



**ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ**  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ & ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ

ΤΟΜΕΑΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΜΕΛΕΤΗΣ & ΣΧΕΔΙΑΣΗΣ ΜΕ ΤΗ ΒΟΗΘΕΙΑ Η/Υ



**cadlab aeronautics**

[www.cadlab.tuc.gr](http://www.cadlab.tuc.gr)

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗ

ΠΡΟΚΑΤΑΡΚΤΙΚΗ ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ ΜΕ ΣΥΝΘΕΤΑ ΥΛΙΚΑ

Χρήστος Αναστασόπουλος

Επιβλέπων Καθηγητής: Νικόλαος Μπιλάλης



## Περιεχόμενα

1. Περίληψη – Εισαγωγή .....	3
2. Αντικειμενικός στόχος .....	6
2.1 Εννοιολογική Σχεδίαση .....	6
2.2 Προκαταρκτική Σχεδίαση.....	8
2.3 Λεπτομερής Σχεδίαση.....	17
2.4 Παραγωγή – Δοκιμές – Υποστήριξη.....	19
3. Αρχιτεκτονική της πτέρυγας .....	22
4. Επιλογή σύνθετων υλικών .....	25
5. Ανάλυση της πτέρυγας με χρήση πεπερασμένων στοιχείων (FEM).....	30
5.1 Μοντελοποίηση .....	30
5.2 Φορτία και συνοριακές συνθήκες .....	37
5.3 Στατική ανάλυση.....	39
6. Συμπεράσματα.....	43
7. Βιβλιογραφία .....	44



## 1. Περίληψη – Εισαγωγή

Η χρήση των σύνθετων υλικών στην αεροναυπηγική κερδίζει τα τελευταία χρόνια όλο και περισσότερο έδαφος σε σχέση με τα συμβατικά μεταλλικά υλικά. Ο λόγος είναι οι άριστες μηχανικές τους ιδιότητες και συγκεκριμένα η πολύ καλή αντοχή τους σε σχέση με το χαμηλό τους βάρος. Ως σύνθετο υλικό ορίζεται ο συνδυασμός δύο τύπων υλικών από τις τρεις μεγάλες κατηγορίες υλικών, τα μέταλλα, τα πολυμερή συνθετικά (πλαστικά) και τα κεραμικά. Ο συνηθέστερος τύπος σύνθετου υλικού που χρησιμοποιείται στην αεροναυπηγική, είναι εκείνος του τύπου ίνες – μήτρα. Πρόκειται για λεπτές ίνες ενός υλικού, που είναι διεσπαρμένες μέσα σε μία μήτρα ενός άλλου υλικού. Η διασπορά των ινών μπορεί να είναι προσανατολισμένη ή και τυχαία, ανάλογα το μήκος των ινών.

Ενώ αρχικά τα σύνθετα υλικά αποτελούσαν το 5% της μάζας των πρώτων μαχητικών αεροσκαφών (F-16 falcon) στα οποία χρησιμοποιήθηκαν, έχει φτάσει στις μέρες μας να κατασκευάζονται αεροσκάφη κάθε τύπου εξολοκλήρου από σύνθετα υλικά. Παράλληλα με την εξέλιξη των σύνθετων υλικών αναπτύχθηκαν και συστήματα CAD, που ειδικεύονται στη σχεδίαση τέτοιων προϊόντων, υποστηρίζοντας τις επιθυμητές προσομοιώσεις και αναλύσεις για τη βελτιστοποίηση της σχεδίασής τους.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία γίνεται μία μελέτη γύρω από τη χρήση των σύνθετων υλικών στην αεροναυπηγική. Η διατριβή επικεντρώνεται στη φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης, κατά την οποία καθορίζονται οι επιθυμητές μηχανικές ιδιότητες του αεροσκάφους. Το εργαλείο που χρησιμοποιείται είναι το CATIA V5 R17 της Dassault, που είναι ένα από τα συστήματα CAD, που χρησιμοποιείται από τις περισσότερες αεροδιαστημικές βιομηχανίες παγκοσμίως. Ειδικότερα χρησιμοποιείται το Composite Design, που είναι μία εργαλειοθήκη ειδικά για τη σχεδίαση και ανάλυση με σύνθετα υλικά.

Τέλος, πραγματοποιείται μία εφαρμογή σε συνεργασία με την Ελληνική Αεροπορική Βιομηχανία και άλλα ευρωπαϊκά πανεπιστήμια και οργανισμούς, στα πλαίσια ενός ευρωπαϊκού ερευνητικού προγράμματος. Πρόκειται για την ανάπτυξη μικρών επιβατικών τζετ αεροσκαφών και γίνεται εφαρμογή στη σχεδίαση των πρόσθιων σταθεροποιητικών πτερύγων, τύπου Canard, με σύνθετα υλικά. Το συγκεκριμένο αεροσκάφος που εξετάζεται στην παρούσα εργασία είναι ήδη στην παραγωγή και εξυπηρετεί επιτυχώς επιχειρηματικές δραστηριότητες στελεχών, καθώς επίσης και την ομάδα της Ferrari στη Formula 1.



Στις εικόνες 1 και 2 φαίνεται το αεροσκάφος κατά την τροχοδρόμηση στον αεροδιάδρομο καθώς και λεπτομέρεια του ρύγχους με τη σταθεροποιητική πτέρυγα που αφορά την παρούσα εργασία.



**Εικόνα 1: Το αεροσκάφος σε τροχοδρόμηση**



**Εικόνα 2: Λεπτομέρεια του ρύγχους**



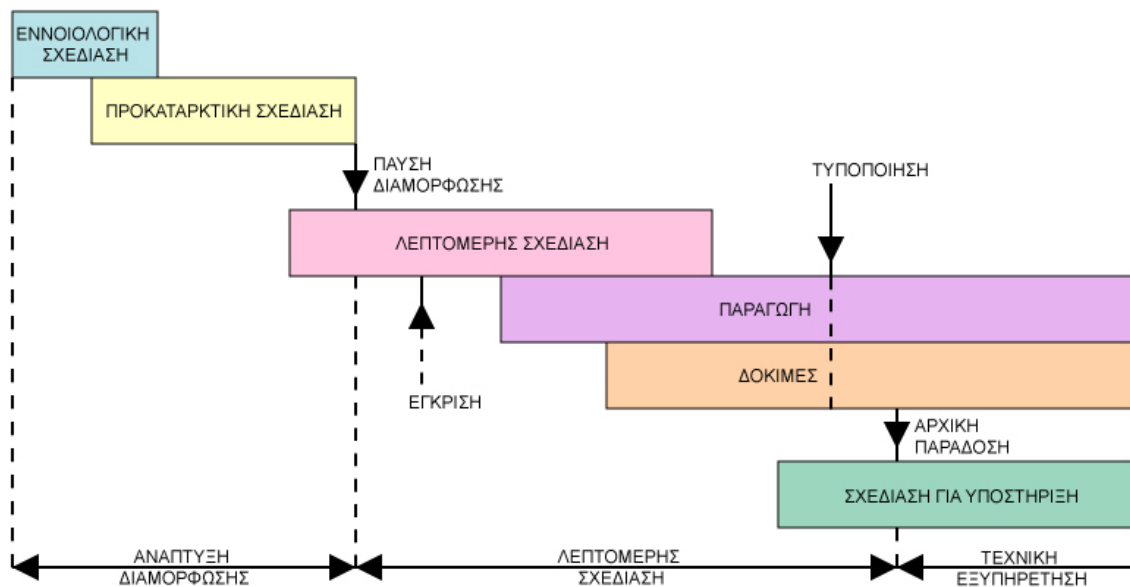
Αρχικά, η μελέτη και η κατασκευή του αεροσκάφους προέβλεπε μεταλλικά υλικά για τις σταθεροποιητικές πτέρυγες. Ωστόσο, ο ανασχεδιασμός και η εξέλιξή τους με τη χρήση ενός υβριδικού μοντέλου που περιλαμβάνει και σύνθετα υλικά κρίθηκε αναγκαίος, για τη βελτίωση των μηχανικών επιδόσεων, καθώς και τη μείωση του βάρους και του κόστους.



## 2. Αντικειμενικός στόχος

Το συγκεκριμένο ευρωπαϊκό ερευνητικό πρόγραμμα που εστιάζει κυρίως σε μικρά επιβατικά αεροσκάφη, σε μια προσπάθεια να αναπτύξει νέες τεχνικές παραγωγής, ανταγωνιστικές στην παγκόσμια αγορά της αεροναυπηγικής. Ο στόχος είναι με τις νέες τεχνικές να μειωθούν τόσο τα επιχειρησιακά κόστη των πτήσεων όσο και το κόστος συντήρησης. Επίσης, στοχεύει στον περιορισμό του χρόνου που απαιτείται για τη διάθεση του προϊόντος στην αγορά, καθώς και στη βελτιστοποίηση όλων των διαδικασιών κατά την ανάπτυξη του προϊόντος, από τη φάση της σχεδίασης ως την κατασκευή και τη συναρμολόγηση.

Στο Διάγραμμα 1 φαίνονται οι φάσεις κατά την ανάπτυξη ενός αεροσκάφους. Είναι σημαντικό ότι οι φάσεις διεξάγονται παράλληλα καθώς πληροφορίες ανταλλάσσονται μεταξύ των διαδικασιών, καθιστώντας την ανάπτυξη ενός τόσο σύνθετου προϊόντος μία εξ ολοκλήρου επαναληπτική διαδικασία.



Διάγραμμα 1: Μελέτη & Ανάπτυξη Αεροσκάφους

### 2.1 Εννοιολογική Σχεδίαση

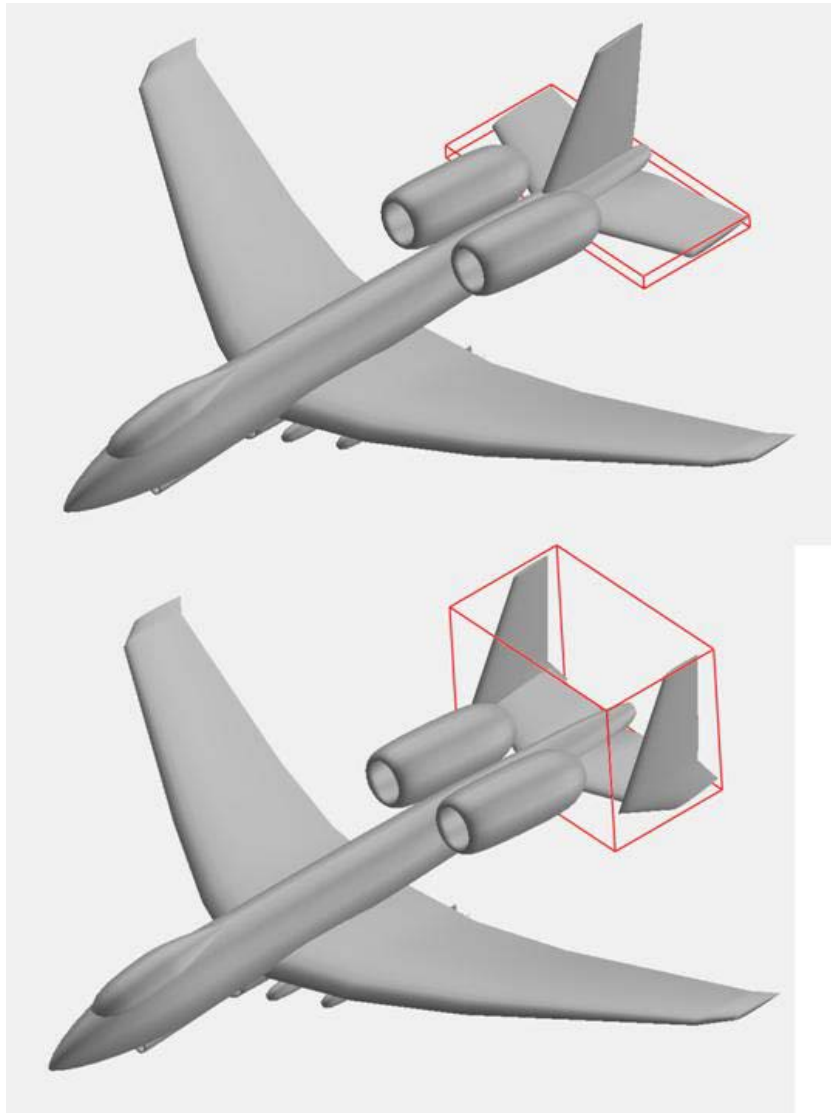
Η εννοιολογική σχεδίαση (conceptual design) περιλαμβάνει τη μελέτη και την έρευνα διαφορετικών σχεδιαστικών προτάσεων που ικανοποιούν τις απαιτήσεις και τις προδιαγραφές για νέο αεροσκάφος. Οι συγκριτικές μελέτες μεταξύ των εναλλακτικών προτάσεων γίνονται με τη βοήθεια ειδικών εργαλείων που περιβάλουν ένα μεγάλο εύρος κριτηρίων. Τυπικά, σε αυτή τη φάση η γεωμετρία που χρησιμοποιείται είναι εξαιρετικά απλοποιημένη και η ανάλυση των κριτηρίων παραμένει σε χαμηλά επίπεδα. Τα ουσιαστικά κριτήρια για την αξιολόγηση αυτών των σχεδιαστικών λύσεων είναι οι επιδόσεις του αεροσκάφους και των κύριων



υποσυστημάτων του και το κόστος, με όποιο τρόπο μπορεί προσεγγιστικά να υπολογιστεί.

Τα εργαλεία που χρησιμοποιούνται κατά την εννοιολογική σχεδίαση, εκτός από χειροποίητα σχέδια, είναι κατεξοχήν συστήματα CAD, που δίνουν έμφαση στην εύκολη αναπαράσταση ποικίλων γεωμετρικών ιδεών. Αυτά τα σχεδιαστικά εργαλεία οφείλουν να είναι εύχρηστα, παραμετρικά και να έχουν τη δυνατότητα οποιασδήποτε αναπαράστασης καμπυλών και επιφανειών. Μερικά από τα πιο δημοφιλή είναι το 3D Studio Max, το Rhinoceros, το Maya, αλλά και πιο σύνθετα συστήματα με περισσότερες δυνατότητες, όπως το CATIA και το Pro|ENGINEER, υποστηρίζουν την εννοιολογική σχεδίαση.

Στην εικόνα 3 παρουσιάζονται δύο ιδέες για ένα αεροσκάφος, στις οποίες εξετάζεται η διεύθυνση των ουραίων πτερύγων. Η αξιολόγηση σε αυτήν την περίπτωση μπορεί να γίνει βάσει των ενδεχόμενων επιδόσεων, των απαιτήσεων του πελάτη αλλά και του βάρους και του κόστους της διαμόρφωσης.

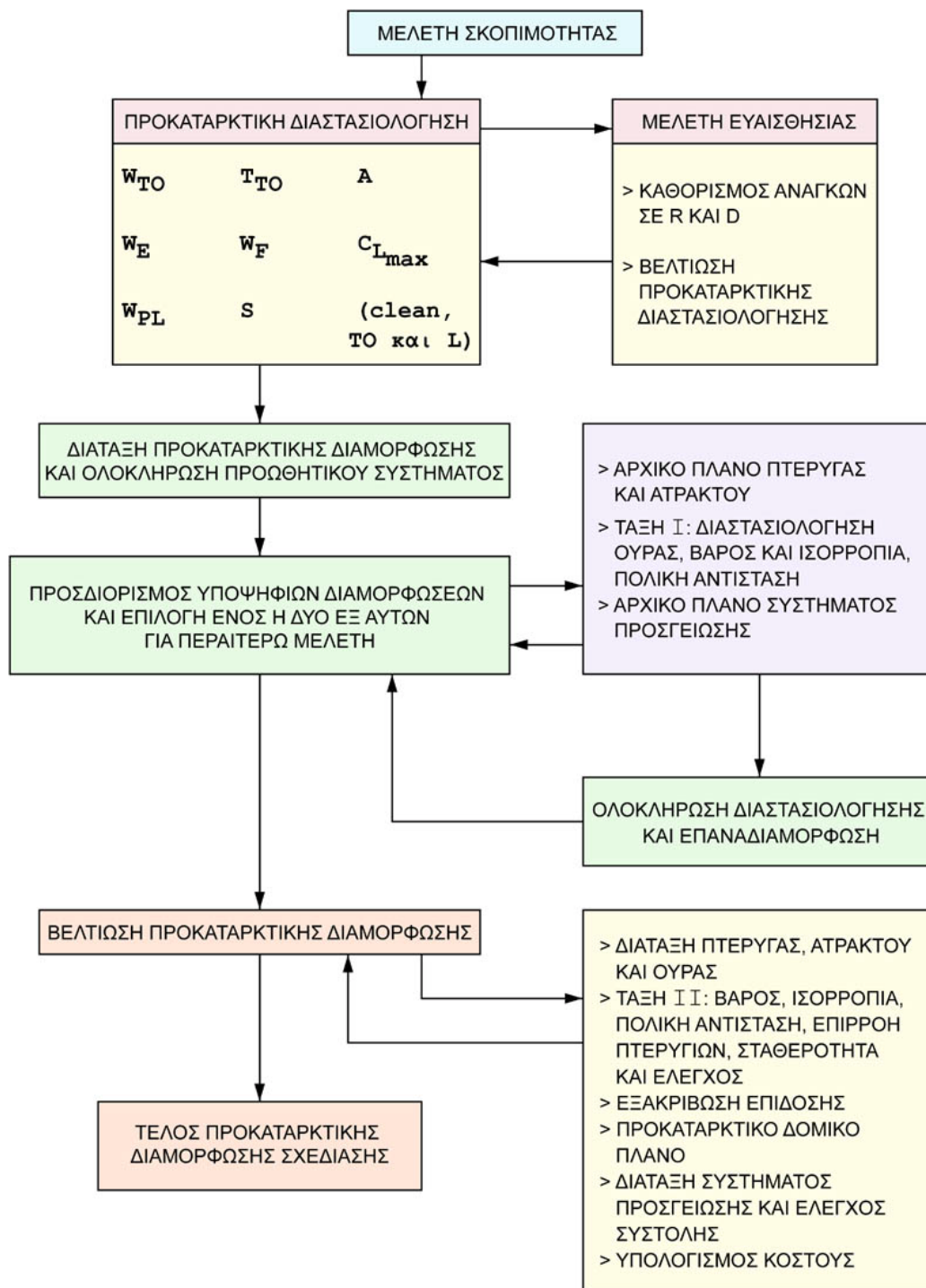


**Εικόνα 3: Ιδέες για την αρχιτεκτονική των ουραίων πτερύγων**



## 2.2 Προκαταρκτική Σχεδίαση

Παρατηρεί κανείς από το Διάγραμμα 1 ότι η προκαταρκτική σχεδίαση (preliminary design) μπορεί να ξεκινήσει από τα μέσα περίπου της εννοιολογικής σχεδίασης. Αυτό σημαίνει ότι η μελέτη των μηχανικών ιδιοτήτων και της ψηφιακής συμπεριφοράς του μοντέλου είναι δυνατό να επαναπροσδιορίσει την αρχική ιδέα. Στο Διάγραμμα 2 αναλύεται η φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης.

