



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Εργαστήριο Στατικής και Αντισεισμικών Ερευνών

ΔΠΜΣ: Υπολογιστική Μηχανική

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΣΤΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΚΑΙ ΑΝΑΛΥΣΗ ΛΥΓΙΣΜΟΥ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΠΗΓΑΣΟΣ II

ΛΩΛΑΚΟΣ Θ. ΔΗΜΗΤΡΙΟΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΠΑΠΑΔΟΠΟΥΛΟΣ ΒΗΣΣΑΡΙΩΝ

ΑΘΗΝΑ, ΙΟΥΛΙΟΣ 2016

Στατική Ανάλυση και Ανάλυση Λυγισμού Πτέρυγας ΜΕΑ Πήγασος II



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Εργαστήριο Στατικής και Αντισεισμικών Ερευνών

ΔΠΜΣ: Υπολογιστική Μηχανική

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΣΤΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΚΑΙ ΑΝΑΛΥΣΗ ΛΥΓΙΣΜΟΥ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΠΗΓΑΣΟΣ II

ΛΩΛΑΚΟΣ Θ. ΔΗΜΗΤΡΙΟΣ

Επιβλέπων: Παπαδόπουλος Βησσαρίων, Επ. Καθηγητής Σχολής Πολιτικών
Μηχανικών Τομ. Δομοστατικής

Εγκρίθηκε από την τριμελή επιτροπή στις .../.../....

1^ο Μέλος :,,

2^ο Μέλος:,,

3^ο Μέλος:,,

(Ονοματεπώνυμο μέλους, Ιδιότητα, Υπογραφή)

ΑΘΗΝΑ, ΙΟΥΛΙΟΣ 2016

Ευχαριστίες

Για την περάτωση της διπλωματικής εργασίας, πέραν της προσωπικής προσπάθειας που κατεβλήθη καθ'όλη τη διάρκεια της ακόλουθης μελέτης, βασικό ρόλο στη διαμόρφωση της τελικής εργασίας διαδραμάτισαν διάφοροι άνθρωποι, οι οποίοι με την προσφορά και τη βοήθειά τους διευκόλυναν και υποστήριξαν σημαντικά το έργο μου.

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή αυτής της εργασίας κ. Παπαδόπουλο Βησσαρίων, για την δυνατότητα που μου έδωσε να ασχοληθώ με το συγκεκριμένο θέμα καθώς και για την πολύτιμη συμβολή και διευκόλυνση σε όλες τις δυσκολίες που προέκυψαν κατά την διεκπεραίωση αυτής της εργασίας. Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω ιδιαίτερα τον Επγό (ΜΑ) Παναγιωτόπουλο Δημήτριο που μου έδειξε εμπιστοσύνη και μου ανέθεσε τη συγκεκριμένη εργασία καθώς και για την υποστήριξη, τη συμπαράσταση, το χρόνο και την προσωπική γνώση που μου παρείχε για την κατανόηση του αντικειμένου της διπλωματικής εργασίας και το ευχάριστο κλίμα συνεργασίας κάτω από το οποίο αυτή πραγματοποιήθηκε.

Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους συνεργάτες μου οι οποίοι έδειξαν κατανόηση και συνέβαλαν καθοριστικά προκειμένου να ολοκληρωθεί αυτό το εγχείρημα.

Επιπλέον, ιδιαίτερες ευχαριστίες οφείλουν να δοθούν στην οικογένειά μου για την υποστήριξη που μου παρέχει όλα αυτά τα χρόνια καθώς και στους φίλους μου που ήταν αρωγοί στην προσπάθειά μου.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους συναδέλφους Λάβδα Αθανάσιο και Σεβεντεκίδη Παναγιώτη οι οποίοι υπήρξαν συνοδοιπόροι σε αυτό το ταξίδι και θα μας συνδέουν τα δεσμά της φιλίας.

Σε όλους τους παραπάνω αφιερώνεται αυτή η εργασία.

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία, πραγματεύεται την μηχανική συμπεριφορά της πτέρυγας του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II. Πιο συγκεκριμένα, πρόκειται για μια κατασκευή από σύνθετα υλικά η οποία οφείλει να πληροί κριτήρια που αφορούν μη επανδρωμένα αεροσκάφη και είναι θεσπισμένα από το NATO.

Στο πλαίσιο της εργασίας, εντοπίστηκαν οι απαιτήσεις που αφορούν την συγκεκριμένη δομή και πραγματοποιήθηκαν στατική ανάλυση και ανάλυση λυγισμού προκειμένου να αποδειχθεί η αξιοπιστία της κατασκευής. Για το σκοπό αυτό, αναπτύχθηκε μοντέλο προσομοίωσης με χρήση του προγράμματος Πεπερασμένων Στοιχείων Simulia Abaqus CAE.

Σχετικά με τη δόμηση της διπλωματικής εργασίας, αυτή διαμερίζεται σε έξι (6) κεφάλαια.

Στο 1^ο Κεφάλαιο «Εισαγωγή Στα Αεροσκάφη», γίνεται μια σύντομη αναφορά στην ιστορία των πτήσεων, την δημιουργία των μη επανδρωμένων αεροσκαφών, την χρήση τους και την κατηγοριοποίησή τους. Επίσης, παρουσιάζεται το μη επανδρωμένο αεροσκάφος Πήγασος II και ο σκοπός της διπλωματικής εργασίας.

Στο 2^ο Κεφάλαιο «Κανονισμοί Πιστοποίησης», γίνεται αναφορά στους κανονισμούς που οφείλει να ακολουθεί ένα αεροσκάφος προκειμένου να κριθεί αξιόπιστο. Πιο συγκεκριμένα, παρουσιάζονται οι κανονισμοί που έχουν θεσπιστεί από το NATO και αφορούν την δομή ενός μη επανδρωμένου αεροσκάφους.

Στο 3^ο Κεφάλαιο «Μαθηματικό Υπόβαθρο», παρουσιάζεται αναλυτικά όλο το μαθηματικό υπόβαθρο που απαιτείται προκειμένου να είναι κατανοητές οι αναγκαίες αναλύσεις που θα πραγματοποιηθούν. Για τον λόγο αυτό, αρχικά παρατίθενται ορισμένα γενικά στοιχεία που σχετίζονται με τα σύνθετα υλικά όπως ο τρόπος κατηγοριοποίησής τους. Στην συνέχεια, δίνονται αναλυτικά οι σχέσεις που αφορούν την μηχανική συμπεριφορά μιας στρώσης σύνθετου υλικού καθώς και μιας διαστρωμάτωσης. Έπειτα, παρουσιάζονται τα κριτήρια αστοχίας σύνθετων υλικών που θα χρησιμοποιηθούν για την αξιολόγηση της κατασκευής καθώς και οι σχέσεις που διέπουν το φαινόμενο του λυγισμού.

Στο 4^ο Κεφάλαιο «Στατική Ανάλυση και Ανάλυση Λυγισμού Μοντέλου Προσομοίωσης της Πτέρυγας Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II», περιγράφονται όλα τα βήματα που ακολουθήθηκαν για την προσομοίωση και τις αναλύσεις που εφαρμόστηκαν στην κατασκευή.

Στο 5^ο Κεφάλαιο «Ανάλυση Αποτελεσμάτων», παρουσιάζονται και αναλύονται τα αποτελέσματα των κριτηρίων αστοχίας από τη στατική ανάλυση καθώς και τα αποτελέσματα της ανάλυσης λυγισμού.

Τέλος, στο 6^ο Κεφάλαιο «Συμπεράσματα - Προτάσεις», παρουσιάζονται συνοπτικά τα αποτελέσματα και γίνονται προτάσεις για περαιτέρω έρευνα.

Abstract

The present thesis, discusses the wing's mechanical behavior of unmanned aerial vehicle Pegasus II. Specifically, it is a full of composite material structure, which has to comply with Airworthiness Requirements of Nato.

Simply, we have detected the requirements that are related with the wing's structure and were performed static and buckle analysis due to the proof of structure procedure. For this purpose, the Finite Element Program Simulia Abaqus Cae was employed in order to create and analyze the numerical model.

This thesis consists of six chapters.

The 1st Chapter "Introduction to Aircrafts", is referred the History of Flight, the creation of unmanned aerial vehicles, the purposes of use and categorization of them. Furthermore, it is introduced the unmanned aerial vehicle Pegasus II and the purpose of this thesis.

The 2nd Chapter "Airworthiness Requirements" includes the Airworthiness Requirements that are published from NATO and are related with the evaluation of unmanned aerial vehicles. Specifically, will be performed the Airworthiness Requirements that are related with the structure of the wing.

The 3rd Chapter "Mathematical Background" refers to the mathematical background that is necessary in order to understand all the analyses that will be performed. In the beginning, we introduce general information about composite material such as the criteria of categorization. After that, there are introduced the analytical equations which describe the mechanical behavior of a lamina and a laminated composite material. Furthermore, we introduce the failure criteria of composite material that will be used for the evaluation of the construction and the equations that describe the buckling phenomenon.

In the 4th chapter "Static and Buckling Analysis", we describe all the necessary steps which we have followed in order to simulate the construction and execute the analyses.

In the 5th chapter "Analysis of Results", we introduce and analyze the results of static and buckling analysis.

Finally, the 6th chapter "Conclusion - Suggestions", includes a summary of the conclusions. At the end of this chapter we introduce some suggestions for further studying.

Περιεχόμενα

| | |
|---|-----|
| Κατάλογος Πινάκων | xxi |
| Κεφάλαιο 1 ^ο : Εισαγωγή στα Αεροσκάφη | 1 |
| 1.1 Η ιστορία των πτήσεων | 1 |
| 1.2 Μη Επανδρωμένα Αεροσκάφη | 7 |
| 1.3 Κατηγοριοποίηση Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών | 8 |
| 1.4 Πλατφόρμα Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών | 10 |
| 1.4.1 Μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερών πτερύγων | 11 |
| 1.4.2 Μη επανδρωμένα αεροσκάφη περιστρεφόμενων πτερύγων | 11 |
| 1.5 Μη Επανδρωμένο Αεροσκάφος Πήγασος II | 14 |
| 1.6 Σκοπός Διπλωματικής | 15 |
| Κεφάλαιο 2ο : Κανονισμοί Πιστοποίησης | 17 |
| 2.1 Εισαγωγή | 17 |
| 2.2 Συνοπτική Παρουσίαση Κανονισμού STANAG 4671-USAR | 18 |
| 2.2.1 Γενικά | 18 |
| 2.2.2 Σκοπός – Προσθήκες – Δομή | 18 |
| 2.3 Απαιτήσεις | 21 |
| 2.3.1 General | 21 |
| 2.3.2 UAV Flight | 21 |
| 2.3.3 UAV Structure | 23 |
| 2.3.4 UAV Design and Construction | 40 |

| | |
|---|----|
| Κεφάλαιο 3 ^ο : Μαθηματικό Υπόβαθρο | 49 |
| 3.1 Γενικά..... | 49 |
| 3.2 Εισαγωγή στα Σύνθετα Υλικά..... | 49 |
| 3.3 Κατηγοριοποίηση Σύνθετων Υλικών | 50 |
| 3.4 Υπόβαθρο Ανάλυσης | 52 |
| 3.4.1 Συμπεριφορά Σύνθετων Υλικών | 52 |
| 3.4.2 Μηχανικές Ιδιότητες Υλικών..... | 54 |
| 3.5 Μέθοδοι Ανάλυσης Στρώσεων | 57 |
| 3.5.1 Εισαγωγικά | 57 |
| 3.5.2 Σχέση Τάσεων-Παραμορφώσεων | 59 |
| 3.5.3 Προσδιορισμός των Μαθηματικών Σταθερών S_{ij} | 63 |
| 3.5.4 Μετασχηματισμός Τάσεων-Παραμορφώσεων | 67 |
| 3.6 Ανάλυση Διαστρωματώσεων | 72 |
| 3.6.1 Εισαγωγικά | 72 |
| 3.6.2 Καταπόνηση Διαστρωμάτωσης Από Αξονικές Δυνάμεις | 73 |
| 3.6.3 Καταπόνηση Στρωμάτωσης από Καμπτικές Ροπές..... | 75 |
| 3.6.4 Αξονική και Καμπτική Καταπόνηση | 78 |
| 3.7 Κριτήρια Αστοχίας Σύνθετων Υλικών | 81 |
| 3.7.1 Εισαγωγικά | 81 |
| 3.7.2 Κριτήρια Αστοχίας Δίχως Αλληλεπίδραση (Non Interactive Criteria) | 82 |
| 3.7.3 Κριτήρια Αστοχίας Με Αλληλεπίδραση (Interactive Criteria)..... | 84 |

| | |
|--|-----|
| 3.8 Λυγισμός..... | 89 |
| Κεφάλαιο 4 ^ο : Στατική Ανάλυση και Ανάλυση Λυγισμού Μοντέλου Προσομοίωσης της Πτέρυγας Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II | 95 |
| 4.1 Εισαγωγικά | 95 |
| 4.2 Εισαγωγή στην Μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων | 95 |
| 4.2.1 Γενικά | 95 |
| 4.2.2 Κατηγορίες Πεπερασμένων Στοιχείων | 97 |
| 4.3 Σχεδιασμός Δομικών Στοιχείων της Πτέρυγας Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II | 98 |
| 4.3.1 Γενικά | 98 |
| 4.3.2 Δοκοί..... | 101 |
| 4.3.3 Νευρώσεις | 102 |
| 4.3.4 Επικάλυψη..... | 106 |
| 4.4 Διακριτοποίηση Μοντέλου..... | 107 |
| 4.4.1 Εισαγωγικά | 107 |
| 4.4.2 Στοιχεία κελύφους (Shell Elements) | 107 |
| 4.4.3 Διαδικασία Διακριτοποίησης | 109 |
| 4.5 Εισαγωγή των Σύνθετων Υλικών | 113 |
| 4.5.1 Εισαγωγή..... | 113 |
| 4.5.2 Δομικά Υλικά Πτέρυγας Πήγασος II | 114 |
| 4.6 Εισαγωγή Φορτίου και Συνοριακών Συνθηκών | 121 |
| 4.7 Καθορισμός Ανάλυσης..... | 125 |

| | |
|--|-----|
| Κεφάλαιο 5 ^ο : Ανάλυση Αποτελεσμάτων | 127 |
| 5.1 Εισαγωγή | 127 |
| 5.2 Διαγράμματα Τεμνουσών Δυνάμεων – Καμπτικών Ροπών | 127 |
| 5.3 Αποτελέσματα Στατικής Ανάλυσης..... | 129 |
| 5.3.1 Εισαγωγή..... | 129 |
| 5.3.2 Στατική Ανάλυση Κύριας Δοκού..... | 131 |
| 5.3.3 Στατική Ανάλυση Νευρώσεων | 134 |
| 5.3.4 Στατική Ανάλυση Επικάλυψης | 138 |
| 5.3.5 Στατική Ανάλυση Τοπικών Ενισχύσεων Πτέρυγας | 143 |
| 5.4 Αποτελέσματα Ανάλυσης Λυγισμού..... | 155 |
| Κεφάλαιο 6 ^ο : Συμπεράσματα - Προτάσεις..... | 159 |
| 6.1 Σύνοψη | 159 |
| 6.2 Αξιοπιστία Μοντέλου Προσομοίωσης..... | 161 |
| 6.3 Προτάσεις Για Κατασκευή | 164 |
| 6.4 Προτάσεις Για Περαιτέρω Μελέτη | 166 |

Κατάλογος Εικόνων

| | |
|--|----|
| Εικόνα 1.1: Ο Δαίδαλος δίνει φτερά στον Ίκαρο | 1 |
| Εικόνα 1.2: Ο Βελλεροφόντης μαζί με το μυθικό του άλογο Πήγασο | 1 |
| Εικόνα 1.3: Χειρόγραφες σημειώσεις του Ντα Βίντσι | 2 |
| Εικόνα 1.4: Το ελικόπτερο του Ντα Βίντσι..... | 2 |
| Εικόνα 1.5: Η πρώτη πτήση των αδελφών Ράιτ..... | 3 |
| Εικόνα 1.6: Α/Φ Α' Παγκοσμίου Πολέμου, Albatros D.II..... | 4 |
| Εικόνα 1.7: Α/Φ Β' Παγκοσμίου Πολέμου, Gloster E.28/39..... | 4 |
| Εικόνα 1.8: Α/Φ Airbus 380..... | 6 |
| Εικόνα 1.9: Α/Φ 5ης Γενιάς, Su t-50..... | 6 |
| Εικόνα 1.10: Matternet Drone | 8 |
| Εικόνα 1.11: Predator UAV | 11 |
| Εικόνα 1.12: RMAX Yamaha | 12 |
| Εικόνα 1.13: Hummingbird Yamaha | 13 |
| Εικόνα 1.14: COAX της εταιρείας Skybotix | 13 |
| Εικόνα 1.15: Μη επανδρωμένο αεροσκάφος Πήγασος II..... | 15 |
| Εικόνα 1.16: Ανθρώπινο δυναμικό του Πήγασος II | 15 |
| Εικόνα 2.1: Φάκελος πτήσης | 27 |
| Εικόνα 3.1: Σύνθεση των Σύνθετων Υλικών | 50 |
| Εικόνα 3.2: Διαμόρφωση Στρωματικού Σύνθετου Υλικού | 52 |
| Εικόνα 3.3 Κατηγοριοποίηση Σύνθετων Υλικών | 52 |

| | |
|--|----|
| Εικόνα 3.4: Εγκαρσίως Ισότροπο Υλικό..... | 53 |
| Εικόνα 3.5: Ορθότροπο Υλικό..... | 53 |
| Εικόνα 3.6: Μονότροπο Υλικό..... | 54 |
| Εικόνα 3.7: Γενικώς Ανισότροπο Υλικό..... | 54 |
| Εικόνα 3.8: Σύστημα Αξόνων Σύνθετου Υλικού | 55 |
| Εικόνα 3.9: Τα πεδία της Μηχανικής..... | 58 |
| Εικόνα 3.10: Σύστημα Αξόνων Σύνθετου Υλικού με προσανατολισμένες ίνες..... | 58 |
| Εικόνα 3.11: Σύστημα αξόνων προσανατολισμένο με τις ίνες | 67 |
| Εικόνα 3.12: Ίνες στραμμένες ως προς το σύστημα αξόνων | 67 |
| Εικόνα 3.13: Μεταβολή ελαστικής σταθεράς του Young (E) συναρτήσει της γωνίας των ινών..... | 72 |
| Εικόνα 3.14: Μεταβολή του Μέτρου Διάτμησης (G) και του λόγου Poisson (ν) συναρτήσει της γωνίας των ινών..... | 72 |
| Εικόνα 3.15: Καταπόνηση πολυστρώματος από μεμβρανική δράση N_x | 73 |
| Εικόνα 3.16: Προσήμανση θετικών ροπών σε μια διαστρωμάτωση | 76 |
| Εικόνα 3.17: Διαμόρφωση ορθών τάσεων σε μια διαστρωμάτωση | 76 |
| Εικόνα 3.18: Συμπεριφορά διαστρωμάτωσης εξαιτίας καμπτικής ροπής..... | 76 |
| Εικόνα 3.19: Μηχανισμοί αστοχίας σε επίπεδο μιας στρώσης σύνθετου υλικού | 81 |
| Εικόνα 3.20: Μηχανισμός αστοχίας σε επίπεδο διαστρωμάτωσης | 81 |
| Εικόνα 3.21: Απεικόνιση Κριτηρίου Μέγιστης Τάσης | 82 |
| Εικόνα 3.22: Απεικόνιση Κριτηρίου Μέγιστης Παραμόρφωσης..... | 83 |
| Εικόνα 3.23: Γραφική απεικόνιση κριτηρίων Tsai-Wu και Tsai-Hill | 86 |

| | |
|---|-----|
| Εικόνα 3.24: Γραφική απεικόνιση κριτηρίων Azzi-Tsai-Hill και Tsai-Hill | 87 |
| Εικόνα 3.25: Εμφάνιση λυγισμού σε μοντέλο προσομοίωσης | 89 |
| Εικόνα 3.26: Συμπεριφορά κατασκευής πέρα το κρίσιμου σημείου φόρτισης | 90 |
| Εικόνα 3.27: Η στήλη του Euler | 92 |
| Εικόνα 4.1: Μορφές πτέρυγας | 98 |
| Εικόνα 4.2: Γραφική απεικόνιση αεροτομής..... | 99 |
| Εικόνα 4.3: Θέση πτέρυγας σε σχέση με την άτρακτο | 99 |
| Εικόνα 4.4: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομής..... | 100 |
| Εικόνα 4.5: Απεικόνιση κύριας και δευτερευουσών δοκών | 102 |
| Εικόνα 4.6: Γραφική απεικόνιση Fitting..... | 103 |
| Εικόνα 4.7: Γραφική απεικόνιση Rib 2 | 104 |
| Εικόνα 4.8: Γραφική απεικόνιση Rib 3 | 104 |
| Εικόνα 4.9: Γραφική απεικόνιση Rib 4 | 104 |
| Εικόνα 4.10: Γραφική απεικόνιση Rib 5 | 105 |
| Εικόνα 4.11: Γραφική απεικόνιση Rib 6 | 105 |
| Εικόνα 4.12: Εσωτερική διαμόρφωση πτέρυγας..... | 105 |
| Εικόνα 4.13: Κάτω όψη επικάλυψης | 106 |
| Εικόνα 4.14: Άνω όψη επικάλυψης..... | 106 |
| Εικόνα 4.15: Ολοκληρωμένο συγκρότημα πτέρυγας | 107 |
| Εικόνα 4.16: Απεικόνιση συμβατικών (conventional) και συνεχών (continuum) στοιχείων κελύφους | 108 |
| Εικόνα 4.17: Διάνυσμα θετικής κατεύθυνσης σε ένα στοιχείο | 108 |

| | |
|--|-----|
| Εικόνα 4.18: Διακριτοποίηση χείλους εκφυγής νεύρωσης | 109 |
| Εικόνα 4.19: Διακριτοποίηση οπών | 110 |
| Εικόνα 4.20: Διακριτοποίηση εσωτερικής δομής της πτέρυγας..... | 110 |
| Εικόνα 4.21: Ένωση κύριας δοκού με νευρώσεις | 111 |
| Εικόνα 4.22: Προσάρτηση επικάλυψης χείλους προσβολής στην εσωτερική δομή της πτέρυγας..... | 111 |
| Εικόνα 4.23: Προσάρτηση επιμέρους τμημάτων επικάλυψης στην εσωτερική δομή της πτέρυγας..... | 112 |
| Εικόνα 4.24: Ολοκληρωμένο μοντέλο προσομοίωσης πτέρυγας | 112 |
| Εικόνα 4.25: Μοντέλο προσομοίωσης με σύνθετα υλικά | 116 |
| Εικόνα 4.26: Γραφική απεικόνιση στρώσεων κύριας δοκού..... | 117 |
| Εικόνα 4.27: Γραφική απεικόνιση στρώσεων για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς | 117 |
| Εικόνα 4.28: Γραφική απεικόνιση στρώσεων επικάλυψης | 118 |
| Εικόνα 4.29: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης- κύριας δοκού..... | 118 |
| Εικόνα 4.30: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης- νευρώσεων | 119 |
| Εικόνα 4.31: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης- κύριας δοκού-νευρώσεων | 120 |
| Εικόνα 4.32: Γραφική απεικόνιση πτέρυγας Πήγασος II | 121 |
| Εικόνα 4.33: Γραφική απεικόνιση φορτίου καταπόνησης..... | 123 |
| Εικόνα 4.34: Συνοριακές συνθήκες στην περιοχή των οπών | 124 |
| Εικόνα 4.35: Περιοχή συνθηκών συμμετρίας | 124 |

| | |
|--|-----|
| Εικόνα 4.36: Τελικό μοντέλο προσομοίωσης | 125 |
| Εικόνα 5.1: Διάγραμμα τεμνουσών δυνάμεων | 128 |
| Εικόνα 5.2: Διάγραμμα καμπτικών ροπών..... | 129 |
| Εικόνα 5.3: Συνολική μετατόπιση κόμβων της πτέρυγας | 130 |
| Εικόνα 5.4 Μετατόπιση κόμβων κατά τον κάθετο άξονα..... | 131 |
| Εικόνα 5.5: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου κατά το κριτήριο Tsai-Wu | 132 |
| Εικόνα 5.6: Στρώσεις όπου εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας κατά το κριτήριο Tsai-Wu..... | 132 |
| Εικόνα 5.7: Απεικόνιση καταπόνησης ινών κύριας δοκού από εφελκυστικά φορτία | 133 |
| Εικόνα 5.8: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυστικών φορτίων..... | 133 |
| Εικόνα 5.9: Απεικόνιση καταπόνησης ινών κύριας δοκού από θλιπτικά φορτία | 134 |
| Εικόνα 5.10: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλιπτικών φορτίων | 134 |
| Εικόνα 5.11: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου κατά το κριτήριο Tsai-Wu | 135 |
| Εικόνα 5.12: Στρώσεις όπου εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας κατά το κριτήριο Tsai-Wu..... | 135 |
| Εικόνα 5.13: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας από θλιπτικά φορτία | 136 |
| Εικόνα 5.14: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας..... | 137 |
| Εικόνα 5.15: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας από εφελκυστικά φορτία | 137 |

| | |
|--|-----|
| Εικόνα 5.16: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας | 137 |
| Εικόνα 5.17: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της άνω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 139 |
| Εικόνα 5.18: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της άνω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 139 |
| Εικόνα 5.19: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της κάτω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 140 |
| Εικόνα 5.20: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της κάτω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 140 |
| Εικόνα 5.21: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας άνω επικάλυψης από εφελκυστικά φορτία..... | 141 |
| Εικόνα 5.22 Στρώσεις της άνω επικάλυψης που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας | 142 |
| Εικόνα 5.23: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας κάτω επικάλυψης από εφελκυστικά φορτία..... | 142 |
| Εικόνα 5.24: Στρώσεις της κάτω επικάλυψης που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας | 143 |
| Εικόνα 5.25: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της άνω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 145 |
| Εικόνα 5.26: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της άνω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 145 |
| Εικόνα 5.27: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της κάτω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Wu | 146 |
| Εικόνα 5.28: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της κάτω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Wu | 146 |

| | |
|---|-----|
| Εικόνα 5.29: Απεικόνιση καταπόνησης ινών άνω ενισχυμένης περιοχής από θλιπτικά φορτία | 147 |
| Εικόνα 5.30: Στρώσεις της άνω ενισχυμένης περιοχής που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού των ινών | 147 |
| Εικόνα 5.31: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας κάτω ενισχυμένης περιοχής από εφελκυστικά φορτία | 148 |
| Εικόνα 5.32: Στρώσεις της κάτω ενισχυμένης περιοχής που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας | 148 |
| Εικόνα 5.33: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No1 κατά το κριτήριο Tsai-Wu..... | 149 |
| Εικόνα 5.34: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No1 κατά το κριτήριο Tsai-Wu | 149 |
| Εικόνα 5.35 Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill | 150 |
| Εικόνα 5.36: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 150 |
| Εικόνα 5.37 Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No1 από εφελκυστικά φορτία | 151 |
| Εικόνα 5.38: Στρώσεις του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No1 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας | 152 |
| Εικόνα 5.39: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 από θλιπτικά φορτία..... | 152 |
| Εικόνα 5.40: Στρώσεις του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας..... | 152 |
| Εικόνα 5.41: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου για σημείο τομής επικάλυψη- κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2 κατά το κριτήριο Tsai - Hill | 153 |

| | |
|--|-----|
| Εικόνα 5.42: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας για σημείο τομής επικάλυψη- κύρια δοκός- νεύρωση Νο 1 και Νο 2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill..... | 154 |
| Εικόνα 5.43: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου τομής επικάλυψη- κύρια δοκός- νεύρωση Νο 1 και Νο2 από θλιπτικά φορτία | 155 |
| Εικόνα 5.44: Στρώσεις του σημείου τομής επικάλυψη- κύρια δοκός- νεύρωση Νο 1 και Νο2 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας..... | 155 |
| Εικόνα 5.45: Πρώτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή -1922.2 | 156 |
| Εικόνα 5.46: Δεύτερη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 4202.3 | 157 |
| Εικόνα 5.47: Τρίτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή -4637.9..... | 157 |
| Εικόνα 5.48: Τέταρτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 6603.2..... | 157 |
| Εικόνα 5.49 Πέμπτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 310500 | 158 |
| Εικόνα 6.1: Κατανομή φορτίου ως προς το ημικεκπέτασμα | 162 |
| Εικόνα 6.2: Κατασκευή πτέρυγας δίχως φορτία καταπόνησης | 163 |
| Εικόνα 6.3: Κατασκευή πτέρυγας με ελλειπτική φόρτιση | 163 |
| Εικόνα 6.4: Δομή πτέρυγας ενιχυμένη με δοκίδες επικάλυψης (stringers) ... | 164 |

Κατάλογος Πινάκων

| | |
|--|-----|
| Πίνακας 2.1: Επιπρόσθετες Απαιτήσεις USAR | 19 |
| Πίνακας 2.2: Ανάλυση κανονισμού USAR σε επιμέρους κεφάλαια | 20 |
| Πίνακας 4.1: Συγκεντρωτικός πίνακας μοντέλου προσομοίωσης..... | 113 |
| Πίνακας 4.2: Πίνακας Ελαστικών Σταθερών Σύνθετων Υλικών..... | 115 |
| Πίνακας 4.3: Διαμόρφωση στρώσεων κύριας δοκού..... | 116 |
| Πίνακας 4.4: Διαμόρφωση στρώσεων για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς | 117 |
| Πίνακας 4.5: Διαμόρφωση στρώσεων επικάλυψης | 117 |
| Πίνακας 4.6: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού | 118 |
| Πίνακας 4.7: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-νευρώσεων | 119 |
| Πίνακας 4.8: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού-νευρώσεων | 120 |
| Πίνακας 5.1: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για κύρια δοκό | 131 |
| Πίνακας 5.2: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν την κύρια δοκό | 133 |
| Πίνακας 5.3: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς..... | 134 |
| Πίνακας 5.4: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν τις νευρώσεις και τις δευτερεύουσες δοκούς..... | 136 |
| Πίνακας 5.5: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το άνω μέρος της επικάλυψης (Upper Skin) | 138 |

| | |
|---|-----|
| Πίνακας 5.6: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το κάτω μέρος της επικάλυψης (Lower Skin) | 138 |
| Πίνακας 5.7: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το άνω μέρος της επικάλυψης..... | 141 |
| Πίνακας 5.8: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το κάτω μέρος της επικάλυψης..... | 141 |
| Πίνακας 5.9: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το άνω μέρος της ενισχυμένης περιοχής..... | 144 |
| Πίνακας 5.10: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το κάτω μέρος της ενισχυμένης περιοχής..... | 144 |
| Πίνακας 5.11: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το άνω μέρος της ενισχυμένης περιοχής..... | 146 |
| Πίνακας 5.12: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το κάτω μέρος της ενισχυμένης περιοχής..... | 147 |
| Πίνακας 5.13: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο ένωσης επικάλυψης-νεύρωση No1 | 149 |
| Πίνακας 5.14: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο ένωσης επικάλυψης-νεύρωση No2..... | 149 |
| Πίνακας 5.15: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No1..... | 151 |
| Πίνακας 5.16: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2..... | 151 |
| Πίνακας 5.17: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2 | 153 |
| Πίνακας 5.18: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2 | 154 |

Πίνακας 6.1: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για επιμέρους δομικά στοιχεία της πτέρυγας..... 159

Πίνακας 6.2: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin για επιμέρους δομικά στοιχεία της πτέρυγας..... 160

Κεφάλαιο 1^ο: Εισαγωγή στα Αεροσκάφη

1.1 Η ιστορία των πτήσεων

Η χρήση του αεροπλάνου εντοπίζεται στον 20ο αιώνα. Εντούτοις, η ιδέα του ανθρώπου να εγκαταλείψει το έδαφος έχει τις ρίζες της βαθιά στους αιώνες. Ήδη από την μυθολογία μαθαίνουμε για δύο μύθους. Ο ένας αφορά τον Δαίδαλο και τον Ίκαρο που στην προσπάθειά τους να δραπέτεύσουν από τον λαβύρινθο και το νησί του Μίνωα κατασκεύασαν φτερά τα οποία τους βοήθησαν να πετάξουν και να ξεφύγουν. Ο δεύτερος αφορά τον Βελλεροφόντη, ο οποίος πλήρης από έπαρση για τη δύναμή του, αποφασίζει με το φτερωτό άλογό του να ανέβει στον ουρανό (ή στον Όλυμπο) και να ανακαλύψει την κατοικία των θεών



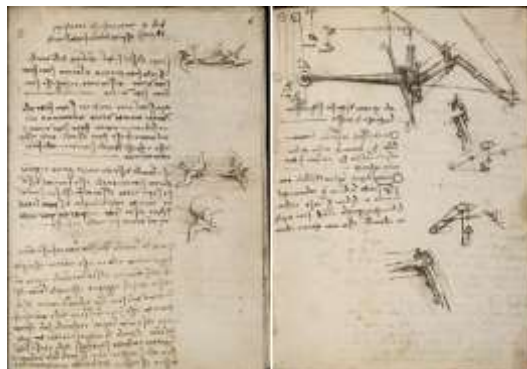
Εικόνα 1.1: Ο Δαίδαλος δίνει φτερά στον Ίκαρο



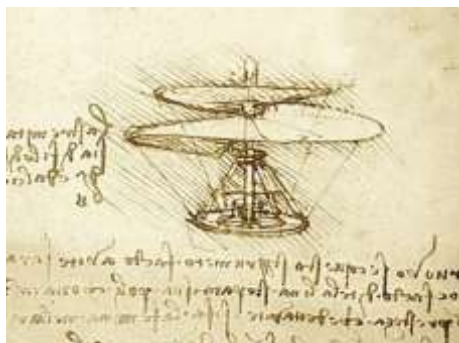
Εικόνα 1.2: Ο Βελλεροφόντης μαζί με το μυθικό του άλογο Πήγασο

Κατά την πάροδο των χρόνων έγιναν πολλές προσπάθειες κατασκευής πτητικών συσκευών. Στην αρχαιότητα, κατά τον 4^ο αιώνα π.Χ., ο μαθηματικός και αρχιμηχανικός Αρχύτας (440-360 π.Χ.), ο οποίος καταγόταν από τον Τάραντα της Νότιας Ιταλίας, καλός φίλος του Πλάτωνα και οπαδός του Πυθαγόρα, εισήγαγε και χρησιμοποίησε στην αεροδυναμική του τον χαρταετό. Κείμενα του Αρχύτα, ο οποίος θεωρείται ο τελευταίος αλλά και ο σημαντικότερος των Πυθαγορείων, λένε ότι μελέτησε και ο Γαλιλαίος.

Ο Λεονάρντο ντα Βίντσι, κατά τον 15^ο αιώνα, επεδίωξε να θεμελιώσει θεωρητικά τη δυνατότητα κατασκευής πτητικών μηχανών, μελετώντας προσεκτικά την πτήση των πουλιών. Ο ντα Βίντσι, απορρίπτοντας την θεωρία που θεμελίωσε ο Αριστοτέλης, υποστήριξε ότι ο αέρας αντιτίθεται στην πτήση. Επιπλέον, σχεδίασε πτητικές συσκευές που χρησιμοποιούσαν ως κινητήριο δύναμη τη μυϊκή δύναμη του ανθρώπου καθώς και ένα πρότυπο ελικόπτερο με μηχανική κίνηση.



Εικόνα 1.3: Χειρόγραφες σημειώσεις του Ντα Βίντσι



Εικόνα 1.4: Το ελικόπτερο του Ντα Βίντσι

Δύο αιώνες αργότερα, ο Ιταλός Τζιοβάνι Μπορέλι και ο Άγγλος Ρ. Γκουκ διατύπωσαν ότι δεν είναι εφικτό να πραγματοποιηθεί αυτόνομη πτήση του ανθρώπου με τη χρήση μόνο της μυϊκής του δύναμης καθώς, κάτι τέτοιο απαιτεί πολλαπλάσιο μυϊκό όγκο. Απέδειξαν έτσι θεωρητικά πως, για να μπορέσει μια μηχανή πιο βαριά από τον αέρα να εκτελέσει πτήση, χρειάζεται μια εναλλακτική πηγή δύναμης, ο κινητήρας. Με την εφεύρεση της ατμομηχανής το 18ο αιώνα και ειδικότερα με την τελειοποίηση της το 19ο αιώνα, έγιναν πολλές προσπάθειες να κατασκευαστεί ατμοκίνητη πτητική συσκευή.

Έτσι, το 19ο αιώνα ο Ρώσος εφευρέτης Α.Φ. Μοζάισκη κατασκεύασε το πρώτο αεροπλάνο η οποία μπορούσε να εκτελεί μικρή πτήση. Αργότερα, στο τέλος του αιώνα, ο Χ. Μαξίμ στην Αγγλία πραγματοποίησε δοκιμή αεροπλάνου που διέθετε ατμομηχανή, αλλά στην πρώτη απόπειρα να αποσπαστεί από το έδαφος ο κινητήρας υπέστη βλάβη. Γενικά η ατμομηχανή, εξαιτίας των μεγάλων διαστάσεων καθώς και του βάρους της δεν μπορούσε να ανταποκριθεί στις απαιτήσεις μιας πτητικής συσκευής. Συνέπεια αυτού, ήταν η αναμονή μέχρι το τέλος του 19ου αιώνα, όταν αναπτύχθηκαν οι κινητήρες εσωτερικής καύσης, οπότε και κατέστη εφικτή η κατασκευή αεροπλάνου ικανού για πτήση.

Το πρώτο αεροπλάνο που κατάφερε να εκτελέσει σταθερή πτήση μεταφέροντας άνθρωπο, οφείλεται στους αδελφούς Ράιτ (εφευρέτες και αεροπόροι). Ωστόσο, η βελτίωση αυτής της κατασκευής είχε ως τίμημα πολλές ανθρώπινες ζωές. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι, στην εξέλιξη της αεροναυπηγικής συμμετείχαν αεροπόροι χωρίς γνώσεις και όχι επιστήμονες.



Εικόνα 1.5: Η πρώτη πτήση των αδελφών Ράιτ

Σε στρατηγικό επίπεδο, πολλές κυβερνήσεις δεν άργησαν να αντιληφθούν την σημασία του αεροπλάνου κατά την διάρκεια πολεμικών επιχειρήσεων. Έτσι, δικαιολογείται η ευρεία χρήση του κατά τον Α' Παγκόσμιο Πόλεμο (1914-1918). Ωστόσο, τα αεροπλάνα εκείνης της περιόδου χαρακτηρίζονται ως ευάλωτα με αρκετά χαμηλές ταχύτητες πτήσης.



Εικόνα 1.6: Α/Φ Α' Παγκοσμίου Πολέμου, Albatros D.II

Με την έναρξη του Β' Παγκοσμίου Πολέμου (1935-1945), τα αεροπλάνα είχαν γίνει ασφαλέστερα, γρηγορότερα και πιο αξιόπιστα. Αναφέρεται ότι, περί τα τέλη του Β' Παγκοσμίου Πολέμου κατασκευάστηκαν τα πρώτα αεριωθούμενα μαχητικά αεροσκάφη τα οποία μπορούσαν να πετούν με αρκετά μεγάλες ταχύτητες.



Εικόνα 1.7: Α/Φ Β' Παγκοσμίου Πολέμου, Gloster E.28/39

Για αεροδυναμικούς λόγους η διαμόρφωση των πτερύγων δεν μπορούσε να παραμείνει ίδια. Απαιτήθηκαν τροποποιήσεις μέσα από τις οποίες δημιουργήθηκαν οι οπισθοκλινείς πτέρυγες. Η συγκεκριμένη διαμόρφωση αν και έλυσε το αεροδυναμικό πρόβλημα δημιουργούσε εντούτοις ένα άλλο. Οι γνωστές ως τότε μέθοδοι ανάλυσης αδυνατούσαν να προσομοιώσουν με αξιοπιστία την κεκλιμένη αυτή γεωμετρία. Έτσι, το 1944 ο Ιωάννης Αργύρης ύστερα από μελέτες και με τη βοήθεια ενός αρχέγονου υπολογιστή κατάφερε να βρει την λύση χρησιμοποιώντας τριγωνικά πεπερασμένα στοιχεία αντικαθιστώντας τα ορθογωνικά πλέγματα της μεθόδου των πεπερασμένων διαφορών. Αυτή ήταν η στιγμή της γέννησης για την επιστήμη των πεπερασμένων στοιχείων. Αξίζει να σημειωθεί ότι η επινόηση της μεθόδου των πεπερασμένων στοιχείων από τον Ιωάννη Αργύρη, αποτελεί μια από τις σημαντικότερες ανακαλύψεις της μηχανικής η οποία βρήκε εφαρμογή σε πλήθος άλλων κλάδων όπως τα Εφαρμοσμένα Μαθηματικά, τη Φυσική και τη Χημεία. Επιπρόσθετα, στη μέθοδο αυτή βασίζονται όλοι οι υπολογιστικοί κώδικες για τον σχεδιασμό και την ανάλυση κατασκευών της αεροναυπηγικής και της ναυπηγικής βιομηχανίας, της αυτοκινητοβιομηχανίας και των μεγάλων τεχνικών έργων όπως τα υψηλά κτήρια και οι γέφυρες.

Από τότε μέχρι τις μέρες μας, η εξέλιξη της αεροπορικής βιομηχανίας έγινε με ταχύτατους ρυθμούς. Σε ότι αφορά τα πολιτικά αεροσκάφη, πλέον ο άνθρωπος μπορεί να διανύει αρκετά μεγάλες αποστάσεις σε μικρό χρονικό διάστημα δίχως ανεφοδιασμό. Ενδεικτικά αναφέρεται ότι τα τελευταίας τεχνολογίας αεροσκάφη μπορούν να εξυπηρετήσουν περίπου 800 επιβάτες διανύοντας 15.000 χλμ. Επιπλέον δύναται να ταξιδέψουν με ταχύτητες που αγγίζουν τα 676 μίλια ανά ώρα και βρεθούν σε υψόμετρο 43.000 ποδιών από το έδαφος.



Εικόνα 1.8: Α/Φ Airbus 380



Εικόνα 1.9: Α/Φ 5ης Γενιάς, Su t-50

Αναφερόμενοι στα πολεμικά αεροσκάφη σήμερα, έχουμε φτάσει αισίως στα μαχητικά 6^{ης} γενιάς. Σύμφωνα με τα κριτήρια του αμερικανικού Πενταγώνου, ένα πολεμικό αεροσκάφος για να μπορεί να χαρακτηριστεί 6^{ης} Γενιάς, θα πρέπει να είναι «αόρατο» και εξαιρετικά ευέλικτο. Πέρα από τα προαναφερθέντα χαρακτηριστικά, όμως, τα αεροσκάφη αυτής της κατηγορίας δίνουν την δυνατότητα επιλογής για τον χειρισμό τους καθώς ο πιλότος μπορεί να είναι είτε άνθρωπος, είτε ρομπότ. Ο γενικός σχεδιαστής Γκίβι Ντζαντζγκάβα του Σχεδιαστικού Γραφείου «Ράμενσκογιε», εκεί όπου κατασκευάστηκαν τα ηλεκτρικά συστήματα των αεροσκαφών Su - 30 , Su - 35 και T - 50, διατυπώνει την άποψη ότι το μέλλον της πολεμικής αεροπορίας ανήκει στα μη επανδρωμένα εναέρια μέσα.

Ως παράδειγμα, αναφέρονται τα σύγχρονα ρωσικά αεροσκάφη μπορούν να εκτελέσουν αυτόνομη πτήση με δυνατότητα αλλαγής ύψους και να ακολουθήσουν πορεία με βάση το ανάγλυφο του εδάφους επιτρέποντας στο χειριστή να επικεντρωθεί στην εύρεση και την καταστροφή στόχων. Σύμφωνα με την εν λόγω φιλοσοφία, ένα σύστημα ασφαλείας αποτρέπει οποιαδήποτε κακόβουλή πράξη από μέρος του χειριστή η οποία μπορεί να βλάψει το ίδιο το μαχητικό. Στην περίπτωση δε, απώλειας ικανότητας του πιλότου να ελέγξει το αεροσκάφος (από τραυματισμό ή τυχόν απώλεια των αισθήσεων), τότε, τίθεται αυτόματα σε λειτουργία το σύστημα εκτίναξης (bale out) του πιλότου από το αεροσκάφος.

Στο σημείο αυτό τίθεται το ακόλουθο ερώτημα: Αξίζει να προχωρήσουμε παραπέρα στην εξέλιξη των μη-επανδρωμένων αεροσκαφών και στην αντικατάσταση των χειριστών από ρομποτικά μηχανήματα; Σύμφωνα με τον Ντζαντζγκάβα, το ρομπότ είναι πιο πρακτικός χειριστής απ' ό,τι ο άνθρωπος. Η εκπαίδευση ενός ανθρώπου προκειμένου να τελειοποιήσει τις πτητικές του ικανότητες απαιτεί χρόνια και τεράστιες δαπάνες, ενώ η απώλειά του αποτελεί σοβαρό πλήγμα. Επιπλέον, ο άνθρωπος είναι επιρρεπής σε αρρώστιες και ψυχολογικούς παράγοντες οι οποίοι μπορεί να επιδράσουν αρνητικά στην λήψη αποφάσεων κατά την διάρκεια της πτήσης. Αντιθέτως, τα ρομπότ, είναι έτοιμα υπό οποιοσδήποτε συνθήκες να συμμετέχουν στο πεδίο της μάχης.

1.2 Μη Επανδρωμένα Αεροσκάφη

Όπως αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο, τα αεροσκάφη 6^{ης} γενιάς με πιλότο-ρομπότ βρίσκονται σε πρώιμο στάδιο. Ωστόσο, τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη τουλάχιστον σε μικρότερη κλίμακα έχουν ήδη κατακτήσει τους ουρανούς. Μη επανδρωμένες ιπτάμενες μηχανές χρησιμοποιούνται πλέον για ειρηνικούς σκοπούς, όπως μεταφορά φαρμάκων, βιολογικών υλικών για ιατρικές εξετάσεις και τροφίμων σε δύσβατες περιοχές. Επίσης, στην Κολομβία οι αρχές της χώρας τα χρησιμοποιούν στη μάχη κατά των καρτέλ ενώ στη Νότια Αφρική, η Wildlife Conservation Society

προχώρησε στην αξιοποίηση μη επανδρωμένων αεροσκαφών προκειμένου να αντιμετωπίσει το πρόβλημα της λαθροθηρίας.



Εικόνα 1.10: Matternet Drone

Η ιστορία των προαναφερομένων συστημάτων ξεκινά πριν από 40 περίπου έτη, όταν οι ΗΠΑ προχώρησαν στην εξέλιξη των ιπταμένων στόχων, γνωστοί ως Targets Drones. Κατά τη διάρκεια του πολέμου στο Βιετνάμ, οι ΗΠΑ χρησιμοποίησαν επιτυχώς ένα UAV, το «Lightning Bug», σε αποστολές τακτικής αναγνώρισης, το οποίο πραγματοποίησε 3.000 εξόδους. Πέραν του πολέμου του Βιετνάμ, RPVs και UAVs χρησιμοποιήθηκαν επιτυχώς κατά τη διάρκεια του πολέμου στην Κοιλιάδα Bekaa του Λιβάνου από το Ισραήλ, όπου αυτά παρείχαν πληροφορίες, έρευνα και αναγνώριση, συνεγείροντας άσκοπα και αποκαλύπτοντας τη διάταξη A/A αμύνης των Σύρων. Επίσης, χρησιμοποιήθηκαν κατά τη διάρκεια του 1^{ου} πολέμου στο Ιρακ (Operation Iraqi Freedom), στη Βοσνία, στο Κόσσοβο, στο Αφγανιστάν καθώς και στο 2^ο πόλεμο στο Ιρακ.

1.3 Κατηγοριοποίηση Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών

Οι σημερινές τάσεις οδηγούν, στην ενσωμάτωση των «Μη Επανδρωμένων Οχημάτων», μαζί με επανδρωμένα μέσα και παράλληλα με αυτά, τα οποία ομού θα επιχειρούν σε σαφώς διαχωρισμένες περιοχές, για αποφυγή αμοιβαίων παρεμβολών. Η κλασική γενική κατηγοριοποίηση των DRONES αναφέρεται στις παρακάτω τρεις κατηγορίες:

- α. Τα Drones Μεγάλου ύψους πτήσεως και μακράς ακτίνας δράσεως (High altitude-long endurance) ή HALE Drones.
- β. Τα Drones Μεσαίου ύψους πτήσεως και μακράς ακτίνας δράσεως (Medium altitude-long endurance) ή MALE Drones.
- γ. Τα Τακτικά Drones (Tactical) στην οποία περιλαμβάνονται και τα μικρά (Mini) Drones.

Η παραπάνω κατηγοριοποίηση βασίζεται στον τρόπο χρήσης των Drones, όπως παρακάτω:

- α. Τα HALE Drones, χρησιμοποιούνται σε Στρατηγικό Επίπεδο.
- β. Τα MALE Drones, είναι μέσα του Θεάτρου Επιχειρήσεων.
- γ. Τα Tactical Drones, έχουν σχέση με το Τακτικό Επίπεδο και είναι οπλικά συστήματα που χρησιμοποιούνται από τους Τμηματικούς Διοικητές (Χερσαίο, Ναυτικό, Ειδικών Επιχειρήσεων) του Επιχειρησιακού διοικητού (Force Commander).

Η κατηγοριοποίηση των Drones όπως παραπάνω, βασίζεται και σε άλλους παράγοντες όπως:

- α. Στο ύψος πτήσεως, το οποίο έχει σημαντική επίδραση στους αισθητήρες, στην ακρίβεια και δυνατότητα διακρίβωσης, στην έκταση της περιοχής που θα καλυφθεί.
- β. Στη διάρκεια πτήσεως, η οποία έχει σχέση με την εμβέλεια.
- γ. Στα συστήματα μεταφοράς δεδομένων (Data Transmission) που χρησιμοποιούνται: Τα Drones δύνανται να συνεργασθούν με τα συστήματα LOS (Line of Sight) ή πέραν των LOS, γεγονός που απαιτεί αναμετάδοση με συστήματα SATCOM (Satellite Communication).
- δ. Περιορισμούς χρησιμοποίησεως : Αυτό το κριτήριο καλύπτει ποικίλους περιορισμούς (λογιστικό ίχνος ανάπτυξης, που είναι ουσιαστικό για τα επίγεια

τμήματα ανάπτυξης, το μέγεθος της περιοχής που θα επιχειρεί, αριθμός προσωπικού υποστήριξης).

ε. Η εξέλιξη του συστήματος σε συνδυασμό με τον αριθμό των μεταφορικών που απαιτούνται.

στ. Η απαιτούμενη άδεια που θα επιτρέπει σε ένα Drone (UAV) να επιχειρεί σε δεδομένη εναέρια περιοχή, σε συμφωνία με τους καθορισμένους κανόνες εναέριας κυκλοφορίας.

ζ. Ο τύπος του φορτίου του Drone, που θα είναι σύμφωνος με την αποστολή του και ο οποίος έχει σχέση με το βάρος, το μέγεθος, την πυκνότητα αισθητήρων και κεραιών και τέλος η ισχύς που απαιτείται για τη λειτουργία του Drone, με συγκεκριμένα φορτία, ύψος πτήσεως, εμβέλεια.

1.4 Πλατφόρμα Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών

Η ερώτηση για την πλατφόρμα των Drones ομαδοποιείται γύρω από δύο επιλογές όσον αφορά τον τύπο της ατράκτου (airframe): Τα σταθερών πτερύγων Drones (Fixed Wing Drones) και τα περιστρεφόμενων πτερύγων Drones (Rotary Wing Drones)^[19].

Ένα Drone σταθερών πτερύγων απαιτεί σημαντική υποδομή για την απογείωση και προσγείωσή του. Η διαμόρφωση αυτή, προσφέρεται ιδιαίτερα για τα Drones Μακράς διάρκειας πτήσεως καθώς εξυπηρετούν τις απαιτήσεις του τρόπου πτήσεώς τους (ύψος, ταχύτητα).

Από την άλλη πλευρά, τα Drones περιστρεφόμενων πτερύγων, επιτρέπουν μεγαλύτερη ευελιξία χρήσης καθώς τα καθιστούν ικανά να επιχειρούν από ναυτικές πλατφόρμες, εφόσον πληρούνται οι απαιτούμενες συνθήκες. Επιπρόσθετα, καθιστά εφικτή τη συνεχή επαφή με επίγειους στόχους ιδιαίτερα σε ειδικής διαμόρφωσης περιοχές (υψώματα, βαθιές χαράδρες, καμπυλώσεις ενώ συγχρόνως προσφέρουν ένα σημαντικό βαθμό μη εντοπισμού.

1.4.1 Μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερών πτερύγων

Αναλύοντας εκτενέστερα τα σταθερών πτερύγων Drones (Fixed Wing Drones), αναφέρεται ότι αποτελούν τον πλέον κλασικό τύπο μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Τα αεροσκάφη αυτής της κατηγορίας δεν διαφέρουν στον τρόπο πλοήγησής τους σε σχέση με τα επανδρωμένα αεροπλάνα. Στις μέρες μας, εντοπίζονται αμέτρητες σχεδιάσεις, κάθε μία από τις οποίες ικανοποιεί μια διαφορετική αντίληψη που μπορεί να δίνει βάρος στην απλότητα, την ευστάθεια ή στα ιδιαίτερα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά για την εκτέλεση ελιγμών ή για μεγάλης διάρκειας πτήση. Το Predator (Εικόνα 1.11) αποτελεί το διασημότερο σκάφος αυτής της κατηγορίας, το οποίο ανταποκρίνεται αξιόπιστα σε δύσκολες και απαιτητικές εφαρμογές. Ιστορικά, ξεκίνησε ως ένα UAV εξυπηρετώντας τις ανάγκες της πολεμικής αεροπορίας των ΗΠΑ (USAF). Εντούτοις, σήμερα βρίσκει εφαρμογή σε ένα ευρύ σύνολο πολιτικών εφαρμογών κυρίως κατά την διάρκεια σταθερής επιθεώρησης και αναγνώρισης στόχων σε μεγάλες περιοχές όπου η διάρκεια πτήσης και το υψηλό ωφέλιμο φορτίο αποτελεί καθοριστικό παράγοντα.



Εικόνα 1.11: Predator UAV

1.4.2 Μη επανδρωμένα αεροσκάφη περιστρεφόμενων πτερύγων

Τα περιστρεφόμενων πτερύγων Drones (Rotary Wing Drones) αποτελούν έναν από τους πλέον σημαντικούς τύπους μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Η ικανότητα τους να εκτελούν στάσιμη αιώρηση και κάθετη απογείωση/προσγείωση τα καθιστά μια ιδανική πλατφόρμα για ένα μεγάλο

σύνολο αποστολών και ιδιαίτερα για αποστολές αναγνώρισης και κατόπτευσης. Ωστόσο, το γεγονός ότι δεν είναι ευσταθή καθιστά ιδιαίτερα πολύπλοκη την διαδικασία ανάπτυξης συστημάτων ελέγχου που δεν θα είναι επιρρεπή στις διάφορες διαταραχές του περιβάλλοντος. Τα αεροσκάφη αυτής της κατηγορίας, δύναται να ταξινομηθούν στις επιμέρους υποκατηγορίες:

1. Helicopter UAVs (Εικόνα 1.12), δηλαδή συστήματα που ομοιάζουν με τα κλασσικά ελικόπτερα. Η κίνηση αυτών των συστημάτων βασίζεται στον ιδιαίτερα πολύπλοκο μηχανισμό του Swash-Plate που ελέγχει την Pitch γωνία κάθε έλικας καθώς και στο ουραίο στροφέιο τα οποίο προστίθεται για λόγους ευστάθειας και καλύτερης οδήγησης του συνολικού συστήματος. Ένα από τα πιο γνωστά UAV της κατηγορίας των ελικοπτέρων αποτελεί το RMAX της Yamaha το οποίο βρίσκει ευρεία εφαρμογή.



Εικόνα 1.12: RMAX Yamaha

2. Quadrotor UAVs, δηλαδή την κατηγορία εκείνη των rotorcrafts που οι κινήσεις τους οφείλονται στην διαφοροποίηση του αριθμού των στροφών μεταξύ των τεσσάρων συμμετρικά τοποθετημένων κινητήρων που διαθέτουν. Η ευρεία χρήση τους που παρατηρείται σε διάφορους τομείς στις μέρες μας οφείλεται στην μηχανική τους απλότητα και τα ιδιαίτερα δυναμικά χαρακτηριστικά τους. Το πιο διαδεδομένο quadrotor είναι το Hummingbird της Ascending Technologies. Χαρακτηριστικό του γνώρισμα είναι η υψηλή ικανότητα ελέγχου ενώ παράλληλα παρέχουν τη δυνατότητα προσθήκης διαφορετικών modules αισθητήρων ανάλογα με τις ανάγκες του χρήστη.



