

ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ ΚΑΙ  
ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ



**ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΝΕΟΥ ΜΗ-ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ  
ΚΑΘΕΤΗΣ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗΣ-ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗΣ**

Διατριβή που υπεβλήθη για την μερική ικανοποίηση των απαιτήσεων για την  
απόκτηση Μεταπτυχιακού Διπλώματος Ειδίκευσης

ΥΠΟ

**ΣΠΑΝΟΥΔΑΚΗ ΠΟΛΥΧΡΟΝΗ**

**ΧΑΝΙΑ, ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2003**

**© Copyright υπό Σπανουδάκη Πολυχρόνη  
Έτος 2003**

Η διατριβή του ΣΠΑΝΟΥΔΑΚΗ ΠΟΛΥΧΡΟΝΗ, εγκρίνεται

ΤΣΟΥΡΒΕΛΟΥΔΗΣ ΝΙΚΟΛΑΟΣ

ΒΑΛΑΒΑΝΗΣ ΚΙΜΩΝ

ΝΙΚΟΛΟΣ ΙΩΑΝΝΗΣ

## ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Κατά την διάρκεια της συγγραφής αυτής της εργασίας, υπήρξαν αρκετοί άνθρωποι οι οποίοι συνέβαλλαν στην ολοκλήρωση της, ο καθένας με το δικό του τρόπο. Θεωρώ απαραίτητο λοιπόν να αφιερώσω μερικές γραμμές σε αυτούς, για να τους ευχαριστήσω ξεχωριστά.

Καταρχήν θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα μου, Επίκουρο Καθηγητή κ. Νίκο Τσουρβελούδη, για την καθοδήγηση του καθ' όλη την διάρκεια της εργασίας και την ουσιαστική συμβολή του στη διαμόρφωση αυτής, με τις σκέψεις, παρατηρήσεις και διορθώσεις του σε κάθε προβληματισμό μου.

Επίσης τον Καθηγητή κ. Κίμων Βαλαβάνη, για τις συμβουλές του και την καθοδήγηση του στην διαμόρφωση καλύτερου τρόπου αντιμετώπισης των προβλημάτων και την οριοθέτηση υψηλότερων στόχων.

Τον Λέκτορα κ. Ιωάννη Νικολό, για την συνεχή βοήθεια σε οποιαδήποτε χρονική στιγμή του ζητήθηκε και τις πολύτιμες παρατηρήσεις του.

Τον Λευτέρη Δοϊτσίδη υποψήφιο διδάκτορα του τμήματος Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης, για την πολύ σημαντική βοήθεια του και την άψογη καθημερινή συνεργασία του.

Επίσης τον Μιχάλη Κοντίτση, μεταπτυχιακό φοιτητή του τμήματος Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης, για την καθημερινή του συμπαράσταση και συνεργασία.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους γονείς μου, γιατί στέκονται πάντα δίπλα μου και η βοήθεια και στήριξη τους είναι ανεκτίμητη. Η εργασία αυτή είναι αφιερωμένη σε αυτούς.

# ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΣΥΝΤΟΜΟ ΒΙΟΓΡΑΦΙΚΟ .....	2
ΠΕΡΙΛΗΨΗ .....	3

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 ΣΚΟΠΟΣ .....	4
1.2 ΔΙΑΤΥΠΩΣΗ ΤΟΥ ΠΡΟΒΛΗΜΑΤΟΣ .....	4
1.3 ΕΠΙΣΤΗΜΟΝΙΚΗ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ .....	4
1.4 ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ .....	5
1.5 ΔΟΜΗ ΤΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ .....	5

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: ΕΡΕΥΝΑ ΑΓΟΡΑΣ

2.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ- ΓΕΝΙΚΑ .....	7
2.2 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΤΗΣ ΑΓΟΡΑΣ .....	8
2.2.1 Γενικές Πληροφορίες .....	8
2.2.2 Χώρες Παραγωγής .....	8
2.2.3 Εταιρίες Κατασκευής .....	9
2.2.4 Οι Χρήσεις των VTOL .....	10
2.2.5 Στάδια Ανάπτυξης .....	15
2.2.6 Τιμές και Πωλήσεις των VTOL .....	15
2.3 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ .....	15
2.3.1 Τύποι Προώθησης .....	16
2.3.2 Ωφέλιμο Φορτίο .....	18
2.3.3 Ταχύτητα Πτήσης .....	19
2.3.4 Επιχειρησιακή Οροφή .....	19
2.3.5 Διάρκεια Πτήσης .....	21
2.3.6 Ακτίνα Επικοινωνίας .....	21
2.4 ΙΣΧΥΣ ΚΑΙ ΤΥΠΟΙ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ .....	22
2.5 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ .....	25

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΩΝ ΤΜΗΜΑΤΩΝ ΤΩΝ VTOL ΟΧΗΜΑΤΩΝ

3.1 ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΜΗΜΑΤΩΝ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ .....	28
3.1.1 Κυρίως Στροφέιο (Main Rotor) .....	29
3.1.2 Κινητήρας .....	30
3.1.3 Κεντρικό σύστημα μετάδοσης κίνησης .....	31
3.1.4 Άξονας Μετάδοσης Κίνησης .....	31
3.1.5 Κυρίως Πλαίσιο .....	31
3.1.6 Ουραίο Πλαίσιο .....	31
3.1.7 Πίσω Άξονας Μετάδοσης Κίνησης .....	31
3.1.8 Ουραίο Κιβώτιο Μετάδοσης Κίνησης .....	32
3.1.9 Στροφέιο Ουραίου Τμήματος .....	32
3.2 ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ .....	33
3.3 ΔΙΑΤΑΞΗ ΠΡΟΣΕΔΑΦΙΣΗΣ .....	35
3.4 ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ .....	35

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: ΠΡΟΔΙΑΓΡΑΦΕΣ

4.1 ΓΕΝΙΚΑ .....	39
4.2 ΆΤΡΑΚΤΟΣ .....	40
4.3 ΩΦΕΛΙΜΟ ΦΟΡΤΙΟ ΚΑΙ ΒΑΡΟΣ ΟΧΗΜΑΤΟΣ .....	40

4.4 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ .....	40
4.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ .....	41
4.6 ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ .....	41

## **ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: ΣΧΕΔΙΑΣΗ**

5.1 ΓΕΝΙΚΑ .....	42
5.2 ΜΟΡΦΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ .....	42
5.3 ΠΛΑΙΣΙΟ .....	43
5.3.1 Κυρίως Πλαίσιο: .....	43
5.3.2 Ουραίο Πλαίσιο: .....	44
5.3.3 Υλικό Κατασκευής του Πλαισίου: .....	45
5.3.4 Κραδασμοί .....	46
5.4 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ .....	47
5.4.1 Κραδασμοί του Κινητήρα: .....	47
5.4.2 Ψύξη του Κινητήρα: .....	48
5.5 ΚΙΒΩΤΙΟ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ .....	49
5.6 ΚΥΡΙΩΣ ΣΤΡΟΦΕΙΟ .....	49
5.6.1 Ανάλυση της Πτέρυγας: .....	51
5.6.2 Ταχύτητα της Άκρης της Πτέρυγας Κυρίως Στροφείου .....	53
5.7 ΟΥΡΑΙΟ ΣΤΡΟΦΕΙΟ .....	54
5.7.1 Ταχύτητα της Άκρης της Πτέρυγας .....	55
5.7.2 Ανάλυση της Πτέρυγας .....	55
5.7.3 Ιδιαιτερότητες του ουραίου στροφείου .....	55
5.8 ΔΟΧΕΙΟ ΚΑΥΣΙΜΟΥ .....	56
5.9 ΚΑΛΥΜΜΑ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ .....	57
5.10 ΚΕΝΤΡΟ ΒΑΡΟΥΣ (KB) .....	59

## **ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΤΩΝ ΕΠΙΔΟΣΕΩΝ**

6.1 ΓΕΝΙΚΑ .....	61
6.2 ΑΠΩΛΕΙΕΣ ΙΣΧΥΟΣ .....	61
6.3 ΑΠΑΙΤΟΥΜΕΝΗ ΙΣΧΥΣ .....	62
6.3.1 Ισχύς Κυρίως Στροφείου .....	62
6.3.2 Ισχύς Ουραίου Στροφείου .....	64
6.3.3 Συνολική Διαθέσιμη ισχύς .....	64
6.4 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ ΣΕ ΑΙΩΡΗΣΗ ΚΑΙ ΚΑΘΕΤΗ ΠΤΗΣΗ .....	65
Ταχύτητα Αναρρίχησης .....	67
6.5 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ ΣΕ ΟΡΙΖΟΝΤΙΑ ΠΤΗΣΗ .....	67
6.5.1 Μέγιστη Ταχύτητα Πτήσης .....	68
6.5.2 Επιχειρησιακή Οροφή .....	68
6.5.3 Διάρκεια πτήσης .....	69
6.6 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΚΕΝΤΡΟΥ ΒΑΡΟΥΣ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ .....	70

## **ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΝΤΟΧΗΣ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ**

7.1 ΓΕΝΙΚΑ .....	72
7.2 ΚΑΝΟΝΙΣΜΟΙ ΓΙΑ ΤΗΝ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ ΤΩΝ VTOL .....	73
7.3 ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ ΕΛΕΓΧΟΥ .....	74
7.4 ΘΕΩΡΗΤΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ .....	75
7.4.1 Η Μέθοδος των Πεπερασμένων Στοιχείων .....	75
7.4.2 Θεωρίες Αστοχίας .....	77
7.5 ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ .....	79
7.5.1 Δημιουργία του Πλέγματος .....	79
7.5.2 Επιλογή Στοιχείων .....	80

7.5.3 Επιλογή Υλικού .....	80
7.5.4 Αστοχία .....	82
7.5.5 Αρχική Ταχύτητα - Επιτάχυνση και Ύψος Πτώσης .....	83
7.5.6 Επιφάνεια Πρόσκρουσης .....	83
7.6 ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΤΟΥ ΠΛΑΙΣΙΟΥ .....	83
7.6.1 Αρχικό Σχέδιο.....	83
7.6.2 Δεύτερη Σχεδίαση του Πλαισίου.....	93
7.6.3 Τρίτη σχεδίαση του πλαισίου .....	100
7.6.4 Τέταρτη σχεδίαση του πλαισίου .....	105
7.7 ΤΕΛΙΚΗ ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ.....	111

## **ΚΕΦΑΛΑΙΟ 8: ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ - ΠΑΡΑΤΗΡΗΣΕΙΣ**

8.1 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ .....	114
8.2 ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΕΣ ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ .....	114

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ .....	118
«ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΙΚΑ ΣΧΕΔΙΑ» .....	118

## **ΣΥΝΤΟΜΟ ΒΙΟΓΡΑΦΙΚΟ**

Ο Πολυχρόνης Σπανουδάκης, του Στυλιανού και της Ελένης, γεννήθηκε την 28<sup>η</sup> Ιουνίου 1977 στα Χανιά της Κρήτης, όπου και μεγάλωσε. Φοίτησε στο 3<sup>ο</sup> Γενικό Λύκειο Χανίων απ' όπου και αποφοίτησε το 1995. Το 1996 εισήχθη στη σχολή Μηχανολόγων και Αεροναυπηγών Μηχανικών του Πανεπιστημίου Πατρών και αποφοίτησε απ' αυτήν το 2001, με βαθμό 7,26. Τον Σεπτέμβριο του 2001, έγινε δεκτός στο μεταπτυχιακό πρόγραμμα σπουδών του τμήματος Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης του Πολυτεχνείου Κρήτης. Με την εργασία αυτή ολοκληρώνει αυτόν τον κύκλο σπουδών του.



## ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η εργασία αυτή έχει ως σκοπό τον σχεδιασμό ενός πρωτότυπου μη επανδρωμένου οχήματος κάθετης απογείωσης-προσγείωσης. Για τη σχεδίαση αρχικά πραγματοποιείται ολοκληρωμένη έρευνα αγοράς στην οποία προσδιορίζονται όλα τα οχήματα αυτού του τύπου ανά τον κόσμο καθώς και οι χρήσεις για τις οποίες προορίζονται. Η έρευνα αυτή χρησιμοποιείται ως βάση πληροφοριών για την εξαγωγή των αρχικών προδιαγραφών του οχήματος. Μελετώντας δηλαδή τα βασικά χαρακτηριστικά των υπόλοιπων οχημάτων και λαμβάνοντας υπόψη την κάλυψη των σημαντικότερων επιχειρησιακών αναγκών, επιλέγονται τα επιχειρησιακά χαρακτηριστικά του. Με βάση τις επιλογές αυτές, πραγματοποιείται η σχεδίαση του οχήματος με τη βοήθεια εξειδικευμένου σχεδιαστικού πακέτου, και παρουσιάζονται τα σχέδια των βασικών τμημάτων της κατασκευής σε τρισδιάστατη απεικόνιση. Από αυτά προκύπτει και η τελική μορφή του οχήματος. Στο επόμενο στάδιο πραγματοποιούνται οι απαραίτητοι υπολογισμοί/έλεγχοι από τους οποίους προκύπτουν τα επιχειρησιακά χαρακτηριστικά του οχήματος με βάση το σχεδιασμό, τα οποία συγκρίνονται με τις αρχικές προδιαγραφές. Τέλος, γίνεται ανάλυση των φορτίσεων/τάσεων που δέχεται η κατασκευή και ειδικότερα το πλαίσιο, σε διάφορα σενάρια καταπόνησης με τη μέθοδο των Πεπερασμένων Στοιχείων και επανασχεδιάζονται τα τμήματα που παρουσιάζουν ατέλειες. Πιστοποιείται έτσι η ορθότητα των επιλογών της σχεδίασης και ολοκληρώνεται η σχεδίαση του οχήματος.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: ΕΙΣΑΓΩΓΗ

## 1.1 ΣΚΟΠΟΣ

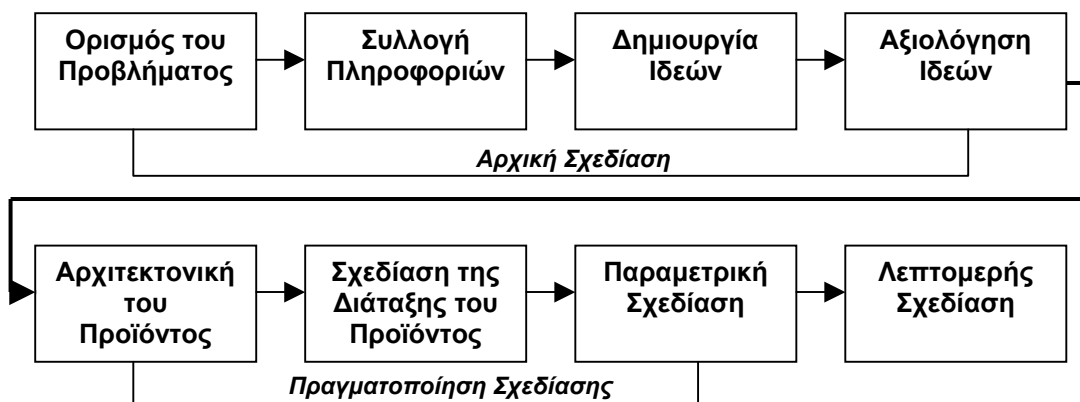
Κυρίως σκοπός της παρούσας εργασίας είναι η προκαταρκτική σχεδίαση ενός νέου μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος κάθετης απογείωσης και προσγείωσης. Στόχος της σχεδίασης είναι να οριστούν όλα τα τεχνικά χαρακτηριστικά του οχήματος και να ελεγχθεί η αντοχή της προτεινόμενης σχεδίασης, ώστε να είναι δυνατή η μετάβαση στο επόμενο στάδιο ανάπτυξης του προϊόντος, που είναι η κατασκευή.

## 1.2 ΔΙΑΤΥΠΩΣΗ ΤΟΥ ΠΡΟΒΛΗΜΑΤΟΣ

Για την σχεδίαση ενός τέτοιου οχήματος, απαιτείται η ικανοποίηση μίας σειράς περιορισμών που αφορούν την σωστή λειτουργία του. Οι περιορισμοί αυτοί ορίζονται από τις συνθήκες ασφάλειας κατά τη χρήση του οχήματος και έχουν άμεση επίδραση σε όλες τις κατασκευαστικές λεπτομέρειες της σχεδίασης. Το πλαίσιο (σασί) του οχήματος δέχεται όλες τις φορτίσεις κατά την πτήση, προσγείωση, απογείωση αλλά και πτώση. Αποτελεί λοιπόν σημαντικό στοιχείο για την ασφαλή λειτουργία του οχήματος. Έτσι η διατύπωση του προβλήματος διαμορφώνεται με την ακόλουθη πρόταση: “Να σχεδιαστεί ένα νέο μη επανδρωμένο εναέριο όχημα κάθετης απογείωσης και προσγείωσης και να ελεγχθεί η σχεδίαση του πλαισίου του ώστε να πιστοποιηθεί η ορθότητα του σχεδιασμού”. Ο έλεγχος της αντοχής θα γίνει με χρήση εξειδικευμένου λογισμικού ανάλυσης πεπερασμένων στοιχείων.

## 1.3 ΕΠΙΣΤΗΜΟΝΙΚΗ ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ

Για την επίλυση του προβλήματος ακολουθήθηκε συγκεκριμένη μεθοδολογία ανάπτυξης νέου προϊόντος και με βάση αυτήν ορίστηκαν τα βήματα της σχεδίασης [1]. Τα στάδια αυτά παρουσιάζονται στην Εικόνα 1.1.



Εικόνα 1.1. Στάδια ανάπτυξης νέου προϊόντος.

Η εργασία καλύπτει όλη την φάση της αρχικής σχεδίασης προϊόντος, όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 1.1.

Ο Ορισμός του Προβλήματος αποτελεί τον οδηγό της μελέτης και συνοψίζεται σε όσα αναφέρονται στην παράγραφο 1.2 αυτού του κεφαλαίου.

Η Συλλογή Πληροφοριών είναι πολύ σημαντικό κομμάτι της ανάπτυξης, καθώς μέσα από αυτήν στοιχειοθετείται η υπάρχουσα τεχνολογία, που χρησιμοποιείται από τον ανταγωνισμό, προσδιορίζονται τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα των υπάρχοντων προϊόντων και εντοπίζεται η κατάσταση της αγοράς. Για το λόγο αυτό στην παρούσα μελέτη έγινε εκτενής έρευνα αγοράς, η οποία και δημοσιεύτηκε σε περιοδικά και συνέδρια [37, 38] ανάλογου επιστημονικού ενδιαφέροντος, καθώς δεν είχε πραγματοποιηθεί ξανά παγκόσμια έρευνα για την εξειδικευμένη κατηγορία των Μη Επανδρωμένων Εναέριων Οχημάτων Κάθετης Από/Προσγείωσης.