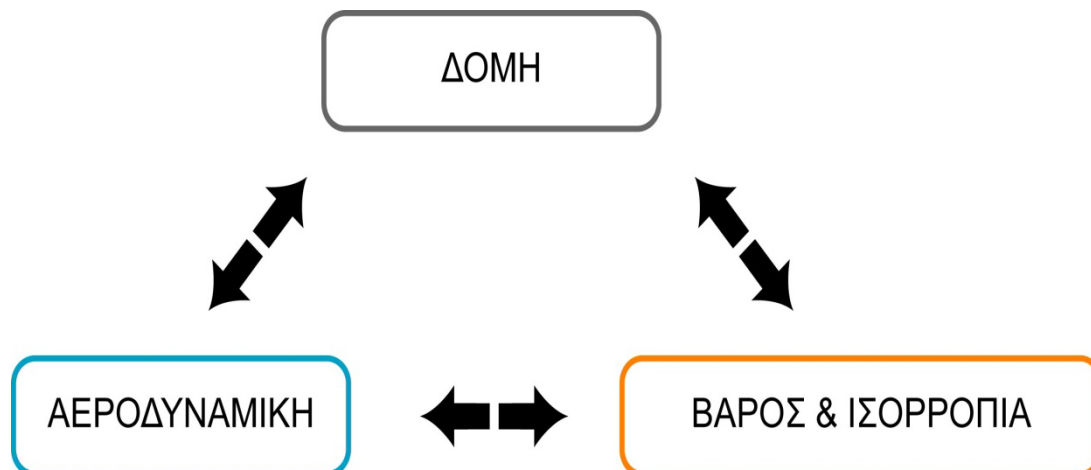


Διάγραμμα 2: Προκαταρκτική σχεδίαση





Η φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης περιέχει επίσης επαναληπτικές διαδικασίες και έχει πολύ-κριτήριο χαρακτήρα. Σε αυτήν την πρώιμη φάση, διαφορετικά και συχνά αντικρουόμενα κριτήρια χρειάζονται πληροφορίες και δεδομένα που ακόμη δεν έχουν καθορισθεί. Στην εικόνα 4 βλέπουμε τα τρία βασικά αντικρουόμενα κριτήρια που οφείλουν να συνυπολογιστούν για τη σύνθεση της βέλτιστης διαμόρφωσης.



**Εικόνα 4: Η δομή, η αεροδυναμική και το βάρος με την ισορροπία αντικρούονται κατά τη σύνθεση της βέλτιστης διαμόρφωσης**

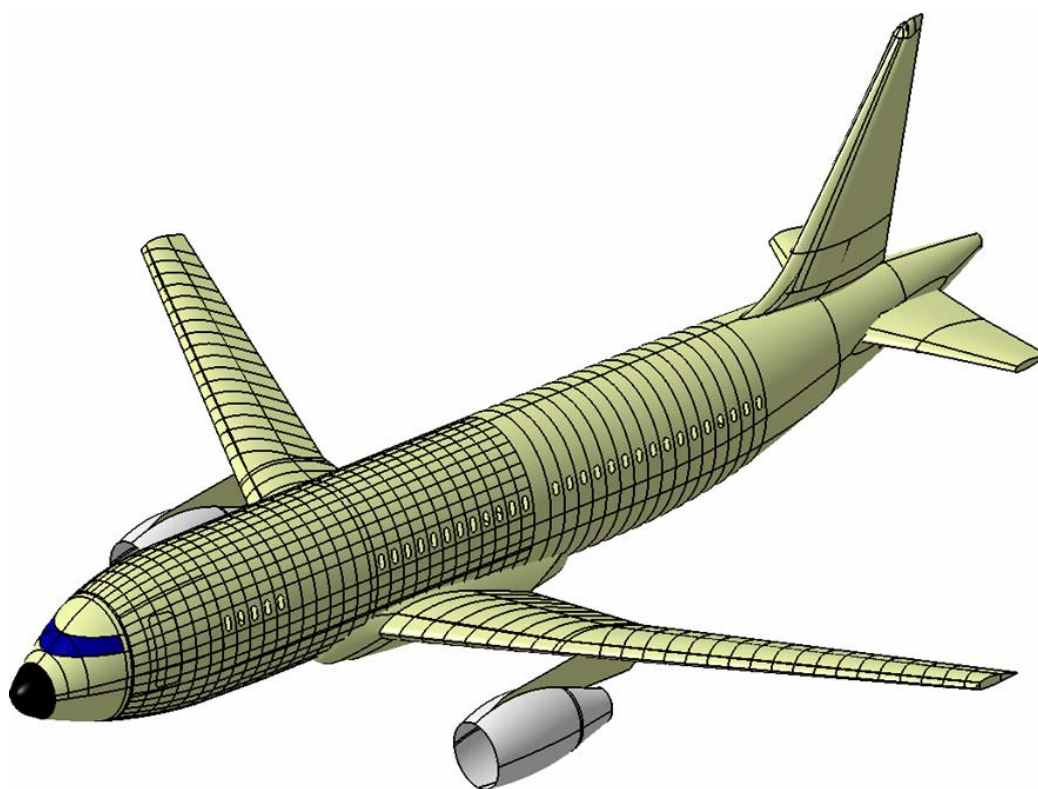
Για να εκτελεστεί η δομική σχεδίαση για αντοχή και να γίνουν οι απαραίτητοι υπολογισμοί, είναι ανάγκη να γνωρίζουμε τα αεροδυναμικά φορτία που θα υποστηρίζονται από τη δομή, καθώς επίσης κάποιες παραμέτρους κλειδιά, όπως το άνοιγμα των πτερύγων ή το συνολικό μήκος του αεροσκάφους. Για να μπορεί η αεροδυναμική να παρέχει αυτές τις πληροφορίες στη δομή, χρειάζεται να γνωρίζει το βάρος και τη διευθέτησή του στα επιμέρους τμήματα του αεροσκάφους, ώστε να υπολογιστεί η απαραίτητη άνωση, οι θέσεις των πτερύγων και η γεωμετρία. Είναι προφανές, ότι το βάρος μπορεί να εκτιμηθεί μόνον όταν το πρώτο σχέδιο έχει αναπτυχθεί με συγκεκριμένη δομή και καθορισμένες διαστάσεις. Ειδικά εργαλεία έχουν αναπτυχθεί, όπως τα συστήματα παραμετρικής σχεδίασης, τα συστήματα μηχανικής ανάλυσης, τα συστήματα υπολογιστικής αεροδυναμικής και διάφορες μέθοδοι βελτιστοποίησης της σχεδίασης για να επιταχυνθεί η επαναληπτική διαδικασία σύνθεσης – ανάλυσης. Το κλειδί σε αυτήν την απαιτητική διαδικασία είναι η ομαλή διασύνδεση μεταξύ των διαφορετικών εργαλείων, με σκοπό την άρτια συνεργασία και την ανταλλαγή δεδομένων. Στη φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης είναι επιθυμητό η γεωμετρία να είναι όσο το δυνατόν πιο απλοποιημένη, ώστε να επιτρέπει το μέγιστο των εφικτών τροποποιήσεων και να αξιολογεί γρήγορα τις πιθανές λύσεις. Υπάρχουν διάφορες δοκιμασμένες πλατφόρμες και συνδυασμοί λογισμικών και εργαλείων με τις επιθυμητές δυνατότητες συνεργασίας, καθώς επίσης πολλές εταιρίες χρησιμοποιούν δικά τους λογισμικά και κώδικες για να πετύχουν την ομαλότερη διασύνδεση. Αξίζει να αναφερθεί σε αυτό το σημείο ότι τα περισσότερα από τα εμπορικά λογισμικά αναπτύχθηκαν από τις ίδιες τις εταιρίες



που αναζητούσαν λύσεις σε προβλήματα σχεδίασης και μελέτης των προϊόντων τους.

Αναλυτικότερα, η μελέτη σκοπιμότητας ξεκινάει με την προκαταρκτική διαστασιολόγηση, η οποία ανατροφοδοτείται από τη μελέτη ευαισθησίας και τις ανάγκες για επιθυμητή ακτίνα δράσεως και αντίσταση του αέρα. Οι παράμετροι στην προκαταρκτική διαστασιολόγηση είναι το μεικτό βάρος απογείωσης ( $W_{TO}$ ), η μέγιστη ώθηση απογείωσης ( $T_{TO}$ ), η επιμήκυνση της πτέρυγας, ήτοι ο λόγος του τετραγώνου του ανοίγματος της πτέρυγας προς το εμβαδόν της πτέρυγας ( $A$ ), το άδειο βάρος ( $W_E$ ), το επιχειρησιακό βάρος ( $W_F$ ) ο μέγιστος συντελεστής ανύψωσης ( $C_{Lmax}$ ), το βάρος του ωφέλιμου φορτίου ( $W_{PL}$ ), και το εμβαδόν της πτέρυγας ( $S$ ). Αφού καθοριστούν οι βέλτιστες τιμές, γίνεται μία διάταξη της προκαταρκτικής διαμόρφωσης και παράλληλα ολοκληρώνεται το προωθητικό σύστημα. Στη συνέχεια, προσδιορίζονται οι υποψήφιες διαμορφώσεις και επιλέγονται δύο εξ αυτών για περαιτέρω μελέτη. Σε αυτό το σημείο σχεδιάζεται το αρχικό πλάνο της πτέρυγας και της ατράκτου, διαστασιολογείται σε πρώτο βαθμό η ουρά, καθορίζεται το βάρος για τις συγκεκριμένες διαμορφώσεις, καθώς επίσης και η ισορροπία και η αντίσταση του αέρα. Ένα αρχικό πλάνο δημιουργείται και για το σύστημα προσγείωσης. Με την ολοκλήρωση της διαστασιολόγησης και της επαναδιαμόρφωσης προχωρούμε στην εκλέπτυνση της προκαταρκτικής διαμόρφωσης, προσδιορίζοντας τη διάταξη της πτέρυγας, της ατράκτου, της ουράς και αναλύοντας σε δεύτερο πλέον βαθμό το βάρος, την ισορροπία, την αντίσταση, τη συμπεριφορά των πτερύγων, τη σταθερότητα και τον έλεγχο του αεροσκάφους. Παράλληλα, εξακριβώνονται οι επιδόσεις όλων των επιμέρους στοιχείων και του συνόλου του αεροσκάφους, διαμορφώνεται το προκαταρκτικό δομικό πλάνο, σχεδιάζεται η διάταξη του συστήματος προσγείωσης και γίνεται ο έλεγχος της συστολής των εξαρτημάτων. Τέλος, προσδιορίζεται το κόστος για τη συγκεκριμένη διαμόρφωση. Το κόστος βέβαια πρόκειται να παρεκκλίνει από αυτήν την εκτίμηση, ωστόσο σε αυτό το σημείο συμμετέχει στα κριτήρια για την επιλογή της βέλτιστης διαμόρφωσης. Με την επιλογή της βέλτιστης συνολικής διαμόρφωσης τελειώνει η φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης.

Στην εικόνα 5 παρουσιάζεται ένα ιεραρχικά διασυνδεδετικό-παραμετρικό μοντέλο αεροσκάφους. Με τον όρο “διασυνδεδετικό” (associative) εννοούμε ένα αρχείο μοντέλου το οποίο δύναται να συνεργαστεί και να λειτουργήσει με βοηθητικά λογισμικά με σκοπό να προσομοιωθεί ή να μελετηθεί σε διάφορα πεδία, όπως για παράδειγμα ανάλυση για αντοχή και αεροδυναμική ανάλυση. Το μοντέλο της εικόνας 5 είναι ουδέτερο (generic) και χρησιμοποιείται για να απεικονίσει συγκεκριμένες ιδέες. Εκ των πραγμάτων, δεν σκοπεύει να αναπαραστήσει με ακρίβεια κανένα συγκεκριμένο τύπο αεροσκάφους.



**Εικόνα 5: Ιεραρχικά διασυνδεδετικό-παραμετρικό μοντέλο αεροσκάφους**

Το συγκεκριμένο μοντέλο έχει σχεδιαστεί στο CATIA V5, το οποίο είναι ένα σύγχρονο σύστημα CAE (Computer Aided Engineering). Παρέχει τη δυνατότητα για παραμετροποίηση της γεωμετρίας, διασύνδεση διαφορετικών τύπων αρχείων και δημιουργία ιεραρχικών συναρμολογήσεων. Εξαιτίας της ανοιχτής αρχιτεκτονικής του λογισμικού υπάρχουν πολλές δυνατότητες για αυτοματοποίηση διαδικασιών και ανάπτυξη ειδικού κώδικα από τον μελετητή (in-house code). Επιπροσθέτως, προσφέρει τεράστια ποικιλία χαρακτηριστικών στη σχεδίαση και επιτρέπει την ανάπτυξη ενός πλήρους ψηφιακού μοντέλου. Παρόλο που ένα τμήμα της ορολογίας του συστήματος είναι αποκλειστικότητά του, όλες οι ιδέες και η λογική του είναι γενικού χαρακτήρα και χρησιμοποιούνται και από άλλα συστήματα όμοιας χρησιμότητας, όπως το Pro|ENGINEER.

Στο στάδιο της προκαταρκτικής σχεδίασης εντάσσονται συγκεκριμένες μεθοδολογίες και έννοιες, οι βασικότερες από τις οποίες παρουσιάζονται στις παραγράφους που ακολουθούν.

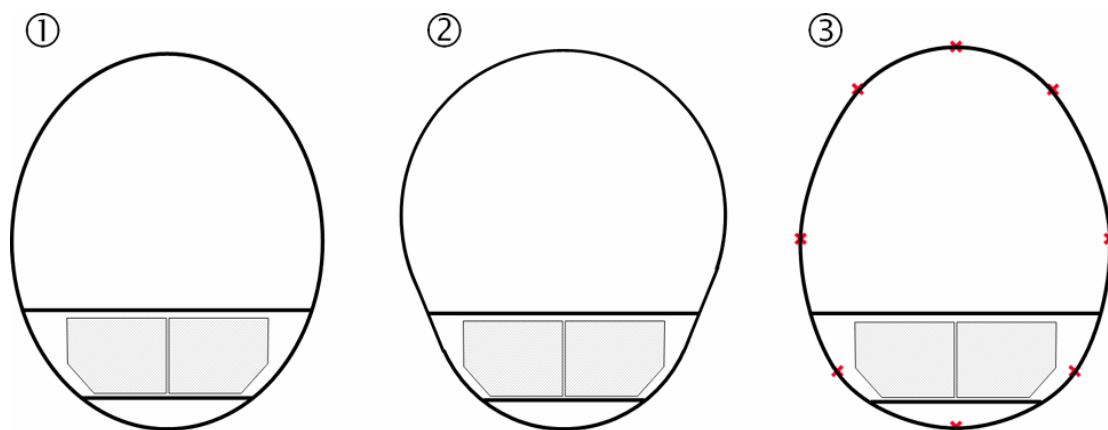
### ***2.2.1 Παραμετροποίηση στην Προκαταρκτική Σχεδίαση Αεροσκάφους***

Οι σύνθετες σχεδιαστικές λύσεις δεν είναι δυνατό να προκύψουν άμεσα. Παρομοίως με το στάδιο της εννοιολογικής σχεδίασης, κρίνεται απαραίτητο να σχεδιάζονται αρχικά μόνο τα άκρως απαραίτητα γεωμετρικά στοιχεία, ώστε να μπορούν να αξιολογηθούν οι διάφορες υποψήφιες λύσεις. Μόλις καθοριστούν



κάποια δεδομένα-κλειδιά, όπως το μήκος της ατράκτου ή το άνοιγμα των πτερύγων, η σχεδίαση μπορεί να γίνει λεπτομερέστερη, βασιζόμενη στη βέλτιστη διαμόρφωση.

Για να είναι δυνατό να εκτιμηθούν διαφορετικές διαμορφώσεις, το ψηφιακό μοντέλο είναι ανάγκη να είναι παραμετρικό, ώστε η γεωμετρία να προσαρμόζεται στις αλλαγές οποιασδήποτε παραμέτρου. Συχνά, η σωστή παραμετροποίηση εξαρτάται από δύο αντικρουόμενες έννοιες, την αποδοτικότητα και την ευελιξία.