Εικόνα 1.13: Hummingbird Yamaha

3. Coaxial UAVs, μια κατηγορία rotorcrafts που ομοιάζει ιδιαίτερα τον κλασικό τύπο ελικοπτέρου. Εντούτοις, ειδοποιός διαφορά τους είναι ότι χρησιμοποιούν ομοαξονικούς αντίρροπα στρεφόμενους ρότορες προκειμένου να επιτευχθεί καλύτερη ευστάθεια και μεγαλύτερη αντοχή σε διαταραχές. Μια από τις πλέον χαρακτηριστικές περιπτώσεις Coaxial συστημάτων αποτελεί το COAX της εταιρίας Skybotix (Εικόνα 1.14). Ιδιαίτερα ενδιαφέρον γνώρισμα είναι η ικανότητα πλοήγησης του μέσω συνδυασμού αδρανειακών μετρήσεων και οπτικής αναγνώρισης της θέσης με την βοήθεια αλγορίθμων Οπτικής Ροής.



Εικόνα 1.14: COAX της εταιρείας Skybotix

1.5 Μη Επανδρωμένο Αεροσκάφος Πήγασος II

Στην παρούσα διπλωματική εργασία θα ασχοληθούμε με το μη επανδρωμένο αεροσκάφος «ΠΗΓΑΣΟΣ II». Το αεροσκάφος αυτό αποτελεί αποτέλεσμα των μακροχρόνιων προσπάθειών όλων εκείνων των ανθρώπων της Πολεμικής Αεροπορίας που πίστεψαν στο ελληνικό UAV. Η ιστορία του ξεκινά στις αρχές της δεκαετίας του 1980, όταν μια ομάδα μηχανικών κατασκεύασε το πρώτο ελληνικό UAV μεσαίου ύψους (UAV MALE), το ΠΗΓΑΣΟΣ I. Νεότερη και ιδιαίτερα πιο εξελιγμένη έκδοση του ΠΗΓΑΣΟΣ I αποτελεί το ΠΗΓΑΣΟΣ II.

Αναφέροντας ορισμένα αδιαβάθμητα χαρακτηριστικά του ΠΗΓΑΣΟΣ II, πρόκειται για ένα εξελιγμένο τηλεχειριζόμενο αεροσκάφος συλλογής πληροφοριών και επιτήρησης μήκους περίπου 4,5 μέτρων, εκπετάσματος πτερύγων 6,2 μέτρα και συνολικού βάρους συμπεριλαμβανομένων καυσίμων και αισθητήρων 250 κιλών εκ των οποίων τα 55 κιλά είναι ωφέλιμο φορτίο. Η κατασκευή του αποτελείται από συνθετικά υλικά ενώ κατασκευάζεται στο Τμήμα Συνθετικών Υλικών του Κρατικού Εργοστάσιου Αεροπορίας (ΚΕΑ). Επιπρόσθετα, η άτρακτος του είναι τραπεζοειδούς διατομής επιτρέποντας την μεταφορά στο εσωτερικό του, συστήματος μετάδοσης δεδομένων και εικόνας καθώς και περισσότερων και ογκωδέστερων αισθητήρων σε σχέση με την αρχική έκδοση ΠΗΓΑΣΟΣ I του οποίου η άτρακτος ήταν κυλινδρική.

Αναφερόμενοι στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του, η αυτονομία του κυμαίνεται περίπου στις 8-10 ώρες με ταχύτητα πλεύσης περίπου 120 χλμ/ώρα. Η οροφή πτήσης φτάνει τα 18.000 πόδια ενώ δύναται να επιτύχει μέγιστη ταχύτητα πλεύσης περίπου 210 χλμ/ώρα. Τέλος, η εμβέλεια του αεροχήματος είναι 110-215 χλμ, εφόσον επιχειρεί με χρήση δορυφορικής ζεύξης για τη μετάδοση δεδομένων σε αληθινό χρόνο και 215-270 χλμ εφόσον επιθυμείται μετάδοση δεδομένων σε σχεδόν αληθινό χρόνο. Επισημαίνεται ότι, η μετάδοση δεδομένων επιτυγχάνεται τόσο τη μέρα όσο και τη νύχτα καθώς είναι εξοπλισμένο με σύστημα FLIR υψηλής ευκρίνειας.



Εικόνα 1.15: Μη επανδρωμένο αεροσκάφος Πήγασος II



Εικόνα 1.16: Ανθρώπινο δυναμικό του Πήγασος II

1.6 Σκοπός Διπλωματικής

Στην παρούσα διπλωματική εργασία, θα εφαρμοσθεί η τεχνογνωσία που αποκτήθηκε από το ΔΠΜΣ «ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΜΗΧΑΝΙΚΗ» και θα μελετηθεί η πτέρυγα του μη επανδρωμένου αεροσκάφους ΠΗΓΑΣΟΣ II. Αντικειμενικός σκοπός της μελέτης είναι να εντοπιστούν οι προδιαγραφές που έχουν τεθεί από τα κράτη-μέλη του NATO μέσω του κανονισμού USAR, προκειμένου ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος να λάβει πιστοποιητικό αεροπλοϊμότητας, και να αποδειχθεί ότι ικανοποιούνται τα κριτήρια για την εν λόγω κατασκευή. Επιπρόσθετα, επιδιώκεται να εξαχθούν συμπεράσματα ως προς την καταπόνηση της πτέρυγας κάτι το οποίο θα συμβάλει καταλυτικά στις Δομικές Περιοδικές Επιθεωρήσεις (Π/Ε) οι οποίες θα εκτελούνται μελλοντικά στο αεροσκάφος.

Κεφάλαιο 2ο : Κανονισμοί Πιστοποίησης

2.1 Εισαγωγή

Κάθε αεροσκάφος, προκειμένου να δύναται να εκτελεί πτήσεις οφείλει να πληροί ορισμένα κριτήρια. Τα κριτήρια αυτά υπάγονται σε κανονισμούς οι οποίοι διαφοροποιούνται ανάλογα με την κατηγορία του αεροσκάφους. Την κατηγορία την διαμορφώνουν τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, δηλαδή εάν είναι πολιτικό ή στρατιωτικό, το μέγιστο βάρος απογείωσής του, εάν είναι επανδρωμένο ή όχι. Οι κανονισμοί αυτοί ορίζονται από διάφορους φορείς. Εφόσον το αεροπλάνο εκτελεί πτήσεις εντός της χώρας που ανήκει του κανονισμούς τους εκδίδει η Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας σύμφωνα με το Εσωτερικό Αεροπορικό Δίκαιο. Ωστόσο, όταν το αεροσκάφος εκτελεί διεθνείς πτήσεις οφείλει να συμμορφώνεται σε κανονισμούς που εκδίδουν ευρύτεροι φορεί όπως είναι ο Ευρωπαϊκός Οργανισμός Ασφάλειας της Αεροπορίας (European Aviation Safety Agency – EASA), η Ομοσπονδία Διοίκησης Αεροπορίας (Federal Aviation Administration – FAA). Φυσικά δεν αποκλείεται μια χώρα να υιοθετεί κανονισμούς ευρύτερων φορέων προκειμένου να υπάρχει μία «νόρμα» για τα αεροσκάφη. Έτσι συχνά παρατηρείται, η χώρα μας να ενστερνίζεται κανονισμούς που εκδίδει ο Ευρωπαϊκός Οργανισμός Ασφάλειας της Αεροπορίας (EASA). Κατά αντίστοιχο τρόπο λειτουργούν οι πολεμικές αεροπορίες ανάλογα με την συμμαχία που ανήκουν. Αναφερόμενοι στην χώρα μας, συχνά εφαρμόζονται οι κανονισμοί που εκδίδονται από τον Οργανισμό Βορειοατλαντικού Συμφώνου (North Atlantic Treaty Organization – NATO). Αναφερόμενοι στα μη επανδρωμένα αεροσκάφη, η ταχεία ανάπτυξή τους τα τελευταία χρόνια οδήγησε στα κράτη-μέλη να θεσπίσουν ένα κοινό κανονισμό προκειμένου να μην θίγεται η πτητική ασφάλεια. Ο κανονισμός αυτό διατυπώνεται σύμφωνα με την STANAG (STANDARDIZATION Agency) 4671 – Unmanned Aerial Vehicle Systems Airworthiness Requirements (USAR)^{[9],[20]} η οποία δημοσιεύθηκε στις 3 Σεπτεμβρίου 2009. Στο κεφάλαιο αυτό, θα παρουσιαστούν ορισμένοι κανονισμοί που αφορούν την δομική κατασκευή της πτέρυγας του «ΠΗΓΑΣΟΣ II».

2.2 Συνοπτική Παρουσίαση Κανονισμού STANAG 4671-USAR

2.2.1 Γενικά

Ο κανονισμός αυτός περιέχει ένα σύνολο τεχνικών απαιτήσεων οι οποίοι στοχεύουν κυρίως στην πιστοποίηση αεροπλοϊμότητας μη επανδρωμένων αεροσκαφών με σταθερά πτερύγια των οποίων το μέγιστο βάρος απογείωσης είναι 150-20.000 Kg.

Οι απαιτήσεις οι οποίες θα παρουσιαστούν στην συνέχεια αναφέρουν τα ελάχιστα επιτρεπτά όρια κατά τα οποία δεν επηρεάζεται η ασφάλεια πτήσεων και εδάφους. Αναφέρεται ότι, στον συγκεκριμένο κανονισμό είναι δυνατό να προστεθούν επιπλέον απαιτήσεις από την κάθε χώρα που πρόκειται να εφαρμόσει τον κανονισμό USAR.

Επιπρόσθετα, διασαφηνίζεται ότι ο κανονισμός USAR ενδέχεται να μην είναι επαρκής τόσο για την πιστοποίηση αεροσκάφους με πρωτότυπα χαρακτηριστικά, όσο και για μη επανδρωμένα αεροσκάφη των οποίων το εύρος σχεδίασης διαφέρει από εκείνο των πολιτικών αεροσκαφών. Ωστόσο, ενθαρρύνονται όλα τα κράτη-μέλη να τον χρησιμοποιούν ως κοινή αφετηρία για την πιστοποίηση αεροπλοϊμότητας ενώ όταν εφαρμόζονται διαφορετικού τύπου πιστοποιήσεις οφείλουν να αναφέρουν τον βαθμό συμμόρφωσης ως προς αυτόν.

2.2.2 Σκοπός – Προσθήκες – Δομή

2.2.2.1 Σκοπός

Ο σκοπός αυτού του κανονισμού είναι να ανταποκρίνεται όσο το δυνατό περισσότερο στους κανονισμούς που έχουν θέσει οι Ευρωπαϊκές και Αμερικάνικες Αρχές μέσα από τους κανονισμούς EASA CS-23 και 14 CFR (Code of Federal Regulations) Part 23 οι οποίοι αφορούν τα αεροσκάφη σταθερών πτερύγων. Φυσικά, δεν παραλείπονται ορισμένα χαρακτηριστικά τα οποία αποτελούν ιδιαίτερο γνώρισμα των μη επανδρωμένων αεροσκαφών κάτι που σημαίνει ότι θα πρέπει να προστεθούν επιπρόσθετες προϋποθέσεις.

Διασαφηνίζεται ότι, στον κανονισμό αυτό δεν λαμβάνονται υπόψη απαιτήσεις που αφορούν τον επιχειρησιακό χειρισμό του αεροσκάφους. Οι απαιτήσεις αυτές εκδίδονται από την εκάστοτε Αρχή Πιστοποίησης η οποία θα δώσει την γενική άδεια αεροπλοϊμότητας.

2.2.2.2 Προσθήκες

Όπως προαναφέρθηκε, ο κανονισμός αυτός προσεγγίζει τα πρότυπα του κανονισμού EASA CS-23 (ex JAR 23) με τις επιπρόσθετες απαιτήσεις που εντοπίζονται στους κάτωθι κανονισμούς ασφαλείας:

| Τίτλος | Ημερομηνία Δημοσίευσης |
|---|------------------------|
| JAA Eurocontrol UAV Task Force – Final Report | 05/2004 |
| Airworthiness standard for Unmanned aerial vehicles, RAI-UAV - Ente Nazionale Aviazione Civile – (Italy) | 1999 |
| Design standards UAV - Civil Aviation Safety Authority (Australia) | 05/2000 |
| Design and airworthiness requirements for UAV systems – DEF STAN 00970 Part 9 (UK MOD) | 05/2002 |
| USICO (Unmanned Safety Issues for Civil Operations) – WP 2400 – Certification review item (CRI) “stall demonstration” | 01/2004 |
| AC23.1309-1C – Equipment, Systems, and Installations in Part 23 Airplanes – FAA. (USA) | 03/1999 |
| TSO C23d – Minimum Performance Standards for Parachute assemblies and Components, Personnel (USA) | 07/1992 |
| Special Conditions ; Ballistic Recovery Systems Cirrus SR-20 Installation – 14 CFR Part 23 – FAA (USA) | 10/1997 |

Πίνακας 2.1: Επιπρόσθετες Απαιτήσεις USAR

2.2.2.3 Δομή του Κανονισμού USAR

Οι απαιτήσεις που εμπεριέχονται στον κανονισμό USAR διαχωρίζονται σε εννέα (9) αλληλοεξαρτώμενα εδάφια τα οποία καλύπτουν τα ακόλουθα φάσματα:

| | | UAV System | | | | |
|---|---|------------|-------------------------------|----------------------|---------------------|--------------------------|
| | | UAV | Command and Control Data Link | Communication System | UAV Control Station | Other Ancillary Elements |
| A | General | X | X | X | X | X |
| B | UAV Flight | X | | | | |
| C | UAV Structure | X | | | | X |
| D | UAV Design and Construction | X | | | | X |
| E | UAV Powerplant | X | | | | |
| F | Equipment | X | | | | |
| G | Operating Limitations and Information | X | X | X | X | X |
| H | Command and Control Data Link Communication System | | X | X | | |
| I | UAC Control Station | | | | X | |

Πίνακας 2.2: Ανάλυση κανονισμού USAR σε επιμέρους κεφάλαια

Τα εδάφια A-G προστίθενται κατευθείαν από τον κανονισμό CS-23 ενώ τα H και I ακολουθούν την δομή του προαναφερθέντος κανονισμού αλλά αποτελούν αποκλειστικό κομμάτι του USAR.

Τέλος, όσον αφορά την διακρίβωση ότι πληρούνται οι προδιαγραφές ασφάλειας πτήσεων και εδάφους, ο κανονισμός USAR πέραν από τις απαραίτητες προϋποθέσεις που περιλαμβάνει Airworthiness Code – Book 1 περιέχει και τις αποδεκτές μεθόδους κατά τις οποίες ικανοποιούνται τα απαιτούμενα κριτήρια. Οι μέθοδοι αυτοί, οι οποίοι βρίσκονται σε αντιστοιχία με την αρίθμηση των απαιτήσεων, αποτελούν το δεύτερο μέρος του κανονισμού και αναφέρονται ως Acceptable Mean of Compliance – Book 2.

2.3 Απαιτήσεις

Στην παρούσα διπλωματική εργασία θα επικεντρωθούμε στις απαιτήσεις εκείνες που αφορούν την δομική καταπόνηση της πτέρυγας του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II. Συνεπώς, τα κεφάλαια τα οποία θα μας απασχολήσουν είναι τα C και D. Ωστόσο, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, καθώς υπάρχει αλληλεξάρτηση μεταξύ των κεφαλαίων, κρίνεται αναγκαίο να ληφθούν υπόψη όλες εκείνες οι απαιτήσεις οι οποίες συμβάλουν στην διαμόρφωση των δομικών απαιτήσεων.

2.3.1 General

USAR 1 Εφαρμογή

(α) Αφορά μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερών πτερύγων με μέγιστο βάρος απογείωσης μεγαλύτερο από 150 kg και μικρότερο από 20000kg. Επίσης, μπορεί να εφαρμοστεί και για μη επανδρωμένα αεροσκάφη οποιουδήποτε μέγιστου βάρους απογείωσης εφόσον κριθεί σκόπιμο από την Αρχή Πιστοποίησης.

(β) Δεν αφορά τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη τα οποία απαιτούν την παρουσία χειριστή ο οποίος δίνει εντολές κατεύθυνσης μέσω συστήματος τηλεχειρισμού.

2.3.2 UAV Flight

USAR 23 Όρια Κατανομής Φορτίου

(β) Η κατανομή φορτίου θα πρέπει να λαμβάνει υπόψη τα ακόλουθα:

- (1) Κάθε διαμόρφωση φορτίου καθορισμένη από τον κατασκευαστή και εγκεκριμένη από την Αρχή Πιστοποίησης
- (2) Τα φορτία αναλώσιμων υλικών (καύσιμο, ωφέλιμο φορτίο κ.α.)
- (3) Τον κρίσιμο συνδυασμό των δύο παραπάνω κατηγοριών

(γ) Η κατανομή του φορτίου δεν θα πρέπει να υπερβαίνει τα όρια τα οποία

- (1) Έθεσε αρχικά ο κατασκευαστής
- (2) Έχει αποδειχθεί ότι μπορεί να φέρει η κατασκευή
- (3) Συμμορφώνεται η κατασκευή σε κάθε απαίτηση

USAR 25 Όρια Φορτίου

(α) Ως μέγιστο φορτίο λαμβάνεται εκείνο κατά το οποίο πληρούνται οι απαιτήσεις που θέτει η USAR.

(β) Αντίστοιχα, ως ελάχιστο φορτίο ορίζεται η μικρότερη τιμή κατά την οποία ικανοποιούνται τα απαιτούμενα κριτήρια.

USAR 29 Βασικό Φορτίο

(α) Το βασικό φορτίο του αεροσκάφους και το αντίστοιχο κέντρο βάρους καθορίζονται από

- (1) Τα έρματα που μπορεί να φέρει
- (2) Τα παραμένον στις δεξαμενές καύσιμο
- (3) Διάφορα υγρά που είναι απαραίτητα για την λειτουργία του αεροσκάφους όπως
 - (i) Έλαια
 - (ii) Υδραυλικό Υγρό
 - (iii) Άλλα υγρά απαραίτητα για την κανονική λειτουργία
- (4) Το ωφέλιμο φορτίο που προορίζεται να φέρει

USAR 143 Δυνατότητα Ελέγχου και Ελιγμών

(α) Το αεροσκάφος θα πρέπει να είναι ελεγχόμενο και ευέλικτο σε όλες τις φάσεις της πτήσης, δηλαδή:

- (1) Απογείωση (Take Off)
- (2) Άνοδος (Climb)
- (3) Ύψοςπλεύσης, συνυπολογίζοντας ελιγμούς (Level Flight)
- (4) Κάθοδος (Descent)
- (5) Ματαίωση Προσγείωσης (Go Around)
- (6) Προσγείωση (Landing)
- (7) Τροχοδρόμηση (Ground Taxi)

USAR 251 Δονήσεις και Στροβιλισμοί

Δεν πρέπει να υπάρχουν δονήσεις και στροβιλισμοί ικανοί να προκαλέσουν καταστροφικές φθορές και κάθε τμήμα του αεροσκάφους θα πρέπει να είναι ελεύθερο από υπερβολικές δονήσεις σε οποιαδήποτε ταχύτητα πλεύσης. Επιπλέον δεν θα πρέπει να υπάρχουν στροβιλισμοί, κατά τις αναμενόμενες συνθήκες πτήσης, οι οποίοι θα επηρεάζουν την ασφάλεια πτήσης.

2.3.3 UAV Structure

USAR 301 Φορτία

(α) Οι απαιτήσεις αντοχής εκφράζονται με τους όρους limit load (το μέγιστο φορτίο που θα εμφανιστεί) και ultimate load δηλαδή το limit load πολλαπλασιασμένο με ένα συντελεστή ασφαλείας (factor of safety)

- (β) Τα φορτία αυτά θα πρέπει να κατανεμηθούν κατάλληλα ώστε να προσεγγίζουν κατά το δυνατό περισσότερο στις πραγματικές συνθήκες
- (γ) Εάν οι ασκούμενες δυνάμεις αλλάζουν σημαντικά την γεωμετρία της πτέρυγας τότε θα πρέπει να ληφθεί υπόψη η νέα κατανομή των δυνάμεων
- (δ) Απλοποιημένα κριτήρια δομικών σχεδιασμών μπορούν να χρησιμοποιηθούν εφόσον εγκρίνονται από την Αρχή Πιστοποίησης
- (ε) Οι απαιτήσεις αυτού του κεφαλαίου θα πρέπει να αξιολογηθούν για κάθε ωφέλιμο φορτίο

USAR 303 Συντελεστής Ασφαλείας

Ο συντελεστής ασφαλείας δεν θα πρέπει να είναι μικρότερος από 1.5 για κατασκευή της οποίας η αστοχία θα επιφέρει καταστροφικές ή σοβαρές συνθήκες αστοχίας. Για λοιπές κατασκευές, ο συντελεστής ασφαλείας δεν θα πρέπει να είναι μικρότερος από 1.25. Για συντελεστή ασφαλείας μικρότερο από 1.5, ο κατασκευαστής οφείλει να παρέχει αιτιολόγηση η οποία θα βρίσκει σύμφωνη την Αρχή Πιστοποίησης.

USAR 305 Αντοχή και Παραμορφώσεις

(α) Η κατασκευή οφείλει να αντέχει $p \times$ limit loads (proof loads) δίχως επιζήμιες ή μόνιμες παραμορφώσεις. Πάνω από το προαναφερθέν φορτίο, οι παραμορφώσεις δεν θα πρέπει να επηρεάζουν την ασφάλεια πτήσεων. Ο συντελεστής p θα πρέπει να έχει τιμή 105% και 115%

(β) Η κατασκευή θα πρέπει να αντέχει το ultimate load χωρίς αστοχία για τουλάχιστον τρία (3) δευτερόλεπτα, εκτός από τοπικές αστοχίες ή δομικές αστάθειες μεταξύ limit και ultimate load οι οποίες είναι αποδεκτές εφόσον η κατασκευή μπορεί να υποστεί το ultimate load για τρία (3) δευτερόλεπτα. Ωστόσο, κατά την περίπτωση που η απόδειξη αντοχής γίνεται με δυναμικές

δοκιμές που προσομοιώνουν πραγματικές συνθήκες φόρτισης, το όριο των τριών (3) δευτερολέπτων δεν ισχύει.

USAR 307 Απόδειξη της Κατασκευής

(α) Η συμμόρφωση με τις απαιτήσεις αντοχής και παραμορφώσεων του εδαφίου 305 πρέπει να εξεταστούν για κάθε κρίσιμο φορτίο, περιλαμβάνοντας και συνθήκες πυρκαγιάς. Η δομική ανάλυση μπορεί να χρησιμοποιηθεί μόνο εάν η δομή συμμορφώνεται σε εκείνες που η εμπειρία έχει δείξει ότι η μέθοδος είναι αξιόπιστη. Σε διαφορετικές περιπτώσεις, απόδειξη των φορτίων πρέπει να εφαρμοστεί κατά τρόπο που να είναι επαρκής και ικανοποιητικός για την Αρχή Πιστοποίησης. Δυναμικές δοκιμές, περιλαμβανομένου δοκιμές πτήσης, είναι αποδεκτές εφόσον οι συνθήκες φόρτισης κατά την σχεδίαση έχουν προσομοιωθεί.

(γ) Όταν χρησιμοποιούνται αναλυτικές μέθοδοι ώστε να αποδειχθεί η συμμόρφωση με την αντοχή ως προς το ultimate load, θα πρέπει να δειχθεί ότι:

(1) Τα αποτελέσματα των παραμορφώσεων δεν είναι σημαντικά

(2) Οι μέθοδοι και οι υποθέσεις που εφαρμόζονται είναι επαρκείς για τον υπολογισμό των παραμορφώσεων

ACM 307

Αναλύσεις που περιλαμβάνουν μοντέλα πεπερασμένων στοιχείων αντικαθιστώντας πραγματικούς ελέγχους θα πρέπει να είναι αξιόπιστα για την αξιολόγηση της κατασκευής. Αυτό μπορεί διαπιστωθεί από συσχέτιση με πειραματικά αποτελέσματα στην ίδια κατασκευή ή μέσα από σύγκριση με άλλες γνωστές και αποδεκτές μεθόδους.

USAR 333 Φάκελος Πτήσης

(α) Γενικά. Συμμόρφωση με τις απαιτήσεις αντοχής πρέπει να αποδειχθούν για κάθε συνδυασμό ταχύτητας και συντελεστή φόρτισης κατά τα όρια του φακέλου πτήσης.

(β) Φάκελος ελιγμών. Το αεροσκάφος θεωρείται ότι υποβάλλεται σε συμμετρικούς ελιγμούς οι οποίοι προέρχονται από τα κάτωθι όρια

(1) Ελιγμός με θετικό συντελεστή φόρτισης (USAR 337) με ταχύτητα άνω της ταχύτητας V_D

(2) Ελιγμός με αρνητικό συντελεστή φόρτισης (USAR 337) και ταχύτητα V_C

(3) Συντελεστές που ποικίλουν γραμμικά με ταχύτητα από 0.0 μέχρι V_C και από V_C μέχρι V_D

(δ) Φάκελος Πτήσης: Παρατίθεται στην εικόνα 1 όπου

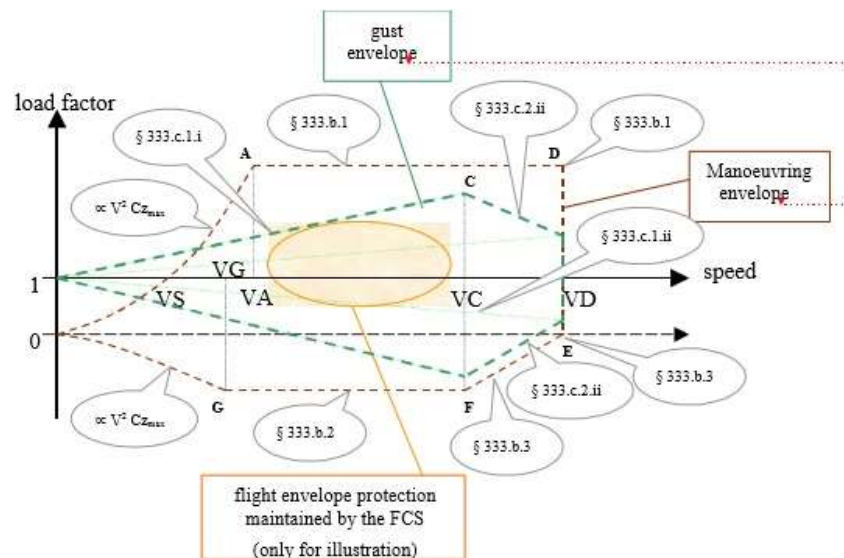
V_A : ταχύτητα ελιγμού

V_C : ταχύτητα πλεύσης

V_D : ταχύτητα καθόδου

V_G : ταχύτητα ελιγμού με αρνητικό συντελεστή φόρτισης

V_S : ταχύτητα απώλειας στήριξης



Εικόνα 2.1: Φάκελος πτήσης

USAR 335 Ταχύτητες Σχεδίασης

Οι επιλεγμένες ταχύτητες είναι οι ισοδύναμες ταχύτητες (Equivalent Air Speed-EAS)

(α) Ταχύτητα Πλεύσης V_C

(1) Καθορίζεται από τον σχεδιαστή ανάλογα με τις επιχειρησιακές απαιτήσεις

USAR 337 Όριο Συντελεστή Φόρτισης κατά Ελιγμό

(α) Ο ελάχιστος θετικός συντελεστής φόρτισης n καθορίζεται από την σχέση $2.1 + 10900/(W+4536)$ (όπου W =μέγιστο βάρος απογείωσης σε Kg) ή 3.8

(β) Ο αρνητικό συντελεστής δεν θα πρέπει να είναι μικρότερος από 0.4 φορές του θετικού συντελεστή φόρτισης

(γ) Συντελεστές φόρτισης σε ελιγμούς μικρότεροι από εκείνους που ορίστηκαν παραπάνω δύναται να εφαρμοστούν εφόσον το αεροσκάφος έχει χαρακτηριστικά σχεδίασης που δεν επιτρέπουν αυτές τις τιμές κατά την πτήση

USAR 570 Αξιολόγηση Κόπωσης

(α) Η επίδειξη αντοχής σε κόπωση και καταστροφή εξαρτάται από τον προβλεπόμενο κύκλο ζωής, το εύρος χρήσης και την φιλοσοφία συντήρησης του αεροσκάφους

(β) Για αεροσκάφη τα οποία απαιτούν πιστοποίηση μικρού κύκλου ζωής (μικρότερο από 5 Απογειώσεις-Προσγειώσεις) απαιτείται επίδειξη στατικής αντοχής χρησιμοποιώντας το ultimate load

(γ) Για τα υπόλοιπα αεροσκάφη, θα πρέπει να γίνει ανάλυση ως προς την κόπωση και τις φθορές προκειμένου να μπορεί να προβλεφθεί ο κύκλος ζωής του κάθε τμήματος.

(δ) Οι απαιτήσεις ισχύουν είτε για μεταλλικές είτε για κατασκευές από σύνθετα υλικά.

ACM 570

(1) Ένα παράδειγμα οδηγού αξιολόγησης της κόπωσης φαίνεται στην έκθεση DS 00-970 Part 1 section 3 supplements 34, 35, 36, 37, 38, 39 40 και 41

(2) Οι αξιολογήσεις αποδείξεων κόπωσης αποτελούνται από ένα τμήμα στο οποίο αναφέρονται οι αρχές που χρησιμοποιήθηκαν για την κόπωση και τις ζημιές καθώς και οι αναλύσεις οι οποίες έχουν γίνει για κάθε τμήμα οι ζημιές των οποίων μπορεί να είναι καταστροφικές. Μάλιστα, σε αυτό δύναται να συμβάλουν και μοντέλα προσομοίωσης με την βοήθεια υπολογιστή.

ACM 603 (b)

Σύνθετα Υλικά και Κατασκευή Δομής Αεροσκάφους

1 Σκοπός

Το εδάφιο αυτό τίθεται προκειμένου να καθιερωθεί ένας αποδεκτός τρόπος, όχι ο μοναδικός όμως, προκειμένου να φαίνεται η συμμόρφωση με τους όρους της USAR για την πιστοποίηση κατασκευών από σύνθετα υλικά, συμπεριλαμβάνοντας υλικά ενισχυμένα με ίνες π.χ. άνθρακα, βόριο, αραμίδιο

(Kevlar) και ίνες υάλου. Το εδάφιο αυτό προσαρμόζεται στο περιεχόμενο της FAA Advisory Circular AC 20.107A, 25 April 1984.

2 Ορισμοί

2.1 Τιμές Σχεδίασης. Υλικά, δομικά στοιχεία και ιδιότητες οι οποίες έχουν καθοριστεί από δοκιμές και επιλεχθεί να διασφαλίζουν σε υψηλό βαθμό την ακεραιότητα της κατασκευής

2.2 Ανοχές. Τιμές των υλικών που έχουν καθοριστεί από δοκιμές σε μια ή περισσότερες στρώσεις ελασμάτων

2.3 Τιμές Σχεδίασης Πολυστρωματικών Υλικών. Καθορίζονται από δοκιμές επί του πολύστρωτου υλικού και/ή από δοκιμές σε μία στρώση και έπειτα καθιερώνονται σε επίπεδο πολυστρώματος από επικυρωμένες αναλυτικές μεθόδους.

2.4 Ιδιότητες Υλικού Σε Επίπεδο Ελάσματος. Καθιερώνονται από δοκιμές σε μία ή περισσότερες στρώσεις, η στοίβαξη των οποίων γίνεται ως προς μια κατεύθυνση.

2.5 Σημείο Σχεδίασης. Ένα στοιχείο ή λεπτομέρεια από συγκεκριμένη σχεδίαση η οποία δεν θεωρείται γενικά εφαρμόσιμη σε άλλη κατασκευή (πχ ωτία και κύριες αρθρώσεις). Τόσο ένα στοιχείο σχεδιασμού ή λεπτομέρεια μπορεί να πιστοποιηθεί από δοκιμές ή από συνδυασμό δοκιμών και αναλύσεων.

2.6 Περιβάλλον. Εξωτερικοί, μη τυχαίες συνθήκες (χωρίς να συμπεριλαμβάνονται τα μηχανικά φορτία) ξεχωριστά ή σε συνδυασμό, τα οποία μπορεί να αναμένονται κατά την πτήση και μπορεί να επηρεάσουν την κατασκευή (π.χ. θερμοκρασία, υγρασία, ακτινοβολία UV και καύσιμο)

2.7 Υποβάθμιση Υλικού. Οι αλλαγές των ιδιοτήτων του υλικού (π.χ. αντοχή, σταθερών) οι οποίες μπορεί να προκληθούν από παρεκκλίσεις στον τρόπο κατασκευής ή από επαναλαμβανόμενα φορτία και περιβαλλοντική έκθεση.

2.8 Ασυμφωνία. Μια κατασκευαστική επιτρεπόμενη ανωμαλία εντοπισμένη κατά την διαδικασία προγραμματισμένης επιθεώρησης. Ενδέχεται να δημιουργηθεί κατά τις διαδικασίες επεξεργασίας, κατασκευής ή συναρμολόγησης

2.9 Ελάττωμα. Μια κατασκευαστική ανωμαλία κατά τις διαδικασίες επεξεργασίας, κατασκευής ή συναρμολόγησης

2.10 Φθορά. Μια δομική ανωμαλία η οποία προκλήθηκε από την διαδικασία κατασκευής (επεξεργασία, κατασκευή, συναρμολόγηση ή χειρισμό) ή κατά την διαδικασία επιχείρησης. Συνήθως, προκαλείται από μικροδιορθώσεις, εγκατάσταση συνδέσεων ή επαφή ξένων αντικειμένων.

2.11 Φθορά Πρόσκρουσης. Μια δομική ανωμαλία που προκαλείται από την πρόσκρουση ξένου αντικειμένου

2.12 Δείγμα. Ένα μικρό δείγμα προς εξέταση (συνήθως ένα επίπεδο έλασμα) για αξιολόγηση των ιδιοτήτων του πολυστρώματος ή γενικά των ιδιοτήτων της κατασκευής (π.χ. σημεία μηχανικών συνδέσεων)

2.13 Στοιχείο. Ένα γενικό στοιχείο από ένα πιο σύνθετο δομικό τμήμα (π.χ. επικάλυψη πτέρυγας, νευρώσεις, ενώσεις)

2.14 Λεπτομέρεια. Ένα μη-γενόσημο δομικό στοιχείο από ένα πιο σύνθετο δομικό στοιχείο (π.χ. ειδικά σχεδιασμένες ενώσεις, θυρίδες προσιτότητας)

2.15 Υποεξαρτήματα. Μια κύρια τρισδιάστατη κατασκευή η οποία μπορεί να αναπαραστεί ξεχωριστά ως τμήμα μιας ολόκληρης δομής (π.χ. τμήμα δοκού, εγκάρσια νεύρωση πτέρυγας)

2.16 Εξάρτημα. Ένα κύριο τμήμα της κατασκευής (π.χ. πτέρυγα, άτρακτος οριζόντιο σταθερό) το οποίο δύναται να δοκιμαστεί ως ολοκληρωμένο τμήμα για την πιστοποίηση της κατασκευής

3.Γενικά

3.1 Το εδάφιο αυτό στοχεύει στην αξιολόγηση των προγραμμάτων πιστοποίησης για κατασκευές σύνθετων υλικών και αντικατοπτρίζει την

υπάρχουσα κατάσταση στην τεχνολογία σύνθετων υλικών. Αναμένεται ότι αυτό το εδάφιο θα τροποποιηθεί ενόψει των νέων τεχνολογικών επιτευγμάτων

3.2 Η έκταση των δοκιμών και αναλύσεων και ο βαθμός των περιβαλλοντικών ευθυνών θα διαφέρουν για κάθε κατασκευή ανάλογα την αναμενόμενη χρήση, τα χρησιμοποιηθέντα υλικά, τα όρια σχεδίασης, τα κριτήρια αστοχίας, την βάση δεδομένων και την εμπειρία με παρόμοιες δομές, και σε άλλους παράγοντες που επηρεάζουν μια συγκεκριμένη κατασκευή. Αναμένεται ότι αυτοί οι παράγοντες θα ληφθούν υπόψη.

4 Υλικά και Ανάπτυξη Κατασκευής

4.1 Να παρέχει μια επαρκή βάση δεδομένων σχεδίασης, όπου οι περιβαλλοντικές επιπτώσεις στις ιδιότητες των υλικών που χρησιμοποιήθηκαν στην σχεδίαση πρέπει να καθιερωθούν

4.2 Περιβαλλοντικά κριτήρια σχεδίασης θα πρέπει να αναπτυχθούν τα οποία εντοπίζουν τις κρισιμότερες περιβαλλοντικές εκθέσεις, περιλαμβάνοντας υγρασία και θερμοκρασία, στις οποίες το υλικό δύναται να εκτεθεί. Αυτό δεν απαιτείται όπου τα στοιχεία που δείχνουν ότι δεν υπάρχουν σημαντικές επιπτώσεις, συνυπολογίζοντας τις επιπτώσεις θερμοκρασίας και υγρασίας, υπάρχουν για υλικά και κατασκευές στις περιβαλλοντικές συνθήκες που θεωρείται ότι θα εκτεθεί. Πειραματικά στοιχεία θα πρέπει να παρουσιάζουν ότι οι τιμές σχεδίασης του υλικού ή οι επιτρεπόμενες επιτυγχάνονται σε υψηλό βαθμό εμπιστοσύνης κατά τις περιβαλλοντικές συνθήκες στις οποίες πρόκειται να επιχειρήσει η κατασκευή. Η επίδραση του περιβάλλοντος στην στατική αντοχή, κόπωση και δυσκαμψία πρέπει να καθοριστεί για το υλικό μέσα από δοκιμές (π.χ. επιταχυνόμενα περιβαλλοντικές δοκιμές ή από δεδομένα που έχουν ληφθεί). Οι επιπτώσεις των περιβαλλοντικών κύκλων (π.χ. υγρασία και θερμοκρασία) πρέπει να εκτιμηθούν. Υπάρχοντα δεδομένα δοκιμών δύναται να χρησιμοποιηθούν όπου μπορεί να φανεί άμεσα εφαρμόσιμα για τα υλικά που μελετούνται.

4.3 Οι τιμές σχεδίασης των υλικών ή οι επιτρεπόμενες θα πρέπει να αποδειχθούν είτε από δοκιμές σε επίπεδο στρώματος είτε από δοκιμές σε ελάσματα σε συνδυασμό με επικυρωμένες αναλυτικές μεθόδους

4.4 Για μία συγκεκριμένη δομική διαμόρφωση ενός ξεχωριστού τμήματος, οι τιμές σχεδίασης ενδέχεται να αποδειχθούν οι οποίες περιλαμβάνουν τις επιπτώσεις ορισμένων χαρακτηριστικών σχεδίασης

4.5 Η φθορά πρόσκρουσης γενικά απλοποιείται από τον περιορισμό του επιπέδου παραμορφώσεων

5 Στατική Απόδειξη Κατασκευής

5.1 Η στατική αντοχή μιας σχεδίασης από σύνθετο υλικό πρέπει να παρουσιαστεί μέσω προγράμματος δοκιμών του ultimate load σε κατάλληλο περιβάλλον, εκτός εάν εμπειρία από παρόμοιες κατασκευές, υλικά και φορτία είναι διαθέσιμα να παρουσιάσουν την επάρκεια της ανάλυσης υποβοηθούμενη από δοκιμές επιμέρους τμημάτων.

5.2 Οι επιπτώσεις από επαναλαμβανόμενες φορτίσεις και περιβαλλοντικές εκθέσεις οι οποίες μπορεί να υποβαθμίσουν τις ιδιότητες του υλικού θα πρέπει να εντοπιστούν στην αξιολόγηση της στατικής αντοχής. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί από ανάλυση εμπειριέχοντας αποδείξεις δοκιμών, από δοκιμές σε υγρασία ή οποιαδήποτε άλλα σχετικά δεδομένα.

5.3 Οι δοκιμές απόδειξης της στατικής αντοχής θα πρέπει να διεξαχθούν σε νέα κατασκευή, εκτός εάν οι συνθήκες του κρίσιμου φορτίου είναι συναφείς με την κατασκευή η οποία έχει εκτεθεί σε επαναλαμβανόμενο φορτίο και στις προαναφερθείσες περιβαλλοντικές συνθήκες. Σε αυτή την περίπτωση:

α. Η στατική δοκιμή θα πρέπει να διεξαχθεί σε κατασκευή με προγενέστερη έκθεση σε επαναλαμβανόμενα φορτία και περιβαλλοντικές συνθήκες ή,

β. Στοιχεία από δοκιμές σε δείγμα/στοιχείο/επιμέρους τμήμα θα πρέπει να παρουσιαστούν για να εκτιμηθεί η πιθανή υποβάθμιση της στατικής αντοχής μετά την εφαρμογή του επαναλαμβανόμενου φορτίου και των περιβαλλοντικών συνθηκών, και αυτή η υποβάθμιση να ληφθεί υπόψη στην ανάλυση των αποτελεσμάτων του στατικού ελέγχου την νέας κατασκευής.

5.4 Η στατική δοκιμή επιμέρους τμημάτων δύναται να εκτελεστεί σε περιβάλλουσα ατμόσφαιρα εάν οι επιπτώσεις του περιβάλλοντος είναι αξιόπιστα προβλέψιμες από δοκιμές δειγμάτων και συνυπολογίζονται στις στατικές δοκιμές ή στην ανάλυση των αποτελεσμάτων των στατικών δοκιμών

5.5 Τα άρθρα των στατικών δοκιμών θα πρέπει να δημιουργηθούν σύμφωνα με τις ιδιαιτερότητες της κατασκευής και τις διεργασίες ώστε τα άρθρα των δοκιμών να αντιπροσωπεύουν την δημιουργία της κατασκευής

5.6 Όταν το υλικό και η ποικιλομορφία της επεξεργασίας της κατασκευής από σύνθετο υλικό είναι μεγαλύτερη από εκείνη των αντίστοιχων μεταλλικών κατασκευών, η διαφορά θα πρέπει να ληφθεί στην στατική απόδειξη:

α. Διαχωρίζοντας κατάλληλα τις επιτρεπόμενες ή τιμές σχεδίασης κατά την ανάλυση, και στην ανάλυση των αποτελεσμάτων ή

β. Λαμβάνοντάς το υπόψη στην στατική δοκιμή όταν η στατική απόδειξη της κατασκευής πραγματοποιείται από δοκιμή σε ένα επιμέρους τμήμα

5.7 Κατασκευές από σύνθετο υλικό με υψηλό στατικό όριο ασφαλείας μπορούν να αποδειχθούν από ανάλυση επικουρούμενη από δοκιμές σε επιμέρους εξάρτημα, στοιχείο και δείγμα.

5.8 Θα πρέπει να αποδειχθεί ότι η φθορά από πρόσκρουση κάτι που είναι αναμενόμενο κατά την διάρκεια λειτουργίας, η οποία δεν είναι μεγαλύτερη από το ισχύον όριο κατά την διαδικασία επιθεώρησης, δεν θα μειώσει την δομική αντοχή κάτω από το σημείο ανοχής του ultimate load. Αυτό μπορεί να διαπιστωθεί από αναλύσεις υποβοηθούμενες από στοιχεία δοκιμών ή από δοκιμές σε δείγματα και επιμέρους τμήματα.

6 Απόδειξη της Κατασκευής – Ανοχές Κόπωσης/Φθοράς

6.1 Η αξιολόγηση κατασκευής από σύνθετο υλικό θα πρέπει να βασιστεί στο εδάφιο 573(α). Η φύση και το μέγεθος της ανάλυσης ή των δοκιμών σε ολόκληρη την κατασκευή και σε τμήμα της κύριας κατασκευής θα εξαρτηθεί από προηγούμενες σχεδιάσεις, κατασκευές, δοκιμές και εφαρμογές ανοχών σε κόπωση/φθορά παρόμοιων κατασκευών. Η έλλειψη εμπειρίας με

παρόμοιες κατασκευές υποδηλώνει ότι, διαπιστευμένες δομικές δοκιμές στα επιμέρους τμήματα και στοιχεία θα πρέπει να εκτελεστούν. Οι ακόλουθες θεωρήσεις είναι μοναδικές στην χρήση σύνθετων υλικών και θα πρέπει να παρακολουθηθούν για την επιλεγμένη μέθοδο απόδειξης. Όταν επιλέγεται η ανοχή φθοράς ή ασφαλούς ζωής (safe life), θα πρέπει να δοθεί προσοχή στην επιθεώρηση της γεωμετρίας, στον τρόπο καλή σχεδίασης και στον τύπο θεωρήσεων φθοράς/υποβάθμισης της κατασκευής.

6.2 Αξιολόγηση Ανοχής Φθοράς (Fail-Safe)

6.2.1 Δομικές λεπτομέρειες, στοιχεία και επιμέρους τμήματα από κρίσιμες περιοχές της κατασκευής θα πρέπει να δοκιμαστούν με επαναλαμβανόμενα φορτία για να καθοριστεί η ευαισθησία της δομής στην ανάπτυξη της φθοράς. Αυτή η δοκιμή μπορεί να διαμορφώσει την βάση της νομιμοποίησης για την προσέγγιση μη-ανάπτυξης στις απαιτήσεις ανοχής φθοράς. Η δοκιμή θα πρέπει να υπολογίζει την επίδραση του περιβάλλοντος στην ανάπτυξη ραγίσματος και στην αξιολόγηση μηδενικής ανάπτυξης. Οι συνθήκες περιβάλλοντος θα πρέπει να είναι ίδιες με εκείνες που επιχειρεί το αεροσκάφος. Το επαναλαμβανόμενο φορτίο θα πρέπει να είναι ίδιο με εκείνο που αναμένεται στην πτήση. Η δοκιμή επαναλαμβανόμενου φορτίου θα πρέπει να περιλαμβάνει επίπεδα φθοράς (συμπεριλαμβάνοντας φθορές πρόσκρουσης) τυπικές με αυτές που ενδέχεται να αναπτυχθούν κατά της παρασκευή συναρμολόγηση και επιχείρηση του αεροσκάφους σταθερές με τις τεχνικές επιθεώρησης που εφαρμόζονται. Τα άρθρα δοκιμών των ανοχών φθοράς θα πρέπει να αναπτυχθούν συμφώνως των λεπτομερειών και διαδικασιών παρασκευής ώστε να είναι αντιπροσωπευτικά της παραγωγής της κατασκευής.

6.2.2 Η έκταση μιας εντοπισμένης εσωτερικής φθοράς θα πρέπει να είναι σταθερή με τις εφαρμοσμένες τεχνικές επιθεώρησης κατά την διάρκεια της παρασκευής και λειτουργία. Τα δεδομένα ανάπτυξης μια ρωγμής θα πρέπει να λαμβάνονται από επαναλαμβανόμενους κύκλους κόπωσης από εγγενής ή μηχανικά εισαγόμενες ρωγμές. Ο αριθμός των εφαρμοζόμενων κύκλων της θεωρίας μη-ανάπτυξης θα πρέπει να προκύπτει στατιστικά και θα καθοριστεί από το φορτίο και τη φιλοσοφία ζωής που ορίστηκαν. Η αξιολόγηση

ανάπτυξης ή μη μιας ρωγμής θα πρέπει να παρουσιαστεί από ανάλυση ακολουθούμενη από στοιχεία δοκιμών ή από δοκιμές σε επίπεδο δειγμάτων ή επιμέρους τμημάτων.

6.2.3 Η έκταση της φθοράς για τις εκτιμήσεις της εναπομένουσας αντοχής θα πρέπει να διατυπωθεί. Η αξιολόγηση της εναπομένουσας αντοχής από δοκιμές επιμέρους τμημάτων ή από αναλύσεις ενισχυμένες από στοιχεία δοκιμών θα πρέπει να παρουσιαστούν λαμβάνοντας υπόψη την φθορά. Η αξιολόγηση θα πρέπει να δείχνει ότι η απομένουσα αντοχή είναι ίση ή μεγαλύτερη από την απαιτούμενη αντοχή για τα φορτία σχεδίασης. Θα πρέπει να φανεί ότι οι ιδιότητες δυσκαμψίας δεν έχουν ξεπεράσει τα επιτρεπόμενα όρια. Για την θεωρία μη-ανάπτυξης, η δοκιμή απομένουσας αντοχής θα πρέπει να εκτελεστεί από κύκλους επαναλαμβανόμενων φορτίων.

6.2.4 Ένα πρόγραμμα επιθεώρησης θα πρέπει να αναπτυχθεί λαμβάνοντας υπόψη την συχνότητα, την έκταση και τις μεθόδους που θα περιληφθούν στο πλάνο συντήρησης. Τα διαστήματα επιθεωρήσεων θα πρέπει να καθιερωθούν ώστε η φθορά να μπορεί να εντοπιστεί και η στιγμή κατά την οποία η έκταση της φθοράς κάνει την απομένουσα αντοχή να φθάσει τα επιτρεπόμενα όρια. Για την περίπτωση, της θεωρίας μη-ανάπτυξης, τα διαστήματα επιθεώρησης θα πρέπει να καθιερωθούν μαζί με τα προγράμματα συντήρησης.

6.2.5 Η κατασκευή θα πρέπει να είναι ικανή να αντέχει τα στατικά φορτία (συνυπολογίζοντας τα ultimate loads) τα οποία αναμένονται κατά την ολοκλήρωση της πτήσης στην οποία η φθορά αναμένεται να προκύψει από εμφανείς διακριτές πηγές (π.χ. ανεξέλεγκτη αστοχία κινητήρα). Η περιοχή της φθοράς θα πρέπει να είναι σε λογική εκτίμηση της λειτουργίας και η εν δυνάμει φθορά συσχετιζόμενη με κάθε διακριτή πηγή.

6.2.6 Οι επιπτώσεις της θερμοκρασίας, της υγρασίας και άλλων περιβαλλοντικών παραγόντων οι οποίοι συμβάλουν στην υποβάθμιση των ιδιοτήτων του υλικού θα πρέπει να εντοπιστούν κατά την αξιολόγηση των ανοχών φθοράς.

6.3 Αξιολόγηση Κόπωσης (Safe Life). Η απόδειξη της κόπωσης θα πρέπει να επιτευχθεί από δοκιμές κόπωσης στα τμήματα ή από ανάλυση υποβοηθούμενη από στοιχεία δοκιμών, εάν είναι αναγκαίο, λαμβάνοντας υπόψη τις επιπτώσεις από το κατάλληλο περιβάλλον. Τα άρθρα θα πρέπει να είναι συμφώνως με τις λεπτομέρειες και διαδικασίες παραγωγής ώστε να αντιπροσωπεύουν την παραγωγή της κατασκευής. Επαρκείς δοκιμές σε επιμέρους τμήματα ή δείγματα θα πρέπει να εκτελεστούν ώστε να αποδεικνύουν την διασκόρπιση της κόπωσης και τις επιπτώσεις τους περιβάλλοντος. Δοκιμές σε επιμέρους τμήματα και στοιχεία ενδέχεται να χρησιμοποιηθούν για να αξιολογήσουν την αντίδραση της κατασκευής στην κόπωση με φθορά από πρόσκρουση ισοδύναμη με αυτές που μπορεί να προκύψουν κατά την παραγωγή, την συναρμολόγηση και την επιχείρηση, σταθερές κατά τις διαδικασίες επιθεώρησης που εφαρμόζονται. Η δοκιμή κόπωσης σε υποεξάρτημα μπορεί να εφαρμοστεί ως κατασκευαστικές δοκιμές εφόσον οι φθορές είναι αξιόπιστα προβλέψιμες και υπολογίζονται στην δοκιμή κόπωσης ή στην ανάλυση των αποτελεσμάτων από την δοκιμή της κόπωσης. Θα πρέπει να αποδειχθεί ότι κατά την διάρκεια δοκιμών κόπωσης οι ιδιότητες δυσκαμψίας δεν μεταβάλλονται πέρα από τα επιτρεπόμενα όρια. Η αντικατάσταση θα πρέπει να γίνεται σύμφωνα με τα αποτελέσματα των δοκιμών. Ένα κατάλληλο πρόγραμμα επιθεωρήσεων θα πρέπει να παρουσιαστεί.

7 Απόδειξη Κατασκευής – Πτερυγισμός. Οι επιπτώσεις από το επαναλαμβανόμενο φορτίο και την έκθεση σε περιβαλλοντικές συνθήκες στην δυσκαμψία, την μάζα και τις ιδιότητες απόσβεσης θα πρέπει να ληφθούν υπόψη στην πιστοποίηση της ακεραιότητας κατά του πτερυγισμού και άλλων αεροελαστικών μηχανισμών. Αυτές οι επιπτώσεις μπορεί να καθοριστούν από ανάλυση υποβοηθούμενη από στοιχεία δοκιμών ή από δοκιμές σε επίπεδο δείγματος ή υποεξαρθήματος.

8 Επιπρόσθετες Θεωρήσεις

8.4 Προστασία Κατασκευής. Καιρικές συνθήκες, τριβή, διάβρωση, υπεριώδης ακτινοβολία και χημικό περιβάλλον (π.χ. γλυκόλη, υδραυλικό, καύσιμο)

μπορεί να προκαλέσουν υποβάθμιση της κατασκευής. Κατάλληλη προστασία κατά της υποβάθμισης των ιδιοτήτων του υλικού θα πρέπει να παρέχεται.

8.5 Έλεγχος Ποιότητας. Ένα ολικό πλάνο θα πρέπει να καθιερωθεί και θα πρέπει να περιλαμβάνει όλες τις σχετικές διαδικασίες (π.χ. μηχανική, κατασκευή, έλεγχος ποιότητας). Το πλάνο ελέγχου ποιότητας θα πρέπει να είναι υπεύθυνο σε ειδικές μηχανολογικές απαιτήσεις οι οποίες ανέρχονται σε ξεχωριστά τμήματα και περιοχές σαν αποτέλεσμα των εν δυνάμει συνθηκών αστοχίας, αντοχής φθοράς και απαίτηση ανάπτυξης ρωγμής, φόρτισης και τοπικής ευαισθησίας στην κατασκευή και συναρμολόγηση.

8.6 Λεπτομέρειες Παραγωγής. Λεπτομέρειες που αφορούν τα υλικά, επεξεργασία των υλικών, και διαδικασίες παρασκευής θα πρέπει να αναπτυχθούν για να διασφαλίσουν μια βάση δημιουργίας αξιόπιστης κατασκευής. Οι αποκλίσεις που επιτρέπονται από τις λεπτομέρειες παρασκευής θα πρέπει να αποδειχθούν από ανάλυση συνοδευόμενη από στοιχεία δοκιμών, ή δοκιμές σε επίπεδο δείγματος και επιμέρους εξαρτήματος.

8.7 Επιθεώρηση και Συντήρηση. Τα εγχειρίδια συντήρησης θα πρέπει να περιλαμβάνουν διαδικασίες για κατάλληλη επιθεώρηση, συντήρηση και επισκευή του σύνθετου υλικού.

8.8 Ενδεδειγμένη Επισκευή. Όταν διαδικασίες επισκευής παρέχονται σε εγχειρίδια συντήρησης θα πρέπει να αποδειχθεί από ανάλυση ή δοκιμή, ότι οι μέθοδοι και τεχνικές επισκευής θα επαναφέρουν την κατασκευή σε κατάσταση εν ενεργείας.

USAR 573 Ανοχή Φθοράς και Αξιολόγηση Κόπωσης της Κατασκευής

(α) Κατασκευή από σύνθετο υλικό. Η κατασκευή από σύνθετο υλικό, η φθορά της οποίας μπορεί να οδηγήσει σε καταστροφική απώλεια του αεροσκάφους, σε κάθε πτέρυγα, το ουραίο τμήμα, οι κινητές επιφάνειες, η άτρακτος και τα συμπιεζόμενα μέρη θα πρέπει να αξιολογηθούν χρησιμοποιώντας κριτήρια αστοχίας που περιγράφονται στις παραγράφους (α)(1) έως (α)(4) εκτός εάν

δείχνουν μη εφαρμόσιμα. Εάν ο κατασκευαστής αποδείξει ότι τα κριτήρια αστοχίας είναι μη εφαρμόσιμα για μια συγκεκριμένη κατασκευή, η κατασκευή θα πρέπει να αξιολογηθεί συμφώνως των παραγράφων (α)(1) και (α)(6) για σχεδιασμό ασφαλούς ζωής (safe life). Οι επιδράσεις από την ποικιλομορφία των υλικών και των περιβαλλοντικών συνθηκών στην αντοχή και την διάρκεια των ιδιοτήτων των σύνθετων υλικών θα πρέπει να ληφθεί υπόψη στις απαιτούμενες αξιολογήσεις.