Στη φάση της Δημιουργίας Ιδεών, πραγματοποιείται η εξαγωγή ιδεών για την σχεδίαση του οχήματος και στη συνέχεια αξιολογούνται όλες οι προτάσεις με βάση τις απαιτήσεις που προκύπτουν και από τα στοιχεία της έρευνας αγοράς. Λόγω της φύσης του προϊόντος, κατά την αξιολόγηση είναι απαραίτητος ο έλεγχος της αντοχής της προτεινόμενης σχεδίασης. Για το λόγο αυτό πραγματοποιούνται δοκιμές προσομοίωσης πρόσκρουσης της προτεινόμενης σχεδίασης, σύμφωνα με διεθνείς κανονισμούς ασφαλείας. Οι προσομοιώσεις πραγματοποιούνται με τη βοήθεια ειδικού λογισμικού σε υπολογιστή. Για την πραγματοποίησή τους, λήφθηκαν υπόψη ανάλογες εργασίες από τη διεθνή βιβλιογραφία [23, 24, 25, 26, 27, 28, 29].

Τα επόμενα στάδια της Εικόνας 1.1, δηλαδή αυτά που περιλαμβάνονται στην Πραγματοποίηση Σχεδίασης, υλοποιούνται κατά την δημιουργία του πρωτοτύπου του προϊόντος.

Τέλος στο Λεπτομερή Σχεδιασμό, καθορίζεται η γεωμετρία του προϊόντος, με όλες τις διαστάσεις, τα υλικά και τις ανοχές όλων των εξαρτημάτων του προϊόντος. Για τα εξαρτήματα, τα οποία δεν υπάρχουν στο εμπόριο, αναπτύσσεται ένα πλάνο παραγωγής τους.

Σε όλη την διάρκεια ανάπτυξης του νέου προϊόντος χρησιμοποιήθηκε ειδικό λογισμικό σχεδίασης σε ηλεκτρονικό υπολογιστή καθώς και εξειδικευμένο λογισμικό ανάλυσης πεπερασμένων στοιχείων για τον έλεγχο της αντοχής του πλαισίου του οχήματος σε συνθήκες πτώσης από ορισμένο ύψος. Με βάση τα αποτελέσματα των πειραμάτων πτώσης πιστοποιήθηκε η ασφάλεια λειτουργίας της κατασκευής, κάτω από συγκεκριμένες συνθήκες καταπόνησης.

## 1.4 ΠΕΡΙΛΗΨΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ

Το προτεινόμενο σχέδιο του πλαισίου του οχήματος υπεβλήθη σε συγκεκριμένες συνθήκες καταπόνησης, επανασχεδιάστηκε ώστε να βελτιωθούν οι αντοχές του και να κυμαίνονται σε επιτρεπτά επίπεδα και επαναλήφθηκαν ξανά πειράματα καταπόνησης, ώσπου πιστοποιήθηκε η σωστή ανταπόκριση του. Τελικά προέκυψε ένα πλαίσιο ικανό να αντεπεξέλθει στις συνθήκες λειτουργίας του οχήματος.

## 1.5 ΔΟΜΗ ΤΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Η εργασία είναι οργανωμένη με τον ακόλουθο τρόπο:

Στο κεφάλαιο 2 πραγματοποιείται έρευνα αγοράς ώστε να συλλεχθούν πληροφορίες για τα τεχνολογικά χαρακτηριστικά των VTOL που βρίσκονται σε κατάσταση ανάπτυξης και παραγωγής ανά τον κόσμο, καθώς και για την ανάπτυξη της αγοράς των οχημάτων αυτών, ώστε να διαπιστωθεί αν αποτελεί κατάλληλο χώρο επένδυσης. Ως VTOL (Vertical Take-Off and Landing) θα αναφέρονται για συντομία τα μη επανδρωμένα οχήματα κάθετης από/ προσγείωσης.

Στο κεφάλαιο 3, αναλύονται τα δομικά στοιχεία των οχημάτων αυτών.

Στο κεφάλαιο 4, προσδιορίζονται οι προδιαγραφές των τεχνικών χαρακτηριστικών του οχήματος σύμφωνα και με τα δεδομένα της έρευνας αγοράς.

Στο κεφάλαιο 5, παρουσιάζεται η προκαταρκτική σχεδίαση του οχήματος και εξηγούνται οι επιλογές συγκεκριμένων τεχνικών και τεχνολογικών χαρακτηριστικών αυτού.

Στο κεφάλαιο 6 υπολογίζονται οι επιδόσεις του οχήματος και προσδιορίζεται το κέντρο βάρους του.

Στο κεφάλαιο 7 γίνεται έλεγχος της αντοχής του πλαισίου που προτάθηκε στην προκαταρκτική σχεδίαση, παρουσίαση των αποτελεσμάτων και επανασχεδίαση αυτού με γνώμονα την ασφάλεια της κατασκευής. Τέλος, παρουσιάζεται η τελική σχεδίαση του οχήματος με τρισδιάστατες απεικονίσεις του μοντέλου.

Στο κεφάλαιο 8, παρουσιάζονται τα συμπεράσματα που προκύπτουν από την εργασία αυτή καθώς και οι μελλοντικές της.

Τέλος παρατίθεται η χρησιμοποιούμενη βιβλιογραφία της εργασίας αυτής.

Στο Παράρτημα «Κατασκευαστικά Σχέδια», δίνονται λεπτομερή σχέδια του οχήματος και των επιμέρους τμημάτων του.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: ΕΡΕΥΝΑ ΑΓΟΡΑΣ

## 2.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ- ΓΕΝΙΚΑ

Η αγορά των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (**Unmanned Aerial Vehicles**) αποτελεί ένα δυναμικά εξελισσόμενο τομέα της αεροπορικής βιομηχανίας. Η προσπάθεια μείωσης του κόστους των προσφερόμενων υπηρεσιών καθώς και η δυνατότητα εξάλειψης του κινδύνου για ανθρώπινες ζωές (δεν υπάρχουν πιλότοι) έδωσαν ώθηση στην ανάπτυξη της βιομηχανίας των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων.

Τα VTOL αποτελούν μία ειδική κατηγορία των UAV [2], σχεδιασμένα για χρήση σε εξειδικευμένες αποστολές, εξαιτίας της δυνατότητας τους να μπορούν να προσγειωθούν και να απογειωθούν σε περιορισμένες περιοχές όπως είναι το κατάστρωμα ενός πλοίου καθώς και της ικανότητας να σταθεροποιούνται πάνω από συγκεκριμένες περιοχές ενδιαφέροντος, αποτελώντας ιδανικές πλατφόρμες για επιτήρηση και αναγνώριση στόχων.

Στο κεφάλαιο αυτό μελετάται η παρούσα κατάσταση της αγοράς των VTOL μέσα από δύο βασικά σημεία: τα χαρακτηριστικά της αγοράς και τα τεχνικά χαρακτηριστικά των VTOL. Τα χαρακτηριστικά της αγοράς αποκαλύπτουν στοιχεία σχετικά με τις ηγετικές γεωγραφικές περιοχές στην παραγωγή των VTOL και τα χαρακτηριστικά των εταιριών κατασκευής. Τα τεχνικά χαρακτηριστικά οδηγούν στις πιθανές χρήσεις των VTOL και το εύρος αυτών. Καθώς η αγορά των VTOL χρειάζεται να ωριμάσει ακόμα από την άποψη των προδιαγραφών και των τεχνικών χαρακτηριστικών, ένα μεγάλο ποσοστό των υπαρχόντων VTOL οχημάτων είναι υπό ανάπτυξη, κάτι που γίνεται φανερό στη συνέχεια της παρούσης έρευνας αγοράς.

Η αποτίμηση των τεχνικών χαρακτηριστικών περιλαμβάνει συγκεκριμένες τεχνολογίες, που χρησιμοποιούνται στην επιλογή της προώθησης, των κινητήρων, των επιδόσεων, όπως το ωφέλιμο φορτίο, η μέγιστη ταχύτητα, η οροφή πτήσης, η διάρκεια πτήσης και η ακτίνα δράσης. Οι χρησιμοποιούμενες τεχνολογίες προσδιορίζουν επίσης κάποιους περιορισμούς πτήσης, προσφέροντας πολύτιμη βοήθεια για μελλοντικούς σχεδιασμούς οχημάτων.

Τα δεδομένα έχουν συλλεχθεί από ειδικούς καταλόγους [3], περιοδικά και από το διαδίκτυο. Εβδομήντα τρία οχήματα VTOL βρέθηκαν συνολικά. Όμως, λαμβάνοντας υπόψη την βασική χρήση των οχημάτων αυτών σε στρατιωτικές εφαρμογές, ίσως υπάρχουν επιπλέον οχήματα μη προσβάσιμα στο ευρύ κοινό, εξαιτίας συμφωνιών εχεμύθειας μεταξύ των κατασκευαστριών εταιριών και του στρατού. Όταν κάτι τέτοιο συμβαίνει, τα μη διαθέσιμα στοιχεία εμφανίζονται ως «άγνωστα» στα αντίστοιχα γραφήματα. Τα 73 οχήματα που βρέθηκαν και μελετούνται, παρατίθενται στο τέλος του κεφαλαίου.

Στην ανάπτυξη της αγοράς των UAVs περιοριστικό ρόλο παίζουν:

- i. Η έλλειψη κανόνων για την χρήση του εναέριου χώρου από UAVs. Υπάρχει σε εξέλιξη μια κοινή προσπάθεια Ευρωπαϊκών και Αμερικανικών φορέων για την θέσπιση κανόνων, οι οποίοι θα διέπουν την χρήση των UAVs.
- ii. Η διαφοροποίηση των απαιτήσεων των πιθανών πελατών για τον ίδιο τύπο UAV. Αυτό περιορίζει την μαζική παραγωγή συγκεκριμένου

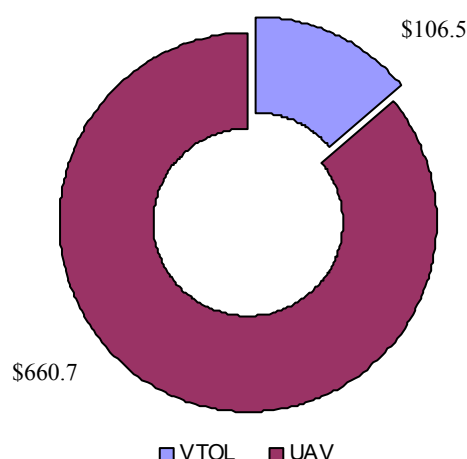
τύπου οχήματος, αφού κάθε φορά προσαρμόζεται το UAV στις ανάγκες του πελάτη.

## 2.2 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΤΗΣ ΑΓΟΡΑΣ

Τα χαρακτηριστικά της αγοράς συνοψίζονται με βάση της χώρες παραγωγής, τις χρήσεις των VTOL, τα χαρακτηριστικά των κατασκευαστριών εταιριών, την κατάσταση της ανάπτυξης των VTOL και τις πωλήσεις και το εύρος των τιμών τους.

### 2.2.1 Γενικές Πληροφορίες

Το 1997 τα συνολικά έσοδα της παγκόσμιας αγοράς των UAV, συμπεριλαμβανομένων και των VTOL, έφτασαν τα 2,27 δισεκατομμύρια δολάρια [6], 9,5% περισσότερο από τον προηγούμενο χρόνο. Παρότι η ζήτηση για VTOL οχήματα ήταν τότε περιορισμένη, η έντονη ερευνητική δραστηριότητα των τελευταίων έξι χρόνων, οδήγησε σε εμπορικά προϊόντα και αυξημένο μερίδιο αγοράς. Αυτό αντικατοπτρίζεται και στο Διάγραμμα 2.1, όπου φαίνεται η συνολική ερευνητική χρηματοδότηση που δόθηκε το έτος 2000 από το Υπουργείο Άμυνας των Η.Π.Α. [4], όπου το 15% αυτής χρησιμοποιήθηκε για την σχεδίαση VTOL οχημάτων.

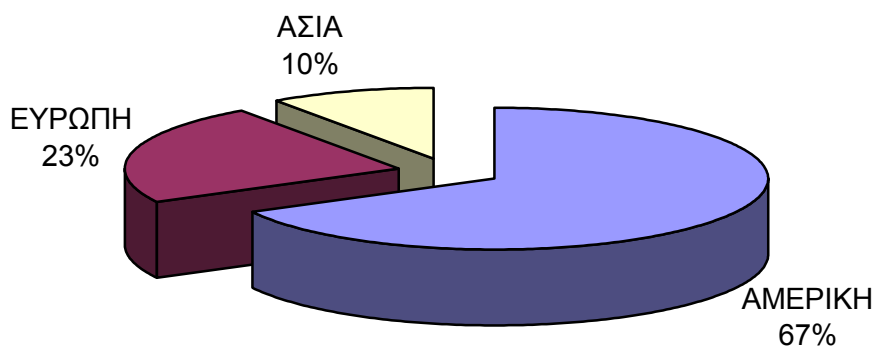


Διάγραμμα 2.1. Συνολική ερευνητική χρηματοδότηση για μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα στις Η.Π.Α (Σε εκατομμύρια δολάρια)

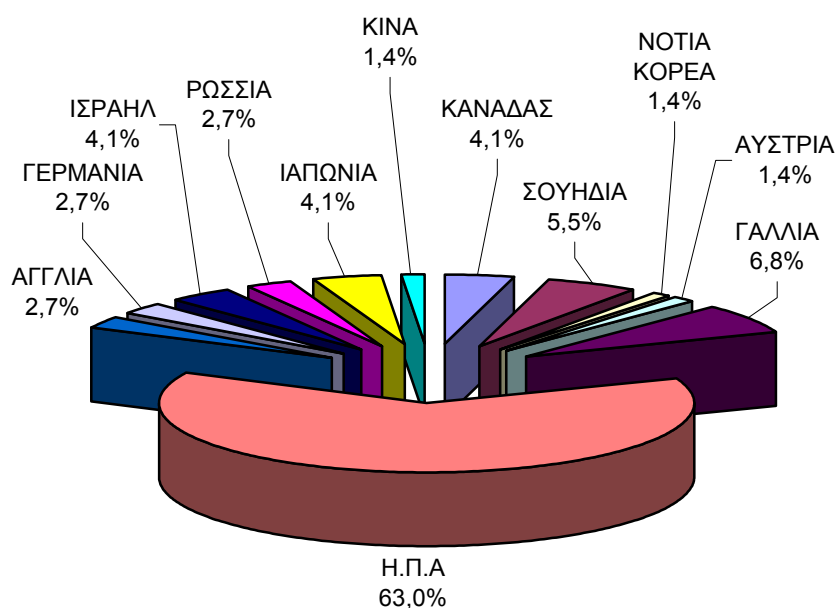
### 2.2.2 Χώρες Παραγωγής

Όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 2.2, η Αμερικανική ήπειρος συγκεντρώνει το 67% όλων των VTOL που αναπτύσσονται παγκοσμίως, ενώ η Ευρώπη και η Ασία συμπληρώνουν το υπόλοιπο 23% και 10% αντίστοιχα.

Τα περισσότερα VTOL οχήματα που κατασκευάζονται στην Αμερικανική ήπειρο προκύπτουν από τις Η.Π.Α. Μόνο η Ηνωμένες Πολιτείες κατασκευάζουν το 63% του συνολικού αριθμού των οχημάτων παγκοσμίως, όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 2.3. Τα περισσότερα από αυτά αναπτύσσονται για στρατιωτικές χρήσεις, εξηγώντας το επίπεδο της χρηματοδότησης που παρουσιάστηκε στο Διάγραμμα 2.1.



Διάγραμμα 2.2. Κατασκευαστές VTOL ανά ήπειρο.



Διάγραμμα 2.3. Ποσοστά των μοντέλων VTOL που κατασκευάζονται ανά τον κόσμο.

### 2.2.3 Εταιρίες Κατασκευής

Με βάση τα δεδομένα που συλλέχθηκαν, βρέθηκε ότι 53 κατασκευαστές αναπτύσσουν οχήματα VTOL. Ανάμεσα τους βρίσκονται μεγάλες αεροδιαστημικές βιομηχανίες αλλά και μικρότερες εταιρίες. Υπάρχουν επίσης ερευνητικά κέντρα (κυρίως στρατιωτικές ερευνητικές μονάδες) και πανεπιστήμια, όπως φαίνεται στον Πίνακα 2.1, τα οποία αναπτύσσουν έξι μοντέλα VTOL, που αποτελεί το 11% των κατασκευαστριών εταιριών.

Μοντέλο	Ερευνητικά Κέντρα
FLYRT	NAVAL RESEARCH LABORATORY
High Point	NAVAL RESEARCH LABORATORY
Hummingbird	NAVAL SURFACE WARFARE CENTER
Pidgeon	ARMY RESEARCH LAB
Sender	NAVAL RESEARCH LABORATORY
WZ-1	NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Πίνακας 2.1. Ερευνητικά κέντρα ανάπτυξης VTOL.

Οι κατασκευαστές χρησιμοποιούν διαφορετικές τεχνολογίες και στρατηγικές παραγωγής, σύμφωνα με το επιθυμητό εύρος χρήσεων του οχήματος. Παρατηρήθηκε ότι παρότι μπορεί να χρησιμοποιείται το ίδιο πλαίσιο, διαφορετικοί κινητήρες, διαστάσεις στροφείων και ηλεκτρονικός εξοπλισμός τοποθετούνται για την δημιουργία νέων μοντέλων, ώστε να καλύπτεται μεγαλύτερη βάση πελατών. Οι 10 από τις 53 εταιρίες (19%) ακολουθούν αυτή τη στρατηγική.

## 2.2.4 Οι Χρήσεις των VTOL

Οι χρήσεις των οχημάτων κάθετης απο-προσγείωσης δύναται να χωριστούν σε δύο μεγάλες κατηγορίες. Στις χρήσεις που σχετίζονται με **πολιτικές** εφαρμογές και σε αυτές που σχετίζονται με **στρατιωτικές** εφαρμογές.

### A. Πολιτικές εφαρμογές

Ένα παράδειγμα εμπορικά επιτυχημένου μοντέλου για πολιτικές εφαρμογές είναι το Yamaha R-50 και η εξέλιξη του το RMAX. Το μοντέλο αυτό έτυχε θερμής υποδοχής στην Ιαπωνική αγορά [39]. Η πορεία του συγκεκριμένου προϊόντος αποτελεί καλό παράδειγμα εφαρμογής της τεχνολογίας των VTOL για μη στρατιωτικές εφαρμογές.

Οι πολιτικές χρήσεις των VTOLs μέχρι και σήμερα είναι δύο. Είναι οι εφαρμογές που σχετίζονται με

- 1) παρακολούθηση, έλεγχο, και
- 2) γεωργία.

Τα ποσοστά που αντιστοιχούν στα οχήματα της αγοράς που μπορούν να καλύψουν κάθε μία κατηγορία χρήσης, παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 2.4.

#### 1) Παρακολούθηση

Τα VTOLs μπορούν να εξοπλιστούν με πλειάδα εξαρτημάτων που τα καθιστούν ιδανικά για παρακολούθηση. Τέτοια εξαρτήματα είναι κάμερες, υπέρυθρες ή μή, μικρόφωνα κλπ. Στην κατηγορία παρακολούθησης εντάσσονται και διάφορες επιστημονικές μελέτες όπως είναι για παράδειγμα η συλλογή μετεωρολογικών δεδομένων. Για την κατηγορία των επιστημονικών μελετών απαιτείται εξειδικευμένος εξοπλισμός. Στη συνέχεια αναφέρονται εφαρμογές που είτε χρησιμοποιούν είτε έχει προταθεί η χρήση VTOL.