**Εικόνα 6: Διαφορετικές εγκάρσιες τομές της ατράκτου: 1) έλλειψη, 2) μίξη τόξων και 3) καμπύλη spline**

Σχεδιάζοντας διατομές για μία άτρακτο όπως στην εικόνα 6, χρειάζεται να γνωρίζουμε τι είδους διατομές θα αναπαριστούν τη γεωμετρία. Ένας εύκολος τρόπος για να σχεδιαστεί η συγκεκριμένη διατομή θα μπορούσε να είναι η έλλειψη. Με τον τρόπο αυτό χρειάζονται μόλις τρεις παράμετροι, δύο παράμετροι για τις δύο ακτίνες και μία για την κατακόρυφη θέση. Εάν η χρήση έλλειψης είναι επαρκής για το επιθυμητό αποτέλεσμα της ατράκτου, αυτή είναι η αποδοτικότερη παραμετροποίηση προς υπολογισμό ή βελτιστοποίηση. Εάν δεν είναι επαρκής η χρήση έλλειψης, η μίξη δύο διαφορετικών τόξων θα μπορούσε να απεικονίσει την επιθυμητή γεωμετρία. Η παραμετροποίηση αυτή χρειάζεται περισσότερες παραμέτρους, ωστόσο προσφέρει περισσότερη ευελιξία. Η μέγιστη ευελιξία παρέχεται από καμπύλη τύπου spline, όμως είναι μία μη αποδοτική λύση διότι απαιτούνται δύο παράμετροι για τις συντεταγμένες κάθε σημείου από τα οποία διέρχεται η καμπύλη (interpolating points). Το συγκεκριμένο πρόβλημα μπορεί εύκολα να επιλυθεί με τη βοήθεια του CATIA V5. Όλοι οι πιθανοί τύποι διατομών καθορίζονται παράλληλα και χρησιμοποιείται μία παράμετρος για να καθορίσει τη διατομή που εξετάζεται με τη σειρά της. Μία μεταβλητή τύπου “καμπύλης” αναλαμβάνει τη γεωμετρική επίλυση της κάθε διατομής. Παρόλο που αυτή η επίλυση λειτουργεί σωστά και προσφέρει μεγάλη ευελιξία, απαιτεί επιπλέον εργασία και την εξ αρχής σχεδίαση και παραμετροποίηση όλων των διάφορων διατομών. Εν γένει, η γεωμετρία οφείλει να είναι όσο ουδέτερη απαιτείται, ώστε να επιτρέπει όλες τις πιθανές ενδιαφέρουσες διαμορφώσεις. Ωστόσο, η εργασία που



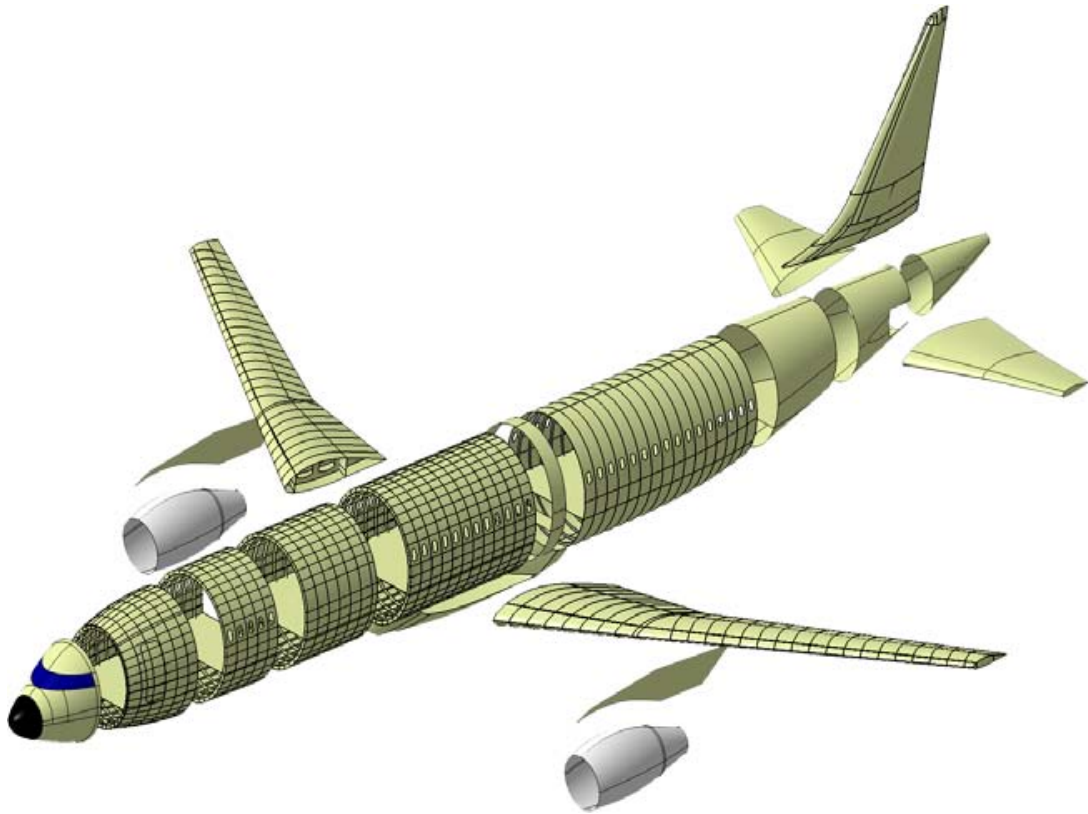
απαιτείται για τον καθορισμό της ουδέτερης γεωμετρίας, αυξάνεται με τον αριθμό παραμέτρων. Επιπλέον, με ένα μεγάλο πλήθος παραμέτρων το κόστος των βελτιστοποιήσεων αυξάνεται σημαντικά.

### **2.2.2 Διασύνδεση Αρχείων**

Κατά τη σχεδίαση πολύπλοκων προϊόντων όπως τα αεροσκάφη, ένα μεγάλο πλήθος δεδομένων, στοιχείων και εξαρτημάτων οφείλουν να οργανωθούν με έξυπνο τρόπο. Κατά βάση, τα σχέδια πρέπει να χωριστούν σε εξαρτήματα και συναρμολογήσεις, που απαρτίζονται από διάφορα εξαρτήματα. Εάν αλλάξει μία τιμή μίας παραμέτρου σε ένα εξάρτημα, αυτό μπορεί να έχει επίδραση σε άλλα εξαρτήματα. Για παράδειγμα, εάν η θέση των πτερύγων πρέπει να μεταβληθεί, αυτό θα έχει συνέπεια στην υποδοχή αυτών επί της άτρακτου, που θα πρέπει επίσης να μετακινηθούν και αναλόγως το επίπεδο λεπτομέρειας στο οποίο δουλεύουμε, πιθανώς να χρειαστεί να μεταβληθεί και η θέση των επιμέρους ενισχύσεων (στυλίσκοι και νευρώματα). Ένα διασυνδεδετικό μοντέλο προσφέρει αλληλεπιδραστική σχέση μεταξύ όλων των τύπων αρχείων. Έτσι, εάν η θέση των πτερύγων μεταβληθεί, οι υποδοχές αυτών, η άτρακτος και τα λοιπά στοιχεία που σχετίζονται με αυτήν την αλλαγή, θα προσαρμοστούν στη νέα κατάσταση. Επίσης, θα προσαρμοστεί το μοντέλο συναρμολόγησης, τα κατασκευαστικά σχέδια, καθώς και κάθε αρχείο σε όλη τη φάση ανάπτυξης.

### **2.2.3 Ιεραρχία και Ροή Δεδομένων**

Η διασύνδεση απαιτεί μία σαφώς καθορισμένη ροή δεδομένων. Όσο περισσότερες διασυνδέσεις υπάρχουν σε ένα γεωμετρικό μοντέλο, τόσο περισσότερο επιρρεπές είναι σε “κυκλικές” εξαρτήσεις. Για παράδειγμα, εάν το σχήμα ενός στυλίσκου πρέπει να προσαρμοστεί στην αεροτομή και ταυτόχρονα οι θέσεις των νευρωμάτων της πτέρυγας επηρεάζονται από τη θέση των στυλίσκων, προκύπτει μία κυκλική εξάρτηση, η οποία γενικά δεν μπορεί να επιλυθεί. Ωστόσο αυτό το πρόβλημα μπορεί να επιλυθεί με ιεραρχικές δομές. Ένα ανώτερο στοιχείο θα μπορούσε να περιλαμβάνει την πληροφορία της διατομής, αλλά και τη θέση του στυλίσκου. Και τα δύο, ως υπό-στοιχεία, θα καλούσαν τις ίδιες πληροφορίες από το ίδιο μέρος, και θα προσαρμόζονταν στις αλλαγές. Συνεπώς, η ψηφιακή αναπαράσταση του μοντέλου οργανώνεται ιεραρχικά, ώστε κάθε στοιχείο να απαρτίζεται από υπό-στοιχεία. Ένα ολόκληρο αεροσκάφος θα απαρτίζεται από πολλά στοιχεία, όπως πτέρυγες, άτρακτο, οριζόντια και κατακόρυφα σταθεροποιητικά πτερύγια. Ομοίως, η πτέρυγα μπορεί να απαρτίζεται από τα νευρώματα και τους στυλίσκους, ενώ η άτρακτος από πλαίσια, σκελετούς και παράθυρα. Κατά τον ίδιο τρόπο, η ανάλυση μπορεί να συνεχιστεί ως τους γυρωτικούς ήλους, τους κοχλίες και τα περικόχλια. Στην εικόνα 7 παρουσιάζεται η ιεραρχική δομή ενός μοντέλου αεροσκάφους που αποτελείται από τα επιμέρους στοιχεία.



Εικόνα 7: Ιεραρχική δομή μοντέλου αεροσκάφους

#### 2.2.4 Βελτιστοποίηση της Σχεδίασης Παραμετρικών Μοντέλων

Τα διασυνδεδετικά-παραμετρικά μοντέλα επιτρέπουν τον υπολογισμό και τη μελέτη διαφορετικών διαμορφώσεων, για να πραγματοποιηθεί στη συνέχεια η βελτιστοποίηση της σχεδίασης. Για την περίπτωση της βελτιστοποίησης της σχεδίασης της ατράκτου, ας θεωρήσουμε ότι το βάρος της πρέπει να μειωθεί, μεταβάλλοντας το πλήθος των πλαισίων και των σκελετών, καθώς και το πάχος του κελύφους, σε σχέση με τον περιορισμό των ελαχίστων απαιτήσεων για αντοχή στην κάμψη και τη στρέψη. Για να επιλυθεί το πρόβλημα, μοντελοποιείται πιο συγκεκριμένα ως εξής. Ο αντικειμενικός στόχος της βελτιστοποίησης είναι η ελαχιστοποίηση του βάρους της ατράκτου.

Η αντικειμενική συνάρτηση είναι:

$$\min \{f(\mathbf{x})\}$$

όπου,  $f(\mathbf{x})$  είναι το βάρος της ατράκτου και  $\mathbf{x}$  είναι το διάνυσμα των ελεύθερων παραμέτρων.

Οι ελεύθερες παράμετροι είναι:

- $x_1$  το πλήθος των πλαισίων
- $x_2$  το πλήθος των σκελετών

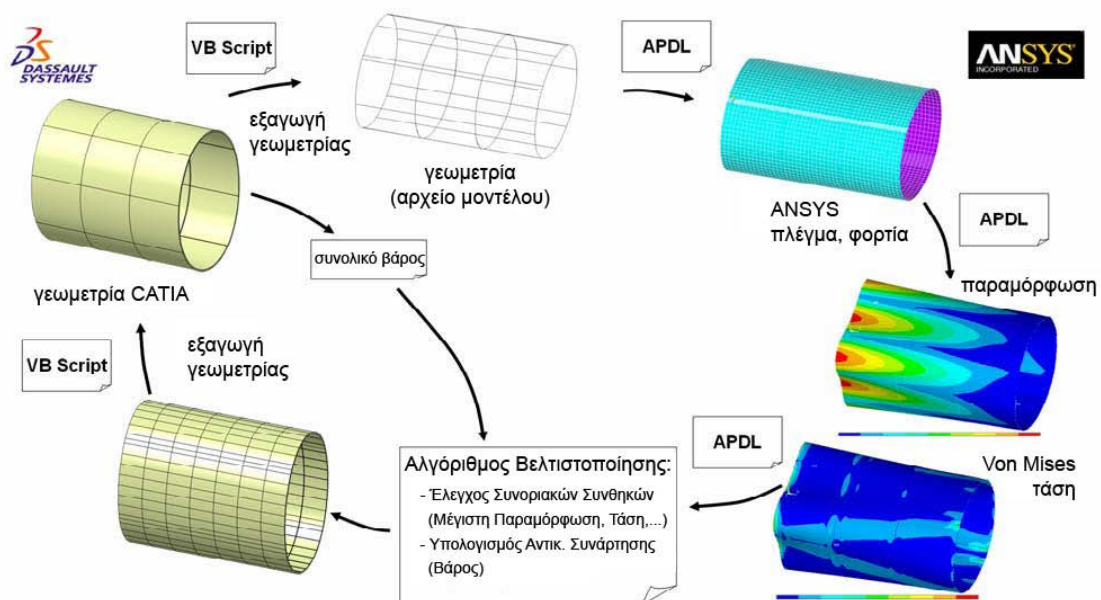


- $x_3$  το πάχος του κελύφους της ατράκτου

Χωρίς τον περιορισμό για αντοχή, η βελτιστοποίηση προφανώς θα εξήγαγε το ελάχιστο των μηδέν πλαισίων, μηδέν σκελετών και πάχος κελύφους ίσο με μηδέν. Συνεπώς, η παρακάτω συνοριακή συνθήκη ορίζεται ως ο περιορισμός της αντοχής.

$$\max \{u(\mathbf{x}, T, F)\} \leq u_{\max}$$

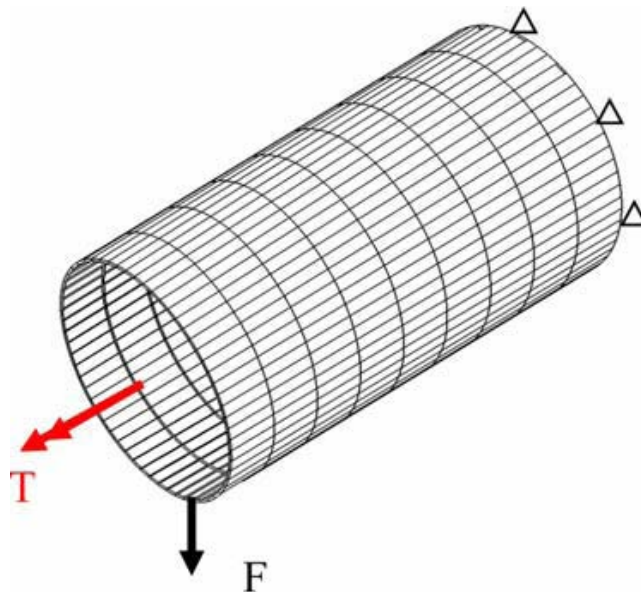
όπου,  $u$  είναι η συνολική παραμόρφωση στον κόμβο με τη μέγιστη παραμόρφωση,  $T$  είναι η δεδομένη ροπή για τον καθορισμό της αντοχής σε στρέψη,  $F$  είναι η δεδομένη δύναμη για τον καθορισμό της αντοχής σε κάμψη και  $u_{\max}$  είναι το δεδομένο όριο για τη μέγιστη παραμόρφωση. Για να εξαχθεί η μέγιστη παραμόρφωση  $u$  για τα δεδομένα φορτία  $T$  και  $F$ , χρειάζεται να πραγματοποιηθεί μία πλήρης ανάλυση με πεπερασμένα στοιχεία. Η ανάλυση αυτή μπορεί να εκτελεστεί στο ANSYS που είναι ένα εξειδικευμένο λογισμικό για ανάλυση με πεπερασμένα στοιχεία, το οποίο μπορεί να εισάγει μοντέλα από συστήματα CAD και να δημιουργήσει το πλέγμα των πεπερασμένων στοιχείων για ανάλυση, κελύφη στην προκειμένη περίπτωση. Αυτό το πρόβλημα βελτιστοποίησης πραγματεύεται διακεκριμένες μεταβλητές σχεδίασης και η βελτιστοποίηση σύνθετων γεωμετρικών μοντέλων πραγματικών κατασκευών, συχνά οδηγεί σε μη κυρτά προβλήματα. Αυτά τα προβλήματα είναι δύσκολο να επιλυθούν με μαθηματικές προσεγγίσεις όπως οι μέθοδοι κλίσης και άλλες αναλυτικές επιλύσεις. Έτσι, η βελτιστοποίηση γίνεται με τη βοήθεια ενός εξελικτικού αλγορίθμου. Στην εικόνα 8 παρουσιάζεται η σχηματική αναπαράσταση του βρόχου ολόκληρης της βελτιστοποίησης.



Εικόνα 8: Διαδικασία της βελτιστοποίησης παραμετρικού μοντέλου

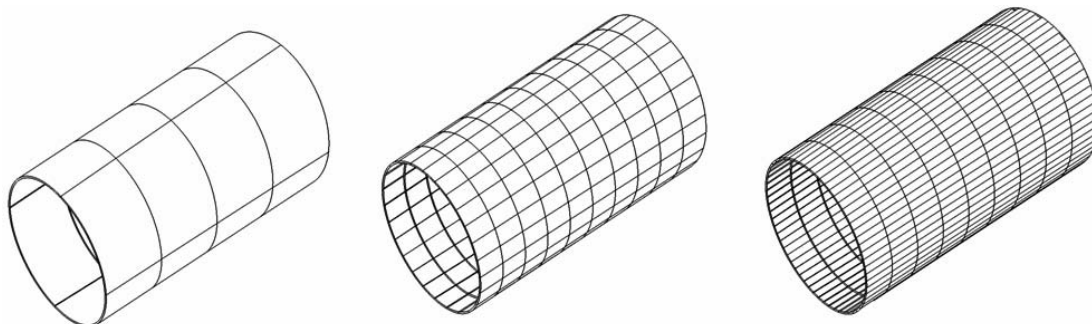


Το σημείο εκκίνησης της βελτιστοποίησης είναι η γεωμετρία όπως αυτή παρουσιάζεται στο άνω αριστερό μέρος της εικόνας 8. Με τη βοήθεια ενός προγράμματος σε Visual Basic, η γεωμετρία από το CATIA αυτόματα εξάγεται σε αρχείο του μοντέλου. Με ένα άλλο πρόγραμμα σε APDL (ANSYS Parametric Design Language) η γεωμετρία εισάγεται στο ANSYS. Τα καθορισμένα φορτία  $F$  και  $T$  εφαρμόζονται όπως στην εικόνα 9.



Εικόνα 9: Εφαρμογή φορτίων με συνοριακές συνθήκες

Μόλις καθοριστεί το πλέγμα πεπερασμένων στοιχείων και τα φορτία, η επίλυση του προβλήματος ξεκινά και υπολογίζει την παραμόρφωση, όπως αυτή παρουσιάζεται στο δεξί μέρος της εικόνας 8. Όπως φαίνεται και στην εικόνα, η μέγιστη παραμόρφωση συμβαίνει ανάμεσα από τους σκελετούς. Η μέγιστη παραμόρφωση χρησιμοποιείται για περαιτέρω βελτιστοποίηση. Εάν οι παραμορφώσεις υπερβούν το όριο του  $u_{max}$ , η βελτιστοποίηση αυξάνει το πλήθος των σκελετών, το πλήθος των πλαισίων ή το πάχος του κελύφους. Στη συνέχεια, το συνολικό βάρος της ατράκτου υπολογίζεται στο CATIA και χρησιμοποιείται ως είσοδος για τον εξελικτικό αλγόριθμο βελτιστοποίησης. Στην εικόνα 10 παρουσιάζονται διαφορετικές διαμορφώσεις που προκύπτουν από τη διαδικασία βελτιστοποίησης.



