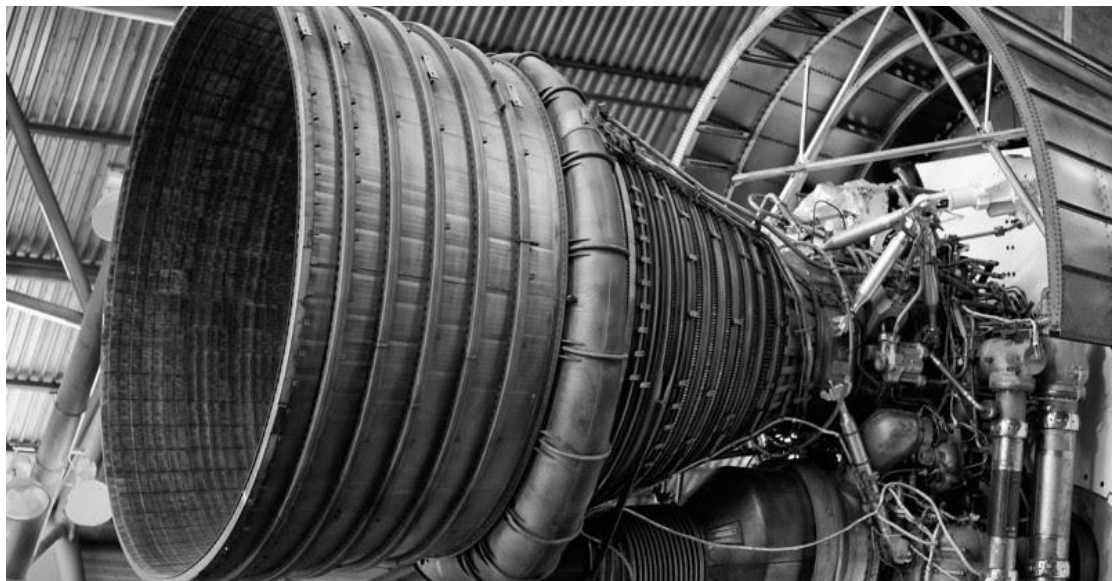


ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΥΛΙΚΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ



ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΑΛΕΞΑΝΔΡΟΣ ΚΟΝΤΟΣ Α.Μ. 7768

ΝΙΚΟΛΑΟΣ ΚΟΥΡΤΗΣ Α.Μ. 7803

ΕΠΙΒΛ.ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΝΙΚΟΛΑΟΣ ΜΠΑΤΣΟΥΛΑΣ

ΠΑΤΡΑ 2023

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την Διπλωματική Εργασία που εκπονήθηκε στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Πελοποννήσου στο εργαστήριο Μηχανικής Υλικών Μηχανών (ΜΥΜ) και αναφέρεται στα Υλικά που χρησιμοποιούνται στις Αεροδιαστημικές Εφαρμογές.

Ευχαριστούμε θερμά τον Επιβλέποντα Καθηγητή μας κ. Νικόλαο Μπατσούλα, καθηγητή του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών, για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση που μας πρόσφερε ώστε να φέρουμε εις πέρας την Πτυχιακή Εργασία μας.

Αλέξανδρος Κοντός

Κούρτης Νικόλαος

Μάιος 2023

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία που εκπονήθηκε στο Πανεπιστήμιο Πελοποννήσου στο τμήμα των Μηχανολόγων Μηχανικών, αφορά την παρουσίαση υλικών των αεροδιαστημικών και αεροναυπηγικών εφαρμογών καθώς και την μηχανική και περιβαλλοντική συμπεριφορά αυτών. Θα γίνουν ορισμένες αναφορές κάποιο εκ των υλικών που χρησιμοποιούνται στις αεροναυπηγικές και αεροδιαστημικές εφαρμογές για διαφορετικούς τύπους εφαρμογών όπως τα αεροσκάφη, των δορυφόρων και των πυραύλων.

Η συγκεκριμένη εργασία, αφορά μόνο τις εφαρμογές οι οποίες χρησιμοποιούνται για να εξυπηρετήσουν ανθρώπινες ανάγκες και συμβάλουν στην διερεύνηση του διαστήματος και του σύμπαντος. Όλων των ειδών οι εφαρμογές που χρησιμοποιούνται για πολεμικούς σκοπούς όπως τα μαχητικά αεροσκάφη δεν αναφέρονται στην παρούσα εργασία καθώς οφείλουμε να χρησιμοποιούμε την επιστήμη μόνο για ειρηνικούς σκοπούς.

Το θέμα αναπτύσσεται σε επτά κεφάλαια. Αρχικά, γίνεται αναφορά στους αδερφούς Wright για την σημαντική ιδέα τους. Κατόπιν γίνεται μια τοποθέτηση για την σπουδαιότητα της επιστήμης των υλικών και για την κατανόηση των αεροδιαστημικών υλικών αντίστοιχα. Αξίζει να δοθεί έμφαση και ενδιαφέρον στις ιδιότητες των υλικών προκειμένου να επιτευχθεί με επιτυχία η οποιαδήποτε εφαρμογή την οποία πρόκειται να κατασκευάσουμε.

Στο δεύτερο γίνονται αναφορές στα υλικά αεροναυπηγικών εφαρμογών για κάθε τύπο εφαρμογής. Στην αρχή του κεφαλαίου αναφέρονται τα κράματα αλουμινίου έπειτα τα κράματα τιτανίου, μετά ακολουθεί ο χάλυβας και τέλος γίνεται μια αναφορά στα σύνθετα υλικά και την τεράστια συνεισφορά τους στην αεροναυπηγική βιομηχανία.

Στο τρίτο κεφάλαιο μελετώνται τα υλικά των αεροδιαστημικών. Στην αρχή του κεφαλαίου αναφέρονται οι απαιτήσεις για την επιλογή των κατάλληλων υλικών στην αεροδιαστημική βιομηχανία. Έπειτα ακολουθούν αναφορές σε κάποια από τα σπουδαιότερα

αεροδιαστημικά επιτεύγματα όπως ο πύραυλος Falcon 9, ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός (ISS) και τέλος το διαστημικό τηλεσκόπιο James Webb το οποίο αποτελεί την πιο πρόσφατη και σπουδαία είδηση στις μέρες μας. Ένα από τα κράματα που θα ανακαλύψουμε σε αυτό το κεφάλαιο είναι το Invar. Όπως θα δούμε και παρακάτω το Invar πρόκειται για ένα κράμα το οποίο αποτελείται από 36% νικέλιο.

Στο τέταρτο καθώς και στο πέμπτο κεφάλαιο γίνεται παρουσίαση των ιδιοτήτων των υλικών των αεροναυπηγικών και αεροδιαστημικών εφαρμογών αντίστοιχα. Είναι πολύ σημαντικό άλλωστε ένας μηχανικός να γνωρίζει τις ιδιότητες των υλικών που χρησιμοποιεί, κυρίως όταν η εφαρμογή έχει να κάνει με την ασφάλεια επιβατών. Για αυτόν τον λόγο γίνονται και δύο αναφορές όσων Σε αυτό το κεφάλαιο επίσης, αναφέρονται διάφορα υλικά τα οποία είναι μεγάλης σημασίας όπως το Kevlar το οποίο μάλιστα αποτελεί και μονοπώλιο της εταιρίας DuPont.

Στο έκτο κεφάλαιο γίνεται μια αναφορά στις περιβαλλοντικές απειλές που επικρατούν στο διαστημικό περιβάλλον. Στο περιβάλλον αυτό επικρατούν ακραίες συνθήκες όπως για παράδειγμα το κενό ή η υπεριώδης ακτινοβολία, και κάθε υλικό συμπεριφέρεται διαφορετικά υπό τις συνθήκες αυτές. Μια επίσης ενδιαφέρουσα απειλή αποτελεί το ατομικό οξυγόνο όπως και οι διαφορετικοί θερμικοί κύκλοι.

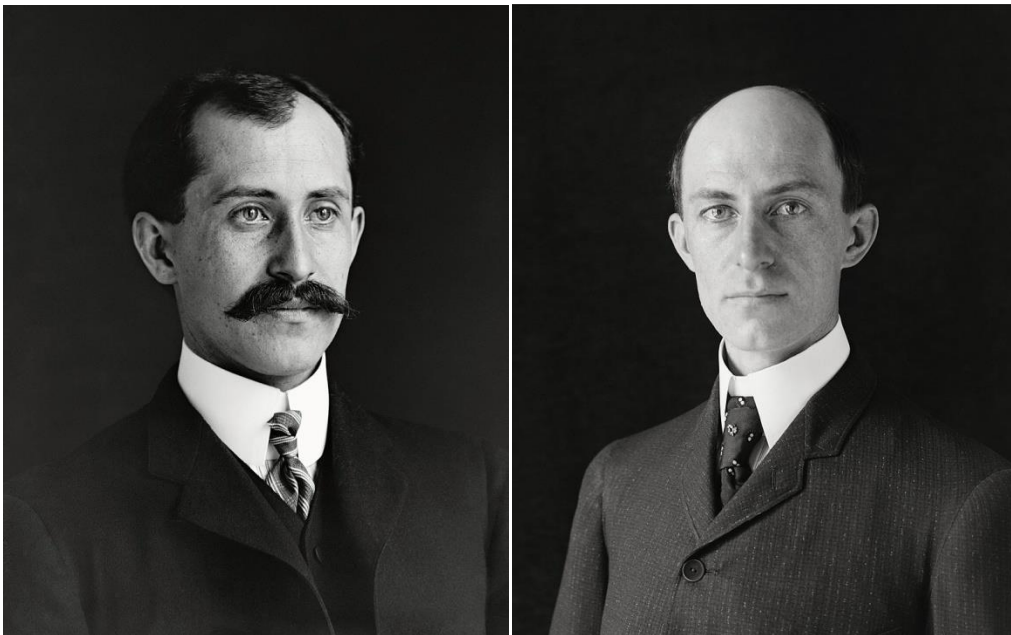
Στο έβδομο κεφάλαιο καταλήγουμε στα συμπεράσματα που βασίζονται σε όσα προαναφέραμε στα προηγούμενα κεφάλαια. Ένα σπουδαίο συμπέρασμα στο οποίο καταλήξαμε είναι το πόσο σημαντικός είναι ο συνδυασμός του χαμηλού βάρους, της ασφάλειας καθώς και του κόστους της κατασκευής.

Περιεχόμενα

| | |
|---|-----------|
| ΠΡΟΛΟΓΟΣ..... | III |
| ΠΕΡΙΛΗΨΗ | IV |
| 1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ..... | 1 |
| 1.1 Κατανόηση των αεροδιαστημικών υλικών (<i>Aerospace materials</i>)..... | 2 |
| 2. ΥΛΙΚΑ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ..... | 5 |
| 2.1 Αλουμίνιο και κράματα αλουμινίου | 5 |
| 2.2 Τιτάνιο και κράματα τιτανίου | 8 |
| 2.3 Χάλυβας..... | 11 |
| 2.4 Σύνθετα..... | 15 |
| 3. ΥΛΙΚΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ | 30 |
| 3.1 Εισαγωγή στα αεροδιαστημικά υλικά | 30 |
| 3.2 Υλικά για την κατασκευή διαστημικών σκαφών | 33 |
| 3.3 Υλικά για την κατασκευή τεχνητών δορυφόρων..... | 38 |
| 3.4 Υλικά Διεθνή Διαστημικού Σταθμού (<i>International Space Station- ISS</i>)..... | 40 |
| 3.5 Υλικά για την κατασκευή του διαστημικού τηλεσκοπίου <i>James Webb</i> | 45 |
| 4. ΜΗΧΑΝΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ-ΦΥΣΙΚΕΣ & ΜΗΧΑΝΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ..... | 51 |
| 4.1.Αλουμίνιο και κράματα αλουμινίου | 51 |
| 4.2.Τιτάνιο και κράματα τιτανίου | 56 |
| 4.3.Χάλυβας..... | 60 |
| 4.4.Σύνθετα..... | 63 |
| 4.5. Νανοσύνθετα..... | 80 |
| 5. ΜΗΧΑΝΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ..... | 82 |
| 5.1 Κράματα Αλουμινίου Λιθίου | 82 |
| 5.2 Κράμα Νιοβίου C-103 | 83 |
| 5.3 Σύνθετα Υλικά τύπου <i>Sandwich</i> από Ανθρακόνημα και Κυψελοειδή Πυρήνα Αλουμινίου | 84 |
| 5.4 <i>Kevlar</i> | 86 |
| 5.5 <i>Invar</i> | 87 |
| 5.6 Βηρύλλιο | 88 |
| 5.7 <i>Kapton</i> | 89 |
| 6. ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ | 91 |
| 6.1 Περιβαλλοντικές απειλές..... | 91 |
| 7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ | 96 |
| ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ | 98 |

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η αεροδιαστημική μηχανική (Aerospace Engineering) είναι ένας κλάδος της μηχανικής που ασχολείται με την ανάπτυξη των αεροσκαφών και τον διαστημικών σκαφών. Παρόμοια με πολλούς άλλους κλάδους της μηχανικής, η επιστήμη των υλικών και γενικότερα η μηχανική αποτελούν αναπόσπαστα μέρη της αεροδιαστημικής μηχανικής που ασχολείται με την κατασκευή των αεροδιαστημικών εφαρμογών. Από την πρώτη φορά που τα δύο αδέρφια, Orville και Wilbur Wright, αποφάσισαν να τροφοδοτήσουν το όχημα τους με ένα κινητήρα από χυτό αλουμίνιο με σκοπό να ανταπεξέλθει στις ειδικές απαιτήσεις της αναλογίας ισχύς προς βάρος, τα νέα υλικά ήταν ανάγκη να πρωτοπορήσουν σε αυτή την καταπληκτική ιδέα.



Σχ.1.1 Orville (αριστερά) και Wilbur Wright το 1905.

Πρόσφατα, τα ενισχυμένα με ίνες πολυμερή υλικά σύνθετα υλικά (FRPs), που αναπτύχθηκαν με την ενίσχυση διαφορετικών τύπων μητρών όπως οι κεραμικές μήτρες, οι πολυμερές ή οι μεταλλικές. Τα ινώδη υλικά κερδίζουν τεράστια προσοχή στην αεροδιαστημική βιομηχανία, μάλιστα η κατανάλωση τους όπως θα δούμε παρακάτω, έχει αυξηθεί ραγδαία.

Η βελτίωση των ιδιοτήτων των υλικών, μας βοήθησε να ταξιδέψουμε γρήγορα σε όλον τον κόσμο οι οποίες με την σειρά τους βελτίωσαν τις αποδώσεις και τις λειτουργίες των σύγχρονων αεροσκαφών. Η τεχνολογία μονίμως προοδεύει έτσι συμβαίνει και με τα υλικά. Υπάρχουν πολλοί καλοί λόγοι για τους κατασκευαστές αεροσκαφών να χρησιμοποιούν σύνθετα υλικά στις κατασκευές τους και για τις εταιρίες να θέλουν να χρησιμοποιούν σύνθετα υλικά στους στόλους τους. Υπάρχει ένας συνδυασμός απαιτήσεων όπως χαμηλό βάρος, αξιοπιστία, ανθεκτικότητα ενάντια στην διάβρωση, στο κενό, στην ακτινοβολία, την κόπωση και η ασφάλεια των επιβατών και εξαιτίας αυτών των διαφορετικών απαιτήσεων, είναι δύσκολο να επιλέξουμε υλικά που να ανταποκρίνονται σε όλες τις απαιτήσεις. Άρα απαιτείται ένας συνδυασμός ιδιοτήτων των υλικών προκειμένου να λειτουργήσει σωστά η κατασκευή.

1.1 Κατανόηση των αεροδιαστημικών υλικών (Aerospace materials)

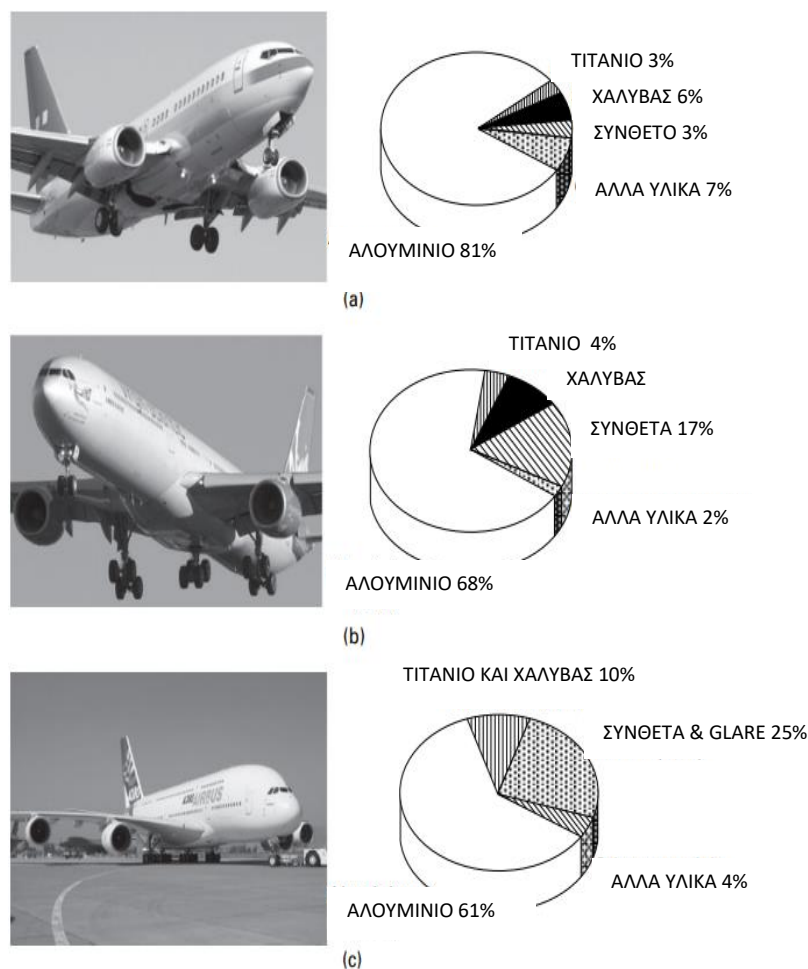
Τα προηγμένα υλικά κατέχουν σημαντικό ρόλο στην βελτίωση της δομής και της αποτελεσματικότητας των αεροσκαφών, αλλά και στην αποδοτικότητα των κινητήρων τους. Οι ιδιότητες των υλικών που είναι ιδιαίτερα σημαντικές για τα αεροσκάφη είναι:

- Φυσικές ιδιότητες (π.χ. πυκνότητα)
- Μηχανικές ιδιότητες (π.χ. αντοχή, σκληρότητα, δυσκαμψία)
- Χημικές ιδιότητες (π.χ. διάβρωση, οξειδωση)
- Θερμικές ιδιότητες (π.χ. θερμική αγωγιμότητα)
- Ηλεκτρικές ιδιότητες (π.χ. ηλεκτρική αγωγιμότητα)

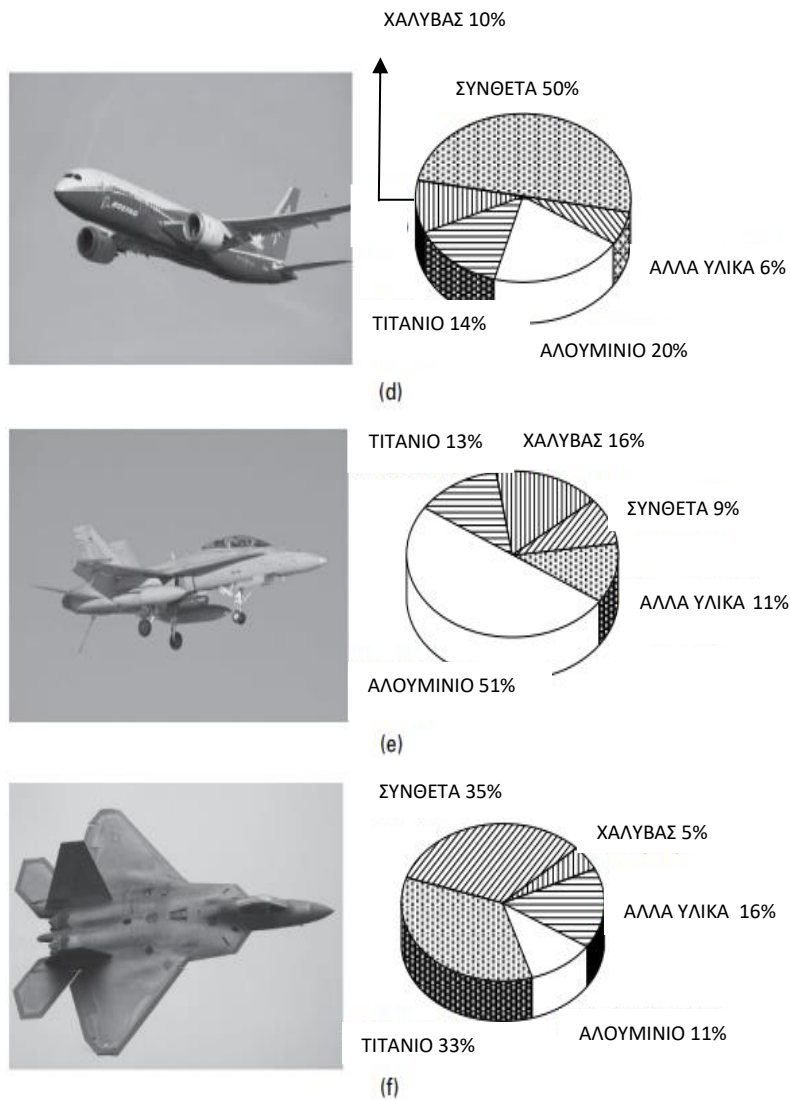
Η κατανόηση των ιδιοτήτων αυτών και ο λόγος για τον οποίο είναι τόσο σημαντικές αποτελεί ακρογωνιαίο λίθο για την πρόοδο της τεχνολογίας των αεροσκαφών. Η τεχνολογία των υλικών (αποκαλείται επίσης και μηχανική υλικών) περιλαμβάνει την εφαρμογή των ιδιοτήτων του υλικού για την καλύτερη απόδοση ενός εξαρτήματος. Με άλλα λόγια, η τεχνολογία των υλικών στοχεύει στην μετατροπή των υλικών σε

χρήσιμα εξαρτήματα ή δομές όπως για παράδειγμα η μετατροπή μαλακού αλουμινίου σε κράμα μετάλλων υψηλής αντοχής για χρήση σε πτερύγια αεροσκαφών ή κατασκευή ενός σύνθετου κεραμικού υλικού με υψηλές θερμομονωτικές ιδιότητες που απαιτούνται για την κατασκευή μιας “θερμικής ασπίδας” ενός διαστημικού σκάφους.

Οι ιδιότητες που χρειάζονται τα υλικά εξαρτώνται από το είδος του εξαρτήματος, την ικανότητα του να φέρει καταπόνηση χωρίς να δεχτεί πλαστική παραμόρφωση, να αντιστέκεται στην οξείδωση και στην διάβρωση, να λειτουργεί σε υψηλές θερμοκρασίες χωρίς να μαλακώσει, να παρέχει υψηλές αποδόσεις με χαμηλό βάρος και χαμηλό κόστος και ούτω καθεξής. [1]



Σχ. 1.2α Τα υλικά κατασκευής και η ποσοστιαία αναλογία κατά βάρος που χρησιμοποιήθηκαν στις ατράκτους(airframes) των παρακάτω αεροσκαφών: (a) Boeing 737, (b) Airbus 340 330 (c) Airbus A380.[1]



Σχ. 1.3β Τα υλικά κατασκευής και η ποσοστιαία αναλογία κατά βάρος που χρησιμοποιήθηκαν στις ατράκτους(airframes) των παρακάτω αεροσκαφών: (d) Boeing 787 (e) F 18 Hornet (C/D), (f) J. Amann.[1]

2. ΥΛΙΚΑ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ

2.1. Αλουμίνιο και κράματα αλουμινίου

ΑΛΟΥΜΙΝΙΟ

Ένα από τα σπουδαιότερα υλικά της αεροναυπηγικής βιομηχανίας είναι το αλουμίνιο. Ο λόγος βέβαια για τον οποίο θεωρείται το αλουμίνιο ως ένα τόσο εξαιρετικό υλικό για την κατασκευή αεροσκαφών είναι οι σπουδαίες ιδιότητες του, όπως:

- Η ιδιαίτερα μεγάλη αντοχή του στη διάβρωση.
- Η καλή αναλογία βάρους προς αντοχή και προς το κόστος.
- Η χαμηλή πυκνότητα του (2.7 g/cm^3).
- Η καλή θερμική και ηλεκτρική αγωγιμότητα του.

ΚΡΑΜΑΤΑ ΑΛΟΥΜΙΝΙΟΥ

Καθοριστικό ρόλο στην κατασκευή αεροσκαφών έχουν παίξει τα κράματα του αλουμινίου. Μερικά από αυτά είναι: [2,3]

1. 2024-T3

Από τα πιο συνηθισμένα κράματα αλουμινίου είναι η σειρά 2024-T3, λόγω της υψηλής αντοχής του. Μάλιστα, το συναντάμε σε ένα μεγάλο εύρος εφαρμογών σε διάφορα μέρη του αεροσκάφους όπως την άτρακτο, τα φτερά αλλά και στην ευρύτερη δομή του, καθώς διαθέτει εξαιρετικά μεγάλη αντοχή στην κόπωση αλλά και στην διάβρωση.

2. 6061-T6

Η σειρά 6061-T6 είναι από τα πιο γνωστά κράματα για την ιδιαίτερα μεγάλη αντοχή στη διάβρωση και για την αποτελεσματικότητα του στο φινίρισμα. Το κράμα αυτό διαθέτει παρόμοια αντοχή με αυτή ενός μαλακού χάλυβα και είναι αρκετά

εύκολο να συγκολληθεί. Χρησιμοποιείται ακόμα πολύ συχνά για την κατασκευή ειδικών μοκετών προσγείωσης αεροσκαφών (landing mats for aircrafts). Τέλος, μπορεί να κατασκευαστεί χρησιμοποιώντας τις πιο κοινές τεχνικές και αυτή είναι μια ξεχωριστή ιδιότητα του κράματος αυτού.

3. 5052-H32

Η σειρά 5052-H32 θεωρείται από τις σπουδαιότερες στην κατηγορία της καθώς διαθέτει τις υψηλότερες αντοχές. Το κράμα αυτό πρόκειται για ένα μη θερμικά επεξεργασμένο κράμα αλουμινίου. Μάλιστα το κράμα αυτό θεωρείται ιδανικό για την κατασκευή των δεξαμενών καυσίμου των αεροσκαφών λόγω της πολύ καλής δυνατότητας κατεργασίας.



Σχ. 2.1 Εσωτερικό δεξαμενής αεροσκάφους. [4]

4. 3003-H14

Ένα από τα πιο κοινά κράματα αλουμινίου είναι το κράμα 3003-H14 το οποίο διαθέτει και αυτό καλή δυνατότητα κατεργασίας. Το κράμα αυτό είναι κατασκευασμένο από καθαρό αλουμίνιο και μαγγάνιο. Τέλος και αυτό θεωρείται μη θερμικά επεξεργασμένο κράμα και χρησιμοποιείται σαν ένα μεταλλικό κάλυμμα για τη στεγανοποίηση του κινητήρα του αεροσκάφους.

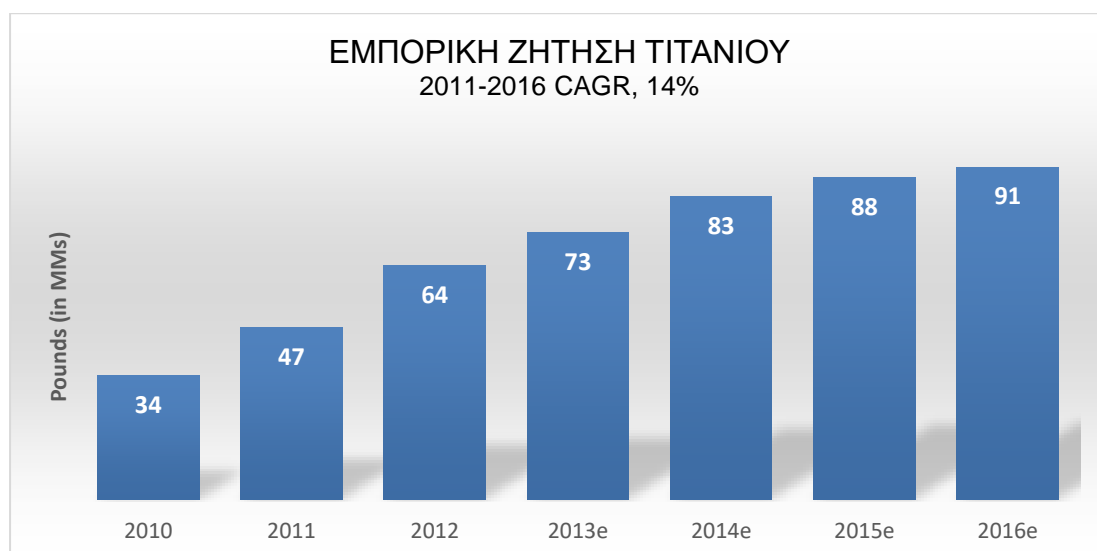


Σχ. 2.2 Κάλυμμα στεγανοποίησης κινητήρα αεροσκάφους. [5]

5. 7075-T6

Τέλος όσον αφορά το κράμα 7075-T6, το οποίο έχει ως βασική αρμοδιότητα να ενισχύσει τις ήδη αλουμιένιες δομές του αεροσκάφους, καθώς είναι ένα ισχυρό κράμα το οποίο προέκυψε από την ανάμειξη μαγνησίου, ψευδαργύρου και χαλκού. Η ύπαρξη του χαλκού μάλιστα καθιστά την συγκόλληση δύσκολη έως έναν βαθμό, αλλά όχι όμως ακατόρθωτη.