Διάγραμμα 2.4. Ποσοστά πολιτικών χρήσεων των VTOL της έρευνας αγοράς.

#### **α) Παρακολούθηση αγωγών.**

Τα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν για παρακολούθηση αγωγών πετρελαίου ή φυσικού αερίου. Το μήκος των αγωγών και οι περιοχές από τις οποίες διέρχονται καθιστά την παρακολούθηση τους δύσκολη. Με την βοήθεια των VTOLs μπορεί να γίνει εποπτικός έλεγχος και ενδεχομένως και επιχειρήσεις φύλαξης τους από διάφορους κινδύνους. Η μικρή ταχύτητα καθώς και η δυνατότητα να υπερίπτανται δίχως να κινούνται, καθιστούν τα VTOL ιδανικά για την επιτήρηση αγωγών.

#### **β) Επιτήρηση γραμμών μεταφοράς ηλεκτρικού.**

Ανάλογη χρήση με την χρήση επιτήρησης αγωγών είναι και η επιτήρηση γραμμών μεταφοράς ηλεκτρικού ρεύματος. Οι γραμμές μεταφοράς ηλεκτρικού ρεύματος είναι ευαίσθητος τομέας για την ασφάλεια και την ομαλή λειτουργία της κοινωνικής και παραγωγικής διαδικασίας της χώρας. Το μεγάλο μέγεθος του δικτύου καθιστά δύσκολη την αστυνόμευση με παραδοσιακές μεθόδους (ομάδες περιφρούρησης). Το πρόβλημα μπορεί να αντιμετωπιστεί με την βοήθεια των VTOLs, που μπορούν να επιτηρήσουν μεγάλες περιοχές δίχως να χρειάζονται την βοήθεια επίγειων δυνάμεων.

#### **γ) Αστυνόμευση.**

Μεγάλες είναι οι δυνατότητες χρήσεις των VTOLs σε ρόλο αστυνόμευσης. Ήδη η αστυνομία στην χώρα μας, αλλά και σε άλλες χώρες κάνει χρήση επανδρωμένων ελικοπτέρων. Σε πολλές περιπτώσεις, η χρήση τέτοιων ελικοπτέρων μπορεί να αντικατασταθεί από VTOLs. Οι δυνητικές χρήσεις και εδώ είναι πολλές. Ως παράδειγμα αναφέρεται η επιτήρηση αυτοκινητοδρόμων και η παρακολούθηση συγκεντρωμένου πλήθους. Σημαντικό ρόλο μπορούν να παίξουν τα VTOLs και στην επικείμενη Ολυμπιάδα της Αθήνας, καθώς οι ανάγκες αστυνόμευσης θα είναι ιδιαίτερα αυξημένες.

#### **δ) Μέσα μαζικής ενημέρωσης.**

Τα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν από τα ΜΜΕ για την κάλυψη γεγονότων όπου η χρήση ομάδας ανθρώπων είναι δύσκολη ή εγκυμονεί κινδύνους (τρομοκρατικές ενέργειες, διαδηλώσεις, φυσικές καταστροφές κλπ). Το μικρό κόστος τους σε σχέση με τα επανδρωμένα ελικόπτερα, καθώς και η ευκολία στην ανάπτυξη τους στον χώρο όπου συμβαίνουν τα διάφορα γεγονότα τα καθιστούν ιδανικές πλατφόρμες για την εφαρμογή αυτή.

#### **ε) Επιτήρηση συνόρων.**

Η χώρα μας έχει εκτεταμένα χερσαία και θαλάσσια σύνορα τα οποία είναι πολύ δύσκολο να επιτηρηθούν. Το ολοένα και αυξανόμενο κύμα λαθρομεταναστών καθιστά την συστηματική επιτήρηση των συνόρων αναγκαία. Τα VTOLs μπορούν να δώσουν λύσεις στον τομέα αυτό καθώς μπορούν να επιτηρήσουν δύσβατες περιοχές και εκτεταμένους θαλάσσιους χώρους, δεδομένου ότι έχουν την δυνατότητα να απογειώνονται και να προσγειώνονται σε πλοία.

#### **στ) Αποστολές διάσωσης.**

Τα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν και σε αποστολές έρευνας και διάσωσης ως επικουρικά σκάφη για την ανεύρεση ναυαγών, χαμένων ανθρώπων σε δύσβατες περιοχές κ.λ.π.

#### **ζ) Έρευνα για πετρέλαιο και φυσικό αέριο.**

Κατάλληλα εξοπλισμένα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε μελέτες για την ανεύρεση πετρελαίου και φυσικού αερίου.

#### **η) Πυροπροστασία.**

Είναι δυνατή η χρήση VTOLs για επικουρικό ρόλο στην πυροπροστασία. Έχουν την δυνατότητα να περιπολούν σε δασικές ή καλλιεργήσιμες εκτάσεις και εξοπλισμένα κατάλληλα (με Κάμερες Υπερύθρων), να ανιχνεύουν εστίες πυρκαγιάς. Η εφαρμογή αυτή, μπορεί να φανεί ιδιαίτερα χρήσιμη στην χώρα μας ειδικά τους καλοκαιρινούς μήνες. Με την βοήθεια κατάλληλου εξοπλισμού, μπορούν να βοηθήσουν στον συντονισμό του έργου κατάσβεσης.

#### **θ) Αλιεία.**

Μελετάται η χρήση VTOLs στην αλιεία. Μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να ανιχνεύουν μεγάλα κοπάδια ψαριών και να καθοδηγούν τα αλιευτικά σκάφη σε αυτά.

#### **ι) Χρήση σε τοπογραφικές εφαρμογές.**

Είναι δυνατή η χρήση σε τοπογραφικές εφαρμογές. Χαρακτηριστική περίπτωση τέτοιας χρήσης είναι το εθνικό κτηματολόγιο, για το οποίο μπορούν να συλλέξουν δεδομένα με αεροφωτογραφίες και άλλους τρόπους.

#### **κ) Χρήση σε παρατήρηση φυσικών καταστροφών.**

Έχει γίνει χρήση των VTOLs για παρακολούθηση φυσικών καταστροφών. Τα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να μελετηθούν φαινόμενα όπως είναι εκρήξεις ηφαιστείων, σεισμοί, ασυνήθιστα μετεωρολογικά φαινόμενα κ.α.

## 2) Εφαρμογές στην γεωργία

Κατάλληλα κατασκευασμένα VTOLs μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε αποστολές αεροψεκασμού καθώς και σε άλλες γεωργικές εργασίες. Η συγκεκριμένη χρήση έχει βρει μεγάλη εφαρμογή στην Ιαπωνία [5] όπου τα VTOL της Yamaha χρησιμοποιούνται ευρύτατα όπως αναφέρθηκε προηγουμένως.



Εικόνα 1: Το Yamaha R-Max σε γεωργικές χρήσεις.

## Β. Στρατιωτικές εφαρμογές

Οι στρατιωτικές χρήσεις των VTOLs μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε χρήσεις που σχετίζονται με *αναγνώριση και επιτήρηση, επιχειρησιακές χρήσεις* και ως *μη επανδρωμένοι στόχοι*. Τα ποσοστά που αναλογούν στα οχήματα της έρευνας αγοράς, τα οποία προορίζονται για κάθε κατηγορία χρήσης, παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 2.5.

### 1) Αναγνώριση και επιτήρηση

Η κύρια χρήση των VTOLs είναι η αναγνώριση και η επιτήρηση. Όλα σχεδόν τα οχήματα χρησιμοποιούνται στον τομέα της αναγνώρισης και επιτήρησης. Ο τομέας αυτός έχει μια πληθώρα επιμέρους εφαρμογών, όπως αναλύεται στη συνέχεια.

#### α) Στόχευση από απόσταση.

Είναι δυνατή η χρήση τους για την καθοδήγηση οπλικών συστημάτων από απόσταση. Οι χρήστες των VTOLs μπορούν να σκοπεύουν δίχως οι ίδιοι να κινδυνεύουν.



Διάγραμμα 2.5. Οι κυριότερες στρατιωτικές χρήσεις των VTOL της έρευνας.

### **β) Απεικόνιση του πεδίου μάχης.**

Με χρήση κατάλληλων εξαρτημάτων, μπορούν τα VTOLs να στείλουν μια σαφή εικόνα του πεδίου μάχης στο κέντρο επιχειρήσεων.

### **γ) Έρευνα για νάρκες.**

Με χρήση κατάλληλων εξαρτημάτων, μπορούν τα VTOLs να χρησιμοποιηθούν για έρευνα ναρκοθετημένων περιοχών.

### **δ) Ανίχνευση ελεύθερων σκοπευτών στο πεδίο της μάχης.**

Με την βοήθεια του κατάλληλου εξοπλισμού, τα VTOLs μπορούν να πετάξουν σε δύσκολες περιοχές και να εντοπίσουν ελεύθερους σκοπευτές.

### **ε) Ανίχνευση χημικών, πυρηνικών και βιολογικών όπλων.**

Με την βοήθεια κατάλληλων αισθητήρων είναι δυνατή η εξέταση περιοχών έτσι ώστε να διαπιστωθεί αν υπάρχει κίνδυνος από χημικά ή βιολογικά όπλα. Ακόμα μπορούν να πραγματοποιηθούν μετρήσεις ραδιενέργειας.

## **2) Πολεμικές και βοηθητικές χρήσεις**

Κατάλληλα εξοπλισμένα VTOLs μπορούν να αντικαταστήσουν τα επανδρωμένα ελικόπτερα στο πεδίο της μάχης. Οι χρήσεις τους μπορεί να είναι σε καθαρά πολεμικό ρόλο ή ακόμα και σε ρόλο μεταφοράς εφοδίων. Μελετάται ήδη από πολλούς κατασκευαστές η χρήση οπλικών συστημάτων πάνω σε μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα.

## **3) Στόχοι**

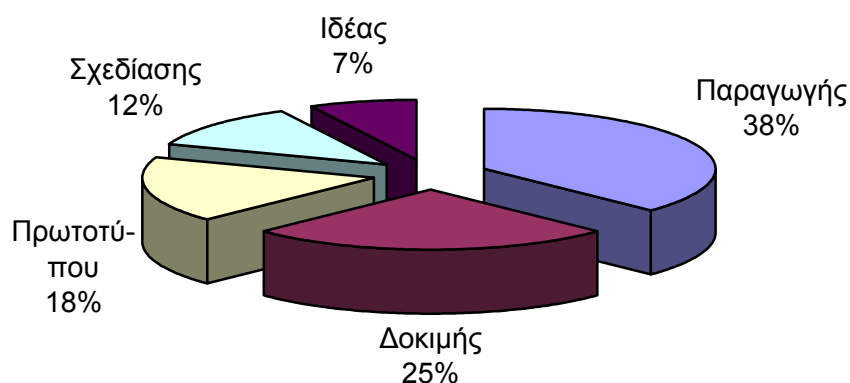
Είναι δυνατή η χρήση VTOLs ως στόχων παραπλάνησης. Από την έρευνα που έγινε, τα VTOL που καλύπτουν αυτή την χρήση είναι ελάχιστα, αλλά προβλέπεται ότι στο μέλλον θα αναδειχθεί η χρήση τους.

## 2.2.5 Στάδια Ανάπτυξης

Τα στάδια ανάπτυξης των VTOL έχουν κατηγοριοποιηθεί σε:

- 1)Στάδιο Ιδέας
- 2)Στάδιο Σχεδίασης
- 3)Στάδιο Πρωτοτύπου
- 4)Στάδιο Δοκιμής, και
- 5)Στάδιο Παραγωγής

Στο Διάγραμμα 2.6 παρουσιάζονται τα ποσοστά των οχημάτων που αντιστοιχούν σε κάθε στάδιο.



Διάγραμμα 2.6. Ποσοστά των VTOL ανά στάδιο ανάπτυξης

## 2.2.6 Τιμές και Πωλήσεις των VTOL

Στοιχεία αναφορικά με τις πωλήσεις και τις τιμές των VTOL δίνονται βασικά από κατασκευαστές οχημάτων που προορίζονται για πολιτικές χρήσεις.

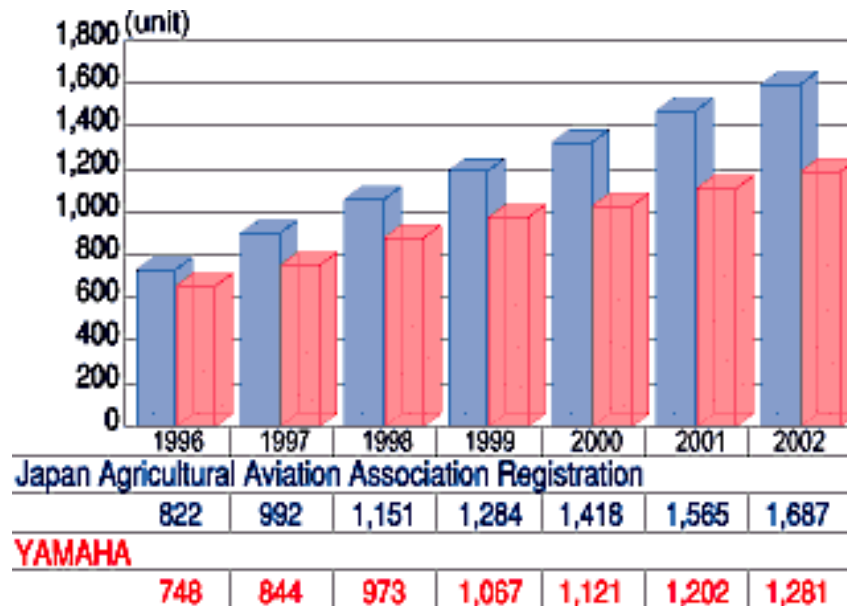
Οι τιμές των VTOL εξαρτώνται βασικά από τις επιδόσεις τους και τις χρήσεις που μπορούν να καλύψουν. Σύμφωνα με πληροφορίες που συλλέχθηκαν από το διαδίκτυο [6], το εύρος τιμών για ένα όχημα, κυμαίνεται μεταξύ 25.000 με 350.000 δολάρια. Πολλές φορές όμως οι εταιρίες διαθέτουν τα προϊόντα τους ως ένα πλήρες σύστημα, περιλαμβάνοντας και ένα επίγειο σταθμό ελέγχου. Στις περιπτώσεις αυτές οι τιμές κυμαίνονται μεταξύ 250.000 με 1.000.000 δολάρια.

Το μόνο όχημα για το οποίο βρέθηκαν στοιχεία για τις πωλήσεις που έχει επιτύχει μέχρι στιγμής είναι το YAMAHA R-Max. Το Διάγραμμα 2.7 παρουσιάζει τον αριθμό των πιστοποιημένων χρηστών στην Ιαπωνία για το όχημα αυτό [7].

## 2.3 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ

Οι τεχνολογία που χρησιμοποιείται στα VTOL οχήματα ακολουθεί την εξέλιξη των επανδρωμένων ελικοπτήρων. Τα δεδομένα που συλλέχθηκαν αφορούν τεχνικά χαρακτηριστικά τους σχετικά με τον τύπο προώθησης, το ωφέλιμο φορτίο, την

μέγιστη ταχύτητα, την επιχειρησιακή οροφή, την διάρκεια πτήσης, την ακτίνα δράσης και την ισχύ των κινητήρων. Σε πολλές περιπτώσεις υπάρχει περιορισμένη διαθεσιμότητα στα δεδομένα αυτά καθώς οι κατασκευαστές δεν τα δημοσιοποιούν λόγω ανταγωνιστικών ή εμπιστευτικών θεμάτων. Στις περιπτώσεις αυτές, η απουσία δεδομένων για κάποιο όχημα εμφανίζεται στα διαγράμματα ως «άγνωστο».

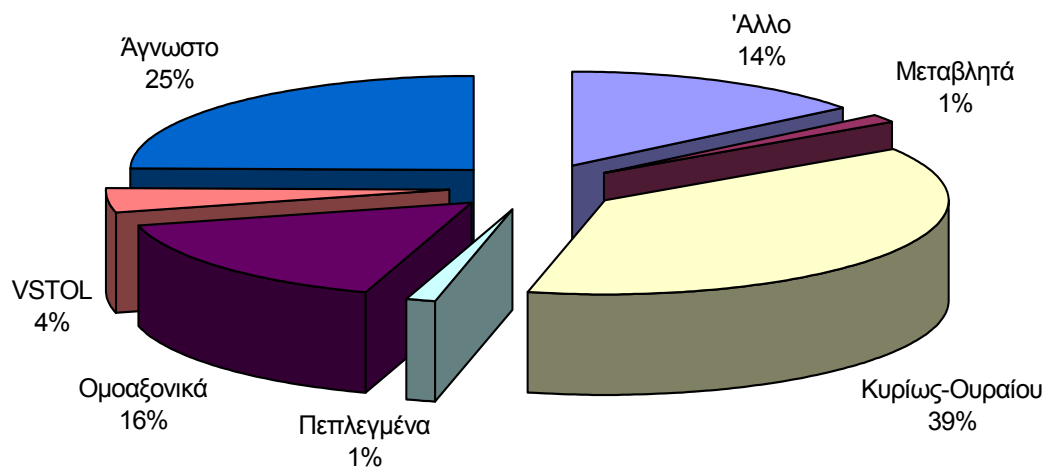


Διάγραμμα 2.7. Πιστοποιήσεις ελικοπτέρων στην Ιαπωνία.

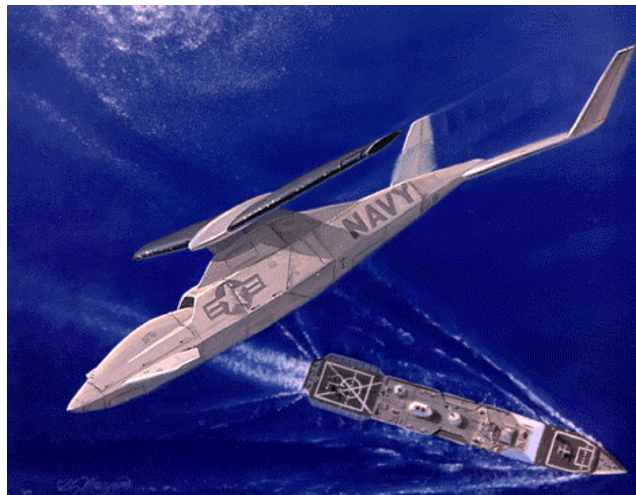
### 2.3.1 Τύποι Προώθησης

Η δύναμη πρόωσης σε ένα όχημα VTOL μπορεί να γίνει με διάφορες διατάξεις στροφείων όπως είναι η διάταξη κυρίως στροφείου, η ομοαξονική, η πεπλεγμένη, η μεταβλητή και η σύντομης κάθετης από/προσγείωσης που διεθνώς συμβολίζεται ως VSTOL (Vertical Short Take Off and Land). Οι διατάξεις αυτές χρησιμοποιούν περιστρεφόμενα πτερύγια για την δημιουργία της απαιτούμενης δύναμης πρόωσης. Υπάρχουν όμως και άλλες διατάξεις που χρησιμοποιούν αεριοστροβίλους, εσωτερικά περιστρεφόμενους ανεμιστήρες ή άλλες τεχνολογίες όπως αυτή που αναπτύσσεται για το μοντέλο Dragonfly, από την Boeing. Οι περιπτώσεις αυτές σχηματίζουν μία ειδική κατηγορία, που εμφανίζεται ως “Άλλο” στα διαγράμματα. Στο Διάγραμμα 2.8 παρουσιάζονται διατάξεις προώθησης που χρησιμοποιούνται από τα VTOL οχήματα της έρευνας αγοράς. Όπως φαίνεται, η διάταξη κυρίως-ουραίου στροφείου είναι η πιο συνηθισμένη, συγκεντρώνοντας το 39%, και ακολουθεί η ομοαξονική διάταξη με 16%.