(1) Θα πρέπει να αποδειχθεί από δοκιμές ή από αναλύσεις συνοδευόμενες από δοκιμές, ότι η κατασκευή είναι κατάλληλη στην λήψη του ultimate load με φθορά στα όρια της ανιχνευσιμότητας λαμβάνοντας υπόψη τις διαδικασίες επιθεώρησης που εφαρμόζονται

(2) Ο βαθμός ανάπτυξης ή μη της φθοράς που ενδέχεται να εμφανιστεί από κόπωση, διάβρωση, κατασκευαστικά ψεγάδια ή πρόσκρουση κάτω από επαναλαμβανόμενα φορτία που αναμένονται κατά την λειτουργία, θα πρέπει να αποδειχθούν από δοκιμές ή από αναλύσεις συνοδευόμενες από δοκιμές.

(3) Η κατασκευή θα πρέπει να φανεί από δοκιμές απομένουσας αντοχής ή από ανάλυση συνοδευόμενη από δοκιμές απομένουσας αντοχής, ότι είναι ικανή να φέρει τα κρίσιμα φορτία πτήσης, τα οποία υπολογίζονται ως ultimate loads, με το εύρος της εντοπισμένης φθοράς σύμφωνο με τα αποτελέσματα των δοκιμών αντοχής σε φθορά που αξιολογήθηκαν.

(4) Η ανάπτυξη της φθοράς, μεταξύ αρχικού εντοπισμού και την επιλεγείσα τιμή για απομένουσα αντοχή, εκχωρημένων να εντοπίζονται στα διαστήματα επιθεωρήσεων, θα πρέπει να επιτρέπουν την ανάπτυξη ενός προγράμματος επιθεώρησης κατάλληλο για εφαρμογή από το επιχειρησιακό και τεχνικό προσωπικό.

(5) Για κάθε σημείο ένωσης, η αστοχία του οποίου μπορεί να οδηγήσει σε καταστροφική απώλεια του αεροσκάφους, η ικανότητα να φέρει το limit load θα πρέπει να αποδειχθεί με μία από τις παρακάτω μεθόδους:

(i) Το όριο κάθε συνδεδεμένου σημείου με την ικανότητα να αντέχει τα φορτία της παραγράφου (α)(3) θα πρέπει να καθοριστεί από ανάλυση,

δοκιμές ή συνδυασμό των δύο. Αστοχία κάθε σημείου πέρα από αυτά τα όρια θα πρέπει να προληφθεί από τα χαρακτηριστικά σχεδίασης.

(ii) Δοκιμές απόδειξης θα πρέπει να διεξαχθούν σε κάθε αντικείμενο παραγωγής οι οποίες θα εφαρμόζουν το κρίσιμο όριο σχεδίασης σε κάθε σημείο σύνδεσης

(iii) Επαναλαμβανόμενες και αξιόπιστες μη καταστροφικές τεχνικές επιθεώρησης θα πρέπει να καθιερωθούν ώστε να διασφαλίζεται η αντοχή των συνδέσεων

(6) Δομικά στοιχεία για τα οποία η μέθοδος αντοχής σε φθορά δεν μπορεί να εφαρμοστεί, θα πρέπει να αποδειχθεί με δοκιμές κόπωσης στα εξαρτήματα ή με ανάλυση συνοδευόμενη από δοκιμές, ότι είναι ικανά να φέρουν τα επαναλαμβανόμενα φορτία οποιουδήποτε μεγέθους που εμφανίζονται κατά την πτήση. Επαρκείς δοκιμές θα πρέπει να πραγματοποιηθούν για να αποδείξουν τον βαθμό διασκόρπισης της κόπωσης και των επιπτώσεων του περιβάλλοντος. Φθορές στο κατώφλι της ανιχνευσιμότητας και της απομένουσας αντοχής να φέρει το ultimate load θα πρέπει να ληφθούν υπόψη κατά την απόδειξη.

USAR 575 Επιθεωρήσεις και λοιπές διαδικασίες

Κάθε επιθεώρηση και οποιαδήποτε άλλη διαδικασία, βασισμένες στην αξιολόγηση που απαιτείται από την USAR 573, θα πρέπει να καθιερωθούν ώστε να προλαμβάνεται η καταστροφική αστοχία και θα πρέπει να εμπεριέχονται στο εδάφιο ορίων για τις οδηγίες συνεχούς αξιοποίησης. Ρωγμές που εντοπίζονται κατά την επιθεώρηση βασισμένες στις απαιτήσεις με όρους εύρους ανάπτυξης και απομένουσας δύναμης δεν θα οδηγήσουν στην ρήξη κρίσιμων τμημάτων της κατασκευής.

2.3.4 UAV Design and Construction

USAR 601 Γενικά

Η καταλληλότητα κάθε αμφισβητήσιμης λεπτομέρειας σχεδίασης και τμήματος να έχει σημαντική ανοχή στην ασφάλεια των επιχειρήσεων, θα πρέπει να αποδειχθεί με δοκιμές.

USAR 603 Υλικά και Επεξεργασία

(α) Η καταλληλότητα και αντοχή των υλικών που θα χρησιμοποιηθούν, η αστοχία των οποίων μπορεί να επηρεάσει την ασφάλεια των πτήσεων θα πρέπει

(1) να αποδειχθεί από εμπειρία ή δοκιμές

(2) να ταυτίζονται με αποδεδειγμένες λεπτομέρειες οι οποίες διασφαλίζουν την αντοχή και άλλες ιδιότητες που λαμβάνονται υπόψη κατά την σχεδίαση

(3) να συνυπολογίζουν τις επιπτώσεις του περιβάλλοντος, όπως την θερμοκρασία, την υγρασία, καύσιμο, ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία, και σωματίδια του αέρα που αναμένονται κατά την πτήση

(β) να προέρχονται από επεξεργασία είναι υψηλού επιπέδου

(γ) όλα τα επιβλαβή υλικά θα πρέπει να εντοπιστούν και η ασφαλής χρήση τους θα πρέπει να ληφθεί υπόψη

USAR 605 Μέθοδοι Παρασκευής

(α) Οι μέθοδοι παρασκευής που θα χρησιμοποιηθούν θα πρέπει να παρέχουν ασφαλείς δομές. Εάν μια διαδικασία παρασκευής απαιτεί στενό έλεγχο για τον σκοπό αυτό, η διαδικασία θα πρέπει να εκτελείται με ενδεδειγμένες μεθόδους.

(β) Κάθε νέα μέθοδος που χρησιμοποιείται θα πρέπει να αποδειχθεί από ένα πρόγραμμα δοκιμών.

USAR 609 Προστασία Κατασκευής

Κάθε τμήμα της κατασκευής θα πρέπει

(α) Να είναι κατάλληλα προστατευμένο κατά της αλλοίωσης ή απώλειας της αντοχής στην πτήση εξαιτίας οποιουδήποτε παράγοντα, συμπεριλαμβανομένου

(1) Καιρικών Συνθηκών

(2) Διάβρωσης

(3) Εκδοράς

(β) Εφόσον δεν είναι επιζήμια στην λειτουργία, θα πρέπει προβλεφθούν κατάλληλα τρόποι εξαέρωσης και αποστράγγισης

USAR 613 Ιδιότητες Υλικών και Τιμές Σχεδίασης

(α) Οι ιδιότητες αντοχής του υλικού θα πρέπει να βασίζονται σε αρκετές δοκιμές του υλικού που αποδεικνύουν τις τιμές σχεδίασης

(β) Οι τιμές σχεδίασης θα πρέπει να επιλεγθούν ώστε να ελαχιστοποιούν την πιθανότητα αστοχίας της κατασκευής εξαιτίας της ποικιλομορφίας του υλικού. Εκτός των αναφορών της υποπαραγράφου (ε), συμμόρφωση με αυτή την παράγραφο θα πρέπει να φανεί με την επιλογή τιμών σχεδίασης οι οποίες διασφαλίζουν την αντοχή του υλικού με την ακόλουθη πιθανότητα:

(1) Όταν τα ασκούμενα φορτία είναι τελικώς κατανεμημένα σε ένα μέρος του συγκροτήματος, η αστοχία η οποία θα οδηγήσει σε απώλεια της δομικής ακεραιότητας του τμήματος, 99% πιθανότητα με 95% εμπιστοσύνη

(2) Για πλεοναστικές κατασκευές, στις οποίες η αστοχία σε κάθε στοιχείου μπορεί να οδηγήσει στην ασφαλή κατανομή του ασκούμενου φορτίου σε άλλα σημεία, 90% πιθανότητα με 95% εμπιστοσύνη

(γ) Οι επιδράσεις της θερμοκρασίας στις επιτρεπόμενες τάσεις που χρησιμοποιούνται στην σχεδίαση ενός τμήματος ή κατασκευής θα πρέπει να ληφθούν υπόψη όταν οι θερμικές επιπτώσεις είναι σημαντικές κατά τις συνθήκες επιχείρησης. Επίσης, θερμική υποβάθμιση από φωτιά κατά την πτήση θα πρέπει να ληφθεί υπόψη

(δ) Η σχεδίαση της κατασκευής θα πρέπει να ελαχιστοποιεί την πιθανότητα καταστροφικής αστοχίας από κόπωση ιδίως στα σημεία με συγκέντρωση τάσεων

(ε) Επισκευές του υλικού θα πρέπει να έχουν συνθήκες και ιδιότητες που διασφαλίζουν τις απαιτήσεις σχεδίασης.

(στ) Κατάλληλες Μη-Καταστροφικές Τεχνικές και Διαδικασίες Επιθεώρησης και τεχνολογία θα πρέπει να εφαρμοστεί κατά τον κύκλο ζωής του αεροσκάφους για να διασφαλίζει ότι το αεροσκάφος κατασκευάζεται με ακεραιότητα, κατάλληλη αξιολόγηση, δοκιμασμένη και συντηρημένη να πληροί τα επίπεδα ποιότητας και επιχειρησιακών απαιτήσεων. Τα διαστήματα μεταξύ επιθεωρήσεων θα πρέπει να εφαρμοστούν ώστε να εντοπίζονται συγκεκριμένοι τύποι ελαττωμάτων, μεγέθη και τοποθεσίες κρίσιμες για την ακεραιότητα του υλικού. Κράματα επιρρεπή σε αστοχία δεν θα πρέπει να χρησιμοποιούνται στην σχεδίαση εκτός εάν εγκρίνονται από την Αρχή Πιστοποίησης.

USAR 627 Αντοχή Κόπωσης

Η κατασκευή πρέπει να σχεδιαστεί ώστε να αποφευχθεί η συγκέντρωση τάσεων όπου ποικίλες τάσεις πάνω από το όριο κόπωσης είναι πιθανό να συμβούν σε κανονική λειτουργία πτήσης.

USAR 629 Πτερυγισμός

(α) Θα πρέπει να αποδειχθεί με τις μεθόδους (β) και (γ) ότι το αεροσκάφος είναι ελεύθερο από πτερυγισμό, αντιστροφή ελέγχου και απόκλιση για κάθε περίπτωση επιχείρησης μέσα στα όρια του διαγράμματος V-n που ορίζουν το φάκελο πτήσης. Επιπρόσθετα,

(1) Επαρκείς ανοχές πρέπει να αποδειχθούν για ποσότητες οι οποίες προκαλούν πτερυγισμό, συμπεριλαμβανομένου της ταχύτητας, μάζας απόσβεσης και δυσκαμψία του συστήματος ελέγχου, και

(2) Οι φυσικές συχνότητες των κύριων εξαρτημάτων της κατασκευής πρέπει να καθοριστούν από δοκιμές δόνησης ή από ενδεδειγμένες μεθόδους

(β) Δοκιμές πτερυγισμού κατά την πτήση απαιτούνται εάν η ανάλυση βασισμένη στα αποτελέσματα δοκιμών δόνησης στο έδαφος προβλέπουν οποιοδήποτε πτερυγισμό να είναι μικρότερος από το 20% του περιθωρίου ταχύτητας στο V_D/M_D ή κάθε κρίσιμος μηχανισμός πτερυγισμού έχει συνολική απόσβεση (αεροδυναμική και δομική) μικρότερη από 2% στο V_D/M_D . Κατά την περίπτωση που απαιτούνται δοκιμές πτήσης, θα πρέπει να πραγματοποιηθούν για να αποδειχθεί ότι το αεροσκάφος είναι ελεύθερο από πτερυγισμό, αντιστροφή χειρισμού και απόκλιση και επιπλέον να φανεί ότι:

(1) Κατάλληλες και επαρκείς προσπάθειες να προκαλέσουν πτερυγισμό έγιναν μέσα στο εύρος ταχυτήτων του φακέλου πτήσης

(2) Η δονητική απόκριση της κατασκευής κατά τις δοκιμές αποδεικνύουν ελευθερία από πτερυγισμό

(3) Ένα κατάλληλο περιθώριο πτερυγισμού επιτρέπεται κατά την μέγιστη ταχύτητα του φακέλου πτήσης

(4) Δεν υπάρχει μεγάλη και ραγδαία μείωση στην απόσβεση όταν προσεγγίζεται η μέγιστη ταχύτητα πτήσης

(γ) Οποιαδήποτε ανάλυση χρησιμοποιείται για την πρόβλεψη ελευθερίας από πτερυγισμό, αντιστροφή ελέγχου και απόκλιση σε κανονικές συνθήκες χωρίς

αστοχίες, δυσλειτουργίες ή αναστροφες συνθήκες θα πρέπει να καλύπτουν όλους τους συνδυασμούς ύψους και ταχύτητας που περικλείονται από το V_D/M_D συναρτήσεως του ύψους του φακέλου πτήσης, επαυξημένη σε όλα τα σημεία κατά 15% της ισοδύναμης ταχύτητας σε σταθερό αριθμό Mach και ύψους. Επιπρόσθετα, ένα κατάλληλο εύρος σταθερότητας πρέπει να υπάρχει σε όλες τις ταχύτητες πάνω από το V_D/M_D και δεν θα πρέπει να υπάρχει μεγάλη και απότομη μείωση στην σταθερότητα όταν προσεγγίζεται η V_D/M_D .

(ε) Για UAV που η προπέλα είναι στερεωμένη στις επιφάνειες άντωσης, η δυναμική αξιολόγηση θα πρέπει να περιλαμβάνει

(1) το βαθμό ελευθερίας σε συνθήκη στροβιλισμού το οποίο λαμβάνει υπόψη την σταθερότητα του αεροσκάφους από την περιστροφή της έλικας και σημαντικά ελαστικά, κάθετα και αεροδυναμικά φορτία, και

(2) την προπέλα, τον κινητήρα, το σημείο έδρασης και την δυσκαμψία της κατασκευής του αεροσκάφους και τις διάφορες αποσβέσεις κατάλληλες στην συγκεκριμένη διαμόρφωση

(στ) Ελευθερία από πτερυγισμό, αναστροφή ελέγχου και απόκλιση, πρέπει να φανούν σε ταχύτητα πάνω από την V_D μετά από αστοχία, δυσλειτουργία ή αποσύνδεση κάποιου κύριου στοιχείου στο βασικό σύστημα ελέγχου πτήσης, κάποιας επιφάνειας ελέγχου ή κάποιου αποσβεστήρα πτερυγισμού εάν η αστοχία δεν απομακρυνθεί εντελώς.

(ζ) Για αεροσκάφη που συμμορφώνονται στην θεωρία ασφαλούς ζωής (fail-safe), θα πρέπει να αποδειχθεί με ανάλυση ότι είναι ελεύθερα από πτερυγισμό πάνω από το V_D/M_D μετά από αστοχία κόπωσης ή τμηματικής αστοχίας κάποιου κύριου δομικού στοιχείου

(η) Για αεροσκάφη τα οποία συμμορφώνονται στα κριτήρια φθοράς-κόπωσης, θα πρέπει να αποδειχθεί ότι είναι ελεύθερα από πτερυγισμό πάνω από το V_D/M_D με το εύρος της φθοράς της οποίας η απομένουσα αντοχή αποδεικνύεται.

(θ) Για τροποποιήσεις της μορφής σχεδίασης η οποία ενδέχεται να επηρεάσει τα χαρακτηριστικά πτερυγισμού, θα πρέπει να αποδειχθεί εκ νέου η ελευθερία από πτερυγισμό, αναστροφή ελέγχου και απόκλιση.

(ι) Η σπασμωδική κίνηση των επιφανειών ελέγχου θα πρέπει να διατηρηθεί στο ελάχιστο.

AMC 629

Συμμόρφωση με τα κριτήρια ακαμψίας και μάζας ισορροπίας στην κατασκευή ενδέχεται να πραγματοποιηθούν για να αποδειχθεί ότι το αεροσκάφος είναι ελεύθερο από πτερυγισμό, αναστροφή ελέγχου ή απόκλιση, εάν:

(1) V_D/M_D είναι μικρότερη από 482 km/h (260 knots)(EAS) και λιγότερη από 0.5 Mach

(2) Τα κριτήρια αποφυγής πτερυγισμού στην πτέρυγα και τις επιφάνειες κλίσης στον άξονα roll, όπως παρουσιάζονται από την στροφική δυσκαμψία της πτέρυγας και τα κριτήρια ισορροπίας των πηδαλίων κλίσης, είναι περιορισμένα στην χρήση του αεροσκάφους χωρίς μεγάλη συγκέντρωση μάζας (όπως κινητήρες, δεξαμενές καυσίμου στις εξωτερικές περιοχές της πτέρυγας) κατά μήκος του εκπετάσματος

(3) Το αεροσκάφος

(i) Δεν περιέχει ουραίο πτέρωμα τύπου 'T' ή άλλη συμβατική διαμόρφωση

(ii) Δεν έχει ασυνήθιστη κατανομή μάζας ή άλλα μη συμβατικά χαρακτηριστικά σχεδίασης τα οποία επηρεάζουν την εφαρμογή των κριτηρίων

(iii) Έχει σταθερά πτερύγια και επιφάνειες σταθεροποίησης.

AMC 629(i)

Η απότομη διαταραχή επιφανειών δεν θα πρέπει να είναι μεγαλύτερη από 0.2 μοίρες για επιφάνειες έξω από το 50% της επιφάνειας πτήσης και 1 μοίρα για τις εσωτερικές. Μεγαλύτερη διαταραχή επιτρέπεται εφόσον αποδειχθεί από ανάλυση ότι δεν οδηγεί σε πτερυγισμό.

USAR 631 Πρόσκρουση Πτηνού

(α) Το αεροσκάφος θα πρέπει να σχεδιαστεί και να διασφαλίζει ότι η πρόσκρουση με πτηνό 2 lb δεν θα οδηγήσει σε ανεξέλεγκτη πτήση όταν η ταχύτητα του αεροσκάφους κατά την πρόσκρουση (σε σχέση με το πτηνό που βρίσκεται το ίχνος πτήσης) είναι ίση με την V_C στο επίπεδο της θάλασσας. Η συμμόρφωση μπορεί να αποδειχθεί με ανάλυση μόνο όταν βασίζεται σε δοκιμές που έγιναν σε επαρκώς αντιπροσωπευτικές κατασκευές με παρόμοια σχεδίαση

(β) Ο βαθμός προστασίας του αεροσκάφους κατά της πρόσκρουσης με πτηνό θα πρέπει να καθοριστεί από ανάλυση του μεγέθους που προορίζεται και την χρήση του αεροσκάφους ενώ θα πρέπει να βρίσκει σύμφωνη την Αρχή Πιστοποίησης

AMC 631

Το φαινόμενο αυτό θα πρέπει να ληφθεί υπόψη από τα πρώτα στάδια σχεδίασης στην εγκατάσταση των συσκευών που τοποθετούνται εσωτερικά, όπως συσκευές ελέγχου, και αντικείμενα τα οποία εάν αστοχήσουν ενδέχεται να προκαλέσουν ατύχημα, όπως ηλεκτρικός εξοπλισμός. Πρακτικά, δεν θα πρέπει να τοποθετούνται συσκευές πίσω από περιοχές που είναι πιθανές για πρόσκρουση πτηνού.

Συμμόρφωση με αυτό το εδάφιο με παροχή επιπρόσθετων κατασκευών και προστατευμένων περιοχών όπου βρίσκονται συσκευές ελέγχου ή

συσκευές προστασίας όπως διαμορφωμένες επιφάνειες και υλικά απορρόφησης κραδασμών είναι αποδεκτές.

USAR 641 Απόδειξη Αντοχής της Πτέρυγας

Η αντοχής της πτέρυγας θα πρέπει να αποδειχθεί με δοκιμές φορτίου ή από συνδυασμό στατικής ανάλυσης και δοκιμών με φορτία

Κεφάλαιο 3^ο : Μαθηματικό Υπόβαθρο

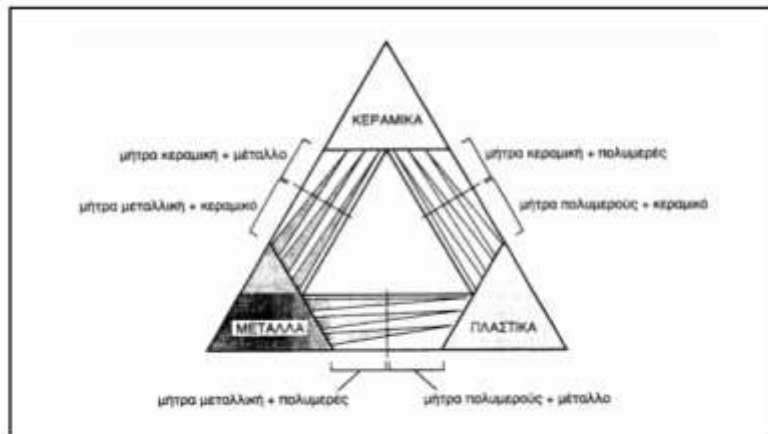
3.1 Γενικά

Στο κεφάλαιο αυτό γίνει αναφορά στο αναγκαίο υπόβαθρο που χρειάζεται προκειμένου να αναλυθεί το μοντέλο προσομοίωσης της πτέρυγας του αεροσκάφους. Αρχικά, θα παρουσιαστούν τα κριτήρια κατηγοριοποίησης των σύνθετων υλικών. Έπειτα, θα γίνει αναφορά στις μηχανικές τους ιδιότητες. Τέλος, θα γίνει εκτενής αναφορά στις μεθόδους ανάλυσης που θα χρησιμοποιηθούν καθώς και στα κριτήρια αστοχίας που θα εφαρμοστούν προκειμένου να εξεταστεί η αξιοπιστία της κατασκευής.

3.2 Εισαγωγή στα Σύνθετα Υλικά

Τα υλικά είναι πιθανόν βαθύτερα συνδεδεμένα με τον πολιτισμό μας απ' όσο συνειδητοποιούμε οι περισσότεροι. Ιστορικά, η ανάπτυξη και η πρόοδος των κοινωνιών ήταν στενά συνδεδεμένες με την ικανότητα των μελών τους να παράγουν και να χειρίζονται υλικά ώστε να εξυπηρετούν τις ανάγκες τους. Πράγματι, οι πρώτοι πολιτισμοί έχουν καθοριστεί από το επίπεδο ανάπτυξης των υλικών τους (Εποχή του Λίθου, Εποχή του Χαλκού). Η σημερινή εποχή χαρακτηρίζεται από την ευρεία χρήση των Σύνθετων Υλικών.

Ως Σύνθετα Υλικά, αναγνωρίζονται εκείνα, τα οποία συντίθενται από επιμέρους υλικά με σημαντικά διαφορετικές μηχανικές και φυσικές ιδιότητες μεταξύ τους, ενώ το ίδιο το σύνθετο υλικό έχει επίσης σημαντικά διαφορετικές ιδιότητες από εκείνες των συστατικών του. «Σύνθετα είναι τα υλικά, τα οποία μακροσκοπικά αποτελούνται από δύο ή περισσότερα χημικά ευδιάκριτα συστατικά μέρη που έχουν μια συγκεκριμένη διαχωριστική επιφάνεια μεταξύ τους»(Agarwal-1990)^[3]. Το ένα από τα συστατικά μέρη χαρακτηρίζεται ως συστατικό ενίσχυσης ή "οπλισμός" (reinforcement), και προσδίδει στο σύνθετο βελτιωμένες μηχανικές, κυρίως, ιδιότητες. Το δεύτερο καλείται μήτρα ή "μητρώο" (matrix) και η συμμετοχή του στο σύνθετο εξασφαλίζει τη μέγιστη δυνατή εκμετάλλευση των ιδιοτήτων της ενίσχυσης. Αναφέρεται ότι, στα σύγχρονα σύνθετα υλικά, χρησιμοποιούνται μέταλλα, κεραμικά ή πολυμερή τα οποία είναι οπλισμένα με διάφορες ίνες ή σωματίδια.



Εικόνα 3.1: Σύνθεση των Σύνθετων Υλικών

3.3 Κατηγοριοποίηση Σύνθετων Υλικών

Η κατηγοριοποίηση των σύνθετων υλικών γίνεται κυρίως με τις ακόλουθες παραμέτρους:

Λαμβάνοντας υπόψη τη μήτρα

α) Είδος μήτρας

1)Θερμοπλαστικές: Σε αυτή την κατηγορία ανήκουν υλικά τα οποία με την επίδραση της θερμότητας και πίεσης γίνονται εύπλαστα και ρέουν. Έτσι μπορούν να μορφοποιηθούν πολλές φορές.

2)Θερμοσκληρυνόμενες: Τα πολυμερή υλικά αυτής της κατηγορίας μεταβαίνουν στην πλαστική κατάσταση με θέρμανση και δεν μορφοποιούνται πολλές φορές

β) Υλικό Μήτρας

1) Μητρώο από πολυμερή υλικά: εποξειδική ρητίνη, πολεστερική ρητίνη κ.α.

2) Μεταλλικές Μήτρες: αλουμίνιο κ.α.

3) Κεραμικές Μήτρες: τσιμέντο

Λαμβάνοντας υπόψη το έγκλεισμα

α) Είδος Εγκλείσματος

- 1) Κόκκοι
- 2) Ίνες
- 3) Νιφάδες
- 4) Πολύ λεπτά νήματα

β) Υλικό Εγκλείσματος

- 1) Κόκκοι: Σιδήρου, αλουμινίου, υάλου κ.α.
- 2) Ίνες: Υάλου, άνθρακα, γραφίτη, βορίου, αραμιδίου, καρβίδιο του πυριτίου κ.α.

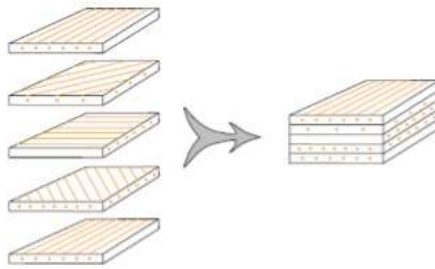
γ) Μήκος Εγκλείσματος

- 1) Συνεχείς Ίνες
- 2) Διακεκομμένες Ίνες

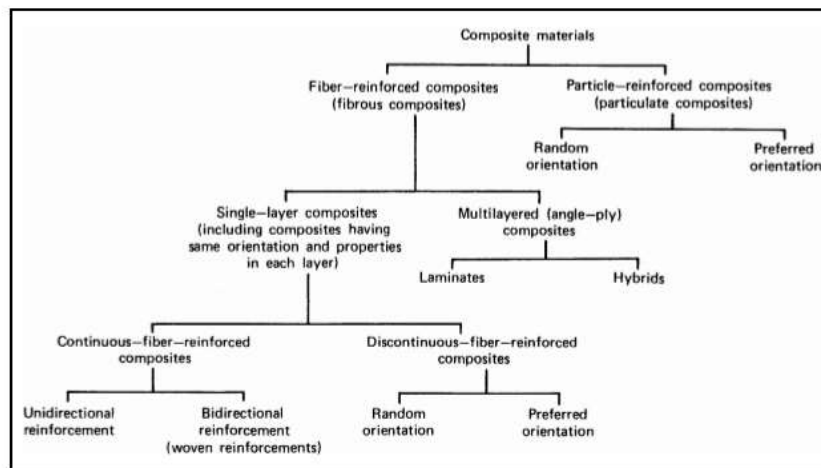
δ) Διευθύνσεις Εγκλείσματος

- 1) Ίνες Μίας Διεύθυνσης
- 2) Ίνες Τυχαίας Διεύθυνσης

Τέλος, μια ιδιαίτερη κατηγορία των Σύνθετων Υλικών είναι τα Πολύστρωτα ή Στρωματικά Σύνθετα Υλικά (Laminated Composites) των οποίων τα υλικά της μήτρας και της ενίσχυσης λαμβάνουν την μορφή στρώσεων (Laminas/Ply). Κάθε στρώση αποτελείται από τη μήτρα και κάποιου είδους ίνας όπως αναφέρθηκε παραπάνω. Ως αποτέλεσμα αυτής της διαμόρφωσης προκύπτει η δημιουργία υλικών με πολύ καλές ιδιότητες όπως δυσκαμψία, αντοχή, αντίσταση σε διάβρωση, θερμότητα κ.α.



Εικόνα 3.2: Διαμόρφωση Στρωματικού Σύνθετου Υλικού



Εικόνα 3.3: Κατηγοριοποίηση Σύνθετων Υλικών

3.4 Υπόβαθρο Ανάλυσης

3.4.1 Συμπεριφορά Σύνθετων Υλικών

Ανάλογα με την μηχανική συμπεριφορά, κάθε υλικό ταξινομείται σε μία από τις ακόλουθες κατηγορίες:

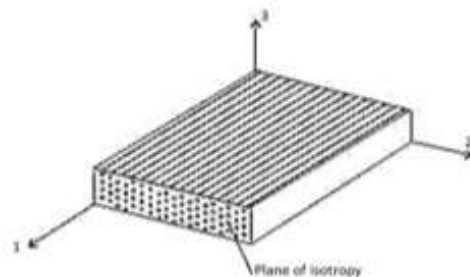
Ισότροπο Υλικό (Isotropic): Κάθε υλικό που ανήκει σε αυτή την κατηγορία έχει άπειρα επίπεδα συμμετρίας. Οι ανεξάρτητες ελαστικές σταθερές είναι δύο (2) ενώ δεν παρατηρείται σύζευξη μεταξύ ορθών και διαμηθικών παραμορφώσεων.

Εγκαρσίως Ισότροπο Υλικό (Transversely Isotropic): Κάθε υλικό που ανήκει σε αυτή την κατηγορία έχει τρία (3) επίπεδα συμμετρίας και πέντε (5) ανεξάρτητες ελαστικές. Επίσης, δεν υπάρχει σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων.

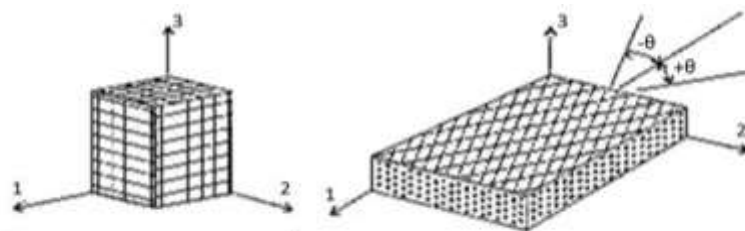
Ορθότροπο Υλικό (Orthotropic): Τα ορθότροπα υλικά εμφανίζουν ομοίως τρία (3) επίπεδα συμμετρίας. Εντούτοις, έχουν εννέα (9) ανεξάρτητες ελαστικές σταθερές δίχως να υπάρχει σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων.

Μονότροπο Υλικό (Monotropic): Τα υλικά που ανήκουν σε αυτή την κατηγορία εμφανίζουν ένα (1) επίπεδο συμμετρίας και δεκατρείς (13) ανεξάρτητες ελαστικές σταθερές. Επιπλέον, εμφανίζεται σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων.

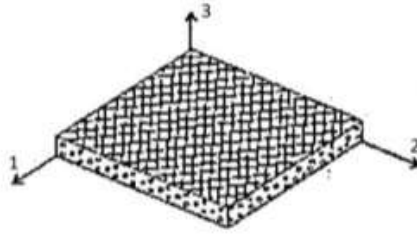
Ανισότροπο Υλικό (Anisotropic): Τα ανισότροπα υλικά δεν εμφανίζουν επίπεδο συμμετρίας. Έχουν είκοσι μία (21) ανεξάρτητες ελαστικές σταθερές και εμφανίζουν σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων.



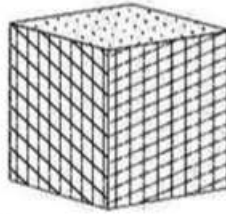
Εικόνα 3.4: Εγκαρσίως Ισότροπο Υλικό



Εικόνα 3.5: Ορθότροπο Υλικό



Εικόνα 3.6: Μονότροπο Υλικό



Εικόνα 3.7: Γενικώς Ανισότροπο Υλικό

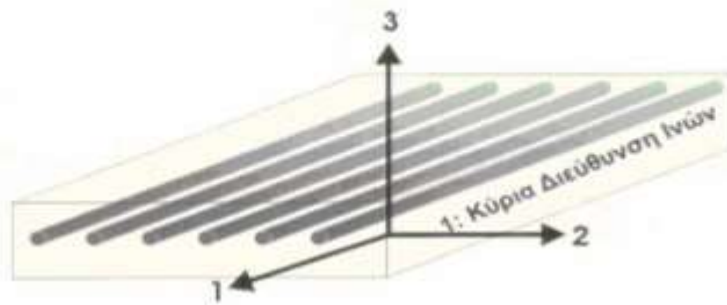
3.4.2 Μηχανικές Ιδιότητες Υλικών

Κάθε υλικό έχει χαρακτηριστικά τα οποία το κάνουν να διαφέρει σε σχέση με τα υπόλοιπα. Μια σημαντική ειδοποιός διαφορά είναι οι μηχανικές τους ιδιότητες. Αυτές είναι:

- το μέτρο ελαστικότητας ή μέτρο του Young (E), το οποίο σχετίζει τις ορθές τάσεις που δέχεται με τις παραμορφώσεις που παρατηρούνται
- ο λόγος Poisson (ν), που σχετίζει τις παραμορφώσεις δύο κάθετων διευθύνσεων
- το μέτρο διάτμησης (G), που σχετίζει τις διατμητικές τάσεις με τις διατμητικές παραμορφώσεις του υλικού που μελετάται

Αναφέρεται ότι οι μηχανικές ιδιότητες του σύνθετου υλικού καθορίζονται από τις ιδιότητες των υλικών που το απαρτίζουν. Επιπλέον, επισημαίνεται ότι

είναι μικρότερες από εκείνες των διακριτών υλικών. Ο υπολογισμός τους, προκύπτει με τις ακόλουθες σχέσεις:



Εικόνα 3.8: Σύστημα Αξόνων Σύνθετου Υλικού

Θεωρούμε ότι ασκείται δύναμη F κατά τον άξονα διεύθυνσης 1. Η δύναμη αυτή θα καταμεριστεί στον οπλισμό (f) και στην μήτρα (m) ενώ τόσο η μήτρα όσο και ο οπλισμός θα εμφανίσουν την ίδια παραμόρφωση (ε). Συνεπώς,

$$F = F_f + F_m$$

$$\sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m$$

$$\varepsilon E_1 A_1 = \varepsilon E_f A_f + \varepsilon E_m A_m$$

$$E_1 = E_f \frac{A_f}{A} + E_m \frac{A_m}{A}$$

$$E_1 = E_f u_f + E_m u_m \quad (3.1)$$

Όπου u_f και u_m είναι ο λόγος μάζας του οπλισμού και της μήτρας αντίστοιχα ως προς τον συνολικό όγκο.

Θεωρώντας τώρα ότι ασκείται δύναμη F_2 κάθετα στην διεύθυνση των ινών, έστω κατά τον άξονα 2, η συνολική μετατόπιση ουσιαστικά θα προκύπτει από το άθροισμα της μετατόπισης της ίνας και της μήτρας οι οποίες δέχονται την ίδια δύναμη F . Συνεπώς,

$$\Delta l_2 = \Delta l_f + \Delta l_m$$

$$E_2 L_2 = E_f L_f + E_m L_m$$

$$E_2 (L_f + L_m) = E_f L_f + E_m L_m \quad (3.2)$$

Επιπλέον,

$$F_2 = F_f = F_m$$

$$\sigma_2 A_2 = \sigma_f A_f = \sigma_m A_m$$

$$\sigma_2 = \sigma_f = \sigma_m$$

$$\varepsilon_2 E_2 = \varepsilon_f E_f = \varepsilon_m E_m \quad (3.3)$$

Με κατάλληλο συνδυασμό των σχέσεων (3.2) και (3.3) έχουμε,

$$E_2 \left(\frac{L_1}{E_f (L_1 + L_2)} + \frac{L_2}{E_m (L_1 + L_2)} \right) = \frac{L_1 + L_2}{L_1 + L_2}$$

$$E_2 \left(\frac{u_f}{E_f} + \frac{u_m}{E_m} \right) = 1$$

$$\left(\frac{u_f}{E_f} + \frac{u_m}{E_m} \right) = \frac{1}{E_2} \quad (3.4)$$

Αξίζει να σημειωθεί ότι, η σχέση (3.1) είναι αρκετά ακριβής, σε αντίθεση με την (3.4) που εμφανίζει μικρότερη προσέγγιση. Αντίστοιχες σχέσεις εξαγονται και για τον λόγο Poisson (ν) καθώς και για το μέτρο διάτμησης G .

Τέλος, αναφερόμενοι στα πολύστρωτα υλικά, αυτά είναι συνήθως ορθότροπα. Ως εκ τούτου, ισχύουν αυτά που αναφέρθηκαν στην παράγραφο 3.4.1, δηλαδή, έχουν τρία (3) επίπεδα συμμετρίας, και κάθε διεύθυνση απαιτεί τρία (3) μεγέθη για να προσδιορισθεί. Επισημαίνεται, επίσης, ότι το μέτρο διάτμησης G είναι ανεξάρτητο από τα μεγέθη E και ν .

3.5 Μέθοδοι Ανάλυσης Στρώσεων

3.5.1 Εισαγωγικά

Στην παράγραφο αυτή, θα αναλυθούν οι στρώσεις των οποίων οι ίνες είναι ενιαίου προσανατολισμού. Γενικώς, τα πεδία που ενδιαφέρουν την μηχανική του παραμορφώσιμου στερεού είναι τα κάτωθι:

- Πεδίο Δυνάμεων $\{f\}$
- Πεδίο Τάσεων $\{\sigma\}$
- Πεδίο Παραμορφώσεων $\{\varepsilon\}$
- Πεδίο Μετατοπίσεων $\{u\}$

Τα πεδία αυτά παρουσιάζουν συνάφεια μεταξύ τους. Δηλαδή, ένα πεδίο εξωτερικών δυνάμεων f , δημιουργεί εσωτερικές τάσεις σ στο σώμα που ασκούνται, με αποτέλεσμα την εμφάνιση παραμορφώσεων που παρατηρούνται μέσω των μετατοπίσεων u .

Η σύνδεση των πεδίων γίνεται με την χρήση διάφορων σχέσεων. Έτσι, η σύνδεση των τάσεων και των δυνάμεων γίνεται με τις εξισώσεις ισορροπίας (3.5), ενώ οι τάσεις συνδέονται με τις παραμορφώσεις μέσω των νόμων ελαστικότητας (3.6). Επιπρόσθετα, οι παραμορφώσεις και οι μετατοπίσεις συνδέονται με τις εξισώσεις συμβιβαστού και των κινηματικών σχέσεων (3.7). Οι σχέσεις που αναφέρονται καθώς και μια γραφική απεικόνιση της αλληλεξάρτησης των πεδίων παρατίθενται στην συνέχεια.

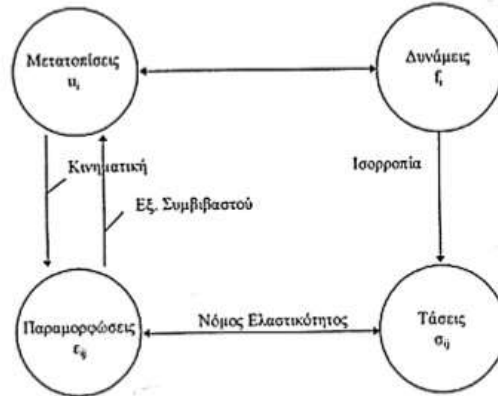
$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + f_i = 0 \quad (3.5)$$

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \cdot \varepsilon_{kl} \quad (3.6)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \cdot \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right] \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{ij}}{\partial x_k \partial x_l} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{kl}}{\partial x_i \partial x_j} = \frac{\partial^2 \varepsilon_{ik}}{\partial x_j \partial x_l} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{jl}}{\partial x_i \partial x_k} \quad (3.8)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \quad (3.9)$$



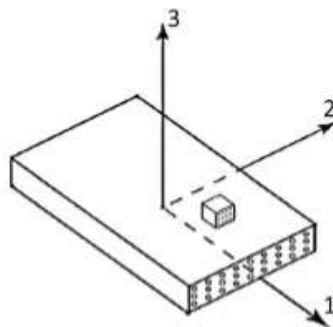
Εικόνα 3.9: Τα πεδία της Μηχανικής

Όπως έχει αναφερθεί, τα σύνθετα υλικά με ίνες ενιαίου προσανατολισμού εμφανίζουν ορθότροπη συμπεριφορά. Προκειμένου να αξιοποιηθεί αυτή η ιδιότητα, επιλέγονται ως κύριοι άξονες εκείνοι που βρίσκονται επάνω στα επίπεδα συμμετρίας. Πιο συγκεκριμένα,

Άξονας 1: Άξονας κατά την διεύθυνση των ινών

Άξονας 2: Άξονας στο επίπεδο της στρώσης και κάθετα στις ίνες

Άξονας 3: Άξονας κάθετος στην στρώση και συγχρόνως κάθετος στις ίνες



Εικόνα 3.10: Σύστημα Αξόνων Σύνθετου Υλικού με προσανατολισμένες ίνες

Στην συνέχεια, θα αναπτυχθούν εκτενέστερα τα ακόλουθα εδάφια:

- Σχέση Τάσεων-Παραμορφώσεων
- Μετασχηματισμό Τάσεων- Παραμορφώσεων
- Μετασχηματισμό Όρων Δυσκαμψίας-Ευκαμψίας
- Μετασχηματισμό Μηχανικών Ιδιοτήτων
- Κριτήρια Αστοχίας

Απώτερος στόχος, είναι να αναλύσουμε τα σύνθετα υλικά που προκύπτουν με συνδυασμό πολλών στρώσεων καθώς και η συμπεριφορά τους κατά την περίπτωση του λυγισμού.

3.5.2 Σχέση Τάσεων-Παραμορφώσεων

Σύμφωνα με την θεωρία που αφορά ένα γραμμικά ελαστικό υλικό, η σχέση τάσεων-παραμορφώσεων λαμβάνει την μορφή:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{21} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1131} & C_{1112} & C_{1132} & C_{1113} & C_{1121} \\ C_{2211} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2231} & C_{2212} & C_{2232} & C_{2213} & C_{2221} \\ C_{3311} & C_{3322} & C_{3333} & C_{3323} & C_{3331} & C_{3312} & C_{3332} & C_{3313} & C_{3321} \\ C_{2311} & C_{2322} & C_{2333} & C_{2323} & C_{2331} & C_{2312} & C_{2332} & C_{2313} & C_{2321} \\ C_{3111} & C_{3122} & C_{3133} & C_{3123} & C_{3131} & C_{3112} & C_{3132} & C_{3113} & C_{3121} \\ C_{1211} & C_{1222} & C_{1233} & C_{1223} & C_{1231} & C_{1212} & C_{1232} & C_{1213} & C_{1221} \\ C_{3211} & C_{3222} & C_{3233} & C_{3223} & C_{3231} & C_{3212} & C_{3232} & C_{3213} & C_{3221} \\ C_{1311} & C_{1322} & C_{1333} & C_{1323} & C_{1331} & C_{1312} & C_{1332} & C_{1313} & C_{1321} \\ C_{2111} & C_{2122} & C_{2133} & C_{2123} & C_{2131} & C_{2112} & C_{2132} & C_{2113} & C_{2121} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

Η παραπάνω σχέση συνοψίζεται με την μορφή δεικτών ως ακολούθως:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{ij} \quad (3.11)$$

Όταν ισχύει για τις τάσεις σ_{ij} ($i = j$) τότε οι τάσεις ονομάζονται ορθές ενώ οι υπόλοιπες για τις οποίες ($i \neq j$) ονομάζονται διατμητικές. Το ίδιο ισχύει και για τις παραμορφώσεις ε_{ij} . Αξίζει να σημειωθεί ότι, οι διανυσματικές παραμορφώσεις ε_{ij} διαφέρουν από τις μηχανικές παραμορφώσεις γ_{ij} . Η ειδοποιός διαφορά τους είναι ότι ενώ οι μηχανικές παραμορφώσεις γ_{ij}

αφορούν την συνολική μεταβολή της γωνίας των γραμμών που αρχικά ταυτίζονταν με τους άξονες x_i και x_j , οι διανυσματικές φορούν κάθε μεταβολή ξεχωριστά. Συνεπώς, ισχύει $\gamma_{ij} = 2 \cdot \varepsilon_{ij}$.

Σε ότι αφορά το μητρώο C_{ijkl} , κάθε στοιχείο του αποτελεί μία ελαστική σταθερά του υλικού. Οι δύο πρώτοι δείκτες αφορούν τις τάσεις ενώ οι υπόλοιποι δύο τις παραμορφώσεις. Η σχέση (3.10), κατά την οποία το μητρώο $[C]$ έχει ογδόντα ένα (81) στοιχεία αποτελεί τον Γενικευμένο Νόμο του Hooke και διέπει τα γενικώς ανισότροπα υλικά. Εντούτοις, χρησιμοποιώντας την κλασσική θεωρία της μηχανικής κατά την οποία τόσο οι τάσεις όσο και οι παραμορφώσεις είναι συμμετρικές, ενώ συγχρόνως οι ελαστικές σταθερές θα πρέπει να είναι συμμετρικές όσον αφορά τους δύο πρώτους δείκτες καθώς και ως προς τους δύο τελευταίους, προκύπτει,

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ji} \text{ και } \varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ji} \quad (3.12)$$

$$C_{ijkl} = C_{jikl} \text{ και } C_{ijkl} = C_{ijlk} \quad (3.13)$$

Συνέπεια αυτών των θεωρήσεων είναι η αποκαλούμενη συνεπτυγμένη σύμβαση, δηλαδή, η μείωση των συνιστωσών τάσεων και παραμορφώσεων σε έξι (6) και των ελαστικών σταθερών σε τριάντα έξι (36). Αναπτύσσοντας περισσότερο την σύμβαση αυτή προκύπτει,

$$\sigma_{11} = \sigma_1, \sigma_{22} = \sigma_2, \sigma_{33} = \sigma_3, \sigma_{23} = \sigma_{32} = \tau_4, \sigma_{13} = \sigma_{31} = \tau_5, \sigma_{12} = \sigma_{21} = \tau_6 \quad (3.14)$$

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_1, \varepsilon_{22} = \varepsilon_2, \varepsilon_{33} = \varepsilon_3, 2\varepsilon_{23} = 2\varepsilon_{32} = \gamma_4, 2\varepsilon_{13} = 2\varepsilon_{31} = \gamma_5, 2\varepsilon_{12} = 2\varepsilon_{21} = \gamma_6 \quad (3.15)$$

Ξαναγράφοντας τον νόμο του Hooke καταλήγουμε πλέον,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix}$$

Με την χρήση των δεικτών προκύπτει,

$$\sigma_i = C_{ij} \cdot \varepsilon_j \text{ όπου } i,j=1,2,3,4,5,6 \text{ ή} \quad (3.16)$$

$$\{\sigma\} = [C] \cdot \{\varepsilon\} \quad (3.17)$$

Η παραπάνω σχέση είναι δυνατό να λυθεί ως προς τις παραμορφώσεις,

$$\varepsilon_i = S_{ij} \cdot \sigma_j \text{ όπου } i,j=1,2,3,4,5,6 \text{ ή} \quad (3.18)$$

$$\{\varepsilon\} = [S] \cdot \{\sigma\} \quad (3.19)$$

Όπου [S] είναι το μητρώο ευκαμψίας του υλικού και ορίζεται ως το αντίστροφο του μητρώου ελαστικών σταθερών $[S]=[C]^{-1}$. Μέσω της ενέργειας παραμόρφωσης, αποδεικνύεται ότι τα μητρώα αυτά είναι συμμετρικά. Συνεπώς,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix}$$

Μέχρι αυτό το σημείο, οι σχέσεις που παρουσιάστηκαν δεν λαμβάνουν υπόψη τους κανένα από τα χαρακτηριστικά που ενδέχεται να έχει ένα υλικό. Όπως έχει αναφερθεί, τα σύνθετα υλικά με συνεχείς ίνες ενιαίας κατεύθυνσης συμπεριφέρονται ως ορθότροπα υλικά. Με βάση τα χαρακτηριστικά που διέπουν αυτή την κατηγορία υλικών, δηλαδή την ύπαρξη τριών (3) επιπέδων συμμετρίας με εννέα (9) ανεξάρτητες ελαστικές σταθερές και χωρίς να υπάρχει σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων έχουμε,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.20)$$

Ή

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} \quad (3.21)$$

Πιο συγκεκριμένα, κατά την περίπτωση μίας στρώσης σύνθετου υλικού, θεωρούμε ότι βρίσκετε σε επίπεδη εντατική κατάσταση. Αυτό σημαίνει ότι,

$$\sigma_3 = \tau_4 = \tau_5 = \gamma_4 = \gamma_5 = 0$$

$$\sigma_1 = C_{11}\varepsilon_1 + C_{12}\varepsilon_2 + C_{13}\varepsilon_3$$

$$\sigma_2 = C_{12}\varepsilon_1 + C_{22}\varepsilon_2 + C_{23}\varepsilon_3$$

$$0 = C_{13}\varepsilon_1 + C_{23}\varepsilon_2 + C_{33}\varepsilon_3$$

$$\tau_6 = C_{66}\gamma_6$$

Εν συνεχεία, λύνοντας ως προς ε_3 έχουμε,

$$\sigma_1 = \left(C_{11} - \frac{C_{13}C_{13}}{C_{33}} \right) \varepsilon_1 + \left(C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right) \varepsilon_2$$

Θέτοντας

$$Q_{11} = \left(C_{11} - \frac{C_{13}C_{13}}{C_{33}} \right) \text{ και } Q_{12} = \left(C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} \right)$$

Έχουμε,

$$\sigma_1 = Q_{11}\varepsilon_1 + Q_{12}\varepsilon_2$$

Ομοίως, για την ορθή τάση σ_2 ,

$$\sigma_2 = \left(C_{12} - \frac{C_{23}C_{13}}{C_{33}} \right) \varepsilon_1 + \left(C_{22} - \frac{C_{23}C_{23}}{C_{33}} \right) \varepsilon_2$$

Θέτοντας

$$Q_{12} = \left(C_{12} - \frac{C_{23}C_{13}}{C_{33}} \right) \text{ και } Q_{22} = \left(C_{22} - \frac{C_{23}C_{23}}{C_{33}} \right)$$

Έχουμε,

$$\sigma_2 = Q_{12}\varepsilon_1 + Q_{22}\varepsilon_2$$

Επιπλέον,

$$Q_{66} = C_{66}$$

Συνεπώς, καταλήγουμε σε μια πιο συμπυκνόμενη μορφή,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.22)$$

Ή

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} \quad (3.23)$$

3.5.3 Προσδιορισμός των Μαθηματικών Σταθερών S_{ij}

Επόμενο βήμα είναι ο προσδιορισμός των μαθηματικών σταθερών S_{ij} που καταλήξαμε, ως προς τις μηχανικές σταθερές που προσδιορίζουν το υλικό. Οι μηχανικές σταθερές, όπως έχει αναφερθεί είναι το μέτρο ελαστικότητας E , ο λόγος Poisson ν καθώς και το μέτρο διάτμησης G . Στο σημείο αυτό, θα προσδιοριστούν οι μηχανικές σταθερές οι οποίες διέπουν ένα ορθότροπο υλικό ακολουθώντας την παρακάτω διαδικασία

- Εφαρμόζεται ορθή τάση σ_1 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_2 = \sigma_3 = \tau_4 = \tau_5 = \tau_6 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} \quad (3.24)$$

$$\varepsilon_2 = -\nu_{12}\varepsilon_1 = -\frac{\nu_{12}}{E_1}\sigma_1$$

$$\varepsilon_3 = -\nu_{13}\varepsilon_1 = -\frac{\nu_{13}}{E_1}\sigma_1$$

$$\gamma_{12} = \gamma_{23} = \gamma_{31} = 0$$

- Εφαρμόζεται ορθή τάση σ_2 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_1 = \sigma_3 = \tau_4 = \tau_5 = \tau_6 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\varepsilon_1 = -\nu_{21}\varepsilon_2 = -\frac{\nu_{21}}{E_2}\sigma_2$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} \quad (3.25)$$

$$\varepsilon_3 = -\nu_{23}\varepsilon_2 = -\frac{\nu_{23}}{E_2}\sigma_2$$

$$\gamma_{12} = \gamma_{23} = \gamma_{31} = 0$$

- Εφαρμόζεται ορθή τάση σ_3 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_1 = \sigma_2 = \tau_4 = \tau_5 = \tau_6 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\varepsilon_1 = -\nu_{31}\varepsilon_3 = -\frac{\nu_{31}}{E_3}\sigma_3$$

$$\varepsilon_2 = -\nu_{32}\varepsilon_3 = -\frac{\nu_{32}}{E_3}\sigma_3$$

$$\varepsilon_3 = \frac{\sigma_3}{E_3} \quad (3.26)$$

$$\gamma_{12} = \gamma_{23} = \gamma_{31} = 0$$

- Εφαρμόζεται διατμητική τάση στο επίπεδο 2-3 τ_4 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3 = \tau_5 = \tau_6 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\gamma_4 = \frac{\tau_4}{G_{23}} \quad (3.27)$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = \gamma_5 = \gamma_6 = 0$$

- Εφαρμόζεται διατμητική τάση στο επίπεδο 1-3 τ_5 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3 = \tau_4 = \tau_6 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\gamma_5 = \frac{\tau_5}{G_{13}} \quad (3.28)$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = \gamma_4 = \gamma_6 = 0$$

- Εφαρμόζεται διατμητική τάση στο επίπεδο 1-2 τ_6 ενώ διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3 = \tau_4 = \tau_5 = 0$. Έτσι, προκύπτει:

$$\gamma_6 = \frac{\tau_6}{G_{12}} \quad (3.29)$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = \gamma_4 = \gamma_5 = 0$$

Έτσι από τις σχέσεις (3.21), (3.24), (3.25), (3.26), (3.27), (3.28) και (3.29) καταλήγουμε,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} \quad (3.30)$$

Όπως διατυπώθηκε, τα μητρώα ελαστικών σταθερών [C] και ευκαμψίας [S] είναι συμμετρικά. Συνεπώς, θα ισχύει

$$\nu_{ij}E_j = \nu_{ji}E_i$$

Λαμβάνοντας υπόψη, στο σημείο αυτό, την περίπτωση μιας λεπτής στρώσης που αποτελείται από ορθότροπο υλικό και βρίσκεται σε επίπεδη εντατική κατάσταση, χρησιμοποιώντας τις σχέσεις (3.23),

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix}$$

Και αντικαθιστώντας τις (3.24), (3.25) και (3.29) προκύπτει,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} \quad (3.31)$$

Παρατηρείται ότι, ο αριθμός των ανεξάρτητων ελαστικών σταθερών περιορίζεται πλέον σε τέσσερις (4). Αντιστρέφοντας την παραπάνω σχέση έχουμε,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \frac{1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \begin{bmatrix} E_1 & \nu_{21}E_1 & 0 \\ \nu_{12}E_2 & E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1-\nu_{12}\nu_{21})G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.32)$$

Ορίζοντας,

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{12} = \frac{\nu_{21}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} = Q_{12} \quad Q_{66} = G_{12}$$

Καταλήγουμε,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.33)$$

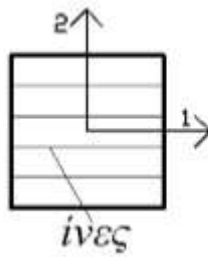
3.5.4 Μετασχηματισμός Τάσεων-Παραμορφώσεων

Μέχρι στιγμής, ορίστηκε η σχέση τάσεων-παραμορφώσεων έχοντας το ακόλουθο σύστημα αξόνων:

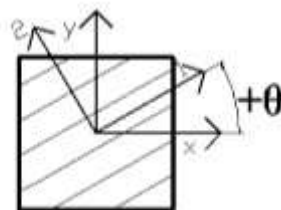
Άξονας 1: Διέρχεται κατά μήκος των ινών

Άξονας 2: Βρίσκεται πάνω στο επίπεδο της στρώσης και είναι κάθετος ως προς τις ίνες

Στο σημείο αυτό θα οριστεί η σχέση που συνδέει τις τάσεις με τις παραμορφώσεις όταν έχουμε ένα διαφορετικό σύστημα αξόνων x - y το οποίο σχηματίζει γωνία θ ως προς το αρχικό σύστημα που ορίστηκε.