2.2 Τιτάνιο και κράματα τιτανίου



Σχ. 2.3 Χρονικά μεταβαλλόμενη ζήτηση τιτανίου στην αεροναυπηγική βιομηχανία. [6]

ΤΙΤΑΝΙΟ

Ένα ακόμα από τα σπουδαιότερα υλικά το οποίο συναντάμε στις αεροναυπηγικές εφαρμογές είναι το τιτάνιο καθώς βέβαια και τα κράματα του, μολονότι διαθέτουν εξαιρετικά υψηλή αντοχή αλλά και αντοχή σε υψηλές θερμοκρασίες. Παρότι το τιτάνιο είναι ακριβό, οι μηχανικές ιδιότητες του είναι καλύτερες από αυτές του αλουμινίου.

Παραδείγματα για τις εφαρμογές του τιτανίου και των κραμάτων του στα αεροσκάφη αναφέρονται στον Π2.1 Σε αυτόν τον πίνακα, τα αριθμητικά στοιχεία που εμφανίζονται στο “Υλικό” μας δείχνουν το γενικό περιεχόμενο των βασικών στοιχείων. Για παράδειγμα, το κράμα Ti-6Al-4V, αντιπροσωπεύει ένα κράμα που περιέχει αλουμίνιο 6% ποσοστό κατά βάρος (6wt%) και βανάδιο 4% (4wt%).

Π. 2.1 Κράματα τιτανίου στις αεροναυπηγικές εφαρμογές. [6]

| Υλικά | Παραδείγματα Εφαρμογών |
|--------------------|--|
| Ti 6Al 4V | Πλαίσιο παραθύρου πιλοτηρίου, Wing box, Fastener |
| Ti 3Al 2.5V | Υδραυλικοί Σωλήνες |
| Ti 10V 2Fe 3Al | Εξοπλισμός Προσγείωσης, Δοκός Τροχιάς |
| Ti 6Al 2Sn 4Zr 2Mo | Εξάτμιση, Κωνική Ουρά |
| Ti 15V 3Cr 3Sn 3Al | Dust |

Επιπρόσθετα στους κινητήρες αεροσκαφών, τα κράματα τιτανίου είναι πολύ πιο ισχυρά από το καθαρό τιτάνιο. Χρησιμοποιούνται κυρίως για το αρκετά μικρό βάρος το οποίο διαθέτουν, την μεγάλη αντοχή καθώς και την ιδιαίτερα υψηλή αντοχή στη θερμότητα, σε αντίθεση με τα κράματα αλουμινίου όπου η αντοχή τους μειώνεται ραγδαία σε θερμοκρασίες 200 °C και άνω. Βέβαια η αντοχή τους παραμένει ανώτερη από την αντοχή των κραμάτων που έχουν ως βάση το νικέλιο στο εύρος θερμοκρασίας από 500 – 600 °C, παρότι η αντοχή των κραμάτων τιτανίου μειώνεται όσο μεγαλώνει η θερμοκρασία. [6]

ΚΡΑΜΑΤΑ ΤΙΤΑΝΙΟΥ

Κάποια από τα σπουδαιότερα κράματα τιτανίου είναι:

Ti-6Al-4V

Η κατασκευή και η μελέτη του Ti-6Al-4V κράματος έγινε έχοντας ως σκοπό να παρέχει μια αρμονία χαρακτηριστικών όπως: αντοχή, ολκιμότητα, αντοχή σε απαιτούμενες θερμοκρασίες, χαρακτηρίστηκα ερπυσμού, συγκολλησιμότητα, εύκολη κατεργασιμότητα. Έτσι λοιπόν σε πάρα πολλά μέρη της μηχανής και όπου απαιτείται υψηλή αξιοπιστία χρησιμοποιείται το κράμα αυτό. Αξιοσημείωτο είναι επίσης πως χρησιμοποιείται και σε διάφορες βίδες καθώς και στις ράγες των καθισμάτων. Επειδή η επιτρεπόμενη θερμοκρασία αυτού του κράματος εκτιμάται

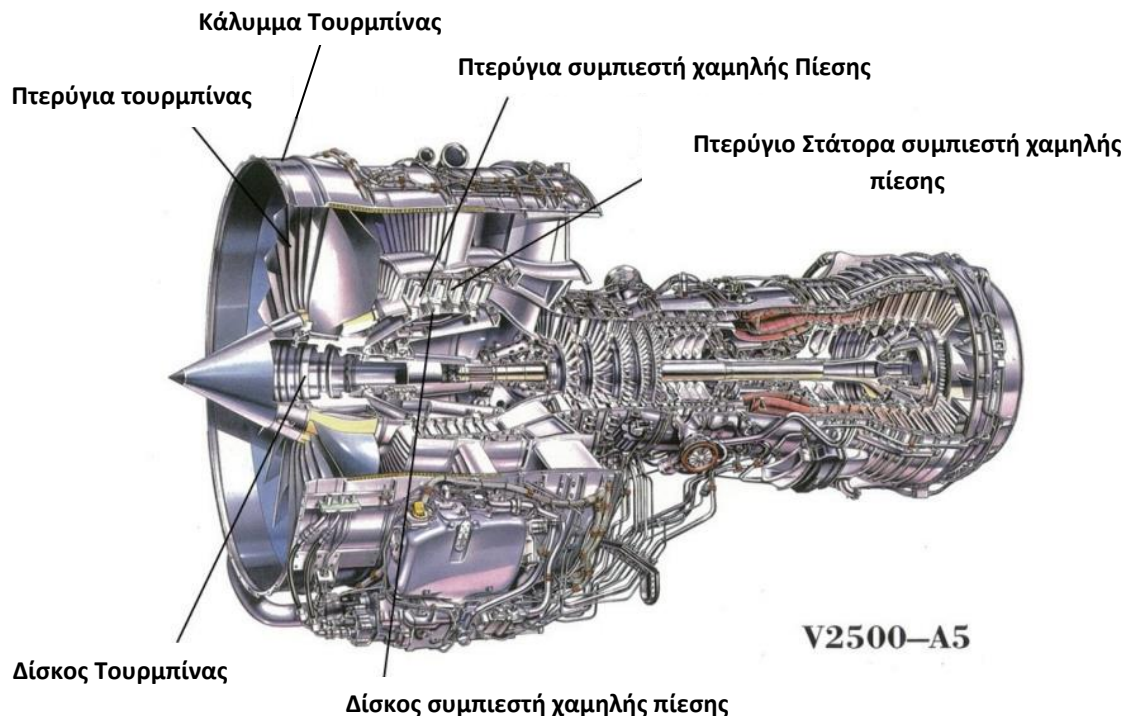
περίπου στους 300°C, στους κινητήρες του αεροσκάφους χρησιμοποιείται σε λεπίδες της τουρμπίνας (fan blades), στο κάλυμμα της (fan case) και γενικά όπου υπάρχουν χαμηλές θερμοκρασίες.

Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo

Το Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo, το οποίο αναπτύχθηκε στα μέσα της δεκαετίας του 1960, πρόκειται για ένα κράμα ανθεκτικό στις θερμοκρασίες έως και 450 °C. Κατά το 1970 το Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si βελτιώθηκε με σκοπό την αντοχή στην οξείδωση και στον ερπυσμό με την προσθήκη Si 0.06~0.2 wt% έχοντας σαν αποτέλεσμα να αυξηθεί η αντοχή του σε θερμοκρασίες έως και 500 °C. Έτσι λοιπόν το κράμα αυτό χρησιμοποιείται στους δίσκους συμπίεσης (compressor discs) όπου το ανώτερο όριο θερμοκρασίας φτάνει έως και τους 500°C. Επιπλέον το πλέον ανανεωμένο Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si σε πολλές περιπτώσεις υποβάλλεται σε μια κατεργασία Bi-modal με την αναλογία επιφάνειας ισοαξονικού κόκκου α να ελέγχεται εντός των τιμών 10-25%, για να έχουμε μια καλή ισορροπία μεταξύ του φαινομένου της κόπωσης και του ερπυσμού.

Ti-8Al-1Mo-1V

Κατά την δεκαετία του 1960 αναπτύχθηκε το κράμα Ti-8Al-1Mo-1V, του οποίου η αντοχή όσον αφορά την θερμότητα φτάνει έως και τους 400 °C. Καθώς όμως η αντοχή στην θερμότητα είναι υψηλότερη από αυτήν του κράματος Ti-6Al-4V χρησιμοποιείται για πτερύγια συμπιεστή (compressor blades), αντί για τα πτερύγια της τουρμπίνας.



Σχ. 2.4 Παράδειγμα χρήσης κραμάτων τιτανίου στους κινητήρες αεροσκαφών. [6]

- **Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Cr-4Mo ή κράμα(Ti-17)**

Το κράμα Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Cr-4 συνήθως αναφέρεται και σαν Ti-17 κατασκευάστηκε στις ΗΠΑ το 1970 ως ένα κράμα με ιδιαίτερη αντοχή στην θραύση αλλά και αντοχή σε θερμότητα έως και τους 350 °C.

2.3 Χάλυβας

Ο σίδηρος είναι η βάση του χάλυβα, τον οποίο αν τον συνδυάσουμε με την σωστή περιεκτικότητα άνθρακα, και άλλα στοιχεία σε ποικίλες ποσότητες, παρέχει στην αεροναυπηγική βιομηχανία και όχι μόνο ένα τεράστιο φάσμα εφαρμογών και ιδιοτήτων. Πριν την χρήση του όμως σε οποιαδήποτε εφαρμογή θεωρείται απαραίτητος ο ακριβής έλεγχος των στοιχείων ενός κράματος.

Συμπληρωματικά κάθε στοιχείο του κράματος διαθέτει ξεχωριστό ρόλο και προσφέρει συγκεκριμένα χαρακτηριστικά τα οποία εξαρτώνται από την ποσότητα του στοιχείου που χρησιμοποιήθηκε σε κάθε συγκεκριμένο είδος χάλυβα. Αξιοσημείωτο είναι ακόμα το ότι έχει

δημιουργηθεί ένα σύστημα “αριθμητικού ευρετηρίου”, καθώς μπορεί να χρησιμοποιηθεί μεγάλος αριθμός στοιχείων που θα συνδυαστούν με το σίδηρο. Εν ολίγοις το σύστημα αυτό, περιγράφει το ποσοστό των δύο βασικότερων στοιχείων που χρησιμοποιήθηκαν στον βαθμό που αφορούν τον χάλυβα.

Μακράν το σημαντικότερο στοιχείο στον χάλυβα είναι ο άνθρακας. Στην πραγματικότητα η ταξινόμηση του σιδήρου και του χάλυβα βασίζεται στο ποσοστό άνθρακα που περιέχουν. Ο Π. 2.2 απεικονίζει την ταξινόμηση αυτή.

Π. 2.2 Ταξινόμηση του χάλυβα με βάση την ποσοστιαία περιεκτικότητα σε άνθρακα. [7]

| Σφυρήλατο σίδηρο | Έως και 0,08% |
|--|---------------|
| Χάλυβας χαμηλής περιεκτικότητας σε άνθρακα | 0,10% ~ 0,30% |
| Χάλυβας μεσαίας περιεκτικότητας σε άνθρακα | 0,30% ~ 0,70% |
| Χάλυβας υψηλής περιεκτικότητας σε άνθρακα | 0,70% ~ 2,2% |
| Χυτοσίδηρος | 2,2% ~ 4,5% |

Όσον αφορά τις παραπάνω περιπτώσεις ένα αξιοσημείωτο γεγονός σε σχέση με την περιεκτικότητα του άνθρακα από 2,2% και άνω, είναι ότι δεν συνδυάζεται με τον σίδηρο και παρουσιάζεται με την μορφή γραφίτη. Ο γραφίτης σχηματίζει επίπεδα εύκολης διάσπασης, γεγονός το οποίο συμβάλει στην εύκολη θραύση του χυτοσίδηρου.

Εκτός από τον σίδηρο και τον άνθρακα, οι κοινοί ανθρακοχάλυβες περιέχουν συνήθως μικρές ποσότητες πυριτίου, θείου, φωσφόρου, και μαγγανίου. Το πυρίτιο και το μαγγάνιο είναι ευεργετικά στοιχεία. Το θείο και το φώσφορο όμως θεωρούνται μη επιθυμητά στοιχεία τα οποία δεν μπορούν να εξαλειφθούν πλήρως, αλλά διατηρούνται όσον το δυνατόν χαμηλότερα.

Καθώς η πρωταρχική σημασία έχει η περιεκτικότητα σε άνθρακα, η προσθήκη ενός μεταλλικού στοιχείου, έχει ως αποτέλεσμα τον σχηματισμό ενός νέου κράματος με εντελώς διαφορετικές ιδιότητες. Τα μέταλλα που χρησιμοποιούνται συνήθως σε τέτοια κράματα είναι το

νικέλιο, το χρώμιο, το μολυβδαίνιο, το βανάδιο, το βανάδιο και το βολφράμιο. Χρησιμοποιούνται επίσης μικρές ποσότητες τιτανίου και νιόβιο όταν θέλουμε να πετύχουμε χάλυβες με αντοχή στην διάβρωση.

Σε ορισμένα κράματα υπάρχουν δύο στοιχεία κραματοποίησης, όπως για παράδειγμα χρώμιο-νικέλιο και χρώμιο μολυβδαίνιο. Ένα τέτοιο κράμα που το συναντάμε συνήθως στην πλήμνη της έλικας περιέχει χρώμιο-νικέλιο-μολυβδαίνιο. Το πυρίτιο και το μαγγάνιο χρησιμοποιούνται επίσης ως στοιχεία κραμάτων αλλά σε πολλοί μεγαλύτερες ποσότητες από ότι συνήθως υπάρχουν στα απλά κράματα ανθρακοχάλυβα.

Μέχρι και πριν από μερικά χρόνια, ο μαλακός ανθρακοχάλυβας ήταν οριακά ο μόνος χάλυβας από τον οποίο ήταν κατασκευασμένα τα περισσότερα εξαρτήματα των αεροσκαφών όπως το σύστημα προσγείωσης (τροχούς), τα φτερά και γενικότερα οπουδήποτε αλλού χρειαζόταν ένα κομμάτι μετάλλου. Όσο όμως η βιομηχανίες αεροσκαφών εξελίσσονταν, όλο και περισσότεροι χάλυβες με μεγαλύτερες αντοχές και διαφορετικές ιδιότητες διατέθηκαν προς χρήση. Αυτή την στιγμή υπάρχουν περίπου είκοσι διαφορετικά είδη χάλυβα που τα συναντάμε στις αεροναυπηγικές εφαρμογές.

Για την επιλογή του κατάλληλου χάλυβα, ο σχεδιαστής θα πρέπει να γνωρίζει τις απαραίτητες μηχανικές ιδιότητες όσον αφορά τα φορτία αλλά και τις καταπονήσεις τις οποίες θα υπόκειται ο χάλυβας αυτός. Επίσης θα πρέπει να είναι ικανός για κατεργασιμότητα στο οποιοδήποτε επιθυμητό σχήμα. Επιπρόσθετα σημαντικά στοιχεία για τον προσδιορισμό της επιλογής θεωρούνται η διαθεσιμότητα και το κόστος.

Ο Π. 2.3 απεικονίζει τους χάλυβες που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή αεροσκαφών. Συγκεκριμένα, δίνεται ο αριθμός S.A.E (Σύστημα αρίθμησης στις ΗΠΑ), στρατιωτικές προδιαγραφές με τις οποίες χαρακτηρίζονται διάφοροι χάλυβες, τις διαφορετικές φόρμες που έχει το υλικό καθώς και την χρήση του σε κάθε εφαρμογή του αεροσκάφους. [7]

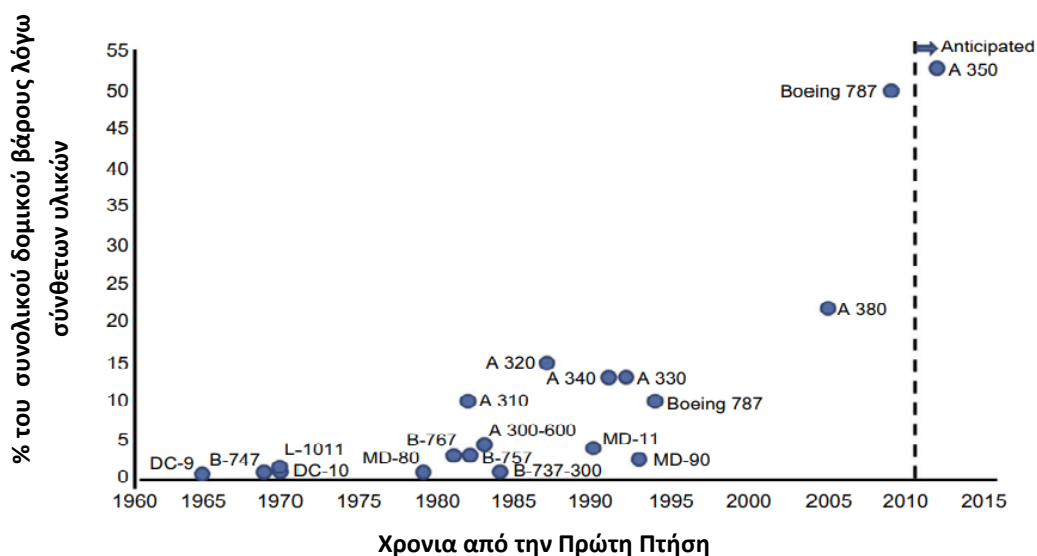
Π. 2.3 Τύποι χάλυβα για διαφορετικές αεροναυπηγικές εφαρμογές.

[7]

| ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΧΑΛΥΒΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ | | | |
|-----------------------------|------------------------|--------------------|---|
| Αριθμός S.A.E. | Σχήμα | Προσδιορισμός | Γενική χρήση |
| 1045 | Σύρμα | QQ-W-461 | Tie Rods |
| 1095 | Ράβδος | AN-S-5a | Drill rod |
| | Έλασμα | AN-QQ-S-666 | Ελατήρια Επίπεδων Φύλλων |
| | Σύρμα | QQ-W-474a (Comp C) | Μικρά Ελατήρια |
| | | QQ-W-470 (C1 B) | Μικρά Ελατήρια |
| 2317 | Ράβδος | QQ-S-624 | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 2330 | Ράβδος | AN-QQ-S-689a | Κατεργασμένα Μέρη, Βίδες |
| 2515 | Ράβδος | QQ-S-24 | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 3115 | Ράβδος | QQ-S-624 | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 3140 | Ράβδος | AN-QQ-S-690 | Μηχανικά Μέρη |
| 3150 | Ράβδος | QQ-S-624 | Γρανάζι και Οδόντωση |
| 3310 | Ράβδος | QQ-S-624 | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 4037 | Ράβδος | AN-S-9a | Βίδες |
| 4130 | Ράβδος | MIL-S-6758 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Έλασμα | MIL-S-18729 | Δομικά εξαρτήματα φύλλων |
| | Σωλήνας, Άνευ ραφής | MIL-T-6736 | Δομικές Σωληνώσεις |
| | Σωλήνας, συγκολλημένος | MIL-T-6731 | Δομικές Σωληνώσεις |
| 4135 | Σωλήνας | MIL-T-6735 | Δομικές Σωληνώσεις |
| 4140 | Ράβδος | MIL-S-5626 | Δομικά εξαρτήματα |
| 4340 | Ράβδος | MIL-T-5000a | Δομικά εξαρτήματα |
| 4615 | Ράβδος | QQ-S-624 | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 6135 | Ράβδος | MIL-S-5694 | Σφυρήλατα Μέρη , Πλήμνες ελίκων |
| 6150 | Ράβδος | AN-QQ-S-687 | Πλήμνες ελίκων, Δακτύλιοι ασφαλείας |
| | Σύρμα | AN-S-58 | Ελατήρια |
| 6195 | Ράβδος | AN-QQ-S-688a | Ρουλεμάν |
| 8620 | Ράβδος | AN-S-13-B | Σκληρυνόμενα Μέρη |
| 8630 | Ράβδος | MIL-S-6050 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Έλασμα | MIL-S-18728 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Σωλήνας, Άνευ ραφής | MIL-T-6732 | Δομικές Σωληνώσεις |
| | Σωλήνας, συγκολλημένος | MIL-T-6734 | Δομικές Σωληνώσεις |
| 8735 | Ράβδος | MIL-S-6098 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Έλασμα | MIL-S-18730 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Σωλήνας | MIL-T-6733 | Δομικές Σωληνώσεις |
| 8740 | Ράβδος | MILL-S-6049 | Δομικές Σωληνώσεις |
| 9260 | Σύρμα | QQ-S-474a(Comb E) | Ελατήρια |
| Silicon-chromium | Ράβδος | 46-S-31 | Ελατήρια |
| Nitriding Steel | Σφυρήλατα | MIL-S-6709 | Νιτριωμένα Μέρη |
| HY-TUF | Ράβδος | AMS-6418 | Μέρη του συστήματος προσγείωσης και δομικά εξαρτήματα |
| | Σφυρήλατα | MIL-S-7108 | |
| 4330 Modified | Ράβδος | MIL-S-8699 | Δομικά εξαρτήματα |
| | Σφυρήλατα | AMS-6427 | Δομικά εξαρτήματα |

2.4 Σύνθετα

Η επιστήμη των υλικών θεωρείται αδιαμφισβήτητα ως ένα από τους σημαντικότερους κλάδους τόσο στις αεροναυπηγικές όσο και στις αεροδιαστημικές εφαρμογές. Όπως προαναφέραμε ο άνθρωπος σε τέτοιου είδους εφαρμογές συνηθίζει να χρησιμοποιεί μέταλλα, όμως η επιστήμη των σύνθετων υλικών και η ραγδαία ανάπτυξη της κυρίως στα ινώδη σύνθετα υλικά όπου πρόκειται και για τα υλικά που θα εστιάσουμε περισσότερο σε αυτό το κεφάλαιο, κατέχουν καθοριστικό ρόλο σε τέτοιου είδους εφαρμογές. Σχετικά πρόσφατα, έχουμε δημιουργήσει πολυμερή ινώδη υλικά (FRPs) με την ενίσχυση διαφορετικών τύπων μητρών όπως πολυμερικές, κεραμικές μεταλλικές κλπ). Στη σημερινή αεροδιαστημική και αεροναυπηγική βιομηχανία η χρήση των σύνθετων υλικών έχει αυξηθεί έως και 50%. Το Σχ. 2.5 αναπαριστά την αύξηση της χρήσης των σύνθετων υλικών στα αεροσκάφη.



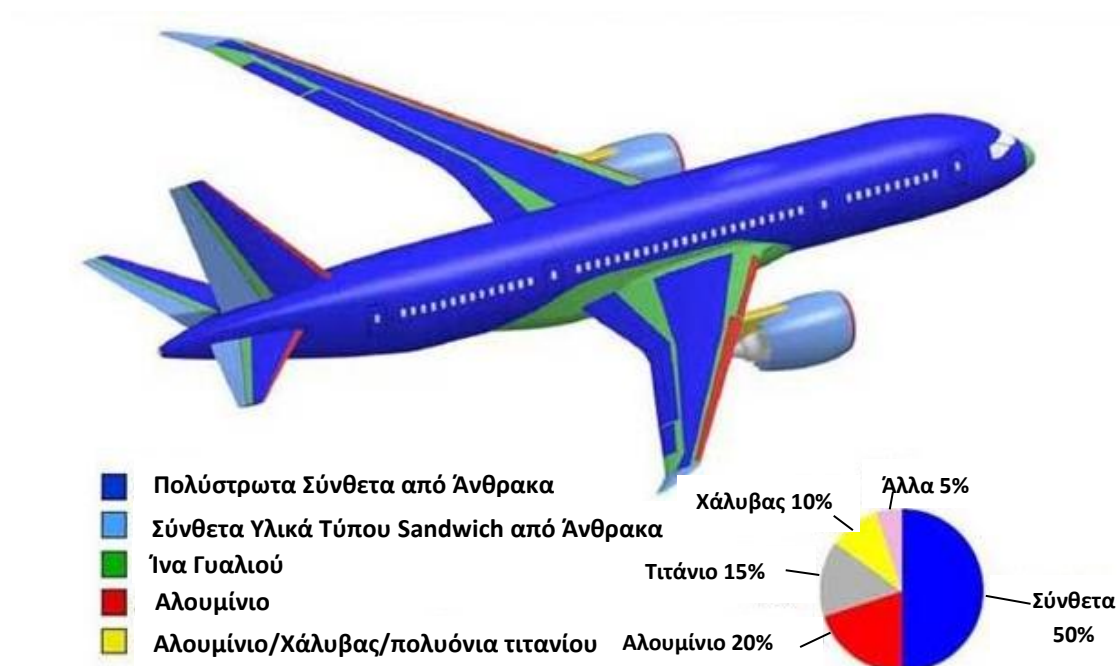
Σχ. 2.5 Ανάπτυξη της χρήσης των σύνθετων υλικών με το πέρας των χρόνων. [8]

Το Boeing 777, πρόκειται για ένα αεροσκάφος με δύο κινητήρες με χωρητικότητα άνω των 300 επιβατών. Κατασκευάστηκε το 2000 και μόνο το 11% αποτελούταν από σύνθετα υλικά. Εν αντιθέσει, το Boeing 787

Dreamliner, που κυκλοφόρησε το 2007, χρησιμοποιούσε περισσότερο από 50% σύνθετα υλικά (έως και 32.000 kg σύνθετων υλικών με ίνες άνθρακα που κατασκευάστηκαν με 23.000kg ανθρακόνημα). Ο Π. 2.4 απεικονίζει την σύγκριση μεταξύ των δύο παραπάνω αεροσκαφών και το Σχ. 2.6 την χρήση των σύνθετων υλικών στο Boeing 787.

Π. 2.4 Σύγκριση μεταξύ Boeing 777 και Boeing 787 Dreamliner [8]

| Αυξημένη χρήση πολυμερών ενισχυμένων με ίνες σε κατασκευές αεροσκαφών. | |
|--|-----------------------|
| Boeing 777 | Boeing 787 Dreamliner |
| Κυκλοφόρησε το 2000 | Κυκλοφόρησε το 2007 |
| 11% FRPs | 50% FRPs |
| 70% Αλουμίνιο | 20% Αλουμίνιο |
| 7% Τιτάνιο | 15% Τιτάνιο |
| 11% Χάλυβας | 10 % Χάλυβας |
| 1% Άλλα | 5% Άλλα |



Σχ. 2.6 Χρήση των σύνθετων υλικών στο Boeing 787. [8]

Το 2014 εκτιμάτε πως περίπου 1680 τόνοι σύνθετων υλικών αξίας περισσότερο από 1,1 δισεκατομμύρια δολάρια ΗΠΑ, χρησιμοποιήθηκαν

σε εξαρτήματα κινητήρων. Έχει επίσης εκτιμηθεί πως θα πρόκειται να χρησιμοποιηθούν έως και 2665 τόνοι σύνθετων υλικών αξίας 1,7 δισεκατομμυρίων δολαρίων ΗΠΑ , μέχρι και το 2023. Καθώς υπάρχουν απαιτήσεις για αντοχές των σύνθετων σε υψηλές θερμοκρασίες, αναμένεται ότι τα σύνθετα κεραμικής μήτρας θα έχουν μεγάλη απήχηση στα εξαρτήματα των κινητήρων των αεροσκαφών. [8]

Τα σύνθετα υλικά μας παρέχουν μια πολύ καλύτερη αναλογία αντοχή προς βάρος, πολύ καλύτερη και από τα μέταλλα, μερικές φορές έως και 20% καλύτερη. Η αεροπορική βιομηχανία προφανώς χρησιμοποίησε όλες τις ιδιότητες των σύνθετων υλικών προς όφελος της αν και στην αρχή ήταν οι κατασκευαστές στρατιωτικών αεροσκαφών που εκμεταλλεύτηκαν τα υλικά αυτά για να βελτιώσουν την ταχύτητα και το βάρος των κατασκευών αυτών για την ικανότητα ελιγμών. Το βάρος είναι το παν όταν αναφερόμαστε σε αυτές τις κατασκευές και οι σχεδιαστές προσπαθούν συνεχώς να βελτιώσουν τις αναλογίες ανύψωσης προς το βάρος της κατασκευής από την πρώτη μέρα που δόθηκε η ιδέα από τους αδερφούς Wright. [9]

Οι ποικίλες μηχανικές τους ιδιότητες των σύνθετων υλικών είναι ο λόγος που τα συναντάμε σε διάφορες εφαρμογές των αεροσκαφών. Τα ανθρακονήματα για παράδειγμα, μοναδική συμπεριφορά ως προς την κόπωση αλλά είναι εύθραυστα, το 1960 ο κινητήρας RB211 ενός τζέτ της εταιρίας Rolls Royce του οποίου οι λεπίδες ήταν φτιαγμένες από ανθρακόνημα αλλά καταστράφηκαν λόγω της σύγκρουσης τους με πουλιά.