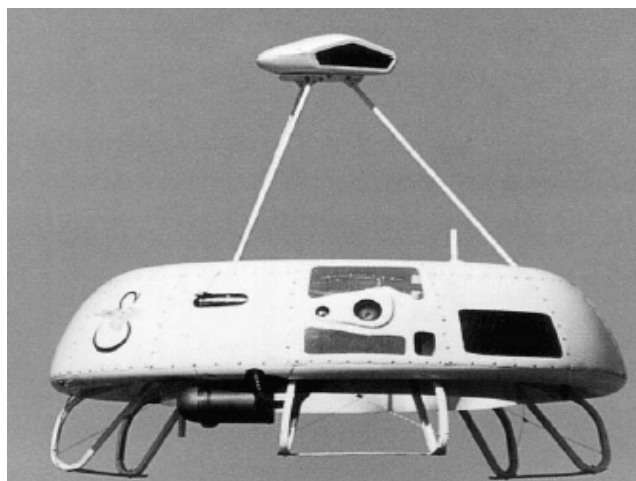
Χαρακτηριστικά παραδείγματα οχημάτων που ανήκουν σε κάθε κατηγορία είναι τα Dragonfly και Cypher (Εικόνες 2 και 3) της κατηγορίας “Άλλο”, το CL-427 των ομοαξονικών (Εικόνα 4) και το Eagle Eye (Εικόνα 5) της κατηγορίας των μεταβλητής γεωμετρίας στροφείων.



Διάγραμμα 2.8. Τα ποσοστά των χρησιμοποιούμενων τύπων πρόωσης των VTOL.



Εικόνα 2. Το μοντέλο Dragonfly.



Εικόνα 3. Το μοντέλο Cypher.





Εικόνα 4. Το μοντέλο CL-427.

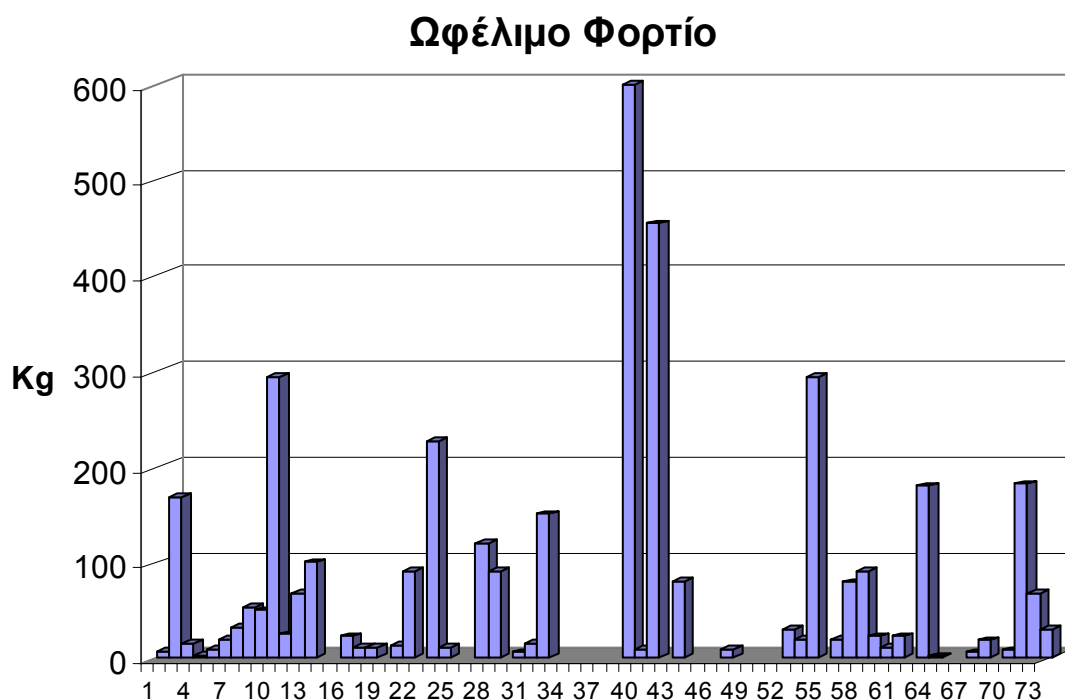


Εικόνα 5. Το μοντέλο Eagle Eye.

### 2.3.2 Ωφέλιμο Φορτίο

Το ωφέλιμο φορτίο υποδεικνύει το βάρος του ειδικού εξοπλισμού που μπορεί να μεταφερθεί από το όχημα κατά τη διάρκεια μίας αποστολής. Τα περισσότερα VTOL οχήματα έχουν δυνατότητα μεταφοράς ωφέλιμου φορτίου κάτω των 100 kg, και μόνο δύο πάνω από 300 kg, σχηματίζοντας μία ειδική κατηγορία που μπορεί να αναλάβει ειδικού τύπου αποστολές. Πιο συγκεκριμένα, 15 οχήματα μπορούν να μεταφέρουν πάνω από 80 kg εξοπλισμού (32%), το ίδιο ποσοστό με αυτά που το φορτίο τους κυμαίνεται μεταξύ 20 και 79 kg, αφήνοντας τα υπόλοιπα 17 οχήματα που μεταφέρουν μεταξύ 0 και 19 kg, σε ποσοστό ίσο με 36% του συνόλου. Ο μέσος όρος του ωφέλιμου φορτίου φτάνει τα 82 kg, λαμβάνοντας υπόψη και το όχημα iFF-4 (αριθμός 39, Πίνακας 2), και τα 70 kg χωρίς το όχημα αυτό, το οποίο αποτελεί μία ιδέα κατασκευής με μεγάλες προσδοκίες. Στο Διάγραμμα 2.9 παρουσιάζεται το ωφέλιμο φορτίο των 47 από τα 74 οχήματα καθώς για τα υπόλοιπα δεν βρέθηκαν διαθέσιμες πληροφορίες. Ο αριθμός στον Χ-άξονα αντιστοιχεί στον αριθμό του οχήματος βάση του Πίνακα 2.2 που βρίσκεται στο τέλος του κεφαλαίου.





Διάγραμμα 2.9. Το ωφέλιμο φορτίο των VTOL οχημάτων.

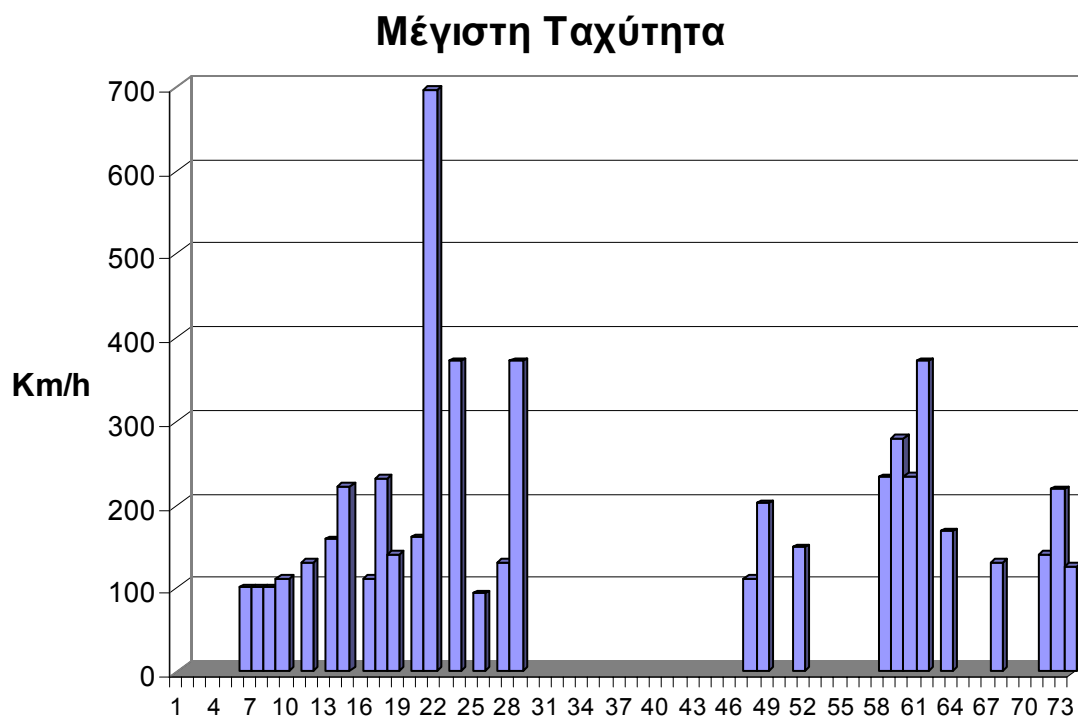
### 2.3.3 Ταχύτητα Πτήσης

Στο Διάγραμμα 2.10 δίνονται οι μέγιστες ταχύτητες 28 οχημάτων. Καθώς πολλά από τα οχήματα αυτά βρίσκονται ακόμα σε αρχικά στάδια παραγωγής, τα μεγέθη που δίνονται από τους κατασκευαστές αντικατοπτρίζουν βασικά τις επιθυμητές τιμές αυτών. Για το 61% των οχημάτων δεν βρέθηκαν πληροφορίες σχετικά με αυτό το τεχνικό χαρακτηριστικό, ποσοστό αρκετά μεγάλο. Παρόλα αυτά όμως, το Διάγραμμα 2.10 δείχνει ότι τα περισσότερα οχήματα φτάνουν ταχύτητες μεταξύ 100 με 200 Km/h. Και σε αυτήν την περίπτωση, ο οριζόντιος άξονας αντιστοιχεί στην αρίθμηση των οχημάτων βάση του Πίνακα 2.

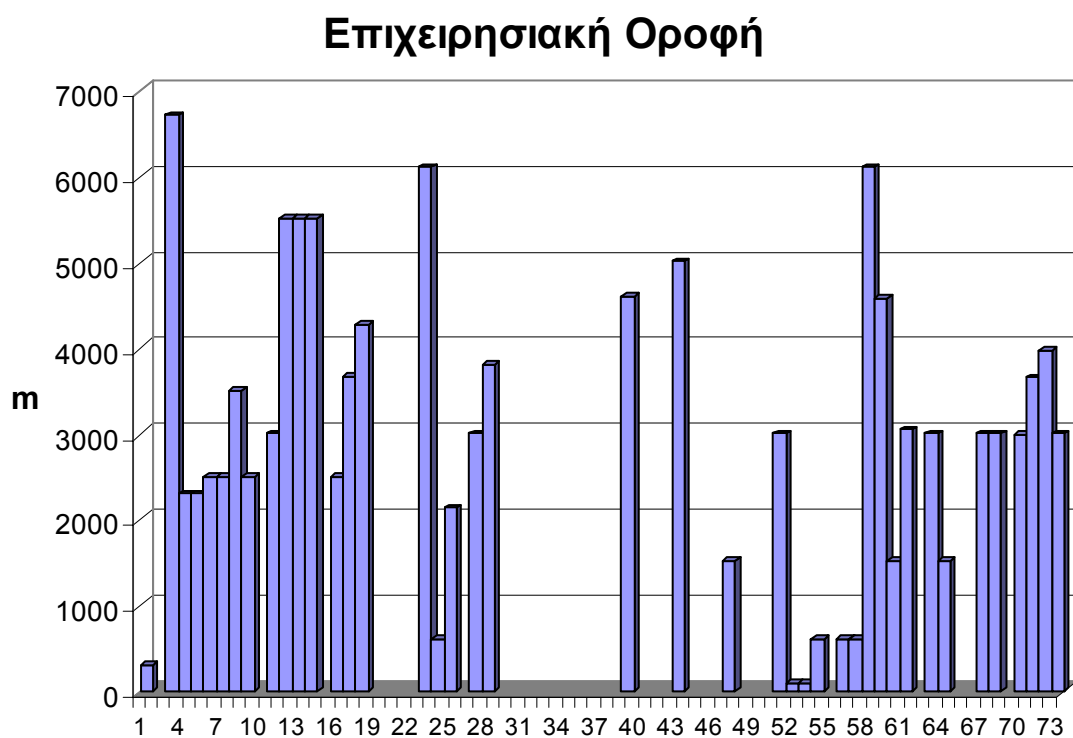
Σύμφωνα με μελέτες [3] για την μελλοντική χρήση των αυτόνομων εναέριων οχημάτων –συμπεριλαμβανομένων και των VTOL- εκτιμάται να αντικαταστήσουν τα επανδρωμένα εναέρια οχήματα ειδικά στα πεδία μαχών. Για να επιτευχθεί αυτό, αναγκαία εξέλιξη είναι η επίτευξη υψηλών ταχυτήτων πτήσης.

### 2.3.4 Επιχειρησιακή Οροφή

Το μέγιστο ύψος πτήσης που μπορούν να φτάσουν τα VTOL δίνεται στο Διάγραμμα 2.11. Κυμαίνεται μεταξύ 300 και 6700 μέτρα, με μέσο όρο τα 3017 m. Ο οριζόντιος άξονας είναι όπως αναφέρθηκε προηγουμένως.



Διάγραμμα 2.10. Μέγιστη ταχύτητα πτήσης ανά όχημα.



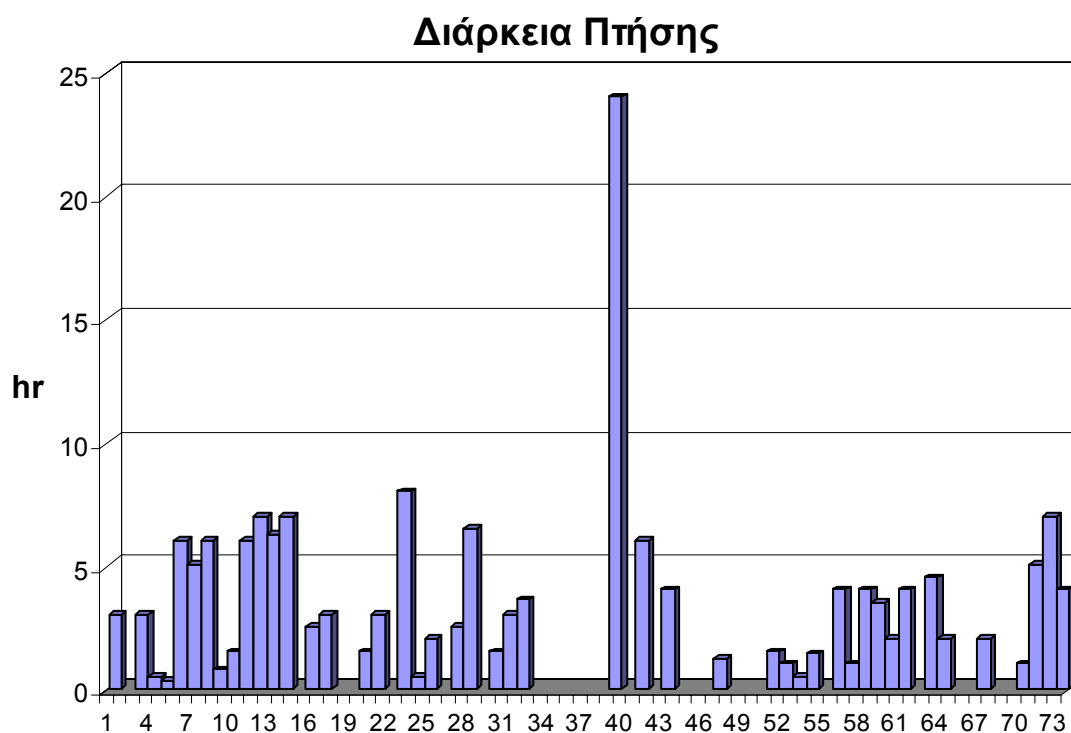
Διάγραμμα 2.11. Επιχειρησιακή οροφή ανά όχημα.

### 2.3.5 Διάρκεια Πτήσης

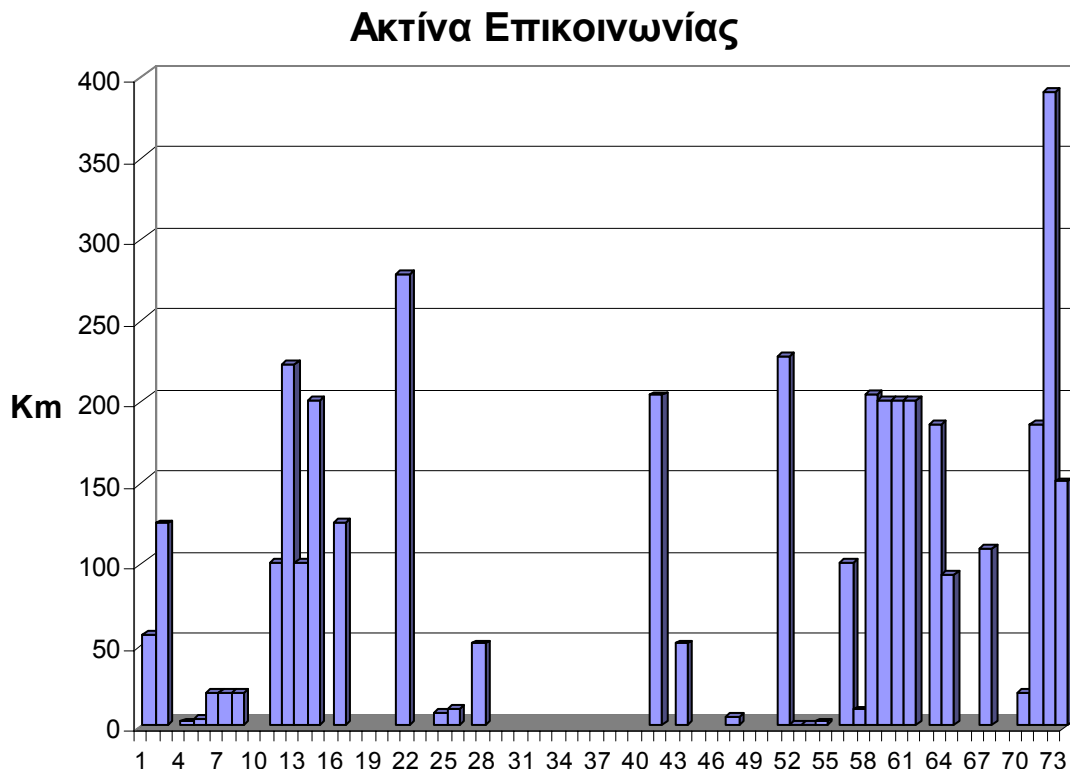
Στο Διάγραμμα 2.12 δίνεται η διάρκεια πτήσης των οχημάτων. Ο μέσος όρος βρίσκεται στις 3,67 ώρες. Από το διάγραμμα φαίνεται ότι σε μία μόνο περίπτωση, το υπό σχεδιασμό iFF-4 όχημα ξεχωρίζει, με προδιαγραφή να φτάσει σε πάνω από 24 ώρες πτήσης. Εξαιρώντας το συγκεκριμένο όχημα ο μέσος όρος πέφτει στις 3,19 ώρες. Η τιμή αυτή είναι πιο αντιπροσωπευτική για την ικανότητα των VTOL. Η προδιαγραφή του iFF-4, δεν υποδεικνύει μία τάση για τόσο ραγδαία αύξηση της διάρκειας πτήσης των VTOL.