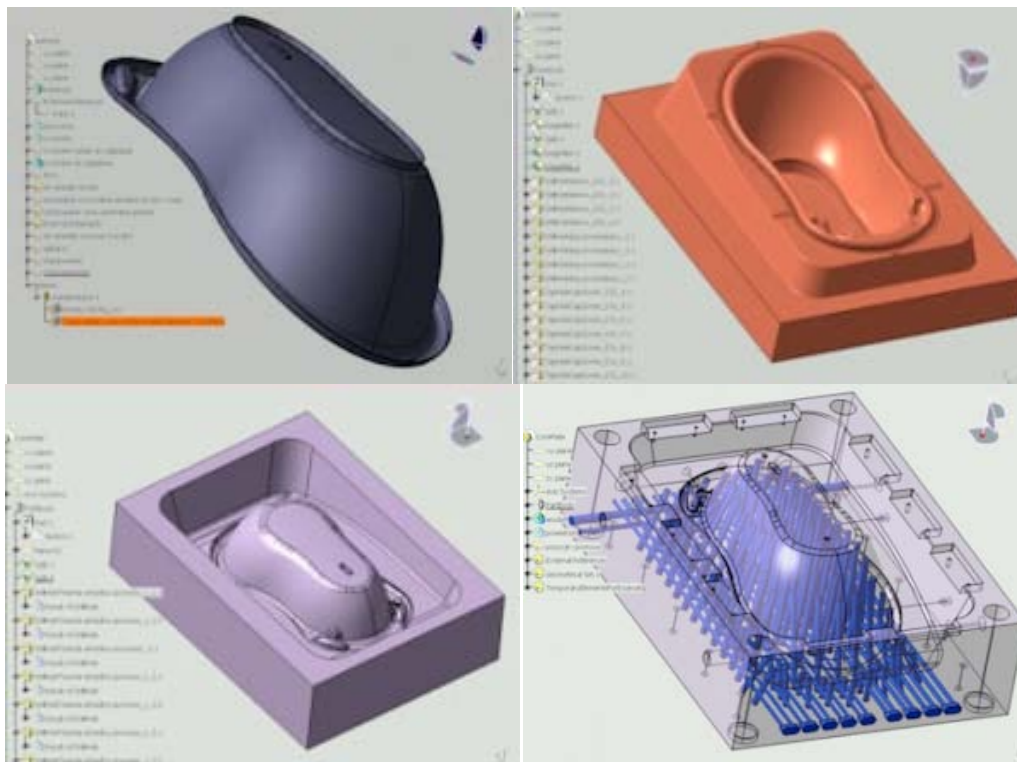
Εικόνα 10: Διαμορφώσεις της ατράκτου





### 2.3 Λεπτομερής Σχεδίαση

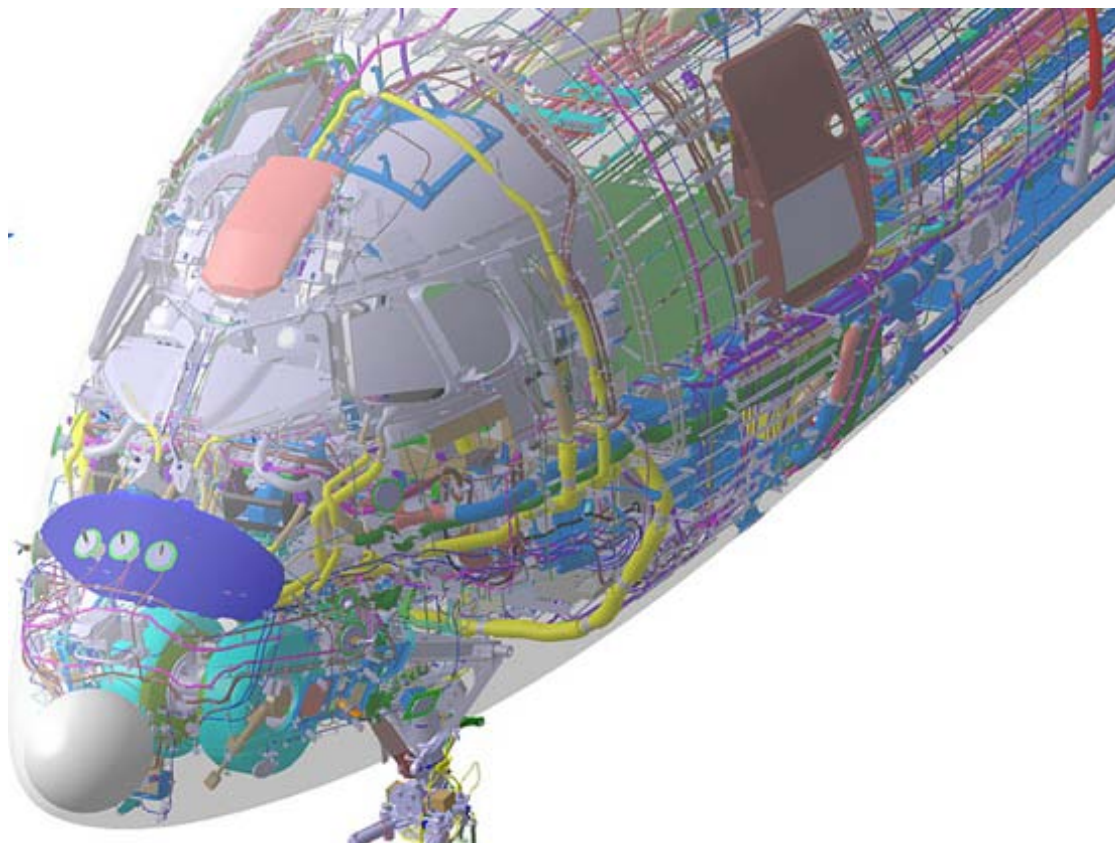
Παρομοίως, η λεπτομερής σχεδίαση (detailed design) μπορεί να έχει την ίδια επίδραση στη φάση της ψηφιακής ανάλυσης του μοντέλου, όσον αφορά τα επιμέρους εξαρτήματα και τις μεταξύ τους συνδέσεις και είναι δυνατό να επιφέρει αναγκαστικές αλλαγές στην τελική διαμόρφωση που εξήγαγαν τα προηγούμενα στάδια. Σε αυτή τη φάση προσδιορίζονται οι μέθοδοι παραγωγής (design for manufacturing), καθώς και η συναρμολόγηση (design for assembly) των εξαρτημάτων και των επιμέρους υποσυστημάτων. Τα εργαλεία που χρησιμοποιούνται σε αυτό το στάδιο χρειάζεται να παρέχουν σημαντικές δυνατότητες για κάθετες εφαρμογές, όπως πλήρη παραγωγή μηχανολογικών και κατασκευαστικών σχεδίων, μελέτη και σχεδίαση καλουπιών για χύτευση εξαρτημάτων, διασύνδεση με εργαλειομηχανές CNC για διαμόρφωση εξαρτημάτων, προσομοίωση της παραγωγής σε εικονικό περιβάλλον αλληλεπίδρασης (virtual reality) για έλεγχο στο κόστος, το χρόνο και την ασφάλεια των διαδικασιών παραγωγής, μελέτη χωροθέτησης των εγκαταστάσεων για έλεγχο εργονομίας και συντήρησης των συστημάτων παραγωγής, καθώς και προσομοίωση της λειτουργίας του προϊόντος για επιθεώρηση της απόδοσής του. Στην εικόνα 11 παρουσιάζεται μία εφαρμογή σχεδιομελέτης καλουπιού για την παραγωγή εξαρτήματος. Αρχικά χρειάζεται να σχεδιαστεί το εξάρτημα. Στη συνέχεια με την κατάλληλη επεξεργασία σχεδιάζονται τα τμήματα του καλουπιού και τέλος μελετάται το πλήρες σύστημα με τους τρόπους στερέωσης και τα κανάλια ψύξης του χυτού.



Εικόνα 11: Σχεδιομελέτη καλουπιού όπου φαίνονται τα κανάλια ψύξης του χυτού

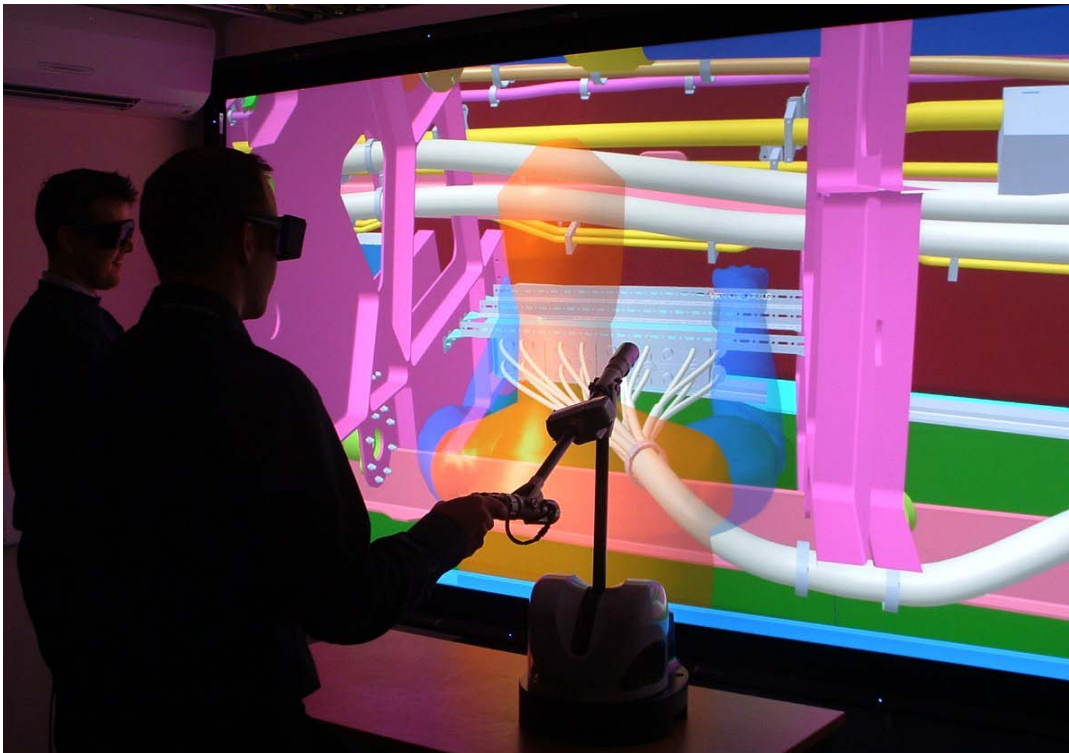


Στην εικόνα 12 παρουσιάζεται το λεπτομερές μοντέλο συναρμολόγησης του ρύγχους ενός αεροσκάφους, περιλαμβανομένης της καλωδίωσης και όλων των ηλεκτρο-μηχανολογικών συστημάτων και υδραυλικών δικτύων. Το συγκεκριμένο μοντέλο βοηθάει σημαντικά στην τελική διαμόρφωση με τον έλεγχο των χώρων και των συνδέσεων των εξαρτημάτων.



**Εικόνα 12: Λεπτομερές μοντέλο συναρμολόγησης**

Στην Εικόνα 13 παρουσιάζεται εφαρμογή εικονικής πραγματικότητας στην αναπαράσταση και τον έλεγχο της παραγωγικής διαδικασίας, η οποία ενδεχομένως να επιφέρει αλλαγές στην τελική διαμόρφωση του προϊόντος. Με τη μέθοδο αυτή ελέγχεται η ευκολία περάτωσης μίας εργασίας, με σκοπό τη μείωση του χρόνου και του κόστους παραγωγής, καθώς και η ασφάλεια της εργασίας αυτής.



**Εικόνα 13: Έλεγχος της παραγωγικής διαδικασίας με σύστημα εικονικής πραγματικότητας**

Τα σχεδιαστικά εργαλεία που έχουν επικρατήσει είναι εκείνα που βασίζονται στα μοντέλα στερεών, όπως το CATIA, το Pro|ENGINEER, το Solidworks, το Inventor και το Unigraphics. Τα μοντέλα στερεών, γνωρίζοντας την πλήρη τοπολογία και γεωμετρία του μοντέλου, παρέχουν όλες τις πληροφορίες για τις ιδιότητες και τα χαρακτηριστικά του προϊόντος και των επιθυμητών υλικών. Συνεπώς, το ψηφιακό μοντέλο είναι πλήρες και αναπαραριστά σε όλα τα επίπεδα το προϊόν που πρόκειται να βγει στην παραγωγή.

## **2.4 Παραγωγή - Δοκιμές - Υποστήριξη**

Τα ψηφιακά μοντέλα που αναπτύσσονται σε όλα τα στάδια της σχεδιομελέτης, είναι δυνατό να προσφέρουν αξιόπιστες λύσεις σε δύσκολα προβλήματα, βοηθώντας σε μία προνοητικότερη προσέγγιση της παραγωγικής διαδικασίας. Είναι, ωστόσο, καθοριστικότερη η επίδραση που είναι δυνατό να έχει η παραγωγή αλλά και οι δοκιμές ενός φυσικού μοντέλου σε όλες τις φάσεις της σχεδίασης. Η παραγωγή και οι πραγματικές δοκιμές πάντα επιφέρουν αλλαγές στην αρχική σχεδίαση, ειδικότερα κατά την ανάπτυξη νέων προϊόντων. Στην εικόνα 14 παρουσιάζεται μία γραμμή παραγωγής σε προχωρημένο στάδιο συναρμολόγησης. Η τελική διαμόρφωση του προϊόντος έχει οριστικοποιηθεί πλέον, ωστόσο είναι δυνατόν να παρουσιαστούν προβλήματα που αφορούν τις συνδέσεις και τη συμβατότητα των εξαρτημάτων.



**Εικόνα 14: Γραμμή παραγωγής αεροσκάφους στο στάδιο της συναρμολόγησης**

Στην εικόνα 15 παρουσιάζεται μία δοκιμή αντοχής σε αεροσκάφος. Παρόλο που η υπολογιστική μηχανική έχει εξάγει πολύτιμα συμπεράσματα σχετικά με την αντοχή της κατασκευής, η δοκιμή του φυσικού μοντέλου είναι αυτή που θα οριστικοποιήσει τη λεπτομερή σχεδίαση και θα ανάψει το πράσινο φως για την τυποποίηση του προϊόντος. Πιθανές αλλαγές που είναι δυνατό να επιβάλει η δοκιμή ενός φυσικού μοντέλου σχετίζονται με τους τύπους συνδέσεων, μικρές αλλαγές στα υλικά, αλλά και με πρόσθετες νευρώσεις και ενισχύσεις σε τμήματα της δομής του αεροσκάφους.



**Εικόνα 15: Δοκιμές αντοχής σε φυσικό μοντέλο**

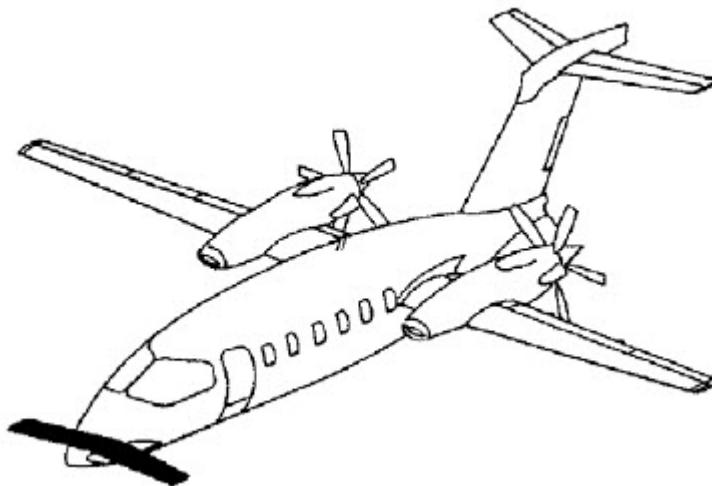
Τα στάδια της σχεδιομελέτης, κατά τον κύκλο ζωής ενός αεροσκάφους, είναι τα στάδια με το μεγαλύτερο κόστος και επιπλέον είναι απαιτητικά σε χρόνο. Στην ανάπτυξη πολύπλοκων προϊόντων, όπως είναι τα αεροσκάφη, αλλά και μικρότερων σε μέγεθος και απαιτήσεις προϊόντων, κρίνεται απαραίτητη η χρήση σύγχρονων ψηφιακών σχεδιαστικών εργαλείων, καθώς και μοντέλων προσομοίωσης, τόσο για τη συμπεριφορά του μοντέλου όσο και για τη διαδικασία παραγωγής. Έτσι, απομακρύνεται ο κίνδυνος για σοβαρά λάθη στην παραγωγική διαδικασία, τα οποία αναγκάζουν την ανάπτυξη να αναιρέσει ουσιαστικά τα αποτελέσματα της εργασίας που έχει προηγηθεί. Κάτι το οποίο μπορεί να σημαίνει την παταγώδη αποτυχία του προϊόντος, εάν αυτό δεν βγει εγκαίρως στην αγορά ή ο προϋπολογισμός υπερβεί το ανεκτό όριο.

Η παρούσα εργασία εντάσσεται στο στάδιο της προκαταρκτικής σχεδίασης και σκοπός της είναι να αξιολογηθεί μία σχεδιαστική λύση που θα καθορίσει την παραγωγική διαδικασία, χρησιμοποιώντας μεταλλικά και σύνθετα υλικά, βελτιστοποιώντας έτσι τις επιδόσεις του αεροσκάφους, αλλά και μειώνοντας παράλληλα το κόστος και το βάρος της πτέρυγας. Θα παρουσιαστεί, επίσης, μία ανάλυση με πεπερασμένα στοιχεία (FEM analysis), καθώς και ο υπολογισμός των τάσεων για να αξιολογηθεί όχι μόνο η δομή της πτέρυγας, αλλά και τα επιμέρους τμήματα, τα υλικά και η διάταξη των φύλλων των σύνθετων υλικών. Με αυτήν την εργασία ελαχιστοποιείται το πλήθος των διαφορετικών διαμορφώσεων των φυσικών μοντέλων προς δοκιμές, μειώνοντας το κόστος και το χρόνο ανάπτυξης της πτέρυγας.



### 3. Αρχιτεκτονική της πτέρυγας

Όπως ήδη έχει αναφερθεί, το αεροσκάφος που εξετάζεται στην εργασία βρίσκεται ήδη στην παραγωγή και την κυκλοφορία. Η μέχρι σήμερα σχεδίαση της πρόσθιας σταθεροποιητικής πτέρυγας προέβλεπε εξ ολοκλήρου μεταλλικά υλικά. Ο κατασκευαστής απέρριψε την ιδέα για σχεδίαση της πτέρυγας από εξ ολοκλήρου σύνθετα υλικά, λόγω του υψηλού κόστους. Προέκυψε ωστόσο η ιδέα για ένα υβριδικό μοντέλο πτέρυγας, που θα αποτελείται δηλαδή τόσο από μεταλλικά όσο και από σύνθετα υλικά, όπου το επάνω και το κάτω οριζόντιο στοιχείο (panels) της πτέρυγας θα κατασκευαστεί από σύνθετα. Το δικτύωμα μεταξύ των οριζόντιων εξωτερικών στοιχείων θα αποτελείται επίσης από σύνθετα υλικά και όλα μαζί θα συναρμολογηθούν μεταξύ τους. Στην Εικόνα 16 φαίνεται ένα σκαρίφημα του αεροσκάφους. Η πρόσθια σταθεροποιητική πτέρυγα που εξελίσσεται τονίζεται με μαύρο χρώμα.