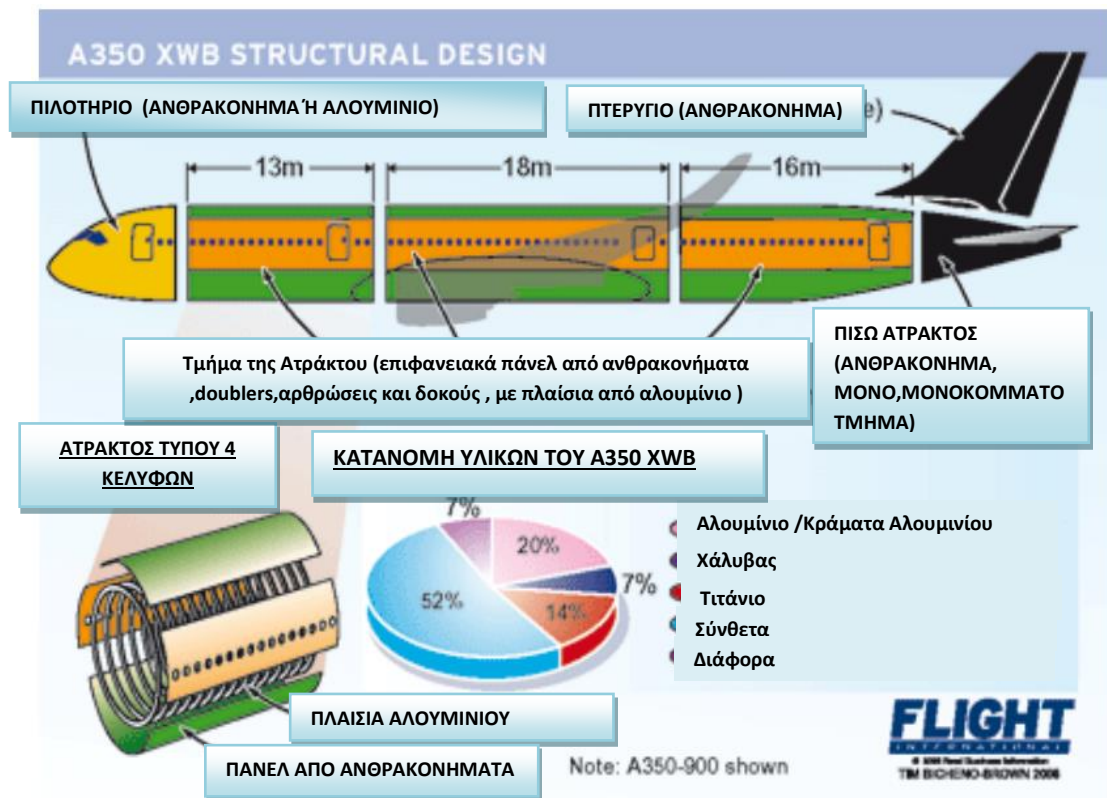
Κατά την διάρκεια ενός πειραματικού προγράμματος η εταιρία αεροσκαφών Boeing χρησιμοποίησε με επιτυχία 1500 σύνθετα εξαρτήματα για να αντικαταστήσει μεταλλικά εξαρτήματα ενός ελικοπτέρου. Η εταιρία αεροσκαφών Airbus είναι πρωτοπόρος στην χρήση των σύνθετων υλικών για την κατασκευή και τον σχεδιασμό αεροσκαφών, με μια σειρά προϊόντων τα οποία είναι οικονομικά και φιλικά προς το περιβάλλον από την οικογένεια αεροσκαφών A320 μέχρι και την οικογένεια του 21^{ου} αιώνα A380. Το A380 έχει 61% χαμηλότερο ποσοστό αλουμινίου κατά βάρος από όλα τα ιπτάμενα μοντέλα της

Airbus, καθώς και 20 διαφορετικά κράματα σε σύγκριση με τα 6 που χρησιμοποιούνται στο μοντέλο A320/330. [9]



Σχ. 2.7 Σύνθεση υλικών για το Airbus A380.

Το μοντέλο A350XWB είναι κατασκευασμένο από 52% σύνθετα υλικά, 20% αλουμίνιο και κράματα αλουμινίου - λιθίου, 14% τιτάνιο και 7% χάλυβα.



Σχ. 2.8 Υλικά για την κατασκευή του Airbus A350 XWB.[9]

Τα πάνελ της ατράκτου, τα κουφώματα των παραθύρων, οι πόρτες, είναι φτιαγμένες από πλαστικό ενισχυμένο με ανθρακόνημα (CFRP – Carbon Fiber Reinforced Plastic), με μια υβριδική κατασκευή ενός πλαισίου πόρτας που αποτελείται από αυτό το υλικό και τιτάνιο που χρησιμοποιείται για πρώτη φορά.

Με την χρήση τέτοιων υλικών στο A350XWB, η Airbus αύξησε τα διαστήματα σέρβις από έξι σε δώδεκα χρόνια, γεγονός που μειώνει σημαντικά το κόστος συντήρησης και προσφέρει κέρδη στην εταιρία. Το αυξημένο ποσοστό σύνθετων υλικών μειώνει τις απαιτήσεις της κόπωσης που σχετίζονται με αυστηρές επιθεωρήσεις που γίνονται στα πιο παραδοσιακά αεροσκάφη αλουμινίου καθώς και την απαίτηση για ελέγχους συντήρησης που συσχετίζονται με την διάβρωση. [9]

Π. 2.5 Τυπικά εξαρτήματα αεροδιαστημικής CFRP που σχηματίζονται από διάφορες τεχνικές. [10]

| Τεχνικές | Είδος Κατασκευής | Εφαρμογές |
|------------------------|--|--|
| Επίστρωση | <ul style="list-style-type: none"> • Ελάσματα, Παχύ μονολιθικό • Έλασμα, εσωτερικά σκληρυμένο • Πάνελ τύπου Sandwich • Κέλυφος • Δοκοί • Σύνθετες Μορφές | <ul style="list-style-type: none"> • Δέρματα φτερών • Δέρματα αεροτομής • Επιφάνειες Ελέγχου , τμήματα δαπέδου • Τμήματα ατράκτου • Spars ,Νευρώσεις • Αεροτομές |
| RTM | <ul style="list-style-type: none"> • Μικρές σύνθετες μορφές | <ul style="list-style-type: none"> • Πόρτες, κολόνες θυρών, πτερύγια, spoilers |
| Περιέλιξη Νήματος | <ul style="list-style-type: none"> • Κλειστά κελύφη • Ανοιχτοί Σωλήνες • Σωλήνες • Δευτερεύοντες Διαμορφωμένοι Σωλήνες | <ul style="list-style-type: none"> • Δοχεία πίεσης • Ραντόμετρα, κινητήρες πυραύλων • Άξονες κίνησης • Πτερύγια ελικοπτέρων |
| Σφυρηλάτηση | <ul style="list-style-type: none"> • Σωλήνες • Πολύπλοκοι Σωλήνες • Κλειστά Κελύφη • Δευτερογενής Σχηματισμός | <ul style="list-style-type: none"> • Άξονες μετάδοσης κίνησης • Καμπυλωτοί σωλήνες, σύνδεσμοι αγωγοί • Δοχεία πίεσης • Πλαίσια ατράκτων, έλικες, πτερύγια ελικοπτέρων |
| Τοποθέτηση ρυμούλκησης | <ul style="list-style-type: none"> • See laminating • Σύνθετα περιτυλίγματα | <ul style="list-style-type: none"> • See laminating • Λαβή, Άξονας , αγωγοί |
| Σύνθλιψη | <ul style="list-style-type: none"> • Δοκάρια | <ul style="list-style-type: none"> • Δοκάρια δαπέδου, stringers , spars , νευρώσεις , μακριές ράβδοι |

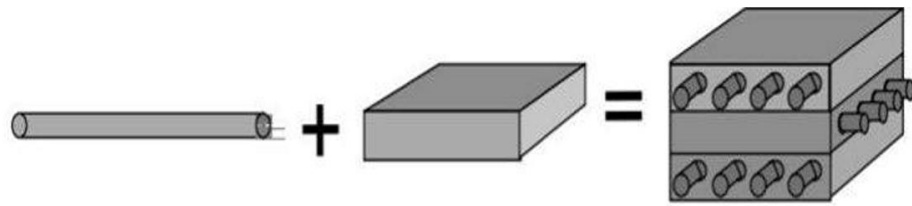
Ο βασικότερος σκοπός της κάθε εταιρίας παραγωγής αεροσκαφών είναι η επιλογή του καταλληλότερου υλικού με βάση την συγκεκριμένη εφαρμογή, η οποία θα επέφερε το ελάχιστο δυνατό βάρος. Το αεροσκάφος A380 πρόκειται για το πρώτο αεροσκάφος το οποίο χρησιμοποιεί CFRP στο κεντρικό κιβώτιο πτερυγίων και μειώνει το βάρος έως και ενάμιση τόνο σε σύγκριση με τα προηγμένα κράματα αλουμινίου. [9]



Σχ. 2.9 Διάφορες εφαρμογές CFRP στο μοντέλο A380. [9]

Πολύστρωτα Σύνθετα

Αυτού του τύπου τα σύνθετα υλικά είναι τα πιο ευρέως διαδεδομένα σε διάφορες βιομηχανικές εφαρμογές. Το συγκεκριμένο υλικό ονομάζεται Lamina και αποτελείται από ένα ισχυρό υλικό με την μορφή ίνας(Fiber) η οποία είναι ενσωματωμένη σε ένα κάπως ασθενέστερο υλικό το οποίο ονομάζεται μήτρα(matrix). Οι ίνες παρέχουν στο υλικό μεγάλη αντοχή, ευκαμψία ή δυσκαμψία, ενώ μήτρα ή αλλιώς το συνοδευτικό υλικό βοηθάει στο να διατηρούν οι ίνες τον προσανατολισμό τους και είναι κάπως πιο εύθραυστο.



ΙΝΑ

- Υψηλή Αντοχή
- Υψηλή Ακαμψία
- Χαμηλή Πυκνότητα

ΜΗΤΡΑ

- Καλές Ιδιότητες Διάτμησης
- Χαμηλή Πυκνότητα

ΣΥΝΘΕΤΟ

- Υψηλή Αντοχή
- Υψηλή Ακαμψία
- Χαμηλή Πυκνότητα
- Καλές Ιδιότητες Διάτμησης

Σχ. 2.10 Απεικόνιση ενός σύνθετου υλικού τύπου Lamina. [9]

Η μήτρα, είναι μια συνεχής φάση του σύνθετου. Ο βασικός της ρόλος είναι να παρέχει σχήμα και δομή στο νέο υλικό. Επομένως υλικά τα οποία μπορούν εύκολα να παραμορφωθούν και στην συνέχεια να κρατήσουν αυτό το σχήμα είναι ιδιαίτερα χρήσιμα. Όσον αφορά την ίνα, ο κύριος ρόλος της είναι να παρέχει αντοχή αλλά και άλλες μηχανικές ιδιότητες στο σύνθετο υλικό. Σε αυτό το σημείο αξίζει να αναφέρουμε πως τα πιο σύνηθες ινώδη σύνθετα κατασκευάζονται με ίνες γυαλιού, άνθρακα και αραμιδίου. Με βάση το υλικό της μήτρας αυτού του τύπου τα σύνθετα χωρίζονται σε τρεις μεγάλες κατηγορίες: [9]

Σύνθετα μεταλλικής μήτρας (Metallic Matrix Composites – MMC)

Τα σύνθετα μεταλλικής μήτρας, είναι ελαφριά υλικά που χρησιμοποιούνται σε μικρό αριθμό αεροσκαφών, ελικοπτέρων και διαστημικών σκαφών. Αυτά τα υλικά αποτελούνται από σκληρά ενισχυτικά σωματίδια ενσωματωμένα σε μια φάση μεταλλικής μήτρας. Η μήτρα πρόκειται συνήθως για ένα κράμα χαμηλής πυκνότητας (π.χ. αλουμίνιο, μαγνήσιο ή τιτάνιο). Τα κράματα που αναφέραμε προηγουμένως, όπως το Al2024, Al7075 και Ti – 6Al – 4V, είναι δημοφιλή υλικά μήτρας για πολλά MMC. Κράματα νικελίου χρησιμοποιούνται στην μήτρα των υλικών αυτών για εφαρμογές σε υψηλές θερμοκρασίες. Η μήτρα μπορεί να ενισχυθεί με ίνες, σωματίδια ή “μουστάκια” (whiskers). Η μέγιστη περιεκτικότητα κατ’ όγκο ενίσχυσης των σύνθετων μεταλλικής

μήτρας είναι συνήθως κάτω από 30% διότι η περιεκτικότητα ενίσχυσης άνω του 30% δυσκολεύει την επεξεργασία, την διαμόρφωση και την κατεργασία του σύνθετου, λόγω υψηλής σκληρότητας και χαμηλής ολκιμότητας. [1]

Σύνθετα κεραμικής μήτρα (Ceramic Matrix Composites – CMC)

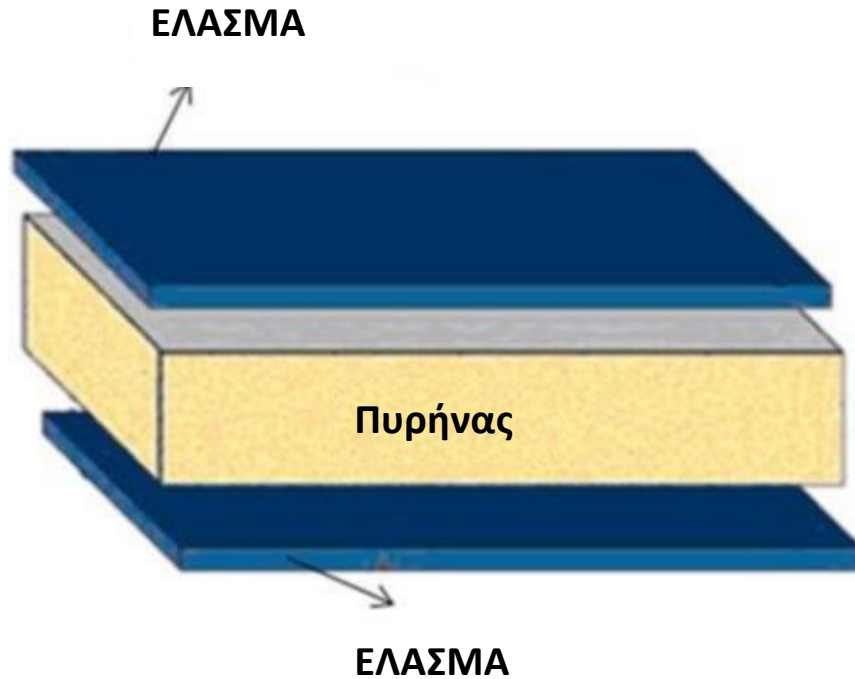
Τα σύνθετα κεραμικής μήτρας χρησιμοποιούνται για την αύξηση της αντοχής και της σκληρότητας του συμβατικού κεραμικού υλικού, διατηρώντας παράλληλα ιδιότητες όπως, χαμηλό βάρος υψηλή δυσκαμψία, αντοχή στην διάβρωση, και γενικότερα θερμική σταθερότητα. Τα υλικά αυτά αποτελούνται από μια φάση κεραμικής μήτρας ενισχυμένη με κεραμικές ίνες ή μουςτάκια. Βελτιώσεις στην αντοχή και την σκληρότητα των υλικών αυτών πάνω από 100% επιτυγχάνονται όταν τα ενισχύονται με συνεχείς ίνες. Παρόλα αυτά, η αντοχή και η σκληρότητα παραμένουν εξίσου χαμηλές για την χρήση τους σε πρωτογενείς αεροδιαστημικές εφαρμογές. Ωστόσο, υπάρχουν ελαφρώς φορτισμένα εξαρτήματα τα οποία απαιτούν θερμική σταθερότητα. Τα CMC διαθέτουν επίσης υψηλή αντίσταση σε θερμικό σοκ, το οποίο συνεπάγεται με αντίσταση σε ρωγμές και αστοχίες όταν θερμαίνονται και ψύχονται απότομα συνήθως και με την παρουσία υψηλής πίεσης. Η απότομη ψύξη ενός θερμού υλικού συνεπάγεται με επιφανειακές εφελκύστηκες τάσεις. Η υψηλή αντοχή σε θερμικό σοκ είναι αποτέλεσμα της υψηλής αντοχής σε υψηλές θερμοκρασίες σε συνδυασμό με χαμηλό συντελεστή θερμικής διαστολής. Επομένως ο συνδυασμός αντοχής σε θερμικό σοκ και η θερμική σταθερότητα είναι ο λόγος για τον οποίο τα υλικά αυτά χρησιμοποιούνται σε θερμοκρασίες πολλές εκατοντάδες βαθμούς υψηλότερες από το σημείο τήξης των μεταλλικών κραμάτων. Τέλος, τα σύνθετα υλικά κεραμικής μήτρας, διατηρούν την δυσκαμψία, την αντοχή και της ιδιότητες της σκληρότητας τους σε θερμοκρασίες κοντά στην θερμοκρασία τήξης τους, που μπορεί να ξεπεράσει τους 3000 °C. [1]

Σύνθετα πολυμερούς μήτρας (Polymer Matrix Composites – PMC)

Σήμερα, είναι διαθέσιμα στους μηχανικούς σχεδιασμού, διαφορετικών ειδών πλαστικά όπου κάθε τύπος πλαστικού προσφέρει ξεχωριστές ιδιότητες ανάλογα με την εφαρμογή που θα χρησιμοποιηθεί. Τα υλικά της αεροδιαστημικής βιομηχανίας οφείλουν να έχουν υψηλές αντοχές στην κρούση όπως για παράδειγμα στα παράθυρα του πιλοτηρίου. Οι απαιτήσεις και οι ανάγκες για υλικά χαμηλού βάρους και υψηλής απόδοσης έχουν κάνει τα πολυμερή υλικά κατάλληλα για τις αεροδιαστημικές εφαρμογές. Καθώς η χρήση των πλαστικών ελαχιστοποιεί το βάρος της κατασκευής, επομένως μειώνει άμεσα και την κατανάλωση του καυσίμου. Εξαρτήματα για λειτουργίες πρόωσης και πλοήγησης καθώς και άλλα εσωτερικά εξαρτήματα είναι κατασκευασμένα από πλαστικό. Τα σύνθετα υλικά πολυμερούς μήτρας μπορούν να κατηγοριοποιηθούν στα θερμοπλαστικά και στα θερμοσκληρυνόμενα υλικά (Thermoplastic and Thermosetting materials). [11]

Σύνθετα τύπου Sandwich

Ένα σύνθετο τύπου Sandwich αποτελείται από έναν παχύ και ελαφρύ πυρήνα όπου συνδυάζεται με δύο λεπτά αλλά δυνατά υλικά στο πάνω και στο κάτω μέρος του, όπως απεικονίζει η Εικ.11. Η συγκόλληση των δύο φύλλων γίνεται πολλές φορές με PMC. Εφαρμογές αυτών των υλικών συναντάμε στο πάτωμα της καμπίνας, στα εσωτερικά τοιχώματα, στα ντουλαπάκια τοποθέτησης χειραποσκευών όπως μας δείχνει ο **Π. 2.6** [8,12]



Σχ. 2.11 Σύνθετο τύπου Sandwich.

Π. 2.6 Χρήση των σύνθετων υλικών τύπου Sandwich στην αεροναυπηγική βιομηχανία. [8]

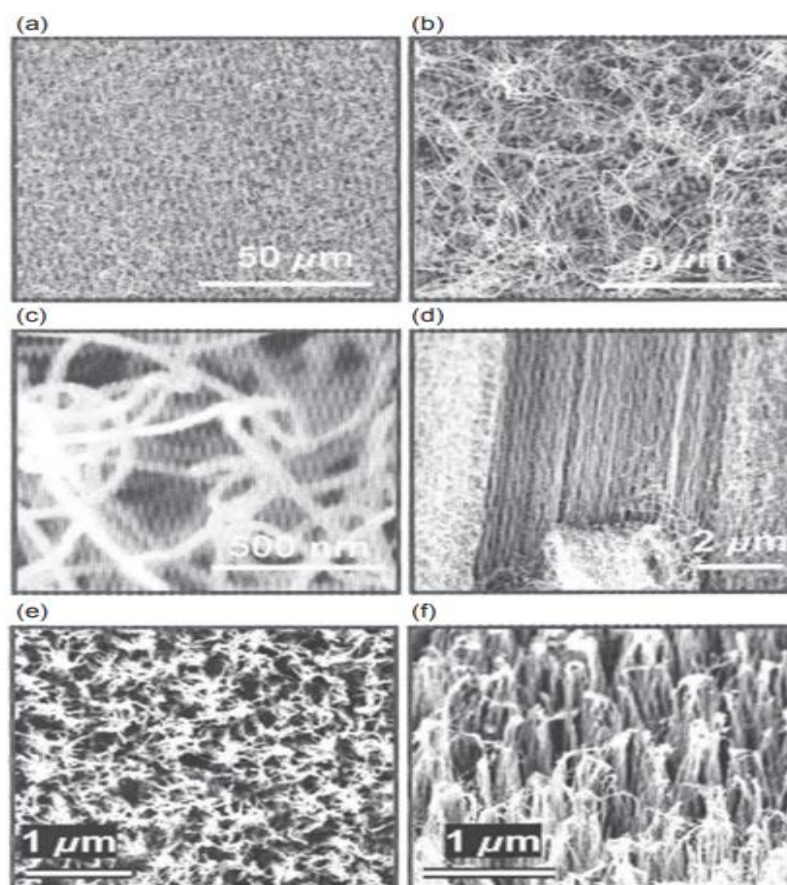
| Βιομηχανία Αεροσκαφών |
|--|
| <ul style="list-style-type: none"> • Πάτωμα της καμπίνας • Εσωτερικά Τοιχώματα • Κατασκευές τοποθέτησης τροφών αεροσκάφους • Ελεγχόμενες επιφάνειες πτερυγίων • Ντουλαπάκια τοποθέτησης χειραποσκευών |

Νανοσύνθετα

Τα νανοσύνθετα υλικά (Nanocomposites) είναι μια από τις σπουδαιότερες κατηγορίες σύνθετων υλικών στα οποία χρησιμοποιούνται νανοϋλικά είτε για σκοπούς ενίσχυσης είτε για σκοπούς ενίσχυσης των σύνθετων υλικών. Μερικά νανοϋλικά που διαθέτουν αξιοσημείωτες μηχανικές ιδιότητες είναι οι νανο-σωλήνες άνθρακα (Carbon Nanotubes - CNTs) και οι νανοϊνες (nanofibres). Ο

νανογραφίτης, ο νανοάργυλος και γενικότερα τα νανοσωματίδια μετάλλων είναι νανοϋλικά τα οποία χρησιμοποιούνται για σκοπούς ενίσχυσης.

Τα τελευταία 20 χρόνια έχει δοθεί ιδιαίτερη έμφαση στην κατασκευή πολυμερών νανοϋλικών όπου τουλάχιστον μια διάσταση από το σύνθετο είναι της τάξης ενός νανόμετρου. Μάλιστα, έρευνες έχουν αποδείξει πως η απόδοση των υλικών πολυμερούς μήτρας, έχει βελτιωθεί λόγω της χρήσης υλικών της νανοκλίμακας όπως νανοσωλήνες άνθρακα μονού τοιχώματος (SWCNTs) ή πολλαπλών τοιχωμάτων (MWCNTs). Στο Σχ. 2.12 βλέπουμε ένα νανοσωλήνα άνθρακα πολλαπλών τοιχωμάτων από ένα μικροσκόπιο τύπου SEM (Scanning Electron Microscope). [8]



Σχ. 2.12 Απεικόνιση ενός MWCNTs από ένα μικροσκόπιο SEM. Εύρος των διαμέτρων από 20 έως 30 nm. [8]

Σύνθετα Υλικά Αυτοανίχνευσης

Τα Σύνθετα υλικά Αυτοανίχνευσης (Self-sensing composites) έχουν την δυνατότητα να ανιχνεύουν την τάση, την ζημιά που τους έχει προκληθεί, την θερμοκρασία και άλλους παραμέτρους. Σήμερα αυτού του είδους τα υλικά τα συναντάμε σε ποικίλες εφαρμογές και όπου χρειάζεται να αποδώσουμε ασφάλεια. Οι δυνατότητες ανίχνευσης αυτών των καταστάσεων στα δομικά μέρη των υλικών, γίνεται κυρίως με την χρήση εξωτερικών αισθητήρων. Για την ανίχνευση της καταπόνησης και της ζημιάς, χρησιμοποιούνται οπτικές ίνες καθώς και πιεζοηλεκτρικοί αισθητήρες όπου είναι διαθέσιμοι και στο εμπόριο.

Με την γήρανση των αεροσκαφών, υπάρχει μια μεγαλύτερη ανάγκη παρακολούθησης της υγείας των δομικών μερών τους. Επομένως, η έγκαιρη ανίχνευση των ελαττωμάτων είναι απαραίτητη για την βελτίωση και την παροχή ασφάλειας των πτήσεων.

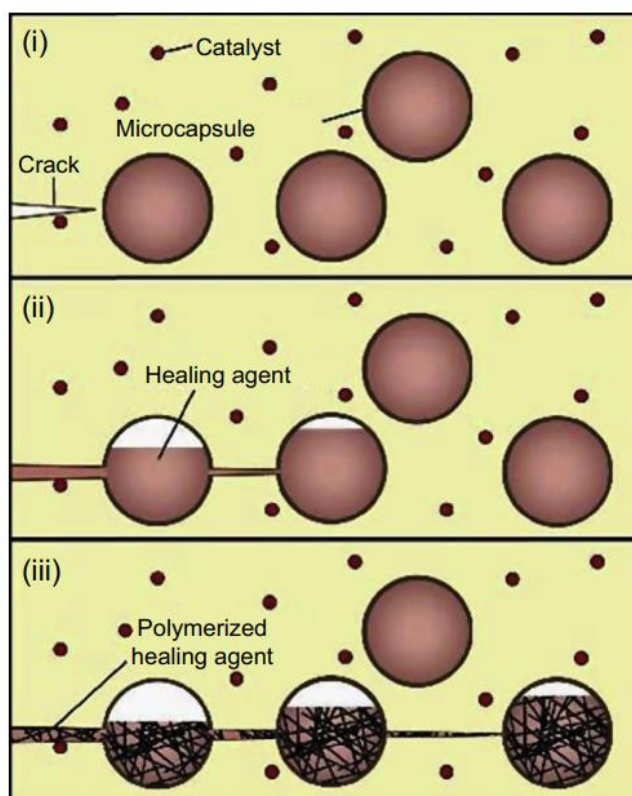
Έτσι μια υποβάθμιση των δομικών μερών ενός αεροσκάφους μπορεί να σχετίζεται με την κόπωση ή την πρόσκρουση (πχ πρόσκρουση από πουλιά), με την φθορά από τριβές από χαλάζι ή άμμο, τις εσοχές από βότσαλα (πχ στις επιφάνειες κάτω από τα φτερά). [8]

Αυτοθεραπευόμενα Σύνθετα Υλικά

Τα Αυτοθεραπευόμενα σύνθετα υλικά (Self-healing composites) είναι υλικά τα οποία έχουν την δυνατότητα να μπορούν να επιδιορθώσουν την βλάβη που έχει ξεκινήσει εντός της δομής τους αυτόματα. Η αυτοθεραπεία της βλάβης μπορεί να είναι εξωγενή, δηλαδή το σύνθετο μπορεί να περιέχει έναν εξωτερικό επουλωτικό παράγοντα για την αποκατάσταση της βλάβης. Αυτός ο παράγοντας μπορεί να περιέχει μικροκάψουλες, ίνες ή αγγειακά δίκτυα. Με την εμφάνιση ρωγμών, τα συστήματα που περιέχουν θεραπευτικούς παράγοντες σπάνε, με αποτέλεσμα την εμφάνιση του θεραπευτικού υλικού και επομένως την επούλωση των ρωγμών. Το **Σχ. 2.13** απεικονίζει έναν μηχανισμό

αυτοθεραπείας με μικροκάψουλα. Η διαδικασία της αυτοθεραπείας μπορεί επίσης να συμβεί και με εγγενείς μηχανισμούς.

Σε αυτή την περίπτωση, τα σύνθετα περιέχουν ορισμένα πολυμερή αλληλεπιδρούν με κάποιο εξωτερικό ερέθισμα όπως θερμότητα, φως, ακτινοβολία και άλλα. Μάλιστα, κατά την έναρξη της βλάβης, τα ερεθίσματα αυτά, μπορούν να προκαλέσουν διαφορετικού είδους αναστρέψιμες αλληλεπιδράσεις (π.χ. αναστρέψιμη αλλαγή φάσης όταν πρόκειται για θερμοπλαστικά, αναστρέψιμος χημικός δεσμός όπως αντιδράσεις retro-DielsAlder (rDA), αναστρέψιμες υπερμοριακές αλληλεπιδράσεις, σχήμα αλληλεπίδρασης τύπου μνήμης κ.λ.π) και επισκευάζουν της ρωγμές.



Σχ. 2.13 Μηχανισμός αυτοθεραπείας με μικροκάψουλα.[8]

Αυτά τα σύνθετα υλικά τα συναντάμε πλέον στους κινητήρες αεροσκαφών με την μορφή CMCs. Τα συμβατικά κεραμικά σύνθετα χρησιμοποιούνται σε κινητήρες λόγω της εξαιρετικής αντοχής τους στην θερμότητα, όμως είναι πολύ εύθραυστα και για αυτόν τον λόγο δεν

μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε κινητά μέρη τα οποία εκτίθενται σε κρούσης, όπως η λεπίδες της τουρμπίνας. Σε τέτοιες περιπτώσεις συναντάμε υπερκράματα νικελίου. Όμως το σημείο τήξης του νικελίου εμποδίζει του κατασκευαστές να αυξήσουν τις θερμοκρασίες σε τέτοια μέρη, ως αποτέλεσμα να περιορίζεται η απόδοση του κινητήρα. Σήμερα έχουν εκπονηθεί αρκετές μελέτες για την έρευνα των αυτοθεραπευόμενων CMCs ως λύση για σταθερά και κινητά εξαρτήματα σε κινητήρες τζετ. Η αντικατάσταση των υφιστάμενων κεραμικών με αυτοθεραπευόμενα σύνθετα στον κινητήρα έχει επιτευχθεί στους θαλάμους καύσης.