### 2.3.6 Ακτίνα Επικοινωνίας

Η ακτίνα επικοινωνίας ουσιαστικά αναφέρεται στην ακτίνα δράσης του οχήματος. Εξαρτάται βασικά από τον ηλεκτρονικό εξοπλισμό του οχήματος και του επίγειου σταθμού ελέγχου. Η πλειοψηφία των VTOL διαθέτουν ακτίνα επικοινωνίας πάνω από 100 Km, όπως παρουσιάζεται στο Διάγραμμα 2.13. Βασική επίδραση στην τιμή της ακτίνα δράσης, εκτός από την ακτίνα επικοινωνίας, έχει και η διάρκεια πτήσης του οχήματος.



Διάγραμμα 2.12. Διάρκεια πτήσης ανά όχημα.



Διάγραμμα 2.13. Η ακτίνα επικοινωνίας ανά όχημα.

## 2.4 ΙΣΧΥΣ ΚΑΙ ΤΥΠΟΙ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ

Ο κινητήρας αποτελεί το πιο σημαντικό τμήμα της κατασκευής ενός VTOL. Είναι το στοιχείο εκείνο που επηρεάζει όλα τα επιχειρησιακά χαρακτηριστικά του και ταυτόχρονα αποτελεί το πιο ακριβό τμήμα της κατασκευής. Το κόστος αγοράς ή κατασκευής ενός κινητήρα είναι αυτό που απασχολεί κάθε εταιρία στην παραγωγή ενός τέτοιου οχήματος.

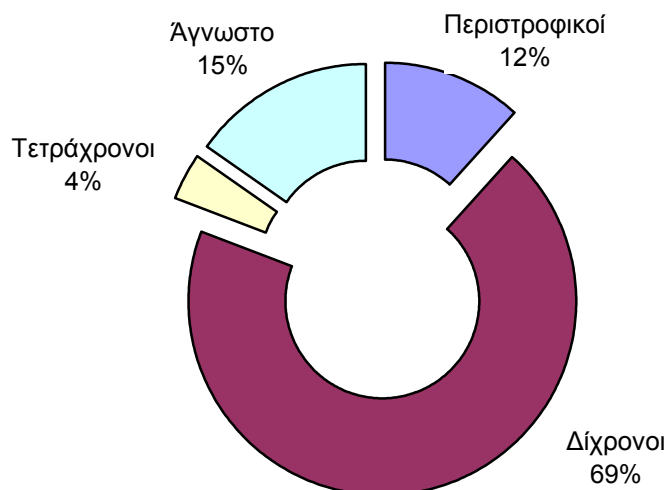
Διάφοροι τύποι κινητήρων χρησιμοποιούνται στα οχήματα αυτά. Οι κινητήρες μπορούν να κατηγοριοποιηθούν αρχικά σε Εμβολοφόρες Μηχανές Εσωτερικής Καύσης, σε στροβιλομηχανές και ηλεκτροκινητήρες. Στις εμβολοφόρες μηχανές εσωτερικής καύσης κατατάσσονται οι δίχρονοι, τετράχρονοι και περιστροφικοί κινητήρες (Wankel) ενώ οι στροβιλομηχανές διαχωρίζονται σε στροβιλοελικοφόρους (turboshaft), στροβιλοαντιδραστήρες (turbojet) και turbofan.

Από την έρευνα αγοράς προέκυψε ότι η πλειοψηφία των οχημάτων χρησιμοποιεί εμβολοφόρες MEK σε ποσοστό 65%, μόνο ένα 5% χρησιμοποιεί ηλεκτροκινητήρες και το υπόλοιπο 30% βασίζεται σε στροβιλομηχανές μεγάλης ισχύος (Διάγραμμα 2.14). Η προτίμηση αυτή σε τέτοιου είδους κινητήρες οφείλεται κατά κύριο λόγο στο κόστος αγοράς τους καθώς αποτελούν μία ιδιαίτερα ακριβή επιλογή. Συνάμα, η ισχύς των εμβολοφόρων κινητήρων MEK καλύπτει τις ανάγκες των οχημάτων, προσφέροντας μεγάλη γκάμα επιλογών -σε μικρές ιπποδυνάμεις- στους κατασκευαστές. Συγκεκριμένα, οι χρησιμοποιούμενες εμβολοφόρες MEK έχουν ένα εύρος τιμών ισχύος από 4 έως 115 ίππους εν αντίθεση με τις στροβιλομηχανές, που κυμαίνονται από 100 έως 420 ίππους. Οι μεγάλες ιπποδυνάμεις των τελευταίων, περιορίζουν τη χρήση τους σε οχήματα με κατασκευαστικές ιδιαιτερότητες, είτε αυτές αφορούν τις χρήσεις του οχήματος είτε το σχεδιασμό του και τον τρόπο πρόωσης.

Στην κατηγορία των εμβολοφόρων ΜΕΚ (Διάγραμμα 2.15), οι δίχρονοι κινητήρες προτιμώνται από τους κατασκευαστές (ποσοστό 69%), μιας και η ευκολία συντήρησης, το χαμηλότερο κόστος και η αυξημένη ισχύς για των ίδιο κυβισμό, τους δίνει σημαντικό πλεονέκτημα έναντι των άλλων, ενώ αντίθετα οι τετράχρονοι χρησιμοποιούνται από ελάχιστα οχήματα. Για ένα ποσοστό των χρησιμοποιούμενων εμβολοφόρων Μ.Ε.Κ (15%) δεν ήταν διαθέσιμος ο ακριβής τύπος τους και έτσι αναφέρονται στο Διάγραμμα 2.15 σαν “Άγνωστο”.

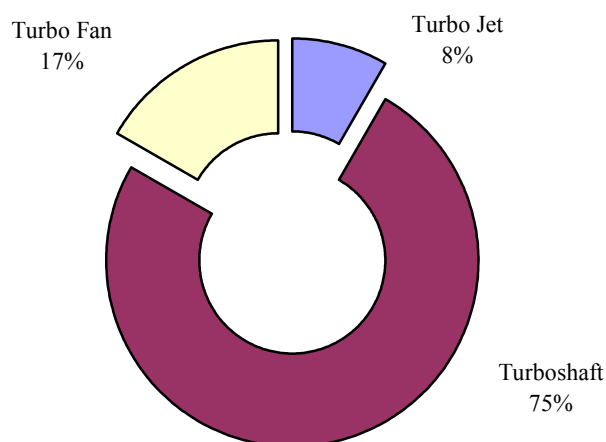


Διάγραμμα 2.14. Κατηγορίες χρησιμοποιούμενων κινητήρων.



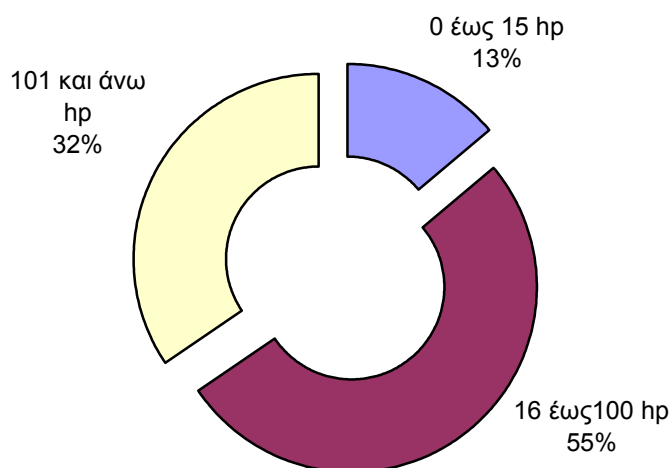
Διάγραμμα 2.15. Κατηγοριοποίηση χρησιμοποιούμενων εμβολοφόρων ΜΕΚ.

Ο πιο δημοφιλής τύπος στην κατηγορία των στροβιλοκινητήρων είναι οι στροβιλοελικοφόροι, όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 2.16. Σ' αυτή την κατηγορία κινητήρων, τρεις είναι οι βασικοί κατασκευαστές. Είναι η Williams που κατέχει πάνω από το μισό αυτής της αγοράς (56%), ενώ ακολουθούν οι Rolls Royce και Allison που μοιράζονται το υπόλοιπο μερίδιο της αγοράς (22%) [3].



Διάγραμμα 2.16. Κατηγοριοποίηση χρησιμοποιούμενων στροβιλομηχανών.

Αναφορικά με την ισχύ των κινητήρων δημιουργούμε τρεις κατηγορίες, για να αναπαρασταθεί η μικρή, μεσαία και μεγάλη ζήτηση ισχύος. Οι κατηγορίες αυτές και τα αντίστοιχα ποσοστά των οχημάτων που ανήκουν σε κάθε μία, παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 2.17.



Διάγραμμα 2.17. Περιοχές ισχύος των χρησιμοποιούμενων κινητήρων.

Από το διάγραμμα αυτό είναι φανερό η προτίμηση των κατασκευαστών σε κινητήρες μεσαίας ισχύος (μεταξύ 16 έως 100 ίππων) με ποσοστό 55%.

Η ισχύς και ο τύπος των κινητήρων πέραν των συνολικών επιδράσεων που έχει στις πτητικές ικανότητες των οχημάτων, επιδρά σημαντικά στην διάρκεια πτήσης τους. Έτσι οχήματα που χρησιμοποιούν βασικά στροβιλομηχανές αλλά και

εμβολοφόρες ΜΕΚ, ισχύος κοντά στους 100 ίππους, απαιτούν μεγαλύτερους χώρους αποθήκευσης καυσίμων, με συνέπεια τη σχεδίαση οχημάτων μεγάλων διαστάσεων.

## **2.5 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ**

Η έρευνα αυτή συνοψίζει τα χαρακτηριστικά της αγοράς και της τεχνολογίας των VTOL, βασιζόμενη σε διαθέσιμα στοιχεία που αφορούν οχήματα που βρίσκονται σε διάφορα στάδια παραγωγής ανά τον κόσμο. Παρατηρήθηκε ότι οι εταιρίες αναπτύσσουν νέα προϊόντα και διαφοροποιήσεις αυτών, χρησιμοποιώντας διαφορετικές τεχνολογίες, σχεδιασμό και στρατηγικές παραγωγής. Μία κοινή γραμμή, την οποία φαίνεται να ακολουθούν όλο και περισσότεροι κατασκευαστές, είναι η ανάπτυξη ενός βασικού μοντέλου που χρησιμοποιείται ως κοινή πλατφόρμα και απ' αυτήν προκύπτουν διάφορα μοντέλα μεταβάλλοντας τον ηλεκτρονικό εξοπλισμό και της απαιτήσεις ισχύος.

Οι επιδόσεις και οι τιμές των οχημάτων δείχνουν μια προτίμηση στη χρήση εμβολοφόρων ΜΕΚ. Επίσης η διάταξη Κυρίως-Ουραίου στροφείου αποτελεί τον πιο διαδεδομένο τρόπο πρόωσης των VTOL, υποδεικνύοντας ότι η ευκολία κατασκευής και οι δοκιμασμένες τεχνολογίες προτιμούνται από τους κατασκευαστές.

Η ανάγκη επέκτασης των δυνατοτήτων των VTOL ώστε να καλύπτονται ακόμα περισσότεροι τύποι αποστολών, οδηγεί τους κατασκευαστές στην έρευνα νέων εναλλακτικών τεχνολογιών, οι οποίες όμως ακόμα δεν έχουν ωριμάσει και δεν έχουν δοκιμαστεί. Παρόλα αυτά, η αγορά των VTOL αναμένεται να έχει σταθερούς ρυθμούς ανάπτυξης.

	<b>Μοντέλο</b>	<b>Κατασκευαστής</b>
1	ACRW	BOSTAN RESEARCH INC.
2	Aerobot	MOLLER
3	Aerohawk	AERONAUTICS UAV SYSTEMS LTD
4	23F	AEROCAM
5	60F	AEROCAM
6	Apid Mk4	SCANDICRAFT SYSTEMS
7	Apid Mk4-X	SCANDICRAFT SYSTEMS
8	Apid Mk-6	SCANDICRAFT SYSTEMS
9	Arch 50	DAEWOO HEAVY INDUSTRY
10	Argus	SCHWEIZER
11	Camcopter	SCHIEBEL
12	CL-227 Sentinel	BOMBARDIER AEROSPACE
13	CL-327 Guardian	BOMBARDIER AEROSPACE
14	CL-427 Puma	BOMBARDIER AEROSPACE
15	Cycloprop	BOSCH AEROSPACE
16	Cypher	SIKORSKY
17	Cypher II	SIKORSKY
18	CVG 2002	COPTERVISION
19	D'HovRBot	D-STAR ENGINEERING
20	DP-4	DRAGONFLY PICTURES Inc.
21	Dragonfly	BOEING - DARPA
22	Dragonwing	BOEING
23	Eagle Eye	BELL
24	FLYRT	NAVAL RESEARCH LABORATORY
25	HELI 25	B.T.A. AUTOMATIC PILOTING INTERNATIONAL
26	Helicam	MLB CO.
27	Heliot	CAC SYSTEMS DRAGON FLY
28	Heliwing	BOEING CO.
29	Heliplane	CARTERCOPTER
30	Hetel Light	ECT INDUSTRIE
31	Hetel Standard	ECT INDUSTRIE
32	Hetel Large	ECT INDUSTRIE
33	High Point	NAVAL RESEARCH LABORATORY
34	Hummingbird	MOLLER INTERNATIONAL
35	Hummingbird	NAVAL SURFACE WARFARE CENTER
36	Hummingbird A115	FRONTIER SYSTEMS
37	Hummingbird A160	FRONTIER SYSTEMS
38	Hovtol	JOHNNY SWINSON
39	iFF-4	IMAR GMBH
40	Istar 29	MICRO CRAFT
41	JAG	VICTORY SYSTEMS
42	Ka-37	KAMOV
43	Ka-137	KAMOV
44	K-Max Burro	KAMAN
45	Manta	FREEWING AERIAL ROBOTICS CORP.
46	Maple Seed	MLB CO.
47	MiniCypher	SIKORSKY
48	Nitro Hawk	CHANNON AIS
49	Pidgeon	ARMY RESEARCH LAB
50	Project Elliott	ORION AVIATION
51	QH-50 Dash	GYRODYNE
52	Rmax	YAMAHA
53	R-50	YAMAHA
54	RoboCopter	KAWADA
55	Rogue	REMOTE INTELLIGENCE SYSTEMS, Inc.
56	RPG Midget Mk III	TECHMENT AB
57	RPH-2	FUJI HEAVY INDUSTRIES
58	RQ-8 FireScout	NORTHROP GRUMMAN
59	Scorpion Model 100	FREEWING AERIAL ROBOTICS CORP.
60	Scorpion Model 60	FREEWING AERIAL ROBOTICS CORP.
61	Sea Bat	ORION AVIATION
62	Sea Spray	PIASECKI AIRCRAFT CORP.
63	Seamos	EADS – DORNIER GMBH
64	Sender	NAVAL RESEARCH LABORATORY
65	Sky Robot	HUMMINGBIRD AVIATION, INC.
66	Spin Wing	THORPE SEEOP
67	SPRITE	AEROBOTICS
68	SteadyCopter	STEADICOPTER
69	VerticalStar	LOCKHEED MARTIN



70	Vigilant F2000	TECHNOSUD – THOMPSON-CSF
71	Vigilante 496	SAIC
72	Vigilante 502	SAIC
73	WZ-1	NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Πίνακας 2.2. Τα VTOL οχήματα που βρέθηκαν από την έρευνα αγοράς

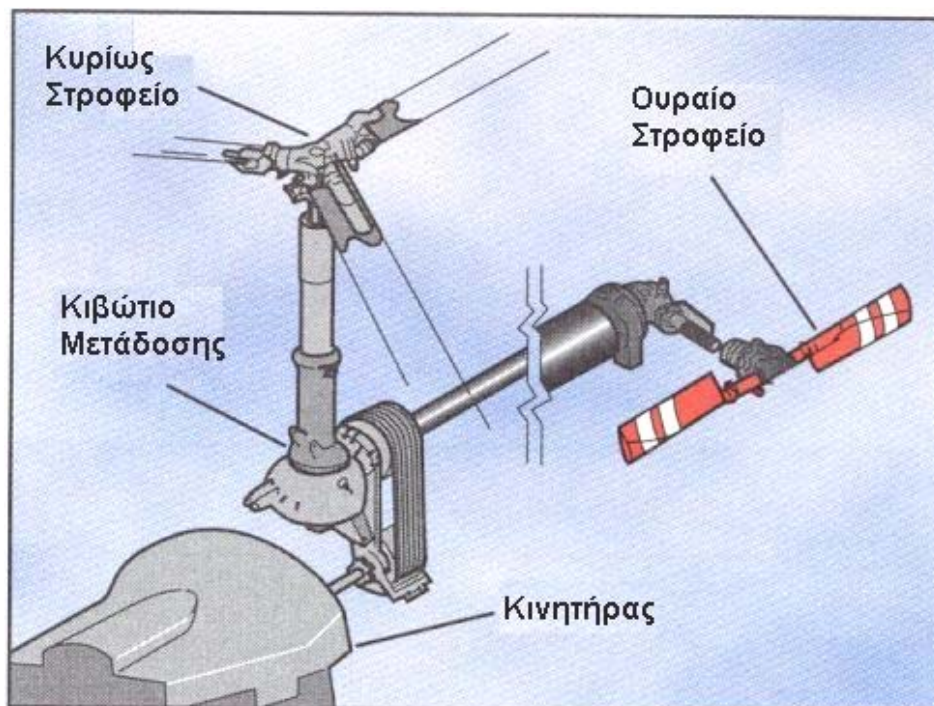
# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΩΝ ΤΜΗΜΑΤΩΝ ΤΩΝ VTOL ΟΧΗΜΑΤΩΝ

## 3.1 ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΜΗΜΑΤΩΝ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Τα κύρια τμήματα ενός μη επανδρωμένου οχήματος κάθετης από-προσγείωσης (VTOL) διαφοροποιούνται ελάχιστα από τα αντίστοιχα ενός επανδρωμένου ελικοπτέρου κανονικής κλίμακας ενώ υπάρχουν, όπως θα δούμε στη συνέχεια, ποικίλες σχεδιάσεις VTOL οχημάτων. Για λόγους παρουσίασης αρχικά αναλύονται τα τμήματα της πλέον διαδεδομένης σχεδίασης με κύριο και ουραίο στροφέιο [8, 9, 10]. Στις Εικόνες 3.1 και 3.2 παρουσιάζεται η θέση του κάθε τμήματος πάνω στο όχημα και η μετάδοση της κίνησης σε αυτό αντίστοιχα.