Εικόνα 3.11: Σύστημα αξόνων προσανατολισμένο με τις ίνες



Εικόνα 3.12: Ίνες στραμμένες ως προς το σύστημα αξόνων

Η διαδικασία αυτή, μπορεί να διαχωριστεί σε επιμέρους βήματα. Αρχικά, ορίζεται το μητρώο μετασχηματισμού $[T]$. Έπειτα, μετασχηματίζονται ξεχωριστά τόσο οι τάσεις όσο και οι παραμορφώσεις και εν συνεχεία βρίσκουμε την σχέση που τις ενώνει ως προς το νέο σύστημα αξόνων.

3.5.4.1 Μετασχηματισμός Τάσεων

Το μητρώο μετασχηματισμού των τάσεων $[T_\sigma]$ από το στραμμένο σύστημα x-y στο κύριο σύστημα 1-2 ορίζεται ως εξής,

$$[T_\sigma] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

Όπου $c=\cos\theta$, $s=\sin\theta$ και θ η γωνία μετασχηματισμού. Έτσι, οι τάσεις του συστήματος x-y ως προς το κύριο σύστημα 1-2 ορίζονται πλέον ως εξής,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.35)$$

Εάν θέλουμε να ακολουθήσουμε την αντίστροφη διαδικασία, δηλαδή, να μετασχηματίσουμε τις τάσεις του συστήματος 1-2 ως προς το x-y αρκεί να βρούμε το αντίστροφο μητρώο $[T_\sigma]$ ή να θέσουμε αρνητική την γωνία στροφής θ .

3.5.4.2 Μετασχηματισμός Παραμορφώσεων

Κατά αντίστοιχο τρόπο, για να μετασχηματίσουμε τις παραμορφώσεις ϵ , αρχικά ορίζουμε το μητρώο μετασχηματισμού $[T_\epsilon]$,

$$[T_\epsilon] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & cs \\ s^2 & c^2 & -cs \\ -2cs & 2cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Έτσι, οι παραμορφώσεις του συστήματος x-y ως προς το κύριο σύστημα 1-2 ορίζονται πλέον ως εξής,

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & cs \\ s^2 & c^2 & -cs \\ -2cs & 2cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.37)$$

Ομοίως, εάν θέλουμε να ακολουθήσουμε την αντίστροφη διαδικασία αρκεί να εφαρμόσουμε την διαδικασία που αναφέρθηκε παραπάνω.

3.5.4.3 Μετασχηματισμός Όρων Δυσκαμψίας Q_{ij}

Όπως είναι προφανές, το μητρώο δυσκαμψίας ως προς το νέο σύστημα $x-y$ θα είναι διαφορετικό σε σχέση με το εκείνο του 1-2. Για την εύρεσή του ακολουθούμε την ακόλουθη διαδικασία,

Σύμφωνα με τις σχέσεις (3.35) και (3.37),

$$\{\sigma\}_{1-2} = [T_\sigma]\{\sigma\}_{x-y}$$

$$\{\varepsilon\}_{1-2} = [T_\varepsilon]\{\varepsilon\}_{x-y}$$

Όμως,

$$\{\sigma\}_{1-2} = [Q]_{1-2}\{\varepsilon\}_{1-2}$$

Με βάση τα παραπάνω,

$$[T_\sigma]\{\sigma\}_{x-y} = [Q]_{1-2}[T_\varepsilon]\{\varepsilon\}_{x-y}$$

$$\{\sigma\}_{x-y} = [T_\sigma]^{-1}[Q]_{1-2}[T_\varepsilon]\{\varepsilon\}_{x-y}$$

Επομένως,

$$[Q]_{x-y} = [T_\sigma]^{-1}[Q]_{1-2}[T_\varepsilon] \quad (3.38)$$

Αναπτύσσοντας, την σχέση (3.38) καταλήγουμε,

$$\begin{bmatrix} Q_{xx} \\ Q_{yy} \\ Q_{xy} \\ Q_{ss} \\ Q_{xs} \\ Q_{ys} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c^4 & s^4 & 2c^2s^2 & 4c^2s^2 \\ s^4 & c^4 & 2c^2s^2 & 4c^2s^2 \\ c^2s^2 & c^2s^2 & c^4 + s^4 & -4c^2s^2 \\ c^2s^2 & c^2s^2 & -2c^2s^2 & (c^2 - s^2)^2 \\ c^3s & -cs^3 & cs^3 - c^3s & 2(cs^3 - c^3s) \\ cs^3 & -c^3s & c^3s - cs^3 & 2(c^3s - cs^3) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} Q_{11} \\ Q_{22} \\ Q_{12} \\ Q_{66} \end{Bmatrix}$$

Αξίζει να σημειωθεί ότι ενώ στο σύστημα 1-2 οι όροι Q_{16} και Q_{26} είναι μηδενικοί εντούτοις δεν συμβαίνει το ίδιο με τους αντίστοιχους όρους στο νέο σύστημα που ορίστηκε.

3.5.4.4 Μετασχηματισμός Όρων Ευκαμψίας S_{ij}

Ακολουθώντας παρόμοια διαδικασία όπως προηγουμένως, έχουμε

$$\{\sigma\}_{1-2} = [T_\sigma]\{\sigma\}_{x-y}$$

$$\{\varepsilon\}_{1-2} = [T_\varepsilon]\{\varepsilon\}_{x-y}$$

Όμως,
$$\{\varepsilon\}_{1-2} = [S]_{1-2}\{\sigma\}_{1-2}$$

Με βάση τα παραπάνω,

$$[T_\varepsilon]\{\varepsilon\}_{x-y} = [S]_{1-2}[T_\sigma]\{\sigma\}_{x-y}$$

$$\{\varepsilon\}_{x-y} = [T_\varepsilon]^{-1}[S]_{1-2}[T_\sigma]\{\sigma\}_{x-y}$$

Επομένως,

$$[S]_{x-y} = [T_\varepsilon]^{-1}[S]_{1-2}[T_\sigma] \quad (3.39)$$

Αναπτύσσοντας, την παραπάνω σχέση καταλήγουμε,

$$\begin{bmatrix} S_{xx} \\ S_{yy} \\ S_{xy} \\ S_{ss} \\ S_{xs} \\ S_{ys} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c^4 & s^4 & 2c^2s^2 & c^2s^2 \\ s^4 & c^4 & 2c^2s^2 & c^2s^2 \\ c^2s^2 & c^2s^2 & c^4 + s^4 & -c^2s^2 \\ 4c^2s^2 & 4c^2s^2 & -8c^2s^2 & (c^2 - s^2)^2 \\ 2c^3s & -2cs^3 & 2(cs^3 - c^3s) & cs^3 - c^3s \\ 2cs^3 & -2c^3s & 2(c^3s - cs^3) & c^3s - cs^3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_{11} \\ S_{22} \\ S_{12} \\ S_{66} \end{Bmatrix} \quad (3.40)$$

3.5.4.5 Μετασχηματισμός Μηχανικών Σταθερών Υλικού

Όπως είναι προφανές, εάν οι ίνες του υλικού σχηματίζουν γωνία ως προς τους άξονες που μελετάται, οι μηχανικές σταθερές αναμένεται να μεταβληθούν. Πειραματικά, ο προσδιορισμός τους γίνεται ως εξής:

- Εφαρμόζεται ορθή τάση σ_x και διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_y = \tau_s = 0$. Συνεπώς:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} \quad (3.41)$$

$$\nu_{xy} = -\frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} \rightarrow \varepsilon_y = -\nu_{xy}\varepsilon_x = -\nu_{xy}\frac{\sigma_x}{E_x} \quad (3.42)$$

$$n_{xs} = \frac{\gamma_s}{\varepsilon_x} \rightarrow \gamma_s = n_{xs}\varepsilon_x = n_{xs}\frac{\sigma_x}{E_x} \quad (3.43)$$

- Εφαρμόζεται ορθή τάση σ_y και διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_x = \tau_s = 0$. Συνεπώς:

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} \quad (3.44)$$

$$\nu_{yx} = -\frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_y} \rightarrow \varepsilon_x = -\nu_{yx}\varepsilon_y = -\nu_{yx}\frac{\sigma_y}{E_y} \quad (3.45)$$

$$n_{ys} = \frac{\gamma_s}{\varepsilon_y} \rightarrow \gamma_s = n_{ys}\varepsilon_y = n_{ys}\frac{\sigma_y}{E_y} \quad (3.46)$$

- Εφαρμόζεται καθαρή διάτμηση τ_s και διατηρούνται μηδενικές οι υπόλοιπες τάσεις $\sigma_x = \sigma_y = 0$. Συνεπώς:

$$\gamma_s = \frac{\tau_s}{G_{xy}} \quad (3.47)$$

$$n_{sx} = \frac{\varepsilon_x}{\gamma_s} \rightarrow \varepsilon_x = n_{sx}\gamma_s = n_{sx}\frac{\tau_s}{G_{xy}} \quad (3.48)$$

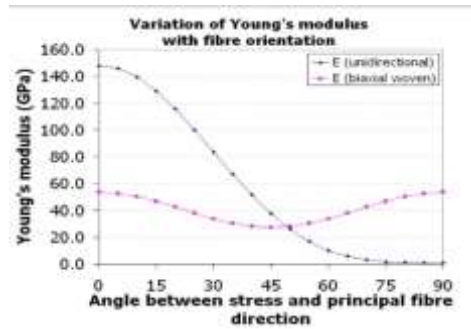
$$n_{sy} = \frac{\varepsilon_y}{\gamma_s} \rightarrow \varepsilon_y = n_{sy}\gamma_s = n_{sy}\frac{\tau_s}{G_{xy}} \quad (3.49)$$

Συγκεφαλαιώνοντας όλα τα ανωτέρω, έχουμε,

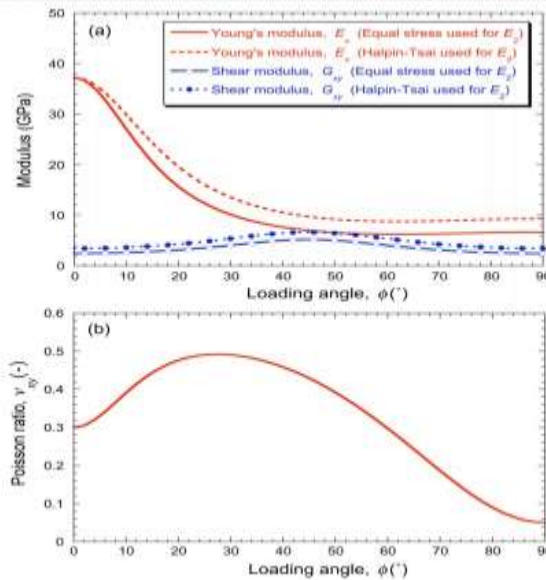
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & \frac{n_{sx}}{G_{xy}} \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & \frac{n_{sy}}{G_{xy}} \\ \frac{n_{xs}}{E_x} & \frac{n_{ys}}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_s \end{Bmatrix} \quad (3.50)$$

Αξίζει να σημειωθεί ότι, ο όρος n εκφράζει την σύζευξη μεταξύ ορθών και διατμητικών παραμορφώσεων. Με βάση όλα τα παραπάνω, παρατηρούμε ότι η αντοχή ενός σύνθετου υλικού μεταβάλλεται ανάλογα την γωνία που

σχηματίζουν οι ίνες με τους άξονες των ορθών τάσεων. Μια γραφική απεικόνιση παρουσιάζεται παρακάτω.



Εικόνα 3.13: Μεταβολή ελαστικής σταθεράς του Young (E) συναρτήσει της γωνίας των ινών



Εικόνα 3.14: Μεταβολή του Μέτρου Διάτμησης (G) και του λόγου Poisson (ν) συναρτήσει της γωνίας των ινών

3.6 Ανάλυση Διαστρωματώσεων

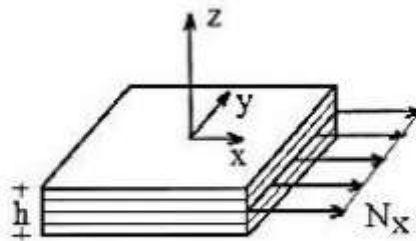
3.6.1 Εισαγωγικά

Στην προηγούμενη παράγραφο μελετήθηκε η μηχανική συμπεριφορά μιας στρώσης κάτι που αποτελεί θεμέλιο λίθο για την ανάλυση των σύνθετων υλικών. Ασφαλώς, μια στρώση από μόνη της δεν μπορεί να αποτελέσει κατασκευαστικό υλικό καθώς δεν μπορεί να φέρει όλα τα αναπτυσσόμενα

φορτία. Ο λόγος αυτός, οδήγησε στην δημιουργία των πολυστρωματικών υλικών ή διαστρωμάτωσης. Χαρακτηριστικό τους, είναι η σύνθεσή τους από επιμέρους στρώσεις, οι οποίες διαφέρουν ως προς το μητρώο (matrix), τον οπλισμό (fibers), την διεύθυνση των ινών, το πάχος κ.α. Εντούτοις, το πάχος είναι κατά πολύ μικρότερο σε σχέση με τις υπόλοιπες διαστάσεις. Εφόσον υπάρχει συμμετρία στην ανάπτυξη των στρώσεων, η στρώση συμμετρίας ονομάζεται μεσαία ή μέση. Στην συνέχεια, θα αναλύσουμε την συμπεριφορά μίας διαστρωμάτωσης που καταπονείται από αξονικές δυνάμεις, έπειτα από καμπτικές ροπές ενώ τέλος θα συνθέσουμε αυτές τις δύο μορφές καταπόνησης.

3.6.2 Καταπόνηση Διαστρωμάτωσης Από Αξονικές Δυνάμεις

Κατά την περίπτωση αυτή θεωρούμε ότι η διαστρωμάτωση καταπονείται από τις τάσεις $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ δηλαδή βρίσκεται σε επίπεδη εντατική κατάσταση. Λαμβάνοντας υπόψη ότι, οι μετατοπίσεις στο πολύστρωμα είναι συνεχείς και οι εγκάρσιες διαμηθικές παραμορφώσεις γ_{xz} και γ_{yz} είναι αμελητέες καταλήγουμε ότι επίπεδα που είναι κάθετα στη μεσαία επιφάνεια θα είναι κάθετα και μετά την καταπόνηση.



Εικόνα 3.15: Καταπόνηση πολυστρώματος από μεμβρανική δράση N_x

Έτσι, για τις μετατοπίσεις του άξονα x έχουμε,

$$\varepsilon_x(z) = \varepsilon_x(0)$$

Όπου $\varepsilon_x(0)$ η μετατόπιση της μεσαίας στρώσης ως προς τον άξονα x. Ομοίως, ορίζεται,

$$\varepsilon_y(z) = \varepsilon_y(0)$$

$$\gamma_{xy}(z) = \gamma_{xy}(0)$$

Εν συνεχεία, ορίζουμε τις μέσες τάσεις $\bar{\sigma}$ σε κάθε άξονα ως εξής,

$$\bar{\sigma}_x = \frac{1}{h} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz, \quad \bar{\sigma}_y = \frac{1}{h} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y dz, \quad \bar{\tau}_{xy} = \frac{1}{h} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \gamma_{xy} dz$$

Λαμβάνοντας υπόψη την σχέση (3.33), όπου $\{\sigma\} = [Q]\{\varepsilon\}$, αντικαθιστώντας έχουμε,

$$\bar{\sigma}_x = \frac{1}{h} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz = \frac{1}{h} \left[\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} \varepsilon_x + \bar{Q}_{12} \varepsilon_y + \bar{Q}_{16} \gamma_{xy} dz \right]$$

$$\bar{\sigma}_x = \frac{1}{h} \left[\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} \varepsilon_{11} dz + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{12} \varepsilon_y dz + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{16} \gamma_{xy} dz \right]$$

$$\bar{\sigma}_x = \frac{1}{h} [A_{11} \varepsilon_x + A_{12} \varepsilon_y + A_{16} \gamma_{xy}]$$

Επιπρόσθετα, ορίζοντας το γινόμενο $\bar{\sigma}_x h$ ως την μεμβρανική δράση N_x , δηλαδή, την αξονική δύναμη ανά μονάδα μήκους την οποία θεωρούμε ότι εφαρμόζεται στην μέση επιφάνεια, προκύπτει,

$$N_x = A_{11} \varepsilon_x + A_{12} \varepsilon_y + A_{16} \gamma_{xy}$$

Ακολουθώντας την ίδια διαδικασία για τις υπόλοιπες μεμβρανικές δυνάμεις, N_y και N_{xy} καταλήγουμε,

$$N_y = A_{12} \varepsilon_x + A_{22} \varepsilon_y + A_{26} \gamma_{xy}$$

$$N_{xy} = A_{61} \varepsilon_x + A_{62} \varepsilon_y + A_{66} \gamma_{xy}$$

Έτσι, καταλήγουμε σε μια σχέση τάσεων-παραμορφώσεων που έχει την μορφή

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.51)$$

Οι όροι $A_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \overline{Q}_{ij} dz$ ονομάζονται όροι μεμβρανικής δυσκαμψίας.

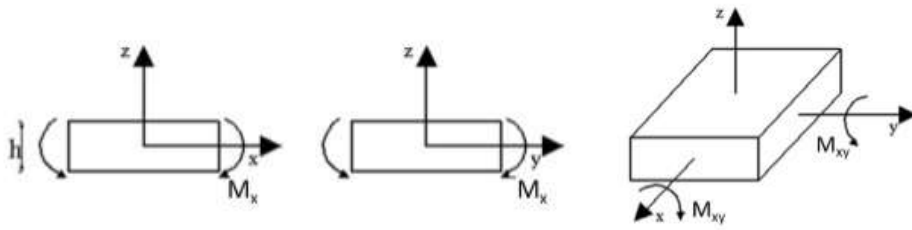
Αντιστρέφοντας την παραπάνω σχέση, έχουμε

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{26} \\ a_{61} & a_{62} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.52)$$

Όπου το μητρώο [a] ονομάζεται μητρώο μεμβρανικής ευκαμψίας.

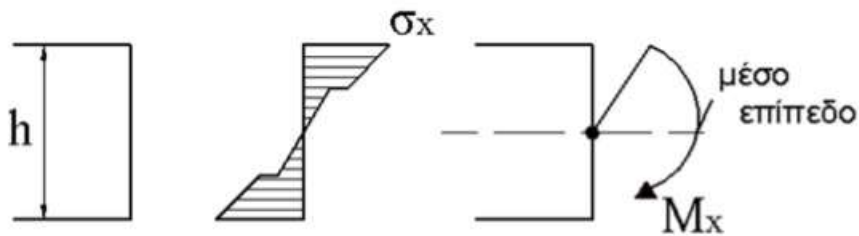
3.6.3 Καταπόνηση Στρωμάτωσης από Καμπτικές Ροπές

Προτού, προχωρήσουμε στην ανάλυση είναι αναγκαίο να αναφέρουμε τις διάφορες παραδοχές που θα λάβουμε υπόψη. Αρχικά, θεωρούμε ότι το σύστημα αξόνων μας είναι προσαρτημένο στην μέση επιφάνεια. Κάθε στρώση, συμπεριφέρεται ως ορθότροπο υλικό ενώ οι μετατοπίσεις είναι συνεχείς μέσα στο πολύστρωμα. Επιπρόσθετα, θεωρώντας ξανά ότι οι εγκάρσιες διατμητικές παραμορφώσεις γ_{xz} και γ_{yz} είναι αμελητέες καταλήγουμε ότι επίπεδα που είναι κάθετα στη μεσαία επιφάνεια θα είναι κάθετα και μετά την καταπόνηση. Εν συνεχεία, κρίνεται σκόπιμο να παρουσιαστεί η προσήμανση των καμπτικών ροπών



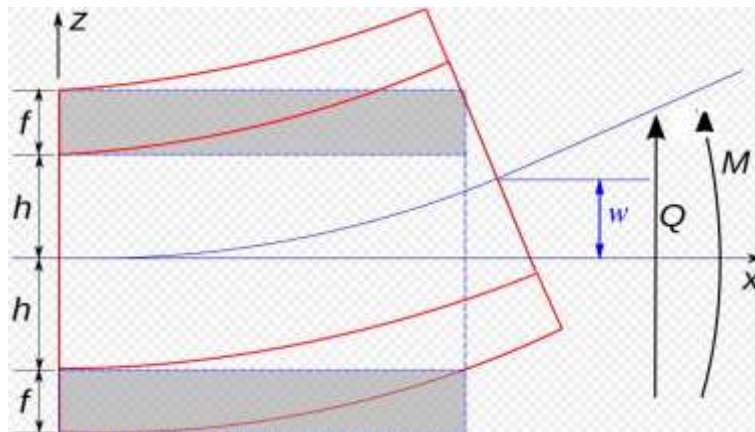
Εικόνα 3.16: Προσήμανση θετικών ροπών σε μια διαστρωμάτωση

Θεωρώντας την περίπτωση της καμπτικής ροπής M_x καθώς οι στρώσεις έχουν διαφορετικές μηχανικές σταθερές η διαμόρφωση των τάσεων θα έχει την ακόλουθη μορφή,



Εικόνα 3.17: Διαμόρφωση ορθών τάσεων σε μια διαστρωμάτωση

Παραμένοντας στην περίπτωση της καμπτικής ροπής M_x



Εικόνα 3.18: Συμπεριφορά διαστρωμάτωσης εξαιτίας καμπτικής ροπής

Ορίζουμε την στροφή κατά τον άξονα x ως $\alpha_x = \frac{dw}{dx}$. Επιπλέον, θα ισχύει από την Εικόνα 16 ότι $u = -\alpha_x z$. Έτσι για την παραμόρφωση ε θα έχουμε

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} z = k_x z \quad (3.53)$$

Ο όρος u εκφράζει την μετατόπιση κάθε σημείου ενώ ο όρος k_x την καμπυλότητα. Ομοίως, προκύπτει, $\varepsilon_y = k_y z$ και $\gamma_{xy} = k_{xy} z$.

Με βάση όσα αναφέραμε, αναπτύσσουμε τη ροπή M_x ως ακολούθως,

$$\begin{aligned} M_x &= \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x z dz \\ M_x &= \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\overline{Q}_{11} \varepsilon_x + \overline{Q}_{12} \varepsilon_y + \overline{Q}_{16} \gamma_{xy}) z dz \\ M_x &= \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\overline{Q}_{11} k_x + \overline{Q}_{12} k_y + \overline{Q}_{16} k_{xy}) z dz \\ M_x &= \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\overline{Q}_{11} k_x + \overline{Q}_{12} k_y + \overline{Q}_{16} k_{xy}) z^2 dz \\ M_x &= \left(\int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \overline{Q}_{11} z^2 dz \right) k_x + \left(\int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \overline{Q}_{12} z^2 dz \right) k_y + \left(\int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \overline{Q}_{16} z^2 dz \right) k_{xy} \\ M_x &= D_{11} k_x + D_{12} k_y + D_{16} k_{xy} \end{aligned} \quad (3.54)$$

Με ανάλογη διαδικασία, προκύπτει

$$M_y = D_{21} k_x + D_{22} k_y + D_{26} k_{xy} \quad (3.55)$$

$$M_{xy} = D_{61} k_x + D_{62} k_y + D_{66} k_{xy} \quad (3.56)$$

Έτσι, προκύπτει η σχέση που ενώνει τις καμπτικές ροπές με την καμπυλότητα,

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.57)$$

Το μητρώο [D] ονομάζεται μητρώο καμπτικής δυσκαμψίας. Επισημαίνεται ότι, εφόσον οι όροι $D_{12}=D_{21}$ και $D_{26}=D_{62}$ δεν είναι μηδενικοί, τότε πέρα από απλή κάμψη έχουμε και συστροφή. Αντιστρέφοντας τώρα την παραπάνω σχέση, προκύπτει,

$$\begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ d_{21} & d_{22} & d_{26} \\ d_{61} & d_{62} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix}$$

Όπου το μητρώο [d] ονομάζεται μητρώο καμπτικής ευκαμψίας.

3.6.4 Αξονική και Καμπτική Καταπόνηση

Έχοντας αναλύσει ξεχωριστά τις δύο μορφές καταπονήσεων και λαμβάνοντας υπόψη τις ίδιες παραδοχές όπως προηγουμένως, θα επιδιώξουμε να συνδυάσουμε τα δύο φαινόμενα. Αρχικά, οι μετατοπίσεις θα ορίζονται ως εξής,

$$u = u_0 - a_x z$$

$$v = v_0 - a_y z$$

Για τους άξονες x,y αντίστοιχα. Επομένως, οι μετατοπίσεις θα είναι

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{\partial a_x z}{\partial x} = \varepsilon_x^0 + k_x z \quad (3.58)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - \frac{\partial a_y z}{\partial y} = \varepsilon_y^0 + k_y z \quad (3.59)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} = \gamma_{xy}^0 + k_{xy} z \quad (3.60)$$

Αντικαθιστώντας τις σχέσεις (3.58),(3.59) και (3.60), στις σχέσεις των αξονικών δυνάμεων, θα έχουμε,

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\bar{Q}_{11}(\varepsilon_x^0 + k_x z) + \bar{Q}_{12}(\varepsilon_y^0 + k_y z) + \bar{Q}_{16}(\gamma_{xy}^0 + k_{xy} z)] dz =$$

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} dz \varepsilon_x^0 + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{12} dz \varepsilon_y^0 + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{16} dz \varepsilon_{xy}^0 + \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} z dz \right) k_x$$

$$+ \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{12} z dz \right) k_y + \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{16} z dz \right) k_{xy}$$

$$N_x = A_{11}\varepsilon_x^0 + A_{12}\varepsilon_y^0 + A_{16}\gamma_{xy}^0 + B_{11}k_x + B_{12}k_y + B_{16}k_{xy} \quad (3.61)$$

Ακολουθώντας την ίδια διαδικασία για N_y και N_{xy} παίρνουμε,

$$N_y = A_{21}\varepsilon_x^0 + A_{22}\varepsilon_y^0 + A_{26}\gamma_{xy}^0 + B_{21}k_x + B_{22}k_y + B_{26}k_{xy} \quad (3.62)$$

$$N_{xy} = A_{31}\varepsilon_x^0 + A_{32}\varepsilon_y^0 + A_{36}\gamma_{xy}^0 + B_{31}k_x + B_{32}k_y + B_{36}k_{xy} \quad (3.63)$$

Οπότε καταλήγουμε τελικά,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.64)$$

Όπου $A_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{ij} dz$ όπως έχει προαναφερθεί αποτελούν τους όρους δυσκαμψίας ενώ $B_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{ij} z dz$ αποτελούν τους όρους σύζευξης μεταξύ των δύο καταπονήσεων.

Εάν, αντικατασταθούν οι εξισώσεις των παραμορφώσεων στις εξισώσεις των καμπτικών ροπών, αρχικά από την M_x προκύπτει,

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\bar{Q}_{11}(\varepsilon_x^0 + k_x z) + \bar{Q}_{12}(\varepsilon_y^0 + k_y z) + \bar{Q}_{16}(\gamma_{xy}^0 + k_{xy} z)] z dz$$

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} z dz \varepsilon_x^0 + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{12} z dz \varepsilon_y^0 + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{16} z dz \varepsilon_{xy}^0 + \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{11} z^2 dz \right) k_x$$

$$+ \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{12} z^2 dz \right) k_y + \left(\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{16} z^2 dz \right) k_{xy}$$

$$M_x = B_{11}\varepsilon_x^0 + B_{12}\varepsilon_y^0 + B_{16}\varepsilon_{xy}^0 + D_{11}k_x + D_{12}k_y + D_{16}k_{xy}$$

Ομοίως,

$$M_y = B_{21}\varepsilon_x^0 + B_{22}\varepsilon_y^0 + B_{26}\varepsilon_{xy}^0 + D_{21}k_x + D_{22}k_y + D_{26}k_{xy}$$

$$M_{xy} = B_{31}\varepsilon_x^0 + B_{32}\varepsilon_y^0 + B_{36}\varepsilon_{xy}^0 + D_{31}k_x + D_{32}k_y + D_{36}k_{xy}$$

Δηλαδή,

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix}$$

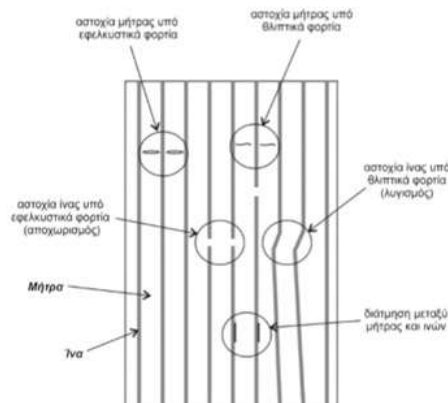
Οπότε συνθέτοντας ένα ενιαίο μητρώο καταλήγουμε,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.63)$$

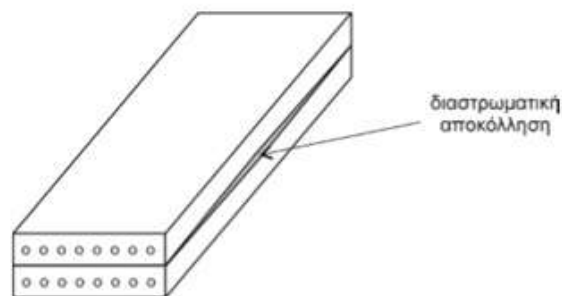
3.7 Κριτήρια Αστοχίας Σύνθετων Υλικών

3.7.1 Εισαγωγικά

Σε αντίθεση με τα μέταλλα, τα οποία αφενός έχουν διαφορετική μηχανική συμπεριφορά αφετέρου η αστοχία τους έρχεται έπειτα από την δημιουργία και διάδοση ρωγμών, στα σύνθετα υλικά ο ορισμός αστοχίας τους είναι πιο περίπλοκος. Σε μικρή κλίμακα ο μηχανισμός αστοχίας των σύνθετων υλικών είναι η αστοχία της μήτρας από εφελκυστικά και θλιπτικά φορτία καθώς η αστοχία των ινών από εφελκυστικά και θλιπτικά φορτία (λυγισμός ινών) και η διάτμηση μεταξύ ινών και μήτρας. Στο επίπεδο πολύστρωτης πλάκας, η αποκόλληση μεταξύ των στρώσεων είναι η πιο παρατηρούμενη αστοχία.



Εικόνα 3.19: Μηχανισμοί αστοχίας σε επίπεδο μιας στρώσης σύνθετου υλικού



Εικόνα 3.20: Μηχανισμός αστοχίας σε επίπεδο διαστρωμάτωσης

Η πολυπλοκότητα των μηχανισμών αστοχίας, έχει οδηγήσει στην ανάπτυξη διάφορων κριτηρίων αστοχίας. Στην παρούσα εργασία θα εφαρμοστούν τα κυριότερα από αυτά που αναφέρονται στην διεθνή βιβλιογραφία. Αρχικά, τα κριτήρια αστοχίας χωρίζονται σε δύο κατηγορίες με βάση την επίδραση που έχουν μεταξύ τους οι αναπτυσσόμενες τάσεις. Έτσι, διαμορφώνονται οι εξής κατηγορίες:

1. Κριτήρια Αστοχίας Δίχως Αλληλεπίδραση (Non Interactive Criteria)
2. Κριτήρια Αστοχίας Με Αλληλεπίδραση (Interactive Criteria)

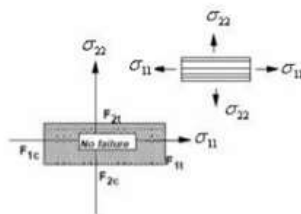
3.7.2 Κριτήρια Αστοχίας Δίχως Αλληλεπίδραση (Non Interactive Criteria)

Στην κατηγορία αυτή, η αναπτυσσόμενη τάση ή μετατόπιση συγκρίνεται με την αντοχή του υλικού ως προς την συγκεκριμένη κατεύθυνση. Σε αυτή την κατηγορία τα κυριότερα κριτήρια είναι:

1. Κριτήριο Μέγιστης Τάσης
2. Κριτήριο Μέγιστης Παραμόρφωσης

3.7.2.1 Κριτήριο Μέγιστης Τάσης

Σύμφωνα με το κριτήριο μέγιστης τάσης, η αστοχία εμφανίζεται όταν τουλάχιστον σε έναν από τους κύριους άξονες η αναπτυσσόμενη τάση υπερβαίνει το αντίστοιχο όριο αντοχής. Το κριτήριο μέγιστης τάσης μπορεί να εκφραστεί ως εξής,



Εικόνα 3.21: Απεικόνιση Κριτηρίου Μέγιστης Τάσης

Συνεπώς, η αστοχία εμφανίζεται όταν δεν ικανοποιείται μια από τις ακόλουθες σχέσεις

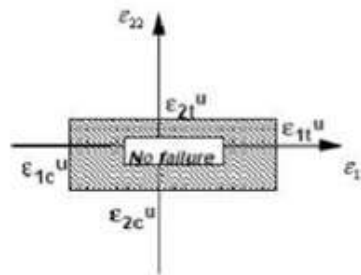
$$F_{1c} \leq \sigma_{11} \leq F_{1t}$$

$$F_{2c} \leq \sigma_{22} \leq F_{2t}$$

Ως αρνητικά χαρακτηριστικά αυτού το κριτηρίου, αναφέρεται ότι δεν έχει μικροσκοπική προσέγγιση που είναι σημαντική στα σύνθετα υλικά. Επιπλέον δεν λαμβάνει υπόψη την αλληλεπίδραση μεταξύ των τάσεων.

3.7.2.2 Κριτήριο Μέγιστης Παραμόρφωσης

Σύμφωνα με το συγκεκριμένο κριτήριο, η αστοχία επέρχεται όταν μια παραμόρφωση ως προς τους κύριους άξονες ξεπερνά την επιτρεπόμενη τιμή σε εκείνη την διεύθυνση. Το κριτήριο μπορεί να εκφραστεί ως εξής,



Εικόνα 3.22: Απεικόνιση Κριτηρίου Μέγιστης Παραμόρφωσης

Συνεπώς, η αστοχία εμφανίζεται όταν δεν ικανοποιείται μια από τις ακόλουθες σχέσεις

$$\epsilon_{1c} \leq u \leq \epsilon_{1t}$$

$$\epsilon_{2c} \leq v \leq \epsilon_{2t}$$

Γενικά, τα κριτήρια παραμόρφωσης μπορούν να εκφραστούν συναρτήσεως των τάσεων. Παρατηρείται ότι υπάρχει αλληλεπίδραση μεταξύ των τάσεων που αναπτύσσεται στον διαμήκη και εγκάρσιο άξονα λόγω της σταθεράς Poisson. Έτσι,

$$\epsilon_{1c} \leq \sigma_{11} - \nu_{12}\sigma_{22} \leq \epsilon_{1t}$$

$$\varepsilon_{1c} \leq \sigma_{22} - \nu_{21}\sigma_{11} \leq \varepsilon_{1t}$$

Το κριτήριο μέγιστης παραμόρφωσης παρουσιάζει τα ίδιο μειονεκτήματα με το κριτήριο μέγιστης τάσης. Ωστόσο, περιλαμβάνει την αλληλεπίδραση που υπάρχει μεταξύ των τάσεων που αναπτύσσονται στον εγκάρσιο και διαμήκη άξονα.

3.7.3 Κριτήρια Αστοχίας Με Αλληλεπίδραση (Interactive Criteria)

Τα κριτήρια αυτά λαμβάνουν υπόψη τους όλες τις αναπτυσσόμενες τάσεις ή παραμορφώσεις. Επιπλέον, μπορούν να ταξινομηθούν ανάλογα με την προσέγγιση που ακολουθούν ως ακολούθως,

1. Πολυωνυμικές Θεωρίες
2. Θεωρίες Που Καθορίζουν το Είδος της Αστοχίας

3.7.3.1 Πολυωνυμικές Θεωρίες

Ξεκινώντας από την πρώτη κατηγορία, τα κυριότερα κριτήρια αστοχίας είναι τα ακόλουθα:

- Tsai – Hill
- Tsai – Wu
- Azzi – Tsai – Hill

3.7.3.1.1 Κριτήριο Αστοχίας Tsai – Hill

Η διαμόρφωσή του προέρχεται από το δυσδιάστατο κριτήριο διαρροής Von Mises

$$\sigma_{11}^2 + \sigma_{22}^2 - \sigma_{11}\sigma_{22} = \sigma_Y$$

Πρώτα ο Hill και μετέπειτα ο Tsai ανέπτυξαν ένα κριτήριο αστοχίας για τα ορθότροπα σύνθετα υλικά με την ακόλουθη μορφή

$$\frac{\sigma_{11}^2}{F_1^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{F_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{F_6^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{F_1} = 1$$

Οι σταθερές F_1 , F_2 και F_6 μπορούν να προσδιορισθούν από τις τάσεις αστοχίας εφαρμόζοντας μονοαξονικές καταπονήσεις και καθαρή διάτμηση. Στην παραπάνω θεωρία δεν υπάρχει διάκριση μεταξύ εφελκυστικής και θλιπτικής αντοχής. Ωστόσο, η κατάλληλη τιμή αντοχής μπορεί να χρησιμοποιηθεί ανάλογα με τις τιμές σ_{11} και σ_{22} . Έτσι έχουμε,

$$F_1 = \begin{cases} F_{1t} & \text{εάν } \sigma_1 > 0 \\ F_{1c} & \text{εάν } \sigma_1 < 0 \end{cases}, F_2 = \begin{cases} F_{2t} & \text{εάν } \sigma_2 > 0 \\ F_{2c} & \text{εάν } \sigma_2 < 0 \end{cases} \text{ και } F_6 = \tau_6$$

Αν και έχει ληφθεί υπόψη η αλληλεπίδραση μεταξύ των τάσεων, εντούτοις δεν επιτυγχάνεται να διαχωριστεί η αστοχία μεταξύ εφελκυσμού και θλίψης.

3.7.3.1.2 Κριτήριο Αστοχίας Tsai - Wu

Βασιζόμενοι στην θεωρία των Goldenblat και Koronov, οι Tsai και Wu την τροποποίησαν υποθέτοντας ότι η θραύση επιφάνειας επέρχεται από τις ορθές και διατμητικές τάσεις ως ακολούθως^[7],

$$f_1\sigma_{11} + f_2\sigma_{22} + f_{11}\sigma_{11}^2 + f_{22}\sigma_{22}^2 + f_{66}\tau_{12}^2 + 2f_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} = 1$$

Όπου με μονοαξονικές καταπονήσεις εφελκυσμού και θλίψης, και με καθαρή διάτμηση έχουμε

$$f_1 = \frac{1}{F_{1t}} - \frac{1}{F_{1c}}, f_{11} = \frac{1}{F_{1t}F_{1c}}$$

$$f_2 = \frac{1}{F_{2t}} - \frac{1}{F_{2c}}, f_{22} = \frac{1}{F_{2t}F_{2c}}$$

$$f_{66} = \frac{1}{F_6^2}$$

$$f_{12} = \frac{1}{2F_{12}^2} \left[1 - F_{12} \left(\frac{1}{F_{1t}} - \frac{1}{F_{1c}} + \frac{1}{F_{2t}} - \frac{1}{F_{2c}} \right) - F_{12}^2 \left(\frac{1}{F_{1t}F_{1c}} + \frac{1}{F_{2t}F_{2c}} \right) \right]$$

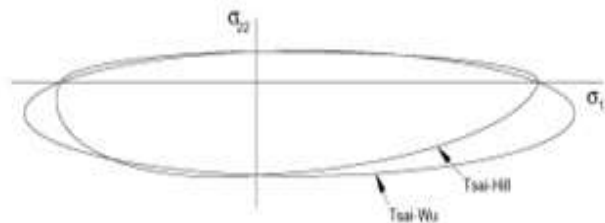
Όπου F_{12} η αντοχή του υλικού σε διαξονική καταπόνηση. Το κριτήριο Tsai–Wu είναι ιδιαίτερα εύχρηστο στην υπολογιστική μηχανική γι’ αυτό και γνωρίζει ευρεία χρήση.

3.7.3.1.3 Κριτήριο Αστοχίας Azzi - Tsai – Hill

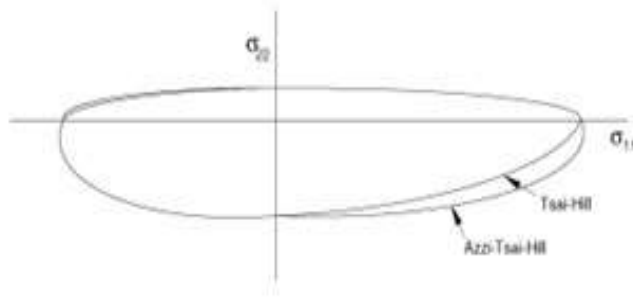
Το κριτήριο αστοχίας Azzi - Tsai – Hill ακολουθεί την ίδια φιλοσοφία με το κριτήριο που ανέπτυξαν οι Tsai – Hill με την διαφορά ότι εισάγουν τον όρο $\sigma_{11}\sigma_{22}$ κατά απόλυτη τιμή. Έτσι, διατυπώνεται η σχέση

$$\frac{\sigma_{11}^2}{F_1^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{F_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{F_6^2} - \frac{|\sigma_{11}\sigma_{22}|}{F_1} = 1$$

Συνεπώς, διαφορά μεταξύ των δύο διατυπώσεων διαπιστώνεται μόνο όταν οι κύριες τάσεις έχουν διαφορετικό πρόσημο. Στην συνέχεια παρουσιάζεται μια γραφική απεικόνιση όπου μπορεί να διαπιστωθεί η «αυστηρότητα» κάθε κριτηρίου.



Εικόνα 3.23: Γραφική απεικόνιση κριτηρίων Tsai-Wu και Tsai-Hill



Εικόνα 3.24: Γραφική απεικόνιση κριτηρίων Azz-Tsai-Hill και Tsai-Hill

3.7.3.2 Θεωρίες Που Καθορίζουν το Είδος της Αστοχίας

3.7.3.2.1 Γενικά

Οι μέθοδοι αυτοί, λαμβάνουν διαφορετικές συνθήκες για την αστοχία του υλικού. Πρόκειται για πολυωνυμικές εξισώσεις που περιγράφουν ξεχωριστά τις διαφορετικές συνθήκες κάτω από τις οποίες αστοχεί το υλικό. Σε επίπεδο μία στρώσης οι περιπτώσεις αστοχίας που θα μελετηθούν είναι,

- Η αστοχία της μήτρας από εφελκυστικά φορτία συνήθως εμφανίζεται ως επίπεδη ρωγμή παράλληλα στις ίνες και την διεύθυνση της φόρτισης. Στην επιφάνεια θραύσης ενδέχεται να παρατηρηθούν επίσης ορισμένες ίνες.
- Η αστοχία λόγω θλίψης της μήτρας, η οποία στην πραγματικότητα οφείλεται σε διατμητικά φορτία. Το επίπεδο αστοχίας σχηματίζει γωνία με την διεύθυνση της φόρτισης κάτι που υποδηλώνει ότι η διάτμηση είναι υπεύθυνη για την αστοχία.
- Η αστοχία από εφελκυσμό της ίνας το οποίο είναι ιδιαίτερα σημαντικό φαινόμενο. Μία τέτοια μορφή αστοχίας αποδεδειγμένα καταναλώνει μεγάλα ποσά ενέργειας ενώ σε κατασκευές που δεν μπορούν να αναδιανεύουν το φορτίο μπορεί να έχει καταστροφικές συνέπειες.
- Η αστοχία της ίνας από θλίψη η οποία επηρεάζεται από την συμπεριφορά του υλικού σε διάτμηση και από ατέλειες όπως κακή ευθυγράμμιση των

εσωτερικών ινών και την ύπαρξη φυσαλίδων. Τυπικά, σε μικρότερη κλίμακα, μπορούν να παρατηρηθούν περιοχές συστροφής οι οποίες είναι αποτέλεσμα λυγισμού, αστοχία της μήτρας σε διάτμηση ή αστοχίας της ίνας.

Η δυνατότητα να προσδιορισθεί σε μια στρώση η αστοχία κάθε τύπου είναι απαραίτητο εργαλείο για την μελέτη αστοχίας πολυστρωματικών υλικών (η εσωτερική αστοχία μιας στρώσης σε ένα πολυστρωματικό υλικό δεν οδηγεί απαραίτητα σε ολική αστοχία). Λαμβάνοντας υπόψη την μεγάλη αναγκαιότητα για πρόβλεψη κάθε τύπου αστοχίας έχουν γίνει μελέτες και αναπτύχθηκαν αρκετές θεωρίες. Ένα από τα κριτήρια αυτά, το οποίο παρέχει το υπολογιστικό πρόγραμμα Abaqus και χρησιμοποιήθηκε στην μελέτη που θα ακολουθήσει είναι το κριτήριο Hashin.

3.7.3.2.2 Κριτήρια Αστοχίας Hashin

Ο Hashin (1980) θεώρησε δύο μηχανισμού αστοχίας^[6]: έναν που αφορά την αστοχία της ίνας και έναν που αφορά την αστοχία της μήτρας, τις διέκρινε δε σε αστοχία από εφελκυσμό ή από θλίψη. Σημειώνεται ότι χρησιμοποιώντας αυτή τη διάκριση, η στρατηγική του Hashin προκειμένου να εξάγει τα κριτήρια ήταν να εφαρμόσει λογικές αιτίες για να δημιουργήσει εφαρμόσιμα κριτήρια παρά να εφαρμόσει μακροσκοπικές μεταβλητές σχετιζόμενες με την αστοχία και να προτείνει ένα κριτήριο βασιζόμενο σε αυτές. Έτσι, για την μήτρα, εφάρμοσε πολυωνυμικά κριτήρια δευτέρου βαθμού αφενός γιατί μία εξίσωση πρώτου βαθμού δεν δύναται να περιγράψει ικανοποιητικά την αντοχή του υλικού και αφετέρου πολυώνυμο μεγαλύτερου βαθμού θα ήταν δύσκολο να διαχειριστεί. Το κυριότερο είναι ότι υποδηλώνει πως η αστοχία επέρχεται στην μέγιστη διατμητική φόρτιση το οποίο δεν είναι εύκολο να γίνει γενικώς αποδεκτό.

Τα κριτήρια Hashin αποτέλεσαν την βάση για μεταγενέστερα κριτήρια και θεωρίες αυτής της κατηγορίας. Αρχικά, περιέγραφαν μόνο αστοχία μήτρας και ίνας ενώ αργότερα διαχωρίστηκαν σε αστοχία μήτρας και ίνας από εφελκυσμό και θλίψη. Οι μαθηματικές διατυπώσεις τους είναι,

$$\text{Εφελκυσμός Ύνας } (\sigma_{11} \geq 0): \left(\frac{\sigma_{11}}{F_{1t}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{F_6}\right)^2 = 1$$

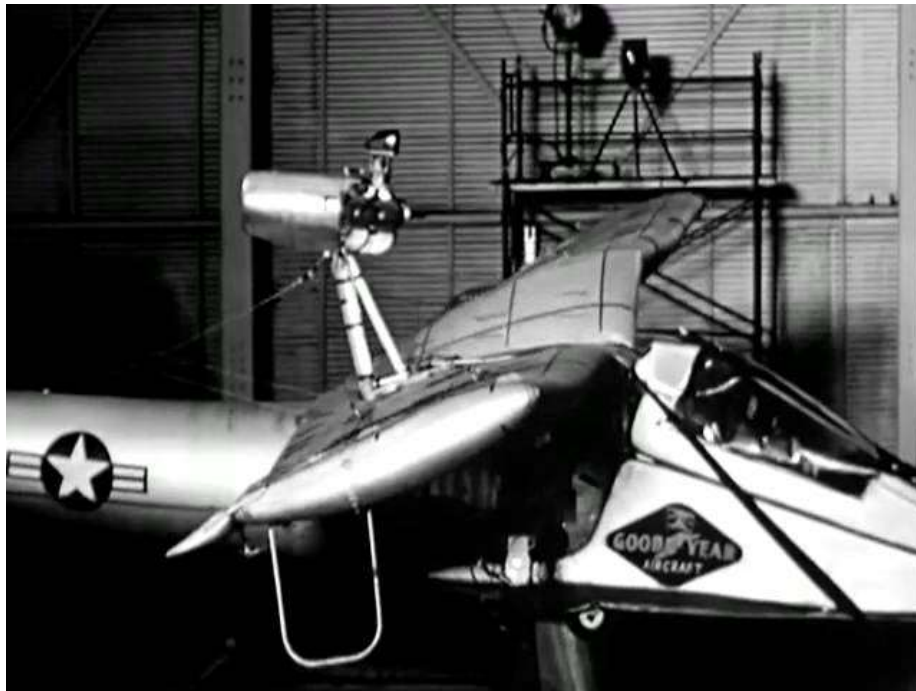
$$\text{Θλίψη Ύνας } (\sigma_{11} \leq 0): \frac{\sigma_{11}}{F_{1c}} = 1$$

$$\text{Εφελκυσμός Μήτρας } (\sigma_{22} \geq 0): \left(\frac{\sigma_{22}}{F_{2t}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{F_6}\right)^2 = 1$$

$$\text{Θλίψη Μήτρας } (\sigma_{22} \leq 0): \left(\frac{\sigma_{22}}{2F_6}\right)^2 + \left(\frac{F_{2c}}{2F_6} - 1\right) \frac{\sigma_{22}}{F_{2t}} + \left(\frac{\tau_{12}}{F_6}\right)^2 = 1$$

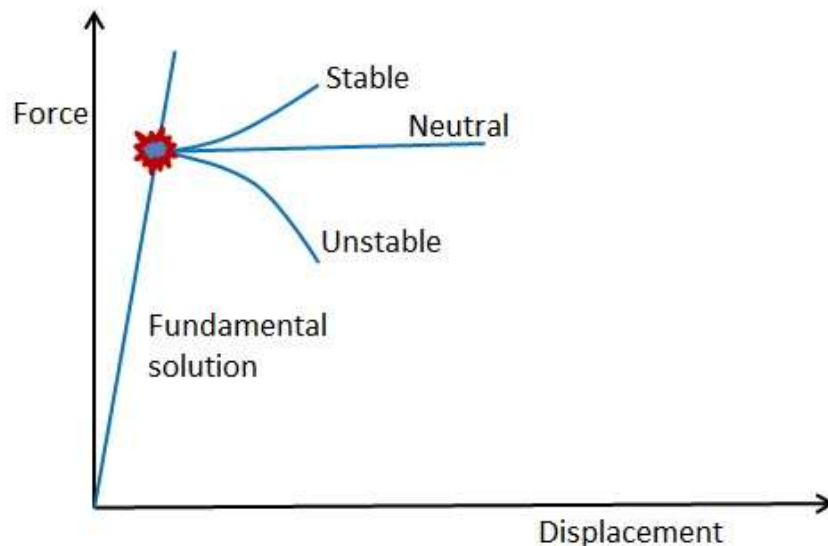
3.8 Λυγισμός

Στις προηγούμενες παραγράφους, δόθηκε έμφαση στην αστοχία του υλικού ως μηχανισμό αστοχίας μιας κατασκευής. Πέρα από αυτή όμως, υπάρχει και άλλη αιτία η οποία μπορεί να οδηγήσει σε αστοχία την κατασκευή, ο λυγισμός ο οποίο οφείλεται κυρίως στην γεωμετρία της κατασκευής.



Εικόνα 3.25: Εμφάνιση λυγισμού σε μοντέλο προσομοίωσης

Μαθηματικά, ο λυγισμός ορίζεται ως ένα πρόβλημα διαταραχής. Σε ένα ορισμένο επίπεδο φορτίου, δεν υπάρχει μόνο μια λύση. Στο παρακάτω γράφημα, παρουσιάζεται ένα σημείο διαταραχής και τρία διαφορετικά μονοπάτια τα οποία μπορούν να θεωρηθούν ως επίλυση του προβλήματος διαταραχής. Η δευτερεύουσα λύση, μπορεί να είναι τριών διαφορετικών ειδών.



Εικόνα 3.26: Συμπεριφορά κατασκευής πέρα το κρίσιμου σημείου φόρτισης

Εάν η ποσότητα του φέροντος φορτίου συνεχίζει να αυξάνει, η λύση μπορεί να χαρακτηριστεί ως ευσταθής. Αυτή είναι η λιγότερο επικίνδυνη κατάσταση, αλλά η μη αναγνώρισή της μπορεί να οδηγήσει σε υπολογισμό μικρότερων τιμών των αναπτυσσόμενων τάσεων. Ως εκ τούτου θα υποτιμηθεί το μέτρο του φέροντος φορτίου. Το ουδέτερο και ασταθές μονοπάτι είναι πιο επικίνδυνο, καθώς όταν ληφθεί το μέγιστο φορτίο, δεν υπάρχει περιορισμός ως προς τις μετατοπίσεις.

Όταν υπάρχουν περισσότερες από μια λύσεις, εμφανίζεται το ερώτημα ποια από αυτές είναι η καταλληλότερη. Όλες οι λύσεις ικανοποιούν τις εξισώσεις ισορροπίας, αλλά στην πραγματικότητα, η κατασκευή θα πρέπει να ακολουθήσει ένα μονοπάτι. Το κριτήριο που θα καθορίσει αυτή την επιλογή είναι η ελαχιστοποίηση της ενέργειας. Στην πραγματική ζωή, δεν υπάρχουν τέλει κατασκευές, γι αυτό και πάντα θα υπάρχουν διαταραχές στην

γεωμετρία, τα υλικά ή τα φορτία. Για τον υπολογισμό του σημείου λυγισμού υπάρχουν δύο μέθοδοι

- Η Μέθοδος Ιδιοτιμών Λυγισμού (Eigenvalue Buckling Analysis)
- Η Μη Γραμμική Μέθοδος Λυγισμού (Non Linear Buckling Analysis)

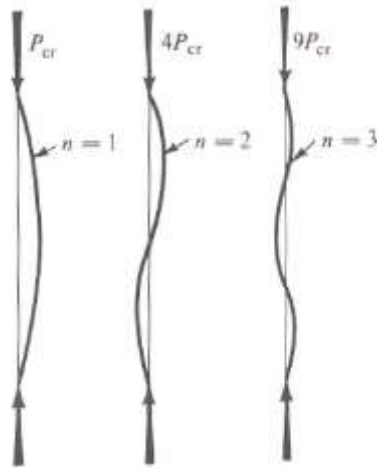
Κατά την Μη Γραμμική Μέθοδο Λυγισμού, εφαρμόζεται μη γραμμική στατική ανάλυση με σταδιακή αύξηση του φορτίου μέχρι το σημείο κατά το οποίο η κατασκευή γίνεται ασταθής. Χρησιμοποιώντας αυτή την μέθοδο, δίνεται η δυνατότητα να εισαχθούν στη κατασκευή εσωτερικές ατέλειες, πλαστική συμπεριφορά και απόκριση σε μεγάλες αποκλίσεις.

Στην παρούσα κατασκευή, θα χρησιμοποιηθεί η Μέθοδος Ιδιοτιμών Λυγισμού^[18]. Πρόκειται για μια διαδικασία γραμμικής διαταραχής και αποτελεί το πρώτο βήμα ανάλυσης σε μια κατασκευή που είτε είναι αφόρτιστη είτε φέρει κάποιο φορτίο, αισθητά μικρότερο από εκείνο που αναμένεται να επέλθει ο λυγισμός. Πιο συγκεκριμένα, κατά την ανάλυση αυτή, αναζητούνται τα φορτία για τα οποία το μητρώο δυσκαμψίας γίνεται μοναδιαίο, ώστε το πρόβλημα

$$K^{MN}v^M = 0$$

να έχει μη τετριμμένες λύσεις. Το μητρώο K^{MN} είναι το εφαπτομενικό μητρώο δυσκαμψίας όταν ασκείται φορτίο και v^M είναι οι μη τετριμμένες λύσεις για τις μετατοπίσεις.

Γενικά, η μέθοδος αυτή χρησιμοποιείται για την εκτίμηση του κρίσιμου φορτίου λυγισμού μιας δύσκαμπτης κατασκευής. Οι κατασκευές αυτές, παρουσιάζουν πολύ μικρές μετατοπίσεις πριν από τον λυγισμό. Ένα παράδειγμα δύσκαμπτης κατασκευής είναι η στήλη του Euler, η οποία αποκρίνεται πολύ δύσκαμπτα σε θλιπτικό φορτίο μέχρι να εμφανιστεί το κρίσιμο φορτίο, τότε κάμπτεται απότομα και παρουσιάζει πολύ μικρότερη δυσκαμψία. Ωστόσο, ακόμα και όταν η απόκριση μιας κατασκευής είναι μη γραμμική πριν καταρρεύσει, η μέθοδος ιδιοτιμών λυγισμού μπορεί να παράσχει χρήσιμες εκτιμήσεις για τη μορφή της διαρροής.