Πολυστρωματική μήτρα που περιέχει βόριο έχει ερευνηθεί ως εναλλακτική. Μάλιστα εξετάστηκε η συμπεριφορά οξειδωσης των ινών και της μήτρας για ένα σύνθετο $\text{SiC(f)/PyC(i)/SiCBeC(m)}$. Σε ένα τέτοιο σύνθετο, η θεραπευτική συμπεριφορά οφείλονταν στο σχηματισμό οξειδίου του βορίου (B_2O_3) που μπορεί και σφραγίζει τις ρωγμές της μήτρας. Έρευνες έγιναν επίσης σε υψηλότερες θερμοκρασίες στου 1000 °C, 1200 °C και 1350 °C τις οποίες συναντάμε σε έναν θάλαμο καύσης ενός κινητήρα αεροσκάφους. [8]

3. ΥΛΙΚΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ

3.1 Εισαγωγή στα αεροδιαστημικά υλικά

Για την επιλογή των κατάλληλων υλικών στις αεροδιαστημικές εφαρμογές, όπως αεροσκάφη, κινητήρες, διαστημόπλοια, διαστημικούς πύραυλους, δορυφόρους είναι απαραίτητη η μελέτη βασικών παραμέτρων των υλικών που θα επιλεγθούν όπως οι μηχανικές ιδιότητες, η αντοχή στην θερμότητα, το κόστος, ικανότητα κατεργασίας, συντήρηση και επισκευή των εφαρμογών καθώς και αντοχή έναντι στους περιβαλλοντικούς παράγοντες κάτι το οποίο θα μελετήσουμε στο τελευταίο κεφάλαιο αυτής της εργασίας. Αυτού του είδους τα υλικά υποβάλλονται σε διάφορα μηχανικά φορτία όπως αναφέρει ο **Π. 3.1**. Η απόκριση των υλικών αυτών στα εφαρμοσμένα φορτία, μελετήθηκε με την βοήθεια της τυπικής διαδικασίας δοκιμών που καθορίζει η Αμερικάνικη Εταιρεία Δοκιμών και Υλικών (American Society for Testing and Materials – ASTM), ο διεθνής οργανισμός Τυποποίησης (International Standard Organization – ISO) το Ευρωπαϊκό Πρότυπο (European Standard – EN) και το Ιαπωνικό Βιομηχανικό Πρότυπο (Japanese Industrial Standard – JIS)

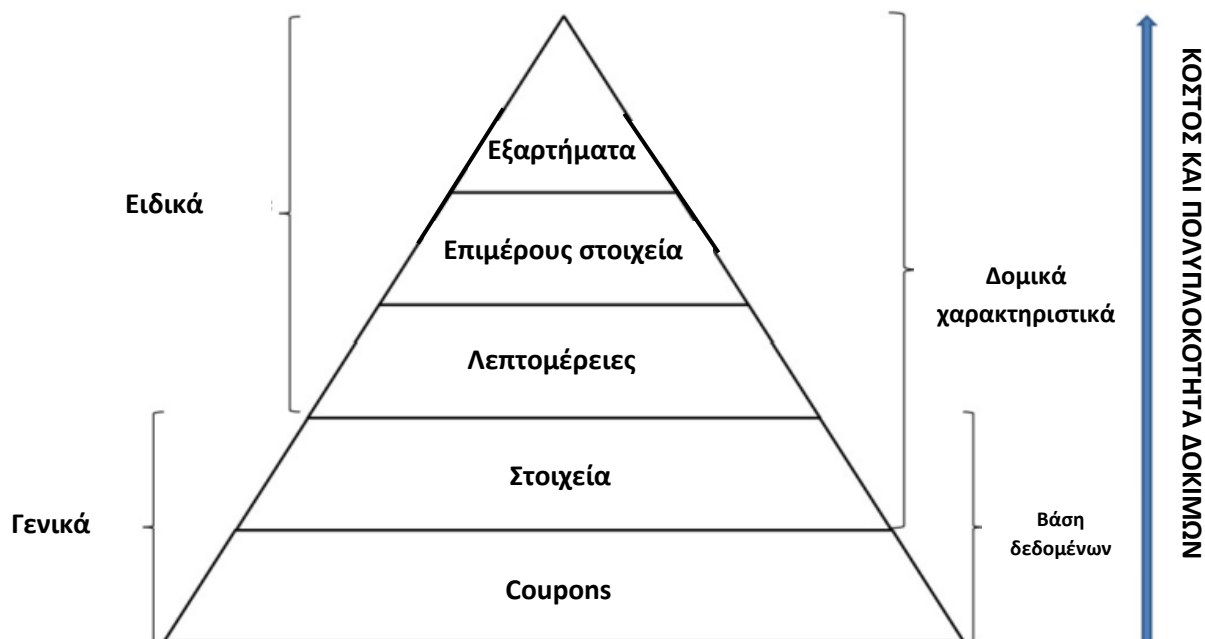
Τα πλαστικά και τα ινώδη ενισχυμένα πλαστικά (FRP) που χρησιμοποιούνται στα αεροσκάφη είναι επανειλημμένα επιρρεπή στις καταπονήσεις προσκρούσεων και στα φορτία κόπωσης. Ο **Π. 3.2** παρουσιάζει τις κατηγορίες ζημιών που μπορεί να προκύψουν στα πλαστικά που χρησιμοποιούνται σε ένα αεροσκάφος. Οποιοδήποτε υλικό που έχει πιστοποιηθεί για χρήση σε αεροσκάφη και ελικόπτερα υποβάλλεται σε αυστηρή μηχανική ανάλυση, δοκιμή και αξιολόγηση. Υλικά που πληρούν τα πρότυπα της αυστηρής συμμόρφωσης που ορίζουν ρυθμιστικοί φορείς όπως η Ομοσπονδιακή Αρχή Αεροπορίας (Federal Aviation Authority – FAA) για επιβατικά αεροπλάνα. Στο **Σχ. 3.1** εμφανίζεται η διαδικασία πιστοποίησης των υλικών αυτών. [11]

Π. 3.1 Τυπικές δοκιμές αεροδιαστημικών υλικών.[11]

| Τυπικές Δοκιμές Αεροδιαστημικών Υλικών | | |
|--|--|---------------------------------|
| ΜΗΧΑΝΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | ΕΦΕΛΚΥΣΤΙΚΕΣ ΔΟΚΙΜΕΣ | ASTM D638 & ASTM D3039 |
| | Δοκιμές Συμπίεσης | ASTM E2954 |
| | Δοκιμές Κάμψης | ASTM D790 |
| | Δοκιμές Ανθεκτικότητας σε Θραύση | ASTM D5054, ASTM D6671 |
| | Δοκιμές πρόσκρουσης με βάρος | ASTM D7136 |
| | Δοκιμές Έντασης Τάσης | ASTM D8101 |
| | Δοκιμές Κόπωσης | ASTM E18 |
| | Δοκιμές Έρπυσμού | ASTM D2990, ASTM D7337 |
| | Δοκιμές Σκληρότητας | ASTM D785 (Σκληρότητα Rockwell) |
| Ανθεκτικότητα | Απορρόφηση Υγρασίας | ASTM D570 |
| | Υγροθερμική | ASTM D5229 |
| | Χημική Αντοχή | ASTM D543 |
| | Καιρικές Συνθήκες | ASTM D4329 & ASTM D4587 |
| Αναφλεξιμότητα | Δοκιμές Οριζόντιας και Κατακόρυφης Καύσης Cone calorimetry test | ASTM D635 & ASTM D3801 |
| | Δοκιμές Πυκνότητας Καπνού | ASTM E1354 |
| | Δοκιμές Περιορισμένου Δείκτη Οξυγόνου | |

Π. 3.2 Ζημιές από προσκρούσεις στα πλαστικά υλικά των αεροσκαφών.[11]

| Ζημιές από προσκρούσεις στα πλαστικά υλικά των αεροσκαφών. |
|---|
| <u>Ελάχιστα ορατή ζημία από την πρόσκρουση:</u> |
| <ul style="list-style-type: none"> • Πτώση εργαλείου από συγκεκριμένο ύψος κατά τη διάρκεια της συντήρησης |
| <u>Ζημιά από σκληρή πρόσκρουση:</u> |
| <ul style="list-style-type: none"> • Χαλάζι • Συντρίμια στον διάδρομο Προσγείωσης |
| <u>Βλάβη από μαλακή πρόσκρουση:</u> |
| <ul style="list-style-type: none"> • Χτύπημα πουλιού |



Σχ. 3.1 Πυραμίδα προσέγγισης πιστοποίησης αεροδιαστημικών υλικών. [11]

Ένας εξαιρετικά μεγάλος αριθμός και μια μεγάλη ποικιλία υλικών είναι διαθέσιμα στους μηχανικούς αεροδιαστημικής για την κατασκευή νέων εφαρμογών. Υπολογίζεται ότι υπάρχουν περισσότερα από 120.000 υλικά από τα οποία οι μηχανικοί μπορούν να διαλέξουν για την κατασκευή της ατράκτου και της μηχανής. Ο παραπάνω αριθμός συμπεριλαμβάνει έναν μεγάλο αριθμό μετάλλων (πάνω από 65.000), πλαστικά (πάνω από 15.000), κεραμικά (πάνω από 10.000), σύνθετα ακόμα και φυσικά υλικά όπως το ξύλο. Ο αριθμός αυτός αυξάνεται με γρήγορους ρυθμούς, όσο ανακαλύπτουμε νέα υλικά με ξεχωριστές ιδιότητες.

Στα περισσότερα υλικά, λείπει μια ή και παραπάνω από τις βασικές ιδιότητες που απαιτούνται για την δομή των αεροδιαστημικών εφαρμογών. Τα περισσότερα υλικά είναι πολύ ακριβά, βαριά ή μαλακά ή δεν είναι ανθεκτικά στην διάβρωση, άλλα δεν έχουν καλή αντοχή στην θραύση ή γενικότερα κάποια άλλη βασική ιδιότητα. Τα υλικά οποία χρησιμοποιούνται στις αεροδιαστημικές εφαρμογές, θα πρέπει να διαθέτουν έναν συνδυασμό απαραίτητων ιδιοτήτων που λίγα υλικά

διαθέτουν. Αυτά τα υλικά θα πρέπει να είναι ελαφριά, δύσκαμπτα ή εύκαμπτα αναλόγως την χρήση τους, να καλή αντοχή. Μόνο ένα πολύ μικρό ποσοστό μικρότερα από 0.05% των υλικών μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την κατασκευή ενός αεροσκάφους, ενός κινητήρα ή μέρη αυτού, ελικόπτερα ή διαστημόπλοια.

Υπολογίζεται ότι λιγότερο από εκατό τύποι κραμάτων, σύνθετων, πολυμερών και κεραμικών υλικών διαθέτουν τον συνδυασμό των κατάλληλων ιδιοτήτων που απαιτούνται για τέτοιο είδους εφαρμογές. Τα υλικά πρέπει να είναι ελαφριά, δομικά αποτελεσματικά, ανθεκτικά στις φθορές αλλά και ο οικονομικός παράγοντας καθώς και κατά πόσο είναι τα υλικά αυτά φιλικά προς το περιβάλλον είναι παράγοντες που συμβάλουν στην δυσκολία του συνδυασμού των υλικών. [1]

3.2 Υλικά για την κατασκευή διαστημικών σκαφών

Τα ισχυρά κράματα αλουμινίου, τιτανίου και ανοξείδωτου χάλυβα χρησιμοποιούνται αρκετά χρόνια για την κατασκευή διαστημικών σκαφών. Ωστόσο, τα κράματα αλουμινίου της σειράς 5000 τα οποία έχουν περιεκτικότητα περισσότερο από 3% μαγνήσιο, δεν πρέπει να χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές στις οποίες η θερμοκρασία υπερβαίνει τους 66 °C, διότι οι ενδεχομένως να προκύψουν ευαισθησίες στους κόκκους κατά την διάβρωση. Αυτό το φαινόμενο συμπεριλαμβάνει τις σειρές 5083-H32, 5083-H38, 5086-H34, 5086-H38, 5456-H32, και 5456-H38. Για τον ίδιο ακριβώς λόγο, ο ανθεκτικός στην διάβρωση ανοξείδωτος χάλυβας (CRES) δεν πρέπει να χρησιμοποιείται για μεγάλες χρονικές περιόδους σε θερμοκρασίες άνω των 370 °C.

Με την υψηλότερη περιεκτικότητα τους σε χρώμιο και νικέλιο, οι ωστενικοί ανοξείδωτοι χάλυβες είναι πιο ανθεκτικοί σε ρωγμές λόγω διάβρωσης σε σχέση με τους φερριτικούς. Γενικότερα, τα κράματα τιτανίου και τα κράματα υψηλής περιεκτικότητας σε νικέλιο είναι αρκετά ανθεκτικά στην διάβρωση. Τα κράματα αλουμινίου-λιθίου έχουν 10% ή μεγαλύτερη εξοικονόμηση βάρους σε σχέση με το τυπικά κράματα αλουμινίου. Για παράδειγμα, κράμα αλουμινίου-λιθίου χρησιμοποιείται

στο Superlightweight Tank (SLWT) για τα διαστημικά λεωφορεία, αυτός έχει ως αποτέλεσμα την εξοικονόμηση βάρους έως και 3175 κιλών (7000lbs) σε σχέση με την εξωτερική δεξαμενή. Η συγκόλληση με τριβή ανάδευσης (Friction stir welding-FSW) δεν έχει χρησιμοποιηθεί σε κράματα αλουμινίου-λιθίου, καθώς και σε άλλα κράματα αλουμινίου που προηγουμένως θεωρούνταν μη συγκολλημένα.

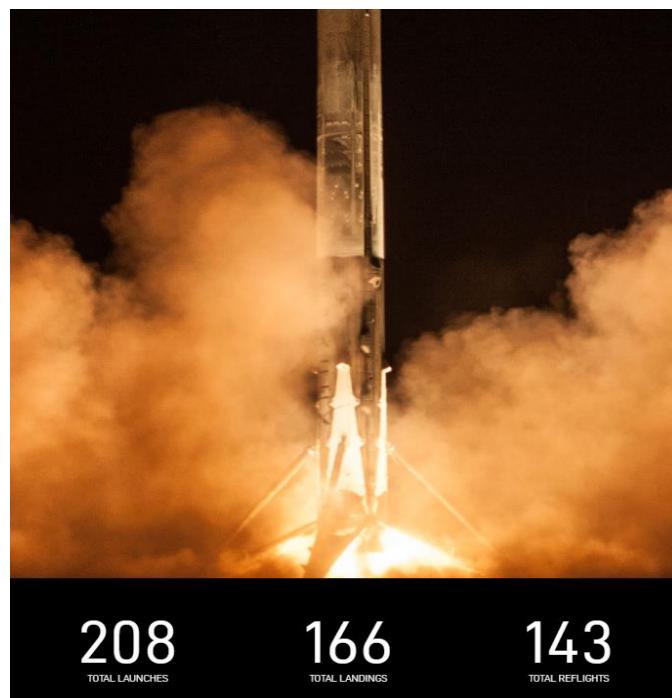
Κάποιες διαστημικές εφαρμογές απαιτούν αυστηρές ανοχές στον συντελεστή θερμικής διαστολής όπως για παράδειγμα ο οπτικός πάγκος ενός τηλεσκοπίου οι οποίοι είναι κατασκευασμένοι από σύνθετα υλικά. Μια μεγάλη ποικιλία ινών κατασκευασμένες από γραφίτη, βόριο, γυαλί, άνθρακα ακόμα και ίνες αραμιδίου όπως είπαμε και προηγουμένως διακρίνεται στις αεροδιαστημικές εφαρμογές, ακόμα και πολλά πολυμερή συστήματα από ρητίνης, συμπεριλαμβανομένων των εποξικών, φαινολικών, πολυιμιδίων και πολυσουλφόνης. Η ίνα μπορεί να είναι υπό την μορφή ρυμούλκησης, ταινίας, φύλλου ή υφαντού για τα παραδοσιακά σύνθετα πολυμερούς μήτρας. Στα σύνθετα μεταλλικής μήτρας (MMCs) και κεραμικής μήτρας (CMCs) η ενίσχυση της μήτρας γίνεται με την προσθήκη σωματιδίων ή ινών όπου οι ίνες μπορεί να είναι συνεχής ή ασυνεχείς ψιλοκομμένες ή ακόμα και σαν μουστάκια όταν απαιτήσεις για υψηλές σκληρότητες είναι υψηλές.

Όσον αφορά τα μη μεταλλικά υλικά, η διάβρωση του ατομικού οξυγόνου μπορεί να είναι αρκετά ανησυχητική εάν η εφαρμογή βρίσκεται σε χαμηλή τροχιά της Γης και προκαλεί ζημιές όπως κοπή αλυσίδας ή διασταύρωση πολυμερών αλυσίδων σε περιβάλλοντα υπερϊώδους και σωματικής ακτινοβολίας. Αυτά συνήθως είναι επιφανειακά φαινόμενα, αλλά μια μακρά έκθεση του ατομικού οξυγόνου μπορεί να θέσει σε κίνδυνο την αντοχή των λεπτών σύνθετων υλικών. Σχετικό παράδειγμα στην παραπάνω περίπτωση είναι τα σύνθετα υλικά στην αιχμή του δορυφόρου Long Duration Exposure Facility (LDEF), έχασαν πλήρως το ατομικό οξυγόνο σε διάστημα 5.8 ετών. Ένα περιβάλλον υψηλής ακτινοβολίας μπορεί να οδηγήσει σε απώλεια δύναμης και ευθραυστότητα για ορισμένα πολυμερή υλικά.

Οι “κυψελοειδή” (τύπου κηρήθρας) κατασκευές έχουν αυτός χρησιμοποιηθεί για την εξαιρετική ακαμψία αυτός. Αυτό μπορεί να είναι με είτε με σύνθετα είτε με μεταλλικά φύλλα ή και σε πυρήνες. Ένα αξιοσημείωτο είναι πως η δεξαμενή τύπου κηρήθρας που είχε το X-33 είναι η ανάγκη για πυρήνες κλειστών κυψελών (ανάλογα με την εφαρμογή) και περιττούς φραγμούς διείδυσης σε κρυογονικές εφαρμογές για την εξάλειψη αυτός κρυοάντλησης. Η κρυοάντληση είναι η εισροή αερίου σε ένα μη κλειστό όγκο που προκύπτει από κενό που δημιουργείται όταν οι κρυογονικές θερμοκρασίες υγροποιούνται και συμπυκνώνουν το αέριο στα κρυογονικά όρια αυτού του όγκου. [13]

Falcon 9

Για την αξιόπιστη και ασφαλή μεταφορά ανθρώπων και ωφέλιμων φορτίων στην τροχιά της γης και πέρα από αυτή, η SpaceX κατασκεύασε τον Falcon 9. Ο οποίος είναι ένας επαναχρησιμοποιήσιμος πύραυλος δύο σταδίων. Επιπλέον ο πύραυλος αυτός είναι ο πρώτος επαναχρησιμοποιημένος πύραυλος τροχιακής κλάσης. Έτσι λοιπόν η εταιρία χάρη σε αυτή την ιδιότητα του πυραύλου, μπορεί να ξαναχρησιμοποιήσει τα πιο ακριβά μέρη του πυραύλου, γεγονός που με την σειρά του μειώνει το κόστος.

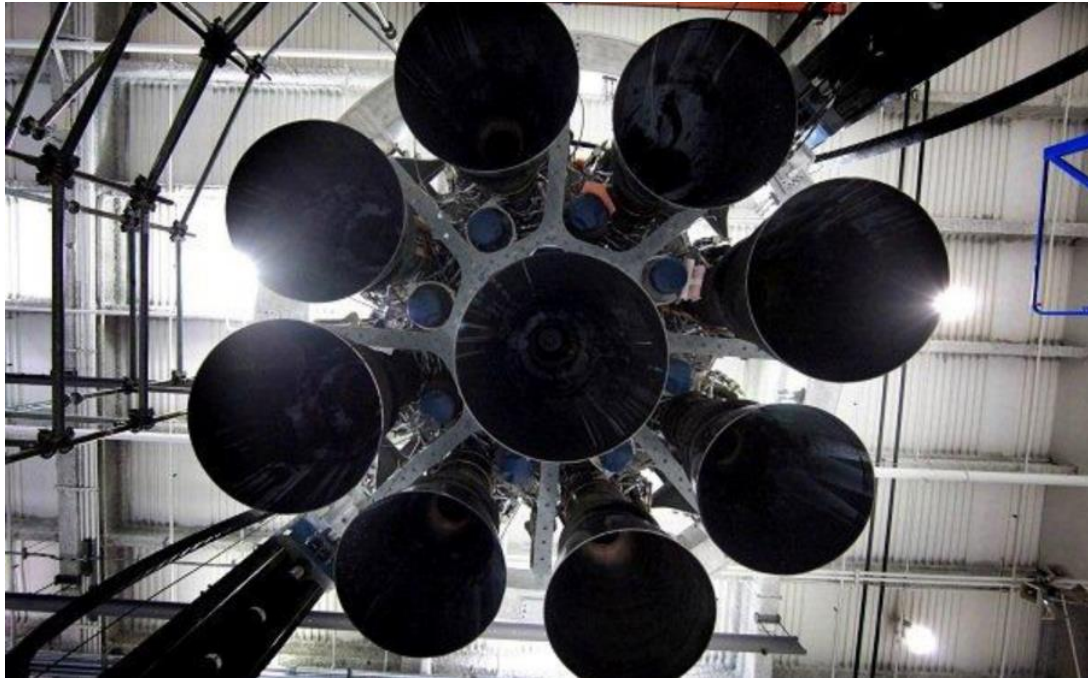


Σχ. 3.2 Επιτεύγματα Falcon 9 έως 13/3/2023. [15]

Οι δεξαμενές του Falcon 9 κατασκευάστηκαν από κράμα αλουμινίου-λιθίου, ένα υλικό που έγινε ισχυρότερο και ελαφρύτερο από το αλουμίνιο με την προσθήκη του λιθίου. Στο πρώτο αλλά και στο δεύτερο μέρος του υπάρχουν δύο μεγάλες δεξαμενές, όπου η καθεμία είναι καλυμμένη με έναν θόλο αλουμινίου, που περιέχει υγρό οξυγόνο και προωθητικά κηροζίνης πυραύλων (PR-1). Στο πρώτο μέρος του πυραύλου υπάρχουν εννέα κινητήρες Merlin. [14]



Σχ. 3.3 Κινητήρας τύπου Merlin. [15]



Σχ. 3.4 Κινητήρες Merlin του Falcon 9 σε διαμόρφωση "Octaweb". [14]

Συμπληρωματικά τα ακροφύσια που λαμβάνει μέρος η εξάτμιση (nozzles) κατασκευάζονται από υψηλής αντοχής κράματα νιόβιου καθώς οι θερμοκρασίες που λαμβάνουν μέρος είναι της τάξεως των 3300 °C. [14, 15]

Στο πρώτο μέρος του Falcon 9 υπάρχουν 4 βάσεις για την προσγείωση οι οποίες είναι κατασκευασμένες από ανθρακονήματα τελευταίας τεχνολογίας με κυψελοειδή μορφή αλουμινίου. [14, 15]

Το δεύτερο μέρος του πύραυλου είναι κατασκευασμένο ακριβώς όπως και το πρώτο, με την μόνη διαφορά ότι διαθέτει μια μηχανή τύπου Merlin. Το ενδιάμεσο μέρος πρόκειται για μια κατασκευή από σύνθετα υλικά η οποία ενώνει το πρώτο και το δεύτερο μέρος. [14, 15]

Τέλος η κάψουλα που φέρει μαζί του ο πύραυλος ονομάζεται Dragon ο οποίος διαθέτει μια άριστη θερμική προστασία και έχει την δυνατότητα μεταφοράς 7 ατόμων. Σχεδιασμένο από την NASA και κατασκευασμένο από την SpaceX, φτιαγμένο από PICA-X (Phenolic Impregnated Carbon Ablator) [14]



Σχ. 3.5 Το Dragon του Falcon 9. [16]

3.3.Υλικά για την κατασκευή τεχνητών δορυφόρων

Σήμερα, η ανθρωπότητα βασίζεται σε δορυφόρους και γενικότερα στις διαστημικές εφαρμογές περισσότερο από κάθε άλλη φορά. Τέτοιου είδους εφαρμογές μας παρέχουν τηλεοπτικές εικόνες, τηλεπικοινωνίες και μια τεράστια γκάμα πληροφοριών που μπορεί να αξιοποιήσει ο καθένας μας. Οι τεχνητοί δορυφόροι έχουν την δυνατότητα να ολοκληρώσουν αυτές τις εργασίες και ταυτόχρονα να επιβιώσουν στο διαστημικό περιβάλλον χάρη στα μοναδικά υλικά που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή τους.

Ένα αντικείμενο που κινείται επαναλαμβανόμενα εντός και εκτός της θερμοκρασίας του ήλιου πιθανότατα να επηρεάζεται από συστολές και διαστολές. Για αυτόν τον λόγο, οι επιστήμη καλείται να εξετάσει την ικανότητα υλικών τα οποία θα μπορούν να κρατάνε το μέγεθος και το σχήμα τους παρά τις αλλαγές θερμοκρασίες που προκύπτουν.

Από τις πιο σημαντικές ιδιότητες ενός υλικού που θα χρησιμοποιηθεί στο διάστημα είναι η αντοχή του και η δυσκαμψία του. Ένα αντικείμενο το οποίο βρίσκεται σε τροχιά γύρω από την Γη, πρόκειται να υποβληθεί σε μεγάλες δυνάμεις που ενδεχομένως να καταστρέψουν ασθενέστερες δομές της εφαρμογής. Κατά την διαδικασία της

εκτόξευσης το υλικό υποβάλλεται σε τεράστιες δυνάμεις, έως και τρεις φορές μεγαλύτερες από αυτή της βαρύτητας, που σημαίνει ότι κάθε υλικό θα ζυγίζει έως και τρεις φορές περισσότερο. Επομένως, το υλικό θα οφείλει να διατηρήσει την ακεραιότητά του και να μην σπάσει ή λυγίσει κάτω από αυτές τις δυνάμεις, αλλιώς ο δορυφόρος δεν θα είναι ικανός να λειτουργήσει όταν φτάσει στο διάστημα.

Ένα άλλο σύνηθες υλικό που συναντάμε στις διαστημικές εφαρμογές είναι το Kevlar. Το Kevlar είναι ένα υλικό που χρησιμοποιείται σε αλεξίσφαιρα γιλέκα και πανοπλίες διότι είναι ένα απίστευτα ελαφρύ και ισχυρό υλικό και αυτός είναι ο λόγος που το καθιστά ιδανικό στις αεροδιαστημικές εφαρμογές. Πρόκειται για μια οργανική ίνα με μοναδικές ιδιότητες οι οποίες διακρίνουν το Kevlar σε σχέση με άλλες εμπορικές τεχνητές ίνες.

Το Kevlar συνδυάζει υπέροχα την υψηλή αντοχή, την σκληρότητα και την θερμική σταθερότητα. Αναπτύχθηκε για απαιτητικές βιομηχανικές κατασκευές και αυτή την στιγμή παράγονται πολλοί τύποι Kevlar για να καλύψουν ένα ευρύ φάσμα τελικών χρήσεων, όπως το Kevlar K-29, Kevlar K49, Kevlar100 κ.α. Ιδιαίτερα ισχυρό, ανθεκτικό και ελαφρύ υλικό με εξαιρετικές αποδώσεις και πολλές δυνατότητες.

Πέραν της υψηλής αντοχής του, το Kevlar είναι επίσης ιδιαίτερα ανθεκτικό στις υψηλές θερμοκρασίες, γεγονός που καθιστά το υλικό ιδανικό για δομές που βρίσκονται σε τροχιά που κινούνται εντός και εκτός της άμεσης θερμότητας του ήλιου καθώς περιφέρονται γύρω από την Γη. Η ισχυρή ανθεκτικότητα του Kevlar το καθιστά επίσης ιδανικό για την προστασία των τεχνητών δορυφόρων από επικίνδυνα τροχιακά συντρίμια. [17,18]

3.4 Υλικά Διεθνή Διαστημικού Σταθμού (International Space Station- ISS)



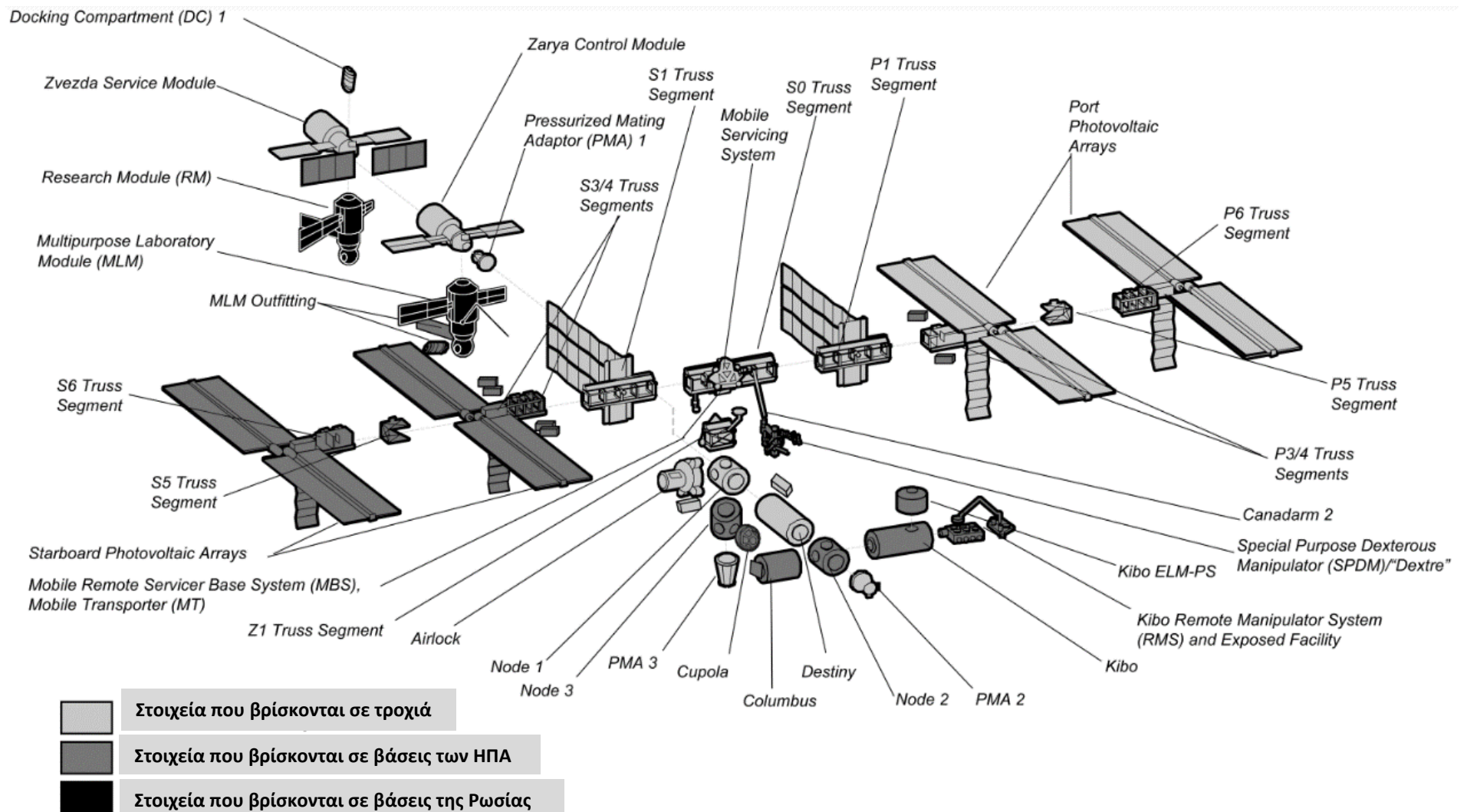
Σχ. 3.6 Διεθνής διαστημικός σταθμός. [19]

Το να κατασκευάσει κανείς ένα σπίτι στο διάστημα είναι κάτι το αξιοθαύμαστο. Το τιτάνιο, το Kevlar και ο υψηλής ποιότητας χάλυβας είναι κάποια κοινά υλικά στον διεθνή διαστημικό σταθμό. Οι επιστήμονες έπρεπε να χρησιμοποιήσουν τέτοιου είδους υλικά για να πετύχουν μια δομή ελαφριά και ταυτόχρονα ισχυρή. Επομένως, αντιλαμβάνεται κανείς πως η ελαχιστοποίηση του βάρους είναι το σημαντικότερο πράγμα για μια τέτοια κατασκευή. Έτσι, το ελαφρύ αλουμίνιο αντικαθιστά τον χάλυβα στο μεγαλύτερο μέρος του εξωτερικού κελύφους του σταθμού.