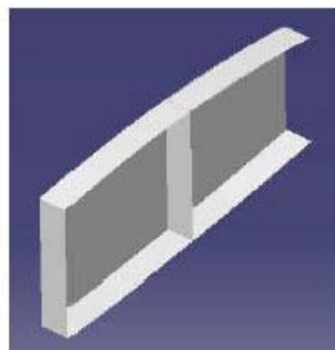
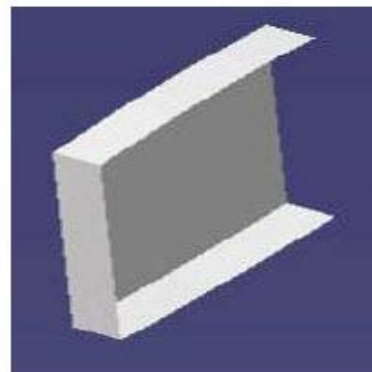
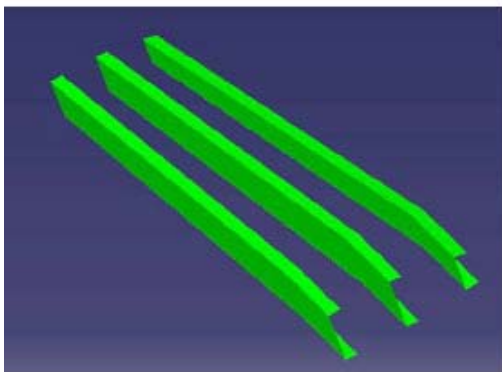
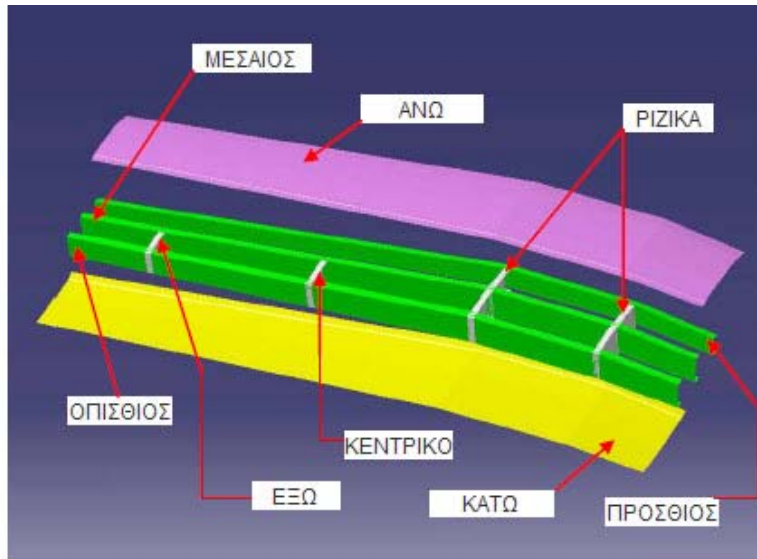
**Εικόνα 16: Το μοντέλο mini-jet που εξετάζεται**

Η μελέτη σκοπιμότητας που εκτελέστηκε από το NLR (Εθνικό Αεροδιαστημικό Εργαστήριο της Ολλανδίας), καθόρισε τη νέα δομή και τις διαδικασίες παραγωγής της πτέρυγας. Το συνολικό άνοιγμα της πτέρυγας καθορίστηκε στα 3300mm και το ύψος στα 60mm. Οι διαστάσεις αυτές θα παραμείνουν οι ίδιες μιας και οι αεροδυναμικές επιφάνειες θα παραμείνουν अपαράλλαχτες. Επίσης σημειώνεται ότι δεν προβλέπεται δεξαμενή καυσίμου στο χώρο εντός της πτέρυγας. Κατά την αξιολόγηση που εκτελέστηκε αποφασίστηκε μία σχεδιαστική λύση που προβλέπει πολλαπλούς στυλίσκους (spars) για μείωση του βάρους και του κόστους. Με αυτή τη λύση καθίσταται δυνατή η μείωση των νευρωμάτων (ribs) που θα τοποθετηθούν, κάτι που συνεισφέρει στην επιπλέον μείωση του βάρους της πτέρυγας.

Συνοψίζοντας, η πρόσθια πτέρυγα αποτελείται από ένα κάτω και ένα άνω οριζόντιο στοιχείο, τρεις στυλίσκους και τέσσερα νευρώματα μεταξύ των οριζόντιων



στοιχείων και των στυλίσκων. Οι στυλίσκοι και τα νευρώματα έχουν διατομή τύπου “C” και τα ριζικά, εντός του ρύγχους της ατράκτου, νευρώματα αποτελούνται από δύο ξεχωριστά τμήματα (Εικόνα 17).



Εικόνα 17: Αρχιτεκτονική πρόσθιας πτέρυγας



Στα πλαίσια που αφορούν την παραγωγική διαδικασία εξετάστηκαν επίσης διάφορες περιπτώσεις ρυθμίσεων, διατάξεων και σχεδιαστικών λύσεων γενικά, καθώς ήταν πολλά τα κριτήρια και οι περιορισμοί που όφειλαν να συμφωνούν και να ικανοποιούνται. Οι κυριότεροι περιορισμοί που επηρέασαν την τελική λύση είναι το κόστος της παραγωγής, τα περίσσεια τεμαχίδια των υλικών, τα κόστη των εργαλείων και οι τεχνικές συναρμολόγησης. Τελικά αποφασίστηκαν δύο μέθοδοι παραγωγής προς εφαρμογή. Η πρώτη μέθοδος είναι η αυτόματη εναπόθεση ινών (automatic lay-up fiber) η οποία έχει ως αποτέλεσμα τα λιγότερα περίσσεια τεμαχίδια και είναι γενικά αξιόπιστη. Η δεύτερη μέθοδος είναι η RTM (Resin Transfer Molding) ή Σχήμα Μεταφοράς Ρητίνης, η οποία συνεισφέρει σε μείωση του κόστους λόγω της δυνατότητας παραγωγής ενιαίων εξαρτημάτων και των φθηνών αναλώσιμων.

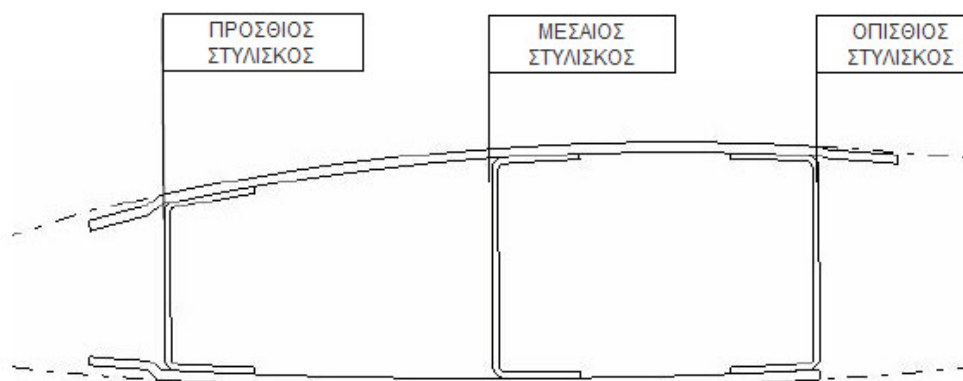
Ειδικότερα, τα συγκεκριμένα τμήματα της πτέρυγας κατασκευάζονται με τις εξής μεθόδους:

Άνω και κάτω στοιχείο → Αυτόματη Εναπόθεση Ινών

Στυλίσκοι → Αυτόματη Εναπόθεση Ινών

Νευρώματα → Σχήμα Μεταφοράς Ρητίνης

Οι στυλίσκοι θα συνδεθούν με το κάτω στοιχείο σε κλίβανο και στη συνέχεια τα νευρώματα θα στερεωθούν στο κάτω στοιχείο. Τέλος, το άνω οριζόντιο στοιχείο θα ασφαλίσει στους στυλίσκους. Στην Εικόνα 18 φαίνεται η τομή της πτέρυγας.



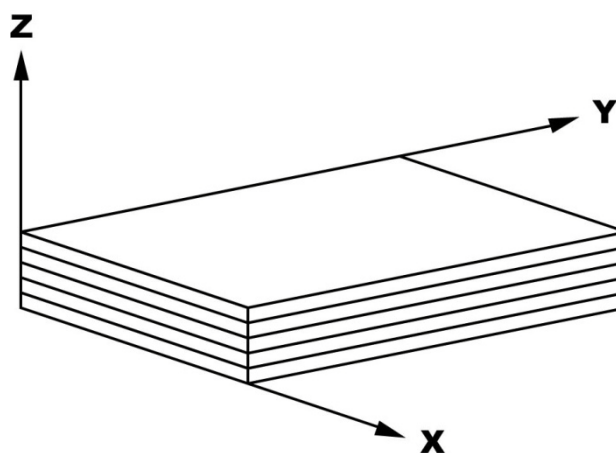
Εικόνα 18: Τομή πρόσθιας πτέρυγας





#### 4. Επιλογή σύνθετων υλικών

Σχεδιάζοντας με σύνθετα υλικά, οφείλουμε να υπολογίσουμε την ανισοτροπική συμπεριφορά τους. Οι μέθοδοι ανάλυσης αυτών των μοντέλων διαφέρουν από τις συμβατικές μεθόδους που χρησιμοποιούνται στα συμβατικά ισότροπα υλικά, διότι η συμπεριφορά και οι ιδιότητες των σύνθετων υλικών διαφέρουν σημαντικά στις διάφορες διευθύνσεις προσανατολισμού τους. Τα σύγχρονα σύνθετα υλικά αποτελούνται κυρίως από ίνες υψηλής αντοχής και μέτρου ελαστικότητας που βρίσκονται μέσα σε κατάλληλα επιλεγμένες μήτρες. Οι εξαιρετικές τιμές των μηχανικών τους ιδιοτήτων ανά μονάδα βάρους, οδηγούν σε μεγάλη οικονομία στις κατασκευές. Επιπλέον πλεονέκτημα τους είναι η δυνατότητα ενίσχυσης συγκεκριμένων μόνο διευθύνσεων της κατασκευής οι οποίες παραλαμβάνουν το μεγαλύτερο μέρος των εξωτερικών φορτίων ή που η δομική ανάλυση τάσεων έχει δείξει ότι είναι οι πιο επικίνδυνες να αστοχήσουν. Αυτή οι δυνατότητα που απαντάται στα σύνθετα υλικά, προσφέρει εξαιρετική ευελιξία κατά το σχεδιασμό και την επιλογή των ιδιοτήτων. Η μηχανική συμπεριφορά των ενισχυμένων με συνεχείς, μακριές και παράλληλες ίνες συνθέτων, εξαρτάται από την ικανότητα του δεσμού που αναπτύσσεται μεταξύ τους, να μεταφέρει τα εξωτερικά φορτία. Ωστόσο, η βέλτιστη εκμετάλλευση των ιδιοτήτων των ινών γίνεται όταν αυτές είναι τοποθετημένες παράλληλα στη διεύθυνση του επιβαλλόμενου φορτίου. Καθοριστικό ρόλο, τέλος, στη συνολική συμπεριφορά του σύνθετου υλικού παίζει, οπωσδήποτε, και η διαδικασία παραγωγής του. Η θεωρία των στρωματώσεων έχει δείξει ικανοποιητικά αποτελέσματα, ειδικά σε λεπτότοιχα εξαρτήματα που αναπτύσσουν επίπεδες τάσεις. Στην Εικόνα 19 φαίνεται η δομή του τύπου του σύνθετου υλικού που είναι ιδιαίτερα διαδεδομένο στην αεροναυπηγική. Θεωρήστε ότι κάθε φύλλο έχει τις ίνες σε διαφορετικό προσανατολισμό. Έτσι, αποκτά τις επιθυμητές ιδιότητες σε κάθε διεύθυνση του εξαρτήματος.



Εικόνα 19: Μοντέλο με στρωματώσεις φύλλων σύνθετου υλικού

Τα συστήματα CAD σε συνεργασία με τα συστήματα CAE, βοηθούν σημαντικά στην αξιολόγηση, την επιλογή και την τεκμηρίωση του σύνθετου υλικού που ενδείκνυται



για την εκάστοτε εφαρμογή, μέσω της μεθόδου σύνθεσης – ανάλυσης. Η χρήση αυτών των συστημάτων και οι προσομοιώσεις του ψηφιακού μοντέλου είναι δυνατόν να προσεγγίσουν σε ικανοποιητικό βαθμό την συμπεριφορά της κατασκευής και να δοκιμαστούν με αυτόν τον τρόπο διάφοροι τύποι υλικών.

Τα υλικά που επιλέχθηκαν για το τμήμα της πτέρυγας που αποτελείται από σύνθετα υλικά, παρουσιάζονται στους πίνακες που ακολουθούν, μαζί με τις ιδιότητές τους.

### Νευρώματα

#### **Μέθοδος Παραγωγής: RTM**

Ίνα: UD Hexcel HexForce G1157 (HTA 5131)

Μήτρα (Ρητίνη): RTM6

HTA 5131/RTM6 RTM		
Density	1431	Kgr/m <sup>3</sup>
t_ply	0.28	mm
E <sub>t1</sub>	92.1	GPa
E <sub>c1</sub>	90.1	GPa
σ <sub>t1</sub>	1222	MPa
σ <sub>c1</sub>	654	MPa
ε <sub>t1</sub>	0.0132	
ε <sub>c1</sub>	0.0088	
E <sub>t2</sub>	7.61	GPa
E <sub>c2</sub>	8.87	GPa
σ <sub>t2</sub>	42.8	MPa
σ <sub>c2</sub>	104	MPa
ε <sub>t2</sub>	0.0059	
ε <sub>c2</sub>	0.0312	
G <sub>12</sub>	3.26	GPa
τ <sub>12</sub>	62.5	MPa
γ <sub>12</sub>	0.05	
ν <sub>12</sub>	0.36	

**Πίνακας 1: Ιδιότητες σύνθετου υλικού για τα νευρώματα**



Συμβολισμός	Ιδιότητα
Density	Πυκνότητα
$t_{ply}$	Πάχος φύλλου
$E_{t1}$	Μέτρο ελαστικότητας Young για εφελκυσμό στην πρώτη κατεύθυνση
$E_{c1}$	Μέτρο ελαστικότητας Young για θλίψη στην πρώτη κατεύθυνση
$\sigma_{t1}$	Εφελκυστική τάση στην πρώτη κατεύθυνση
$\sigma_{c1}$	Θλιπτική τάση στην πρώτη κατεύθυνση
$\epsilon_{t1}$	Εφελκυστική ένταση στην πρώτη κατεύθυνση
$\epsilon_{c1}$	Θλιπτική ένταση στην πρώτη κατεύθυνση
$E_{t2}$	Μέτρο ελαστικότητας Young για εφελκυσμό στη δεύτερη κατεύθυνση
$E_{c2}$	Μέτρο ελαστικότητας Young για θλίψη στη δεύτερη κατεύθυνση
$\sigma_{t2}$	Εφελκυστική τάση στη δεύτερη κατεύθυνση
$\sigma_{c2}$	Θλιπτική τάση στη δεύτερη κατεύθυνση
$\epsilon_{t2}$	Εφελκυστική ένταση στη δεύτερη κατεύθυνση
$\epsilon_{c2}$	Θλιπτική ένταση στη δεύτερη κατεύθυνση
$G_{12}$	Μέτρο διάτμησης
$\tau_{12}$	Διατμητική τάση
$\gamma_{12}$	Διατμητική ένταση
$\nu_{12}$	Λόγος Poisson

**Πίνακας 2: Συμβολισμοί ιδιοτήτων των υλικών**



### Οριζόντια στοιχεία και στυλίσκοι

#### Μέθοδος Παραγωγής: Αυτόματη Εναπόθεση Ινών

UD Prepreg material: 8552/AS4/194gsm/34% (Hexcel)

8552/AS4/194GSM/34%				
Density	1590	Kgr/m3		
t_ply	0.184	mm		
Vf	58.5%			
	Room Temperature Dry		High Temperature Wet	
$E_{t1}$	135	GPa	135	GPa
$E_{c1}$	125	GPa	125	GPa
$\sigma_{t1}$	1800	MPa	1670	MPa
$\sigma_{c1}$	1200	MPa	900	MPa
$\epsilon_{t1}$	0.0133	13333.3με	0.0124	12370.4 με
$\epsilon_{c1}$	0.0096	9600 με	0.0072	7200 με
$E_{t2}$	9.6	GPa	7.5	GPa
$E_{c2}$	9.6	GPa	7.5	GPa
$\sigma_{t2}$	45	MPa	28	MPa
$\sigma_{c2}$	260	MPa	160	MPa
$\epsilon_{t2}$	0.0047	4687.5με	0.0037	3733.3 με
$\epsilon_{c2}$	0.0271	27083.33με	0.0213	21333.3 με
$G_{12}$	4	GPa	3.6	GPa
$\tau_{12}$	95	MPa	75	MPa
$\gamma_{12}$	0.0238	23750.0 με	0.0208	20833.3 με
$\nu_{12}$	0.3		0.3	
$\alpha_1$	2.80E-07	$^{\circ}\text{C}^{-1}$	2.80E-07	$^{\circ}\text{C}^{-1}$
$\alpha_2$	2.80E-05	$^{\circ}\text{C}^{-1}$	2.80E-05	$^{\circ}\text{C}^{-1}$

Πίνακας 3: Ιδιότητες σύνθετου υλικού για τα οριζόντια στοιχεία και τους στυλίσκους

Όπου,  $V_f$  το ποσοστό του όγκου των ινών,  $\alpha_1$  ο συντελεστής θερμικής διαστολής στην πρώτη κατεύθυνση και  $\alpha_2$  ο συντελεστής θερμικής διαστολής στη δεύτερη κατεύθυνση.



### Προσδιορισμός της διάταξης των σύνθετων υλικών

Στον Πίνακα 4 παρουσιάζεται η διάταξη των σύνθετων υλικών της πτέρυγας. Το κάθε οριζόντιο στοιχείο έχει 2 ζώνες, μία από τη ρίζα της πτέρυγας ως το μεσαίο νεύρωμα και μία από το μεσαίο νεύρωμα ως την απόληξη της πτέρυγας.