Εικόνα 3.27: Η στήλη του Euler

Τα φορτία λυγισμού υπολογίζονται σε σχέση με την αρχική κατάσταση της κατασκευής. Εάν η μέθοδος ιδιοτιμών λυγισμού είναι το πρώτο στάδιο ανάλυσης, οι αρχικές συνθήκες καθορίζουν την αρχική κατάσταση της κατασκευής. Αλλιώς, η αρχική κατάσταση ορίζεται ως η τρέχουσα κατάσταση του μοντέλου στο τέλος μιας προηγούμενης ανάλυσης. Έτσι, η αρχική κατάσταση μπορεί να περιλαμβάνει προφόρτιση P_N .

Μαθηματικά, καθορίζεται ένα μοτίβο αύξησης του φορτίου Q^N . Το μέγεθος του φορτίου δεν είναι σημαντικό, θα τροποποιηθεί από τους συντελεστές λ_i που καταλήγουμε από την επίλυση της εξίσωσης

$$(K_0^{NM} + \lambda_i K_\Delta^{NM})v_i^M = 0$$

Όπου,

K_0^{NM} είναι το μητρώο δυσκαμψίας που αποκρίνεται στην αρχική κατάσταση, το οποίο περιλαμβάνει τις επιπτώσεις από την προφόρτιση P^N εφόσον υπάρχει

K_Δ^{NM} είναι το διαφορικό εσωτερικών τάσεων και φορτίων μητρώο δυσκαμψίας εξαιτίας της αύξησης του φορτίου κατά Q^N

λ_i είναι οι ζητούμενες ιδιοτιμές

v_i^M είναι οι ιδιομορφές λυγισμού

M και N είναι οι βαθμοί ελευθερίας του ολικού μοντέλου και,

i ο βαθμός της μορφής λυγισμού

Τα κρίσιμα φορτία λυγισμού υπολογίζονται επομένως ως το άθροισμα, $P^N + \lambda_i Q^N$. Όπως είναι προφανές, η μικρότερη ιδιοτιμή παρουσιάζει το μεγαλύτερο ενδιαφέρον. Σχετικά με τις ιδιομορφές v_i^M , δεν αντιπροσωπεύουν τα πραγματικά μεγέθη παραμόρφωσης κατά την κρίσιμη φόρτιση αλλά είναι κανικοποιημένα ώστε η μέγιστη μετατόπιση να ισούται με 1.

Αξίζει να σημειωθεί ότι, κατά την ανάλυση ενδέχεται να παρουσιαστούν και αρνητικές ιδιοτιμές. Κατά την περίπτωση αυτή, έχουμε υπόδειξη ότι η κατασκευή θα βρεθεί σε λυγισμό εφόσον εφαρμοστεί φορτίο αλλά σε αντίθετη κατεύθυνση από εκείνη της αρχικής κατάστασης.

Κεφάλαιο 4^ο : Στατική Ανάλυση και Ανάλυση Λυγισμού Μοντέλου Προσομοίωσης της Πτέρυγας Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II

4.1 Εισαγωγικά

Στο κεφάλαιο αυτό θα γίνει αναφορά στην διαδικασία που ακολουθήθηκε για την στατική ανάλυση καθώς και την ανάλυση λυγισμού του μοντέλου που προσομοιώνει τη πτέρυγα του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II ακολουθώντας την Μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων. Η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε συνοψίζεται στα ακόλουθα βήματα:

- Σχεδιασμός δομικών στοιχείων της Πτέρυγας
- Συναρμολόγηση της Κατασκευής
- Διακριτοποίηση της Κατασκευής
- Εισαγωγή των Σύνθετων Υλικών
- Εισαγωγή Φορτίου και Συνοριακών Συνθηκών
- Καθορισμός Ανάλυσης

Για την μελέτη της πτέρυγας χρησιμοποιήθηκε το υπολογιστικό πρόγραμμα Simulia Abaqus CAE. Προτού προβούμε στην ανάλυση των παραπάνω βημάτων, θα γίνει μια μικρή αναφορά στην Μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων.

4.2 Εισαγωγή στην Μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων

4.2.1 Γενικά

Η μέθοδος των Πεπερασμένων Στοιχείων είναι από τις πιο ισχυρές μεθόδους επίλυσης προβλημάτων μηχανικής των στερεών σε γεωμετρικά περίπλοκες κατασκευές. Η διαδικασία επίλυσης ενός προβλήματος με την

Μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων είναι δυνατό να χωρισθεί σε μια σειρά από λογικά βήματα τα οποία μπορούν να εισαχθούν σε ένα υπολογιστή και να επιλύουν μια ευρεία γκάμα προβλημάτων αλλάζοντας απλά τα στοιχεία που ορίζουν τον χώρο, τις φυσικές ιδιότητες, τις αρχικές και τις συνοριακές συνθήκες. Αυτή είναι η ιδιαιτερότητα που κάνει τη μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων τόσο επιτυχημένη και διαδεδομένη στην προσομοίωση και επίλυση πολύπλοκων εφαρμογών.

Η μέθοδος των Πεπερασμένων Στοιχείων έχει δυο μοναδικά χαρακτηριστικά:

α. Ο χώρος του προβλήματος θεωρείται σαν μια συλλογή από μη επικαλυπτόμενους απλούς υποχώρους που ονομάζονται πεπερασμένα στοιχεία. Ο όρος «χώρος» δηλώνει το φυσικό σύστημα επί του οποίου θα λυθούν οι εξισώσεις. Ο χωρισμός του χώρου σε στοιχεία ονομάζεται διακριτοποίηση του προβλήματος με πεπερασμένα στοιχεία. Το σύνολο των στοιχείων του χώρου ονομάζεται κάνναβος πεπερασμένων στοιχείων. Γενικά, ο κάνναβος των πεπερασμένων στοιχείων είναι μια προσέγγιση του χώρου.

β. Πάνω σε κάθε πεπερασμένο στοιχείο η λύση των εξισώσεων πεδίου προσεγγίζεται από ένα γραμμικό συνδυασμό αγνώστων παραμέτρων και προεπιλεγμένων συναρτήσεων προσέγγισης, οι οποίες είναι, σχεδόν πάντα, πολυώνυμα.

Στην μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων ένας γεωμετρικά περίπλοκος χώρος παρίσταται ως συλλογή υποχώρων που επιτρέπουν την εύκολη διαμόρφωση των συναρτήσεων προσέγγισης. Παριστώντας τη λύση με την χρήση των τιμών στους κόμβους των στοιχείων (π.χ. με παρεμβολή) βρίσκει κανείς τις συναρτήσεις προσέγγισης ενός στοιχείου σαν κατάλληλα πολυώνυμα παρεμβολής, οπότε ισχύει:

$$u(x) \approx U_e(x) = \sum_{j=1}^n U_j^e \psi_j^e(x)$$

Όπου το U^e παριστά την παρεμβολή την παρεμβολή πεπερασμένων στοιχείων του u επάνω σε ένα τυπικό στοιχείο Ω_e , U_j^e είναι η τιμή του U^e στον κόμβο j και ψ_j^e είναι οι συναρτήσεις παρεμβολής.

4.2.2 Κατηγορίες Πεπερασμένων Στοιχείων

Στην συνέχεια θα εξετασθούν οι βασικοί τύποι στοιχείων που διαθέτουν τα διάφορα εμπορικά προγράμματα πεπερασμένων στοιχείων για την ανάλυση μιας δομής.

4.2.2.1 Γραμμικά Στοιχεία (1D Elements)

Τα γραμμικά (μονοδιάστατα) στοιχεία έχουν την ιδιότητα να φέρουν αξονικά, διατμητικά και στρεπτικά φορτία καθώς και κάμψη. Η ευρεία ονομασία τους στα προγράμματα είναι Bar, Rod Beam ή Line Elements. Επιπλέον, Bar ή Rod Elements ονομάζονται τα στοιχεία που έχουν τη δυνατότητα μεταφοράς μόνο αξονικών φορτίων.

4.2.2.2 Επιφανειακά Στοιχεία (2D Elements)

Ένας δεύτερος τύπος στοιχείων που χρησιμοποιούνται συνήθως είναι τα επιφανειακά (δισδιάστατα στοιχεία) τα οποία καλούνται συνήθως Membrane ή Plate ή Shell Elements. Τα στοιχεία τύπου Membrane παρέχουν την δυνατότητα εισαγωγής καταπονήσεων και την εξαγωγή αποτελεσμάτων μόνο στο επίπεδο των στοιχείων. Από την άλλη πλευρά, τα στοιχεία τύπου Plate επιτρέπουν την εισαγωγή καταπονήσεων μόνο έξω από το επίπεδο και τα αποτελέσματα που εξάγουν είναι αντίστοιχα η μετατόπιση έξω από το επίπεδο και οι αντίστοιχες περιστροφές. Τέλος, τα στοιχεία κελύφους (Shell Elements) είναι ένας συνδυασμός των δυο παραπάνω τύπων επιτρέποντας την επιβολή φορτίσεων και την εξαγωγή αποτελεσμάτων τόσο στο επίπεδο του στοιχείου όσο και έξω από αυτό. Αξίζει να σημειωθεί ότι με τη χρήση των στοιχείων κελύφους είναι δυνατή η μοντελοποίηση τρισδιάστατων κατασκευών που φορτίζονται κατά τους τρεις άξονες με τη χρήση δισδιάστατων μοντέλων μειώνοντας έτσι την υπολογιστική ισχύ σε σχέση με τα τρισδιάστατα μοντέλα. Αντίθετα, τα στοιχεία κελύφους απαιτούν μεγαλύτερη υπολογιστική ισχύ σε σχέση με τα στοιχεία τύπου Membrane και Plate. Όλα τα στοιχεία είναι συνήθως τετρακομβικά ή οκτακομβικά, ενώ

υπάρχει η δυνατότητα μετασχηματισμού τους σε τριγωνικά με τρεις ή έξι κόμβους.

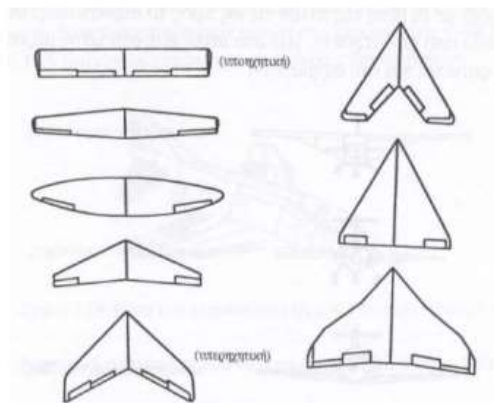
4.2.2.3 Στοιχεία Όγκου (3D Elements)

Τα πεπερασμένα στοιχεία τριών διαστάσεων (Solid Elements) χρησιμοποιούνται κυρίως όταν η γεωμετρία ή το ασκούμενο φορτίο είναι πολύπλοκο και καθιστά ανέφικτη την χρήση άλλου τύπου στοιχείων με λιγότερες διαστάσεις. Αναφέρεται ότι, ορισμένα προγράμματα πεπερασμένων στοιχείων διαθέτουν ειδικά τρισδιάστατα πολύστρωτα στοιχεία (Laminated Solid Elements) τα οποία μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη δημιουργία του μοντέλου μιας κατασκευής από σύνθετα υλικά, απαιτώντας όμως ιδιαίτερα μεγάλη υπολογιστική ισχύ.

4.3 Σχεδιασμός Δομικών Στοιχείων της Πτέρυγας Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II

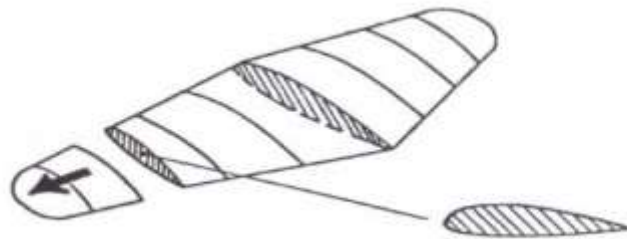
4.3.1 Γενικά

Στην παρούσα παράγραφο, θα αναφερθούμε στον σχεδιασμό των δομικών στοιχείων του μοντέλου προσομοίωσης της πτέρυγας του Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II. Αναφέρεται ότι μια πτέρυγα μπορεί να έχει διάφορες μορφές όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα.



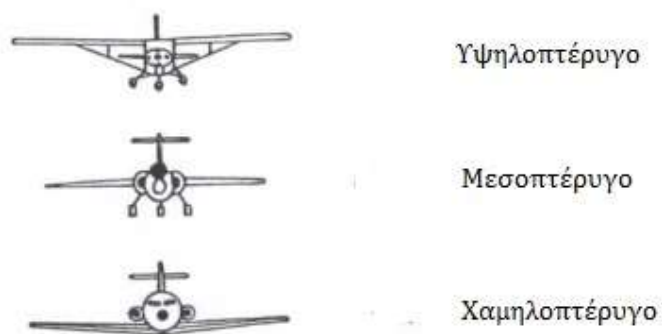
Εικόνα 4.1: Μορφές πτέρυγας

Πέρα από την μορφή όμως, ο κατασκευαστής καλείται να επιλέξει και το σχήμα της πτέρυγας ως προς την κατεύθυνση πτήσης, δηλαδή την αεροτομή.



Εικόνα 4.2: Γραφική απεικόνιση αεροτομής

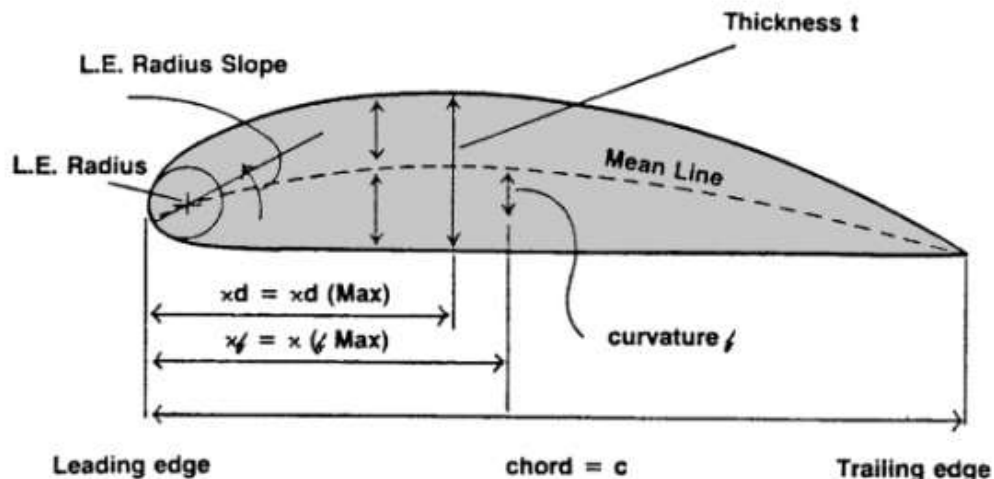
Αναφορικά με την θέση που θα πάρει σε σχέση με την άτρακτο το αεροσκάφος χαρακτηρίζεται ως υψηλοπτέρυγο, μεσοπτέρυγο ή χαμηλοπτέρυγο.



Εικόνα 4.3: Θέση πτέρυγας σε σχέση με την άτρακτο

Η επιλογή αυτών των χαρακτηριστικών γίνεται με βάση τις ανάγκες που καλείται να εξυπηρετήσει το αεροσκάφος. Στην περίπτωση του Πήγασος II, πρόκειται για αεροσκάφος με ορθογωνική πτέρυγα εκπετάσματος (2b) 6.2 m ενώ η αεροτομή που χρησιμοποιείται είναι η NACA 4415.

Οι αεροτομές NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) σχεδιάστηκαν κατά τη διάρκεια της περιόδου 1929-1947 υπό την καθοδήγηση του Eastman Jacobs στο Εργαστήριο της NACA στο Langley. Τα κυριότερα γεωμετρικά χαρακτηριστικά μιας αεροτομής παρουσιάζονται στην εικόνα 4.



Εικόνα 4.4: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομής

Πιο αναλυτικά,

- Leading Edge ή χείλος προσβολής είναι το σημείο της αεροτομής το οποίο συναντά πρώτο την ροή του αέρα
- Trailing Edge ή χείλος εκφυγής είναι το σημείο της αεροτομής όπου συναντιούνται οι ροές από την ράχη και την κοιλιά της πτέρυγας
- Mean Camber Line ή μέση αεροδυναμική χορδή είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ισαπέχουν από το άνω και κάτω μέρος της αεροτομής
- Chord είναι το ευθύγραμμο τμήμα που ενώνει το χείλος προσβολής και εκφυγής
- Thickness ή πάχος είναι η συνάρτηση που καθορίζει την διανομή του πάχους κατά μήκος της μέσης αεροδυναμικής χορδής της πτέρυγας

Με βάση την αναφορά αυτών των χαρακτηριστικών, πλέον γίνεται εφικτή η κατανόηση του συστήματος αρίθμησης των αεροτομών NACA με τέσσερα ψηφία (4-Digit Airfoil)

NACA MPXX

Όπου,

- XX είναι το μέγιστο πάχος, t/c , ως ποσοστό χορδής επί τοις εκατό
- M είναι η μέγιστη τιμή της κύρτωσης της μέσης γραμμής (mean line) επί τοις εκατό της χορδής
- P είναι η θέση της μέγιστης κύρτωσης (camber) σε δέκατα της χορδής

Έτσι, για την NACA 4415 συμπεραίνουμε ότι πρόκειται για μια αεροτομή με 15% πάχος ενώ η μέγιστη κύρτωση είναι 0.04 της χορδής και εμφανίζεται στην θέση της χορδής.

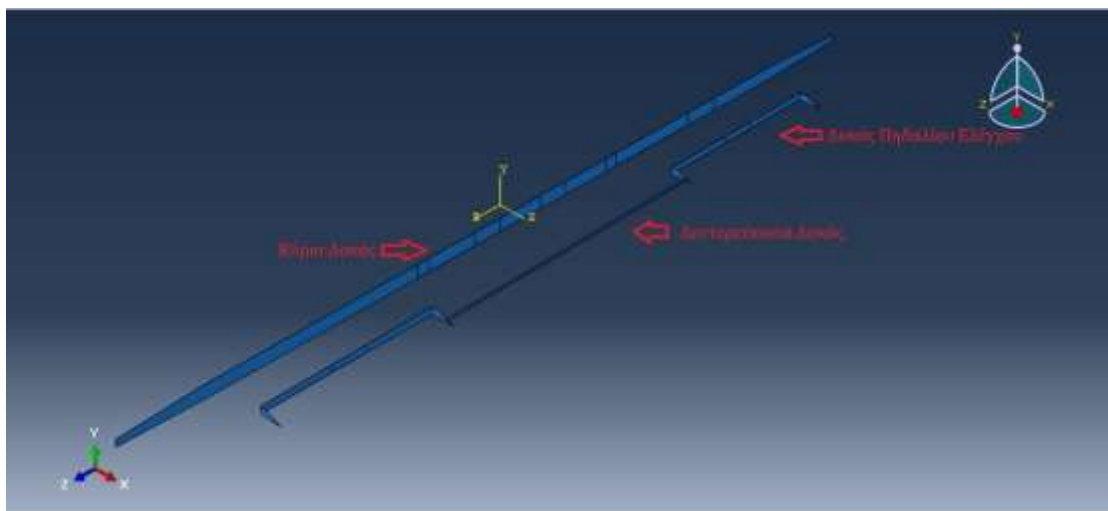
Δομικά η πτέρυγα αποτελείται από τα ακόλουθα μέρη

- Δοκούς ή Spars
- Νευρώσεις ή Ribs
- Επικάλυψη ή Skin

4.3.2 Δοκοί

Οι δοκοί αποτελούν την σπονδυλική στήλη της πτέρυγας καθώς εκεί καταλήγουν όλα τα φορτία που αναπτύσσονται στην πτέρυγα κατά την διάρκεια των διάφορων φάσεων της πτήσης. Ο αριθμός τους ποικίλλει μέσα σε μία πτέρυγα καθώς και το σχήμα τους. Εντούτοις, μια συνηθισμένη πτέρυγα αποτελείται από μια κύρια δοκό και μια δευτερεύουσα που βρίσκεται κοντά στο χείλος εκφυγής. Την διαμόρφωση αυτή ακολουθεί και η δική μας πτέρυγα. Πέραν των δύο προαναφερθέντων δοκών, στην δομή της κατασκευής διακρίνονται δύο μικρές δοκοί όπου προσαρμόζονται τα πηδάλια ελέγχου του αεροσκάφους. Επιπλέον, αναφέρεται ότι η πτέρυγα και κατά συνέπεια και η δοκός αποτελούν μονοκόμματη κατασκευή που βρίσκεται στο άνω μέρος της ατράκτου. Συνεπώς, δεν διαχωρίζονται σε επιμέρους τμήματα. Αναφορικά με τις διαστάσεις, η κύρια δοκός έχει μήκος 6.2 m και μεταβλητό

ύψος που κυμαίνεται από 99 mm μέχρι 49 mm. Η μεταβολή αυτή οφείλεται στην εκλέπτυνση της πτέρυγας που ξεκινάει σε απόσταση 2.45 m από την ρίζα μέχρι το ακροπτερύγιο. Όσον αφορά την δευτερεύουσα πτέρυγα, έχει μήκος 2.1 m και ύψος 19 mm. Οι δοκοί των πηδαλίων ελέγχου έχουν μήκος 1.3 m και ύψος 52 mm. Επιπρόσθετα, σχετικά με το πάχος τους, αυτό εξαρτάται από τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιούνται σε κάθε επιμέρους τμήμα. Έτσι η κύρια δοκός έχει πάχος 11.4 mm ενώ τα υπόλοιπα τμήματα έχουν 10.5 mm. Εν συνεχεία, παρουσιάζονται τα δομικά αυτά στοιχεία όπως εισήχθησαν στο περιβάλλον του Simulia Abaqus CAE.



Εικόνα 4.5: Απεικόνιση κύριας και δευτερευουσών δοκών

Στο σημείο αυτό, αξίζει να σημειωθεί ότι λόγω της ιδιομορφίας της κατασκευής, τα πέλματα των δοκών αντικαθίστανται από την ίδια την επικάλυψη. Όσον αφορά την κύρια δοκό, όμως, η περιοχή της επικάλυψης που χρησιμοποιείται ως πέλμα, εμφανίζει τοπική ενίσχυση. Η εν λόγω ενίσχυση έχει πλάτος 100 mm.

4.3.3 Νευρώσεις

Οι νευρώσεις τοποθετούνται κάθετα προς τις δοκούς ενώ κάθε τμήμα τους μπορεί να ονομαστεί ανάλογα με την θέση που κατέχει μέσα στην πτέρυγα. Έτσι, έχουμε τη νεύρωση του χείλους προσβολής που βρίσκεται μπροστά της κύριας δοκού, τη νεύρωση μεταξύ δυο δοκών που βρίσκεται

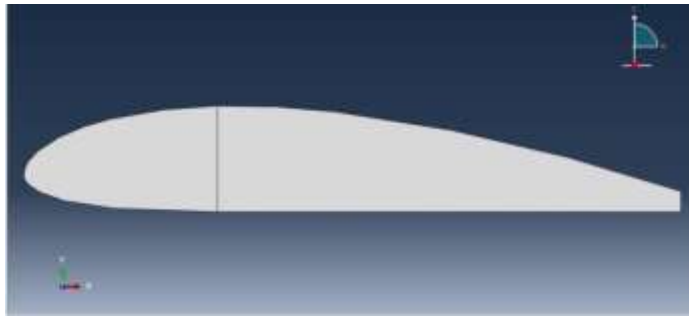
μεταξύ κύριας και δευτερεύουσας δοκού και τη νεύρωση του χείλους εκφυγής που βρίσκεται μεταξύ ψευδοδοκού κι χείλους εκφυγής. Αποστολή των νευρώσεων είναι να διασφαλίζουν την διατήρηση του προκαθορισμένου γεωμετρικού σχήματος της πτέρυγας και να μεταδίδουν στις δοκούς τις διαμητικές δυνάμεις καταπόνησης, που προέρχονται από τη διανομή των φορτίων στην πτέρυγα.

Στην συγκεκριμένη κατασκευή, η πτέρυγα διαθέτει δώδεκα (12) εσωτερικές νευρώσεις κατασκευασμένες από τα ίδια υλικά οι οποίες ανά δύο παρουσιάζουν τα ίδια γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Ξεκινώντας από την ρίζα της πτέρυγας, οι πρώτες νευρώσεις (Fittings) που συναντάμε βρίσκονται σε απόσταση 180mm και αποτελούν τα σημεία όπου ενώνεται η πτέρυγα με την άτρακτο. Αυτό επιτυγχάνεται μέσω των τεσσάρων (4) οπών που φέρουν στο κάτω μέρος της δομής τους. Η επιλογή των σημείων των οπών έγινε με τέτοιο τρόπο ώστε να μην παρατηρείται υπέρμετρη καταπόνηση σε κάποια από αυτές. Όσον αφορά τις διαστάσεις τους, έχουν μήκος 410 mm και ύψος 173 mm ενώ το πάχος τους είναι 10.5 mm.



Εικόνα 4.6: Γραφική απεικόνιση Fitting

Συνεχίζοντας, επισημαίνεται ότι οι υπόλοιπες δέκα (10) νευρώσεις εμφανίζουν την ίδια τιμή ως προς το πάχος ενώ το μέγιστο ύψος ισούται με 99mm. Οι επόμενες νευρώσεις (Rib 2) βρίσκονται σε απόσταση 395 mm από τον άξονα συμμετρίας και το μήκος τους είναι 612 mm.



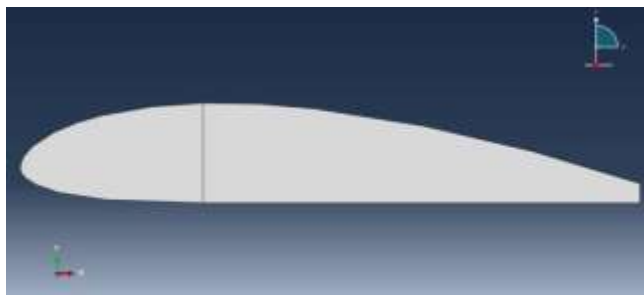
Εικόνα 4.7: Γραφική απεικόνιση Rib 2



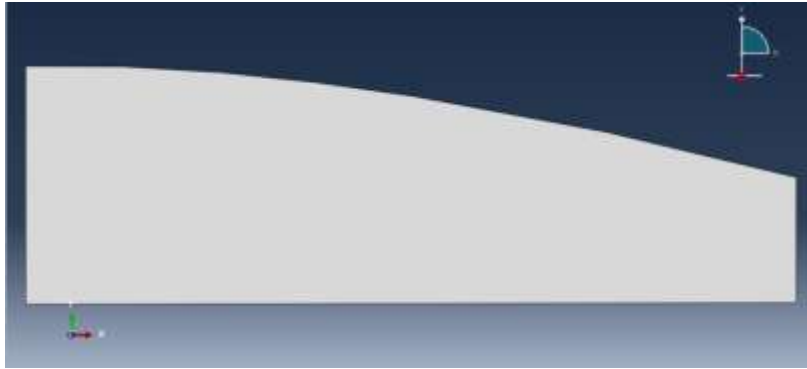
Εικόνα 4.8: Γραφική απεικόνιση Rib 3

Σε απόσταση 780 mm από την ρίζα συναντάμε το τρίτο ζεύγος νευρώσεων (Rib 3). Το μήκος τους είναι μικρότερο από εκείνο του Rib 2, 431 mm , καθώς δεν έχει νεύρωση χείλους προσβολής. Σε αντίθεση με αυτό, το τέταρτο ζεύγος νευρώσεων (Rib 4) το οποίο απέχει 90 mm από το Rib 3 παρουσιάζει τα ίδια γεωμετρικά χαρακτηριστικά με εκείνα του δεύτερου.

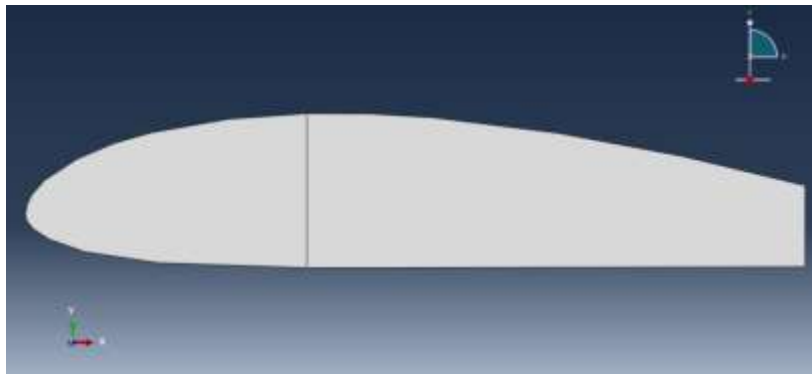
Μπροστά από την δοκό του πηδαλίου ελέγχου και σε απόσταση 1.57 m και 1.83 m από τον άξονα συμμετρίας συναντάμε τα ζεύγη νευρώσεων 5 (Rib 5) και 6 (Rib 6) αντίστοιχα. Αναφέρεται ότι, ομοίως με το Rib 2, το Rib 5 δεν διαθέτει νεύρωση χείλους προσβολής και το μήκος του είναι 0.319 m.



Εικόνα 4.9: Γραφική απεικόνιση Rib 4

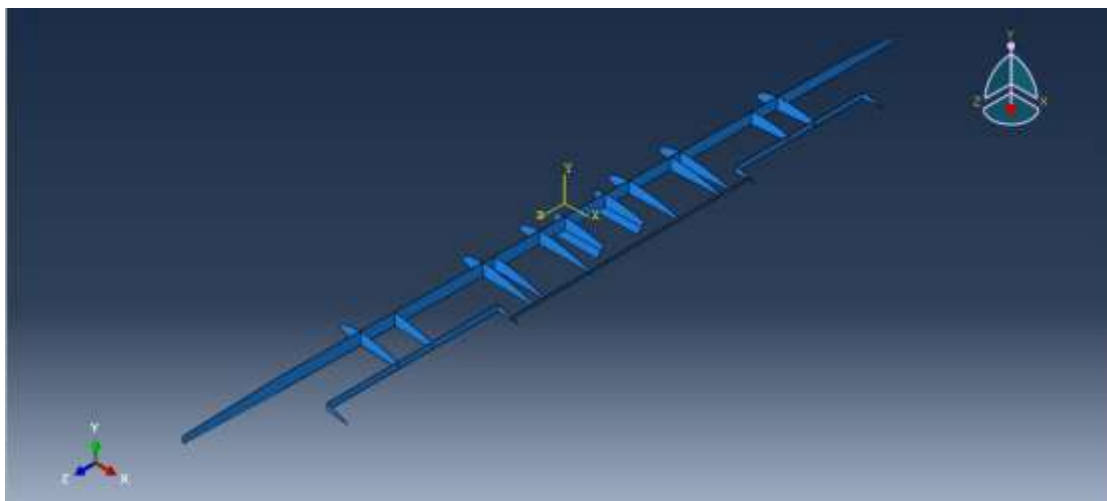


Εικόνα 4.10: Γραφική απεικόνιση Rib 5



Εικόνα 4.11: Γραφική απεικόνιση Rib 6

Αντιθέτως, το Rib 6 διαθέτει αντίστοιχο τμήμα νεύρωσης και το μήκος του ισούται με 0.5 m. Έτσι, προσθέτοντας τις νευρώσεις στην δομή των δοκών έχουμε την ακόλουθη διαμόρφωση

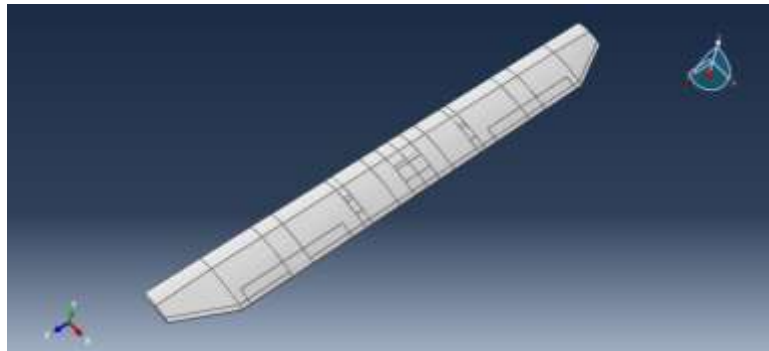


Εικόνα 4.12: Εσωτερική διαμόρφωση πτέρυγας

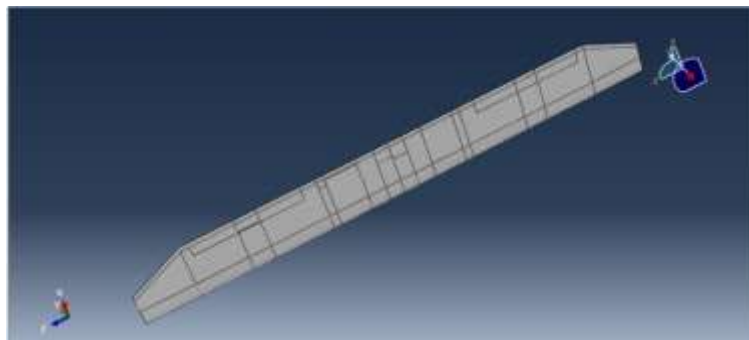
4.3.4 Επικάλυψη

Τέλος, η επικάλυψη (Skin) είναι αυτή που δίνει το τελικό σχήμα στην πτέρυγα. Σκοπός της είναι να παραλαμβάνει τις δυνάμεις που αναπτύσσονται στην πτέρυγα και να τις διανέμει στα υπόλοιπα δομικά στοιχεία, να συνεργάζεται για την αντιμετώπιση της επιβαλλόμενης στρέψης και να διατηρεί το προκαθορισμένο σχήμα δίχως μεταβολές που μπορεί να αποβούν κρίσιμες για την ασφάλεια της πτήσης.

Στην πτέρυγα που θα μελετηθεί, η επικάλυψη δεν παρουσιάζει ομοιομορφία ως προς το πάχος. Αντιθέτως, σε ορισμένα τμήματα που αναμένεται μεγαλύτερη καταπόνηση παρατηρείται τοπική ενίσχυση. Έτσι το πάχος κυμαίνεται από 2.5 mm έως 5.5 mm. Τα τμήματα αυτά, βρίσκονται στο επάνω και κάτω μέρος της κύριας δοκού και γύρω από το πρώτο και δεύτερο ζεύγος νευρώσεων. Εκτενέστερη ανάλυση θα πραγματοποιηθεί σε ακόλουθη παράγραφο. Σχεδιαστικά, η επικάλυψη αποτελείται από επιμέρους τμήματα όπως φαίνεται στις εικόνες που ακολουθούν.

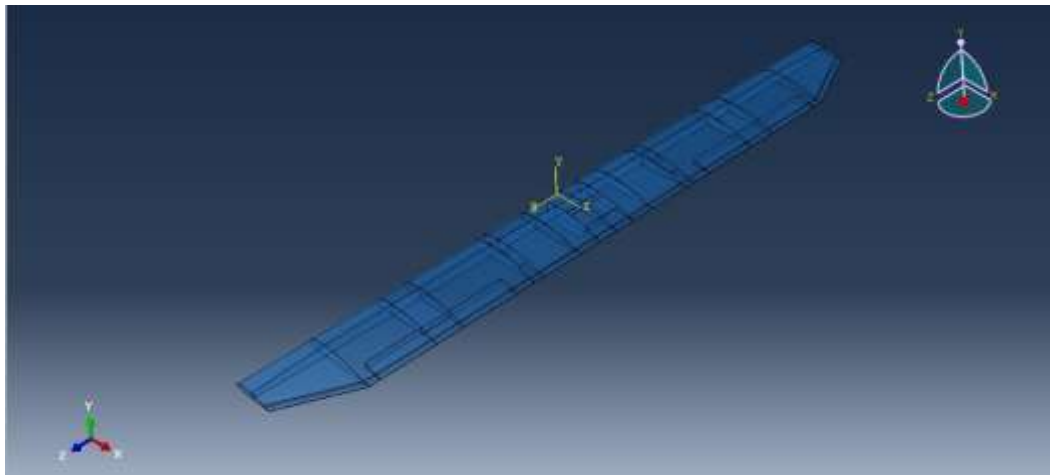


Εικόνα 4.13: Κάτω όψη επικάλυψης



Εικόνα 4.14: Άνω όψη επικάλυψης

Ο κατακερματισμός σε επιμέρους τμήματα οφείλεται στην ανάγκη οι κόμβοι των δοκών και των νευρώσεων να συμπίπτουν με τους κόμβους της επικάλυψης. Επιπλέον, με τον τρόπο αυτό διευκολύνεται η διαδικασία της διακριτοποίησης η οποία υπό διαφορετικές περιπτώσεις θα εμφάνιζε επιπρόσθετες δυσκολίες λόγω της ιδιόμορφης γεωμετρίας που παρουσιάζει η πτέρυγα. Προσθέτοντας, πλέον την επικάλυψη στην ήδη υπάρχουσα δομή, κατασκευάζεται το συγκρότημα της πτέρυγας.



Εικόνα 4.15: Ολοκληρωμένο συγκρότημα πτέρυγας

4.4 Διακριτοποίηση Μοντέλου

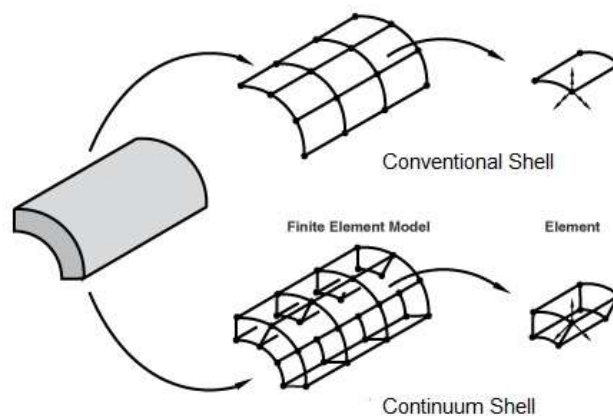
4.4.1 Εισαγωγικά

Στην παρούσα παράγραφο παρουσιάζεται ο τρόπος που έγινε η διακριτοποίηση της πτέρυγας και η κατασκευή του αριθμητικού προσομοιώματος αυτής. Για τον σκοπό αυτό χρησιμοποιήθηκαν τρικομβικά και τετρακομβικά συμβατικά στοιχεία κελύφους.

4.4.2 Στοιχεία κελύφους (Shell Elements)

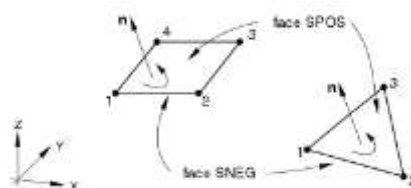
Όπως έχει αναφερθεί, τα στοιχεία κελύφους ανήκουν στην ευρύτερη κατηγορία των δομικών στοιχείων (structural elements)^{[5],[18]}. Τα στοιχεία κελύφους, χρησιμοποιούνται για να προσομοιώσουν κατασκευές στις οποίες η μια διάσταση, το πάχος, είναι σημαντικά μικρότερη σε σχέση με τις άλλες.

Αξίζει να σημειωθεί ότι η κατηγορία αυτή διακρίνεται σε δύο επιμέρους ομάδες, τα συμβατικά (conventional) και τα συνεχή (continuum) στοιχεία κελύφους. Σχετικά με την πρώτη, το πάχος τους καθορίζεται κατά την διαδικασία που δηλώνουμε τα υλικά της κατασκευής. Επιπλέον, αναφέρεται ότι κάθε κόμβος ενός συμβατικού στοιχείου κελύφους έχει έξι (6) βαθμούς ελευθερίας, τρεις (3) λόγω μετατόπισης και τρεις (3) λόγω στροφής. Αντιθέτως, τα συνεχή στοιχεία κελύφους έχουν μόνο τρεις (3) βαθμούς ελευθερίας ενώ το πάχος τους καθορίζεται από την γεωμετρία που έχουν οι κόμβοι στο στοιχείο. Από σχεδιαστική άποψη, τα συνεχή στοιχεία κελύφους ομοιάζουν με στοιχεία τριών (3) διαστάσεων (solid elements), αλλά, η κινηματική και δομική συμπεριφορά τους είναι ίδια με εκείνη των συμβατικών στοιχείων κελύφους.



Εικόνα 4.16: Απεικόνιση συμβατικών (conventional) και συνεχών (continuum) στοιχείων κελύφους

Για τα στοιχεία κελύφους στο χώρο, το διάνυσμα θετικής κατεύθυνσης ορίζεται από τον κανόνα δεξιού χεριού ενώ κατά τον ίδιο τρόπο γίνεται και η αρίθμηση κόμβων σε ένα στοιχείο.



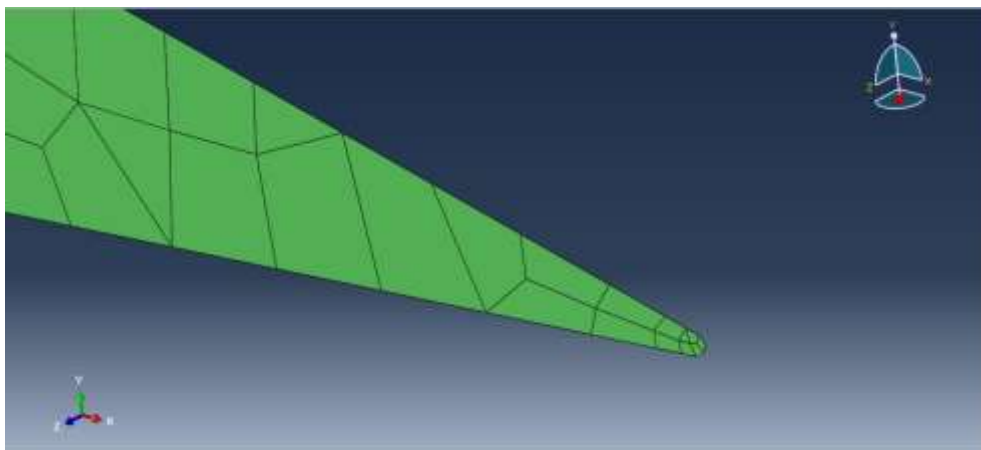
Εικόνα 4.17: Διάνυσμα θετικής κατεύθυνσης σε ένα στοιχείο

Το διάνυσμα αυτό είναι ιδιαίτερα σημαντικό καθώς καθορίζει τον τρόπο με τον οποίο τοποθετούνται οι στρώσεις του σύνθετου υλικού σε κάθε στοιχείο. Επιπλέον, κατά μήκος του πάχους των στρώσεων, μπορούμε να ορίσουμε τα σημεία στα οποία επιθυμούμε να παίρνουμε δεδομένα ως προς τις μηχανικές συμπεριφορές που μελετάμε. Ο συνολικός αριθμός προκύπτει από τον αριθμό των επιμέρους σημείων που έχουμε ορίσει για κάθε στρώση.

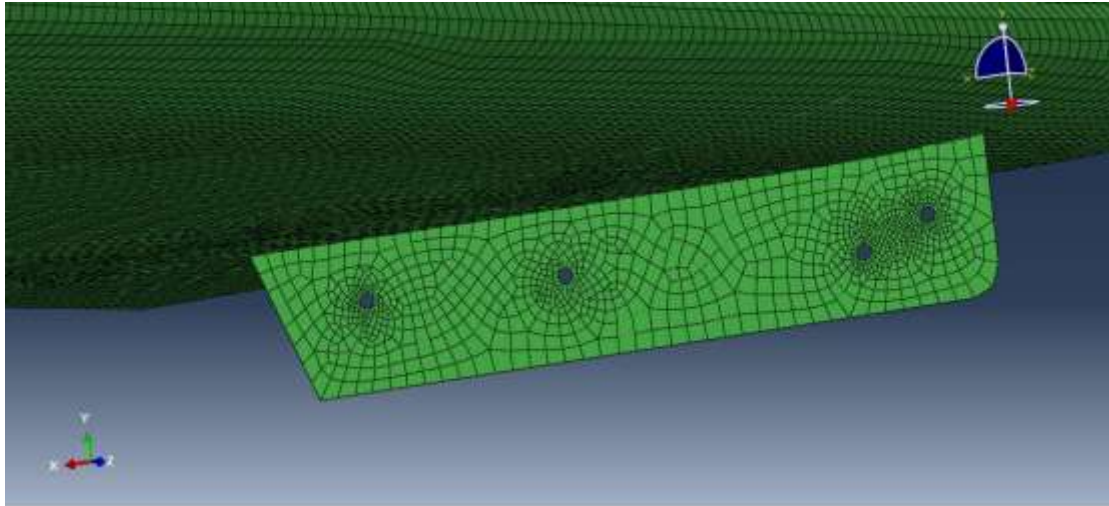
Για την διακριτοποίηση του προσομοιώματος που θα αναπτυχθεί, από την οικογένεια των στοιχείων κελύφους χρησιμοποιήθηκαν τα στοιχεία με την ονομασία S4R και S3R. Με βάση τους κανόνες ονοματολογίας του προγράμματος, πρόκειται για τετρακομβικά και τρικομβικά στοιχεία αντίστοιχα, τα οποία ακολουθούν την θεωρία μεγάλων μετατοπίσεων και στα οποία εφαρμόζεται μικρότερης τάξης αριθμητική ολοκλήρωση.

4.4.3 Διαδικασία Διακριτοποίησης

Για την διακριτοποίηση του μοντέλου του προσομοιώματος της πτέρυγας απαιτήθηκε αρχικά η διακριτοποίηση των επιμέρους δομικών στοιχείων και ακολούθως η ένωσή τους προκειμένου να προκύψει η ολική κατασκευή. Αναφέρεται ότι, για την διακριτοποίηση το μέγεθος των στοιχείων που χρησιμοποιήθηκε ήταν 10 mm εκτός από τα τμήματα των νευρώσεων του χείλους εκφυγής και των οπών όπου απαιτήθηκε μικρότερο μέγεθος ώστε να προκύψουν αξιόπιστα συμπεράσματα.

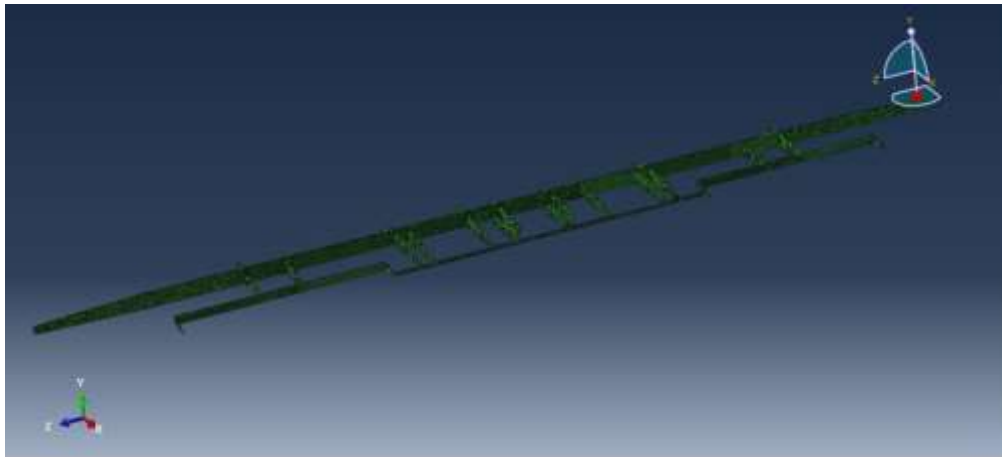


Εικόνα 4.18: Διακριτοποίηση χείλους εκφυγής νεύρωσης

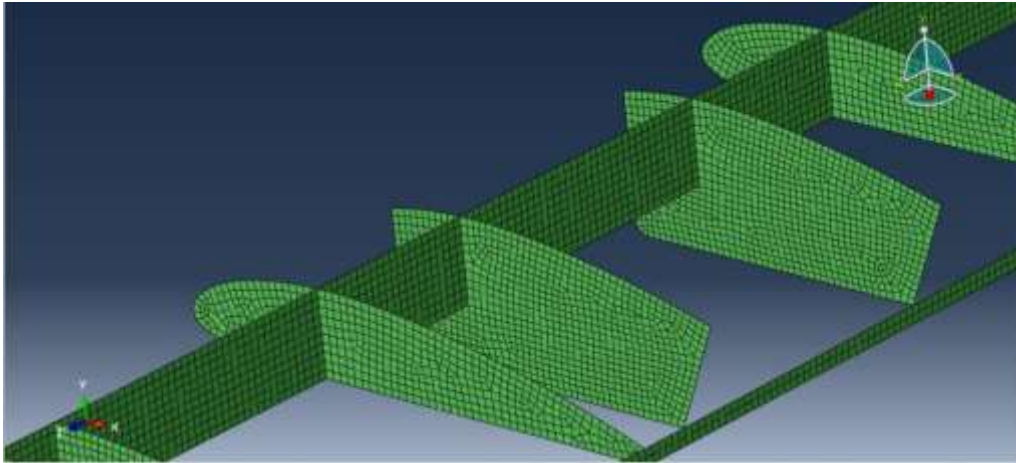


Εικόνα 4.19: Διακριτοποίηση οπών

Αρχικά, η διαδικασία της διακριτοποίησης ξεκίνησε από την κύρια και τις δευτερεύουσες δοκούς και εν συνεχεία με τις εγκάρσιες νευρώσεις. Μετά την ένωση των τμημάτων προέκυψε η διακριτοποιημένη εσωτερική δομή της πτέρυγας ως ακολούθως,

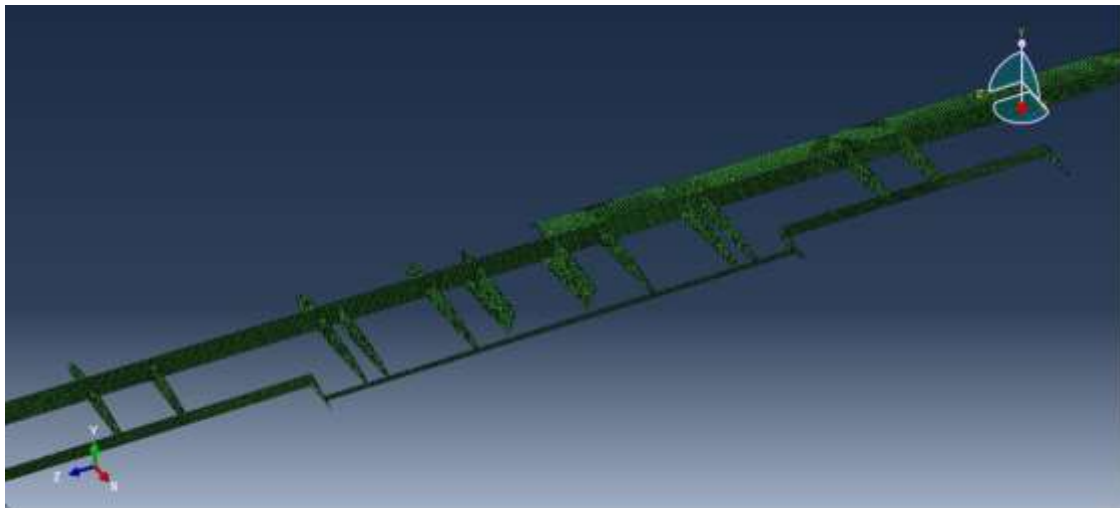


Εικόνα 4.20: Διακριτοποίηση εσωτερικής δομής της πτέρυγας

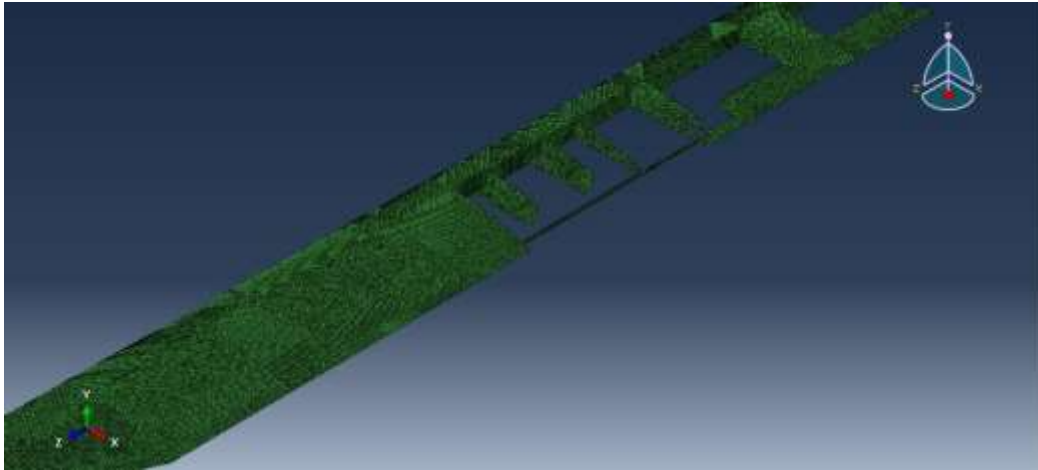


Εικόνα 4.21: Ένωση κύριας δοκού με νευρώσεις

Επόμενη διαδικασία ήταν η διακριτοποίηση των επιμέρους τμημάτων της επικάλυψης και εν συνεχεία η προσάρτησή τους στην διακριτοποιημένη εσωτερική δομή.



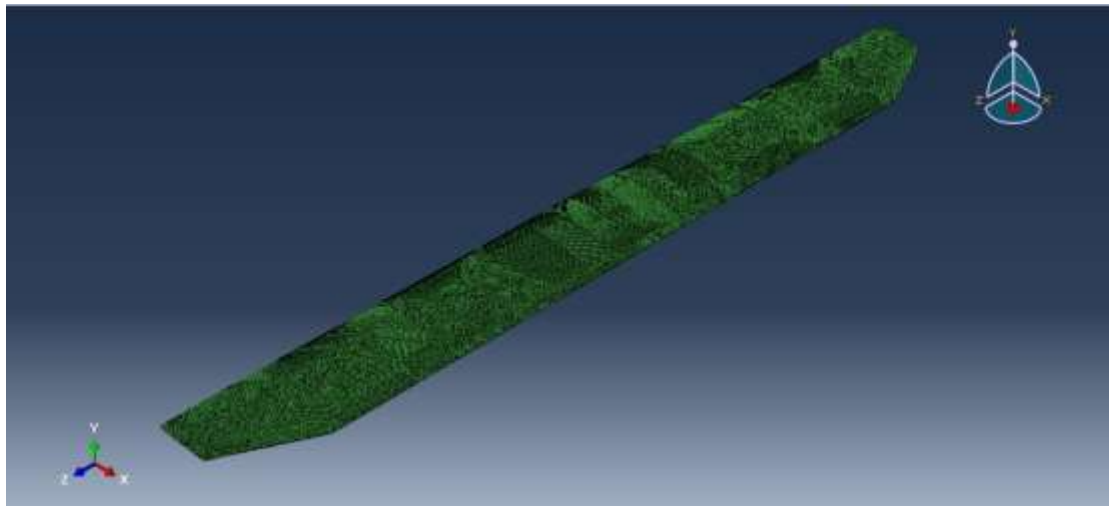
Εικόνα 4.22: Προσάρτηση επικάλυψης χείλους προσβολής στην εσωτερική δομή της πτέρυγας



Εικόνα 4.23: Προσάρτηση επιμέρους τμημάτων επικάλυψης στην εσωτερική δομή της πτέρυγας

Κατά την διαδικασία αυτή απαιτήθηκε ιδιαίτερη προσοχή καθώς σε πολλές περιπτώσεις εξαιτίας της ιδιομορφίας της γεωμετρίας νευρώσεων και επικάλυψης, οι κόμβοι δεν συνέπιπταν, με αποτέλεσμα να απαιτείται η παρέμβαση του χρήστη.

Έχοντας ολοκληρώσει την διαδικασία της διακριτοποίησης, προέκυψε το ολικό μοντέλο προσομοίωσης με τα ακόλουθα χαρακτηριστικά



Εικόνα 4.24: Ολοκληρωμένο μοντέλο προσομοίωσης πτέρυγας

| Τύπος Στοιχείου | Αριθμός Στοιχείων | Αριθμός Κόμβων |
|-----------------|-------------------|----------------|
| S4R | 102869 | |
| S3R | 164 | |
| Σύνολο | 103033 | 106013 |

Πίνακας 4.1: Συγκεντρωτικός πίνακας μοντέλου προσομοίωσης

Τέλος, αναφέρεται ότι σε κάθε στοιχείο λήφθηκε ένα (1) σημείο ολοκλήρωσης για κάθε στρώση σύνθετου υλικού.