Το κέλυφος αυτό πρέπει επίσης να παρέχει προστασία από τυχόν συγκρούσεις από μικρομετεωρίτες ή συγκρούσεις από άλλα ανθρωπογενή διαστημικά συντρίμια. Τα συντρίμια αυτά είναι μια διαχρονικά παρασυρόμενη κληρονομιά της προσπάθειας εξερεύνησης του διαστήματος και μέχρι σήμερα αποτελούν απειλή. Επειδή ο ISS

κινείται με περίπου 27000 km/h, ακόμη και οι κόκκοι μεγέθους σκόνης αποτελούν σημαντικό κίνδυνο.

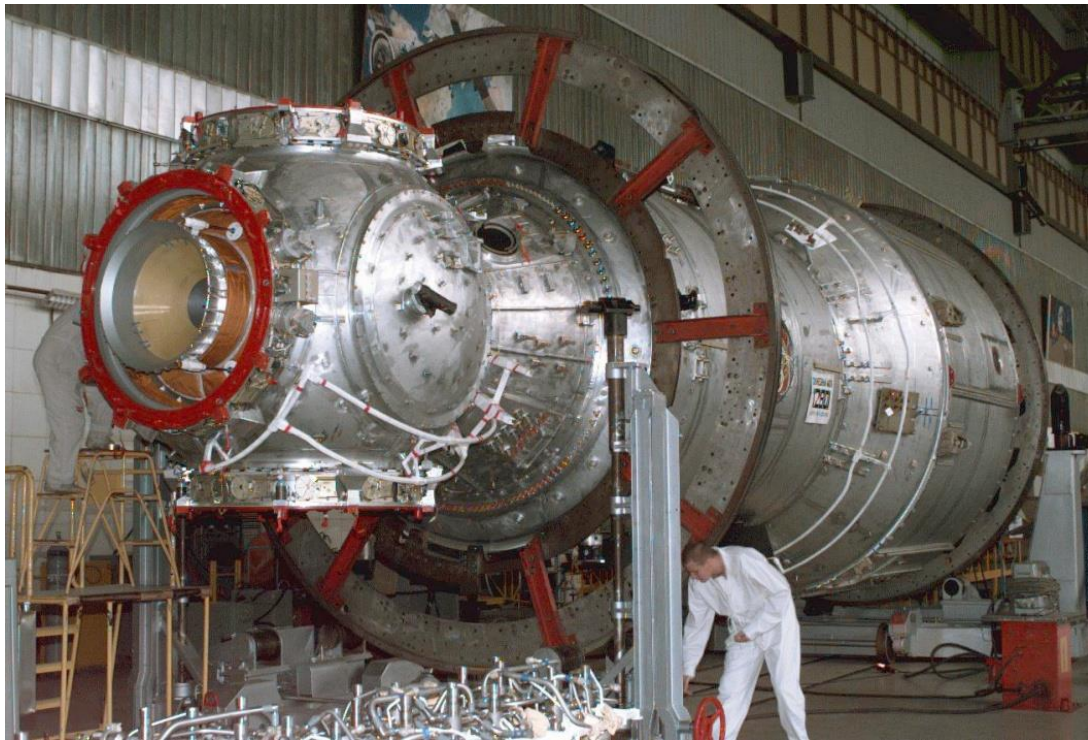
Στην πραγματικότητα ο διεθνής διαστημικός σταθμός πρόκειται για μια συναρμολογούμενη κατασκευή από διάφορα εξαρτήματα. Η παρακάτω φωτογραφία απεικονίζει τα εξαρτήματα του σταθμού και ο αμέσως επόμενος πίνακας τα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν για το κάθε εξάρτημα. [17, 20, 21]



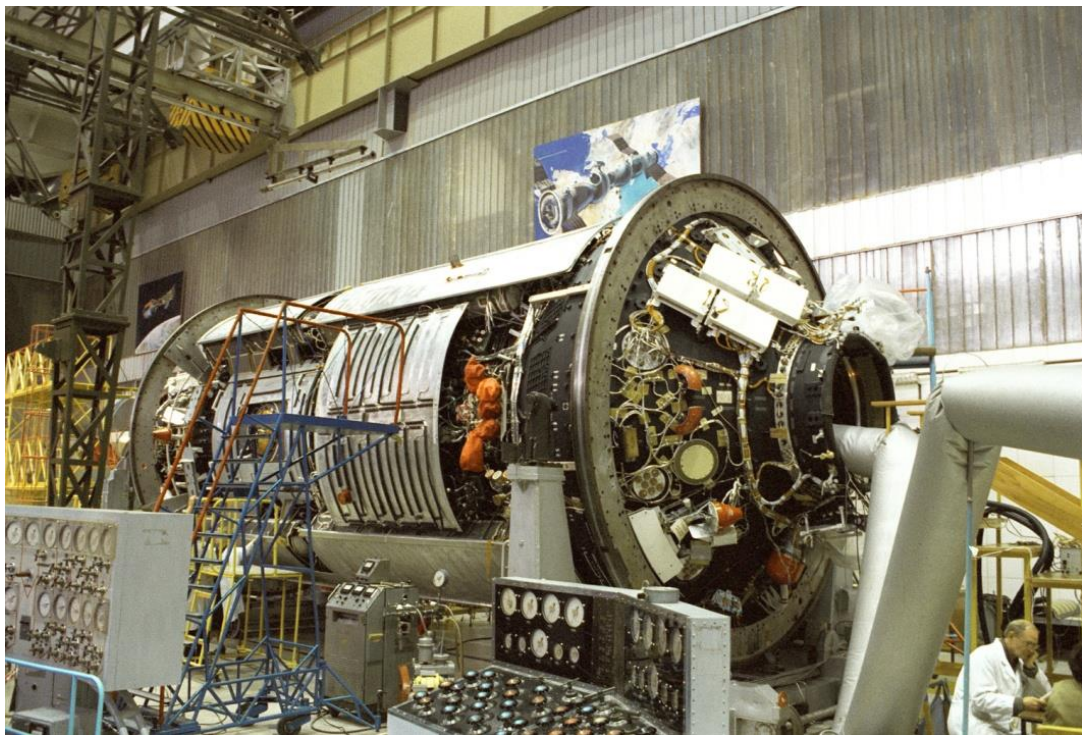
Σχ.3.7 Δομικά στοιχεία του διεθνή διαστημικού σταθμού. [22]

**Π. 3.3 Υλικά κατασκευής των εξαρτημάτων του Διαστημικού Σταθμού.
[21]**

| ΕΞΑΡΤΗΜΑΤΑ | ΥΛΙΚΑ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ |
|---|---|
| Zarya | Χάλυβας, Αλουμίνιο, Kevlar, Κεραμική κουβέρτα |
| Unity | Kevlar, Χάλυβας |
| Zvezda | Χάλυβας, Αλουμίνιο, Kevlar, Κεραμικά |
| Z1 Truss & PMA-3 | Χάλυβας, Φύλλο αλουμινίου |
| P6 Truss & Solar Arrays | Truss: Χάλυβας, Αλουμίνιο Solar Arrays: Κρυσταλλικό Πυρίτιο, Shape-memory alloy, Copper indium gallium selenide , Νάιλον, Polyethylene terephthalate |
| Destiny | Χάλυβας, Αλουμίνιο, Kevlar |
| External Stowage Platform-1 | Χάλυβας |
| Canadarm2 (SSRMS) | Τιτάνιο |
| Quest (Joint Airlock) | Αλουμίνιο, Χάλυβας |
| Pirs (Docking Compartment & Airlock) | Χάλυβας, Αλουμίνιο, Τιτάνιο |
| S0 Truss | Ανοξειδωτος Χάλυβας, Τιτάνιο, Χαλκός |
| Mobile Base System | Ανοξειδωτος Χάλυβας, Τιτάνιο |
| S1 Truss and Radiators | Ανοξειδωτος Χάλυβας, Φύλλο τιτανίου |
| ESP-2 | Χάλυβας, Τιτάνιο |
| P3/P4 Truss & Solar Arrays Καθώς και S3/S4 Truss & Solar Arrays | Truss: Ανοξειδωτος Χάλυβας, Τιτάνιο Solar Arrays: Κρυσταλλικό Πυρίτιο, Shape-memory alloy, Copper indium gallium diselenide , Νάιλον, Polyethylene terephthalate |
| P5 Truss | Anodized steel |
| S3/S4 Truss & Solar arrays | Same as P3/P4 trusses |
| S5 Truss and ESP-3 | Steel (Some anodized) |
| Harmony (Node 2) Relocation of P6 Truss | Ανοξειδωτος χάλυβας, Κράμα αλουμινίου 6061 |
| Columbus | Ανοξειδωτος χάλυβας, αλουμίνιο, Kevlar |
| Dextre | Τιτάνιο, Ανοξειδωτος χάλυβας, Kevlar |
| Japanese Logistics Module (Kibo) | Ανοξειδωτος χάλυβας, Τιτάνιο, Αλουμίνιο, Kevlar |
| S6 Truss & Solar Arrays | Same as P4/S4 Truss and solar arrays |
| Poisk | Κράμα τιτανίου, Χάλυβας, Κεραμικό ύφασμα, Kevlar |
| EXPRESS Logistics Carriers 1 & 2 | Ανοξειδωτος χάλυβας, Kevlar, κράμα αλουμινίου |
| Tranquility | Ανοξειδωτος χάλυβας |
| Cupola | Σφυρήλατο αλουμίνιο, Ανοξειδωτος χάλυβας, ANODIZED STEEL, SILCA AMD BOROSILICATE BULLETPROOF GLASS |
| Rassvet | Κράμα αλουμινίου, φύλλο από ανοξειδωτο χάλυβα, κεραμικό και Kevlar ύφασμα |
| Leonardo | Ανοξειδωτος χάλυβας |
| EXPRESS Logistics Carrier 3 | Χάλυβας, Τιτάνιο |
| EXPRESS Logistics Carrier 4 | Χάλυβας, Τιτάνιο |
| Bigelow Expandable Activity Module | Αφρός πολυμερούς βινυλίου, Kevlar, Metalized mylar (BoPET) |
| NanoRacks Airlock Module | Ανοξειδωτος χάλυβας, κράμα αλουμινίου, σύνθετα υλικά |
| Nauka European Robotic Arm | Χάλυβας, Αλουμίνιο, Kevlar, κεραμική κουβέρτα |



Σχ. 3.8 Το Σύστημα Zvezda. [21]



Σχ. 3.9 Το σύστημα Zarya. [21]

3.5 Υλικά για την κατασκευή του διαστημικού τηλεσκοπίου James Webb

Στις μέρες υπάρχουν πολλά τηλεσκόπια τα οποία, ανάλογα με το τι ανιχνεύουν χωρίζονται και σε διαφορετικές κατηγορίες. Για παράδειγμα υπάρχουν τηλεσκόπια που ανιχνεύουν ακτίνες γ, κάποια άλλα ανιχνεύουν ακτίνες Χ, κάποια άλλα τηλεσκόπια ασχολούνται με το φωτογραφικό υλικό κ.α. Ιδιαίτερα σημαντικό ρόλο στην έρευνα και στην κατανόηση του σύμπαντος έχουν και τα επίγεια τηλεσκόπια στα οποία όμως δεν θα αναφερθούμε καθώς σκοπός της αυτής της πτυχιακής εργασίας είναι η μελέτη αεροδιαστημικών εφαρμογών.



Σχ. 3.10 Επίγειο τηλεσκόπιο στην Χαβάη. [23]

Σκοπός του τηλεσκοπίου Webb είναι να συλλέξει φως από τα πρώτα αστέρια και τους πρώτους γαλαξίες μετά την έκρηξη του Big Bang. Η ευαισθησία ενός τηλεσκοπίου ή το πόσες λεπτομέρειες μπορεί να δει σχετίζεται άμεσα με το μέγεθος της περιοχής του καθρέφτη ο οποίος συλλέγει φως από τα αντικείμενα που παρατηρεί. Ο κύριος καθρέφτης

του Webb έχει διάμετρο 6,5 μέτρα και αποτελεί τον μεγαλύτερο καθρέφτη που έχει εκτοξευτεί στο διάστημα. [24]

Οι Πτυσσόμενοι Καθρέφτες του Τηλεσκοπίου

Η ομάδα επιστημόνων του τηλεσκοπίου αποφάσισε να φτιάξει τον καθρέφτη σε τμήματα σε μια δομή που διπλώνει, για να μπορέσει να χωρέσει σε έναν πύραυλο και έπειτα ο καθρέφτης θα ξεδιπλωθεί μετά την εκτόξευση. Ο καθρέφτης διαθέτει δεκαοκτώ τμήματα όλα σε εξαγωνικό σχήμα τα οποία έχουν διάμετρο 1,32 μέτρα το καθένα. Ο δευτερεύων καθρέφτης του Webb έχει διάμετρο 0,74 μέτρα.

Στην αρχή δοκιμάστηκαν δύο καθρέφτες. Ο ένας κατασκευάστηκε από βηρύλλιο από την εταιρία Ball Aerospace. Ο άλλος καθρέφτης κατασκευάστηκε από την εταιρία Kodak από ένα ειδικό τύπου γυαλιού. Υπήρξαν διάφοροι παράγοντες οι οποίοι καθόρισαν την επιλογή του καθρέφτη όπως το κόστος και το πόσο εύκολη η δύσκολη θα ήταν η διαδικασία κατασκευής ενός τόσο μεγάλου καθρέφτη. Οι ειδικοί κατέληξαν στην επιλογή του βηρυλλίου για διάφορους λόγους, ένας εκ των οποίων είναι ότι το βηρύλλιο διατηρεί το σχήμα του στις κρυογονικές θερμοκρασίες, γεγονός που απασχολούσε ιδιαίτερα τους ειδικούς μιας και ο καθρέφτης θα πρέπει να αντέχει στις πολύ χαμηλές “κρυογονικές” θερμοκρασίες περίπου στους -220°C και ταυτόχρονα να διατηρεί το σχήμα του. [24, 25]



Σχ. 3.11 Απεικόνιση τοποθέτησης τηλεσκοπίου στον πύραυλο. [25]

Το βηρύλλιο είναι ένα ελαφρύ μέταλλο το οποίο έχει πολλά χαρακτηριστικά που το καθιστούν επιθυμητό για τον καθρέφτη του Webb. Επιπρόσθετα, το βηρύλλιο διαθέτει καλό λόγο αντοχής προς βάρος, είναι καλός αγωγός του ηλεκτρισμού και της θερμότητας και δεν είναι μαγνητικό. Επειδή είναι ισχυρό και ελαφρύ το βηρύλλιο το συναντάμε συχνά στην κατασκευή εξαρτημάτων για υπερηχητικά (ταχύτερα από την ταχύτητα του ήχου) αεροπλάνα ακόμα και στο διαστημικό λεωφορείο. Θα πρέπει να επισημάνουμε πως βηρύλλιο είναι ανθυγιεινό όπως ανθυγιεινή είναι και η εισπνοή σκόνης βηρυλλίου.

Ο καθρέφτης διαθέτει επίσης μια λεπτή στρώση χρυσού ο οποίος βελτιώνει την αντανάκλαση του υπέρυθρου φωτός. Για να γίνει η εφαρμογή του χρυσού στον καθρέφτη, αυτός μπαίνει σε έναν θάλαμο κενού και μια μικρή ποσότητα χρυσού εξατμίζεται και εναποτίθεται στον

καθρέφτη. Οι περιοχές οι οποίες η παρουσία του χρυσού είναι μη επιθυμητή είναι καλυμμένες. Το τυπικό πάχος του χρυσού είναι 1000 Angstroms (100 νανόμετρα). Ένα λεπτό στρώμα με την μορφή γυαλιού από διοξείδιο του πυριτίου (SiO_2) εναποτίθεται πάνω από τον χρυσό για επιπλέον προστασία. [24]

Το διαστημικό τηλεσκόπιο James Webb θα παρατηρεί κυρίως το υπέρυθρο φως από τα πολύ μακρινά αντικείμενα. Το ίδιο το τηλεσκόπιο θα πρέπει να διατηρείται εξαιρετικά κρύο. Για να προστατευτεί το τηλεσκόπιο από εξωτερικές πηγές φωτός και θερμοκρασίας όπως ο Ήλιος η Γη και η Σελήνη οι μηχανικοί επινόησαν μια “ασπίδα” 5 στρωμάτων μεγέθους 21,197 m x 14,162m.



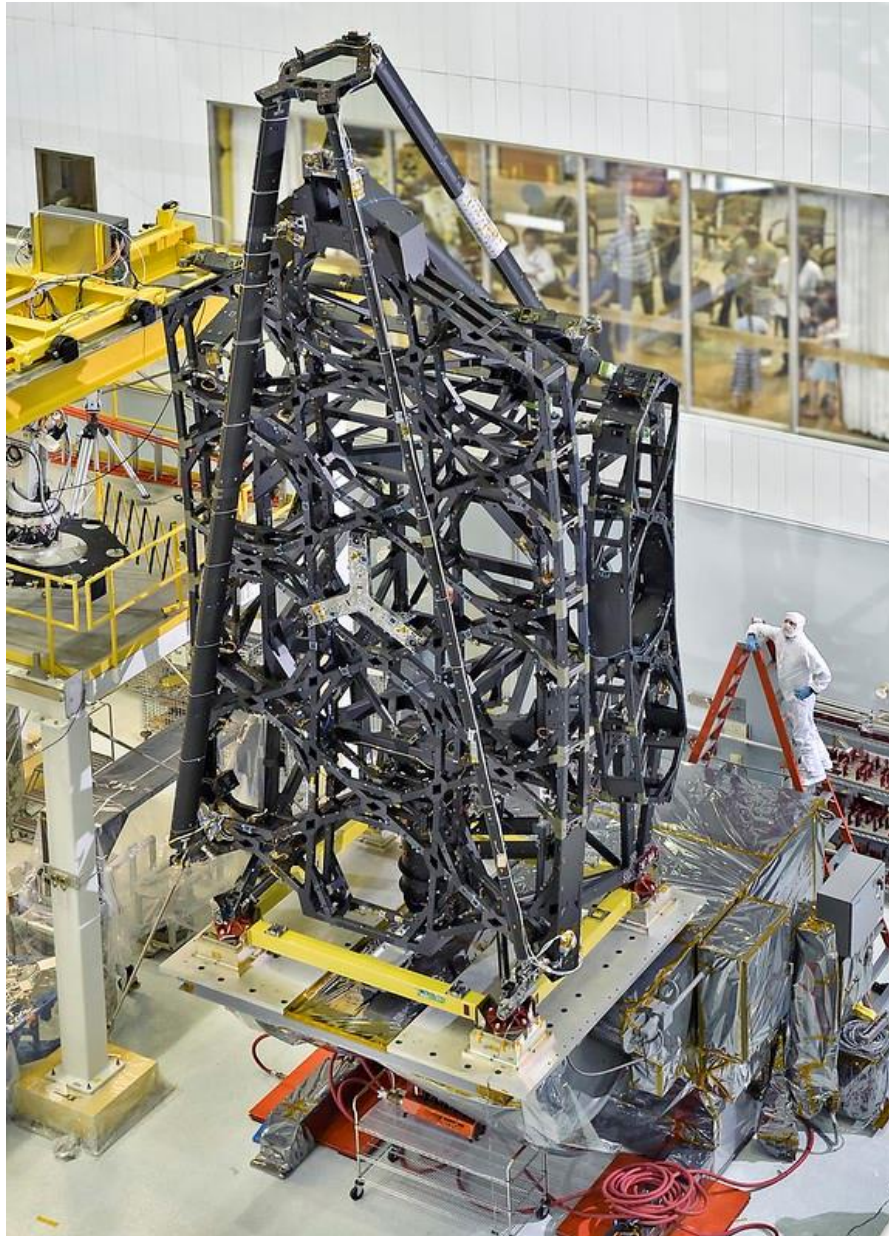
Σχ. 3.12 Τα 5 ελάσματα για την προστασία του τηλεσκοπίου. [26]

Η κατασκευή αυτή δημιουργήθηκε από ένα υλικό που ονομάζεται Karton. Κάθε στρώμα είναι επικαλυμμένο με αλουμίνιο και η πλευρά των δύο πιο καυτών στρωμάτων η οποία είναι στραμμένη προς τον ήλιο, έχει μια επίστρωση από επεξεργασμένο πυρίτιο για να αντανακλά την θερμοκρασία του ήλιου η οποία είναι ένα άκρος ανεπιθύμητο φαινόμενο καθώς οι κάμερες και τα όργανα του τηλεσκοπίου πρέπει και αυτά να διατηρούνται πολύ κρύα για την ομαλή τους λειτουργία.

Το Karton είναι ένα φιλμ πολυϊμιδίου που αναπτύχθηκε από την DuPont στα τέλη της δεκαετίας του 1960. Έχει υψηλή αντοχή στην θερμότητα και παραμένει σταθερό σε ένα ευρύ φάσμα θερμοκρασιών από -269°C έως τους 400°C . [26]

Προκειμένου όμως να στηριχτεί ένας τόσο μεγάλος καθρέφτης χρειάζεται και μια καλή και υποστηρικτική βάση. Η βάση αυτή δεν θα φέρει μόνο τον πρωτεύοντα καθρέφτη διαμέτρου 6,5 μέτρων, αλλά θα πρέπει να φέρει και όλη την μονάδα των επιστημονικών οργάνων. Συνολικά η βάση αυτή κουβαλάει περισσότερο από 2400kg εξαρτημάτων.

Η μεγαλύτερη απαίτηση για την κατασκευή της “σπονδυλικής στήλης” του τηλεσκοπίου είναι η δυνατότητα αυτού να παραμένει ακίνητο, ώστε οι καθρέφτες να καταφέρουν να εστιάσουν μακριά στο βαθύ διάστημα. Η κατασκευή αυτή σχεδιάστηκε με σκοπό να παρέχει την απαραίτητη και καλύτερη απόδοση της στις χαμηλές θερμοκρασίες του διαστήματος, δηλαδή στους -240°C . Για να καλυφτούν αυτές οι απαιτήσεις για μια τέτοια κατασκευή μελετήθηκε η σταθερότητα της στα 32 νανόμετρα, δηλαδή $1/10.000$ της διαμέτρου μιας ανθρώπινης τρίχας. Η εταιρία Northrop Grumman ήταν αρμόδια για την χρήση των προηγμένων σύνθετων υλικών γραφίτη που συνδυάστηκαν με εξαρτήματα τιτανίου και ινβάρ. Το ινβάρ είναι ένα κράμα το οποίο περιέχει κατά 64% χάλυβα και 36% νικέλιο. [27]



Σχ. 3.13 Η βάση του τηλεσκοπίου. [27]

4. ΜΗΧΑΝΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ- ΦΥΣΙΚΕΣ & ΜΗΧΑΝΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ

4.1. Αλουμίνιο και κράματα αλουμινίου

Π. 4.1 Κράμα Αλουμινίου Al 2024 T3 [28]

| Φυσικές Ιδιότητες | | | |
|---|-----------------------------------|---------------------|--|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | | 2.78 | |
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | | 73.1 | |
| Αντοχή στην κόπωση για 5x10 ⁸ κύκλους φόρτισης [MPa] | | 138 | |
| Λόγος Poissons | | 0.33 | |
| Αντοχή σε εφελκυσμό σε εγκοπή [MPa] | | 379 | |
| Όριο θραύσης [σ _B] | | 855 | |
| Όριο διαρροής [σ _F] [MPa] | | 524 | |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | | 28 | |
| Διατμητική Αντοχή [MPa] | | 283 | |
| Θερμοκρασία [°C] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | Διάταση θραύσης [%] | Τεχνητό Όριο Διαρροής σ _{0,2} [MPa] |
| 371 | 34 | 100 | 28 |
| 316 | 52 | 75 | 41 |
| 260 | 76 | 55 | 62 |
| 204 | 186 | 23 | 138 |
| 149 | 379 | 11 | 310 |
| 100 | 455 | 16 | 331 |
| 24 | 483 | 17 | 345 |
| -28 | 496 | 17 | 352 |
| -80 | 503 | 17 | 359 |
| -196 | 586 | 18 | 427 |
| Διάφορες διαμέτροι ράβδων [mm] | | Όριο διαρροής [MPa] | |
| <=6.32 | | ≥290 | |
| 6.35 – 19.0 | | ≥305 | |
| 19.0 – 38.07 | | ≥315 | |
| Σκληρότητες | | | |
| Brinell | | 120 | |
| Knoop | | 150 | |
| Rockwell A | | 46.8 | |
| Rockwell B | | 75 | |
| Vickers | | 137 | |
| Χημική Σύσταση | | | |
| Αλουμίνιο [Al %] | | 90.7 – 94.7 | |
| Χρώμιο [Cr %] | | ≤0.10 | |
| Χαλκός [Cu %] | | 3.8 – 4.9 | |
| Σίδηρος [Fe %] | | ≤0.50 | |
| Μαγνήσιο [Mg %] | | 1.2 – 1.8 | |
| Μαγγάνιο [Mn %] | | 0.30 – 0.90 | |
| Πυρίτιο [Si %] | | ≤0.50 | |
| Τιτάνιο [Ti %] | | ≤0.15 | |
| Ψευδάργυρος [Zn %] | | ≤0.25 | |
| Άλλα [%] | | ≤0.15 | |

Π. 4.2 Κράμα Αλουμινίου Al 6061 T6 [29]

| Φυσικές Ιδιότητες | | | |
|---|-----------------------------------|---------------------|--|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | | 2.70 | |
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | | 68.9 | |
| Αντοχή στην κόπωση για 5x10 ⁸ κύκλους φόρτισης [MPa] | | 96.5 | |
| Λόγος Poisson | | 0.33 | |
| Αντοχή σε εφελκυσμό σε εγκοπή [MPa] | | 324 | |
| Όριο θραύσης [σ _B] [MPa] | | 607 | |
| Όριο διαρροής [σ _F] [MPa] | | 386 | |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | | 26 | |
| Διατμητική Αντοχή [MPa] | | 207 | |
| Θερμοκρασία [°C] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | Διάταση θραύσης [%] | Τεχνητό όριο Διαρροής σ _{0,2} [MPa] |
| 371 | 24 | 95 | 12 |
| 316 | 32 | 85 | 19 |
| 260 | 51 | 60 | 34 |
| 204 | 131 | 28 | 103 |
| 149 | 234 | 20 | 214 |
| 100 | 290 | 18 | 262 |
| 24 | 310 | 17 | 276 |
| -28 | 324 | 17 | 283 |
| -80 | 338 | 18 | 290 |
| -196 | 414 | 22 | 324 |
| Σκληρότητες | | | |
| Brinell | | 120 | |
| Knoop | | 150 | |
| Rockwell A | | 46.8 | |
| Rockwell B | | 75 | |
| Vickers | | 137 | |
| Χημική Σύσταση | | | |
| Αλουμίνιο [Al %] | | 95.8 – 98.6 | |
| Χρώμιο [Cr %] | | 0.04 – 0.35 | |
| Χαλκός [Cu %] | | 0.15 – 0.40 | |
| Σίδηρος [Fe %] | | ≤0.70 | |
| Μαγνήσιο [Mg %] | | 0.80 – 1.2 | |
| Μαγγάνιο [Mn %] | | ≤0.15 | |
| Πυρίτιο [Si %] | | 0.40 – 0.80 | |
| Τιτάνιο [Ti %] | | ≤0.15 | |
| Ψευδάργυρος [Zn %] | | ≤0.25 | |
| Άλλα [%] | | ≤0.15 | |

Π. 4.3 Κράμα Αλουμινίου Al 5052 H32 [30]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|---|-------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 2.68 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 70.3 |
| Αντοχή στην κόπωση για 5x10 ⁸ κύκλους φόρτισης [MPa] | 117 |
| Λόγος Poissons | 0.33 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 25.9 |
| Διατμητική Αντοχή [MPa] | 138 |
| Όριο θραύσης [MPa] | 228 |
| Όριο διαρροής [MPa] | 193 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 60 |
| Knoop | 83 |
| Vickers | 68 |
| Χημική Σύσταση | |
| Αλουμίνιο [Al %] | 95.7 – 97.7 |
| Χρώμιο [Cr %] | 0.15 – 0.35 |
| Χαλκός [Cu %] | ≤0.10 |
| Σίδηρος [Fe %] | ≤0.40 |
| Μαγνήσιο [Mg %] | 2.2 – 2.8 |
| Μαγγάνιο [Mn %] | ≤0.10 |
| Πυρίτιο [Si %] | ≤0.25 |
| Ψευδάργυρος [Zn %] | ≤0.10 |
| Άλλα [%] | ≤0.15 |