ΖΩΝΗ	ΠΛΗΘΟΣ ΦΥΛΛΩΝ	ΠΡΟΣΑΝΑΤΟΛΙΣΜΟΣ ΦΥΛΛΩΝ
Στυλίσκος και οριζόντια στοιχεία: <b>8552/AS4 ( t_ply 0.184 mm)</b>		
SKIN (Root to Cen. Rib)	14 (2.6mm)	[45, 0, -45, 90, 45, 0, -45] <sub>s</sub>
SKIN (Cent. Rib to Tip)	10 (1.8mm)	[45, 0, 90, 0, -45]S
SKIN PAD (Cen. Rib to Tip)	14 (2.6mm)	[45, 0, 0, 90, 0, 0, -45]S
FS & MS WEB	7 (1.3mm)	[45, -45, 90, 0, 90, -45, 45]
FS WEB&CAP pad	11 (2.0mm)	[45, 90, 0, -45, 90, 0, 90, -45, 0, 90, 45]
FS & MS CAP	9 (1.66mm)	[45, 0, -45, 90, 0, 90, -45, 0, 45]
RS_WEB	11 (2.0mm)	[45, 90, -45, 0, 90, 0, 90, 0, -45, 90, 45]
RS WEB&CAP pad	15(2.76mm)	[45, 0, 90, -45, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, -45, 90, 0, 45]
RS_CAP	13 (2.4 mm)	[45, 0, 90, -45, 0, 90, 0, 90, 0, -45, 90, 0, 45]
RTM νευρώματα : UD fabric G1157 Hex Force ( t_ply 0.28 mm)		
all RIBs WEB&CAP	7 (1.9mm)	[45, 90, -45, 0, -45, 90, 45]

Πίνακας 4: Διάταξη σύνθετων υλικών

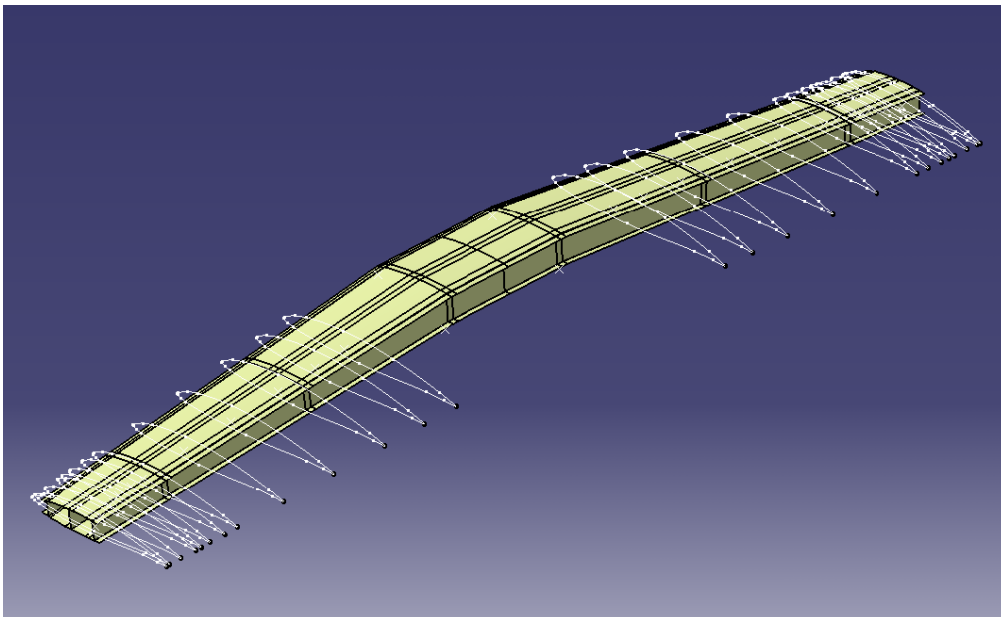


## 5. Ανάλυση της πτέρυγας με χρήση πεπερασμένων στοιχείων (FEM)

Το λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε για την ανάλυση με πεπερασμένα στοιχεία καθώς και για τη μοντελοποίηση της πτέρυγας με τις ιδιότητες των σύνθετων υλικών είναι το CATIA Composites Design της Dassault. Η συγκεκριμένη εργαλειοθήκη προορίζεται ειδικά για τη σχεδίαση, την παραμετροποίηση και την παραγωγή εξαρτημάτων από σύνθετα υλικά. Ο χρήστης μπορεί να προσομοιώσει τη διάταξη των φύλλων σε προσδιορισμένες από τον ίδιο ζώνες εφαρμογής ώστε να επαληθεύσει το τελικό του σχέδιο. Στη συνέχεια τα φύλλα κατάλληλα τοποθετημένα συνθέτουν τη συνολική δομή του μοντέλου. Τέλος, γίνεται αυτόματη αναπαραγωγή των πεπερασμένων στοιχείων, αφού πρώτα έχουν καθοριστεί τα ασκούμενα φορτία, οι συνοριακές συνθήκες και οι ιδιότητες των σύνθετων υλικών για να αξιολογηθεί το μοντέλο.

### 5.1 Μοντελοποίηση

Όπως ήδη αναφέρθηκε, η πρόσθια πτέρυγα είναι ένα υβριδικό μοντέλο του οποίου η συνολική δομή είναι ένας συνδυασμός μεταλλικών και σύνθετων υλικών. Τα μεταλλικά υλικά αποτελούν το χείλος προσβολής και το χείλος εκφυγής, ενώ τα σύνθετα υλικά αποτελούν το μεσαίο τμήμα της πτέρυγας, συμπεριλαμβανομένων των άνω και κάτω οριζόντιων στοιχείων, τους στυλίσκους και τα νευρώματα.



Εικόνα 20: Το τμήμα της πτέρυγας από σύνθετα υλικά

Σκοπός της ανάλυσης είναι να επιθεωρήσουμε τη συμπεριφορά του ψηφιακού μοντέλου της πτέρυγας σχετικά με τις μετατοπίσεις που θα προκληθούν, καθώς και



την ανάπτυξη των τάσεων εξαιτίας των ασκούμενων φορτίων. Αυτό γίνεται συγκρίνοντας τις τιμές που προκύπτουν από την ανάλυση με τις ιδιότητες των υλικών που χρησιμοποιούμε. Επίσης, αξιολογούνται παράμετροι όπως οι δείκτες αστοχίας και τα όρια ασφαλείας, με τη χρήση των παρακάτω κριτηρίων αστοχίας σύνθετων υλικών:

- Μέγιστη τάση
- Μέγιστη ένταση
- Hill
- Tsai-Wu
- Hoffman

### **Κριτήριο Μέγιστης Τάσης:**

Το κριτήριο της μέγιστης τάσης θεωρεί ότι ένα υλικό αστοχεί όταν η μέγιστη κύρια τάση  $\sigma_1$  σε ένα στοιχείο του υλικού υπερβαίνει την ομοαξονική αντοχή σε εφελκυσμό του υλικού. Εναλλακτικά, το υλικό αστοχεί εάν η ελάχιστη κύρια τάση  $\sigma_3$  είναι μικρότερη της ομοαξονικής αντοχής σε θλίψη του υλικού. Εάν η ομοαξονική αντοχή σε εφελκυσμό του υλικού είναι  $\sigma_t$  και η ομοαξονική αντοχή σε θλίψη είναι  $\sigma_c$ , τότε η ασφαλής περιοχή του υλικού θεωρώντας τις τάσεις θετικές θα είναι:

$$\sigma_c < \sigma_3 < \sigma_1 < \sigma_t$$

### **Κριτήριο Μέγιστης Έντασης:**

Το κριτήριο της μέγιστης έντασης έχει παρόμοια μορφή με εκείνο της μέγιστης τάσης, εκτός του ότι οι κύριες εντάσεις συγκρίνονται με πειραματικά καθορισμένες εντάσεις στην αστοχία. Δηλαδή, το υλικό αστοχεί εάν η μέγιστη κύρια ένταση  $\epsilon_1$  σε ένα στοιχείο του υλικού υπερβαίνει την ομοαξονική εφελκυστική ένταση του υλικού που έχει μετρηθεί. Εναλλακτικά, το υλικό αστοχεί εάν η ελάχιστη κύρια ένταση  $\epsilon_3$  είναι μικρότερη της ομοαξονικής θλιπτικής έντασης του υλικού που έχει μετρηθεί. Εάν οι μετρήσιμες εντάσεις σε εφελκυσμό και θλίψη του υλικού είναι  $\epsilon_c$  και  $\epsilon_t$ , τότε η ασφαλής περιοχή θεωρώντας τις τάσεις θετικές είναι:

$$\epsilon_c < \epsilon_3 < \epsilon_1 < \epsilon_t$$

### **Κριτήριο Hill:**

Το κριτήριο αστοχίας Hill έχει τετραγωνική μορφή και αφορά ανισότροπα πλαστικές παραμορφώσεις. Εξαρτάται από τις τάσεις που είναι διαφορετικές σε κάθε κατεύθυνση και είναι ανεξάρτητο από τις πιέσεις. Προβλέπει τις ίδιες τάσεις σε εφελκυσμό και θλίψη. Η μορφή του είναι:

$$F(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + G(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + 2L\sigma_{23}^2 + 2M\sigma_{31}^2 + 2N\sigma_{12}^2 = 1$$



όπου,  $F, G, H, L, M, N$  είναι σταθερές που προκύπτουν πειραματικά και τα  $\sigma_{ij}$  είναι οι τάσεις.

### Κριτήριο Tsai-Wu:

Το κριτήριο Tsai-Wu είναι μια θεωρία αστοχίας υλικού που χρησιμοποιείται κυρίως για ανισότροπα σύνθετα υλικά που έχουν διαφορετική αντοχή σε εφελκυσμό και θλίψη. Εκφράζεται από τον τύπο:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \leq 1$$

Όπου,  $i, j = 1, 2, \dots, 6$  και  $F_i, F_{ij}$  είναι πειραματικά καθορισμένες παράμετροι αντοχής υλικών. Στην περίπτωση που η εξεταζόμενη επιφάνεια είναι κλειστή και κυρτή, οι όροι  $F_{ij}$  οφείλουν να ικανοποιούν τη σχέση:

$$F_{ij}F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0$$

που σημαίνει ότι όλοι οι όροι  $F_{ij}$  πρέπει να είναι θετικοί.

### Κριτήριο Hoffman:

Το κριτήριο Hoffman θεωρεί ορθοτροπικά υλικά τα οποία υπόκεινται σε μία κατάσταση επίπεδης τάσης με άνιση αντοχή σε εφελκυσμό και θλίψη. Είναι μία τροποποίηση του κριτηρίου Hill, συμπεριλαμβανομένων όρων γραμμικών ως προς την τάση. Με αυτόν τον τρόπο καθίσταται περιττός ο περιορισμός του κριτηρίου Hill, ότι η αντοχή σε εφελκυσμό και θλίψη είναι όμοια. Εκφράζεται από τη σχέση:

$$RF^{\text{Hoffman}} = \frac{-b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2 \cdot FoS \cdot a}$$

όπου,

$$a = \frac{\sigma_{11}^2}{\sigma_{11}^{\text{t,all}} \sigma_{11}^{\text{c,all}}} + \frac{\sigma_{22}^2}{\sigma_{22}^{\text{t,all}} \sigma_{22}^{\text{c,all}}} + \left( \frac{\tau_{12}}{\tau_{12}^{\text{all}}} \right)^2 - \frac{\sigma_{11} \sigma_{22}}{\sigma_{11}^{\text{t,all}} \sigma_{11}^{\text{c,all}}}$$

$$b = \left( \frac{1}{\sigma_{11}^{\text{t,all}}} - \frac{1}{\sigma_{11}^{\text{c,all}}} \right) \sigma_{11} + \left( \frac{1}{\sigma_{22}^{\text{t,all}}} - \frac{1}{\sigma_{22}^{\text{c,all}}} \right) \sigma_{22}$$

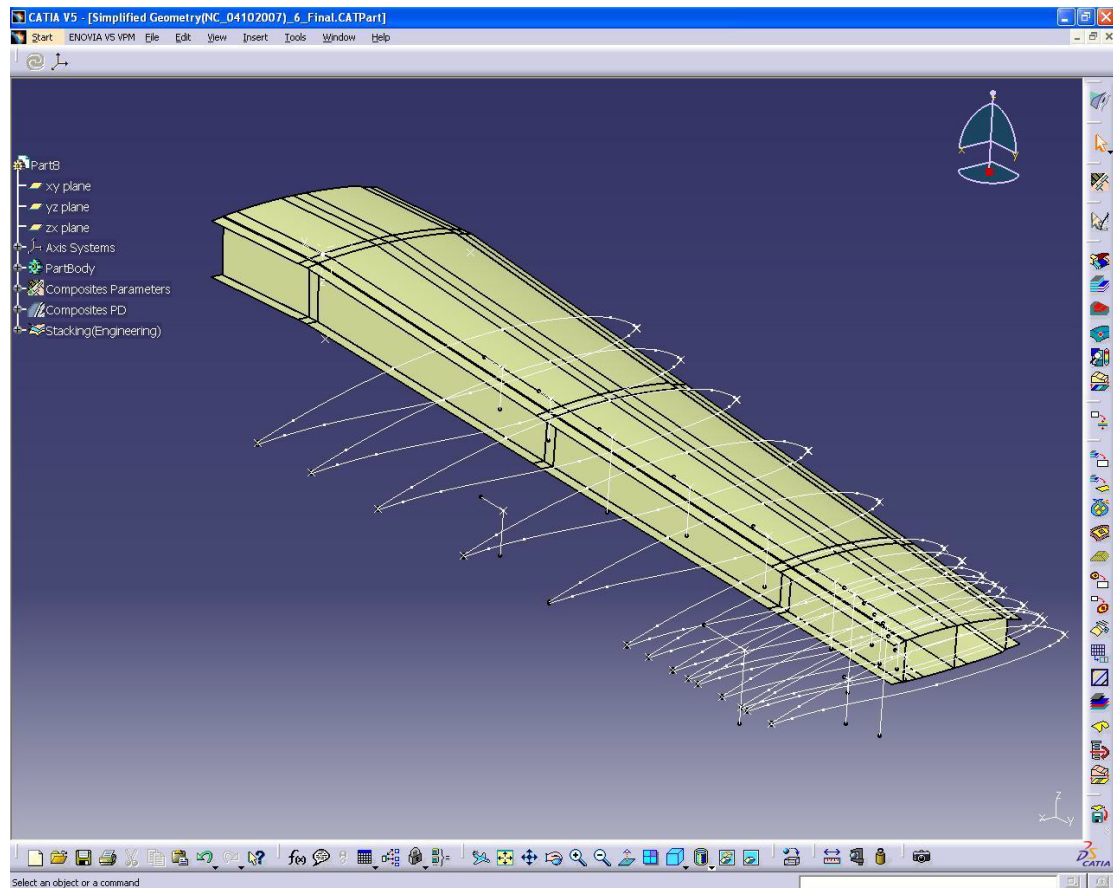
$$c = -1$$

και  $\sigma_{11}^{\text{t}}, \sigma_{11}^{\text{c}}$ , είναι οι τάσεις σε εφελκυσμό και θλίψη αντίστοιχα κατά την πρώτη διεύθυνση,  $\sigma_{22}^{\text{t}}, \sigma_{22}^{\text{c}}$ , οι τάσεις στη δεύτερη κατεύθυνση,  $\tau_{12}$  η διατμητική τάση και  $FoS$  ο συντελεστής ασφαλείας του συστήματος.



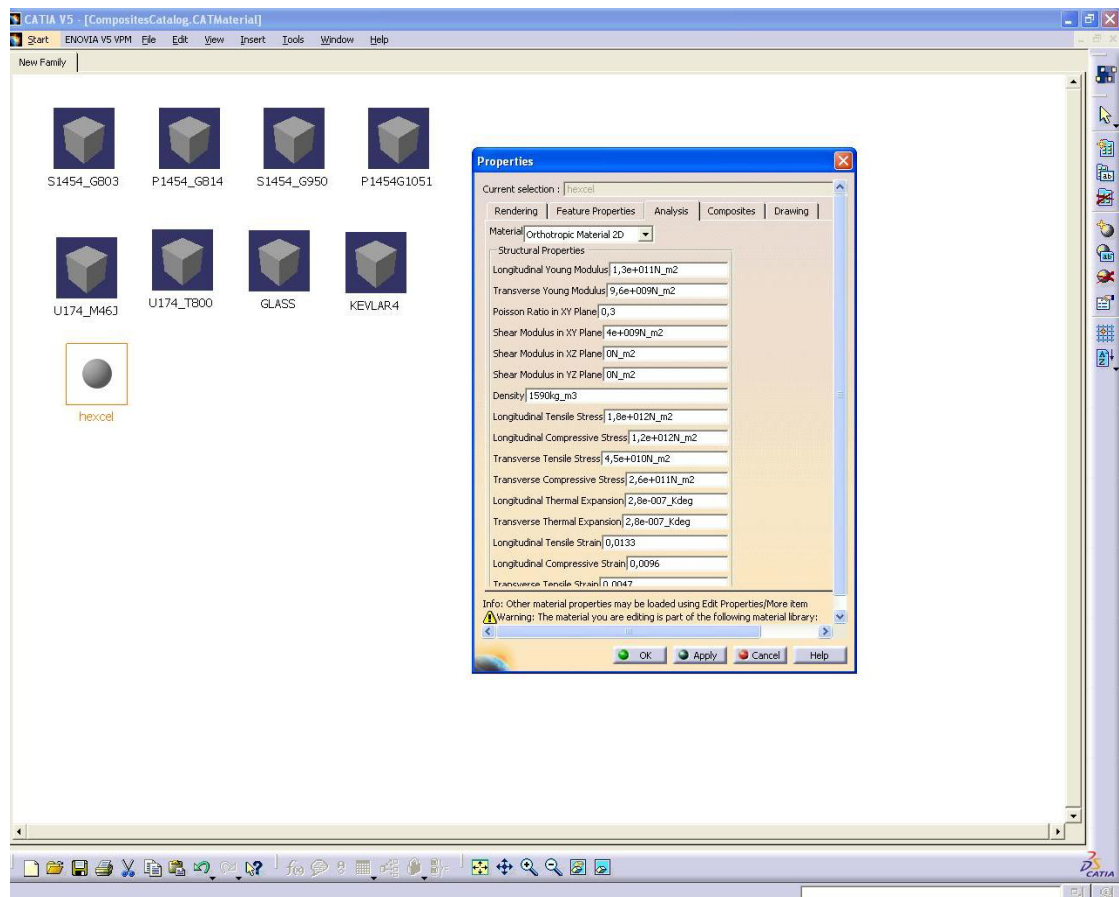


Στην εικόνα 21 φαίνεται το παράθυρο του Catia Composites Design με το αντικείμενο που μελετάται.