Εικόνα 3.1. Τα τμήματα τυπικής σχεδίασης ελικοπτέρου.



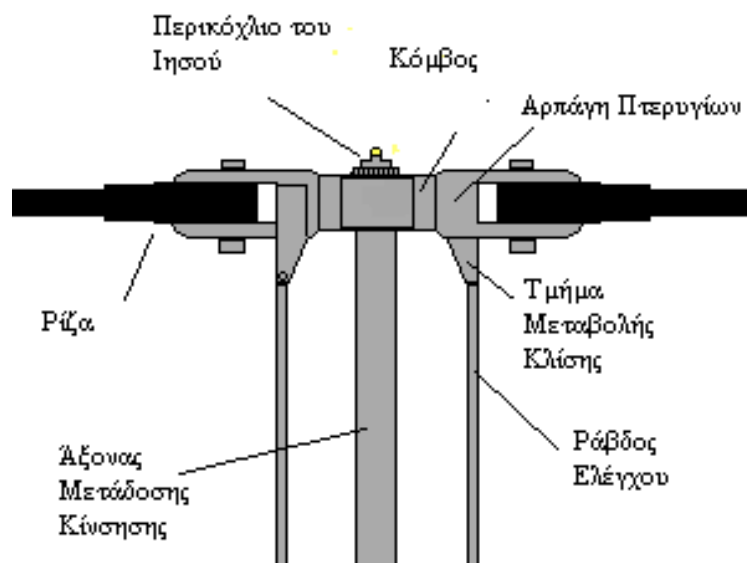
Εικόνα 3.2. Η μετάδοση της κίνησης από τον κινητήρα προς τα στροφέια.

### 3.1.1 Κυρίως Στροφέιο (Main Rotor)

Το κυρίως στροφέιο προσδίδει την δύναμη ανύψωσης που επιτρέπει στο ελικόπτερο να πετάει, καθώς επίσης και τον αναγκαίο έλεγχο, που του επιτρέπει να κινείται οριζόντια, να κάνει στροφές και να αλλάζει ύψος.

Για την επίτευξη όλων αυτών των λειτουργιών, το στροφέιο πρέπει καταρχήν να είναι πολύ ανθεκτικό κυρίως ως προς τις στρεπτικές και ταλαντωτικές δυνάμεις που ασκούνται πάνω του. Επίσης, θα πρέπει να επιτρέπει την ρύθμιση της κλίσης των πτερυγίων που βρίσκονται πάνω σ' αυτό σε κάθε περιστροφή του κόμβου (Hub) (Εικόνα 3.3). Οι ρυθμίσεις επιτυγχάνονται μέσω μίας διάταξης που ονομάζεται διάταξη κυλιόμενου δίσκου (swash plate assembly) (Εικόνα 3.4).

Το κυρίως στροφέιο αποτελείται από πολλά επιμέρους συνδεδεμένα μεταξύ τους τμήματα, που παρουσιάζονται αναλυτικά στην Εικόνα 3.3.



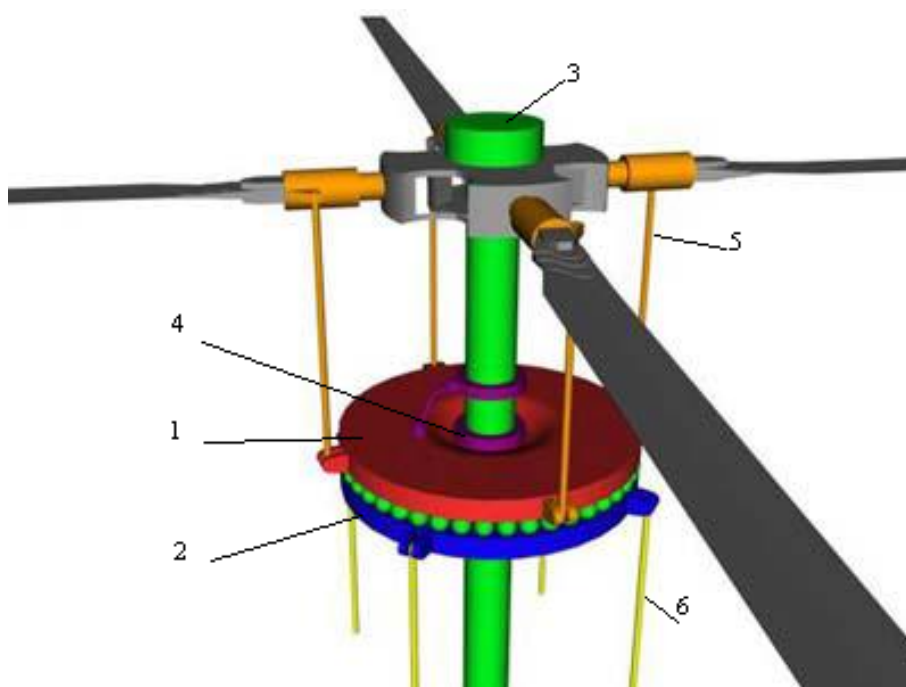
Εικόνα 3.3: Τα στοιχεία που αποτελούν το κυρίως στροφέιο.

- **Ρίζα (Root):** Το εσωτερικό τελείωμα του πτερυγίου που συνδέει το στροφέιο με την αρπάγη των πτερυγίων.
- **Αρπάγη των Πτερυγίων (Blade Grips):** Σημεία πρόσδεσης των πτερυγίων πάνω στον κόμβο.
- **Κόμβος (Hub):** Βρίσκεται πάνω από τον άξονα σύνδεσης και συνδέει τις πτέρυγες του στροφείου με τις ράβδους ελέγχου.
- **Άξονας Μετάδοσης Κίνησης (Mast):** Περιστρεφόμενος από το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης άξονας, ο οποίος συνδέει τα πτερύγια με το ελικόπτερο.
- **Ράβδοι Ελέγχου (Control Tubes):** Οι ράβδοι μέσω των οποίων αλλάζει η κλίση των πτερυγίων του στροφείου.
- **Τμήμα Μεταβολής Κλίσης (Pitch Change Horn):** Το τμήμα που μετατρέπει την κίνηση των ράβδων ελέγχου σε μεταβολή, όπως κλίση των πτερυγίων του στροφείου.
- **Κλίση (Pitch):** Αύξηση ή μείωση της γωνίας των πτερυγίων του στροφείου για την ανύψωση, χαμήλωση ή μεταβολή της διεύθυνσης της δύναμης ώθησης.
- **Περικόχλιο του Ιησού (Jesus Nut):** Είναι το μοναδικό περικόχλιο που συγκρατεί τον κόμβο πάνω στον άξονα σύνδεσης.

Η διάταξη κυλιόμενου δίσκου στην οποία αναφερθήκαμε, ανήκει στο κυρίως στροφείο και έχει δύο βασικούς ρόλους:

- Μεταβάλλει την γωνία δύο πτερυγίων ταυτόχρονα, αυξάνοντας ή μειώνοντας την δύναμη ανύψωσης που δίνει ή κυρίως μηχανή, επιτρέποντας στο όχημα να κερδίσει ή να χάσει ύψος.
- Μεταβάλλει την γωνία των πτερυγίων ανεξάρτητα καθώς περιστρέφονται. Αυτό επιτρέπει στο ελικόπτερο να κινηθεί σε οποιαδήποτε κατεύθυνση γύρω από ένα κύκλο 360 μοιρών, περιλαμβάνοντας και την εμπρός, πίσω, δεξιά και αριστερά κίνηση.

Η διάταξη αποτελείται από δύο δίσκους – τον σταθερό και τον περιστρεφόμενο – που φαίνονται αριθμημένα ως 1 και 2 αντίστοιχα στην Εικόνα 3.4.



Εικόνα 3.4. Η διάταξη κυλιόμενου δίσκου.

- Ο **περιστρεφόμενος κυλιόμενος δίσκος** περιστρέφεται μαζί με τον άξονα κίνησης (3) εξαιτίας των συνδέσεων (4).
- Οι **ράβδοι ελέγχου κλίσης** (5) επιτρέπουν στον περιστρεφόμενο κυλιόμενο δίσκο να αλλάζει την κλίση των πτερυγίων.
- Η γωνία του **σταθερού κυλιόμενου δίσκου**, μεταβάλλεται μέσω των ράβδων ελέγχου (6), που είναι συνδεδεμένοι σε αυτόν.
- Οι ράβδοι ελέγχου του σταθερού δίσκου επηρεάζονται από τις εντολές πλοήγησης μέσω των χειριστηρίων.
- Ο δύο δίσκοι συνδέονται μεταξύ τους μέσω εδράνων ολίσθησης που βρίσκονται ανάμεσά τους. Αυτά τα έδρανα ολίσθησης επιτρέπουν στον περιστρεφόμενο δίσκο να γυρίζει πάνω στον σταθερό δίσκο.

### 3.1.2 Κινητήρας

Ο κινητήρας αναλαμβάνει να δώσει την απαραίτητη ισχύ στα στροφεία του ελικόπτερου. Η επιλογή της ισχύος της μηχανής εξαρτάται από το μέγεθος του ελικόπτερου, το ωφέλιμο φορτίο που αυτό μεταφέρει και τις επιθυμητές δυνατότητες πτήσης, δηλαδή το μέγιστο ύψος και τη μέγιστη ταχύτητα. Οι μηχανές που

χρησιμοποιούνται είναι διαφόρων τύπων, απλοί δίκρονοι ή τετράχρονοι βενζινοκινητήρες, κινητήρες Wankel ή ακόμα και Turboprop. Οι δίκρονοι προτιμούνται λόγω της απλότητας κατασκευής και συντήρησης τους σε μικρά και ελαφρά οχήματα. Οι περιστροφικοί κινητήρες Wankel έχουν πολύ μεγαλύτερη ισχύ αλλά είναι δύσκολοι στη συντήρηση τους, λόγω πολυπλοκότητας και συνήθως χρησιμοποιούνται σε μεσαίου μεγέθους οχήματα. Τέλος οι Turboprop κινητήρες διαθέτουν μεγάλη ισχύ και χρησιμοποιούνται κυρίως σε μεγάλου μεγέθους οχήματα.

### **3.1.3 Κεντρικό σύστημα μετάδοσης κίνησης**

Μεταφέρει την απαιτούμενη ισχύ από την μηχανή στο κυρίως στροφέιο. Αυτό επιτυγχάνεται μέσω ενός συστήματος οδοντωτών τροχών, τα οποία επιλέγονται κατάλληλα, ανάλογα με τις στροφές του κινητήρα και την επιθυμητή ροπή και ταχύτητα περιστροφής του στροφείου.

### **3.1.4 Άξονας Μετάδοσης Κίνησης**

Αναφέρθηκε παραπάνω και ως άξονας σύνδεσης (Mast) και είναι ο άξονας που μεταφέρει την κίνηση από το κιβώτιο μετάδοσης στο κυρίως στροφέιο.

### **3.1.5 Κυρίως Πλαίσιο**

Αποτελεί το σώμα του οχήματος πάνω στο οποίο δένονται όλα τα υπόλοιπα τμήματα όπως μηχανή, κιβώτιο μετάδοσης κίνησης, κυρίως στροφέιο, πλαίσιο ουράς ελικοπτέρου κ.λπ. Βασική προϋπόθεση για την κατασκευή του είναι η επιλογή των κατάλληλων υλικών ώστε να την απαιτούμενη αντοχή, στιβαρότητα και ακαμψία. Ειδικά στο χώρο όπου εδράζεται η μηχανή χρησιμοποιούνται ειδικοί ελαστικοί σύνδεσμοι για περιορισμό των ταλαντώσεων που μεταφέρονται στο πλαίσιο.

### **3.1.6 Ουραίο Πλαίσιο**

Αποτελεί την ουρά του ελικοπτέρου πάνω στην οποία συγκρατείται το πίσω στροφέιο. Το τμήμα αυτό μπορεί σε κάποιες περιπτώσεις να μην υπάρχει όπως συμβαίνει σε οχήματα που χρησιμοποιούνται διατάξεις δύο κύριων στροφείων. Όπως και το κυρίως πλαίσιο θα πρέπει να έχει δεδομένη αντοχή και ακαμψία.

### **3.1.7 Πίσω Άξονας Μετάδοσης Κίνησης**

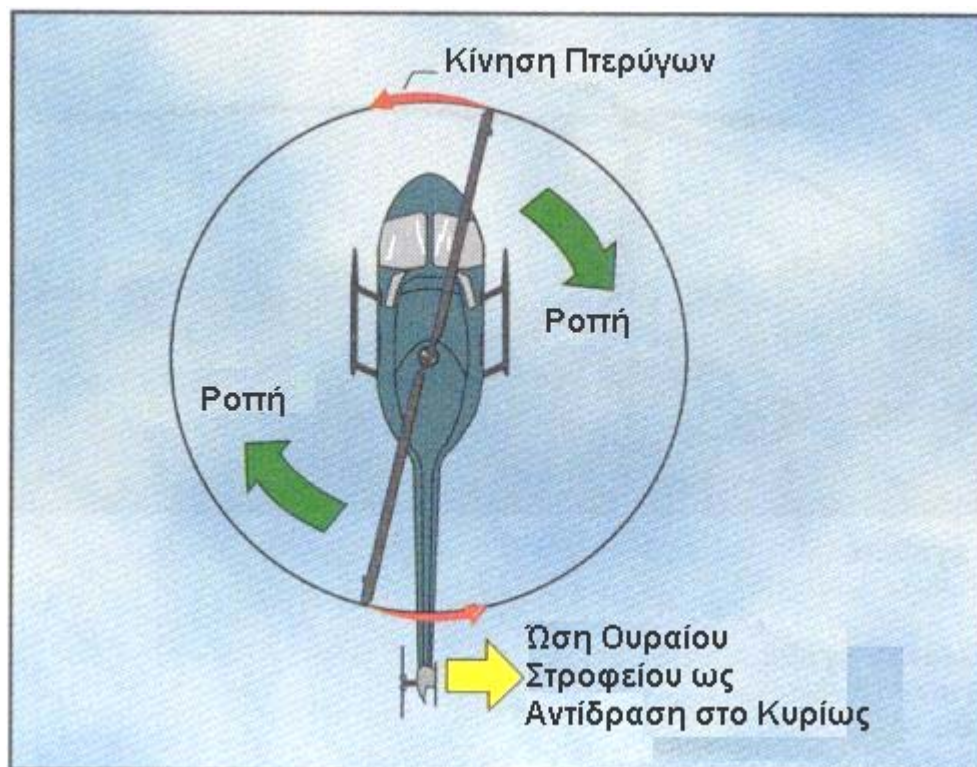
Είναι ο άξονας που μεταφέρει την κίνηση από το κεντρικό σύστημα μετάδοσης στο στροφέιο του ουραίου τμήματος. Ο άξονας αυτός καταλήγει σε ένα κιβώτιο μετάδοσης 90<sup>0</sup> μοιρών, περιστρέφοντας τα πτερύγια του ουραίου στροφείου. Σε οχήματα που χρησιμοποιούνται διατάξεις δύο κύριων στροφείων το τμήμα αυτό απουσιάζει.

### 3.1.8 Ουραίο Κιβώτιο Μετάδοσης Κίνησης

Το κιβώτιο αυτό μετατρέπει την περιστροφή του άξονα μετάδοσης κίνησης της πίσω πτέρυγας σε περιστροφή άξονα κάθετου προς αυτόν, περιστρέφοντας τα πτερύγια του ουραίου στροφείου. Στις περισσότερες περιπτώσεις μη επανδρωμένων οχημάτων το κιβώτιο δεν αλλάζει τις στροφές και την ροπή που μεταφέρονται από τον άξονα κίνησης του πίσω στροφείου.

### 3.1.9 Στροφείο Ουραίου Τμήματος

Ο κύριος ρόλος του ουραίου στροφείου είναι να αντισταθμίζει την ροπή από το κυρίως στροφείο και να κρατά το ελικόπτερο ευθυγραμμισμένο.



Εικόνα 3.5. Εξισορρόπηση ροπών μέσω του ουραίου στροφείου.

Δίνοντας μεγαλύτερη ή μικρότερη κλίση στα πτερύγια του πίσω στροφείου μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να στρίψει το ελικόπτερο αριστερά ή δεξιά. Το πίσω στροφείο είναι συνδεδεμένο με το κυρίως στροφείο με ένα σύστημα αξόνων μετάδοσης κίνησης και κιβωτίων οδοντωτών τροχών. Σε οχήματα που χρησιμοποιούνται διατάξεις δύο κύριων στροφείων το τμήμα αυτό δεν υπάρχει.

#### Διατάξεις Ουραίου Στροφείου

Υπάρχουν τρεις διατάξεις ουραίων στροφείων που συναντώνται στα ελικόπτερα. Αυτές είναι, η διάταξη με πτέρυγες, η διάταξη *Fenestron* και η διάταξη *NOTAR* (NO Tail Rotot) [12].

Η διάταξη με πτέρυγες είναι η κλασική που συναντάται σε όλα σχεδόν τα οχήματα, ανάλογη με αυτή του κυρίως στροφείου, στην οποία συνήθως χρησιμοποιούνται δύο πτέρυγες.



Η διάταξη *Fenestron* χρησιμοποιεί μία σειρά περιστρεφόμενων πτερύγων ενσωματωμένων μέσα σε μία κατακόρυφη ουρά. Καθώς οι πτέρυγες βρίσκονται μέσα σε ένα κυκλικό αγωγό, υπάρχει μικρότερη πιθανότητα να έρθουν σε επαφή με ανθρώπους ή αντικείμενα (Εικόνα 3.5).



Εικόνα 3.5. Η διάταξη Fenestron.

Η διάταξη *NOTAR* χρησιμοποιεί αέρα χαμηλής πίεσης η οποία ωθείται στο ουραίο πλαίσιο από ένα ανεμιστήρα εγκατεστημένο μέσα στο ελικόπτερο. Ο αέρας στη συνέχεια παροχετεύεται μέσα από οριζόντιες σχισμές, τοποθετημένες στο δεξί μέρος του ουραίου πλαισίου και μέσω ενός ελεγχόμενου περιστρεφόμενου ακροφυσίου, ώστε να αποδώσει την απαιτούμενη αντίρροπη δύναμη και κατευθυντικότητα. Ο χαμηλής πίεσης αέρας που προέρχεται από τις σχισμές, σε συνδυασμό με το κάθετο ρεύμα από το κυρίως στρόφείο, δημιουργούν το “Φαινόμενο Coanda”, το οποίο δημιουργεί μία ωστική δύναμη στη δεξιά πλευρά του ουραίου πλαισίου.