Π. 4.4 Κράμα Αλουμινίου Al 3003 – H14 [31]

| Φυσικές Ιδιότητες | | | |
|---|-----------------------------------|---------------------|---------------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | | 2.73 | |
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | | 68.9 | |
| Αντοχή στην κόπωση για 5x10 ⁸ κύκλους φόρτισης [MPa] | | 62.1 | |
| Λόγος Poissons | | 0.33 | |
| Αντοχή σε εφελκυσμό σε εγκοπή [MPa] | | 172 | |
| Όριο θραύσης [MPa] | | 241 | |
| Όριο διαρροής [σ _F] [MPa] | | 193 | |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | | 25 | |
| Διατμητική Αντοχή [MPa] | | 96.5 | |
| Θερμοκρασία [°C] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | Διάταση θραύσης [%] | Όριο διαρροής [MPa] |
| 400 | 18 | 75 | 12 |
| 300 | 29 | 70 | 17 |
| 200 | 96 | 20 | 62 |
| 100 | 145 | 16 | 130 |
| 25 | 150 | 16 | 145 |
| -30 | 150 | 16 | 145 |
| -100 | 175 | 19 | 155 |
| -200 | 250 | 30 | 170 |
| Σκληρότητες | | | |
| Brinell | | 40 | |
| Χημική Σύσταση | | | |
| Αλουμίνιο [Al %] | | 96.7 – 99.0 | |
| Χαλκός [Cu %] | | 0.05 – 0.20 | |
| Σίδηρος [Fe %] | | ≤0.70 | |
| Μαγνήσιο [Mg %] | | 1.0 – 1.15 | |
| Πυρίτιο [Si %] | | ≤0.60 | |
| Ψευδάργυρος [Zn %] | | ≤0.10 | |
| Άλλα [%] | | ≤0.15 | |

Π. 4.5 Κράμα Αλουμινίου Al 7075 – T6 [32]

| Φυσικές Ιδιότητες | | | |
|---|-----------------------------------|---------------------|--|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | | 2.81 | |
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | | 71.7 | |
| Αντοχή στην κόπωση για 5x10 ⁸ κύκλους φόρτισης [MPa] | | 159 | |
| Λόγος Poissons | | 0.33 | |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | | 26.9 | |
| Διατμητική Αντοχή [MPa] | | 331 | |
| Θερμοκρασία [°C] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | Διάταση θραύσης [%] | Τεχνητό όριο Διαρροής σ _{0,2} [MPa] |
| 371 | 41 | 70 | 32 |
| 316 | 55 | 70 | 45 |
| 260 | 76 | 65 | 62 |
| 204 | 110 | 55 | 87 |
| 149 | 214 | 30 | 186 |
| 100 | 483 | 14 | 448 |
| 24 | 572 | 11 | 503 |
| -28 | 593 | 11 | 517 |
| -80 | 621 | 11 | 545 |
| -196 | 703 | 9 | 634 |
| Διάφορα πάχη ελασμάτων [mm] | | Όριο διαρροής [MPa] | Διάταση θραύσης [%] |
| 120 – 88.93 | | ≥372 | ≥3 |
| 88.93 – 76.23 | | ≥400 | ≥5 |
| 76.23 – 63.53 | | ≥421 | ≥5 |
| 63.53 – 50.8 | | ≥441 | ≥5 |
| 50.8 – 25.43 | | ≥462 | ≥6 |
| 25.43 – 12.7 | | ≥462 | ≥7 |
| 12.7 – 6.35 | | ≥462 | ≥9 |
| Σκληρότητες | | | |
| Brinell | | 150 | |
| Knoop | | 191 | |
| Rockwell A | | 53.5 | |
| Rockwell B | | 87 | |
| Vickers | | 175 | |
| Χημική Σύσταση | | | |
| Αλουμίνιο [Al %] | | 87.1 – 91.4 | |
| Χρώμιο [Cr %] | | 0.18 -0.28 | |
| Χαλκός [Cu %] | | 1.2 – 2.0 | |
| Σίδηρος [Fe %] | | ≤0.50 | |
| Μαγνήσιο [Mg %] | | 2.1 – 2.9 | |
| Μαγγάνιο [Mn %] | | ≤0.30 | |
| Πυρίτιο [Si %] | | ≤0.40 | |
| Τιτάνιο [Ti %] | | ≤0.20 | |
| Ψευδάργυρος [Zn %] | | 5.1 – 6.1 | |
| Άλλα [%] | | ≤0.15 | |

4.2. Τιτάνιο και κράματα τιτανίου

Π. 4.6 Κράμα Τιτανίου Ti 6Al 4V [33]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|---|-------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 4.43 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 114 |
| Λόγος Poissons | 0.33 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 44 |
| Αντοχή στην κόπωση για 10 ⁷ κύκλους φόρτισης [MPa] | 510 |
| Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | 900 |
| Όριο διαρροής στον εφελκυσμό [MPa] | 830 |
| Διάταση θραύσης [%] | 10 |
| Στένωση Θραύσης [ψ] [%] | 33 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 334 |
| Knoop | 363 |
| Vickers | 349 |
| Χημική Σύσταση | |
| Τιτάνιο [Ti %] | 87.725 – 91 |
| Αλουμίνιο [Al %] | 5.5 – 6.75 |
| Άνθρακα [C %] | ≤0.080 |
| Υδρογόνο [H %] | ≤0.015 |
| Σίδηρος [Fe %] | ≤0.40 |
| Άζωτο [N %] | ≤0.030 |
| Οξυγόνο [O %] | ≤0.20 |
| Βανάδιο [V %] | 3.5 – 4.5 |
| Άλλα [%] | ≤0.30 |

Π. 4.7 Κράμα Τιτανίου Ti 6Al 2Sn 4Zr 2Mo [34]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|--|----------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 4.54 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 120 |
| Λόγος Poissons | 0.32 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 44.5 |
| Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | 1110 |
| Όριο διαρροής στον εφελκυσμό [MPa] | 1050 |
| Διάταση θραύσης [%] | 13 |
| Στένωση Θραύσης [%] | 30 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 318 |
| Knoop | 346 |
| Vickers | 333 |
| Χημική Σύσταση | |
| Τιτάνιο [Ti %] | 83.785 – 87.24 |
| Αλουμίνιο [Al %] | 5.5 – 6.5 |
| Άνθρακα [C %] | <=0.050 |
| Υδρογόνο [H %] | <=0.015 |
| Σίδηρος [Fe %] | <=0.25 |
| Άζωτο [N %] | <=0.050 |
| Οξυγόνο [O %] | <=0.15 |
| Κασσίτερος [Sn %] | 1.8 – 2.2 |
| Ζιρκόνιο [Zr %] | 3.6 – 4.4 |
| Μολυβδαίνιο [Mo %] | 1.8 – 2.2 |
| Πυρίτιο [Si %] | 0.060 – 0.10 |
| Άλλα [%] | <=0.30 |

Π. 4.8 Κράμα Τιτανίου Ti 8Al 1Mo 1V [35]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|--|----------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 4.37 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 118 |
| Λόγος Poissons | 0.33 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 46 |
| Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | 937 |
| Όριο διαρροής στον εφελκυσμό [MPa] | 910 |
| Διάταση θραύσης [%] | 18 |
| Στένωση Θραύσης [%] | 47 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 334 |
| Knoop | 363 |
| Vickers | 349 |
| Χημική Σύσταση | |
| Τιτάνιο [Ti %] | 88.185 – 91.15 |
| Αλουμίνιο [Al %] | 7.35 – 8.35 |
| Άνθρακα [C %] | ≤0.080 |
| Υδρογόνο [H %] | ≤0.015 |
| Σίδηρος [Fe %] | ≤0.3 |
| Άζωτο [N %] | ≤0.050 |
| Οξυγόνο [O %] | ≤0.12 |
| Μολυβδαίνιο [Mo %] | 0.75 – 1.25 |
| Βανάδιο [V %] | 0.75 – 1.25 |
| Άλλα [%] | ≤0.30 |

Π. 4.9 Κράμα Τιτανίου Ti 6Al 4V [36]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|---|--------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 4.65 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 115 |
| Λόγος Poissons | 0.33 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 43.2 |
| Αντοχή στην κόπωση για 10 ⁵ κύκλους φόρτισης [MPa] | 725 |
| Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | 1185 |
| Όριο διαρροής στον εφελκυσμό [MPa] | 1140 |
| Διάταση θραύσης [%] | 8 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 369 |
| Knoop | 403 |
| Vickers | 386 |
| Χημική Σύσταση | |
| Τιτάνιο [Ti %] | 83 |
| Αλουμίνιο [Al %] | 5 |
| Χρώμιο [Cr %] | 4 |
| Υδρογόνο [H %] | ≤0.0125 |
| Σίδηρος [Fe %] | ≤0.30 |
| Μολυβδαίνιο [Mo %] | 4 |
| Άζωτο [N %] | ≤0.040 |
| Οξυγόνο [O %] | 0.080 – 0.13 |
| Κασσίτερος [Sn %] | 2 |
| Ζιρκόνιο [Zr %] | 2 |

4.3.Χάλυβας

Π. 4.10 Χάλυβας 1045 [37]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|--|---------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 7.87 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 206 |
| Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] | 585 |
| Όριο διαρροής εφελκυσμού [MPa] | 450 |
| Διάταση θραύσης [%] | 12 |
| Λόγος Poissons | 0.29 |
| Στένωση Θραύσης [ψ] [%] | 35 |
| Διατμητική Αντοχή [GPa] | 163 |
| Μέτρο Διάτμισης [GPa] | 80 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 163 |
| Knoop | 184 |
| Rockwell B | 84 |
| Vickers | 170 |
| Χημική Σύσταση | |
| Άνθρακας [C %] | 0.42 – 0.50 |
| Σίδηρος [Fe %] | 98.51 – 98.98 |
| Μαγνήσιο [Mn %] | 0.60 – 0.90 |
| Φώσφορο [P %] | ≤0.040 |
| Θείο [S %] | ≤0.050 |

Π. 4.11 Χάλυβας 4140 [38]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|--|----------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 7.85 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 205 |
| Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] | 1020 |
| Όριο διαρροής εφελκυσμού [MPa] | 655 |
| Διάταση θραύσης [%] | 17.7 |
| Λόγος Poissons | 0.29 |
| Στένωση Θραύσης [ψ] [%] | 46.8 |
| Διατμητική Αντοχή [GPa] | 160 |
| Μέτρο Διάτμισης [Gpa] | 80 |
| Σκληρότητες | |
| Brinell | 302 |
| Knoop | 328 |
| Rockwell B | 99 |
| Vickers | 319 |
| Χημική Σύσταση | |
| Άνθρακας [C %] | 0.38 – 0.43 |
| Σίδηρος [Fe %] | 96.785 – 97.77 |
| Μαγνήσιο [Mn %] | 0.75 – 1.0 |
| Φώσφορο [P %] | ≤0.035 |
| Θείο [S %] | ≤0.040 |
| Πυρίτιο [Si %] | 0.15 – 0.30 |
| Μολυβδαίνιο [Mo %] | 0.15 – 0.25 |
| Χρώμιο [Cr %] | 0.80 – 1.1 |

Π. 4.12 Χάλυβας 8630 [39]

| Φυσικές Ιδιότητες | |
|--|----------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 7.85 |
| Μηχανικές Ιδιότητες | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | 187 |
| Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] | 620 |
| Όριο διαρροής εφελκυσμού [MPa] | 550 |
| Διάταση θραύσης [%] | 16 |
| Λόγος Poissons | 0.30 |
| Διατμητική Αντοχή [GPa] | 160 |
| Μέτρο Διάτμισης [GPa] | 72 |
| Σκληρότητες | |
| Knoop | 230 |
| Vickers | 217 |
| Χημική Σύσταση | |
| Άνθρακας [C %] | 0.28 – 0.33 |
| Σίδηρος [Fe %] | 96.745 – 98.02 |
| Μαγνήσιο [Mn %] | 0.65 - 0.95 |
| Φώσφορο [P %] | ≤0.035 |
| Θείο [S %] | ≤0.040 |
| Πυρίτιο [Si %] | 0.15 – 0.30 |
| Μολυβδαίνιο [Mo %] | 0.15 – 0.25 |
| Χρώμιο [Cr %] | 0.40 – 0.60 |

4.4.Σύνθετα

Π. 4.13α Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διαφόρων κεραμικών Μήτρων [8]

| Ιδιότητες των Μήτρων | Aluminosilicate | Glass ceramics, nonmachinable 9606 | Carbon Industrial |
|--|-----------------|------------------------------------|-------------------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 2.49-2.54 | 2.57-2.62 | 1.3-1.8 |
| Τιμή [€/kg] | 1.06-1.24 | 1.55-9.31 | 8.39-12.7 |
| Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 84.8-89.1 | 115-121 | 6-15 |
| Όριο θραύσης [MPa] | 39.9-43.9 | 109-120 | 8-16 |
| Διάταση θραύσης [%] | 0.04-0.05 | 0.09-0.1 | 0.05-0.27 |
| Μέτρο ελαστικότητας κάμψης [GPa] | 84.8-89.1 | 115-121 | 6-15 |
| Αντοχή στην κάμψη [MPa] | 51.9-57.1 | 131-145 | 35-40 |
| Σκληρότητα Vickers [HV] | 476-525 | 588-648 | 24-48 |
| Συντελεστής έντασης τάσεων [MPa m ^{1/2}] | 0.71-0.73 | 1.4-1.7 | 0.5-1.3 |
| Μέγιστη Θερμοκρασία Λειτουργίας [°C] | 200-650 | 686-714 | 2580-2690 |
| Θερμική Αγωγιμότητα [W/m °C] | 1-1.5 | 3.25-3.51 | 5-30 |
| Συντελεστής θερμικής διαστολής [μstrain/°C] | 4.11-4.28 | 5.58-5.81 | 1.3-5 |

Π. 4.13β Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διαφόρων κεραμικών Μήτρων [8]

| Ιδιότητες των Μήτρων | SiC HP | Si ₃ N ₄ HP | Alumina 99 | Mullite |
|--|-----------|-----------------------------------|------------|-----------|
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 3.14-3.21 | 3.16-3.23 | 3.65-3.93 | 2.7-3 |
| Τιμή [€/kg] | 10.9-15.5 | 26.3-40.2 | 20.3-30.6 | 6.21-7.76 |
| Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 390-410 | 302-318 | 360-380 | 110-220 |
| Όριο θραύσης [MPa] | 476-525 | 476-525 | 257-284 | 55-132 |
| Διάταση θραύσης [%] | 0.12-0.13 | 0.15-0.17 | 0.07-0.08 | 0.02-0.12 |
| Μέτρο ελαστικότητας κάμψης [GPa] | 390-410 | 302-318 | 360-380 | 110-220 |
| Αντοχή στην κάμψη [MPa] | 571-630 | 952-1050 | 381-42 | 175-250 |
| Σκληρότητα Vickers [HV] | 2380-2630 | 1810-2000 | 1520-1680 | 243-268 |
| Συντελεστής έντασης τάσεων [MPa m ^{1/2}] | 3.0-3.5 | 2.6-3.2 | 3.8-4.2 | 2.1-2.3 |
| Μέγιστη Θερμοκρασία Λειτουργίας [°C] | 1500-1650 | 1080-1230 | 1170-1230 | 1500-1700 |
| Θερμική Αγωγιμότητα [W/m °C] | 76.9-83.2 | 31.7-34.3 | 30-36 | 2-6 |
| Συντελεστής θερμικής διαστολής [μstrain/°C] | 4.9-5.1 | 3.6-3.7 | 4.5-8.3 | 3.5-5 |

Π. 4.14α Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διάφορων MMC(Σύνθετα Υλικά Μεταλλικής Μήτρας) [8]

| ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | ρ | CTE | Θερμική | Yield stress |
|-------------------|---------------------------|---|--------------------|---------------------|
| Μήτρες | [g/cm³] | [10⁻⁶ K⁻¹] | Αγωγιμότητα | (tensile) |
| | | | [W/m °C] | [MPa] |
| Al 2024 | 2.78 | 22.7 | 120 | |
| Al 2024 | 2.77 | 22.9 | 151 | |
| Al 6061/T6 | 2.71 | 23.2 | 160 | 193 |
| Al 6061/T6 | 2.70 | 23.6 | 180 | - |
| AlBeMet | 2.1 | 13.9 | 240 | 282 |
| AlBeMetI62 | 2.1 | 13.9 | 210 | 221-328 |
| Ti TC4 | 4.44 | 9.2 | 6.8 | |
| Ti 6Al4V | 4.43 | 8.8 | 7.2 | 827 |
| Ti 6Al4V | 4.42 | 8.6-9.7 | 6.7 | 880 |
| Ti 6Al4V | | | | |
| Mg Al6Mn | 1.78 | 26 | 62 | 130 |
| Mg | | | | 30 |
| Mg + Ni5% | | | | 58 |

Π. 4.14β Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διάφορων MMC(Σύνθετα Υλικά Μεταλλικής Μήτρας) [8]

| ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | Αντοχή [MPa] | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | Επιμήκυνση [%] |
|-------------------|---------------------|--|---------------------------|
| Μήτρες | | | |
| Al 2024 | | 70 | |
| Al 2024 | | 72 | |
| Al 6061/T6 | 227 | 69 | 10 |
| Al 6061/T6 | 290 | 69/70 | - |
| AlBeMet | 338 | 199 | 10 |
| AlBeMetI62 | 288-439 | 193 | 10 |
| Ti TC4 | | 109 | |
| Ti 6Al4V | 896 | 110 | 10 |
| Ti 6Al4V | 1170 | 114 | 14 |
| Ti 6Al4V | 950-1000 | 110 | |
| Mg Al6Mn | | 45 | 8 |
| Mg | 115 | | 6.08 |
| Mg + Ni5% | 146 | | 3 |

Π. 4.15 Κύριες ιδιότητες διάφορων κεραμικών ινών. [8]

| Ίνες | SiC ίνα 140μm | SiC Whisker | Alumina whisker | C Μήτρες Υψηλού Συντελεστή |
|---|------------------|----------------|--------------------|----------------------------------|
| Ιδιότητες | | | | |
| Πυκνότητα [g/cm³] | 3.15-3.20 | 3.15-3.21 | 3.95-3.97 | 1.8-1.85 |
| Τιμή [€/kg] | 4040-4060 | 1400-1550 | 3880-4660 | 31.3-37.6 |
| Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 440-480 | 440-480 | 445-460 | 370-390 |
| Όριο θραύσης [MPa] | 2250-2300 | 6000-8000 | 1660-2340 | 2400-2410 |
| Διάταση θραύσης [%] | 0.2-0.25 | 0.2-0.25 | 0.2-0.25 | 1.8-2 |
| Μέτρο ελαστικότητας κάμψης [GPa] | 440-480 | 440-480 | 445-460 | 370-390 |
| Αντοχή στην κάμψη [MPa] | 2250-2300 | 6000-8000 | 2000-2800 | 2200-5200 |
| Σκληρότητα Vickers [HV] | 3200-3300 | 900-100 | 2300-2400 | 660-810 |
| Συντελεστής έντασης τάσεων [MPa m^{1/2}] | 2.2-3 | 2.25-3.25 | 3-5.9 | 1-2 |
| Μέγιστη Θερμοκρασία Λειτουργίας [°C] | 1030-1080 | 1130-1180 | 977-1030 | 530-580 |
| Θερμική Αγωγιμότητα [W/m °C] | 60-100 | 6-100 | 20-25.6 | 80-200 |
| Συντελεστής θερμικής διαστολής [μstrain/°C] | 4.4-4.8 | 4-4.2 | 7.7-8.6 | 0.2-0.4 |

Π. 4.16α Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διάφορων Ινών που χρησιμοποιούνται στα MMCs [8]

| Ιδιότητες | ρ [g/cm ³] | CTE [μstrain/ °C] | Θερμική Αγωγιμότητα [W/m °C] | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | Αντοχή στον εφελκυσμό [MPa m ^{1/2}] |
|--------------------------------------|---------------------------|-------------------------|------------------------------------|---------------------------------|---|
| Ίνα | | | | | |
| Ίνα Αλουμίνα(f) | 3-4 | 7-9 | 20-25 | 220-390 | 2000-2400 |
| Alumina whisker or particulate(p) | 3.94-3.97 | 7.5-8.5 | 20-25 | 445-460 | 1660- 2340/1500-1600 |
| Borsic | 2.7-2.8 | ~5 | ~38 | ~400 | ~3000 |
| Γραφίτης | 1.9-2 | 0.01-0.3 | 80-200 | 600-800 | 2000-2400 |
| SiC whisker | 3.15-3.21 | ~4 | 60-100 | 440-480 | 6000-8000 |
| SiC (p) | ~3.18 | ~4 | 60-100 | 450-480 | 2500-3000 |
| Boron | ~2.5 | ~5.6 | ~19 | ~400 | ~2400 |
| Βηρύλλιο | ~1.86 | 11 | ~185 | ~307 | ~965 |
| Titanium diboride | ~4.5 | ~4.7 | ~73 | 500-550 | ~320 |

Π. 4.16β Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες διάφορων Ινών που χρησιμοποιούνται στα MMCs [8]

| Ιδιότητες | Διάταση θραύσης (%) | Συντελεστ ής έντασης τάσεων [MPa m ^{1/2}] | Σκληρότητα Vickers [HV] | Μέγιστη θερμοκρασ ία λειτουργίας [°C] | Τιμή [€/kg] |
|---|---------------------------|--|-------------------------------|---|----------------|
| Ίνα | | | | | |
| Ίνα Αλουμίνα(f) | 0.8-1 | 1.5-2 | 600-700 | 970-1000 | 1210-4000 |
| Alumina whisker or particulate(p) | 0.2-0.25 | 3-6 | 2300- 2400/900- 1000 | 970-1000 | 3900-4660 |
| Borsic | 0.75 | 2-4 | 800-1000 | ~550 | 2700-3200 |
| Γραφίτης | 0.5-0.8 | 1-2 | 600-800 | 500-600 | 50-55 |
| SiC whisker | 0.2-0.25 | 2.25-3.25 | 900-1000 | ~1150 | 1400- 15550 |
| SiC (p) | 0.2-0.25 | 2-3.5 | ~3250 | ~1050 | 23-40 |
| Boron | 0.5-0.8 | 2-4 | 800-1000 | ~550 | 400-500 |
| Βηρύλλιο | 3-4 | 11-15 | 200-300 | 250-300 | 225-340 |
| Titanium diboride | ~0.15 | ~5.5 | 2500-3000 | ~1475 | 15-30 |

Π. 4.17α Φυσικές και μηχανικές ιδιότητες σύνθετων υλικών κεραμικής μήτρας [8]

| ΥΛΙΚΑ | | ρ [g/cm ³] | Θερμική αγωγιμότητα [W/m C] | Διατμητική Αντοχή [GPa] |
|------------------|----------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-------------------------|
| alumina | Καρβίδιο βορονίου | 3.2 – 3.5 | 19 – 24 | 190 – 225 |
| | Silicon nitride | ~3.8 | ~760 | ~214 |
| | Titatum carbide | ~4.25 | ~16 – 22 | 220 – 280 |
| | Titanium dioxide | ~4 | ~25 | ~275 |
| Alumino silicate | Alumina mullite fibre “woven” | ~2.53 | 2.5 – 4 | ~85 |
| Carbon | Carbon | ~1.7 | 10 – 70 | 65 – 95 |
| | Metal | ~2.5 | 15 – 80 | 12 – 35 |
| | Resin | ~1.8 | 5 – 30 | 10 – 18 |
| Silicon Carbide | Silicon Carbide “woven” | ~2.6 | 6 – 20 | ~135 |
| Titanium Carbide | Nickel – bonded titanium carbide | 5.4 – 6 | 16 – 17.5 | 225 – 265 |
| Tungsten carbide | Carbon | 1.2 – 1.35 | 35 – 65 | 310 – 335 |
| | Cobalt | 1.25 – 1.55 | 55 – 105 | 300 – 400 |
| | Nickel | ~1.47 | 85 – 100 | 345 – 400 |
| | Nickel – Chrome bonded | 1.4 - 1.5 | 55 – 75 | 330 – 355 |
| | Titanium carbide | ~1.15 | 25 – 75 | 275 – 305 |

Π. 4.17β Φυσικές και μηχανικές ιδιότητες σύνθετων υλικών κεραμικής μήτρας. [8]

| ΥΛΙΚΑ | | Αντοχή στον εφελκυσμό [MPa] | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | Επιμήκυνση [%] | Σκληρότητα [Vickers] |
|------------------|----------------------------------|-------------------------------------|---------------------------|----------------|---------------------------------------|
| alumina | Καρβίδιο βορονίου | 490 – 550 | 340 – 400 | 0.1 – 0.18 | $2 \times 10^3 - 2.5 \times 10^3$ |
| | Silicon nitride | ~390 | ~360 | ~0.08 | $\sim 2.42 \times 10^3$ |
| | Titatum carbide | 390 – 700 | 380 – 420 | 0.1 – 0.2 | $1 \times 10^3 - 2.5 \times 10^3$ |
| | Titanium dioxide | ~410 | ~395 | ~0.1 | $\sim 1.25 \times 10^3$ |
| Alumino silicate | Alumina mullite fibre "woven" | 65 – 225 | 130 – 150 | 0.05 – 0.2 | 475 – 530 |
| Carbon | Carbon | 14 – 25 | 70 – 100 | 0.01 – 0.04 | 40 – 75 |
| | Metal | 10 – 40 | 15 – 40 | 0.02 – 0.25 | 30 – 100 |
| | Resin | 10 – 25 | 12 – 25 | 0.05 – 0.2 | 35 – 75 |
| Silicon Carbide | Silicon Carbide "woven" | ~205 – 370 | 130 – 270 | 0.05 – 0.3 | $2 \times 10^3 - 3.5 \times 10^3$ |
| Titanium Carbide | Nickel – bonded titanium carbide | $1 \times 10^3 - 1.3 \times 10^3$ | 370 – 430 | 0.3 – 0.8 | $845 - 1.8 \times 10^3$ |
| Tungsten carbide | Carbon | $1.7 \times 10^3 - 2.2 \times 10^3$ | 525 – 565 | ~0.66 | $1.4 \times 10^3 - 1.65 \times 10^3$ |
| | Cobalt | $1.5 \times 10^3 - 3 \times 10^3$ | 465 – 675 | ~0.6 | $800 - 2 \times 10^3$ |
| | Nickel | $1.4 \times 10^3 - 1.6 \times 10^3$ | 560 – 640 | ~0.6 | $1.45 \times 10^3 - 1.65 \times 10^3$ |
| | Nickel – Chrome bonded | $2 \times 10^3 - 2.5 \times 10^3$ | 585 – 645 | ~0.6 | $1.3 \times 10^3 - 1.6 \times 10^3$ |
| | Titanium carbide | $1.5 \times 10^3 - 1.9 \times 10^3$ | 445 – 500 | ~0.6 | $1.45 \times 10^3 - 1.75 \times 10^3$ |

Π. 4.18 Ιδιότητες πολυμερούς μήτρας σε ελάσματα σύνθετων υλικών τύπου Sandwich [8]

| ΣΥΝΘΕΤΑ ΥΛΙΚΑ ΤΥΠΟΥ SANDWICH | Πυκνότητα [Mg/m ³] | Μέτρο ελαστικότητας εφελκυσμού [GPa] | Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] | Μέγιστη Θερμοκρασία Λειτουργίας [°C] |
|--------------------------------------|-----------------------------------|---|--|---|
| Thermosetting Resins | | | | |
| Epoxy | 12 – 1.4 | 2.5 – 5 | 50 – 130 | 80 – 215 |
| Unsaturated polyester | 1.1 – 1.4 | 41.6 – 4.1 | 35 – 95 | 60 – 150 |
| Vinyl ester | 1.1 – 1.3 | 3.0 – 3.5 | 73 – 81 | 60 – 150 |
| Phenolic | 1.1 – 1.4 | 2.7 – 4.1 | 35 – 60 | 70 – 120 |
| Cyanate esters | 1.1 – 1.3 | 2.6 – 3.5 | 70 – 125 | 150 – 250 |
| Bismaleimide | 1.2 – 1.3 | 3.9 – 4.6 | 120 – 180 | 230 – 320 |
| Θερμοπλαστικά | | | | |
| Polypropylene [PP] | 0.9 – 0.91 | 1.15 – 1.57 | 31.0 – 41.9 | 50 - 135 |
| Polyamide/ (Nylon) [PA] | 1.12 – 1.42 | 0.25 – 3.84 | 35.2 – 167.6 | 75 – 150 |
| Polycarbonate [PC] | 1.20 | 2.20 – 2.41 | 62.7 – 73.3 | 115 |
| Polysulphone [PSU] | 1.24 – 1.25 | 2.51 – 2.72 | 60.0 – 74.7 | 150 |
| Polyethersulphone [PES] | 1.37 – 1.46 | 2.44 – 2.86 | 68.3 – 100.6 | 180 |
| Polymide [PI] | 1.33 – 1.43 | 2.10 – 4.02 | 72.4 – 119.4 | 170 |
| Polyphenylene sulphide [PPS] | 1.35 | 3.28 – 3.42 | 48.3 – 87.3 | 120 – 220 |
| Polyetherimide [PEI] | 1.26 – 1.27 | 2.72 – 4.02 | 62.1 – 150.2 | 170 |
| Polyether ether ketone [PEEK] | 1.30 – 1.32 | 3.63 | 70.3 – 104.8 | 120 - 250 |