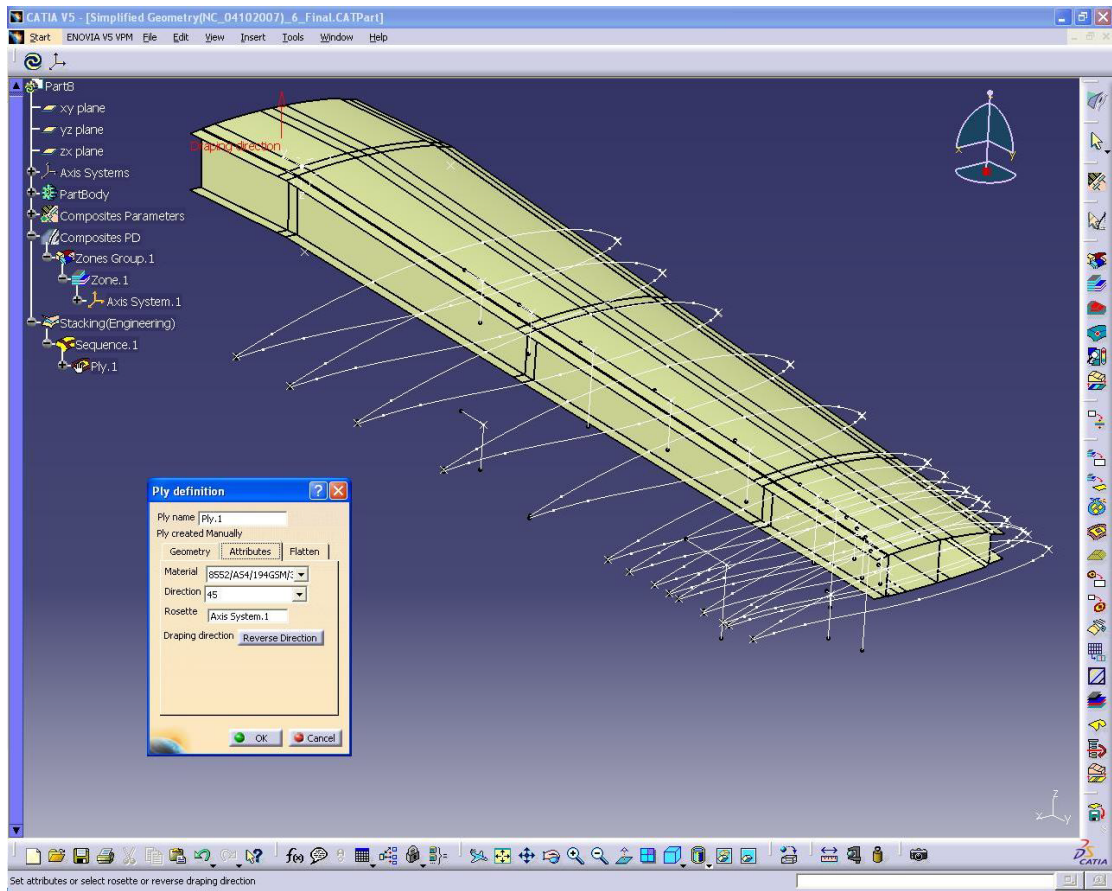
**Εικόνα 21: Η πτέρυγα στο Catia Composite Design**

Το Catia διαθέτει βιβλιοθήκες διαφόρων τύπων υλικών, κατηγοριοποιημένων κατά οικογένειες, μεταξύ αυτών και κάποια βασικά σύνθετα υλικά. Χρειάζεται ωστόσο η δημιουργία νέων υλικών, ειδικά όταν πρόκειται για σύνθετα, διάφοροι νέοι τύποι των οποίων παράγονται σε εργαστήρια. Στην εικόνα 22 παρουσιάζεται το παράθυρο δημιουργίας του υλικού 8552/ΑΣ4/194ΓΣΜ/34%, που χρησιμοποιείται στους στυλίσκους και τα οριζόντια στοιχεία. Ο χρήστης εισάγει όλες τις μηχανικές ιδιότητες, όπως αυτές παρουσιάζονται στον πίνακα 3 και έχουν προσδιοριστεί εργαστηριακά, αλλά και άλλα χαρακτηριστικά του υλικού όπως το όνομα και η απεικόνισή του στο γραφικό περιβάλλον.



Εικόνα 22: Δημιουργία νέου υλικού

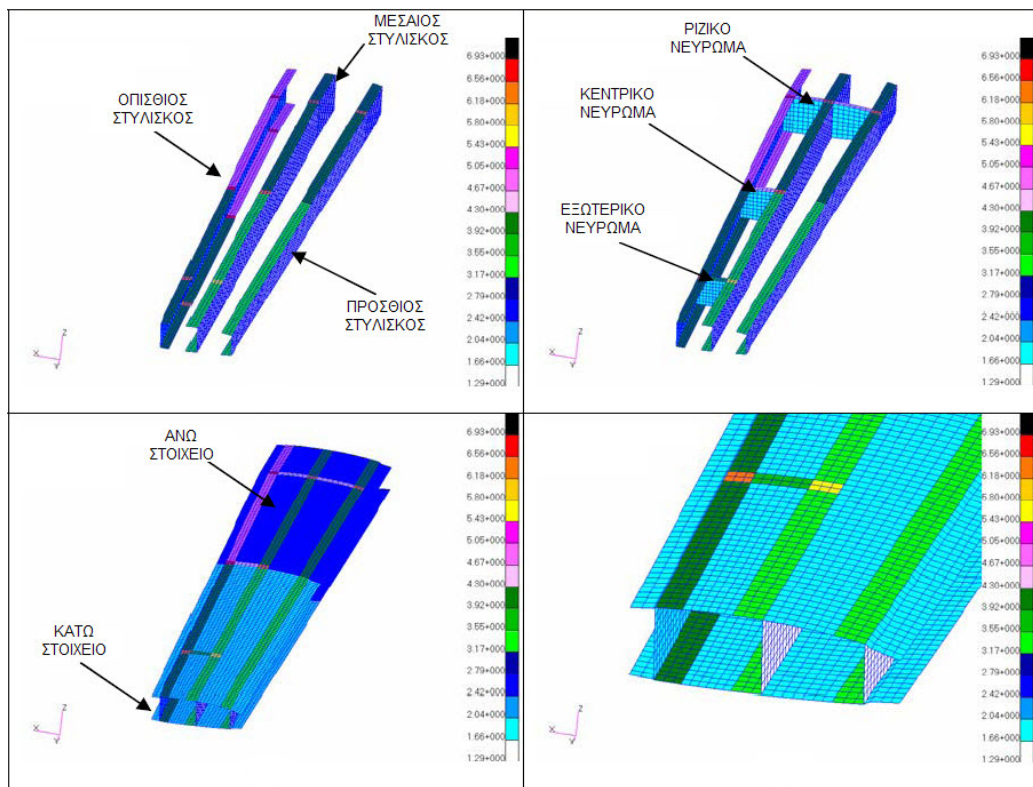
Στην εικόνα 23 παρουσιάζεται το παράθυρο δημιουργίας ενός φύλλου του υλικού αυτού με συγκεκριμένο προσανατολισμό ινών, επιλέγοντας επιφάνεια εφαρμογής, και σύστημα συντεταγμένων. Είναι δυνατόν επίσης να οριστούν τα οι κατάλληλες ζώνες εφαρμογής των σύνθετων υλικών, όπου σε κάθε ζώνη η διαμόρφωση της δομής είναι σταθερή, καθώς και ομάδες ζωνών.



Εικόνα 23: Δημιουργία φύλλου σύνθετου υλικού

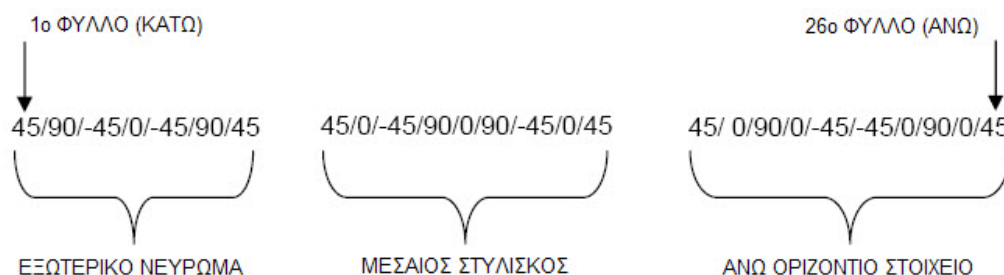


Σύμφωνα με τη γεωμετρία που αναπτύχθηκε από τον κατασκευαστή, το συνολικό άνοιγμα της πτέρυγας προσεγγίζει τα 3300mm. Ωστόσο, λόγω συμμετρίας, εξετάζεται το μισό τμήμα της. Η γεωμετρία μοντελοποιήθηκε με τη χρήση στοιχείων κελύφους, τα οποία εφαρμόζονται σε όλες τις επιφάνειες των άνω και κάτω στοιχείων, των στυλίσκων και των νευρωμάτων. Στην Εικόνα 24 φαίνεται το μοντέλο με πεπερασμένα στοιχεία όλων των διαφορετικών εξαρτημάτων της πτέρυγας με όλα τα διαφορετικά πάχη που εφαρμόζονται. Το διαφορετικό χρώμα αναφέρεται σε διαφορετικό πάχος.



**Εικόνα 24: Τα πάχη των στοιχείων κελύφους**

Η σειρά της στοίβας των φύλλων του μοντέλου σχηματίζεται με φορά από την εσωτερική προς την εξωτερική επιφάνεια. Αν, λοιπόν, θεωρήσουμε ένα στοιχείο από την κίτρινη περιοχή, όπου συμπεριλαμβάνονται το εξωτερικό νεύρωμα, ο μεσαίος στυλίσκος αλλά και το άνω οριζόντιο στοιχείο, τότε προκύπτει η εξής στοίβα:

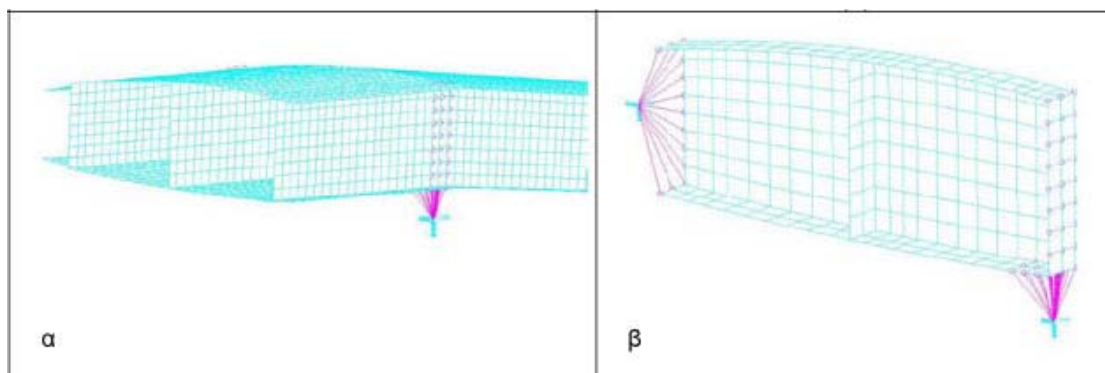




## 5.2 Φορτία και συνοριακές συνθήκες

Η πρώτη συνθήκη που χρειάζεται να ρυθμιστεί είναι εκείνη της συμμετρίας. Η πτέρυγα είναι συμμετρική ως προς τον άξονα της άτρακτου και έτσι διευκολύνουμε το λογισμικό δίνοντάς του τα μισά δεδομένα προς ανάλυση, κερδίζοντας χρόνο, ενώ τα αποτελέσματα είναι τα ίδια με εκείνα που θα προέκυπταν από την ανάλυση ολόκληρης της πτέρυγας. Στο σημείο συμμετρίας επίσης καθορίζονται οι συνοριακές συνθήκες απαγορεύοντας την μετακίνηση στον άξονα Y (T1) και τις περιστροφές στους άξονες X και Z (R1, R3).

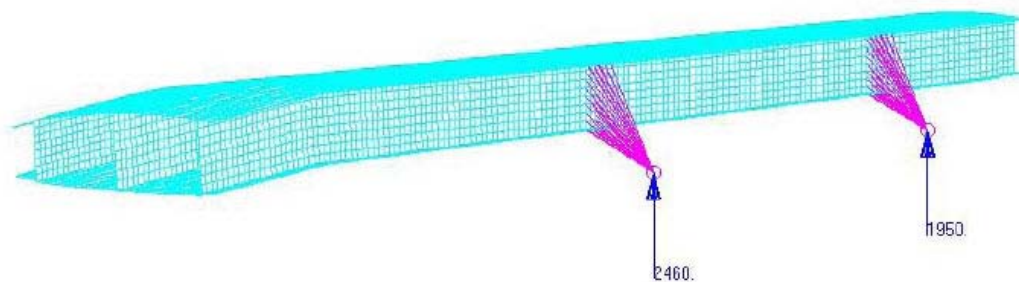
Για να προσομοιωθούν οι συνδέσεις με τις οποίες η πτέρυγα στηρίζεται στην άτρακτο, χρησιμοποιήθηκαν περιορισμοί πολλαπλών σημείων. Με αυτό το εργαλείο συνδέονται όμοια λειτουργικά σημεία διαφορετικών πλεγμάτων. Με αυτόν τον τρόπο συνδέθηκαν δύο σταθερά σημεία με τους κόμβους των φλαντζών των στυλίσκων που τους συνδέουν με την άτρακτο. Στην Εικόνα 25α φαίνεται η μοντελοποίηση της σύνδεσης της πτέρυγας με την άτρακτο.



Εικόνα 25α & β: Σύνδεση της πτέρυγας με την άτρακτο

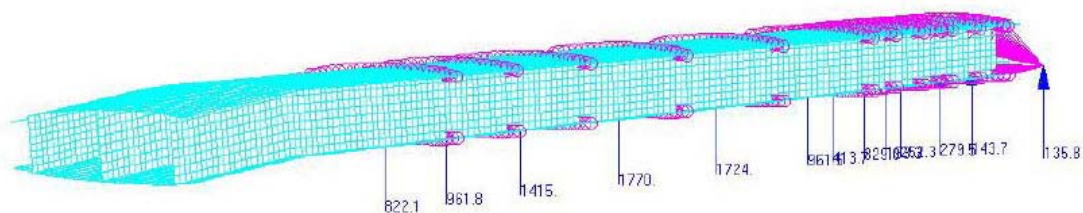
Επίσης, στην εικόνα 25β φαίνονται ποιοι κόμβοι του πλέγματος συνδέονται με τα σταθερά σημεία. Μόνο οι κόμβοι πάνω στην ακμή συνδέονται με το σταθερό σημείο διότι το ριζικό νεύρωμα δεν διαθέτει πλευρική επιφάνεια στην περιοχή επαφής με τον πρόσθιο στυλίσκο. Αντιθέτως, όλοι οι κόμβοι της κοινής περιοχής με τον οπίσθιο στυλίσκο συνδέθηκαν με το δεύτερο σταθερό σημείο.

Στην πρόσθια πτέρυγα υπάρχουν δύο ειδών συνδέσεις. Εκτός από τη σύνδεση της πτέρυγας με την άτρακτο, υπάρχουν και οι συνδέσεις των πτερυγίων με περιστροφικές αρθρώσεις (μεντεσέδες) οι οποίες παράγουν δύο διαφορετικά φορτία. Εξετάζοντας μόνο τη μισή πτέρυγα προκύπτει ότι παράγονται μόνο δύο δυνάμεις, αφού έχουμε μόνο δύο πτερύγια. Για τη μοντελοποίηση αυτών των φορτίων χρησιμοποιήθηκε ένα δεύτερο εργαλείο περιορισμού πολλαπλών σημείων το οποίο κατανέμει τα εφαρμοσμένα φορτία και τη μάζα στο μοντέλο. Στην Εικόνα 26 φαίνεται η μοντελοποίηση των φορτίων στις αρθρώσεις των πτερυγίων (flaps).



**Εικόνα 26: Μοντελοποίηση φορτίων στις αρθρώσεις των πτερυγίων**

Τέλος, καθορίστηκαν τα φορτία του ανέμου. Το σημείο εφαρμογής των φορτίων του ανέμου είναι το κέντρο βάρους των επιμέρους αεροτομών και συνδέονται μόνο με το άνω και κάτω οριζόντιο στοιχείο. Σημειώνεται επίσης ότι τα φορτία πολλαπλασιάστηκαν με το συντελεστή 1,5 για να πραγματοποιηθεί η ανάλυση σε ακραίες συνθήκες.

