυγής
c (m)	Χορδή	CAD	Τρισδιάστατος Σχεδιασμός με Υπολογιστή
V (m/s)	Ταχύτητα	DEP	Κατανεμημένη Ηλεκτρική Πρόωση
W/S (lbs/ft²)	Φόρτιση Πτέρυγας	FEA	Ανάλυση με Πεπερασμένα Στοιχεία