Π. 4.19α Ιδιότητες ινών σε ελάσματα σύνθετων υλικών τύπου Sandwich [8]

| Είδη ινών | Πυκνότητα [Mg/m ³] | Μέτρο ελαστικότητας εφελκυσμού [GPa] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] |
|-----------------------------|--------------------------------|--------------------------------------|-----------------------------------|
| E - glass | 2.54 | 70 | 3450 |
| S - glass | 2.50 | 86 | 4500 |
| HM – Carbon (high modulus) | 1.90 | 400 | 1800 |
| HS – Carbon (high strength) | 1.70 | 240 | 2600 |
| Boron | 2.6 | 400 | 3500 |
| Αραμιδίου (Kevlar 29) | 1.45 | 80 | 2800 |
| Αραμιδίου (Kevlar 49) | 1.45 | 130 | 2800 |

Π. 4.19β Ιδιότητες ινών σε ελάσματα σύνθετων υλικών τύπου Sandwich [8]

| Είδη ινών | Ειδικό μέτρο ελαστικότητας [E/ρ] [GPa x m ³ /Mg] | Ειδικό όριο θραύσης [σ/ρ] [MPa x m ³ /Mg] | Σημείο τήξης [°C] | Relative cost |
|-----------------------------|---|--|-------------------|---------------|
| E - glass | 27.6 | 1385 | ≥1540 | Low |
| S - glass | 34.4 | 1800 | ≥1540 | Moderate |
| HM – Carbon (high modulus) | 210.5 | 947 | ≥3500 | High |
| HS – Carbon (high strength) | 141.2 | 1529 | ≥3500 | High |
| Boron | 153.8 | 1346 | 2300 | High |
| Αραμιδίου (Kevlar 29) | 55.2 | 1931 | 500 | Moderate |
| Αραμιδίου (Kevlar 49) | 89.7 | 1931 | 500 | Moderate |

Π. 4.20α Φυσικές και μηχανικές ιδιότητες κραμάτων αλουμινίου 3003 και 5052. [8]

| Πυκνότητα και μέγεθος κυψέλης | | Ιδιότητες θλίψης | | Plate shear behavior | | | |
|--------------------------------|----------------------|------------------|---------------|----------------------|---------------|----------------|---------------|
| Πυκνότητα [kg/m ³] | Μέγεθος κυψέλης [mm] | Stabilized | | Length direction | | With direction | |
| | | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] |
| Αλουμίνιο 3003 | | | | | | | |
| 29 | 19 | 0.9 | 165 | 0.65 | 110 | 0.4 | 55 |
| 37 | 9 | 1.4 | 240 | 0.8 | 190 | 0.45 | 90 |
| 42 | 13 | 1.5 | 275 | 0.9 | 220 | 0.5 | 100 |
| 54 | 6 | 2.5 | 540 | 1.4 | 260 | 0.85 | 130 |
| 59 | 9 | 2.6 | 630 | 1.45 | 280 | 0.9 | 140 |
| 83 | 6 | 4.6 | 1000 | 2.4 | 440 | 1.5 | 220 |
| Αλουμίνιο 5052 | | | | | | | |
| 37 | 6 | 1.35 | 310 | 0.96 | 220 | 0.58 | 112 |
| 50 | 5 | 2.3 | 517 | 1.45 | 310 | 0.9 | 152 |
| 54 | 6 | 2.6 | 620 | 1.6 | 345 | 1.1 | 166 |
| 72 | 3 | 4.2 | 1034 | 2.3 | 483 | 1.5 | 214 |
| 83 | 6 | 5.2 | 1310 | 2.8 | 565 | 1.8 | 245 |
| 127 | 6 | 10.0 | 2345 | 4.8 | 896 | 2.9 | 346 |
| 130 | 3 | 11.0 | 2414 | 5.0 | 930 | 3.0 | 372 |

Π. 4.20β Φυσικές και μηχανικές ιδιότητες κραμάτων αλουμινίου 5056 και αραμιδίου HRH10 Nomex [8]

| Πυκνότητα και μέγεθος κυψέλης | | Ιδιότητες θλίψης | | Plate shear behavior | | | |
|--------------------------------|----------------------|------------------|---------------|----------------------|---------------|----------------|---------------|
| Πυκνότητα [kg/m ³] | Μέγεθος κυψέλης [mm] | Stabilized | | Length direction | | With direction | |
| | | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] |
| Αλουμίνιο 5056 | | | | | | | |
| 37 | 6 | 1.8 | 400 | 1.2 | 220 | 0.7 | 0.3 |
| 50 | 3 | 2.4 | 669 | 1.7 | 310 | 1.1 | 138 |
| 50 | 5 | 2.8 | 669 | 1.8 | 310 | 1.0 | 138 |
| 72 | 3 | 4.7 | 1275 | 3.0 | 483 | 1.7 | 193 |
| Αραμίδιο HRH10 Nomex | | | | | | | |
| 29 | 3 | 0.9 | 60 | 0.5 | 25 | 0.35 | 17.0 |
| 32 | 5 | 1.2 | 75 | 0.7 | 29 | 0.4 | 19.0 |
| 32 | 13 | 1.0 | 75 | 0.75 | 30 | 0.35 | 19.0 |
| 48 | 3 | 2.4 | 138 | 1.25 | 40 | 0.73 | 25.0 |
| 48 | 5 | 2.4 | 140 | 1.2 | 40 | 0.7 | 25.0 |
| 64 | 3 | 3.9 | 190 | 2.0 | 63 | 1.0 | 35.0 |
| 64 | 6 | 5.0 | 190 | 1.55 | 55 | 0.86 | 33.0 |
| 80 | 3 | 5.3 | 250 | 2.25 | 72 | 1.2 | 40.0 |
| 96 | 3 | 7.7 | 400 | 2.6 | 85 | 1.5 | 50.0 |
| 123 | 3 | 11.5 | 500 | 3.0 | 100 | 1.9 | 60.0 |
| 144 | 3 | 15 | 600 | 3.5 | 115 | 1.9 | 60 |
| 29 | 5 OX | 1.0 | 50 | 0.4 | 14 | 0.4 | 21.0 |
| 48 | 5 OX | 2.9 | 120 | 0.8 | 20 | 0.85 | 35.0 |

Π. 4.20γ Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες Polycarbonate [PC], Polyetherimide [PEI], Glass – reinforced polyimide, Glass – reinforced phenolic, Paper honeycomb, Thead1Phenolic foam [8]

| Πυκνότητα και μέγεθος κυψέλης | | Ιδιότητες θλίψης | | Plate shear behavior | | | |
|---------------------------------------|----------------------|------------------|---------------|----------------------|---------------|----------------|---------------|
| Πυκνότητα [kg/m ³] | Μέγεθος κυψέλης [mm] | Stabilized | | Length direction | | With direction | |
| | | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] |
| Polycarbonate [PC] | | | | | | | |
| 127 | 3 | 4.8 | 379 | - | - | - | - |
| 48 | 6 | 0.8 | 103 | - | - | - | - |
| Polyetherimide [PEI] | | | | | | | |
| 60 – 110 | - | 0.6 – 16 | 160 – 290 | 0.8 – 1.4 | 18 – 30 | 0.8 – 1.4 | 18 – 30 |
| Glass – reinforced polyimide | | | | | | | |
| 128 | 5 | 9.0 | 869 | - | - | - | - |
| Glass – reinforced phenolic | | | | | | | |
| 64.1 | 5 | 3.3 | - | 1.45 | 79.3 | 0.76 | 34.5 |
| 88 | 5 | 5.2 – 6.5 | 655 | 2.25 | 134.5 | 1.31 | 58.6 |
| 56.1 | 6 | 2.8 | - | 1.2 | 62 | 0.69 | 24 |
| 72 | 6 | 3.9 | - | 1.7 | 96.5 | 0.97 | 41.4 |
| Paper honeycomb | | | | | | | |
| 80 | 6 | 2.8 | - | 1.3 | 208 | 0.57 | 45 |
| 35 | 12.7 | 0.97 | - | 0.54 | 82 | 0.28 | 30.3 |
| Thead1Phenolic foam (Gillfoam) | | | | | | | |
| 112 | - | 1.3 | - | 0.71 | 24.8 | 0.71 | 24.8 |
| 160 | - | 2.3 | - | 1.1 | 44.1 | 1.1 | 44.1 |
| 288 | - | 8.7 | - | 2.2 | 65.5 | 2.2 | 65.5 |

Π. 4.20δ Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες Polyurethane foam, PVC foam, closed cell, Balsa wood end grain, Polystyrene (PS) foam, Polymethacrylimide (PMI) foam, Epoxy foam, Carbon – Graphite foam. [8]

| Πυκνότητα και μέγεθος κυψέλης | | Ιδιότητες θλίψης | | Plate shear behavior | | | |
|--------------------------------------|----------------------|------------------|---------------|----------------------|---------------|----------------|---------------|
| Πυκνότητα [kg/m ³] | Μέγεθος κυψέλης [mm] | Stabilized | | Length direction | | With direction | |
| | | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] | Αντοχή [MPa] | Modulus [MPa] |
| Polyurethane foam | | | | | | | |
| 32 | - | 0.19 | - | 0.14 | 1.6 | 0.14 | 1.6 |
| 64 | - | 0.55 | - | 0.33 | 5.2 | 0.33 | 5.2 |
| 96 | - | 0.97 | - | 0.62 | 10.3 | 0.62 | 10.3 |
| 320 | - | 5.9 | - | 3.1 | 103 | 3.1 | 103 |
| PVC foam, closed cell | | | | | | | |
| 56 | - | 0.76 | - | 0.53 | 12.4 | 0.53 | 12.4 |
| 99 | - | 1.4 | - | 0.83 | 15.2 | 0.83 | 15.2 |
| 400 | - | 5.8 | - | 4.5 | 108 | 4.5 | 108 |
| Balsa wood end grain | | | | | | | |
| 96 | - | 5.2 | - | 0.97 | 110 | 0.97 | 110 |
| 152 | - | 10.3 | - | 1.5 | 193 | 1.5 | 193 |
| 250 | - | 26.6 | - | 4.9 | 312 | 4.9 | 312 |
| Polystyrene (PS) foam | | | | | | | |
| 30 – 60 | - | 0.3 – 0.9 | - | 0.25 – 0.60 | 4.5 – 20 | 0.25 – 0.60 | 4.5 – 20 |
| Polymethacrylimide (PMI) foam | | | | | | | |
| 30 – 300 | - | 0.8 – 16 | - | 0.8 – 7.5 | 19 – 290 | 0.8 – 7.5 | 19 – 290 |
| Epoxy foam | | | | | | | |
| 80 – 320 | - | 0.62 – 7.4 | - | 0.45 – 5.2 | - | 0.45 – 5.2 | - |
| Carbon – Graphite foam | | | | | | | |
| 30 – 560 | - | 0.2 – 60 | - | 0.05 – 3.9 | - | 0.05 – 3.9 | - |

Π. 4.21.α Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες Al,Ti και Mg κραμάτων και MMCs.[8]

| | ρ [g/cm ³] | CTE [μstrain/ °C] | Θερμική Αγωγιμότητα [W/m °C] | Yield stress (tensile) [MPa] |
|--|--|-------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
| A I+ SiC _p 17%vol | 2.8 | 16.4 | 165 | |
| Al + SiC _p 56%vol | 2.94 | 8 | 235 | |
| Al + SiC _p 63%vol | 3.01 | 7.9 | 175 | |
| Al+Al ₂ O ₃ 10%vol | 2.795 | 20.9 | 161 | 335 |
| Al+Al ₂ O ₃ 15%vol | 2.839 | 19.8 | 141 | 340 |
| Al+Al ₂ O ₃ 20%vol | 2.860 | | | 365 |
| Al +TiB ₂ 10%vol | 2.6 | | | 317 |
| Al4Li+SiC _w 20%vol T6 | | | | 250 |
| Mg + Ni 5 %C-coated nanocomposite | | | | 85 |
| UD C P100 42% Al 6061 | | -0.49 | 320L | |
| UD-C,B,SiC or Al ₂ O ₃ 50% Al 6061 | | | | |
| UD B 50% Al | Αντοχή στην Κόπωση για 10 ⁷ κύκλους [MPa] | 5.8 | | |
| UD C P100 43% A790C Mg | 1.97 | 0.54 | 189L | |
| UD-SiC 50%Ti | | | | |

Π. 4.21.β Φυσικές και Μηχανικές Ιδιότητες Al,Ti και Mg κραμάτων και MMCs.[8]

| | Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | Επιμήκυνση [%] |
|--|-------------------------------------|------------------------------|-------------------|
| A I+ SiC_p 17%vol | 461 | 100 | |
| Al + SiC_p 56%vol | | 220 | |
| Al + SiC_p 63%vol | 253 | 220 | |
| Al+Al₂O₃ 10%vol | | 83 | |
| Al+Al₂O₃ 15%vol | | 88 | |
| Al+Al₂O₃ 20%vol | | 95 | |
| Al +TiB₂ 10%vol | | 91 | |
| Al4Li+SiC_w20%vol T6 | 320 | | 0.4 |
| Mg + Ni 5 %C-coated nanocomposite | 160 | | 5.8 |
| UD C P100 42% Al 6061 | 905L | 342L | |
| UD-C,B,SiC or Al₂O₃ 50% Al 6061 | 620-1240L 30-170T | 130-450L 34-140T | |
| UD B 50% Al | 1100L | 235L | |
| UD C P100 43% A790C Mg | 710L | 324L | |
| UD-SiC 50%Ti | 1720L 340T | 260L 170T | |

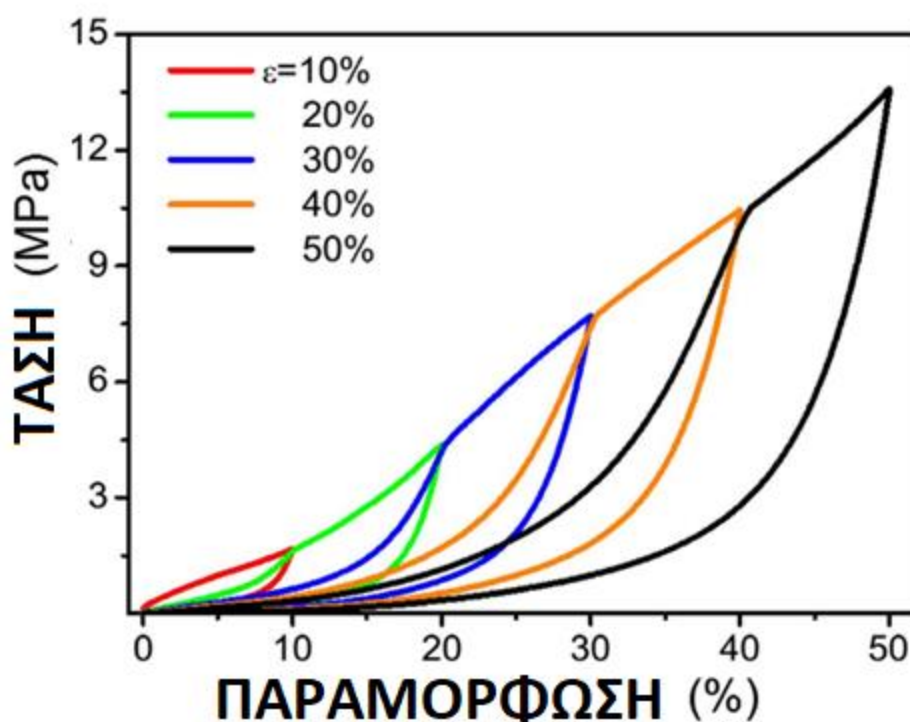
Π. 4.22 Αντοχή στην Κόπωση για CMCs και MMCs [8]

| ΙΔΙΟΤΗΤΑ | UD ίνες C-C Σύνθετων | Εποxy-GFRP | UD HM ίνες CFRP |
|--|---------------------------------|--|--|
| Μέτρο ελαστικότητας [GPa] | 95 | 12.3 | 17 |
| Πυκνότητα [g/cc] | 1.5 | 1.8 | 1.6 |
| Μέτρο Διάτμησης [GPa] | 36 | 30 | 33 |
| Αντοχή στην θλίψη [MPa] | 240 | 90 | 110 |
| Ειδική θερμοχωρητικότητα [J/kg K] | 760 | 960 | 795 |
| Όριο θραύσης [MPa] | 900 | 90 | 110 |
| Θερμική Αγωγιμότητα [W/m K] | 40 | 1.2-1.5 | 15 |
| Θερμική Διάχυση [m²/s] | 2.16×10^{-4} | 1.63×10^{-7} - 1.77×10^{-7} | 1.6×10^{-7} - 2.2×10^{-7} |
| Θερμική Διαστολή [% K⁻¹] | 4×10^{-6} | 2.8×10^{-6} | -1.2×10^{-6} |

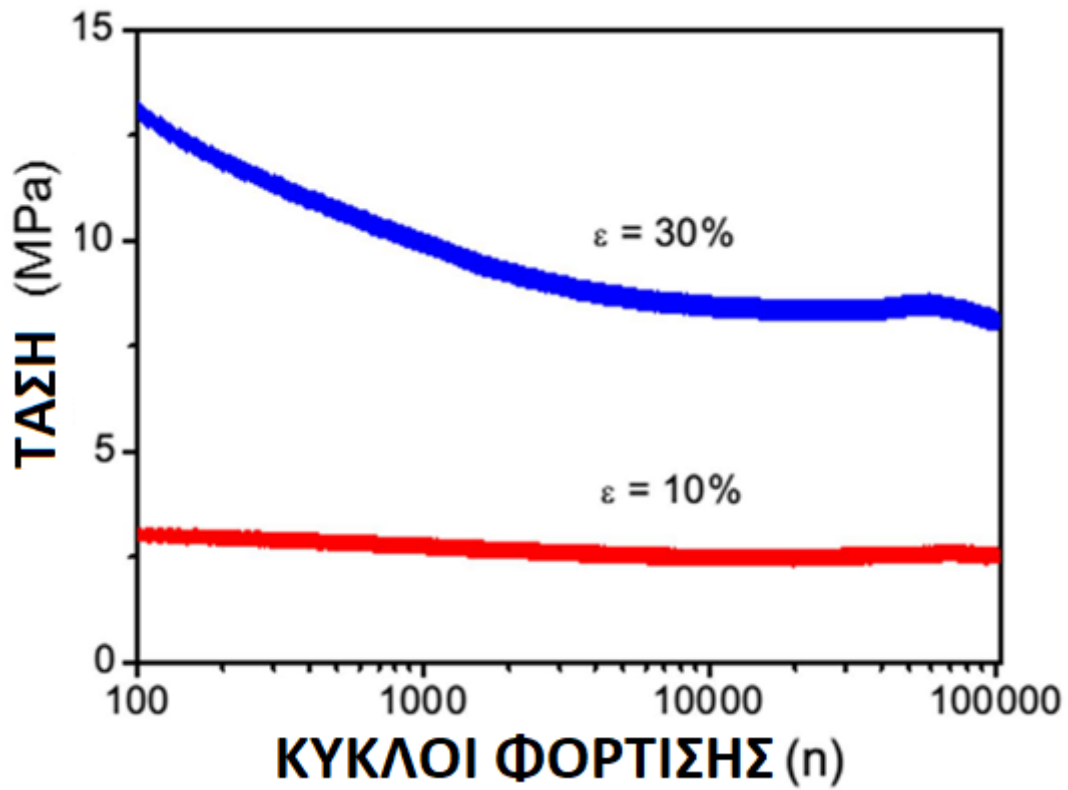
4.5. Νανοςύνθετα

Π. 4.23 Διαφορές ανάμεσα στα SWCNT και MWCNT. [40]

| Δομή | SWCNT | MWCNT |
|----------------------------|-----------------------|---------------------|
| | Διάμετρος: 0.5-0.3 nm | Διάμετρος: 5-100 nm |
| | Μήκος : 100nm-1cm | Μήκος : 100nm-1cm |
| Τυπικό μέτρο ελαστικότητας | 1.3 TPa | 1.8 TPa |
| Αντοχή στον εφελκυσμό | Πάνω από 53GPa | Πάνω από 63GPa |
| Ηλεκτρική Αγωγιμότητα | 10.000 S/cm | 6.000 S/cm |
| Θερμική Αγωγιμότητα | Max 6000 W/m K | Max 3000 W/m K |



Σχ. 4.1 Τυπική καμπύλη Τάσης- Παραμόρφωσης σε πείραμα θλίψης για ένα νανοςύνθετο ανθρακόνημα για διάφορες μέγιστες παραμορφώσεις. [41]



Σχ. 4.2 Απεικόνιση της τάσης συναρτήσει των κύκλων φόρτισης των παραμορφώσεων $\epsilon=10\%$ και $\epsilon=30\%$ που αναφέρθηκαν παραπάνω.
[41]

5. ΜΗΧΑΝΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ

5.1 Κράματα Αλουμινίου - Λιθίου

Π. 5.1 Μηχανικές Ιδιότητες κραμάτων Αλουμινίου – Λιθίου [42]

| Κράματα Αλουμινίου – Λιθίου | | | | |
|-----------------------------|---------------------|---------------------|---------------------------------|-------------------------------------|
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | | |
| Κράμα | Πυκνότητα [g/cm] | Ductility [EI %] | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | Όριο θραύσης εφελκυσμού [MPa] |
| 2090 | 2.59 | 3 – 6 | 76 | 500 |
| 2091 | 2.58 | 6 | 75 | 550 |
| 8090 | 2.55 | 4 – 5 | 77 | 480 |

5.2 Κράμα Νιοβίου C-103

Π. 5.2 Ιδιότητες Κράματος Νιοβίου C-103 [43]

| ΚΡΑΜΑ ΝΙΟΒΙΟΥ C-103 | | | |
|--|-----------------------------------|------------------------------------|--------------------|
| Φυσικές Ιδιότητες | | | |
| Πυκνότητα [g/cm ³] | | 8.83 | |
| Μηχανικές Ιδιότητες | | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας στον εφελκυσμό [GPa] | | 90.0 | |
| Θερμοκρασία [°C] | Όριο θραύσης στον εφελκυσμό [MPa] | Όριο διαρροής στον εφελκυσμό [MPa] | Διάταση θραύση [%] |
| 1480 | 65.5 | 59.3 | ≥70 |
| 1370 | 89.6 | 72.4 | ≥70 |
| 1090 | 186 | 138 | ≥45 |
| 871 | 310 | 162 | 18 - 19 |
| 760 | 321 | 172 | 16 - 18 |
| 649 | 317 | 186 | 15 - 17 |
| 538 | 310 | 200 | 19 - 21 |
| 23 | 421 | 296 | 25 - 30 |
| Χημική Σύσταση | | | |
| Νιόβιο [Nb %] | | 87 – 87.6 | |
| Άφνιο [Hf %] | | 10 | |
| Ταντάλιο [Ta %] | | 0.50 | |
| Βολφράμιο [W %] | | 0.50 | |
| Ζιρκόνιο [Zr %] | | 0.70 | |
| Τιτάνιο [Ti %] | | 0.70 – 1.3 | |

5.3 Σύνθετα Υλικά τύπου Sandwich από Ανθρακόνημα και Κυψελοειδή Πυρήνα Αλουμινίου

Π. 5.3 Καταπόνηση σε θλίψη κυψελοειδούς πυρήνα αλουμινίου σύνθετου τύπου Sandwich. [44]

| Πάχος Κυψέλης [mm] | Μέτρο ελαστικότητας [MPa] | Αντοχή [MPa] |
|--------------------|---------------------------|--------------|
| 6 | 38 ± 7.4 | 0.62 ± 0.02 |
| 21 | 100 ± 20.6 | 0.67 ± 0.05 |
| 46 | 148.7 ± 16 | 0.70 ± 0.01 |

Π. 5.4 Μηχανικές Ιδιότητες carbon fiber/epoxy face sheet. [44]

| | | |
|-----------------------------------|---------------------------|--------------|
| Εφελκυσμός | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 61.4 ± 4 |
| | Αντοχή [MPa] | 672 ± 16 |
| | Failure Strain | 1.06 ± 0.07 |
| Θλίψη | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 78.90 ± 6.70 |
| | Αντοχή [MPa] | 368 ± 24.8 |
| | Failure Strain | 0.46 ± 0.06 |
| Κάμψη | Μέτρο Ελαστικότητας [GPa] | 42.03 ± 5.43 |
| | Αντοχή [MPa] | 640.5 ± 35.9 |
| | Failure Strain | 1.55 ± 0.14 |
| Interlaminar Shear Strength [Mpa] | | 39.3 ± 1.8 |

Π. 5.5 Καταπόνηση σε εφελκυσμό Σύνθετου Carbon Epoxy/Al Honeycomb τύπου Sandwich. [44]

| ΠΑΧΟΣ ΠΥΡΗΝΑ [mm] | ΜΕΤΡΟ ΕΛΑΣΤΙΚΟΤΗΤΑΣ [MPa] | ΑΝΤΟΧΗ ΣΕ ΘΛΙΨΗ [MPa] |
|------------------------------|--|----------------------------------|
| 6 | 13.52 ± 3.00 | 0.56 ± 0.094 |
| 21 | 18.20 ± 5.41 | 0.44 ± 0.080 |
| 46 | 45.00 ± 12.80 | 0.41 ± 0.045 |

Π. 5.6 Καταπόνηση σε εφελκυσμό Σύνθετου Carbon Epoxy/Al Honeycomb τύπου Sandwich. [44]

| ΠΑΧΟΣ ΠΥΡΗΝΑ [mm] | ΜΕΤΡΟ ΕΛΑΣΤΙΚΟΤΗΤΑΣ [MPa] | ΑΝΤΟΧΗ ΣΕ ΘΛΙΨΗ [MPa] |
|------------------------------|--|----------------------------------|
| 6 | 1943 ± 387 | 0.76 ± 0.15 |
| 21 | 1728 ± 370 | 0.67 ± 0.14 |
| 46 | 1510 ± 574 | 0.59 ± 0.22 |

5.4 Kevlar

Π. 5.7 Ιδιότητες ίνας KEVLAR 29 [45]

| Τυπικές Ιδιότητες της Ίνας Kevlar 29 | |
|--|--|
| Ιδιότητες Υλικού | ΤΙΜΕΣ |
| Διάμετρος Ίνας [cm] | 0.0012-0.0015 |
| Σχήμα Διατομής Ινών | Κυκλικό |
| Πυκνότητα [g/cm ³] | 1,44 |
| Αντοχή ίνας [GPa] | 2,9 |
| Διάταση θραύσης ίνας [%] | 3,6 |
| Μέτρο ελαστικότητας ίνας [GPa] | 70 |
| Συρρίκνωση ,% στον Ξηρό Αέρα ,160°C | 0,2 |
| Θερμική Αγωγιμότητα [W/m x K] | 0,04 |
| Moisture regain [%] | 5-7 |
| Ευφλεκτότητα | Ανθεκτικό σε υψηλές θερμοκρασίες |
| Θερμική Αντίσταση | Χρήσιμες Ιδιότητες από -251 έως 160°C |

5.5 Invar

Π. 5.8 Ιδιότητες Invar [46]

| IVAR | | | | | | | | | | | |
|---------------------------------|-------------------------|------|------|-----------------------|------|------------|-------------|-------------------------|----|------------------|---------------|
| Πάχος Στρώματος 30μm | | | | | | | | As-built | | Heat-treated | |
| Build-up Rate | | | | [%] | | | | >99.5% | | | |
| Component density | | | | [cm ³ /h] | | | | 10.0 cm ³ /h | | | |
| Tensile Test | | | | | | | | M | SD | M | SD |
| Όριο θραύσης εφελκυσμού | R _m [MPa] | | | 0° | | 508 | 15 | 510 | 15 | | |
| | | | | 45° | | 457 | 15 | 487 | 15 | | |
| | | | | 90° | | 443 | 15 | 443 | 5 | | |
| Τεχνητό όριο διαρροής | R _{p0,2} [MPa] | | | 0° | | 404 | 4 | 392 | 14 | | |
| | | | | 45° | | 394 | 2 | 386 | 2 | | |
| | | | | 90° | | 352 | 4 | 354 | 4 | | |
| Διάταση θραύσης | A % | | | 0° | | 31 | 5 | 33 | 5 | | |
| | | | | 45° | | 33 | 5 | 32 | 5 | | |
| | | | | 90° | | 35 | 5 | 34 | 5 | | |
| Στένωση θραύσης | Z % | | | 0° | | 71 | 1 | 71 | 3 | | |
| | | | | 45° | | 72 | 3 | 71 | 5 | | |
| | | | | 90° | | 80 | 2 | 79 | 2 | | |
| Μέτρο Ελαστικότητας | E% | | | 0° | | 153 | 11 | 138 | 13 | | |
| | | | | 45° | | 125 | 17 | 151 | 13 | | |
| | | | | 90° | | 131 | 8 | 126 | 5 | | |
| Test Σκληρότητας | | | | | | | | M | SD | M | SD |
| Σκληρότητα Vickers | | | | HV10 | | | | 149 | 2 | - | - |
| Μέτρηση Τραχύτητας | | | | | | | | As-built | | Corundum blasted | |
| | | | | | | | | M | SD | M | SD |
| Μέση Τραχύτητα | | | | Ra [μm] | | | | 13 | 3 | - | - |
| Μέσο Βάθος Τραχύτητας | | | | Rz [μm] | | | | 82 | 21 | - | - |
| Χημική Σύνθεση [Κλάσμα Μάζας %] | | | | | | | | | | | |
| Fe | Ni | Cr | Mn | Si | C | Other each | Other total | P | C | N | O |
| Balance | 35.00-37.00 | 0.50 | 0.50 | 0.50 | 0.10 | 0.20 | 0.50 | / | / | / | / |
| Powder Properties | | | | | | | | | | | |
| Μέγεθος Σωματιδίου | | | | 10-45 μm | | | | Σχήμα Σωματιδίων | | | Σφαιρικό |
| Πυκνότητα Μάζας | | | | 8.1 g/cm ³ | | | | Θερμική Αγωγιμότητα | | | 12.8W/(m x K) |