## 3.2 ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ

Στο τμήμα αυτό τοποθετούνται όλες οι ηλεκτρονικές συσκευές που είναι απαραίτητες για τον έλεγχο και την πλοήγηση ενός μη επανδρωμένου οχήματος, τις οποίες και αναφέρουμε αναλυτικά στη συνέχεια.

### A) GPS (Global Positioning System)

Το GPS είναι ένα σύστημα το οποίο βασίζεται σε ένα ειδικά κωδικοποιημένο σήμα που προέρχεται από δορυφόρους και λαμβάνεται από ένα δέκτη τοποθετημένο στο σκάφος, ώστε να προσδιορίζεται η θέση του. Για να υπολογιστεί η θέση του σκάφους στον τρισδιάστατο χώρο απαιτείται σήμα από τέσσερις δορυφόρους.

### B) Κάμερα

Η κάμερα είναι αναγκαία προκειμένου το όχημα να λαμβάνει οπτικές πληροφορίες, που θα χρησιμοποιεί είτε (με την βοήθεια κατάλληλων αλγορίθμων) για

την πλοήγηση του, είτε θα τις μεταδίδει σε σταθμό ελέγχου, προκειμένου να χρησιμοποιηθούν από τους χρήστες του οχήματος.



Εικόνα 3.7. Κάμερα για χρήση σε UAV

### **Γ) Σύστημα επικοινωνίας**

Σύστημα επικοινωνίας του οχήματος με τον σταθμό ελέγχου για την μετάδοση πληροφοριών σε πραγματικό χρόνο. Τα διάφορα αισθητήρια του οχήματος συλλέγουν πληροφορίες και τις μεταδίδουν σε πραγματικό χρόνο στον σταθμό ελέγχου για ανάλυση και αξιολόγηση.

### **Δ) Αισθητήρας ελέγχου ύψους**

Αναγκαία αισθητήρια για την πλοήγηση του οχήματος που παρέχουν το ύψος πτήσης του σκάφους. Μπορούν να είναι βαρομετρικοί αισθητήρες, είτε περισσότερο εξελιγμένοι αισθητήρες όπως είναι αισθητήρες laser, ανάλογα με την επιθυμητή ακρίβεια.

### **Ε) Radar**

Με την χρήση του radar το όχημα ανιχνεύει πιθανά εμπόδια και χρησιμοποιεί αλγόριθμους αποφυγής τους ή ο χειριστής που χειρίζεται το όχημα από απόσταση κάνει του κατάλληλους χειρισμούς αποφυγής.

### **Στ) Γυροσκόπιο**

Το γυροσκόπιο είναι υπεύθυνο για την ευστάθεια του σκάφους. Δίνει χρήσιμες πληροφορίες για τη θέση και τις κλίσεις του σκάφους.

### **Ζ) Ηλεκτρονικός υπολογιστής**

Είναι υπεύθυνος για την ολοκλήρωση των διαφόρων υποσυστημάτων του σκάφους και την σωστή επικοινωνία μεταξύ τους. Σε αυτόν είναι αποθηκευμένο το σενάριο πτήσης και οι αλγόριθμοι κίνησης του σκάφους.



### **3.3 ΔΙΑΤΑΞΗ ΠΡΟΣΕΔΑΦΙΣΗΣ**

Η διάταξη προσεδάφησης είναι το τμήμα πάνω στο οποίο στηρίζεται το σώμα του ελικοπτήρου κατά την προσεδάφηση. Υπάρχουν διάφορα είδη συστημάτων προσγείωσης [8].

#### **Απλό σύστημα προσγείωσης**

Είναι το βασικό σύστημα προσγείωσης που έχουν τα ελικόπτερα. Ουσιαστικά πρόκειται για δύο μεταλλικές ράβδους παράλληλες προς το σκάφος συνδεδεμένες μεταξύ τους μέσω δύο άλλων ράβδων σχήματος Π, κάθετων προς το σκάφος. Πρόκειται δηλαδή για ένα μεταλλικό πλαίσιο στήριξης του οχήματος. Το κύριο πλεονέκτημα του είναι ότι είναι ελαφρύ.

#### **Σύστημα προσγείωσης με ρόδες**

Το σύστημα προσγείωσης με ρόδες προτιμάται σε μεγάλα ελικόπτερα που έχουν πρόβλημα μετακίνησης όταν είναι προσγειωμένα. Σε κάποιες περιπτώσεις έχουν το πλεονέκτημα ότι κατά την πτήση οι ρόδες ανασύρονται και βελτιώνεται η αεροδυναμική του οχήματος. Κύριο μειονέκτημα αυτού του συστήματος είναι το αυξημένο βάρος του.

#### **Σύστημα προσγείωσης με πλωτήρες**

Το σύστημα αυτό είναι ανάλογο με το απλό σύστημα προσγείωσης αλλά αντί μεταλλικών ράβδων διαθέτει πλωτήρες, που επιτρέπουν στο όχημα να επιπλέει στο νερό.

### **3.4 ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ**

Διάφορες διατάξεις στροφείων χρησιμοποιούνται σε επανδρωμένα και μη ελικόπτερα με σκοπό την βελτίωση ορισμένων λειτουργικών χαρακτηριστικών ανάλογα με τη χρήση για την οποία προορίζεται το όχημα [8].

#### **Διάταξη κύριου και ουραίου στροφείου:**

Η συνηθέστερη διάταξη που χρησιμοποιείται είναι ο συνδυασμός κύριου και ουραίου στροφείου. Το ουραίο στροφείο αντισταθμίζει την ροπή στρέψης, η οποία παράγεται από το κύριο στροφείο. Είναι επίσης υπεύθυνο για τον έλεγχο του ελικοπτήρου στον κατακόρυφο άξονα κατά την διάρκεια της αιώρησης. Αποτελεί την πιο απλή μέθοδο κατασκευής και για το λόγο αυτό χρησιμοποιείται ως επί το πλείστον και στα μη επανδρωμένα οχήματα.



Εικόνα 3.8. Διάταξη κυρίως στροφείου σε συνδυασμό με ουραίο στροφέιο.

#### **Διάταξη δίδυμων κύριων στροφείων:**

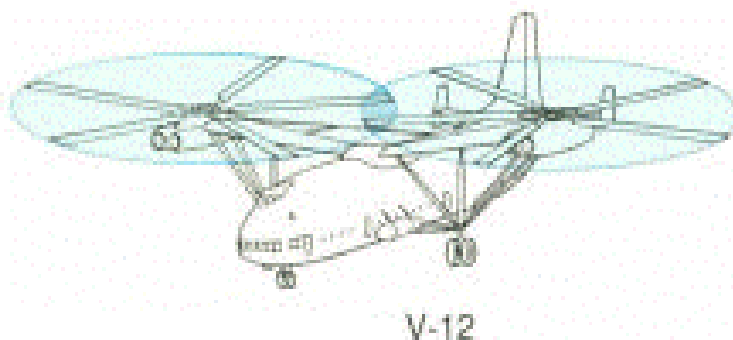
Η διάταξη με δίδυμα κυρία στροφέα χρησιμοποιείται κυρίως για μεγάλα ελικόπτερα. Εξαιτίας της αντίστροφης περιστροφής των στροφείων, η ροπή του εξουδετερώνεται. Η κατασκευή του συστήματος ελέγχου είναι πολυπλοκότερη από το σύστημα ελέγχου της διάταξης με στροφέιο στην ουρά. Ο έλεγχος κατά την αιώρηση πραγματοποιείται με αλλαγή της κλίσεως των πτερύγων κάθε στροφείου.



Εικόνα 3.9. Διάταξη δίδυμων στροφείων

#### **Διάταξη πλαϊνών στροφείων:**

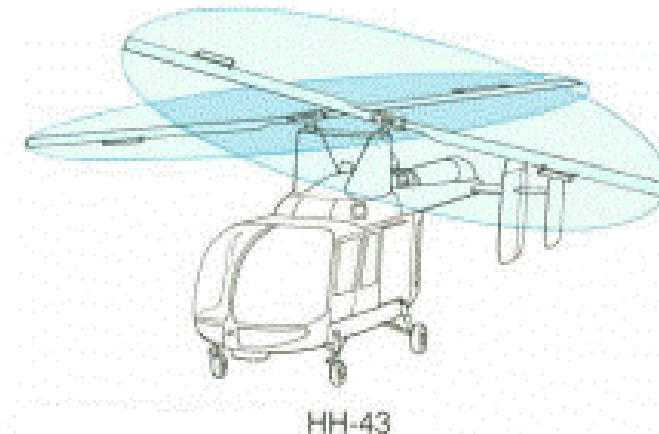
Η διάταξη με δύο στροφέα στο πλάι δεν ήταν ποτέ ιδιαίτερα δημοφιλής. Χρησιμοποιήθηκε για την κατασκευή του μεγαλύτερου ελικοπτέρου που κατασκευάστηκε ποτέ χωρίς ιδιαίτερη επιτυχία.



Εικόνα 3.10. Διάταξη με στροφέα στο πλάι

### Διάταξη πεπλεγμένων στροφείων:

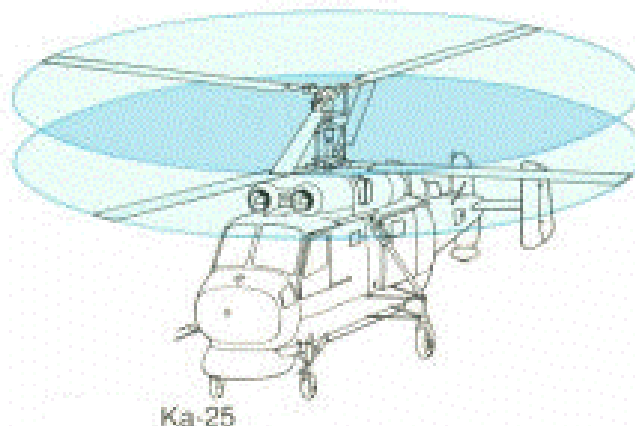
Όπως και στη διάταξη με τα δίδυμα στροφέια και αυτή δεν απαιτεί ουραίο στροφέιο, γιατί η ροπή αντισταθμίζεται από την αντίστροφη περιστροφή τους. Αυτό το σύστημα αναπτύχθηκε στα πρώτα στάδια της πτήσης με ελικόπτερα αλλά γρήγορα εγκαταλείφθηκε. Σήμερα αυτή η μέθοδος ξαναμελετάται και χρησιμοποιείται από το K-MAX της Kaman.



Εικόνα 3.11. Διάταξη με πεπλεγμένα στροφέια

### Διάταξη ομοαξονικών στροφείων:

Πρόκειται για δύο στροφέια πάνω στον ίδιο άξονα περιστροφής. Το ένα στροφέιο είναι στην κορυφή και το άλλο στρέφεται με αντίστροφη φορά. Ο έλεγχος στον κάθετο άξονα πραγματοποιείται ως αποτέλεσμα διαφορετικών δυνάμεων ανύψωσης που δημιουργεί το κάθε στροφέιο. Ανάλογα με το στροφέιο που παράγει την μεγαλύτερη δύναμη ανύψωσης το ελικόπτερο στρίβει προς την μια ή την άλλη κατεύθυνση. Αυτά τα ελικόπτερα δεν φτάνουν σε μεγάλη ταχύτητα πτήσης, λόγω της μεγάλης οπισθέλκουσας. Η διάταξη αυτή χρησιμοποιείται ολοένα και περισσότερο στα μη επανδρωμένα οχήματα και για το λόγο αυτό θα προχωρήσουμε σε μια πιο αναλυτική παρουσίαση των χαρακτηριστικών της.



Εικόνα 3.12. Διάταξη με δύο ομοαξονικά στροφέια.

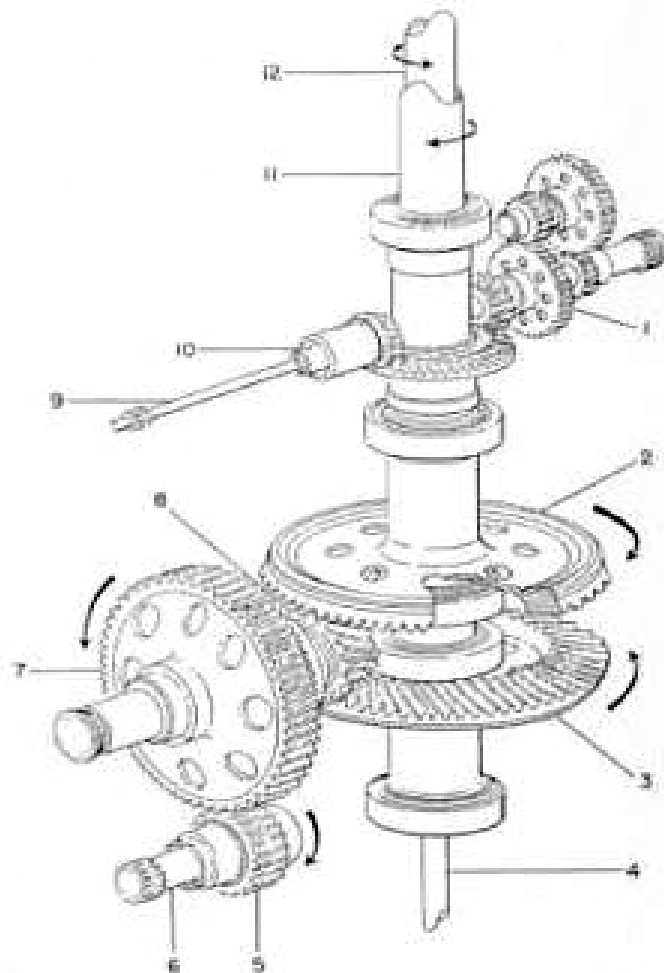
Σε μία τέτοια διάταξη, λόγω της απουσίας του ουραίου στροφείου είναι απαραίτητη η ύπαρξη μιας αντίρροπης δύναμης, η οποία θα αντισταθμίζει τη ροπή που ασκεί το κυρίως στροφέιο στο πλαίσιο του οχήματος τείνοντας να το περιστρέψει

γύρω από τον άξονα του. Η ροπή αυτή προκύπτει από ένα δεύτερο στροφέιο τοποθετημένο ομοαξονικά με το πρώτο και κάτω από αυτό, το οποίο περιστρέφεται με αντίθετη φορά, επιτυγχάνοντας έτσι ισορροπία. Τα τμήματα των στροφείων παραμένουν όπως αναφέρθηκαν παραπάνω για το κυρίως στροφέιο.

Για την επίτευξη της περιστροφής και των δύο στροφείων από την ίδια μηχανή, χρησιμοποιείται ένα σύστημα μετάδοσης κίνησης όπως της Εικόνας 3.13 [11].

Τα βασικά τμήματα του συστήματος αυτού, με βάση την αρίθμηση της εικόνας είναι :

2. Οδόντωση χαμηλού άξονα κίνησης δεύτερου επιπέδου (άξονας κάτω στροφείου)
3. Οδόντωση υψηλού άξονα κίνησης δεύτερου επιπέδου (άξονας πάνω στροφείου)
5. Πρώτου επιπέδου οδοντωτός τροχός κίνησης
6. Άξονας μετάδοσης κίνησης από τη μηχανή
7. Πρώτου επιπέδου συνεργαζόμενος οδοντωτός τροχός
8. Δευτέρου επιπέδου οδοντωτός τροχός κίνησης
11. Εξωτερικός άξονας χαμηλού στροφείου
12. Εσωτερικός άξονας υψηλού στροφείου



Εικόνα 3.13. Σύστημα μετάδοσης κίνησης ομοαξονικών στροφείων.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: ΠΡΟΔΙΑΓΡΑΦΕΣ

## 4.1 ΓΕΝΙΚΑ

Με βάση την έρευνα αγοράς που πραγματοποιήθηκε για να προσδιοριστούν οι τομείς ενδιαφέροντος και οι χρήσεις των οχημάτων κάθετης από-προσγείωσης, είμαστε πλέον σε θέση να υποδείξουμε τις χρήσεις για τις οποίες προορίζεται το υπό ανάπτυξη όχημα και κατ' επέκταση τις αρχικές του προδιαγραφές.

Σύμφωνα με τα αποτελέσματα της έρευνας, οι επιχειρησιακές ικανότητες του οχήματος θα πρέπει να καλύπτουν τους τομείς παρακολούθησης όσον αφορά σε πολιτικές χρήσεις, καθώς και αναγνώρισης και επιτήρησης για στρατιωτικές χρήσεις. Οι τομείς αυτοί, ναι μεν καλύπτονται από την πλειονότητα των υπαρχόντων οχημάτων, έχουν όμως ένα πολύ μεγάλο εύρος εφαρμογών το οποίο θα επιτρέψει την εύκολη αποδοχή του προϊόντος από την αγορά. Άλλη μία χρήση στην οποία θα στοχεύσει το προϊόν είναι εναέριος στόχος. Η χρήση αυτή θα δημιουργήσει μία καινούργια αγορά, στην οποία το όχημα θα εισαχθεί ως καινοτόμο, μιας και δεν έχουν αναφερθεί άλλα VTOL που να έχουν χρησιμοποιηθεί για το σκοπό αυτό.

Για την κάλυψη των ανωτέρω χρήσεων, επιλέγονται συγκεκριμένες τεχνικές προδιαγραφές, τις οποίες παρουσιάζουμε στη συνέχεια, έχοντας όμως υπόψη και τα χαρακτηριστικά εκείνα, που θα πρέπει να προϋπάρχουν ώστε το προϊόν να είναι εύκολα διαμορφώσιμο για την κάλυψη νέων επιχειρησιακών αναγκών. Βασική αρχή στην σχεδίαση του οχήματος αποτελεί η δημιουργία ενός χαμηλού κόστους μοντέλου, εύκολου σε κατασκευή και συναρμολόγηση. Η σχεδίαση πρέπει να είναι τέτοια ώστε να μπορεί να δεχτεί το όχημα εναλλακτικούς κινητήρες που διατίθενται στο εμπόριο, προσδίδοντας τη δυνατότητα της μετατροπής του ανάλογα με της ανάγκες χρήσης του με μείωση φυσικά του κόστους κατασκευής. Ιδιαίτερο βάρος δίνεται στην επιλογή της ισχύος και του τύπου του κινητήρα που θα τοποθετηθεί στο όχημα, καθώς όπως αναφέρθηκε και στην έρευνα αγοράς, ο κινητήρας αποτελεί το ακριβότερο κομμάτι της κατασκευής και ρυθμίζει την πτητική ικανότητα αλλά και το ωφέλιμο φορτίο, που μπορεί να δεχτεί το όχημα. Ενδεχόμενη χρήση του οχήματος ως στόχος, υποδεικνύει την σχεδίαση ενός πλαισίου (σασί) το οποίο θα πρέπει να είναι χαμηλού κόστους αλλά ταυτόχρονα ελαφρύ και στιβαρό ώστε να μπορεί να αντεπεξέλθει και σε κάθε άλλη χρήση για την οποία προορίζεται το όχημα.