4.5 Εισαγωγή των Σύνθετων Υλικών

4.5.1 Εισαγωγή

Η εισαγωγή των μηχανικών ιδιοτήτων ενός σύνθετου υλικού σε ένα πρόγραμμα ανάλυσης με την μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων αποτελεί μια διαδικασία που απαιτεί ιδιαίτερη προσοχή. Για τα ομογενή και ισότροπα υλικά η διαδικασία αυτή δεν χρήζει αντίστοιχης σημασίας δεδομένου ότι οι ιδιότητές τους παραμένουν αμετάβλητες σε κάθε διεύθυνση. Αντιθέτως, τα σύνθετα υλικά είναι ορθότροπα και συνεπώς, χρειάζεται να γνωρίζουμε τόσο τους άξονες ως προς τους οποίους δηλώνουμε τις μηχανικές ιδιότητες τους όσο και τους άξονες των στοιχείων ως προς τους οποίους συνθέτουμε το πολύστρωμα. Έτσι, πέρα από το καθολικό σύστημα αξόνων, στο οποίο ορίζεται συνήθως η συνολική γεωμετρία της κατασκευής καθώς και οι επιβαλλόμενες μετατοπίσεις και περιστροφές, διακρίνουμε άλλα δύο συστήματα αξόνων. Το πρώτο είναι το σύστημα συντεταγμένων του στοιχείου. Στους άξονες αυτούς, υπολογίζεται η ακαμψία των στοιχείων πριν γίνει η ολοκλήρωσή τους στο καθολικό σύστημα συντεταγμένων. Όσον αφορά το άλλο, αυτό είναι το σύστημα συντεταγμένων στο οποίο ορίζονται οι ιδιότητες του υλικού. Μερικές φορές, τυχάνει να ταυτίζεται με ένα από τα προαναφερθέντα συστήματα αξόνων. Στην συνέχεια, θα παρουσιαστούν τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν για την κατασκευή της πτέρυγας, οι

μηχανικές ιδιότητές τους καθώς και η διαμόρφωση των στρώσεων στα επιμέρους δομικά στοιχεία της κατασκευής.

4.5.2 Δομικά Υλικά Πτέρυγας Πήγασος II

Τα υλικά που συνθέτουν την πτέρυγα του Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II είναι τα ακόλουθα:

- Carbon/Epoxy
- Glass/Epoxy
- Soric SF
- PVC Foam

Πέραν του υλικού PVC Foam το οποίο είναι ισότροπο, τα υπόλοιπα υλικά χαρακτηρίζονται ως ορθότροπα. Για τα ισότροπα υλικά όπως αναφέραμε δεν έχει ιδιαίτερη σημασία το σύστημα συντεταγμένων καθώς οι μηχανικές ιδιότητές τους είναι σταθερές. Για τον χαρακτηρισμό τους, αρκεί να γνωρίζουμε τις σταθερές E,G και ν.

Όσον αφορά, τα σύνθετα υλικά, η δήλωση των ιδιοτήτων τους γίνεται λαμβάνοντας υπόψη το τοπικό σύστημα αξόνων κάθε στοιχείου. Πιο συγκεκριμένα, οι ιδιότητες δηλώνονται ως προς τους άξονες 1 και 2, όπου ο άξονας 1 έχει την διεύθυνση των ινών ενώ ο άξονας 2 ανήκει στο επίπεδο της στρώσης και είναι κάθετος σε αυτές. Σχετικά με τον άξονα 3, αυτός είναι κάθετος τόσο στο επίπεδο που ορίζει η στρώση όσο και κάθετος στις ίνες. Αναφερόμενοι στις μηχανικές ιδιότητες, για τον επαρκή χαρακτηρισμό κάθε στρώσης σύνθετου υλικού, το πρόγραμμα Simulia Abaqus CAE απαιτεί την δήλωση των σταθερών $E_1, E_2, \nu_{12}, G_{12}, G_{13}, G_{23}$. Σύμφωνα με τις προδιαγραφές του κατασκευαστή, είμαστε σε θέση να γνωρίζουμε μόνο τις τέσσερις (4) πρώτες ιδιότητες. Ο υπολογισμός των υπόλοιπων δύο (2) σταθερών επιτεύχθηκε με βάση την σχέση

$$G_{13} = G_{23} = \frac{5}{6} G_{12}$$

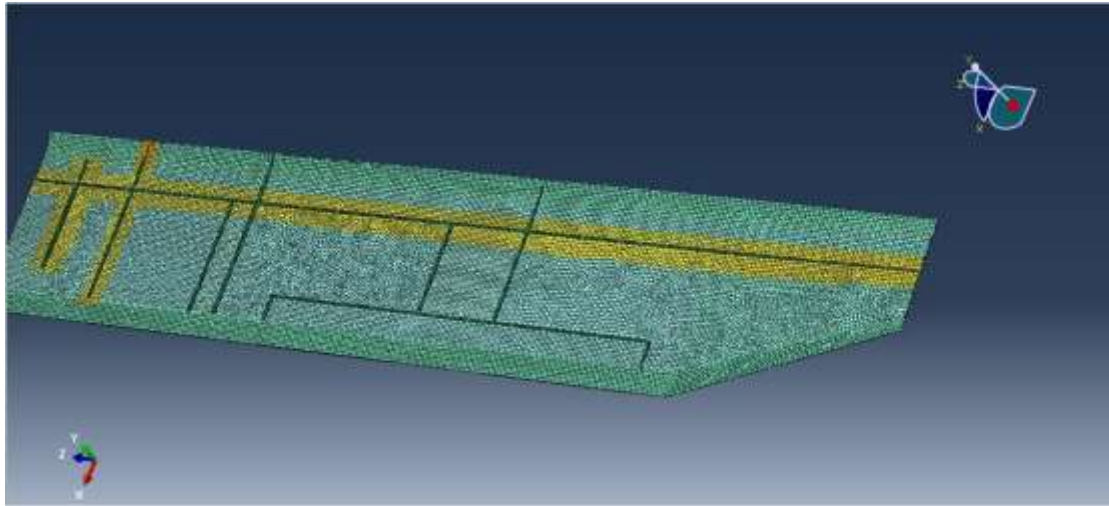
Ο συντελεστής 5/6 ονομάζεται σταθερά διόρθωσης διάτμησης και προκύπτει από την αντιστοιχία της ενέργειας διάτμησης σε μία τριών διαστάσεων κατασκευή που υπόκειται σε καθαρή κάμψη. Πέραν των μηχανικών σταθερών, προκειμένου στην ανάλυσή μας να χρησιμοποιήσουμε τα κριτήρια αστοχίας, το υπολογιστικό πρόγραμμα απαιτεί την εισαγωγή των ορίων αντοχής κάθε υλικού στους άξονες 1 και 2 για εφελκυσμό, θλίψη και διάτμηση. Αναφέρεται ότι, οι τιμές που εισήχθησαν είναι το 50% των πραγματικών τιμών. Η ενέργεια αυτή, δικαιολογείται από το γεγονός ότι επιθυμείται ο συντελεστής ασφαλείας της κατασκευής να έχει τιμή 1.5. Έτσι, καταλήγουμε στον ακόλουθο πίνακα^{[11],[12],[13]}:

| Ορθότροπα Υλικά (MPa) | E_{11} | E_{22} | ν_{12} | G_{12} | $G_{13} = G_{23}$ | X_t | Y_t | X_c | Y_c | S |
|-----------------------|----------|----------|------------|----------|-------------------|-------|-------|-------|-------|----|
| Carbon/Epoxy | 96600 | 5635 | 0.28 | 3850 | 3208.3 | 1225 | 35 | 785 | 100 | 49 |
| Glass/Epoxy | 230000 | 5500 | 0.28 | 3840 | 3200 | 480 | 39 | 315 | 100 | 38 |
| Soric SF | 800 | 800 | 0.28 | 307.69 | 256.4 | 6 | 6 | 4 | 4 | 6 |
| Ισότροπα Υλικά (MPa) | E | G | ν | | | | | | | |
| PVC Foam | 66 | 30 | 0.1 | | | | | | | |

Πίνακας 4.2: Πίνακας Ελαστικών Σταθερών Σύνθετων Υλικών

Έχοντας εισάγει τα υλικά μπορούμε πλέον να διαμορφώσουμε τις διάφορες περιοχές της πτέρυγας σύμφωνα με τα κατασκευαστικά σχέδια. Αναφέρεται ότι, στην πτέρυγα μπορούμε να διακρίνουμε έξι (6) περιοχές με διαφορετική διαμόρφωση. Οι περιοχές αυτές είναι,

- Η κύρια δοκός
- Οι νευρώσεις και οι δευτερεύουσες δοκοί
- Η επικάλυψη
- Η ένωση επικάλυψης με την κύρια δοκό
- Η ένωση επικάλυψης με τα Ribs 2 και το κάτω τμήμα των Fittings
- Το σημείο τομής των δύο ανωτέρω κατηγοριών

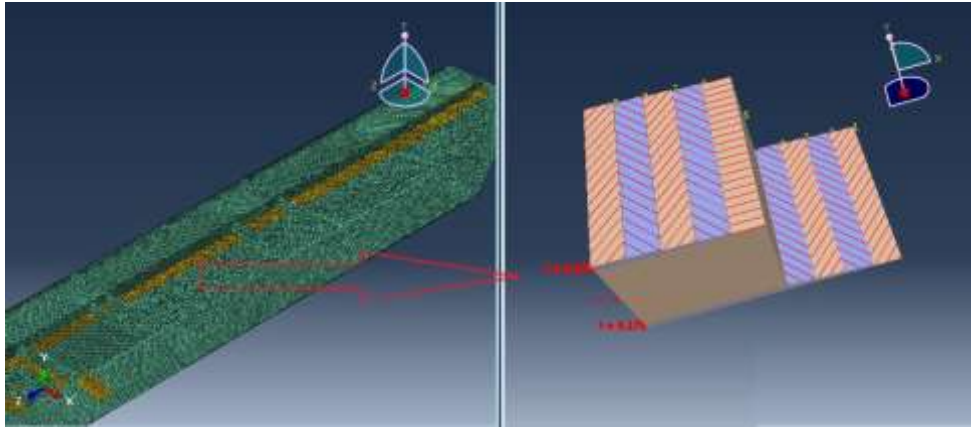


Εικόνα 4.25: Μοντέλο προσομοίωσης με σύνθετα υλικά

Στο σημείο αυτό αξίζει να σημειωθεί ότι η διαφορετική διαμόρφωση οφείλεται είτε στην χρήση διαφορετικών υλικών είτε στην χρήση διαφορετικού αριθμού στρώσεων, εφόσον κρίνεται αναγκαίο για καλύτερη μηχανική συμπεριφορά της πτέρυγας. Εκτενέστερα, η διαμόρφωση των προαναφερθέντων περιοχών παρουσιάζεται στους ακόλουθους πίνακες:

| Lay Up | Κύρια Δοκός | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|--------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon/Epoxy | 0.175 | 45 |
| 2 | Carbon/Epoxy | 0.175 | -45 |
| 3 | Carbon/Epoxy | 0.175 | 45 |
| 4 | Carbon/Epoxy | 0.175 | -45 |
| 5 | PVC Foam | 10 | 0 |
| 6 | Carbon/Epoxy | 0.175 | -45 |
| 7 | Carbon/Epoxy | 0.175 | 45 |
| 8 | Carbon/Epoxy | 0.175 | -45 |
| 9 | Carbon/Epoxy | 0.175 | 45 |

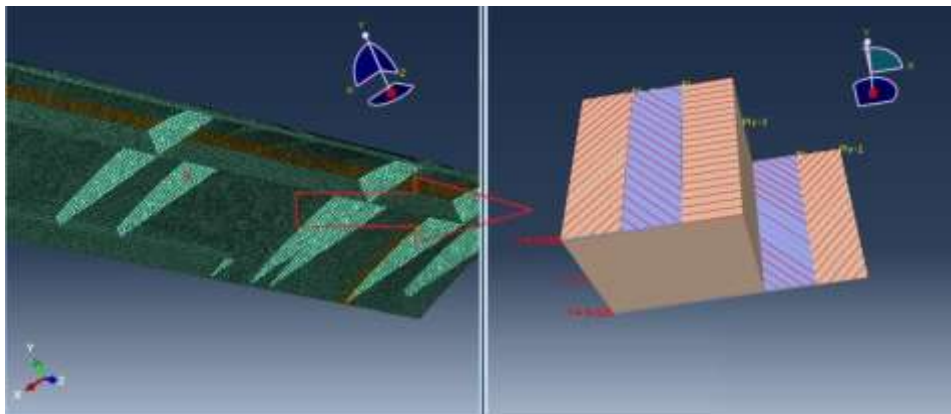
Πίνακας 4.3: Διαμόρφωση στρώσεων κύριας δοκού



Εικόνα 4.26: Γραφική απεικόνιση στρώσεων κύριας δοκού

| Lay Up | Ribs | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|--------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 2 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 3 | PVC Foam | 10 | 0 |
| 4 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 5 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |

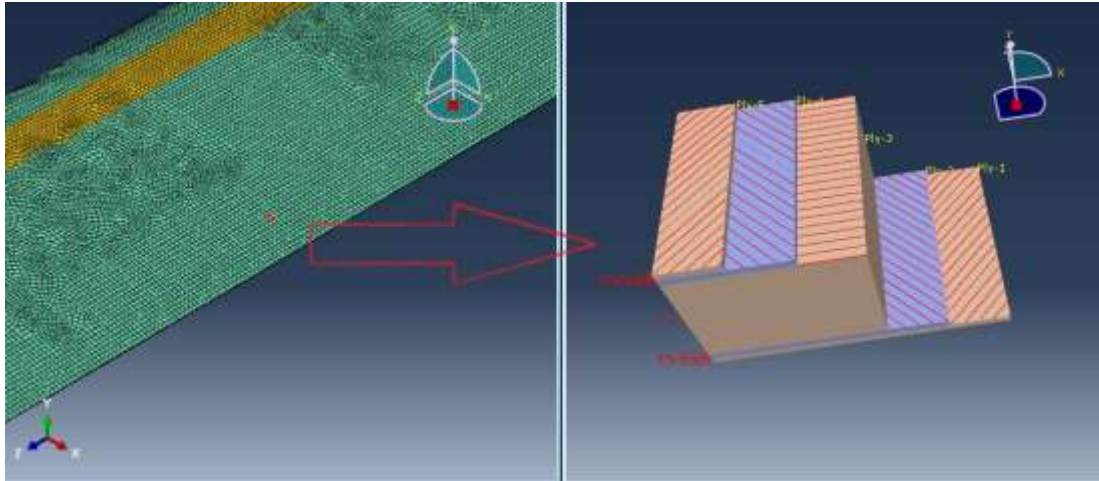
Πίνακας 4.4: Διαμόρφωση στρώσεων για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς



Εικόνα 4.27: Γραφική απεικόνιση στρώσεων για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς

| Lay Up | Wing Skin | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|--------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 2 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 3 | Soric SF | 2 | 0 |
| 4 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 5 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |

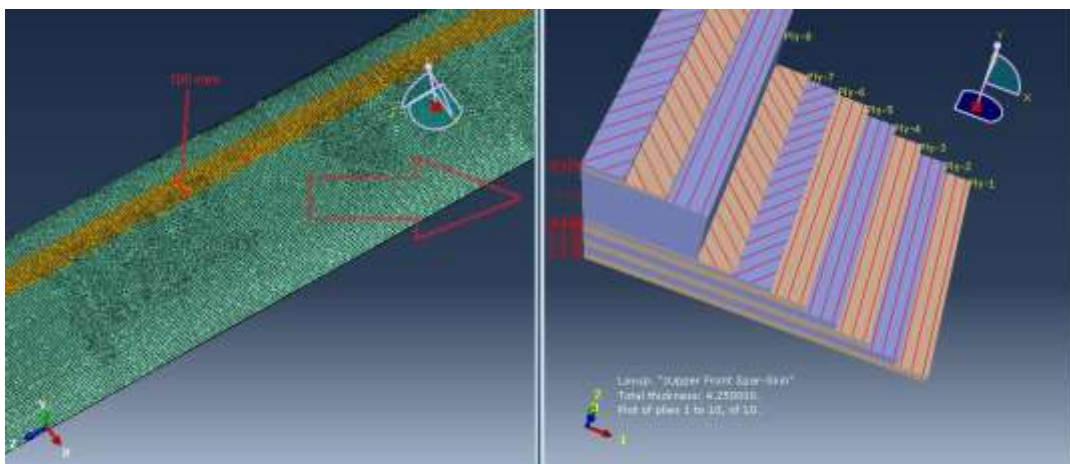
Πίνακας 4.5: Διαμόρφωση στρώσεων επικάλυψης



Εικόνα 4.28: Γραφική απεικόνιση στρώσεων επικάλυψης

| Lay Up | Wing Skin-Spar | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|----------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon Fiber | 0.35 | 90 |
| 2 | Carbon Fiber | 0.35 | 90 |
| 3 | Carbon Fiber | 0.35 | 90 |
| 4 | Carbon Fiber | 0.35 | 90 |
| 5 | Carbon Fiber | 0.35 | 90 |
| 6 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 7 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 8 | Soric SF | 2 | 0 |
| 9 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 10 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |

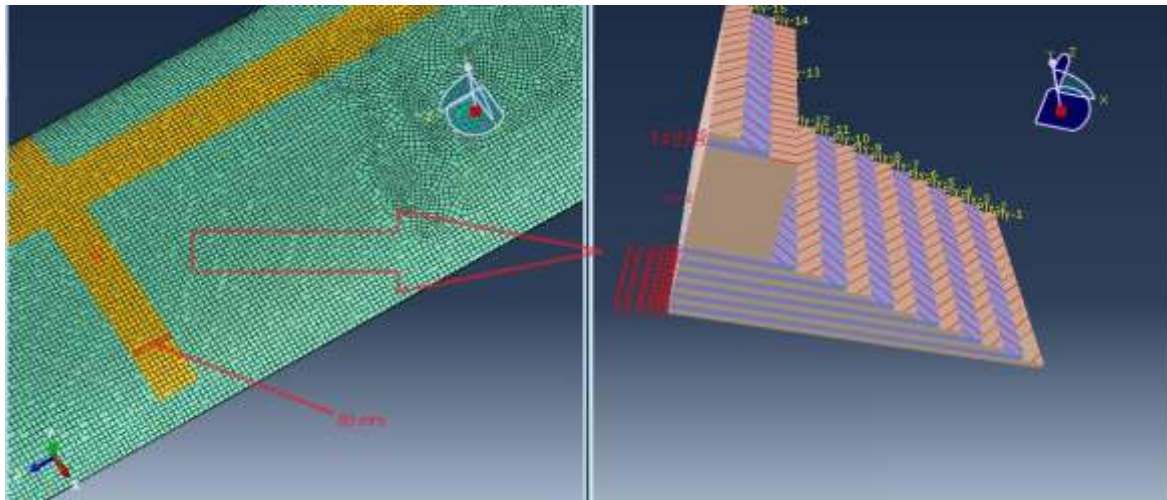
Πίνακας 4.6: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού



Εικόνα 4.29: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού

| Lay Up | Wing Skin-Ribs | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|----------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 2 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 3 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 4 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 5 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 6 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 7 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 8 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 9 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 10 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 11 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 12 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 13 | Soric SF | 2 | 0 |
| 14 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 15 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |

Πίνακας 4.7: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-νευρώσεων

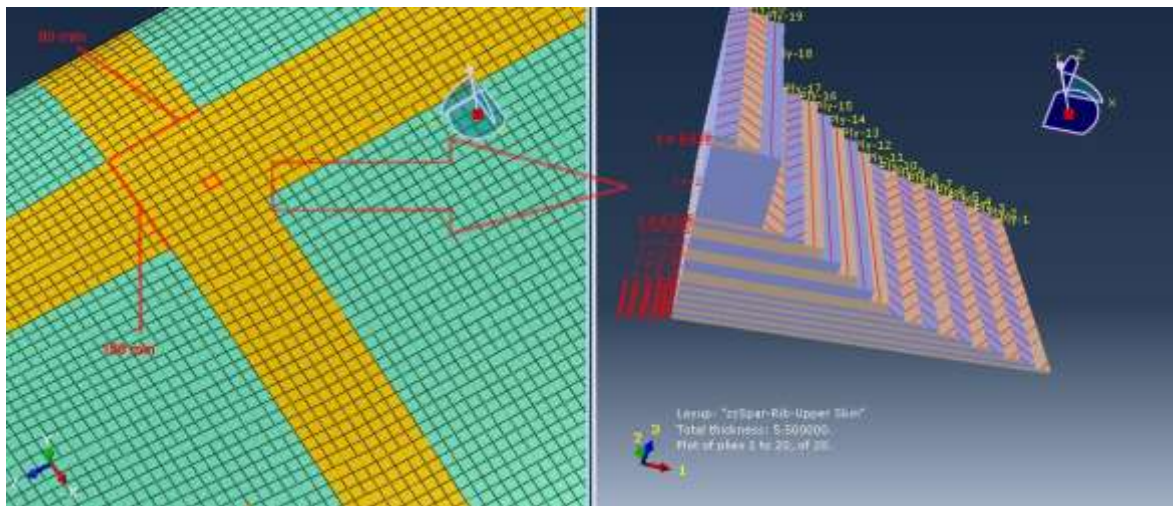


Εικόνα 4.30: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-νευρώσεων

| Lay Up | Wing Skin-Spar-Ribs | Πάχος Στρώσης (mm) | Στροφή Ινών (deg) |
|--------|---------------------|--------------------|-------------------|
| 1 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 2 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 3 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 4 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 5 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 6 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 7 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 8 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 9 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |

| | | | |
|----|--------------|-------|-----|
| 10 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 11 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 12 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 13 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 14 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 15 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 16 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |
| 17 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 18 | Soric SF | 2 | 0 |
| 19 | Carbon Fiber | 0.125 | -45 |
| 20 | Carbon Fiber | 0.125 | 45 |

Πίνακας 4.8: Διαμόρφωση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού-νευρώσεων



Εικόνα 4.31: Γραφική απεικόνιση στρώσεων σημείου ένωσης επικάλυψης-κύριας δοκού-νευρώσεων

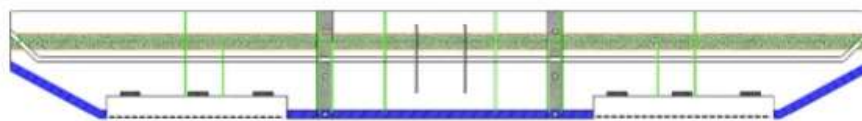
Στο σημείο αυτό, αξίζει να προστεθεί ότι οι γωνίες που σχηματίζουν οι ίνες κάθε στρώσης αναφέρονται στο σύστημα αξόνων που ορίσαμε σε κάθε επιμέρους περιοχή. Επιπρόσθετα, η αρίθμηση των στρώσεων γίνεται με τέτοιο τρόπο ώστε ο αριθμός 1 να αντιπροσωπεύει την κατώτερη στρώση.

4.6 Εισαγωγή Φορτίου και Συνοριακών Συνθηκών

Η κρισιμότερη περίπτωση συμμετρικής φόρτισης είναι η περίπτωση με επιτάχυνση κατά τον διαμήκη άξονα (pitch) με 3.8g σε μέγιστη ταχύτητα με το μέγιστο βάρος απογείωσης. Επισημαίνονται τα κάτωθι δεδομένα

- Μέγιστο Βάρος Απογείωσης $M_{TOW} = 220 \text{ kg}$
- Τύπος αεροτομής NACA 4415
- Μέγιστη Ταχύτητα Σχεδίασης (Design Speed) $V_D = 100 \text{ knots} = 51 \text{ m/s}$
- Συντελεστής Φόρτου από USAR 337 $n=3.8g$

Ο υπολογισμός του αεροδυναμικού φορτίου είναι μια διαδικασία ιδιαίτερα σημαντική για την ανάλυση της δομής της πτέρυγας. Αναφέρεται ότι η διαδικασία υπολογισμού εξαρτάται από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά που παρουσιάζει η εν λόγω δομή. Στην συγκεκριμένη περίπτωση, για τον λόγο ότι τα χαρακτηριστικά της πτέρυγας είναι αρκετά απλοποιημένα καθώς στο μεγαλύτερο μέρος της είναι ορθογωνική δίχως εκλέπτυνση μας επιτρέπει να ακολουθήσουμε μια απλούστερη διαδικασία υπολογισμού του αεροδυναμικού φορτίου.



Εικόνα 4.32: Γραφική απεικόνιση πτέρυγας Πήγασος II

Όπως γνωρίζουμε μια ορθογωνική πτέρυγα κατά την πτήση και σε συνθήκες συμμετρικής φόρτισης παράγει άντωση ελλειπτικής κατανομής κατά μήκος του εκπετάσματος. Ασφαλώς, στην περιοχή όπου ενώνεται με την

πτέρυγα η κατανομή επηρεάζεται και μερικώς μεταβάλλεται. Εντούτοις, η συμβολή της ατράκτου για λόγους απλοποίησης δε λαμβάνεται υπόψη^[8].

Έτσι, σύμφωνα με όσα έχουμε αναφέρει το μέγιστο φορτίο άντωσης ισούται

$$L_{ULT.} = (M_{TOW} \cdot 10) \cdot 3.8 = 8458 \text{ N}$$

Το ανωτέρω φορτίο αποτελεί την κρίσιμη τιμή εκ των συμμετρικών φορτίσεων και αναφέρεται ως Limit Load. Σύμφωνα με την USAR 303, ο συντελεστής ασφαλείας ορίζεται σε 1,5 οπότε και προκύπτει το Ultimate Load. Στην παρούσα μελέτη, προτιμήθηκε αντί να εισαχθεί το Ultimate Load να μειωθούν τα όρια αντοχής των υλικών στο μισό (50%) των πραγματικών τους τιμών.

Ο υπολογισμός της κατανομής της άντωσης γίνεται στο ήμισυ της πτέρυγας, δηλαδή, στο ημiekπέτασμα του αεροσκάφους. Γνωρίζοντας ότι το εκπέτασμα ισούται με 6200 mm το ημiekπέτασμα θα έχει μήκος αντίστοιχα 3100 mm. Επιπλέον, καθώς το Ultimate Load ορίστηκε ίσο με 8458 N στο ημiekπέτασμα θα ασκείται φορτίο ίσο με 4229 N. Έτσι, με βάση την παραδοχή της ελλειπτικής κατανομής έχουμε:

$$\frac{z^2}{a^2} + \frac{q(z)^2}{b^2} = 1$$

- Για $z=-3100$ ισχύει $q(z) = 0 \rightarrow a = 3100$, συνεπώς $q(z) = b\sqrt{1 - \frac{z^2}{3100^2}}$

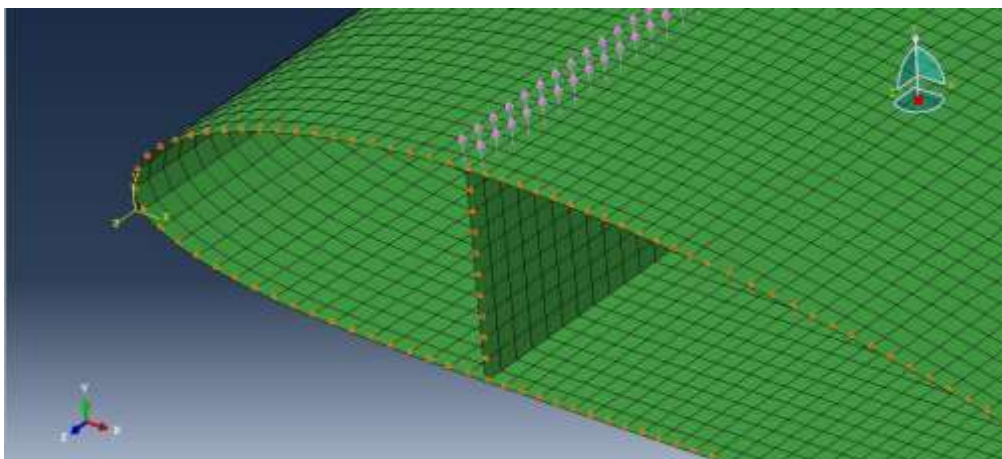
- Επιπλέον, $\int_{-3100}^0 q(z) dz = 4229 \rightarrow \int_{-3100}^0 \left(b\sqrt{1 - \frac{z^2}{3100^2}} \right) dz = 4229 \rightarrow$

$$\rightarrow b = \frac{4229}{\int_{-3100}^0 \left(b\sqrt{1 - \frac{z^2}{3100^2}} \right) dz} = \frac{4229}{775\pi}$$

Επομένως, καταλήγουμε ότι κατά μήκος της πτέρυγας ασκείται κατανεμημένο φορτίο,

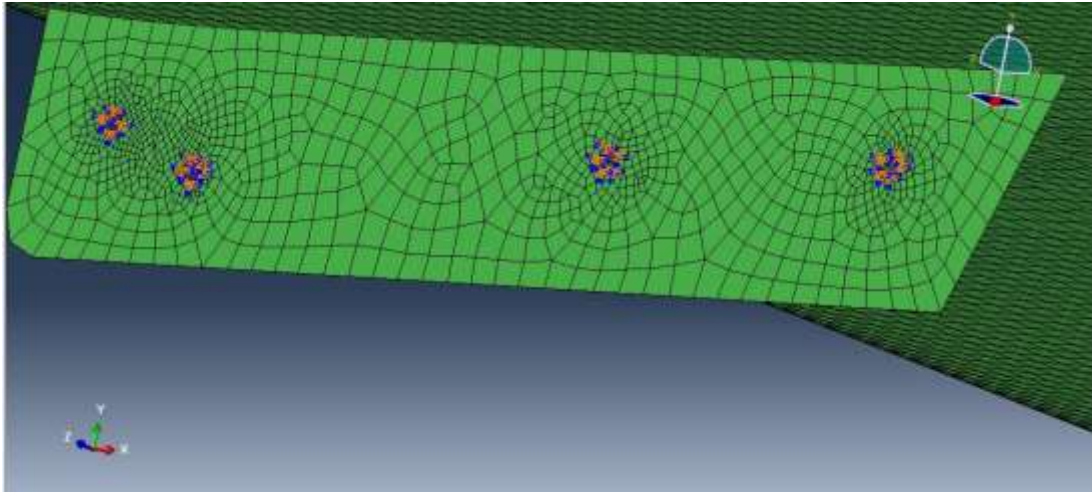
$$q(z) = \frac{4229}{775\pi} \sqrt{1 - \frac{z^2}{3100^2}} \text{ N/mm}$$

Όσον αφορά την εισαγωγή του κατανεμημένου φορτίου στο μοντέλο προσομοίωσης της πτέρυγας, θεωρήθηκε ότι το φορτίο ασκείται στατικά στο άνω τμήμα της κύριας δοκού και ειδικότερα στο σημείο τομής πέλματος και κορμού. Επιπρόσθετα, για τον λόγο ότι στα στοιχεία κελύφους δεν δίδεται η δυνατότητα να χρησιμοποιηθεί γραμμικό φορτίο (line load) επιλέχθηκε να εισαχθεί το φορτίο μέσω της κατηγορίας επιφανειακής έλξης (surface traction). Στην περίπτωση αυτή το φορτίο ασκείται στο κέντρο του κάθε στοιχείου και έχει ως μονάδες μέτρησης δύναμη ανά μονάδα επιφάνειας. Για τον λόγο αυτό, επιλέχθηκε να κατανεμηθεί το φορτίο της άντωσης σε δύο (2) σειρές στοιχείων εκατέρωθεν του κορμού της δοκού. Επιπλέον, καθώς το φορτίο, όπως αναφέρθηκε, εκφράζεται σε μονάδες δύναμης ανά επιφάνεια, διαιρέθηκε με το πλάτος των στοιχείων προκειμένου να προκύψει φορτίο γραμμής.



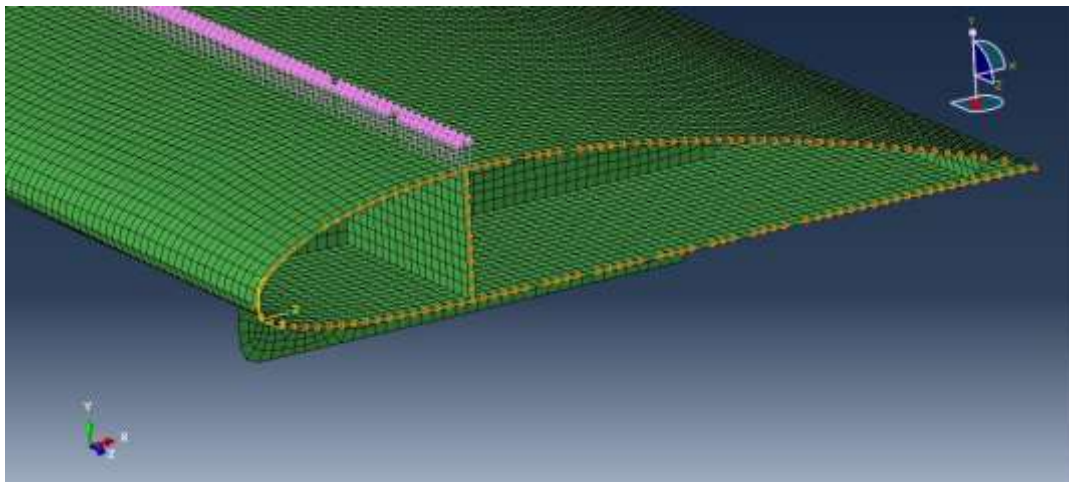
Εικόνα 4.33: Γραφική απεικόνιση φορτίου καταπόνησης

Σχετικά με τις συνοριακές συνθήκες (boundary conditions), για την μελέτη θεωρήθηκε ότι η πτέρυγα είναι πακτωμένη στην περιοχή των οπών που βρίσκονται στο πρώτο ζεύγος νευρώσεων (Fittings). Έτσι, δεσμεύθηκαν οι βαθμοί ελευθερίας των κόμβων που βρίσκονται περιμετρικά των οπών.



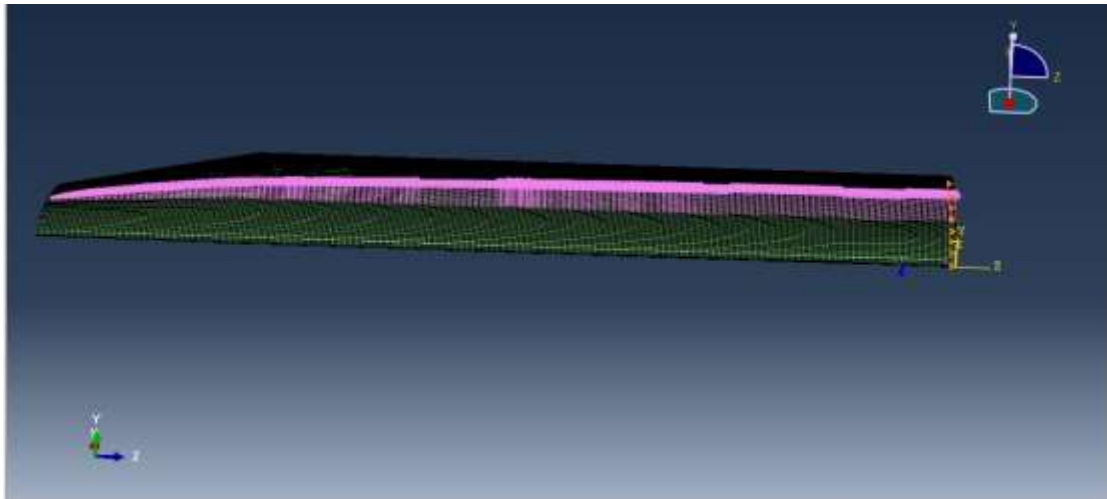
Εικόνα 4.34: Συνοριακές συνθήκες στην περιοχή των οπών

Επιπρόσθετα, εξαιτίας του γεγονότος ότι η μελέτη στο σύνολο της πτέρυγας αυξάνει τον υπολογιστικό χρόνο και απαιτεί μεγάλους υπολογιστικούς πόρους από τον υπολογιστή, κρίθηκε σκόπιμο να μελετηθεί η πτέρυγα ως προς το ημiekπέτασμα δίχως να επηρεάζεται η εγκυρότητα της μελέτης. Γι αυτό το λόγο, στους κόμβους που βρίσκονται πάνω στον άξονα συμμετρίας δεσμεύτηκε η μετατόπισή τους πέρα από την επιφάνειά τους ($u_z = 0$). Με αυτό τον τρόπο εισήχθησαν συνθήκες συμμετρίας.



Εικόνα 4.35: Περιοχή συνθηκών συμμετρίας

Εν κατακλείδι, το μοντέλο που προσομοιώνει την πτέρυγα και μελετάται συνοψίζεται στην παρακάτω εικόνα



Εικόνα 4.36: Τελικό μοντέλο προσομοίωσης

4.7 Καθορισμός Ανάλυσης

Το μοντέλο προσομοίωσης της πτέρυγας του Μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους Πήγασος II, έχει ολοκληρώσει πλέον τα στάδια που απαιτούνται προκειμένου να μπορεί να υποβληθεί σε οποιαδήποτε ανάλυση. Επισημαίνεται ότι, τα στάδια που ακολουθήθηκαν είναι

- Σχεδιασμός των δομικών στοιχείων και συναρμολόγησή τους
- Διακριτοποίηση του Μοντέλου Προσομοίωση
- Εισαγωγή των Σύνθετων Υλικών
- Εισαγωγή του Αεροδυναμικού Φορτίου

Στο επόμενο κεφάλαιο, θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα που προέκυψαν από τις αναλύσεις που υποβλήθηκαν στο Υπολογιστικό Πρόγραμμα Πεπερασμένων Στοιχείων Simulia Abaqus CAE. Αρχικά, το μοντέλο υποβλήθηκε σε στατική ανάλυση και μελετήθηκε ως προς το βέλος κάμψης και τα κριτήρια αστοχίας που αφορούν τα Σύνθετα Υλικά. Αυτά είναι,

- Κριτήριο Azzi – Tsai – Hill
- Κριτήριο Μέγιστης Τάσης (Max Stress)

- Κριτήριο Tsai – Hill
- Κριτήριο Tsai – Wu
- Κριτήρια Αστοχίας Hashin (Hashin's Criteria)

Εν συνεχεία, το μοντέλο υποβλήθηκε σε ανάλυση λυγισμού (Buckling Analysis). Επισημαίνεται, ότι η ανάλυση έγινε με την μέθοδο των ιδιοτιμών καθώς σκοπός ήταν να εντοπιστεί η περιοχή η οποία είναι πιο ευάλωτη σε λυγισμό καθώς και η τιμή του φορτίου στο οποίο συμβαίνει το συγκεκριμένο φαινόμενο. Αξίζει να σημειωθεί ότι, για την ανάλυση χρησιμοποιήθηκε η ίδια κατανομή φορτίου με την διαφορά όμως ότι το άθροισμά του ισοδυναμεί με την μονάδα. Ο λόγος ήταν προκειμένου οι προκύπτουσες ιδιοτιμές να δίνουν απευθείας την τιμή του φορτίου όπου εμφανίζεται ο λυγισμός.

Κεφάλαιο 5^ο : Ανάλυση Αποτελεσμάτων

5.1 Εισαγωγή

Στο παρόν κεφάλαιο, θα παρουσιαστούν και θα σχολιαστούν τα αποτελέσματα που προέκυψαν από την στατική ανάλυση καθώς και από την ανάλυση λυγισμού επί του μοντέλου προσομοίωσης της πτέρυγας του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II. Επιπρόσθετα, θα παρουσιαστούν τα διαγράμματα ροπών-τεμνουσών δυνάμεων. Σκοπός είναι, αφενός να διαπιστωθεί η αξιοπιστία της κατασκευής και αφετέρου να καλυφθούν όσο το δυνατό περισσότερες απαιτήσεις όπως αυτές προκύπτουν από τα πρότυπα ασφάλειας πτήσεων του NATO (USAR).

5.2 Διαγράμματα Τεμνουσών Δυνάμεων – Καμπτικών Ροπών

Όπως υπολογίστηκε στην παράγραφο 4.6 η κατανομή του αεροδυναμικού φορτίου δίνεται από την σχέση

$$q(z) = \frac{4229}{775\pi} \sqrt{1 - \frac{z^2}{3100^2}} \text{ N/mm}$$

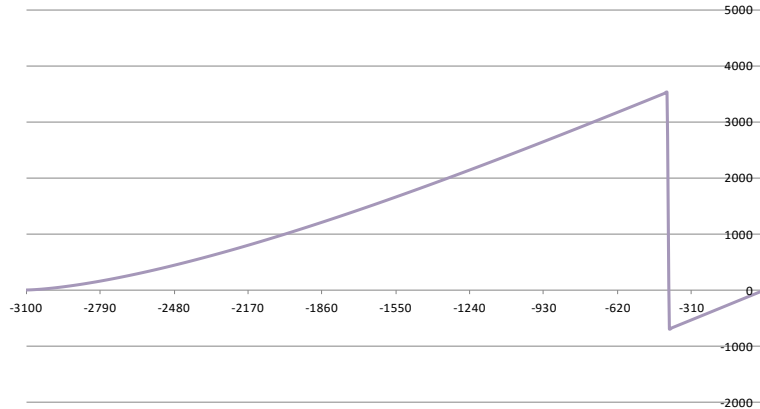
Συνεπώς, το διάγραμμα των τεμνουσών δυνάμεων θα προκύψει από την ακόλουθη ολοκλήρωση

$$Q_y = - \int_0^z q(z) dz \rightarrow$$

$$Q_y = - \frac{4229}{775\pi} \left(775\pi + \frac{y\sqrt{9610000 - z^2} + 1550 \text{ArcSin}\left(\frac{z}{3100}\right)}{6200} \right) \text{ N}, -3100 < z < -395$$

$$Q_y = - \frac{4229}{775\pi} \left(775\pi + \frac{y\sqrt{9610000 - z^2} + 1550 \text{ArcSin}\left(\frac{z}{3100}\right)}{6200} \right) - 4229 \text{ N}, -395 < z < 0$$

Το διάγραμμα τεμνουσών που προκύπτει έχει την ακόλουθη μορφή,



Εικόνα 5.1: Διάγραμμα τεμνουσών δυνάμεων

Ακολουθώντας, ολοκληρώνοντας τις τέμνουσες δυνάμεις προκύπτει το διάγραμμα καμπτικών ροπών.

$$M_z = \int_{-3100}^z Q_y dz \rightarrow$$

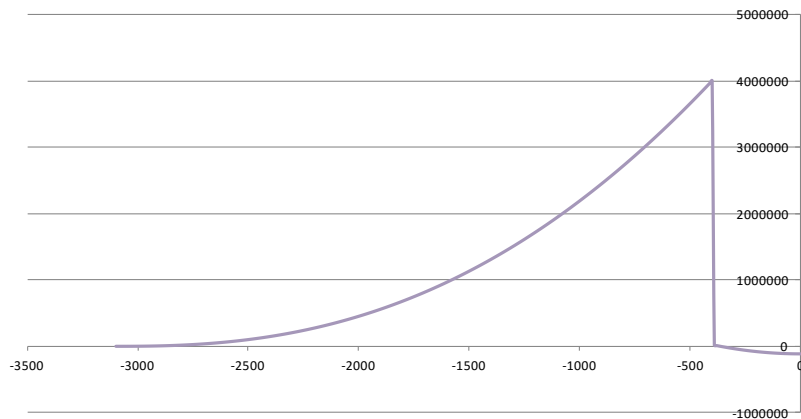
$$M_z = \frac{4229 \left(14415000\pi z + \sqrt{9610000 - z^2} (19220000 + z^2) + 28830000z \text{ArcSin} \left(\frac{z}{3100} \right) \right)}{14415000\pi} \text{ Nmm},$$

$$-3100 < z < -395$$

$$M_z = \frac{4229 \left(14415000\pi z + \sqrt{9610000 - z^2} (19220000 + z^2) + 28830000z \text{ArcSin} \left(\frac{z}{3100} \right) \right)}{14415000\pi} - 4229z - 4028879 \text{ Nmm},$$

$$-395 < z < 0$$

Το διάγραμμα καμπτικών ροπών που προκύπτει παρουσιάζεται στην συνέχεια,



Εικόνα 5.2: Διάγραμμα καμπτικών ροπών

5.3 Αποτελέσματα Στατικής Ανάλυσης

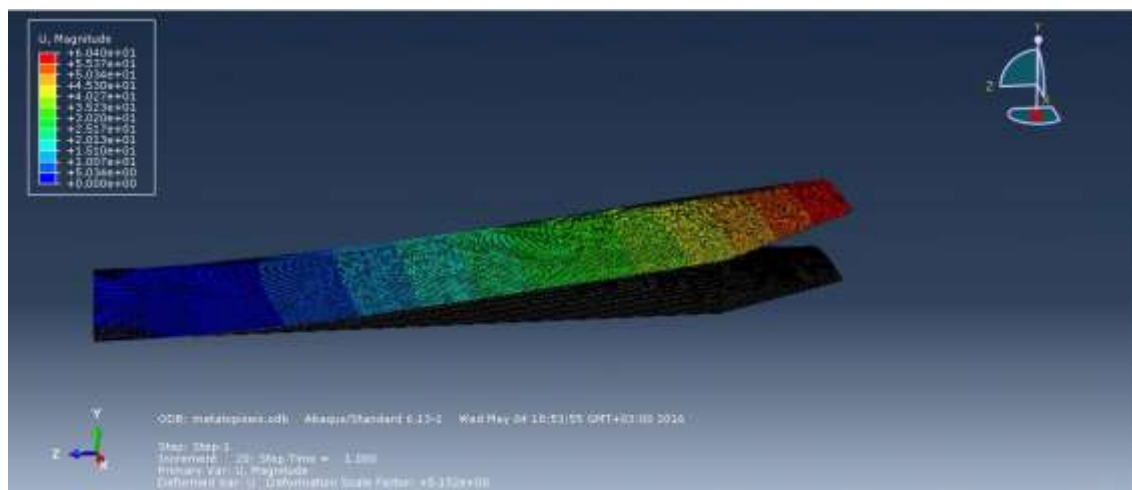
5.3.1 Εισαγωγή

Στην παρούσα παράγραφο, θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα που προέκυψαν από την στατική ανάλυση του μοντέλου που προσομοιώνει την πτέρυγα του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II. Συνοπτικά, επαναλαμβάνεται ότι για την ανάλυση θεωρήθηκε πως η πτέρυγα δέχεται $n=3.8$ φορές το μέγιστο βάρος απογείωσης ($M_{TOW} = 220 \text{ kg}$) ενώ προκειμένου να έχουμε συντελεστή ασφαλείας 1.5 θεωρήθηκε ως όριο αντοχής των υλικών που χρησιμοποιήθηκαν το 50% των πραγματικών τιμών τους. Επιπρόσθετα, αναφέρεται ότι για την στατική ανάλυση χρησιμοποιήθηκαν κριτήρια αστοχίας που αφορούν τα σύνθετα υλικά. Αυτά είναι

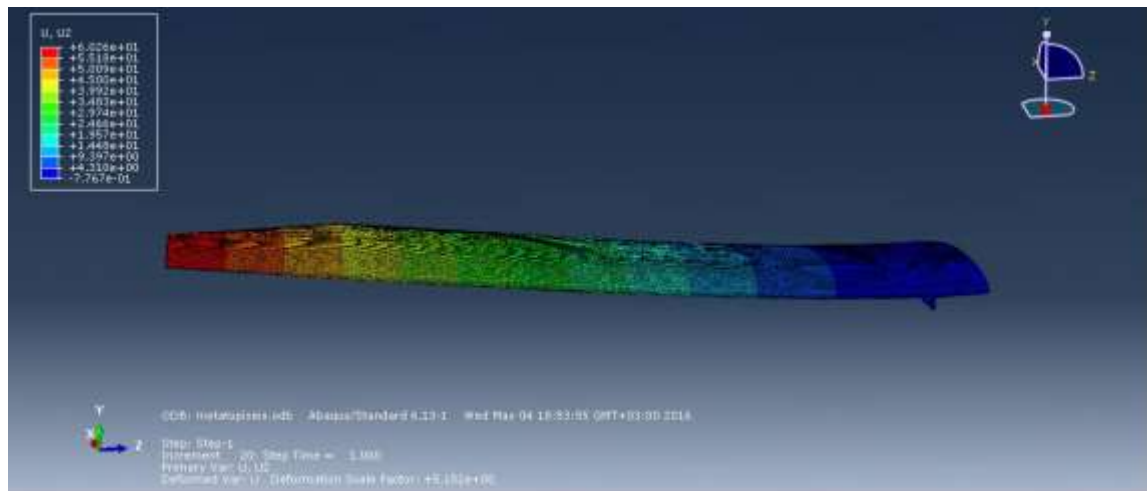
- Κριτήριο Azzi – Tsai – Hill
- Κριτήριο Μέγιστης Τάσης (Max Stress)
- Κριτήριο Tsai – Hill
- Κριτήριο Tsai – Wu
- Κριτήρια Αστοχίας του Hashin (Hashin's Criteria)

Επιπλέον, αναφέρεται ότι τα αποτελέσματα θα παρουσιαστούν τμηματικά. Ο διαχωρισμός αυτός οφείλεται αφενός γιατί προσδίδεται καλύτερη εμποπτεία για την δομική ακεραιότητα της πτέρυγας και αφετέρου διότι δεν υπάρχει ομοιογένεια ως προς τον αριθμό των στρώσεων που χρησιμοποιήθηκαν. Τέλος, διασαφηνίζεται ότι για κάθε κριτήριο αστοχίας και για κάθε δομικό στοιχείο, προκύπτει μια τιμή. Εφόσον η τιμή αυτή είναι μικρότερη της μονάδας το δομικό στοιχείο δεν αστοχεί. Σε διαφορετική περίπτωση έχουμε αστοχία του υλικού και θα πρέπει να ληφθεί υπόψη κατά την διαδικασία αξιολόγησης της κατασκευής.

Προτού παρατεθούν τα αποτελέσματα των κριτηρίων αστοχίας, παρουσιάζεται η μετατόπιση των κόμβων της πτέρυγας εξαιτίας άσκησης του αεροδυναμικού φορτίου,



Εικόνα 5.3: Συνολική μετατόπιση κόμβων της πτέρυγας



Εικόνα 5.4: Μετατόπιση κόμβων κατά τον κάθετο άξονα

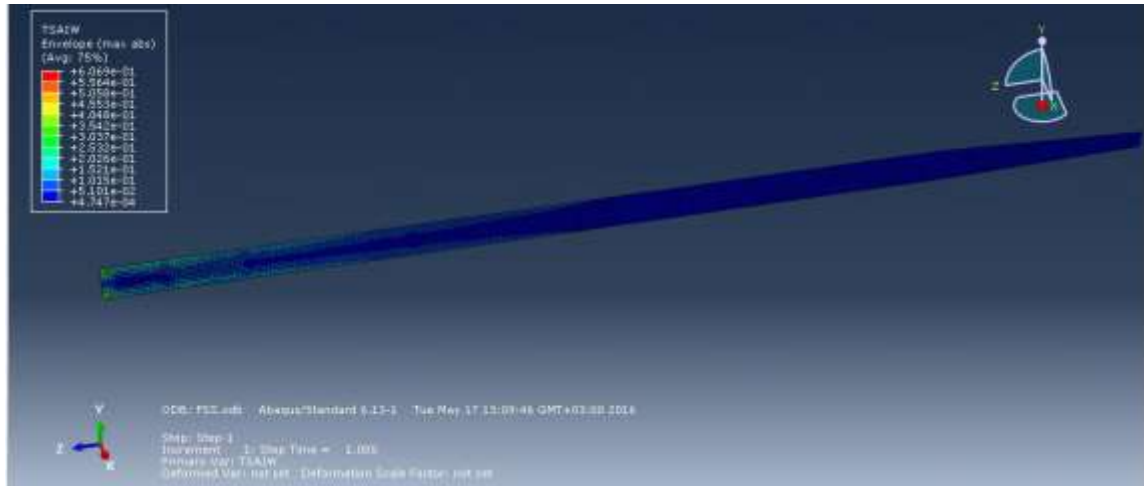
Όπως παρατηρείται, η μέγιστη τιμή μετατόπισης εμφανίζεται αναμενόμενα σε κόμβο που ανήκει στο ακροπτερύγιο και είναι της τάξης των 60.26 mm. Αξίζει να σημειωθεί ότι η μετατόπιση αυτή είναι σύμφωνη με δοκιμές που πραγματοποιήθηκαν σε πραγματική κατασκευή κάτι το οποίο δηλώνει την αξιοπιστία του μοντέλου προσομοίωσης.