5.6 Βηρύλλιο

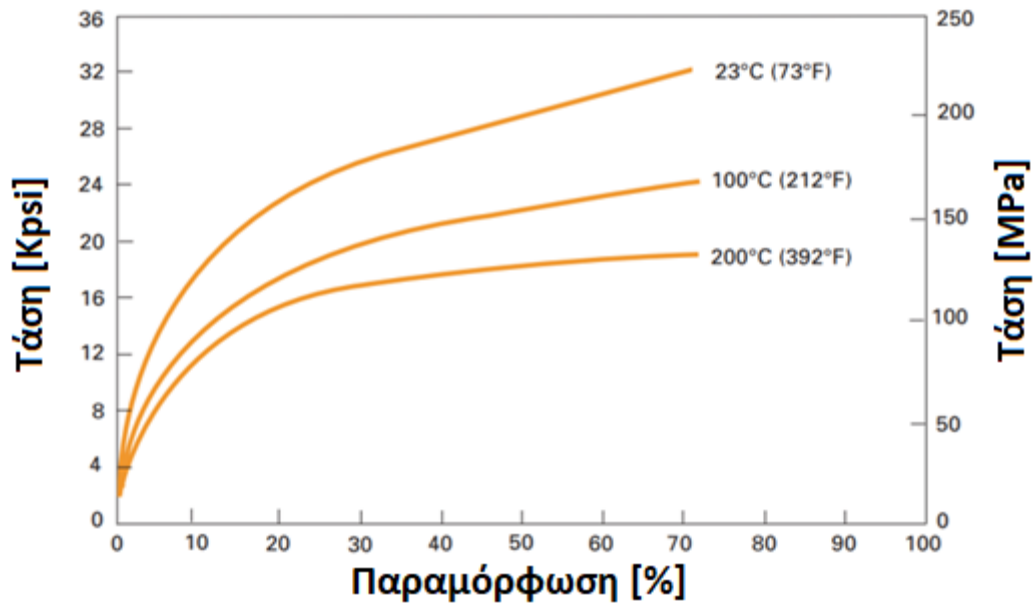
Π. 5.9 Βηρύλλιο. [47]

| ΒΗΡΥΛΛΙΟ | |
|---|-------------------------|
| ΦΥΣΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | |
| Ιδιότητες | Μετρικό |
| Πυκνότητα | 1.844 g/cm ³ |
| Σημείο Τήξης | 1273-1283°C |
| ΜΗΧΑΝΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | |
| Ιδιότητες | Μετρικό |
| Αντοχή στον εφελκυσμό | 370 MPa |
| Αντοχή στην θλίψη | 240 MPa |
| Αντοχή στην κόπωση(Κύκλοι 1.00×10^7 , $K_t = 3.07$ και $R=0.1$) | 160 MPa |
| Αντοχή στην διάτμηση (hot-pressed block) | 345 MPa |
| Αντοχή στην διάτμηση (crossed-rolled sheet) | 480 MPa |
| Συντελεστής έντασης τάσεων (kic for hot - pressed structural glades) | 10.6 – 12.3 |
| Μέτρο ελαστικότητας | 303 GPa |
| Λόγος Poisson's | 0.0700-0.180 |
| Διάταση θραύσης | 3% |
| Charpy impact | 1.50-5.50 J |
| Σκληρότητα, Rockwell B (converted from Brinell hardness) | 75-85 |
| ΘΕΡΜΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ | |
| Ιδιότητες | Μετρικό |
| Συντελεστής Θερμικής Διαστολής (25°C, αυξάνεται ραγδαία έως του 100°C) | 11.5 μm/m°C |
| Θερμική Αγωγιμότητα | 216 W/m·K |

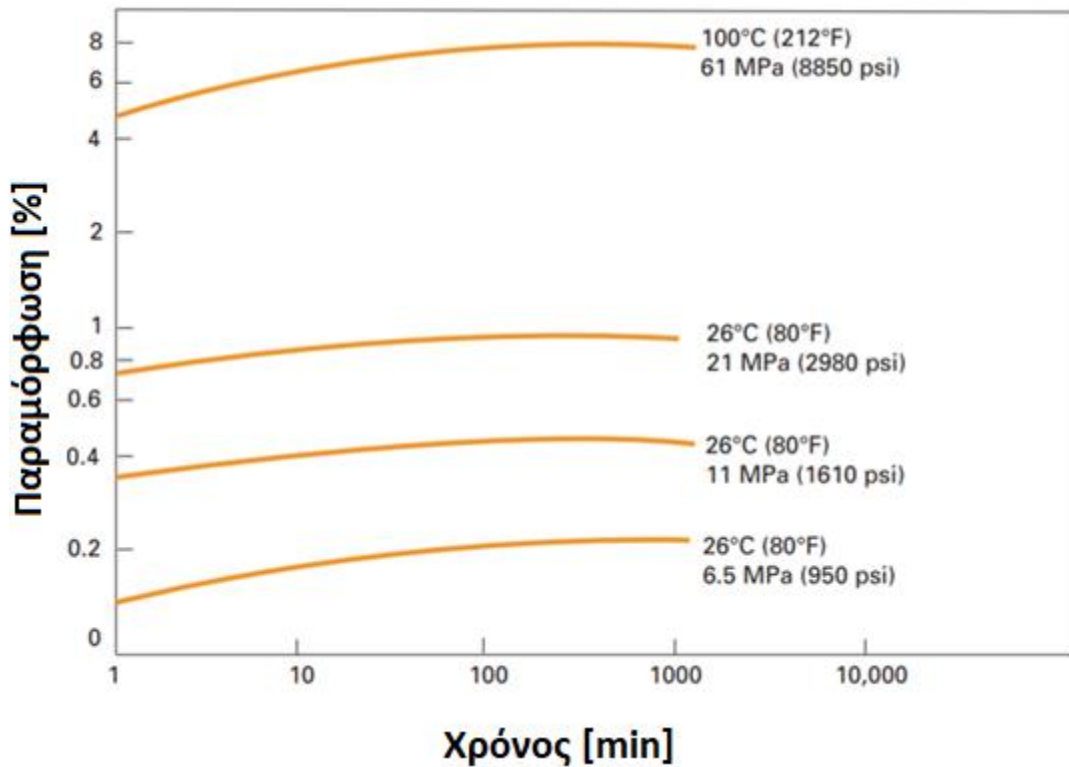
5.7 Kapton

Π. 5.10 ΚΑΡΤΟΝ[16]

| ΦΥΣΙΚΕΣ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ ΤΟΥ ΚΑΡΤΟΝ ΤΥΠΟΥ 100HN,25μm | | | |
|--|--|---------------------|--|
| Φυσικές Ιδιότητες | Τυπικές Τιμές Θερμοκρασίας στους: | | Μέθοδος Δοκιμής |
| | 23°C (73F) | 200°C (392F) | |
| Όριο Θραύσης MPa,(psi) | 231 (35,000) | 138 (20,000) | ASTM D-882-91, Method A |
| Yield Point at 3% MPa, (psi) | 69 (10,000) | 41 (6000) | ASTM D-882 |
| Απαιτούμενη τάση για την δημιουργία 5% επιμήκυνσης MPa, (psi) | 90(13,000) | 62 (9000) | ASTM D-882 |
| Μέγιστη επιμήκυνση % | 72 | 2.0 (290,000) | ASTM D-882 |
| Μέτρο ελαστικότητας GPa, (psi) | 2.76(400,000) | | ASTM D-882 |
| Impact Strength N·cm, (ft·lb) | 78 (0.58) | | DuPont Pneumatic Impact Test |
| Folding Endurance (MIT), κύκλοι | 285,000 | | ASTM D-2176 |
| Tear Strength- Propagating [N] [lbf] | 0.07(0.02) | | ASTM D-1922 |
| Tear strength-initial (Graves) [N], (lbf) | 7.2 (1.6) | | ASTM D-1004 |
| Πυκνότητα [g/cc or g/ml] | 1.42 | | ASTM D-1505 |
| Κινηματικός συντελεστής τριβής τάσεων [Film to Film] | 0.48 | | ASTM D-1894 |
| Στατικός συντελεστής τριβής τάσεων [Film to Film] | 0.63 | | ASTM D-1894 |
| Refractive Index (Sodium D Line) | 1.70 | | ASTM D-542 |
| Λόγος Poisson | 0.34 | | Avg. Three Samples Elongated at 5% ,7%,10% |
| Low Temperature Flex Life | Pass | | IPC TM 650, Method 2.6.18 |



Σχ. 5.1 Καμπύλη τάσης παραμόρφωσης Karton για διάφορες θερμοκρασίες (Τύπου HN Film, 25μm). [48]



Σχ. 5.2 Καμπύλες Ερπυσμού Karton (Τύπου HN Film, 25μm). [48]

6. ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΔΙΑΣΤΗΜΙΚΩΝ ΥΛΙΚΩΝ

6.1 Περιβαλλοντικές απειλές

Έχουν γίνει σπουδαίες προσπάθειες από επιστήμονες και μηχανικούς όσον αφορά την ανάπτυξη προηγμένων υλικών για διαστημόπλοια και δορυφόρους. Τα υλικά που χρησιμοποιούνται στο εξωτερικό των εφαρμογών που αναλύσαμε προηγουμένως, έρχονται αντιμέτωπα με πολλές περιβαλλοντικές απειλές όπως: [49, 50]

- 1. Ατομικό οξυγόνο**
- 2. Υπεριώδη ηλιακή ακτινοβολία (Solar Ultraviolet Radiation Radiation – UV)**
- 3. Ακραίες θερμοκρασίες και θερμικός κύκλος**
- 4. Κενό**

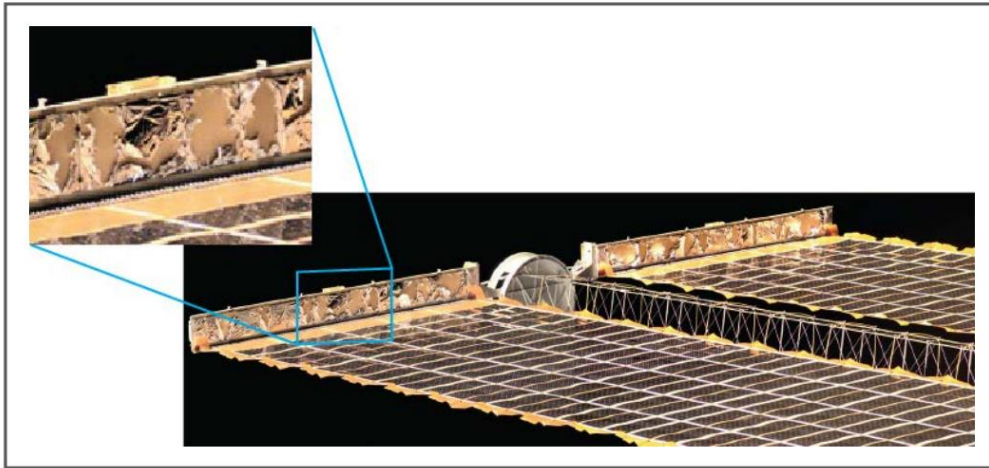
Αυτού του είδους οι απειλές επηρεάζουν τα εξαρτήματα που φέρουν μαζί τους οι αεροδιαστημικές εφαρμογές ανάλογα με το υλικό, το πάχος και το επίπεδο της καταπόνησης. Υπάρχουν και άλλοι παράμετροι που αξίζει να αναφέρουμε όπως η διάρκεια της αποστολής καθώς και το συγκεκριμένο περιβάλλον στην οποία η εφαρμογή θα είναι εκτεθειμένη. Να ληφθεί υπόψη πως οι μικρομετεορίτες και τα διαστημικά απόβλητα προηγούμενων αποστολών και πως αυτά καταλήγουν στο Point Nemo είναι ένα επιπλέον μέρος του προβλήματος.



Σχ. 6.1 Φθορά της εξωτερικής στρώσης ενός πολύστρωματικού υλικού αλουμινίου – Teflon του διαστημικού τηλεσκοπίου Hubble, μετά από 19 χρόνια στο διαστημικό περιβάλλον. [50]

Ατομικό Οξυγόνο

Το ατομικό οξυγόνο παράγεται όταν κύματα μικρού μήκους υπεριώδους ακτινοβολίας αντιδρούν με μόρια οξυγόνου στην ανώτερη ατμόσφαιρα. Είναι το πιο σημαντικό συστατικό του διαστημικού περιβάλλοντος στον ISS όσον αφορά την φθορά των υλικών του. Το ατομικό οξυγόνο οξειδώνει πολλά μέταλλα όπως το ασήμι, τον χαλκό και το όσμιο. Επιπλέον αντιδρά έντονα με οποιοδήποτε υλικό που περιέχει άνθρακα, άζωτο, θείο και δεσμούς υδρογόνου γεγονός που συμβάλει στην διάβρωση των πολυμερών. Τα πολυμερή που περιέχουν φθόριο, όπως το τεφλόν, αντιδρούν συνεργάστηκα, επομένως καταλήγουμε στο συμπέρασμα πως η αντιδραστικότητα στο Ατομικό Οξυγόνο αυξάνεται με την εκτεταμένη έκθεση σε υπεριώδη ακτινοβολία. [50]



Σχ. 6.2 Φθορά που προκλήθηκε από το ατομικό οξυγόνο που προκάλεσε στον ISS μετά από ένα έτος έκθεσης του διάστημα. [50]

Υπεριώδη Ακτινοβολία

Η ατμόσφαιρα της γη φιλτράρει ένα μεγάλο μέρος από το βλαβερό φως του ήλιου, αλλά τα υλικά του ISS επηρεάζονται άμεσα και φέρουν ζημιές από τα ηλιακά φωτόνια. Ενώ, το ατομικό οξυγόνο μπορεί να λευκάνει τα υλικά, η υπεριώδης ακτινοβολία τα σκουραίνει θα έλεγε κανείς με κάποιο τρόπο, ιδίως με την παρουσία μόλυνσης. Επιπρόσθετα, η υπεριώδη ακτινοβολία βλάπτει τα πολυμερή υλικά ως προς την σκληρότητα τους και τα αποδυναμώνει. Μάλιστα η ακτινοβολία αυτή σε συνθήκες υψηλού κενού, μπορεί να δημιουργήσει κενά οξυγόνου σε οξειδία και αυτό έχει ως αποτέλεσμα κάποιες χρωματικές αλλαγές.

Η επιταχυνόμενη υπεριώδη ακτινοβολία μπορεί να προκαλέσει θέρμανση του υλικού οπότε η ακρίβεια της προσομοίωσης αν το δείγμα της θερμοκρασίας ελέγχεται ή όχι. Οποιαδήποτε έκθεση σε υπεριώδη ακτινοβολία στο έδαφος πρέπει να γίνεται σε συνθήκες κενού. [50]



1) Πριν την πτήση



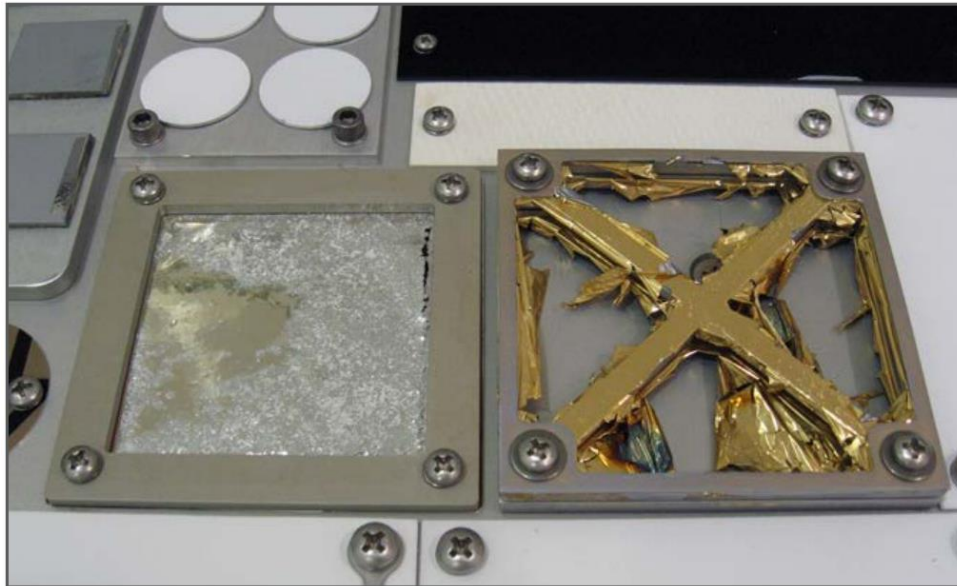
2) Μετά την πτήση

Σχ. 6.3 Απεικόνιση πριν και μετά την πτήση της συσκευής παρακολούθησης οπτικών ιδιοτήτων με σκουρόχρωμη μόνωση λόγω υπερϊώδους ακτινοβολίας μετά από εννέα μήνες στον διαστημικό σταθμό Mir. [50]

Ακραίες Θερμοκρασίες και Θερμικός Κύκλος

Καθώς ο ISS κινείται μέσα και έξω από το φώς του ηλίου κατά την διάρκεια της του γύρο από τον ήλιο επομένως έρχεται αντιμέτωπος με ακραίες θερμοκρασίες οι οποίες επηρεάζουν σημαντικά τα υλικά και μας ενδιαφέρουν πολύ η θερμική αγωγιμότητα και θερμική εκπομπή. Σημαντικός είναι και ο τρόπος τοποθέτησης της εφαρμογής ως προς τον ήλιο ή ως προς την Γη αντίστοιχα. Οι κυκλικές διακυμάνσεις θερμοκρασίας είναι $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ έως $+120\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Επομένως, μεγάλες επιφάνειες υλικών ενδεχομένως να μην επιτρέπονται στον ISS λόγω της υπέρβασής των ορίων θερμοκρασίας αφής για τα γάντια των αστροναυτών. Σημαντικό ρόλο έχει και η επίδραση του εξοπλισμού και των εξαρτημάτων που παράγουν θερμότητα. Οι προστατευτικές επικαλύψεις μπορεί να φθαρθούν στο περιβάλλον του ISS εάν υπάρξει κοινός συντελεστής θερμικής διαστολής μεταξύ της επίστρωσης και του υποστρώματος. Δεκαέξι θερμικοί κύκλοι την ημέρα, ο ISS περιστρέφεται γύρω από την Γή μια φορά κάθε 92 λεπτά, γεγονός που μπορεί να οδηγήσει σε ρωγμές, ξεφλούδισμα ή σχηματισμό οπών της επίστρωσης και συνέχεια επιτρέπεται στο ατομικό οξυγόνο να επιτεθεί. [50]



Σχ. 6.4 Δείγμα λεπτής μεμβράνης μετά την πτήση από το Materials International Space Station Experiment-4 η οποία σχετίζεται με αστοχία των δύο επικαλύψεων όπου σχηματίστηκε από συνδυασμένο θερμικό κύκλο και διάβρωση ατομικού οξυγόνου. [50]

Κενό

Το κενό που συναντάμε στο διάστημα είναι της τάξεως από 10^{-6} – 10^{-9} Torr (1Torr = 13.32 Pa), ικανό να προκαλέσει θραύσματα χαμηλού μοριακού βάρους. Κατόπιν, είναι πολύ εύκολο να προκληθεί μόλυνση των επιφανειών γεγονός που συμβάλει σε ορισμένες αρνητικές επιπτώσεις στις ιδιότητες του υλικού. Αυτά τα αποτελέσματα μπορούν να εκφραστούν σε αυξημένη θερμοκρασία. Το πρόβλημα μόλυνσης γίνεται μεγαλύτερο όταν ένα στρώμα ρύπανσης υφίσταται στερέωση αλληλεπιδρώντας με την σειρά του με άλλες περιβαλλοντικές απειλές του διαστήματος. [49, 50]

7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Στην πτυχιακή αυτή έγινε μελέτη και παρουσίαση των υλικών τα οποία χρησιμοποιούνται στις αεροδιαστημικές και αεροναυπηγικές εφαρμογές καθώς επίσης και η μηχανική και η περιβαλλοντική τους συμπεριφορά.

Ο σχεδιασμός εφαρμογών χαμηλού βάρους αποτελεί την σημαντικότερη προϋπόθεση των βιομηχανιών αεροδιαστημικών και αεροναυπηγικών εφαρμογών. Επομένως, η επιλογή των κατάλληλων υλικών είναι κρίσιμης σημασίας για τον σχεδιασμό των εξαρτημάτων των εφαρμογών, καθώς επηρεάζει πολλές πτυχές της απόδοσης της εφαρμογής, όπως η απόδοση της πτήσης, της κατανάλωσης ενέργειας, της ασφάλειας και της αξιοπιστίας, του κόστους κύκλου ζωής και το κυριότερο της κατανάλωσης καυσίμου.

Οι κρίσιμες απαιτήσεις για τα υλικά των εφαρμογών που αναφέρθηκαν στην εργασία αυτή περιλαμβάνουν μηχανικές, φυσικές και χημικές ιδιότητες όπως υψηλή αντοχή, χαμηλή πυκνότητα, υψηλή θερμική σταθερότητα, υψηλή αντοχή στην διάβρωση, αλλά και οικονομικά κριτήρια όπως το κόστος, ή συντήρηση και η δυνατότητα κατασκευής.

Τα υλικά και κυρίως τα σύνθετα, γίνονται όλο και σημαντικότερα για την κατασκευή αεροδιαστημικών κατασκευών. Τα σύγχρονα αεροσκάφη καθώς και οι σύγχρονες εφαρμογές του διαστήματος όπως το τηλεσκόπιο James Webb, έχουν σχεδιαστεί αξιοποιώντας κάθε ιδιότητα των υλικών αυτών.

Η Επιστήμη των Σύνθετων Υλικών είναι αυτή στην οποία οφείλουμε την ανάπτυξη και την βελτιστοποίηση αυτών των εφαρμογών καθώς μελετά σε μικροσκοπική και μακροσκοπική κλίμακα την δομή και τις ιδιότητες ποικίλων υλικών. Έτσι λοιπόν μας δόθηκε η ευκαιρία να αναπτύξουμε νέα υλικά με τις καλύτερες δυνατές ιδιότητες ώστε οι εφαρμογές να έχουν: μεγαλύτερη αξιοπιστία ενάντια στην διάβρωση

,στο κενό και την ακτινοβολία , χαμηλότερο βάρος, αλλά και την εξασφάλιση της ασφάλειας των επιβατών. Το μέλλον της βιομηχανίας των σύνθετων υλικών προβλέπει συνεχή επέκταση και εγγυημένη μακροπρόθεσμη ανάπτυξη με συναρπαστικά νέα προϊόντα και νέες εφαρμογές.

Τα υλικά τα οποία χρησιμοποιούνται σε αυτές τις εφαρμογές ποικίλουν ανάλογα με τις ιδιαιτερότητες των εφαρμογών. Για αυτόν ακριβώς τον λόγο τα χωρίζουμε σε δυο βασικές κατηγορίες: 1)Τις Αεροναυπηγικές Εφαρμογές και 2)Τις Αεροδιαστημικές Εφαρμογές. Και στις δύο κατηγορίες πέρα από τα κοινά υλικά χρησιμοποιούνται και πληθώρα από κράματα και άλλων ειδών σύνθετα υλικά τα οποία μπορούν να ανταπεξέλθουν στην απαιτητικότητα αυτών των εφαρμογών.

Καταλήγουμε λοιπόν στο συμπέρασμα πως χάρη στην συνεχόμενη πρόοδο της τεχνολογίας βελτιστοποιήθηκαν στο έπακρο οι ιδιότητες των υλικών , καλύπτοντας τις ιδιαίτερες απαιτήσεις που έχουν αυτού του είδους οι εφαρμογές, ώστε να μπορέσουν να λειτουργήσουν σωστά. Η ραγδαία λοιπόν ανάπτυξη των υλικών που χρησιμοποιούνται στα αεροσκάφη μας μπορεί πλέον με μεγαλύτερη ευκολία και ταχύτητα να εξυπηρετήσει τις ανθρώπινες ανάγκες για διερεύνηση του διαστήματος και του σύμπαντος.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. A. P. MOURITZ,
Introduction to aerospace materials, Woodhead Publishing,
Oxford Cambridge Philadelphia New Delhi, 2012
2. <https://www.thyssenkrupp-materials.co.uk/aircraft-grade-aluminum>
3. <https://indmetal.com/latest-materials-used-for-aircraft-manufacturing/>
4. https://aviationweek.com/sites/default/files/styles/crop_freeform/public/gallery_images/3-Aircraft-Fuel-Tanks.jpg?itok=hor-QzQJ
5. <https://www.aircraftdocking.com/media/1583/under-cowl-4.jpg?mode=pad&width=800&height=500&bgcolor=dedede&rnd=131395765420000000>
6. I. INAGAKI, T. TAKECHE, Y. SHIRAI, N. ARIYASU,
Nippon steel & sumitomo metal technical report No. 106,
July2014
7. G. F. TITTERTON,
Aircraft Materials and Processes, Fifth edition, Himalayan Books,
New Delhi, 1968
8. R. SOHEL, F. RAUL,
Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering
Processing, Properties and Applications, Woodhead Publishing,
Duxford,2016

9. M. MRAZOVA,
Advanced composite materials of the future in the aerospace industry, The Air Transport Department Univerzita 1, 010 26 Zilina, Slovak Republic, 2013

10. J. RUSSELL, W. HUGH,
Carbon Fibre Polymer Matrix Structural Composites, NLR Emmeloord, the Netherlands, 2017

11. C. MUTHKUMAR, S. KRISHNASAMY, S. M. KUMAR THIAGAMANI, J. SANGILIMUTHUKUMAR, S. SIENGCHIN, R. NAGARAJAN,
Encyclopedia of Materials: Plastics and Polymers, Elsevier Publisher, 2022

12. S. EMAMI,
Development of Probabilistic Models for Long Term Reliability of Sandwich Composites in Saline Freeze/Thaw Environment for Civil Engineering Applications, Thesis for: PhD Materials Engineering, University of Dayton, Ohio, 2017

13. M. M. FINCKENOR,
NASA, Marshall Space Flight Center, Document ID: 20160013391, Alabama, August 2018

14. NASA, SpaceX,
SpaceX CRS-6 Mission, Cargo Resupply Services Mission, 2015

15. <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>

16. <https://www.google.com/url?sa=i&url=https%3A%2F%2Fwww.te>

slarati.com%2Fspacex-crew-dragon-falcon-9-nearly-astronaut-ready%2F&psig=AOvVaw3srjrsO6faMQDloMtYDVaX&ust=1678796474007000&source=images&cd=vfe&ved=0CBAQjRxqFwoTCPDM1q_y2POCFQAAAAAdAAAAABAE

17. <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=12034>
18. <https://www.dupont.com/brands/kevlar.html>
19. <https://www.aerospace-technology.com/projects/international-space-station/>
20. https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2001/ast14mar_1
21. https://en.wikipedia.org/wiki/Manufacturing_of_the_International_Space_Station
22. https://www.nasa.gov/pdf/179225main_ISS_Poster_Back.pdf
23. <https://www.hawaiiimagazine.com/hawaiis-mauna-kea-gets-worlds-largest-optical-telescope/>
24. <https://webb.nasa.gov/content/observatory/ote/mirrors/index.html>
25. https://www.youtube.com/watch?v=XIUjCbfmW18&t=8s&ab_channel=Cosmoknowledge
26. <https://webb.nasa.gov/content/observatory/sunshield.html>
27. <https://jwst.nasa.gov/content/observatory/ote/backplane.html>

28. <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=57483b4d782940faaf12964a1821fb61>
29. <https://goproto.com/wp-content/uploads/2018/09/cnc-AL6061-T6-GoProto.pdf>
30. <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=96d768abc51e4157a1b8f95856c49028>
31. <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=09c63ea8e10e4eea8398256801bb8514&n=1>
32. <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d>
33. <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=mtp641>
34. <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=0626279b487341b386352fae80ba0574&n=1>
35. <https://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=mta814>
36. <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=2b36f072631e4703bd3b9c95adf62c3e>
37. https://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=193434cf42e343fab880e1dabdb143ba
38. <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=8b>

[43d8b59e4140b88ef666336ba7371a](https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=8570d3599b5e439391f3c1602e31d0bd)

39. <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=8570d3599b5e439391f3c1602e31d0bd>
40. J. KANG, S. AL-SABAH, T. ROGER ,
Effect of Single – Walled Carbon Nanotubes on Strength
Properties of Cement Composites, University College Dublin, 2020
41. Z. LIN, X. GUI, QIMING GAN, W. CHEN, X. CHENG, M. LIU, Y. ZHU,
Y. YANG, A. C. Z. TANG,
In – Situ Welding Carbon Nanotubes into a Porous Solid with
Super-High Compressive Strength and Fatigue Resistance,
Scientific Reports, Article Number: 11336, 2015
42. U. KUMAR, A. MAJUMDAR, V.K HIREMATH,
Properties of Aluminum – Lithium Alloy – A new Aerospace Alloy,
International Journal of Engineering & Technology Research, 2015
43. <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=ed50a3a07706450590669cedc7784150&ckck=1>
44. M. ZIYA, OKUR, S. KANGAL, M. TANOGLU,
Development of Aluminum Honeycomb Cored Carbon Fibre
Reinforced Polymer Composite Based Sandwich Structure, Izmir
Institute of Technology, Turkey, 2018
45. A. ALI, K. ABDAN, Z. S. RADEEF, S.M. SAPUAN,
Development of Anti – Ballistic Board from Ramie Fiber, Article,
Published by Taylor & Francis, 2011
46. [https://www.slm-
solutions.com/fileadmin/Content/Powder/MDS/MDS_Fe-](https://www.slm-solutions.com/fileadmin/Content/Powder/MDS/MDS_Fe-)

[Alloy Invar36 0219 EN.pdf](#)

47. <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=7646>
48. https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/products/ei-transformation/documents/EI-10142_Kapton-Summary-of-Properties.pdf
49. E. GROSSMAN, I. GOUZMAN,
Space environment effects on polymers in low earth orbit,
Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B 208,
2003, (48-57).
50. M. M. FINCKENOR, K. K. DE GROH,
International Space Station (ISS) Research's Guide, Published by
the NASA ISS Program Science Office, 2015