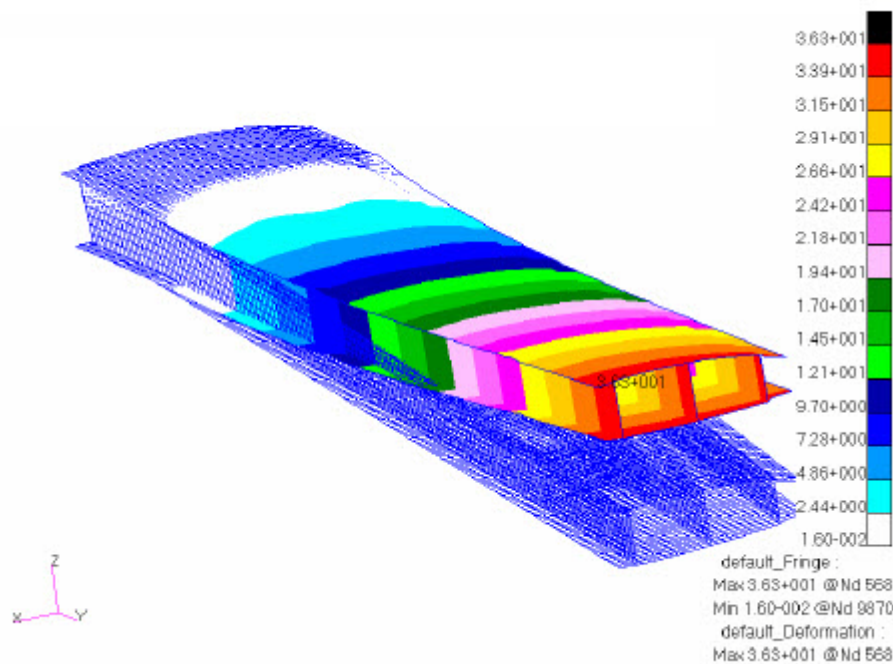


**Εικόνα 27: Μοντελοποίηση φορτίων αέρα**



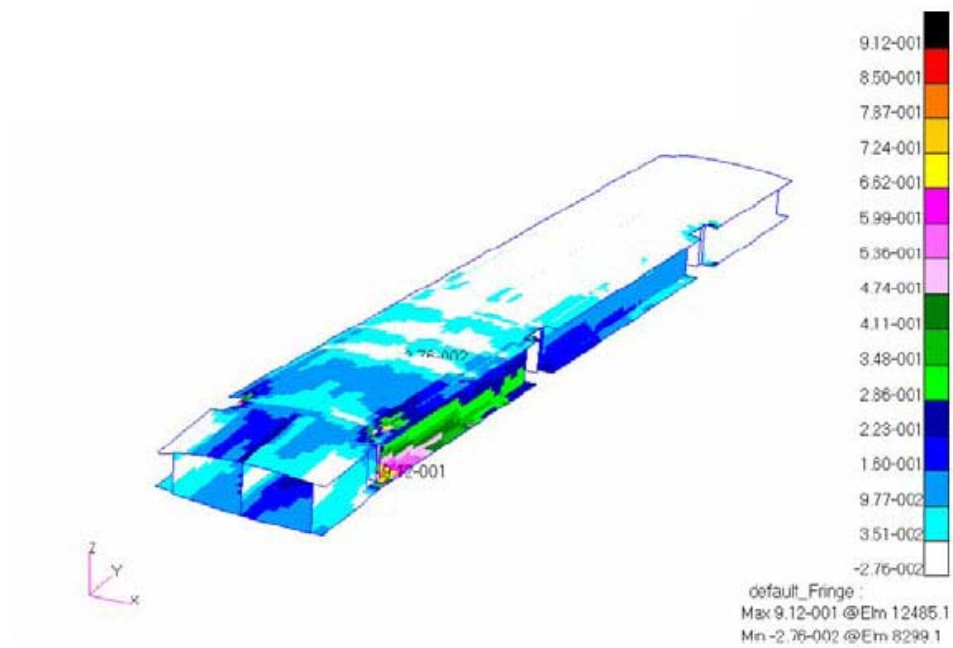
### 5.3 Στατική ανάλυση

Στη γραμμική στατική ανάλυση που εκτελείται υπολογίζονται οι μέγιστες παραμορφώσεις, τάσεις και τροπές που αναπτύσσονται. Στην Εικόνα 28 φαίνεται η παραμόρφωση (displacement) της πτέρυγας. Η μέγιστη παραμόρφωση υπολογίζεται σε 36.3mm και αναπτύσσεται στο ακροπτερύγιο.

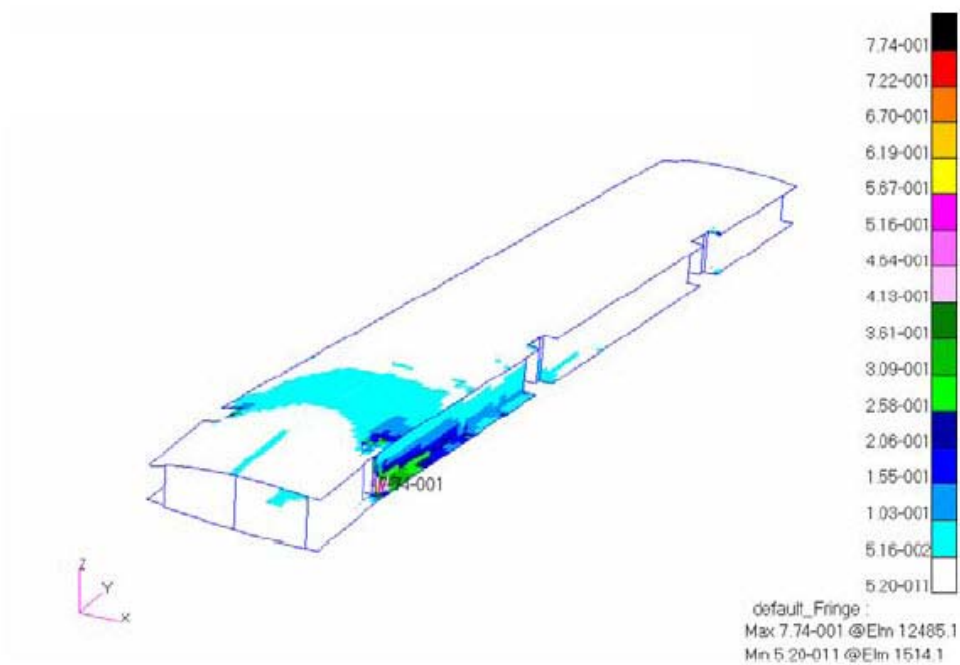


Εικόνα 28: Μέγιστη παραμόρφωση

Στη συνέχεια, εξετάστηκαν διάφορα κριτήρια αστοχίας, υπολογίζοντας τους μέγιστους δείκτες αστοχίας και τα χειρότερα όρια ασφαλείας. Στις Εικόνες 29 έως 33 παρουσιάζονται όλα τα κριτήρια αστοχίας, ενώ στον Πίνακα 5 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα αποτελέσματα.

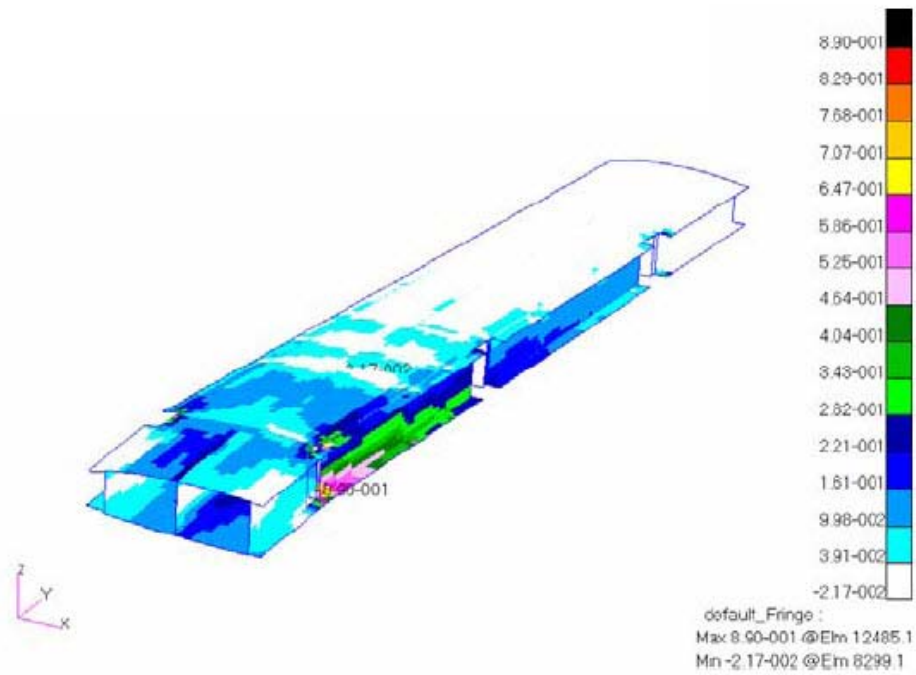


**Εικόνα 29: Κριτήριο Tsai-Wu**

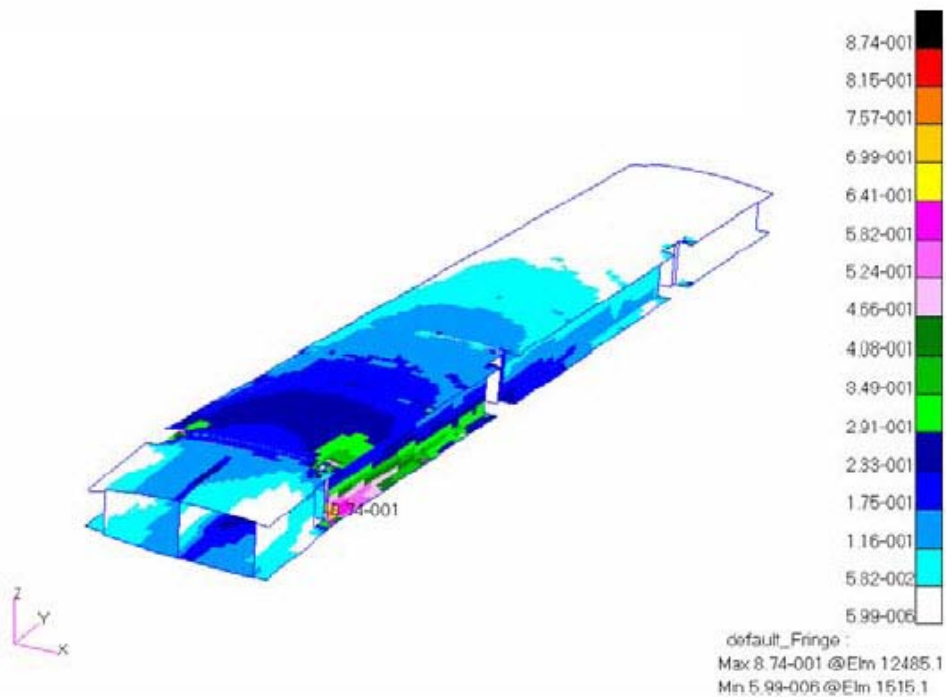


**Εικόνα 30: Κριτήριο Hill**

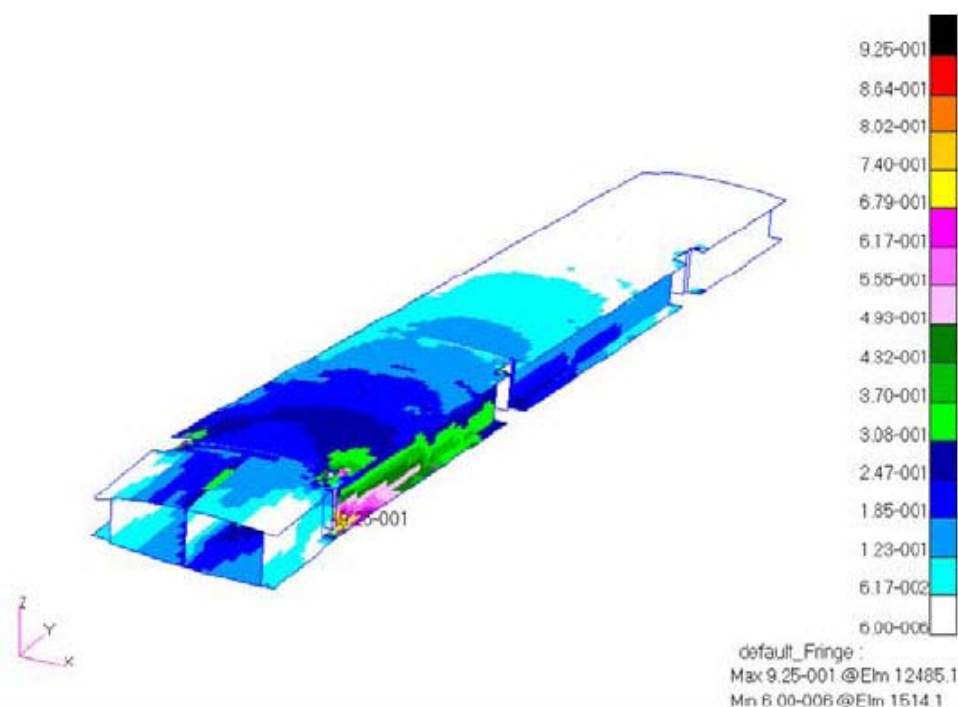




Εικόνα 31: Κριτήριο Hoffman



Εικόνα 32: Κριτήριο μέγιστης τάσης



**Εικόνα 33: Κριτήριο μέγιστης έντασης**

Κριτήριο	Δείκτης Αστοχίας	Όριο Ασφαλείας
<b>TSAI-WU</b>	0.912	0.10
<b>HILL</b>	0.774	0.292
<b>HOFFMAN</b>	0.890	0.120
<b>Μέγιστη Τάση</b>	0.874	0.144
<b>Μέγιστη Τροπή</b>	0.925	0.081

**Πίνακας 5: Αποτελέσματα**

Με τον έλεγχο των πέντε διαφορετικών κριτηρίων, διαπιστώνεται ότι η πτέρυγα δεν παρουσιάζει αστοχία σε κανένα φύλλο της σύνθετης δομής. Οι δείκτες αστοχίας είναι σε όλα τα κριτήρια μεγαλύτεροι από το εκάστοτε όριο ασφαλείας. Παρατηρείται στα γραφήματα της πτέρυγας, ότι οι τάσεις συγκεντρώνονται στο σημείο που η πτέρυγα εφαρμόζει με το ρύγχος της ατράκτου, όπου και εφαρμόστηκαν συνοριακές συνθήκες πάκτωσης. Αυτή είναι μία εικόνα αναμενόμενη, διότι οι τάσεις στη συγκεκριμένη κλειστή ακμή δεν είναι δυνατόν να εκτονωθούν περνώντας στην άτρακτο. Ο λόγος που ελέγχθηκαν πέντε διαφορετικά κριτήρια αστοχίας του υλικού, είναι για να περιοριστεί το περιθώριο σφάλματος στην εκτίμηση της αντοχής, και αυτό διότι η υπολογιστική μηχανική είναι κατά βάση μία ικανοποιητική προσέγγιση της πραγματικότητας. Βοηθάει ωστόσο αποτελεσματικά στη μελέτη συστημάτων για τα οποία ένας αναλυτικός υπολογισμός είναι πρακτικά αδύνατος.



## 6. Συμπεράσματα

Το στάδιο της προκαταρκτικής σχεδίασης καθορίζει σε μεγάλο βαθμό τις ιδιότητες και τα χαρακτηριστικά του προϊόντος. Η σχεδίαση βελτιστοποιείται ως προς τα κριτήρια της κάθε μελέτης. Παρόλο που είναι μία εργασία που πραγματοποιείται σε Η/Υ, ο μελετητής είναι σε θέση να γνωρίζει τις περισσότερες από τις πληροφορίες που αφορούν τη συμπεριφορά του προϊόντος πριν την κατασκευή του αλλά και να εξάγει μία ασφαλή εκτίμηση για το κόστος.

Στην παρούσα εργασία διερευνήθηκε η δομή από σύνθετα υλικά ενός υβριδικού μοντέλου της πρόσθιας σταθεροποιητικής πτέρυγας ενός μικρού επιβατικού αεροσκάφους. Αναλύθηκε το μισό μοντέλο λόγω συμμετρίας. Με την εκτέλεση γραμμικής στατικής ανάλυσης υπολογίστηκαν η μέγιστη παραμόρφωση, η μέγιστη ένταση, καθώς και άλλα κριτήρια αστοχίας. Διαπιστώνεται ότι καμία αστοχία δεν παρουσιάζεται στη συμπεριφορά του ψηφιακού μοντέλου. Ωστόσο, έχει τονιστεί ότι οι πραγματικές δοκιμές είναι αναντικατάστατες και συνήθως φέρνουν στην επιφάνεια θέματα που δεν κατέστη δυνατό να προβλεφθούν ή να υπολογιστούν κατά τη φάση της προκαταρκτικής σχεδίασης. Το ίδιο ισχύει και με τις παραγωγικές διαδικασίες, οι οποίες είναι εκείνες που καθορίζουν σε μεγάλο βαθμό τη σχεδιαστική λύση στην οποία καταλήγει ο μελετητής. Αυτά τα φαινόμενα είναι πιο έντονα σε περίπλοκα και μεγάλα προϊόντα, όπως είναι στην προκειμένη περίπτωση τα αεροσκάφη ή και τμήματα αυτών. Αναμφισβήτητα, τα ψηφιακά εργαλεία που διατίθενται είναι ισχυρά και έχουν καταφέρει να μειωθεί το κόστος και ο χρόνος της ανάπτυξης προϊόντων σημαντικά. Είναι, ωστόσο, δυνατό να καταστούν επικίνδυνα αν χρησιμοποιηθούν αλόγιστα και θεωρηθούν απόλυτα.



## 7. Βιβλιογραφία

- [1] Daniel P.Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA 1992
- [2] Bruhn, Airplane Design
- [3] D.Guedra - Degeorges, Recent Advances to Assess mono- and multi-Delaminations Behaviour of Aerospace Composites, EADS CCR 2006
- [4] Adam Quilter, Composites in Aerospace Applications, IHS
- [5] A.D.Kelkar, J.S.Tate, R.Bolick, Structural Integrity of Aerospace Textile Composites under Fatigue Loading, Elsevier 2006
- [6] G.A.O. Davies, D.Hitchings, J.Ankersen, Predicting Delamination and Debonding in Modern Aerospace Composite Materials, Elsevier 2005
- [7] Jose Sancho, Antonio Miravete, Design of Composite Structures Including Delamination Studies, Elsevier 2004
- [8] Robert M.Jones, Mechanics of Composite Materials, Taylor & Francis 1999
- [9] Valery V.Vasiliev, Evgeny V.Morozov, Mechanics and Analysis of Composite Materials, Elsevier 2001
- [10] J.J.Korte, R.P.Weston, and T.A.Zang, Multidisciplinary Optomization Methods for Preliminary Design, NASA
- [11] Jan Roskam, Airplane Design, RAEC 1988
- [12] Christof Ledermann, Claus Hanske, Jorg Wenzel, Paolo Ermanni, Roland Kelm, Associative Parametric CAE Methods In The Aircraft Pre-Design, Elsevier 2005
- [13] Farrokh Mistree, Kemper Lewis, Luke Stonis, Selection in Conceptual Design of Aircraft, AIAA 1994
- [14] Nicolas Antoine, Ilan Kroo, Karen Willcox, Garret Barter, A Framework for Conceptual Design and Environmental Performance Studies, AIAA 2004
- [15] Simone Ragionieri, David Weinberg, Finite Element Implementation of Advanced Failure Criteria for Composites, SmartCAE & Noran Eng. Inc.
- [16] Hanspeter Schaub, John L. Junkins, Analytical Mechanics of Aerospace Systems, 2002
- [17] Metal Matrix Composites, Department of Defense Handbook, 2002
- [18] Egbert Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press 1976
- [19] Structural Design Manual, McDonnell Douglas Corp.
- [20] Gary J.Harloff, Brian M.Berkowitz, Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA 1988
- [21] James H.Starnes Jr., Raphael T. Haftka, Preliminary Design of Composite Wings for Buckling, Strength and Displacement Constraints, NASA, Illinois Inst. Of Technology 1978
- [22] S.S.Tong, D.Powell, S.Goel, Integration of artificial intelligence and numerical optimization techniques for the design of complex aerospace systems, AIAA 1992