5.3.2 Στατική Ανάλυση Κύριας Δοκού

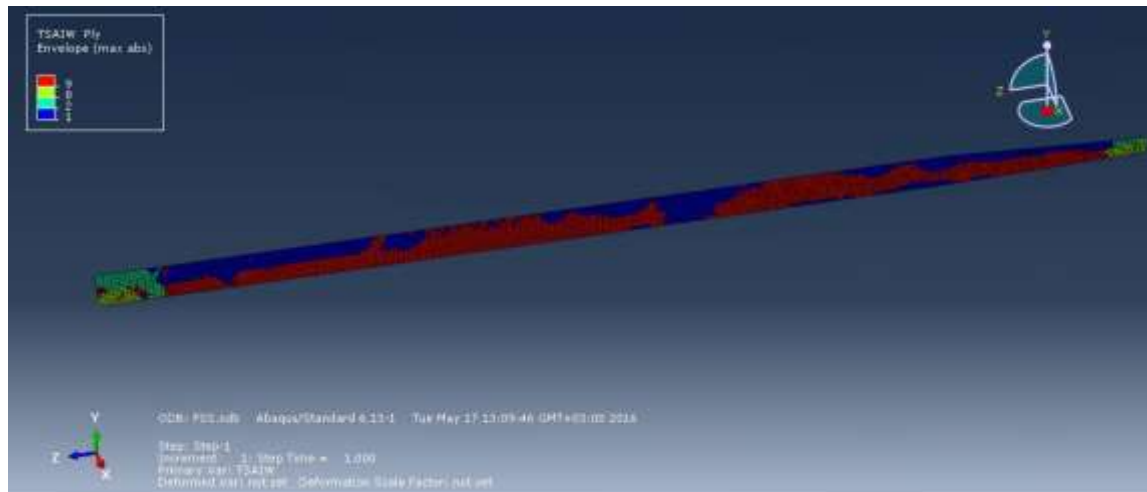
Συνεχίζοντας με τα επιμέρους δομικά στοιχεία της πτέρυγας και πιο συγκεκριμένα με την κύριο δοκό προέκυψαν τα ακόλουθα αποτελέσματα,

| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.57 | 0.56 | 0.57 | 0.61 |
| Lay Up | 1 και 9 | 1 και 9 | 1 και 9 | 1 και 9 |

Πίνακας 5.1: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για κύρια δοκό



Εικόνα 5.5: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου κατά το κριτήριο Tsai-Wu



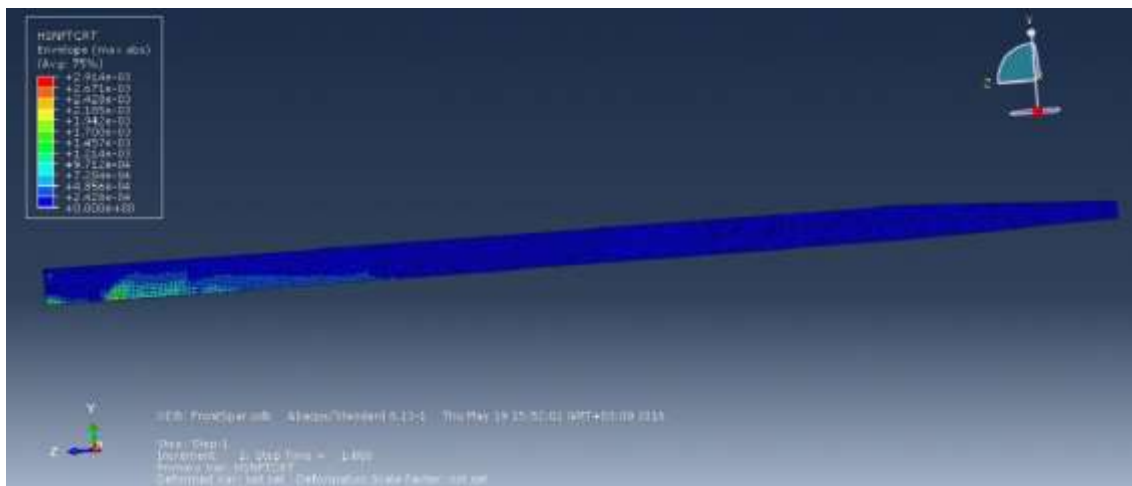
Εικόνα 5.6: Στρώσεις όπου εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας κατά το κριτήριο Tsai-Wu

Παρατηρείται ότι, η μεγαλύτερη πιθανότητα αστοχίας συναντάται στο κριτήριο Tsai – Wu ενώ όλα κριτήρια συμφωνούν ότι την μεγαλύτερη καταπόνηση την παραλαμβάνουν η πρώτη και ένατη στρώση σύνθετου υλικού. Όσον αφορά τα κριτήρια αστοχίας του Hashin, διαμορφώνεται ο ακόλουθος πίνακας,

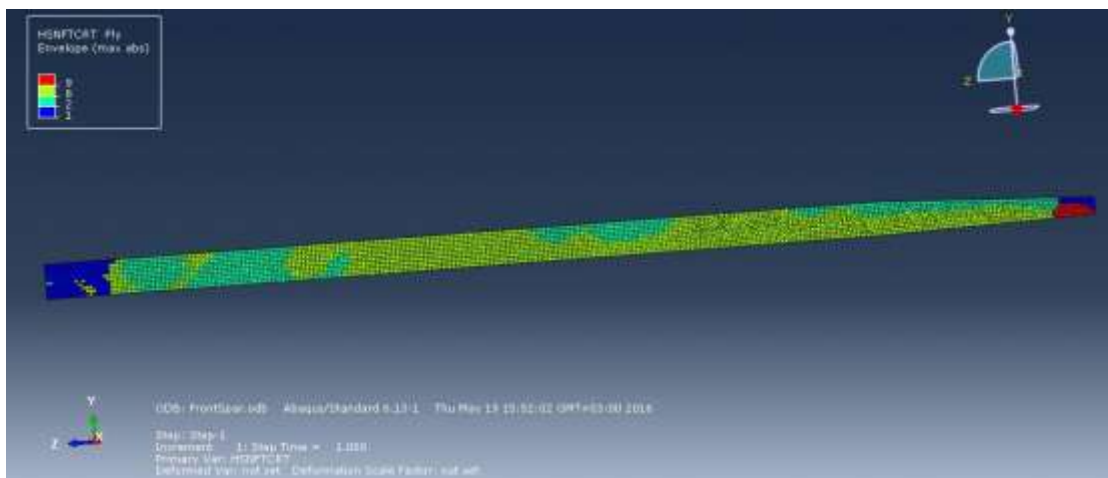
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $6.89 \cdot 10^{-3}$ | $2.91 \cdot 10^{-3}$ | $3.19 \cdot 10^{-1}$ | $3.28 \cdot 10^{-1}$ |

Πίνακας 5.2: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν την κύρια δοκό

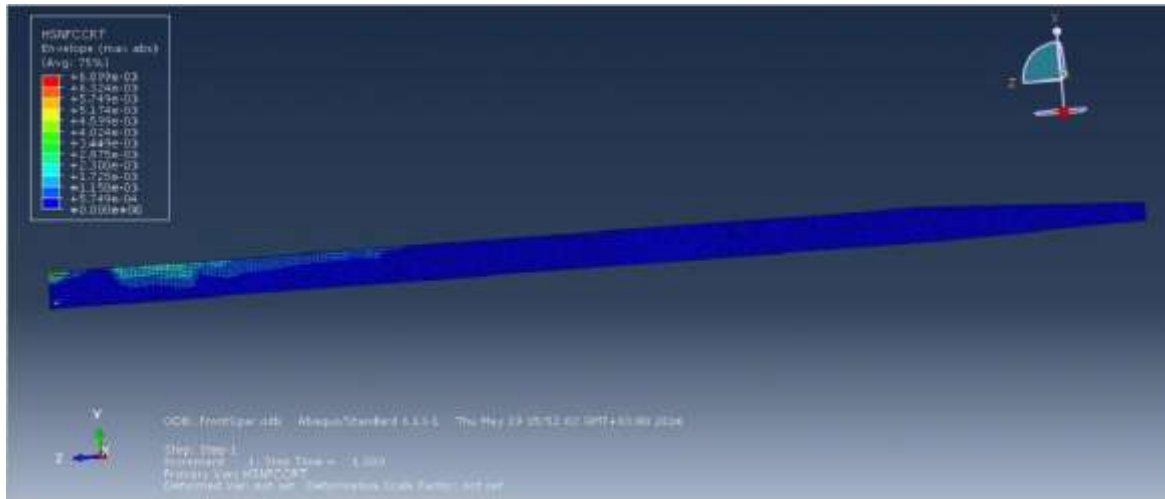
Συνεπώς, η αστοχία της μήτρας εμφανίζει μεγαλύτερη πιθανότητα φθοράς έναντι των ινών. Ωστόσο, η πιθανότητα αστοχίας είναι αρκετά μικρή και συνεπώς δεν είναι ανησυχητική. Στην συνέχεια, για τον λόγο ότι οι ίνες παραλαμβάνουν το μεγαλύτερο μέρος του φορτίου, παρουσιάζονται τα τμήματα της δοκού που καταπονούνται από εφελκυσμό και θλίψη. Συγχρόνως, παρουσιάζονται οι στρώσεις που δέχονται την μεγαλύτερη καταπόνηση σε κάθε περίπτωση.



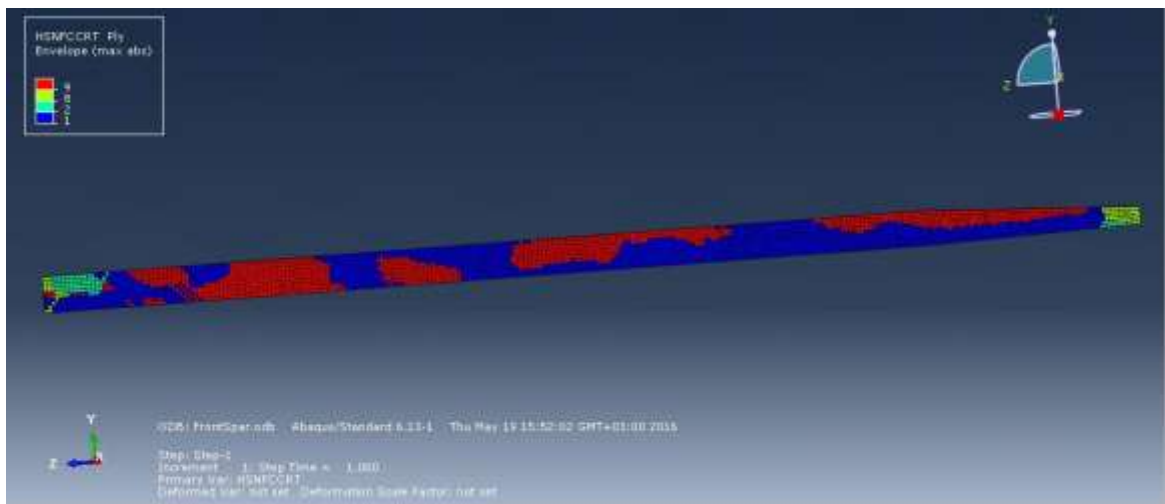
Εικόνα 5.7: Απεικόνιση καταπόνησης ινών κύριας δοκού από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.8: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυστικών φορτίων



Εικόνα 5.9: Απεικόνιση καταπόνησης ιών κύριας δοκού από θλιπτικά φορτία



Εικόνα 5.10: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλιπτικών φορτίων

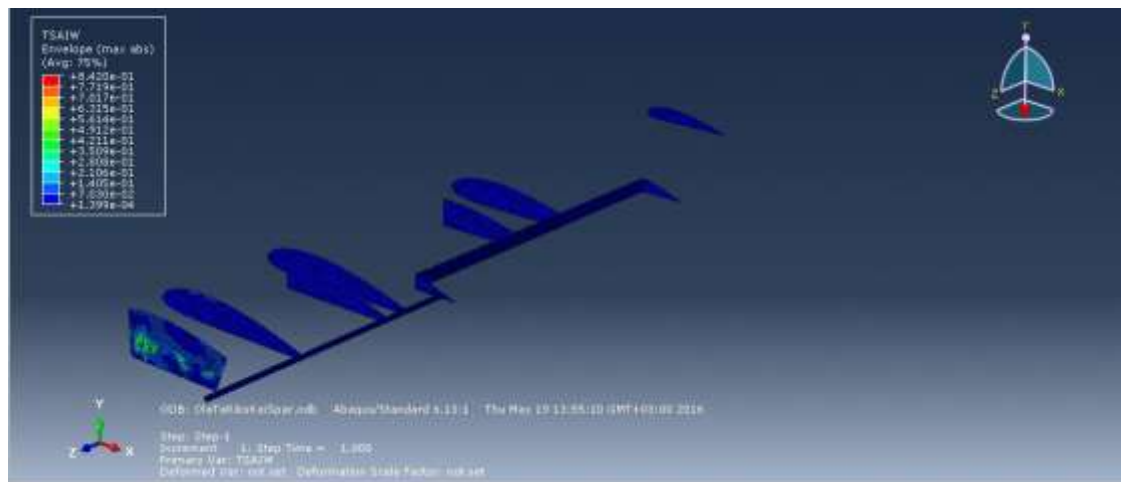
5.3.3 Στατική Ανάλυση Νευρώσεων

Μέσα από την στατική ανάλυση των νευρώσεων προέκυψαν τα ακόλουθα αποτελέσματα,

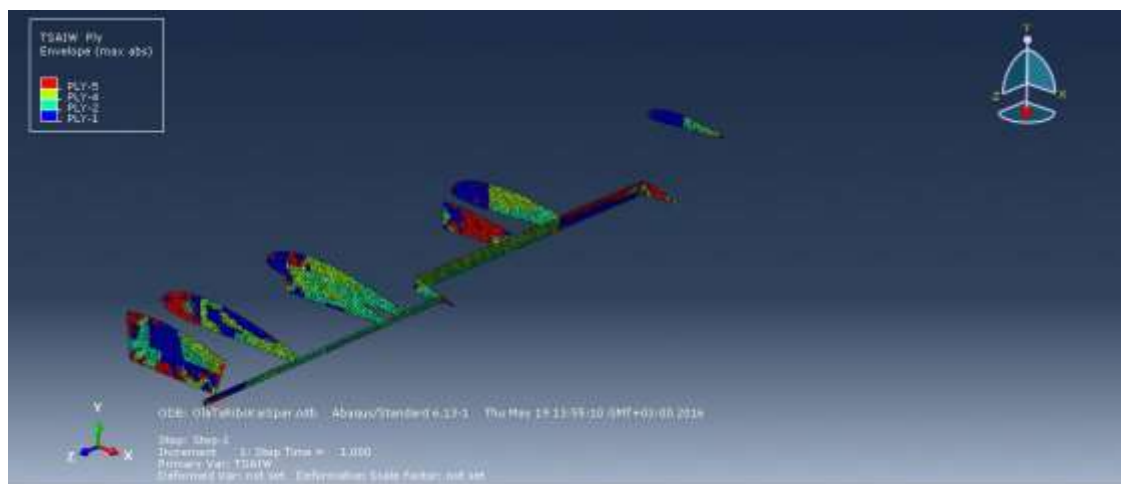
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.82 | 0.80 | 0.82 | 0.84 |

Πίνακας 5.3: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για νευρώσεις και δευτερεύουσες δοκούς

Όπως παρατηρείται, το κριτήριο Tsai – Wu εμφανίζει μερικώς μεγαλύτερη πιθανότητα αστοχίας σε σχέση με τα υπόλοιπα κριτήρια αστοχίας. Όσον αφορά την μέγιστη τιμή, αυτή εντοπίζεται στην πρώτη οπή που βρίσκεται πιο κοντά στο χείλος προσβολής. Γενίκευση ως προς την καταπόνηση των στρώσεων δεν δύναται να γίνει καθώς ποικίλει ανάλογα με την θέση που έχει η νεύρωση στην δομή της πτέρυγας. Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα αποτελέσματα που προέκυψαν χρησιμοποιώντας το κριτήριο αστοχίας Tsai – Wu.



Εικόνα 5.11: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου κατά το κριτήριο Tsai-Wu



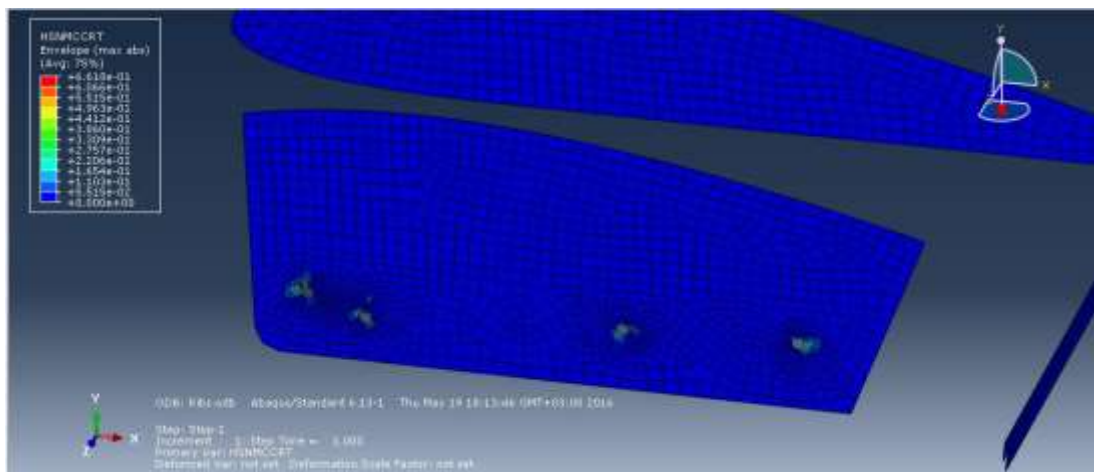
Εικόνα 5.12: Στρώσεις όπου εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας κατά το κριτήριο Tsai-Wu

Συνεχίζοντας με τα κριτήρια αστοχίας Hashin, με βάση τα ακόλουθα αποτελέσματα της ανάλυσης, διαπιστώνεται ότι στην περιοχή των οπών η αστοχία είναι πιθανότερο να επέλθει από αστοχία της μήτρας.

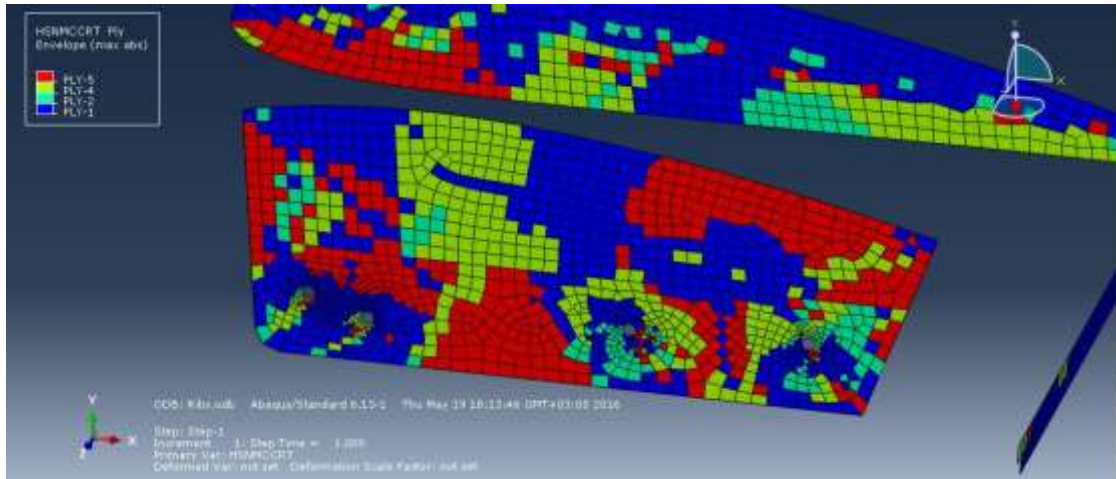
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $5.85 \cdot 10^{-2}$ | $5.82 \cdot 10^{-2}$ | $6.61 \cdot 10^{-1}$ | $6.88 \cdot 10^{-1}$ |

Πίνακας 5.4: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν τις νευρώσεις και τις δευτερεύουσες δοκούς

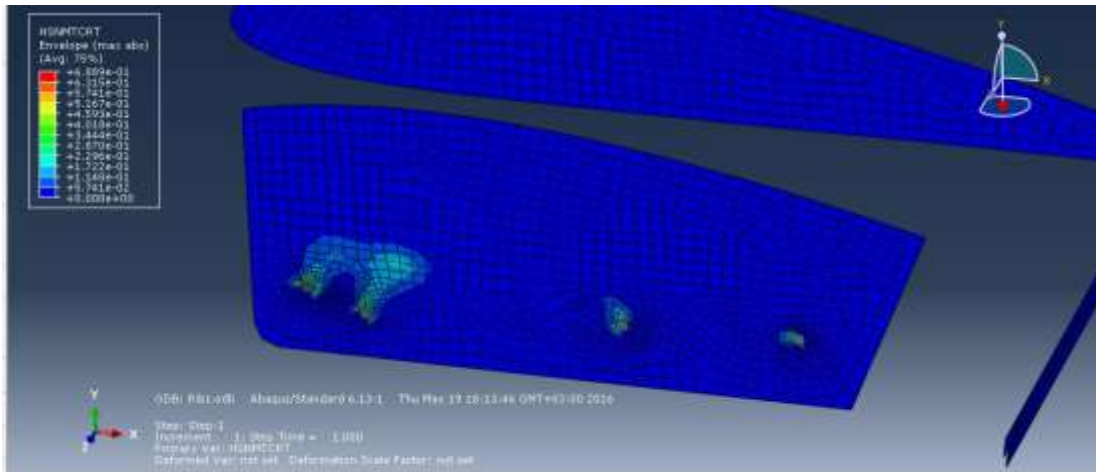
Στις ακόλουθες εικόνες, παρουσιάζεται αναλυτικότερα πώς καταπονείται η μήτρα στην περιοχή των οπών καθώς και ποιά στρώση είναι πιο επιρρεπής για αστοχία.



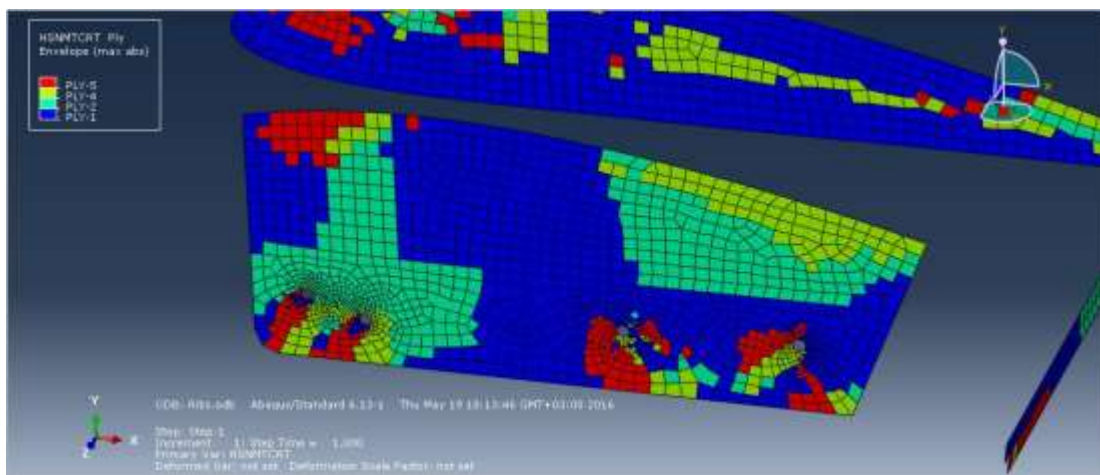
Εικόνα 5.13: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας από θλιπτικά φορτία



Εικόνα 5.14: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας



Εικόνα 5.15: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.16: Στρώσεις που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας

Αξίζει να σημειωθεί ότι, πέρα των περιοχών όπου συναντώνται οι οπές για την ένωση της πτέρυγας με την άτρακτο, οι νευρώσεις δεν εμφανίζουν ιδιαίτερη καταπόνηση. Το γεγονός αυτό, ενισχύει την θεώρηση ότι οι νευρώσεις χρησιμοποιούνται για να διατηρούν την μορφολογία της πτέρυγας δίχως να συμμετέχουν ιδιαίτερα στην ανάληψη των καταπονήσεων.

5.3.4 Στατική Ανάλυση Επικάλυψης

Όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 4.5.2, όπου εισήχθησαν τα σύνθετα υλικά, η επικάλυψη της πτέρυγας δεν εμφανίζει ομοιογένεια ως προς τον αριθμό των στρώσεων. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι κρίθηκε σκόπιμο να ενισχυθούν εσωτερικά ορισμένες περιοχές όπου αναμένεται μεγαλύτερη καταπόνηση. Στην παρούσα παράγραφο, θα μελετηθεί η επικάλυψη στο σύνολό της και μόνο ως προς τις πέντε εξωτερικές στρώσεις οι οποίες είναι κοινές σε όλη την έκταση της πτέρυγας. Επισημαίνεται ότι, λόγω της μεγάλης έκτασης της επικάλυψης και προκειμένου να υπάρχει καλύτερη εποπτεία επί αυτής, προτιμήθηκε ο διαχωρισμός της σε άνω (Upper Skin) και κάτω μέρος (Lower Skin). Οι τιμές των κριτηρίων αστοχίας παρουσιάζονται στον κάτωθι πίνακα.

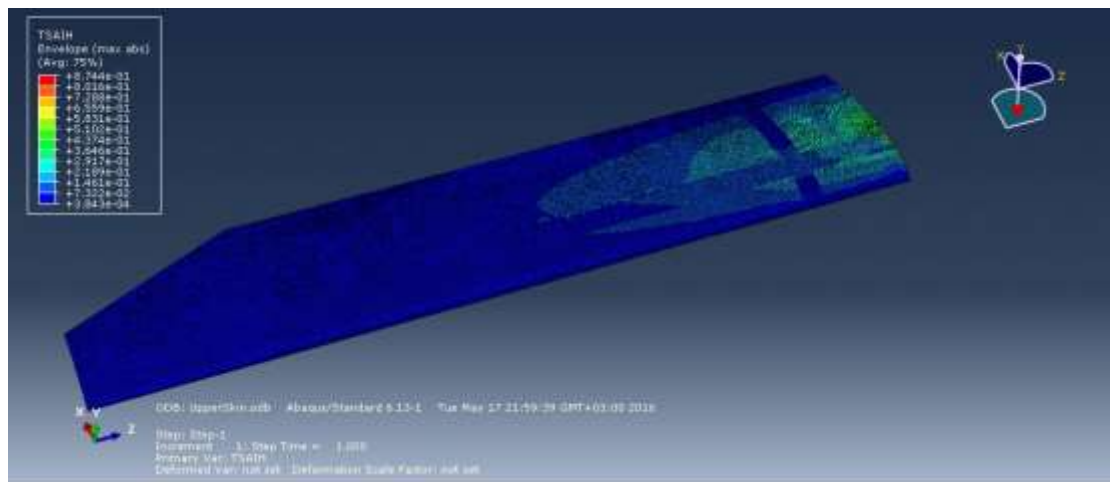
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.87 | 0.84 | 0.87 | 0.88 |
| Lay Up | 3 | 3 | 3 | 3 |

Πίνακας 5.5: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το άνω μέρος της επικάλυψης (Upper Skin)

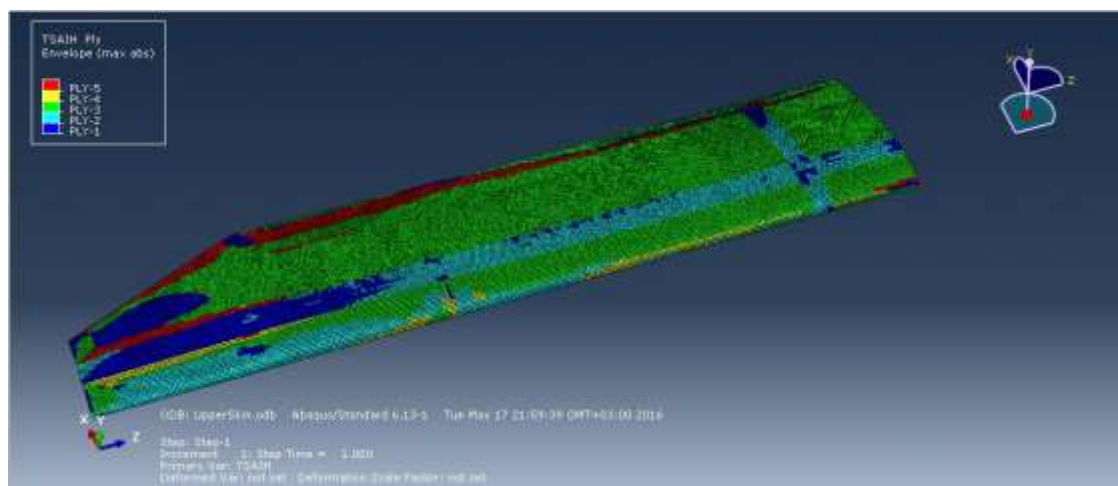
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.45 | 0.41 | 0.45 | 0.48 |
| Lay Up | 5 | 5 | 3 | 3-5 |

Πίνακας 5.6: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το κάτω μέρος της επικάλυψης (Lower Skin)

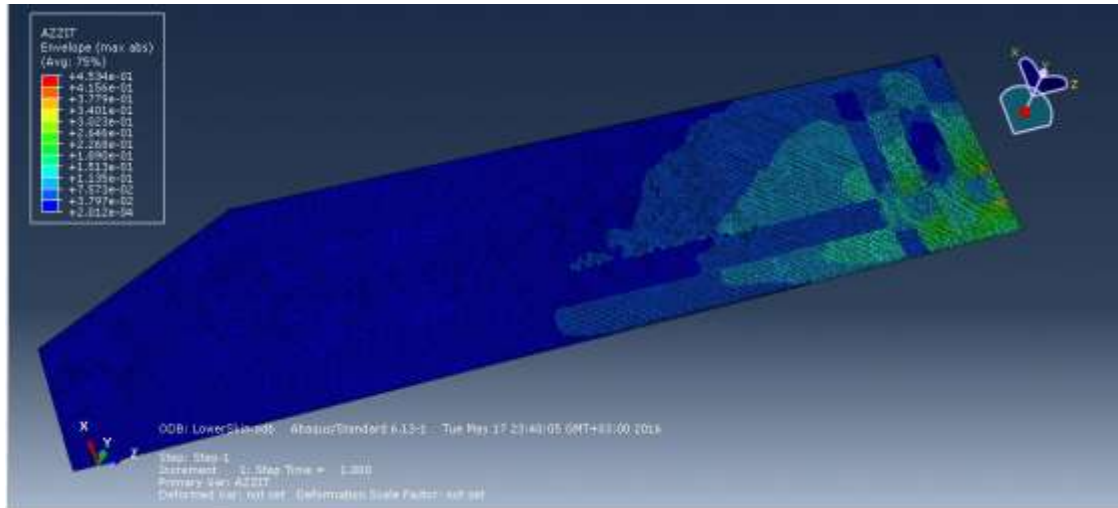
Όπως γίνεται εύκολα αντιληπτό, το άνω μέρος της επικάλυψης εμφανίζει υψηλότερες πιθανότητες να αστοχήσει έναντι του κάτω μέρους. Επιπρόσθετα, επισημαίνεται ότι και στα δύο τμήματα η μέγιστη καταπόνηση εντοπίζεται κοντά στον άξονα συμμετρίας της πτέρυγας. Αναφερόμενοι στις στρώσεις που καταπονούνται περισσότερο, για το άνω μέρος και τα τέσσερα κριτήρια υποδεικνύουν την μεσαία ενώ για το κάτω μέρος εμφανίζεται η εξωτερική στρώση να δέχεται την μεγαλύτερη καταπόνηση. Τα άνωθεν αποτελέσματα γραφικά παρουσιάζονται στις ακόλουθες εικόνες



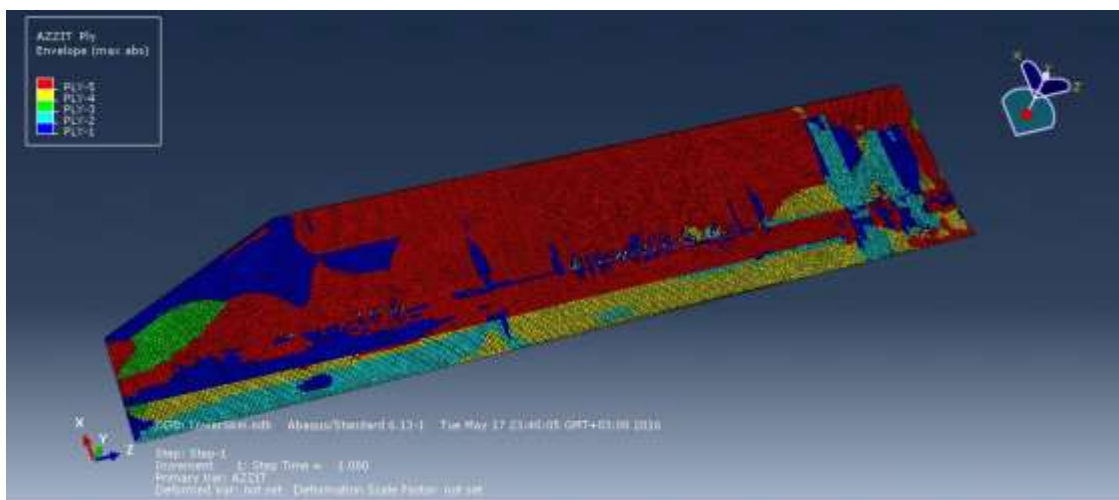
Εικόνα 5.17: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της άνω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.18: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της άνω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.19: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της κάτω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.20: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της κάτω επικάλυψης κατά το κριτήριο Tsai-Hill

Στο σημείο αυτό, αξίζει να σημειωθεί ότι στις περιοχές όπου υπάρχει εμφανής διαφορά ως προς τον βαθμό αστοχίας του υλικού υπάρχει εσωτερική τοπική ενίσχυση. Έτσι, είναι λογικό να παρατηρούμε μείωση του δείκτη αστοχίας καθώς η καταπόνηση μοιράζεται σε περισσότερες στρώσεις. Εν συνεχεία, παρουσιάζονται οι τιμές που προέκυψαν χρησιμοποιώντας τα κριτήρια αστοχίας του Hashin.

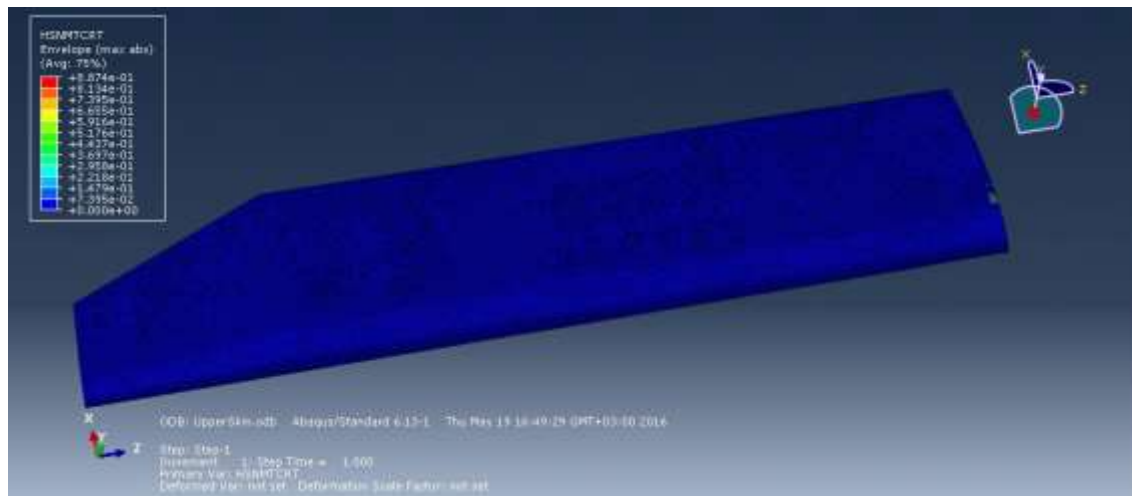
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $4.19 \cdot 10^{-2}$ | $3.66 \cdot 10^{-2}$ | $4.95 \cdot 10^{-1}$ | $8.87 \cdot 10^{-1}$ |

Πίνακας 5.7: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το άνω μέρος της επικάλυψης

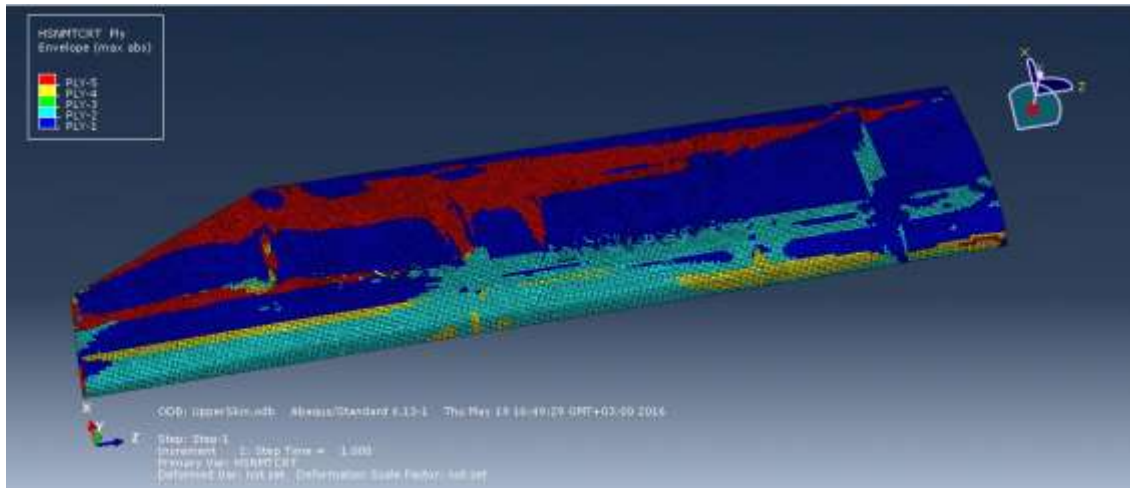
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $8.45 \cdot 10^{-3}$ | $2.42 \cdot 10^{-2}$ | $8.32 \cdot 10^{-2}$ | $2.05 \cdot 10^{-1}$ |

Πίνακας 5.8: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το κάτω μέρος της επικάλυψης

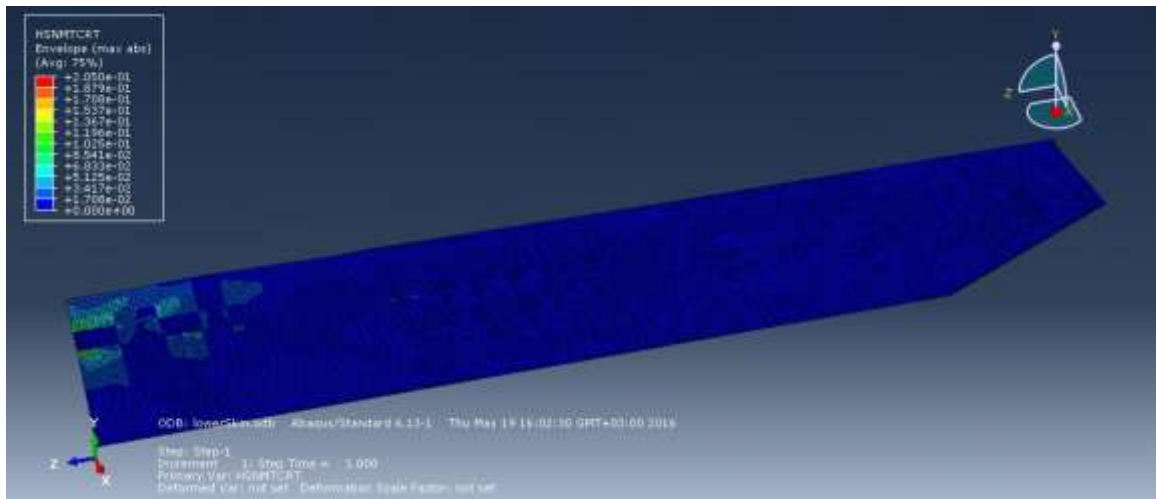
Συνεπώς, γίνεται αντιληπτό ότι στις περιοχές που παρατηρείται μεγαλύτερη καταπόνηση, μεγαλύτερη πιθανότητα αστοχίας παρουσιάζει η μήτρα κάθε στρώσης. Μάλιστα, στο άνω μέρος της επικάλυψης η πιθανότητα είναι ιδιαίτερα μεγάλη.



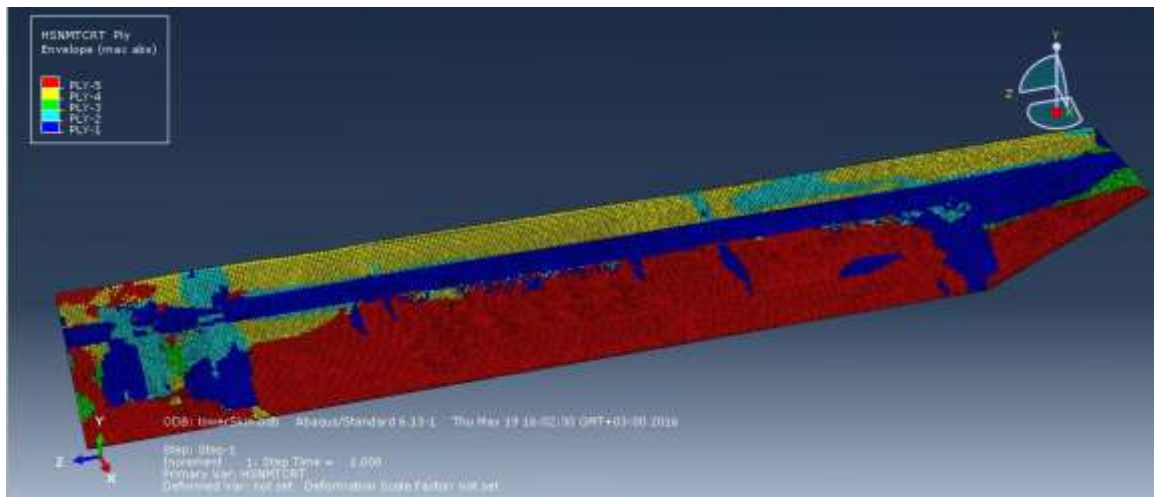
Εικόνα 5.21: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας άνω επικάλυψης από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.22: Στρώσεις της άνω επικάλυψης που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας



Εικόνα 5.23: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας κάτω επικάλυψης από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.24: Στρώσεις της κάτω επικάλυψης που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας

Τέλος, σε όλες τις περιπτώσεις διαπιστώνεται ότι οι περιοχές που βρίσκονται κοντά στο ακροπερύγιο παρουσιάζουν σχεδόν μηδενική πιθανότητα αστοχίας. Στην ακόλουθη παράγραφο, θα παρουσιαστούν οι εσωτερικές τοπικές ενισχύσεις της πτέρυγας.

5.3.5 Στατική Ανάλυση Τοπικών Ενισχύσεων Πτέρυγας

Όπως έχει προαναφερθεί, η πτέρυγα έχει ενισχυθεί εσωτερικά σε περιοχές που θεωρούνται περισσότερο επιρρεπείς να αστοχήσουν. Τοπική ενίσχυση συναντάται σε τρεις περιοχές. Αυτές είναι,

- Στο σημείο ένωσης επικάλυψης και δοκού
- Στο σημείο ένωσης επικάλυψης με το κάτω μέρος της πρώτης νεύρωσης (Fitting) και κατά μήκος του σημείου ένωσης της επικάλυψης με την νεύρωση No 2.
- Στο σημείο τομής των δύο ανωτέρω κατηγοριών

Στην συνέχεια, θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα που προέκυψαν για κάθε μία από τις παραπάνω κατηγορίες.

5.3.5.1 Σημείο Ένωσης Επικάλυψης - Δοκού

Η ενίσχυση στο σημείο τομής επικάλυψης με την δοκό, αποτελείται από πέντε (5) επιπλέον στρώσεις Carbon Fiber/Epoxy οι οποίες έχουν πλάτος 80 mm. Σκοπός των επιπρόσθετων στρώσεων είναι να ενισχυθούν οι περιοχές που διαδραματίζουν τον ρόλο των πελμάτων για την δοκό. Όπως και με την επικάλυψη, προτιμήθηκε να διακριθεί η ενισχυμένη περιοχή σε άνω και κάτω τμήμα προκειμένου να υπάρχει καλύτερη εποπτεία. Από την στατική ανάλυση, τα αποτελέσματα που προέκυψαν παρουσιάζονται στους κάτωθι πίνακες,

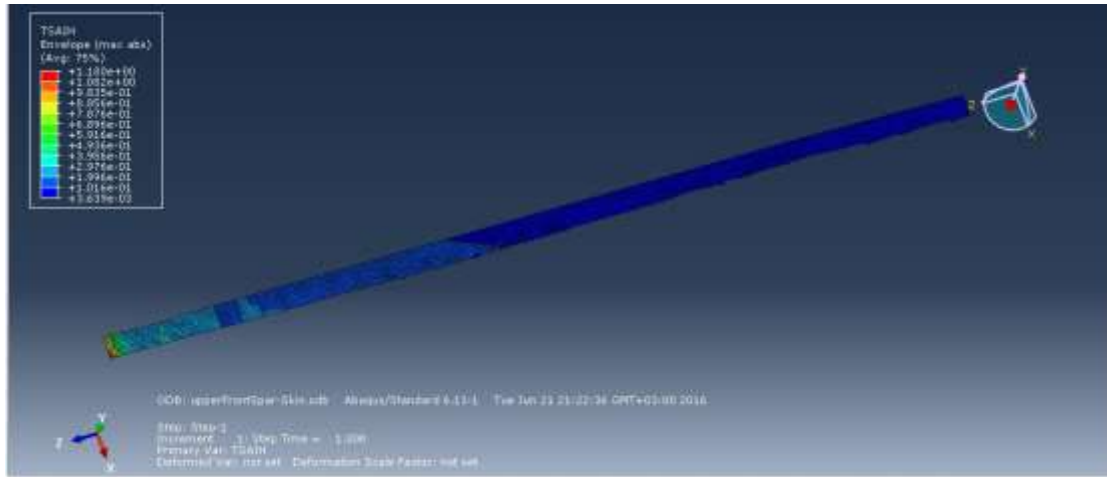
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.99 | 0.99 | 1.18 | 1 |
| Lay Up | 8,10 | 8,10 | 8 | 8 |

Πίνακας 5.9: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το άνω μέρος της ενισχυμένης περιοχής

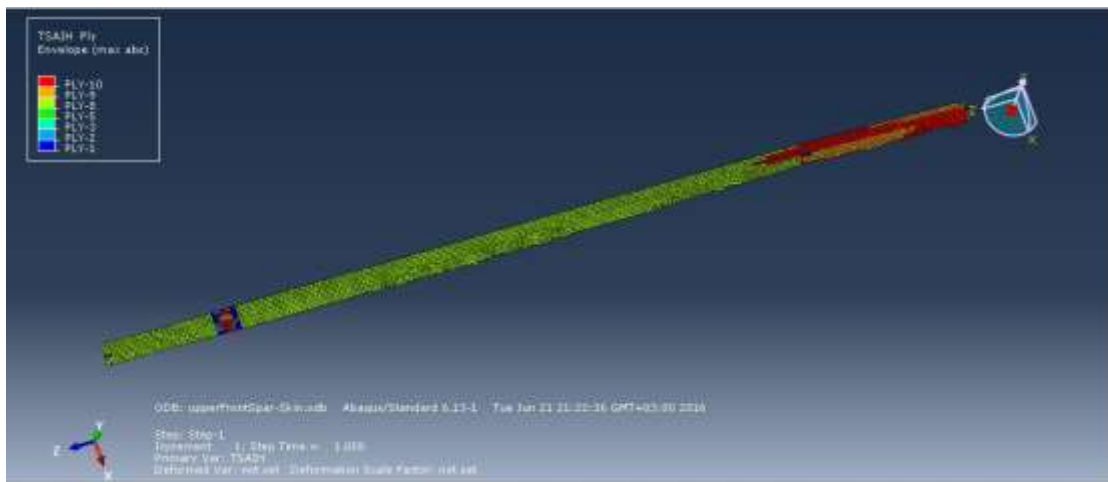
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.91 | 0.83 | 0.91 | 0.92 |
| Lay Up | 10 | 10 | 8 | 10 |

Πίνακας 5.10: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για το κάτω μέρος της ενισχυμένης περιοχής

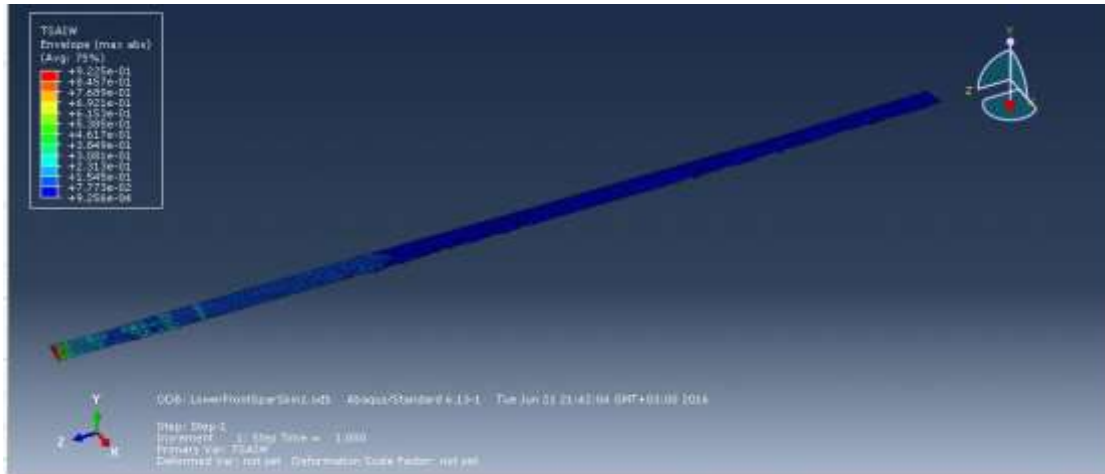
Όπως είναι εμφανές, και οι δύο περιοχές εμφανίζουν υψηλούς βαθμούς αστοχίας. Μάλιστα, όσον αφορά το άνω τμήμα, παρατηρείται ότι κατά το κριτήριο Tsai – Hill υπερβαίνει την μονάδα κάτι που σημαίνει ότι θα προκύψει αστοχία. Επιπρόσθετα, τόσο η άνω όσο και η κάτω περιοχή εμφανίζουν τους μέγιστους βαθμούς αστοχίας στον άξονα συμμετρίας και σε στρώσεις που βρίσκονται πιο κοντά στην εξωτερική επιφάνεια.



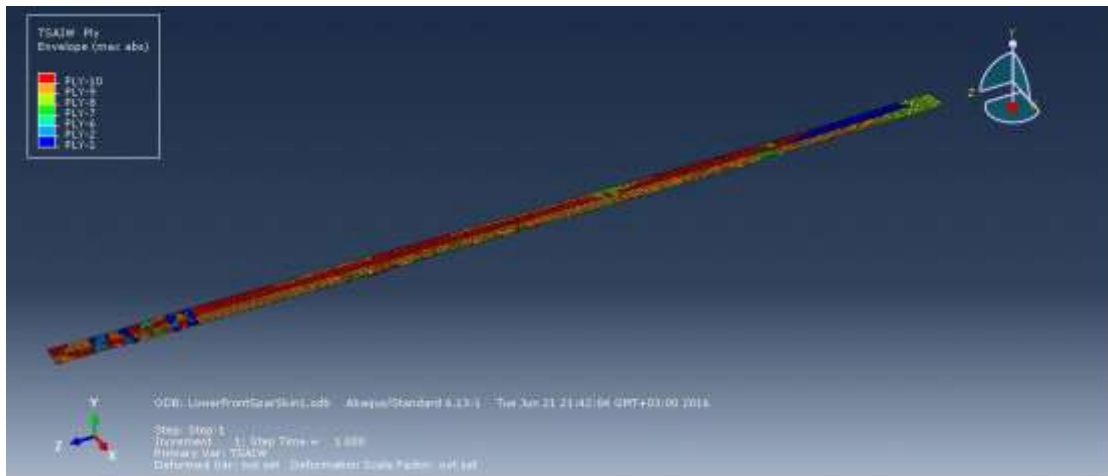
Εικόνα 5.25: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της άνω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.26: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της άνω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.27: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου της κάτω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Wu



Εικόνα 5.28: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας της κάτω ενισχυμένης περιοχής κατά το κριτήριο Tsai-Wu

Προχωρώντας στα κριτήρια αστοχίας του Hashin, προκύπτουν οι ακόλουθες τιμές που αφορούν την μορφή αστοχίας,

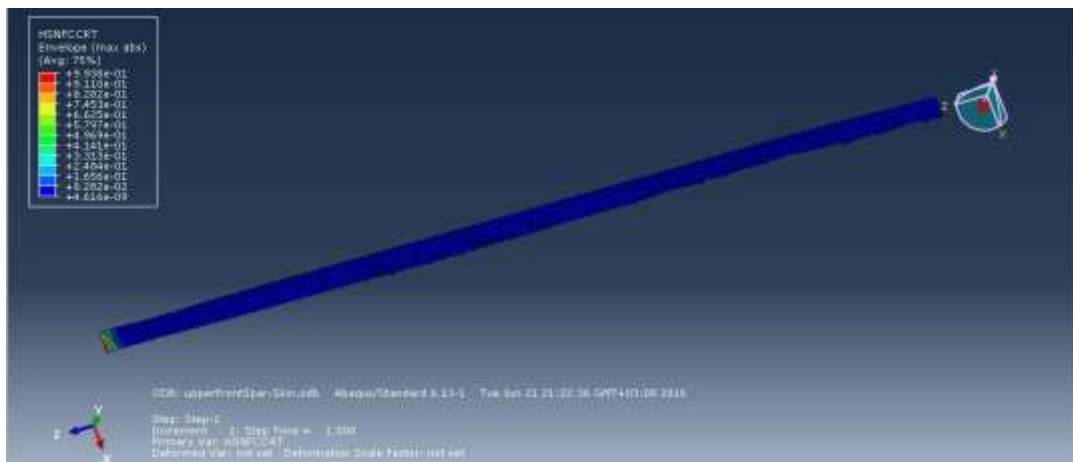
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|---------------------|----------------------|---------------------|---------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $9,9 \cdot 10^{-1}$ | $1,42 \cdot 10^{-2}$ | $9,3 \cdot 10^{-1}$ | $7,9 \cdot 10^{-1}$ |
| Lay Up | 8 | 10 | 10 | 8 |

Πίνακας 5.11: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το άνω μέρος της ενισχυμένης περιοχής

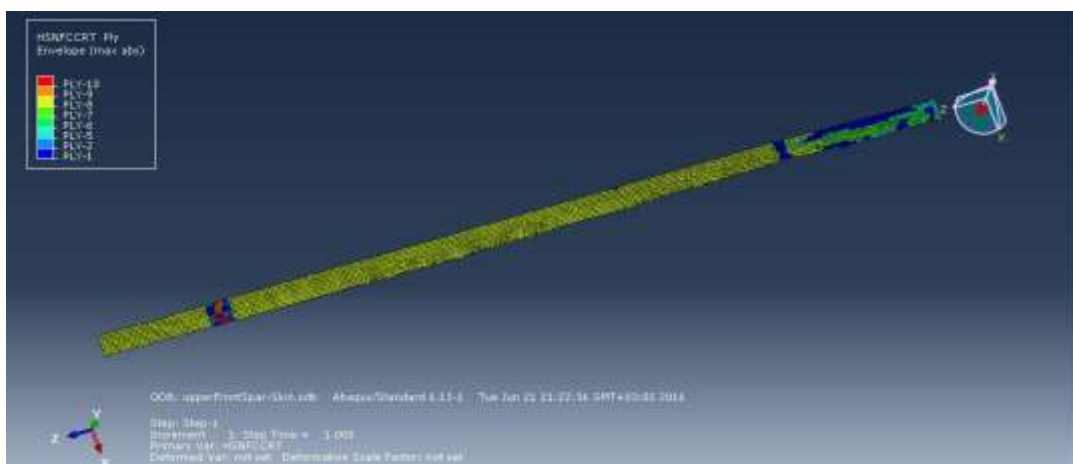
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|---------------------|---------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $4.11 \cdot 10^{-3}$ | $3.25 \cdot 10^{-1}$ | $2.3 \cdot 10^{-1}$ | $8.1 \cdot 10^{-1}$ |
| Lay Up | 1 | 8 | 8 | 9,10 |

Πίνακας 5.12: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το κάτω μέρος της ενισχυμένης περιοχής

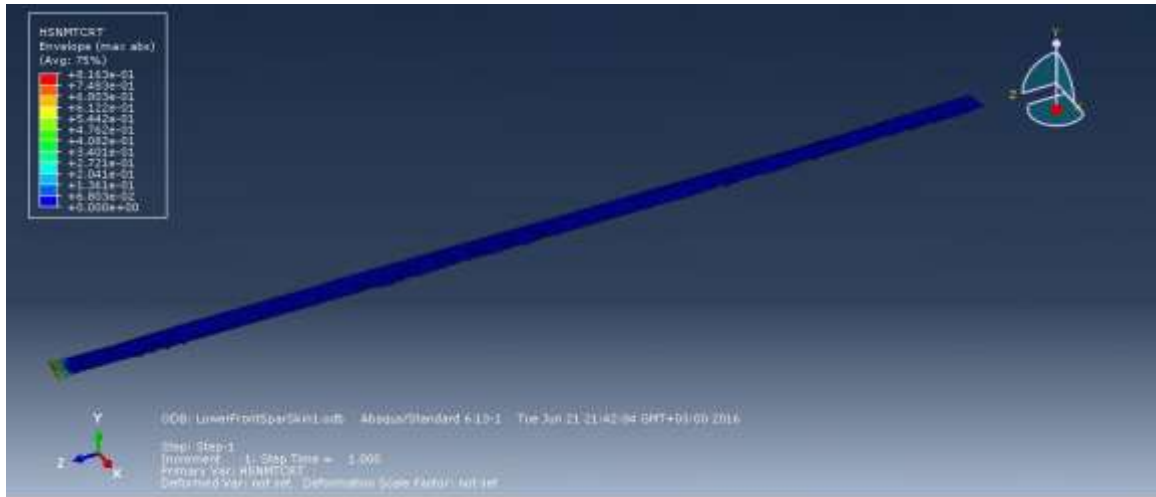
Παρατηρείται λοιπόν, ότι στο άνω τμήμα η αστοχία αναμένεται τόσο από τις ίνες αλλά και από την μήτρα που βρίσκονται στις εξωτερικές στρώσεις. Όσον αφορά το κάτω μέρος, μεγαλύτερη πιθανότητα αστοχίας εμφανίζει η μήτρα που βρίσκεται στην ένατη (9) και δέκατη (10) στρώση.



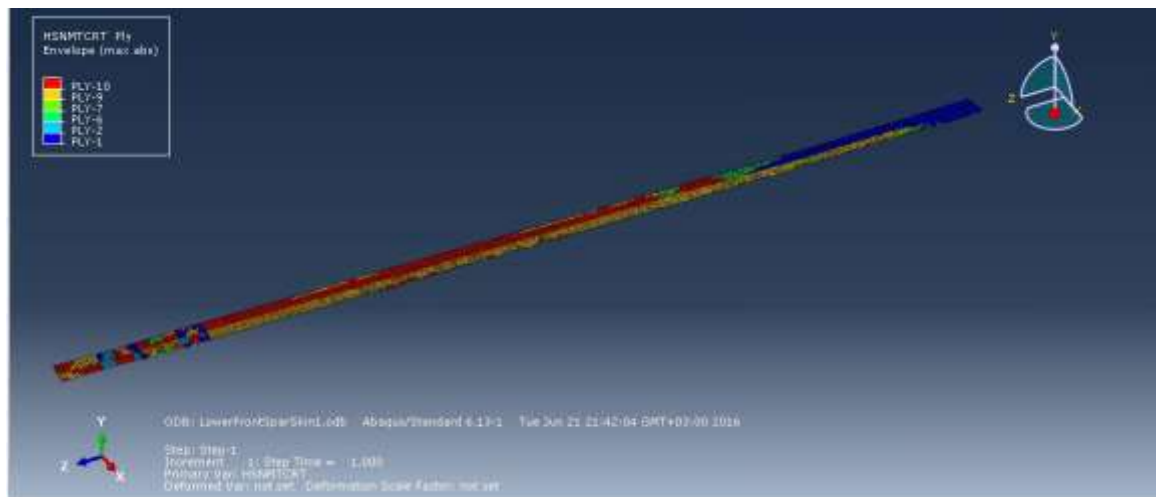
Εικόνα 5.29: Απεικόνιση καταπόνησης ινών άνω ενισχυμένης περιοχής από θλιπτικά φορτία



Εικόνα 5.30: Στρώσεις της άνω ενισχυμένης περιοχής που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού των ινών



Εικόνα 5.31: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας κάτω ενισχυμένης περιοχής από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.32: Στρώσεις της κάτω ενισχυμένης περιοχής που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαίτιας εφελκυσμού της μήτρας

5.3.5.2 Σημείο Ένωσης Επικάλυψης – Νεύρωση No 1 (Fitting) και No 2

Στα σημεία ένωσης της επικάλυψης με το κάτω τμήμα της νεύρωσης Νο1 (Fitting) και σε όλη την έκταση της νεύρωσης Νο2 έχει τοποθετηθεί εσωτερική ενίσχυση η οποία αποτελείται από επιπλέον δέκα (10) στρώσεις Carbon Fiber/Epoxy. Αναφέρεται ότι, για την νεύρωση Νο1 η ενίσχυση έχει πλάτος

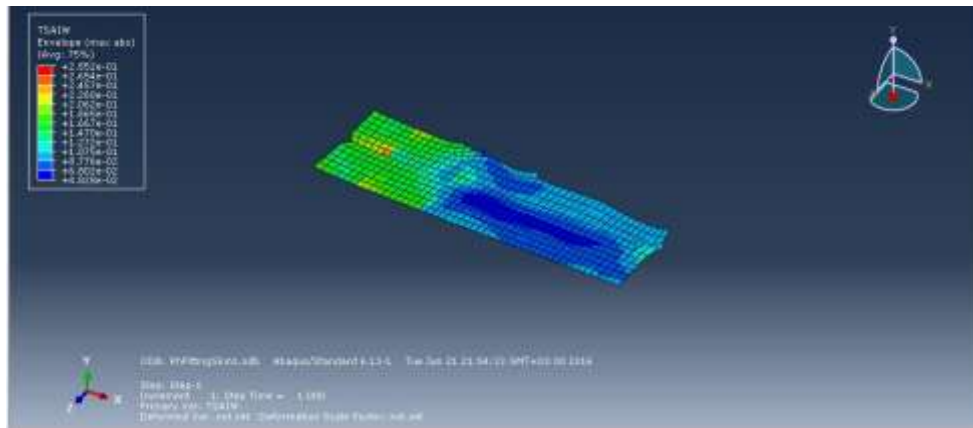
120 mm ενώ για την νεύρωση Νο2 έχει 80mm. Από την στατική ανάλυση, προέκυψαν οι ακόλουθοι πίνακες,

| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.27 | 0.19 | 0.27 | 0.29 |
| Lay Up | 12,14,15 | 1,13,15 | 13 | 14,15 |

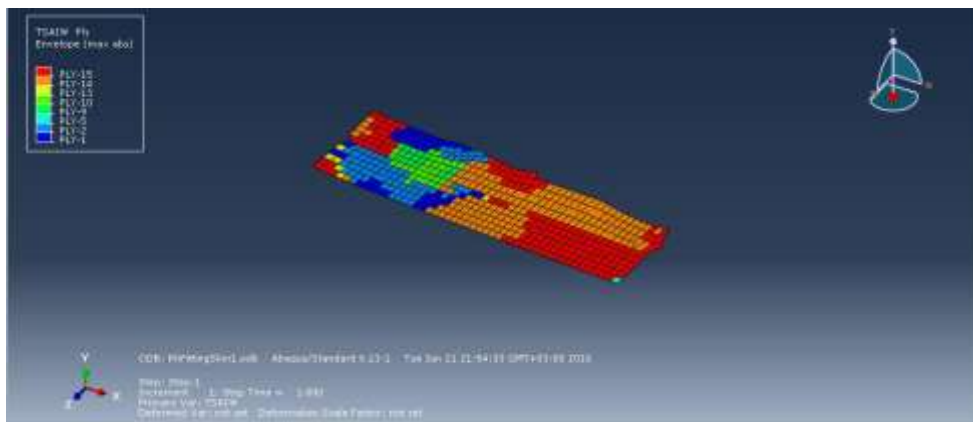
Πίνακας 5.13: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο ένωσης επικάλυψης-νεύρωση Νο1

| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|-------------------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.17 | 0.17 | 0.22 | 0.18 |
| Lay Up | Άνω:13 Κάτω:15 | Άνω:13 Κάτω:15 | Άνω:13 Κάτω:13 | Άνω:13 Κάτω:15 |

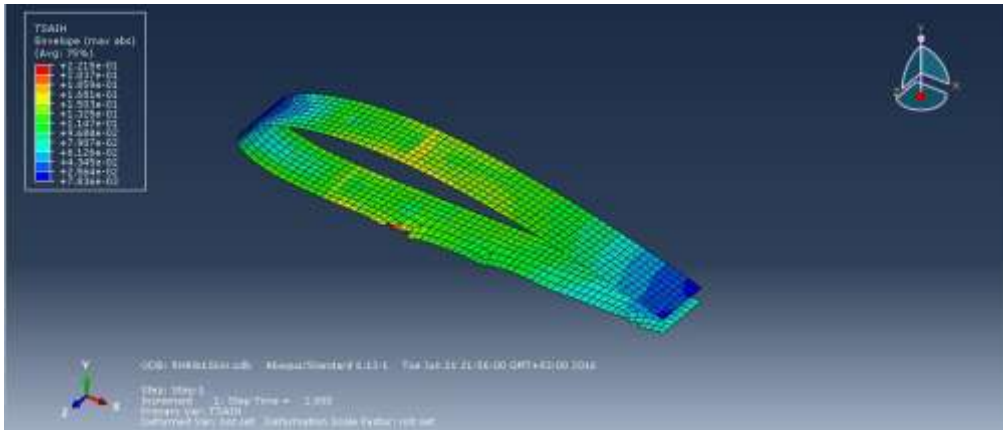
Πίνακας 5.14: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο ένωσης επικάλυψης-νεύρωση Νο2



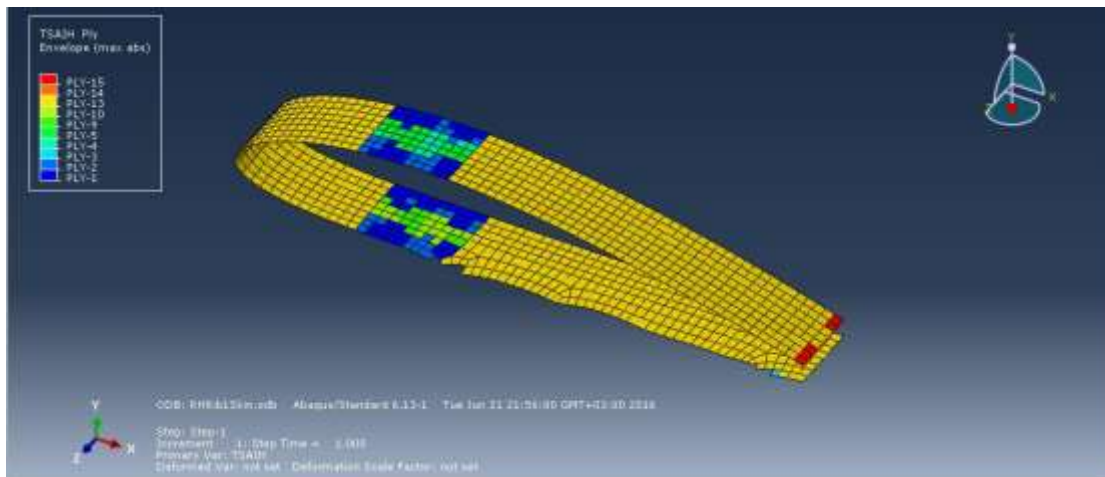
Εικόνα 5.33: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο1 κατά το κριτήριο Tsai-Wu



Εικόνα 5.34: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο1 κατά το κριτήριο Tsai-Wu



Εικόνα 5.35: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill



Εικόνα 5.36: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση No2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill

Όπως διαφάνεται, η καταπόνηση δεν είναι ανησυχητική στις συγκεκριμένες περιοχές καθώς όλα τα κριτήρια εμφανίζουν χαμηλές τιμές. Σχετικά με την στρώση που καταπονείται περισσότερο, οι εξωτερικές στρώσεις φαίνεται να καταπονούνται περισσότερο σε σχέση με τις εξωτερικές. Αναφερόμενοι στα κριτήρια του Hashin, προκύπτουν οι ακόλουθοι πίνακες

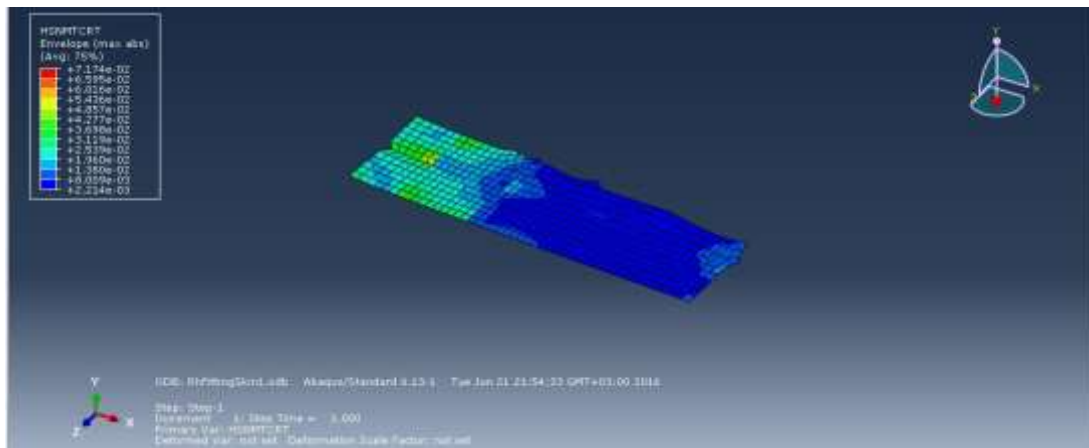
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|---------------------|---------------------|--------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $1.5 \cdot 10^{-2}$ | $9.6 \cdot 10^{-3}$ | $2 \cdot 10^{-2}$ | $7.17 \cdot 10^{-2}$ |
| Lay Up | 13 | 15 | 1 | 14,15 |

Πίνακας 5.15: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο1

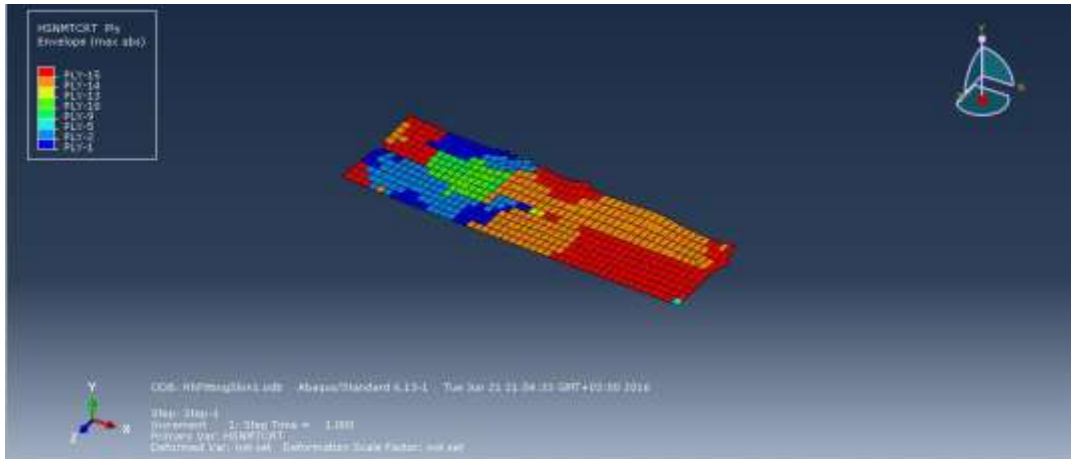
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|------------------------|----------------------|---------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $1.42 \cdot 10^{-2}$ | $6.3 \cdot 10^{-3}$ | $1.35 \cdot 10^{-1}$ | $3 \cdot 10^{-2}$ |
| Lay Up | Άνω:14,15 Κάτω:13 | Άνω: 13 Κάτω: 14,15 | Άνω:13 Κάτω:1 | Άνω:1 Κάτω:14,15 |

Πίνακας 5.16: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο2

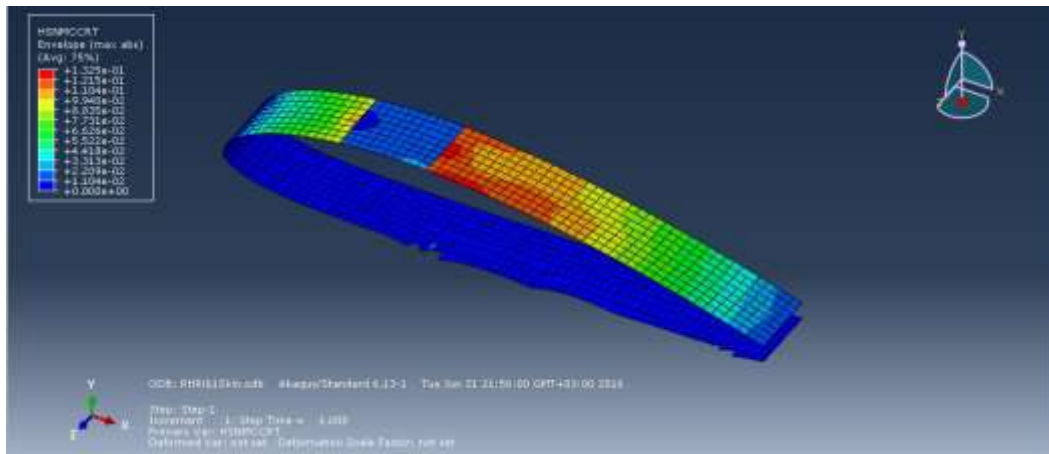
Από τα άνω αποτελέσματα, εξάγουμε τις πιθανότητες αστοχίας για την μήτρα και τις ίνες σε κάθε περιοχή. Παρατηρείται ότι οι πιθανότητες είναι ιδιαίτερα χαμηλές ενώ οι στρώσεις που καταπονούνται περισσότερο είναι εκείνες που βρίσκονται πλησιέστερα στην επιφάνεια.



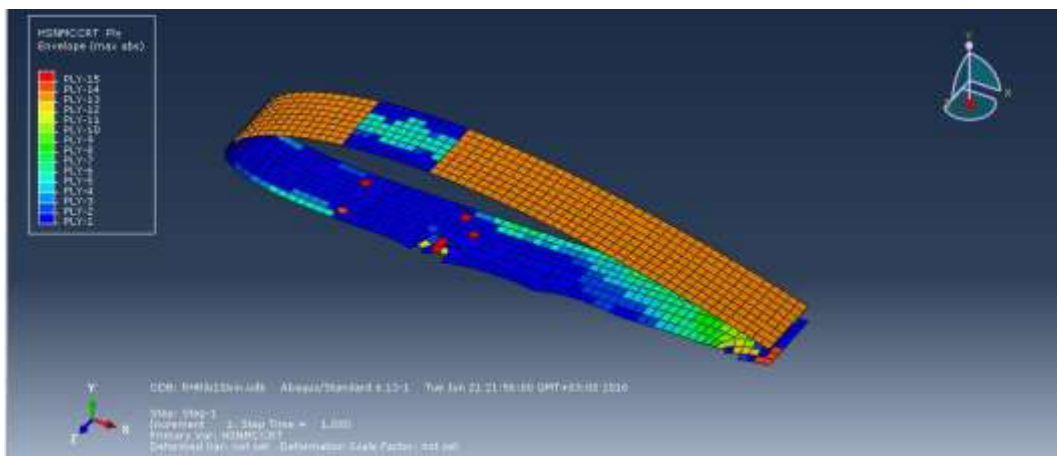
Εικόνα 5.37: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο1 από εφελκυστικά φορτία



Εικόνα 5.38: Στρώσεις του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο1 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας εφελκυσμού της μήτρας



Εικόνα 5.39: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο2 από θλιπτικά φορτία



Εικόνα 5.40: Στρώσεις του σημείου ένωσης επικάλυψη-νεύρωση Νο2 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας

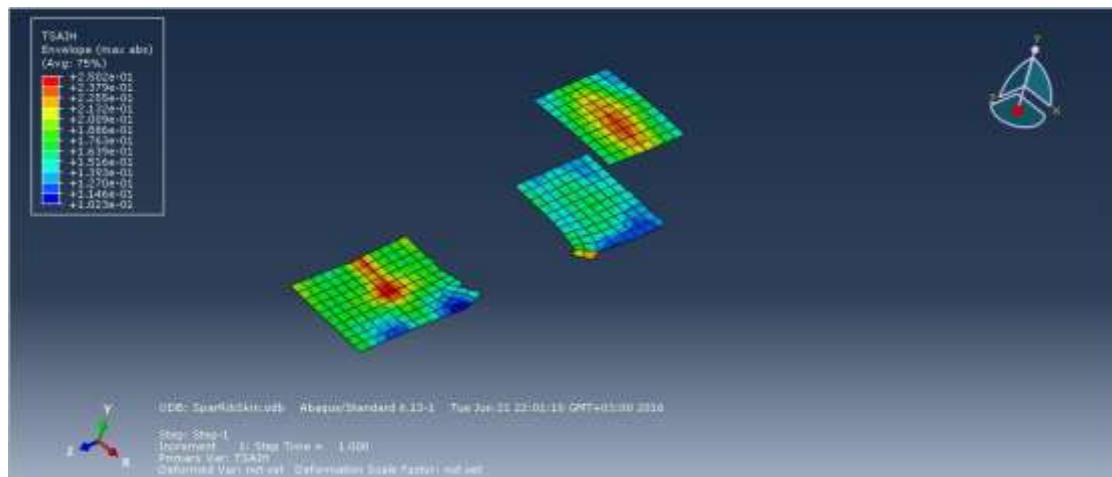
5.3.5.3 Σημείο Τομής Επικάλυψης -Κύριας Δοκού - Νεύρωση No 1 (Fitting) και No 2

Η τοπική ενίσχυση που συναντάται στα σημεία αυτά, πέρα των εξωτερικών στρώσεων που περιλαμβάνει η επικάλυψη διαθέτει επιπλέον δεκαπέντε (15) στρώσεις. Από τις στρώσεις αυτές, πέντε (5) προέρχονται από την τοπική ενίσχυση της δοκού και πέντε (5) από την ενίσχυση των νευρώσεων που ορίστηκαν προηγουμένως.

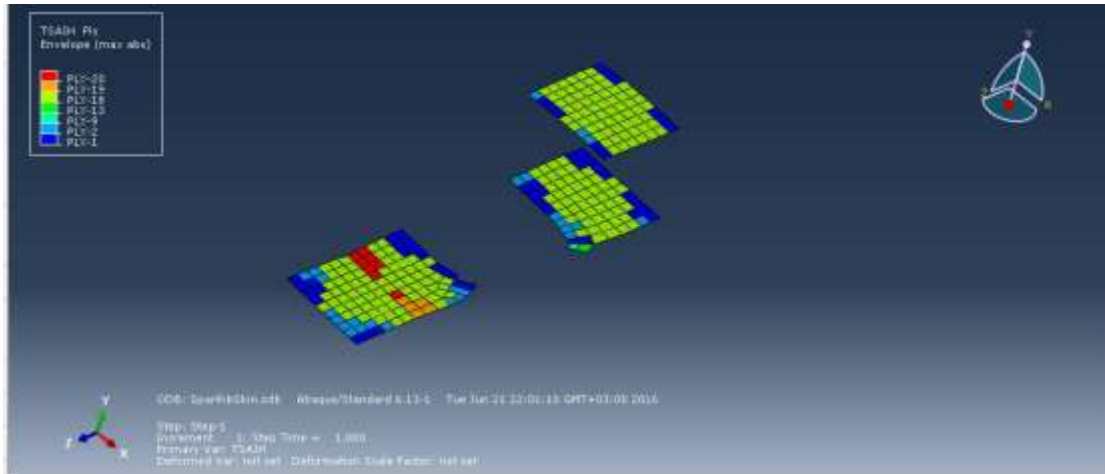
| Κριτήριο Αστοχίας | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|-------------------|------------------|------------|-------------|-----------|
| Μέγιστη Τιμή | 0.23 | 0.22 | 0.25 | 0.24 |
| Lay Up | 1,2,19,20 | 1,18,20 | 1,18 | 1,2,15,18 |

Πίνακας 5.17: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2

Από τα παραπάνω αποτελέσματα, συμπεραίνεται ότι οι περιοχές έχουν χαμηλό δείκτη αστοχίας. Επιπλέον, οι στρώσεις που καταπονούνται περισσότερο, σε κάθε περιοχή, είναι εκείνες που βρίσκονται κοντά στην εξωτερική επιφάνεια.



Εικόνα 5.41: Μέγιστη τιμή αστοχίας κάθε στοιχείου για σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2 κατά το κριτήριο Tsai - Hill



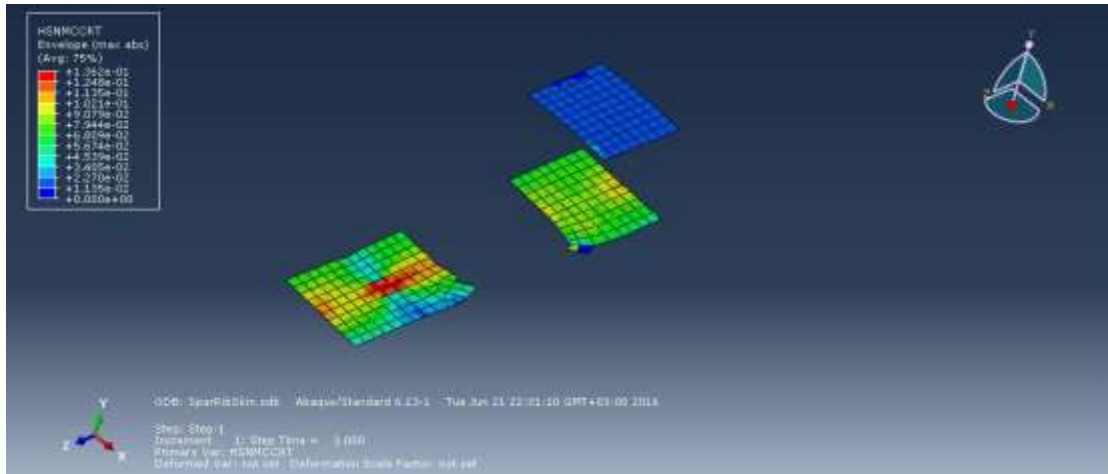
Εικόνα 5.42: Στρώσεις που εμφανίζονται οι μέγιστες τιμές αστοχίας για σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2 κατά το κριτήριο Tsai-Hill

Εφαρμόζοντας τα κριτήρια αστοχίας του Hashin, προέκυψαν τα ακόλουθα αποτελέσματα,

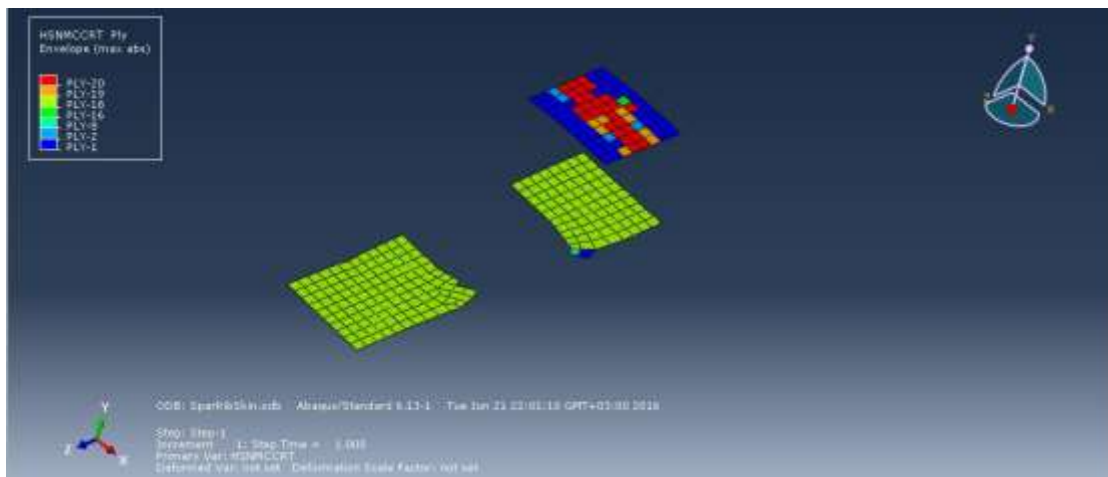
| Κατάσταση Αστοχίας | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|--------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Μέγιστη Τιμή | $3.55 \cdot 10^{-2}$ | $3.81 \cdot 10^{-2}$ | $1.36 \cdot 10^{-1}$ | $7.16 \cdot 10^{-2}$ |
| Lay Up | Άνω:18 Κάτω:1 | Άνω: 1 Κάτω: 18 | Άνω:1,2 Κάτω:18 | Άνω:17 Κάτω:1,2 |

Πίνακας 5.18: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin που αφορούν το σημείο τομής επικάλυψη– κύρια δοκός- νεύρωση No 1 και No 2

Ομοίως, παρατηρείται ότι οι στρώσεις που καταπονούνται περισσότερο είναι εκείνες που βρίσκονται πιο κοντά στην εξωτερική επιφάνεια. Όσον αφορά την μορφή αστοχίας που εμφανίζει την μεγαλύτερη πιθανότητα αστοχίας, αυτή είναι θλίψη της μήτρας. Ωστόσο, η τιμή αυτή δεν είναι ιδιαίτερα μεγάλη.



Εικόνα 5.43: Απεικόνιση καταπόνησης μήτρας του σημείου τομής επικάλυψη– κύρια δοκός-νεύρωση No 1 και No2 από θλιπτικά φορτία



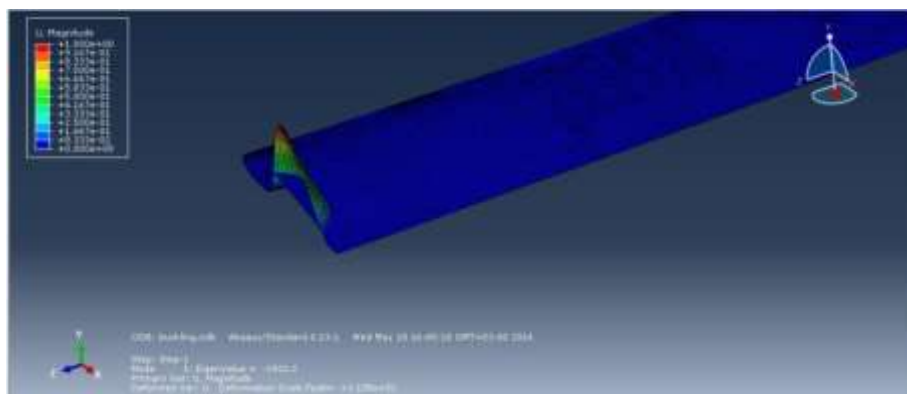
Εικόνα 5.44: Στρώσεις του σημείου τομής επικάλυψη– κύρια δοκός-νεύρωση No 1 και No2 που εμφανίζουν μεγαλύτερη καταπόνηση εξαιτίας θλίψης της μήτρας

5.4 Αποτελέσματα Ανάλυσης Λυγισμού

Κατά την ανάλυση λυγισμού, επιθυμούμε να εντοπίσουμε την τιμή του φορτίου όπου η κατασκευή γίνεται ασταθής με αποτέλεσμα να κινδυνεύει η ακεραιότητά της. Όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 4.7 για την μελέτη λυγισμού μιας κατασκευής υπάρχουν δυο μέθοδοι. Πιο συγκεκριμένα, η ανάλυση λυγισμού μπορεί να γίνει με την γραμμική (μέθοδος ιδιοτιμών) ανάλυση καθώς και με την μη-γραμμική. Η ειδοποιός διαφορά των δύο μεθόδων είναι ότι κατά την μέθοδο των ιδιοτιμών δεν εισάγονται στο μοντέλο

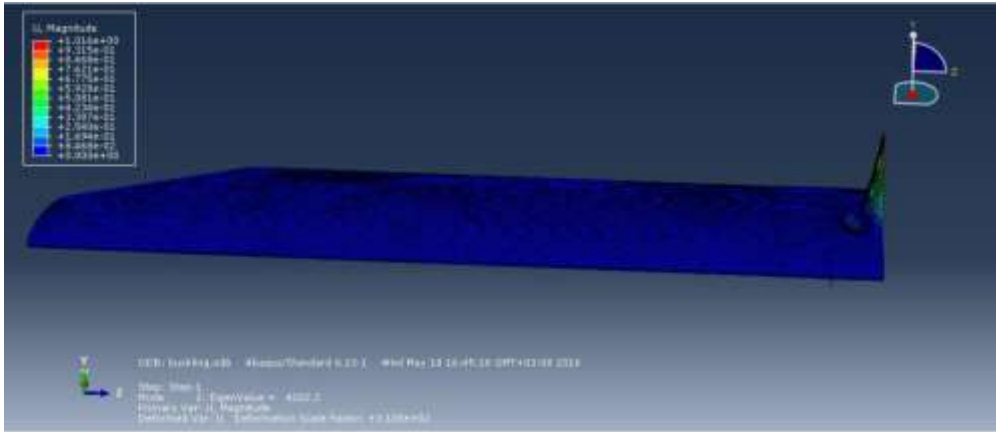
προσομοίωσης ατέλειες και η μη-γραμμική συμπεριφορά των υλικών κατασκευής. Συνέπεια αυτής της θεώρησης είναι η κατασκευή να εμφανίζει υψηλότερη τιμή ως προς το φορτίο κατά το οποίο θα επέλθει λυγισμός.

Στην παρούσα μελέτη, εφαρμόστηκε η γραμμική μέθοδος ανάλυσης λυγισμού. Συνεπώς, οι μετατοπίσεις σχετίζονται γραμμικά με το ασκούμενο φορτίο ενώ ως σημείο αναφοράς για τις παραμορφώσεις χρησιμοποιείται η απαραμόρφωτη ή αρχική κατάσταση της κατασκευής. Σκοπός αυτής της μελέτης είναι να γίνει μια εκτίμηση ως προς το φορτίο κατά το οποίο εμφανίζεται το φαινόμενο του λυγισμού καθώς και η περιοχή όπου λαμβάνει μέρος. Επισημαίνεται ότι, κατά την μελέτη των αποτελεσμάτων(Post Buckling Procedure) η κατασκευή δεν απεικονίζεται με ακριβή τρόπο καθώς υφίσταται το φαινόμενο του λυγισμού. Όσον αφορά το φορτίο όπου προκαλείται ο λυγισμός, αυτό προκύπτει εάν πολλαπλασιαστεί το ήδη επιβαλλόμενο φορτίο με την προκύπτουσα ιδιοτιμή. Εφόσον η ιδιοτιμή έχει θετική τιμή συνεπάγεται ότι ο λυγισμός εμφανίζεται όταν το φορτίο ασκείται με την αρχική του κατεύθυνση και αυξηθεί τόσες φορές όσο η τιμή της ιδιοτιμής. Σε διαφορετική περίπτωση, σημαίνει ότι το φορτίο θα πρέπει να λάβει αντίθετη κατεύθυνση. Στην παρούσα ανάλυση, οι συνοριακές συνθήκες παρέμειναν ίδιες με την στατική ανάλυση ενώ το φορτίο ακολούθησε την ελλειπτική κατανομή με την διαφορά ότι ισούται με την μονάδα. Επιπρόσθετα, για την γραμμική ανάλυση επιλέχθηκε η μέθοδος Subspace καθώς η μέθοδος Lanczos απαιτεί ομοιομορφία ως προς τον τύπο των πεπερασμένων στοιχείων που χρησιμοποιήθηκαν. Τα αποτελέσματα που προέκυψαν παρουσιάζονται στην ακόλουθη εικόνα,

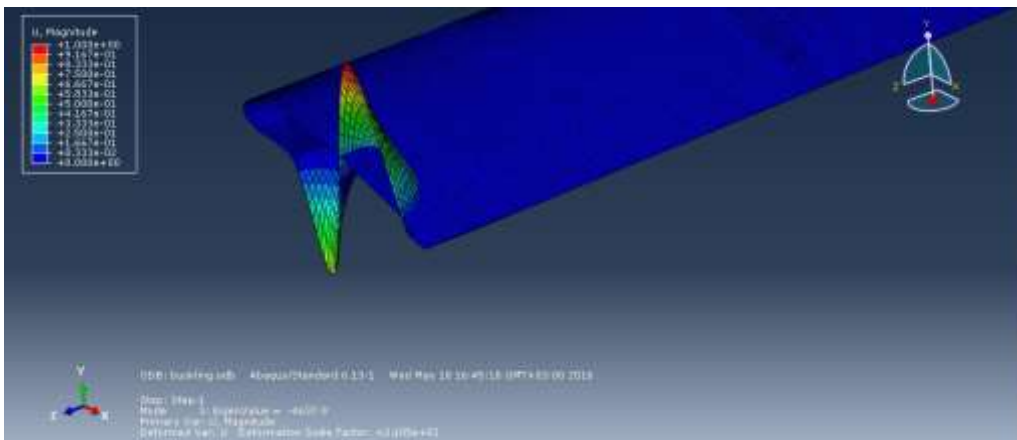


Εικόνα 5.45: Πρώτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή -1922.2

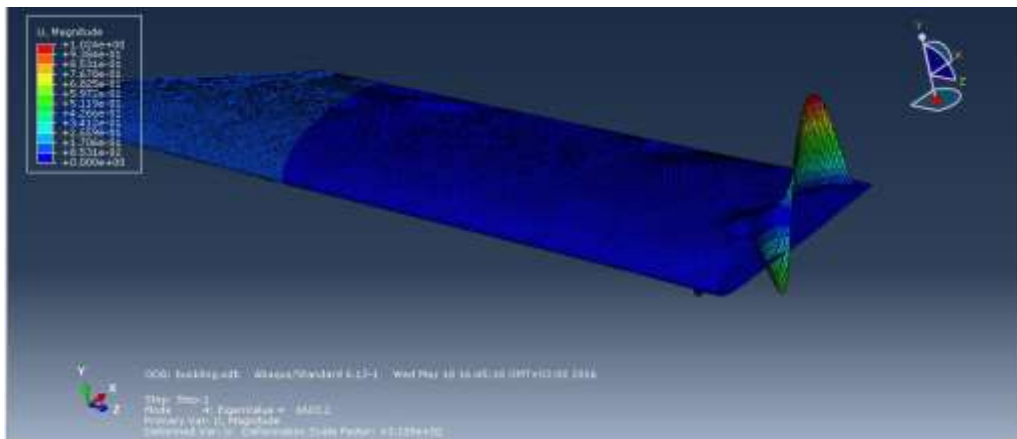
Στατική Ανάλυση και Ανάλυση Λυγισμού Πτέρυγας ΜΕΑ Πήγασος II



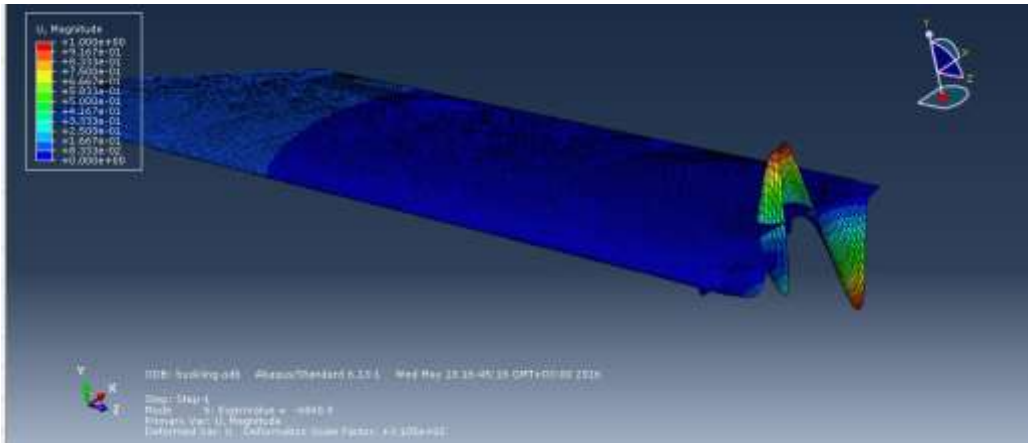
Εικόνα 5.46: Δεύτερη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 4202.3



Εικόνα 5.47: Τρίτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή -4637.9



Εικόνα 5.48: Τέταρτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 6603.2



Εικόνα 5.49: Πέμπτη ιδιομορφή λυγισμού με ιδιοτιμή 310500

Όπως παρατηρείται η πρώτη ιδιομορφή λυγισμού εμφανίζεται όταν το φορτίο ισούται με $W=4202$ N. Το φορτίο αυτό είναι σχεδόν ίσο με το Ultimate Load που ορίστηκε κατά την στατική ανάλυση. Όσον αφορά την περιοχή όπου εμφανίζεται το φαινόμενο, αυτή βρίσκεται κοντά στον άξονα συμμετρίας της πτέρυγας.

Κεφάλαιο 6^ο : Συμπεράσματα - Προτάσεις

6.1 Σύνοψη

Συγκεφαλαιώνοντας, στην παρούσα μελέτη πραγματοποιήθηκε προσομοίωση, στατική ανάλυση και ανάλυση λυγισμού για την πτέρυγα του μη επανδρωμένου αεροσκάφους Πήγασος II. Αναφέρεται ότι η κατασκευή αποτελείται αμιγώς από σύνθετα υλικά. Συνεπώς, κατά την στατική ανάλυση εφαρμόστηκαν κριτήρια αστοχίας που αφορούν σύνθετα υλικά. Η ανάλυση έγινε τμηματικά προκειμένου να υπάρχει καλύτερη εποπτεία των αποτελεσμάτων. Συνοπτικά, παρουσιάζονται στον ακόλουθο πίνακα,

| Κρ. Αστοχίας Δομ. Στοιχείο | Azzi –Tsai– Hill | Max Stress | Tsai - Hill | Tsai - Wu |
|--|------------------|------------|-------------|-----------|
| Κύρια Δοκός | 0.57 | 0.56 | 0.57 | 0.61 |
| Νευρώσεις | 0.82 | 0.80 | 0.82 | 0.84 |
| Άνω Επικάλυψη | 0.87 | 0.84 | 0.87 | 0.88 |
| Κάτω Επικάλυψη | 0.45 | 0.41 | 0.45 | 0.48 |
| Άνω Ενίσχυση Δοκού- Επικάλυψης | 0.99 | 0.99 | 1.18 | 1 |
| Κάτω Ενίσχυση Δοκού- Επικάλυψης | 0.91 | 0.83 | 0.91 | 0.92 |
| Ενίσχυση Επικάλυψης- Νεύρωσης No 1 | 0.27 | 0.19 | 0.27 | 0.29 |
| Ενίσχυση Επικάλυψης- Νεύρωσης No 2 | 0.17 | 0.17 | 0.22 | 0.18 |
| Ενίσχυση Επικάλυψης- Δοκού- Νευρώσεων | 0.23 | 0.22 | 0.25 | 0.24 |

Πίνακας 6.1: Αποτελέσματα κριτηρίων αστοχίας για επιμέρους δομικά στοιχεία της πτέρυγας

| Κρ. Αστοχίας Δομ. Στοιχείο | Fiber Compression | Fiber Tension | Matrix Compression | Matrix Tension |
|-------------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| Κύρια Δοκός | $6.89 \cdot 10^{-3}$ | $2.91 \cdot 10^{-3}$ | $3.19 \cdot 10^{-1}$ | $3.28 \cdot 10^{-1}$ |
| Νευρώσεις | $5.85 \cdot 10^{-2}$ | $5.82 \cdot 10^{-2}$ | $6.61 \cdot 10^{-1}$ | $6.88 \cdot 10^{-1}$ |
| Άνω Επικάλυψη | $4.19 \cdot 10^{-2}$ | $3.66 \cdot 10^{-2}$ | $4.95 \cdot 10^{-1}$ | $8.87 \cdot 10^{-1}$ |
| Κάτω Επικάλυψη | $8.45 \cdot 10^{-3}$ | $2.42 \cdot 10^{-2}$ | $8.32 \cdot 10^{-2}$ | $2.05 \cdot 10^{-1}$ |
| Άνω Ενίσχυση Δοκού-Επικάλυξης | $9,9 \cdot 10^{-1}$ | $1.42 \cdot 10^{-2}$ | $9.3 \cdot 10^{-1}$ | $7.9 \cdot 10^{-1}$ |
| Κάτω Ενίσχυση Δοκού-Επικάλυξης | $4.11 \cdot 10^{-3}$ | $3.25 \cdot 10^{-1}$ | $2.3 \cdot 10^{-1}$ | $8.1 \cdot 10^{-1}$ |
| Ενίσχυση Επικάλυξης-Νεύρωσης Νο 1 | $1.5 \cdot 10^{-2}$ | $9.6 \cdot 10^{-3}$ | $2 \cdot 10^{-2}$ | $7.17 \cdot 10^{-2}$ |
| Ενίσχυση Επικάλυξης-Νεύρωσης Νο 2 | $1.42 \cdot 10^{-2}$ | $6.3 \cdot 10^{-3}$ | $1.35 \cdot 10^{-1}$ | $3 \cdot 10^{-2}$ |
| Ενίσχυση Επικάλυξης-Δοκού-Νευρώσεων | $3.55 \cdot 10^{-2}$ | $3.81 \cdot 10^{-2}$ | $1.36 \cdot 10^{-1}$ | $7.16 \cdot 10^{-2}$ |

Πίνακας 6.2: Αποτελέσματα κριτηρίων Hashin για επιμέρους δομικά στοιχεία της πτέρυγας

Συμφώνως των παραπάνω αποτελεσμάτων, διαπιστώνεται ότι υψηλή καταπόνηση υφίστανται οι ακόλουθες περιοχές,

- Οι οπές ένωσης πτέρυγας-ατράκτου που βρίσκονται στην πρώτη νεύρωση και ιδιαίτερα εκείνη που βρίσκεται πλησίον του χείλους προσβολής
- Το άνω τμήμα της επικάλυξης στην περιοχή άξονα συμμετρίας-νεύρωση Νο 1 και ιδιαίτερα
- Στο σημείο ένωσης δοκού-επικάλυξης
- Σε μικρότερο βαθμό, στο κάτω σημείο ένωσης δοκού-επικάλυξης

Επισημαίνεται ότι, για το άνω τμήμα ένωσης δοκού-επικάλυψης τα κριτήρια αστοχίας εμφανίζουν τιμές που θα πρέπει να ληφθούν ιδιαίτερα υπόψη καθώς προσεγγίζουν την μονάδα ενώ κατά το κριτήριο αστοχίας Tsai – Hill την υπερβαίνουν.

Επιπρόσθετα, από την ανάλυση λυγισμού, κατά την οποία εφαρμόστηκε η γραμμική μέθοδος (Linear Analysis), προέκυψε ότι όταν το ασκούμενο φορτίο λάβει τιμή σχεδόν ίση με εκείνη του Ultimate Load, το τμήμα της επικάλυψης που βρίσκεται πλησίον του άξονα συμμετρίας της πτέρυγας αναμένεται το συγκεκριμένο φαινόμενο.

6.2 Αξιοπιστία Μοντέλου Προσομοίωσης

Το μοντέλο προσομοίωσης που αναπτύχθηκε για τις αναλύσεις που εφαρμόστηκαν, δύναται να χαρακτηριστεί από μεγάλο βαθμό αξιοπιστίας. Το συμπέρασμα αυτό, εξάγεται από την δομική αντοχή της πτέρυγας που πραγματοποιήθηκε στο Κρατικό Εργοστάσιο Αεροπορίας (ΚΕΑ).

Πιο συγκεκριμένα, εφαρμόστηκε σε αληθινή κατασκευή φόρτιση πλησίον της τιμής του Ultimate Load που ακολουθούσε ελλειπτική κατανομή ($L=12540$ N). Η στήριξη της πτέρυγας έγινε με χρήση της διάταξης διάνοιξης των οπών επί της ατράκτου με οκτώ (8) κοχλίες που συνδέουν την άτρακτο με την πτέρυγα. Η φόρτιση έγινε με σάκους άμμου σύμφωνα με τις κατανομές των διαγραμμάτων που ακολουθούν



Εικόνα 6.1: Κατανομή φορτίου ως προς το ημικεπέτασμα

Τα βάρη τοποθετήθηκαν στο 25% της χορδής ώστε να προσομοιωθεί κατά το δυνατό η πραγματική καταπόνηση της πτέρυγας. Η ευθυγράμμιση της πτέρυγας έγινε με αλφάδι αλλά και με τη χρήση θεοδόλιχου. Στο ακροπτερύγιο τοποθετήθηκε δείκτης laser που δείχνει αρχική και τελική θέση της πτέρυγας πριν και μετά τη φόρτιση. Αποδείχθηκε ότι η πτέρυγα εμφάνισε βέλος κάμψης 60mm ενώ κατά την αποφόρτιση επανήλθε στην αρχική θέση γεγονός που σημαίνει ότι η παραμόρφωση της πτέρυγας παρέμεινε στη ελαστική περιοχή.



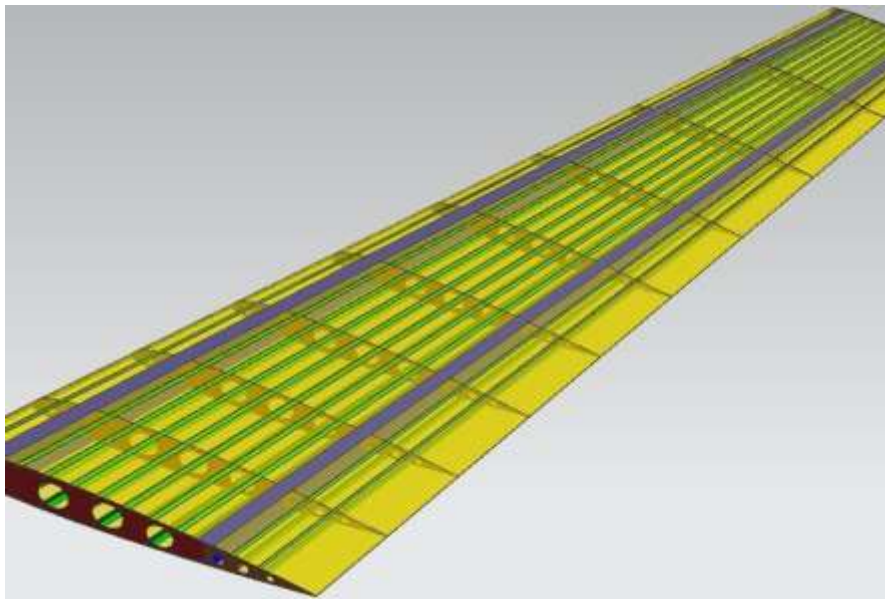
Εικόνα 6.2: Κατασκευή πτέρυγας δίχως φορτία καταπόνησης



Εικόνα 6.3: Κατασκευή πτέρυγας με ελλειπτική φόρτιση

6.3 Προτάσεις Για Κατασκευή

Με βάση τα αποτελέσματα, παρατηρείται ότι η περιοχή μεταξύ των δύο πρώτων νευρώσεων είναι πιο επιρρεπής για αστοχία σε σχέση με τα υπόλοιπα τμήματα της πτέρυγας. Για τον λόγο αυτό, προτείνεται η προσθήκη δοκίδων επικάλυψης (stringers) μεταξύ των δύο νευρώσεων. Πιο συγκεκριμένα, οι δοκίδες επικάλυψης είναι μικρής διατομής ράβδοι οι οποίες προσδίδουν στιβαρότητα στο εξωτερικό κέλυφος.



Εικόνα 6.4: Δομή πτέρυγας ενισχυμένες με δοκίδες επικάλυψης (stringers)

Με βάση την παρούσα κατασκευή, και συνυπολογίζοντας τους υψηλούς δείκτες αστοχίας στις προαναφερθείσες περιοχές προτείνονται ορισμένοι μη καταστροφικοί μέθοδοι ελέγχου σύνθετων υλικών ώστε να διασφαλίζεται η ακεραιότητα της κατασκευής. Οι μέθοδοι^[1] αυτοί είναι,

- Οπτική Επιθεώρηση: Αποτελεί την πιο απλή και οικονομική μέθοδο καθώς απαιτεί μόνο ύπαρξη υψηλής δέσμης φωτός και ορισμένων οπτικών βοηθημάτων (καθρέφτες, μπουροσκόπια, μεγεθυντικούς φακούς).
- Μέθοδος Υπερήχων: Χρησιμοποιείται ευρύτατα για την διαπίστωση εσωτερικών ατελειών σε πολύστρωτα σύνθετα υλικά. Κατά την μέθοδο αυτή,

επιβάλλεται υψίσυχνη ηχητική ενέργεια στο υπό εξέταση εξάρτημα και η ανάλυση των ανακλώμενων σημάτων αποκαλύπτει την ύπαρξη εσωτερικών ατελειών. Στην κατηγορία αυτή ανήκουν η μέθοδος Pulse Echo, Through Transmission και Reflected Through Transimission.

- **Ακουστική Μικροσκοπία:** Αποτελεί εξέλιξη της προηγούμενης κατηγορίας, η οποία παρέχει μεγαλύτερη ευαισθησία, μεγαλύτερη ακρίβεια και αυξημένη ευκρίνεια απεικόνισης της κατασκευής. Κύριες μέθοδοι είναι η SLAM (Scanning Laser Acoustic Microscopy), η SAM (Scanning Acoustic Microscopy) και η C-SAM (C-Mode Scanning Acoustic Microscopy).
- **Ακτινογραφικός Έλεγχος:** Αποτελεί ιδιαίτερα χρήσιμο εργαλείο επιθεώρησης κατασκευών από σύνθετα υλικά. Κύρια πλεονεκτήματα της είναι η ταχύτητα εξέτασης και το μειωμένο κόστος λειτουργίας.
- **Τομογραφία με την χρήση Η/Υ:** Η τομογραφία παρέχει μια τρισδιάστατη απεικόνιση της κατασκευής η οποία επιτυγχάνεται με την λήξη εικόνων από διαφορετικές οπτικές γωνίες και κατόπιν από την επεξεργασία τους με χρήση Η/Υ. Η μέθοδος αυτή συμβάλει στον έλεγχο της μήτρας του πολύστρωτου καθώς υποδεικνύει περιοχές με αρκετά υψηλή ή αρκετά χαμηλή περιεκτικότητα σε ρητίνη.
- **Ολογραφία (Laser):** Κατά την μέθοδο αυτή, γίνεται λήψη εικόνων του υπό εξέταση εξαρτήματος σε κατάσταση ηρεμίας καθώς και με ελαφρά καταπόνηση. Η ύπαρξη εσωτερικών ατελειών προκύπτουν από το γεγονός ότι προκαλείται διαφορετική καταπόνηση και συνεπώς διαφοροποίηση των εικόνων. Επισημαίνεται ότι εξαιτίας της ευαισθησίας της μεθόδου, απαιτείται ιδιαίτερη προσοχή κατά την εφαρμογή της προκειμένου να προκύψουν αξιόπιστα αποτελέσματα.
- **Δινορεύματα (Eddy Current):** Η μέθοδος αυτή προέρχεται από τον έλεγχο μεταλλικών κατασκευών όπου χρησιμοποιείται προκειμένου να εντοπισθούν επιφανειακές ρωγμές. Η λειτουργία της βασίζεται στην διακοπή της ροής των δινορευμάτων όταν συναντήσουν σπασμένες ίνες, αποκαλύπτοντας την παρουσία ατελειών.

6.4 Προτάσεις Για Περαιτέρω Μελέτη

Ξεκινώντας από την πρόταση για τροποποίηση της κατασκευής με την χρήση δοκίδων επικάλυψης (stringers), κρίνεται σκόπιμη η εκπόνηση μελέτης η οποία θα αφορά την δομική συμπεριφορά της νέας δομής καθώς και πώς μεταβάλλονται τα αποτελέσματα της παρούσας μελέτης.

Όσον αφορά την παρούσα διαμόρφωση, κρίνεται σκόπιμη η μελέτη κόπωσης των υλικών κατασκευής. Η εκπόνησή της, θα καθιερώσει εμπειριστατωμένα τα χρονικά όρια όπου θα εφαρμόζονται οι έλεγχοι της δομής (Scheduled Maintenance Manual) αυξάνοντας συγχρόνως τα χρονικά όρια αξιοποίησης του αεροσκάφους δίχως να επηρεάζεται η ασφάλεια πτήσεων. Πέραν τούτου, ιδιαίτερα χρήσιμη θα ήταν η μελέτη ανάπτυξης ρωγμών στα διάφορα δομικά μέρη της κατασκευής, όπως προβλέπεται από την αντίστοιχη νομοθεσία.

Επιπρόσθετα, προτείνεται η μελέτη συμπεριφοράς της πτέρυγας κατά την πρόσκρουσή της με πτηνό. Το φαινόμενο αυτό είναι αρκετά συχνό και συνεπώς η ανάπτυξη μιας τέτοιας ανάλυσης (Impact Analysis) είναι ιδιαίτερα χρήσιμη.

Τέλος, λαμβάνοντας υπόψη της ανάπτυξη της τεχνολογίας των υλικών καθώς και την ανάγκη της εποχής για δημιουργία κατασκευών φιλικών προς το περιβάλλον, κρίνεται αναγκαία η εξέταση δυνατότητας αντικατάστασης των χρησιμοποιηθέντων σύνθετων υλικών με κυψέλες καυσίμου οι οποίες θα καθιστούν την ηλεκτρική ενέργεια ως κύρια πηγή καυσίμου του αεροσκάφους.

Βιβλιογραφία

- [1] Τσαμασφύρος Γ., Καντεράκης Γ, “Ειδικά Κεφάλαια Σύνθετων Υλικών”, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, Αθήνα 2004.
- [2] William D. Callister Jr, “Επιστήμη και Τεχνολογία των Υλικών”, 5^η Έκδοση, Εκδόσεις Τζιόλα, Αθήνα 2008.
- [3] J. N. Reddy, “An Introduction to Continuum Mechanics”, 2nd Edition, Cambridge University Press, New York 2013.
- [4] Ever J. Barbero, ”Finite Element Analysis of Composite Materials Using Abaqus”, 1st Edition, CRC Press, New York 2013.
- [5] Klaus – Jurgen Bathe, “Finite Element Procedures”, 2nd Edition, Prentice Hall, New Jersey 1996
- [6] J. N. Reddy, “Finite Element Method”, 3rd Edition, TATA McGraw – Hill, New Delhi 2006
- [6] Hashin Z. (1980). ‘Failure criteria for unidirectional fibre composites’, Journal of Applied Mechanics, vol. 47, pp. 329-334
- [7] Tsai, S.W. and Wu, E.M. (1971). ‘A general theory of strength for anisotropic materials’, Journal of Composite Materials, vol. 5, pp. 58-80.
- [8] Howe Denis, “Aircraft Loading and Structural Layout”, 1st Edition, Professional Engineering Publishing, UK 2004.
- [9] NATO Standardization Agency, “Stanag 4671- Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements”, 1st Edition, NATO Standardization Agency, 2009.
- [10] M. J. Hoffmann, R. Reuss Ramsay, G.M. Gregorek, ” Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA 4415 Airfoil”, The Ohio State University, July 1996.
- [11] Department of Defense, “ VOLUME 1. POLYMER MATRIX COMPOSITES GUIDELINES FOR CHARACTERIZATION OF STRUCTURAL MATERIALS”, 2nd Edition, United States of America 2002

[12] Department of Defense, " VOLUME 2. POLYMER MATRIX COMPOSITES MATERIALS PROPERTIES ", 2nd Edition, United States of America 2002

[13] Department of Defense, "VOLUME 3. POLYMER MATRIX COMPOSITES MATERIALS USAGE, DESIGN, AND ANALYSIS ", 2nd Edition, United States of America 2002

[14] ABAQUS version 6.13, Abaqus/CAE User's Guide, 2013

[15] ABAQUS version 6.12, Analysis User's Manual. 2012

[16] C.T. Sun, B.J. Quinn, J. Tao, D.W. Oplinger, " Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates", 1st Edition, U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research, Washington D.C. 1996.

[17] A.T Nettles, " Basic Mechanics of Laminated Composite Plates", 1st Edition, NASA Publications, Alabama 1994.

[18] Abaqus Analysis User's Manual:

https://things.maths.cam.ac.uk/computing/software/abaqus_docs/docs/v6.12/books/usb/default.htm?startat=pt02ch04s02abv01.html

[19] Wikipedia: <http://en.wikipedia.org>

[20] NATO: http://www.nato.int/cps/en/natohq/topics_69269.htm