Θα πρέπει λοιπόν να αναπτυχθεί μία πλατφόρμα πάνω στην οποία θα μπορούν να στηριχθούν διάφορα μοντέλα του ίδιου προϊόντος. Για να γίνει αυτό απαιτείται να δοθεί προσοχή σε όλες τις παραμέτρους σχεδιασμού που αναφέρθηκαν παραπάνω και να σχεδιαστεί ένα πλαίσιο που θα καλύψει κάθε ανάγκη χρήσης του οχήματος.

Η στατιστική ανάλυση που έγινε στο Κεφάλαιο 2: «Έρευνα Αγοράς» μας διευκολύνει στην επιλογή των επιχειρησιακών χαρακτηριστικών, που θα αποδοθούν στο όχημα. Οι βασικές επιχειρησιακές ικανότητες των VTOL χαρακτηρίζονται από τις παραμέτρους:

- 1) Ωφέλιμο φορτίο
- 2) Διάρκεια Πτήσης
- 3) Ακτίνα Επικοινωνίας
- 4) Επιχειρησιακή οροφή
- 5) Ταχύτητα

## 4.2 ΑΤΡΑΚΤΟΣ

Το σχήμα της ατράκτου εξαρτάται από την διάταξη των στροφείων που επιλέγονται. Στην περίπτωση μας επιλέγεται η κλασική διάταξη κύριου και ουραίου στροφείου. Η διάταξη αυτή αποτελεί την καταλληλότερη λύση για την κάλυψη των επιχειρησιακών χρήσεων του οχήματος, καθώς επιτρέπει την ανάπτυξη μεγάλων ταχυτήτων πτήσης, προσδίδει μεγαλύτερη ευκολία ελιγμών και είναι ευκολότερη σε κατασκευή και εφαρμογή λόγω μικρής πολυπλοκότητας των μηχανισμών που την συνθέτουν.

Οι διαστάσεις της ατράκτου αναμένεται –με βάση τα μεγέθη των οχημάτων του ανταγωνισμού και τις δικές μας σχεδιαστικές επιλογές- να είναι:

**Μήκος: 2,7 m**

**Διάμετρος Πτερυγίων: 3,2 m**

**Ύψος: 1,2 m**

## 4.3 ΩΦΕΛΙΜΟ ΦΟΡΤΙΟ ΚΑΙ ΒΑΡΟΣ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Ένα από τα βασικότερα χαρακτηριστικά του οχήματος είναι το ωφέλιμο φορτίο που μπορεί να μεταφέρει. Ως ωφέλιμο φορτίο εννοείται το επιπρόσθετο φορτίο που μπορεί να δεχθεί το όχημα για τις ανάγκες κάποιας αποστολής. Στην περίπτωση μας επιθυμητό είναι ένα ωφέλιμο φορτίο περίπου **50 κιλών**, το οποίο αποτελεί τάξη μεγέθους ικανή για την κάλυψη όλων των επιχειρησιακών χρήσεων για τις οποίες προορίζεται. Το βάρος του οχήματος υπολογίζεται στα 120 κιλά, περιλαμβάνοντας το πλαίσιο, τον κινητήρα, το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης, τα στροφεία, τον ηλεκτρονικό εξοπλισμό και τα λοιπά στοιχεία συναρμολόγησης. Η τιμή του ωφέλιμου φορτίου προκύπτει από εκτιμήσεις, σύμφωνα με τις χρήσεις που θα καλύψει το όχημα.

**Αναμενόμενο Ωφέλιμο Φορτίο: 50 Kg**

**Αναμενόμενο Βάρος: 120 Kg**

## 4.4 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ

Στις επιδόσεις αναφέρονται τα χαρακτηριστικά της ταχύτητας, της διάρκειας πτήσης, της επιχειρησιακής οροφής και της ακτίνας επικοινωνίας. Μεγαλύτερη βαρύτητα δίνεται στην επίτευξη μεγάλης διάρκειας πτήσης του οχήματος και την ακτίνα επικοινωνίας με τον επίγειο σταθμό ελέγχου, που επιτρέπει την κάλυψη μεγάλων περιοχών επιτήρησης. Το ύψος της επιχειρησιακής οροφής επιλέγεται άνω του μέσου όρου των οχημάτων του ανταγωνισμού, ενώ και η μέγιστη ταχύτητα πτήσης που μπορεί να επιτευχθεί πρέπει να βρίσκεται σε ένα εύρος μεταξύ 150 με 200 km/h, ώστε να καθιστά το όχημα πλήρως ανταγωνιστικό.

Πρέπει να τονιστεί όμως, ότι όλα τα χαρακτηριστικά μεγέθη που δίνονται παρακάτω, πλην της ακτίνας επικοινωνίας, μπορεί να μεταβληθούν, καθώς σχετίζονται άμεσα με την επιλογή του κινητήρα που θα τοποθετηθεί στο όχημα.

Έτσι έχουμε:

**Επιθυμητή Μέγιστη Ταχύτητα Πτήσης: 200 km/h**

**Επιθυμητή Διάρκεια πτήσης: 4 hr**

**Επιθυμητή Επιχειρησιακή οροφή: 4000 m**  
**Επιθυμητή Ακτίνα επικοινωνίας: 100 Km**

Τα παραπάνω μεγέθη προκύπτουν με βάση τις ικανότητες των οχημάτων του ανταγωνισμού, από την έρευνα αγοράς του 2<sup>ου</sup> Κεφαλαίου, αλλά και από τις επιθυμητές χρήσεις που πρέπει να καλύπτει το όχημα.

## **4.5 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ**

Ο κινητήρας που θα τοποθετηθεί στο όχημα θα πρέπει να είναι ικανός να αποδίδει τέτοια ισχύ ώστε να είναι δυνατή η επίτευξη των προδιαγραφών που τέθηκαν, όσον αφορά στις επιδόσεις του οχήματος στις προηγούμενες παραγράφους. Καθώς το κόστος του θα πρέπει να κυμανθεί σε χαμηλά επίπεδα αποκλείεται η χρήση στροβιλοκινητήρα. Μάλιστα, η ισχύς ενός τέτοιου κινητήρα κρίνεται υπερβολική για τις προδιαγραφές του υπό ανάπτυξη οχήματος.

Όπως θα αναλυθεί στο Κεφάλαιο 5: «Προκαταρκτικής Σχεδίασης» του οχήματος, η σχεδίαση της βάσης είναι τέτοια που επιτρέπει την τοποθέτηση πολλών διαφορετικών μοντέλων κινητήρων, διαφορετικών εταιριών. Έτσι, είναι δυνατή η χρήση δίχρονων, τετράχρονων ή και Wankel κινητήρων, των οποίων η ισχύς θα κυμαίνεται μεταξύ 50 έως 60 ίππων (hp). Τέτοιου είδους κινητήρες κατασκευάζονται από πληθώρα εταιριών καθιστώντας την επιλογή αυτή σχετικά φτηνή και εύκολα προσβάσιμη. Πρώτη επιλογή αποτελούν οι δίχρονοι κινητήρες, λόγω ευκολίας συντήρησης, χαμηλότερου κόστους και η αυξημένης συγκέντρωσης ισχύος.

Με βάση τα παραπάνω επιλέγεται δίχρονος κινητήρας και συγκεκριμένα το μοντέλο **L550 E** της εταιρίας **Limbach**. Ο κινητήρας αυτός έχει πολύ μικρό βάρος και ικανοποιητική ισχύ. Ο κινητήρας αυτός επελέγη από άλλους των εταιριών **Hirth** και **Rotax** κυρίως λόγω του βάρους του.

## **4.6 ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ**

Τα ηλεκτρονικά συστήματα που θα χρησιμοποιηθούν είναι:

- Σύστημα μέτρησης ύψους
- Σύστημα επικοινωνιών
- Σύστημα GPS (Global Positioning System)
- Γυροσκόπια
- Πλακέτα ελέγχου τηλεκατεύθυνσης (ή αυτόνομης πλοήγησης)

Ανάλογα με τις επιχειρησιακές χρήσεις του ελικοπτέρου, θα πρέπει να προστεθούν ή ακόμα και να αφαιρεθούν στοιχεία του εξοπλισμού. Αν το όχημα χρησιμοποιηθεί ως στόχος, το σκάφος θα έχει τον ελάχιστο εξοπλισμό. Σε περίπτωση που θα χρησιμοποιηθεί για στρατιωτικές εφαρμογές θα πρέπει να είναι εφοδιασμένο με σύστημα ανίχνευσης εμποδίων, καθώς και με αισθητήρες, όπως κάμερα, radar κ.λ.π.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: ΣΧΕΔΙΑΣΗ

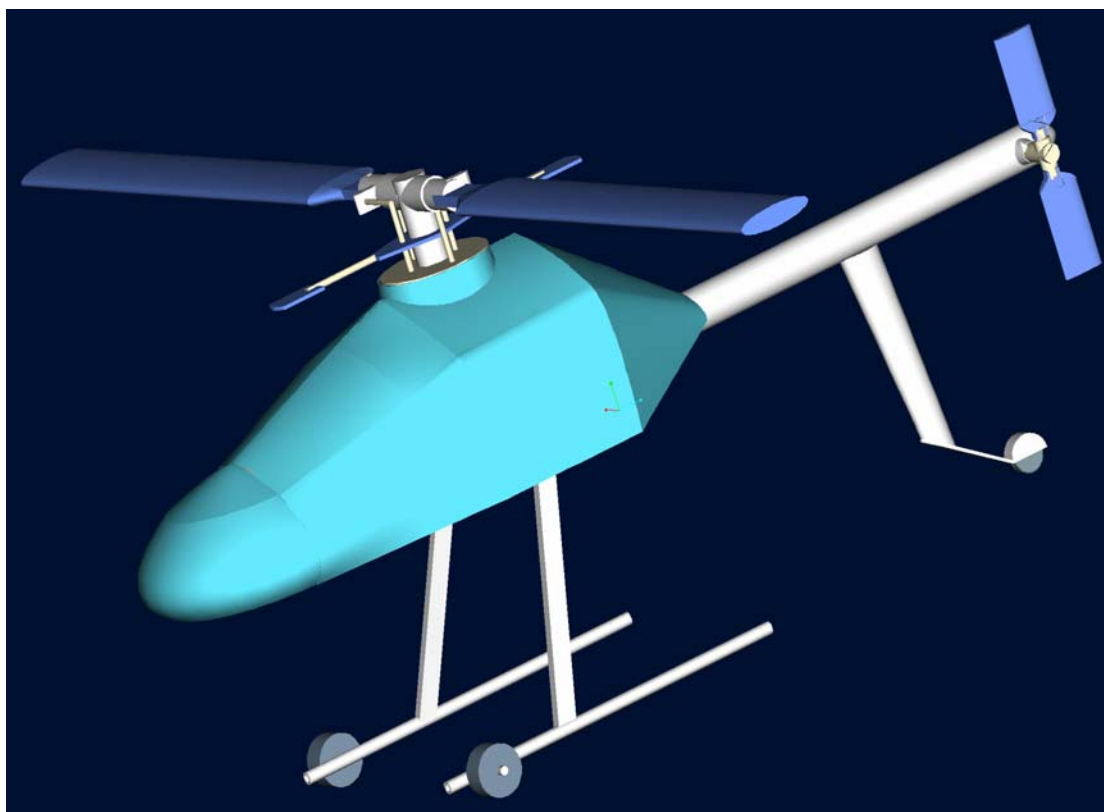
## 5.1 ΓΕΝΙΚΑ

Στο κεφάλαιο αυτό αναπτύσσεται η προτεινόμενη σχεδίαση του οχήματος. Γίνεται δηλαδή λεπτομερής ανάλυση της σχεδίασης που προτείνεται για κάθε τμήμα του, με σκοπό την ανάδειξη των σχεδιαστικών και κατασκευαστικών λύσεων που επιλέχθηκαν.

## 5.2 ΜΟΡΦΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Η μορφή του προτεινόμενου οχήματος καθέτου απο/προσγειώσεως (VTOL) παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.1.

Το σχέδιο αυτό όπως και όλα όσα παρουσιάζονται στη συνέχεια, έγιναν με χρήση του εξειδικευμένου σχεδιαστικού πακέτου, PRO\ENGINEER, της εταιρίας Parametric Technology Corporation.



Εικόνα 5.1. Προοπτική όψη του προτεινόμενου οχήματος.

Η διάταξη κυρίως-ουραίου<sup>1</sup> στροφέιου δίνει τους πρώτους σχεδιαστικούς περιορισμούς για την μορφή του οχήματος και για τον καθορισμό των θέσεων των

---

<sup>1</sup> Ενδεχόμενη επιλογή ομοαξονικών στροφείων, για παράδειγμα, θα υπαγόρευε διαφορετική τοποθέτηση των βασικών τμημάτων.



βασικών μηχανικών τμημάτων του, όπως είναι ο κινητήρας, το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης και οι θέσεις των στροφείων.

Στην Εικόνα 5.2 παρουσιάζονται αριθμημένες οι θέσεις που τοποθετούνται τα μηχανικά και ηλεκτρονικά μέρη του οχήματος. Το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης τοποθετείται στο κέντρο βάρους του οχήματος (1), ακριβώς από πάνω, το κυρίως στροφέιου (5) και προς το εμπρόσθιο τμήμα του οχήματος τοποθετείται ο κινητήρας (2). Δεξιά και αριστερά του κιβωτίου βρίσκονται τα δύο δοχεία καυσίμου (3), με το κέντρο βάρους τους (ως προς τον οριζόντιο άξονα) να ταυτίζεται με αυτό του οχήματος. Στο ρύγχος του οχήματος θα τοποθετηθούν οι ηλεκτρονικές συσκευές ελέγχου και πλοήγησης (4). Τρία κελύφη καλύπτουν όλα τα μηχανικά και ηλεκτρονικά μέρη του οχήματος. Τέλος, τοποθετούνται τροχοί στο εμπρός τμήμα των δοκών προσγείωσης διευκολύνοντας την μετακίνηση του οχήματος σε περιορισμένους χώρους.



Εικόνα 5.2. Τοποθέτηση των μηχανικών μερών πάνω στο πλαίσιο.

## 5.3 ΠΛΑΙΣΙΟ

Πάνω στο πλαίσιο προσδένονται όλα τα τμήματα του οχήματος και αυτό έχει ιδιαίτερη βαρύτητα στην σχεδίαση και κατασκευή του. Έτσι, η μορφή που δίνεται σ' αυτό ακολουθεί καταρχήν την διάταξη των στροφείων και διαμορφώνεται σύμφωνα με τις περιοχές τοποθέτησης των υπόλοιπων τμημάτων πάνω του.

### 5.3.1 Κυρίως Πλαίσιο:

Στην προτεινόμενη σχεδίαση, το πλαίσιο αποτελείται από συγκολλητές ράβδους με ορθογωνικό προφίλ. Το υλικό κατασκευής που επιλέχθηκε είναι κράμα αλουμινίου

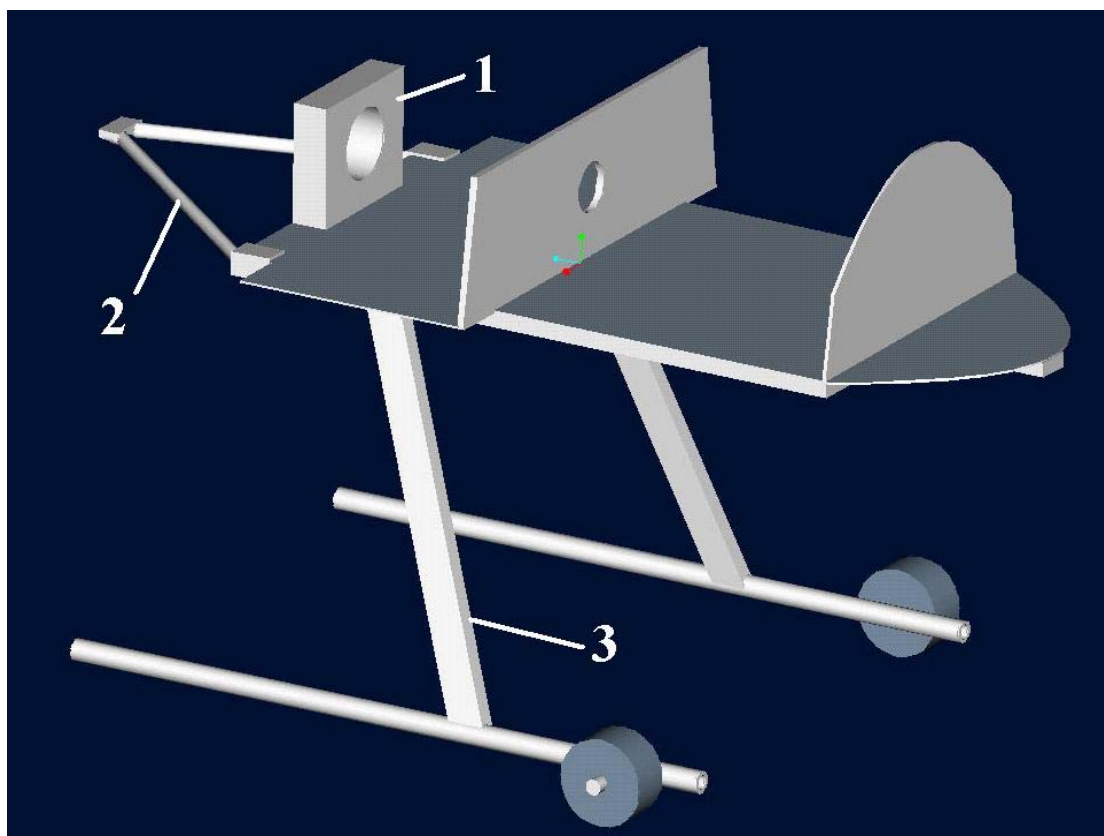
2014-T6 αεροπορικού τύπου, το οποίο προσδίδει στην κατασκευή την απαραίτητη ακαμψία, μικρό βάρος και σχετικά χαμηλή τιμή αγοράς ανά κιλό υλικού.

Ιδιαίτερη βαρύτητα δόθηκε στα σημεία σύνδεσης του ουραίου πλαισίου και του συστήματος προσγείωσης με το πλαίσιο, καθώς εκεί ασκούνται τα μεγαλύτερα φορτία κατά την πτήση και κατά την προσγείωση αντίστοιχα και μπορεί να προκαλέσουν την αστοχία του υλικού και την θραύση του οδηγώντας σε καταστροφή του οχήματος. Για το λόγο αυτό ενισχύονται με τέτοιο τρόπο ώστε να αυξηθεί ακαμψία του πλαισίου και να γίνεται καλύτερη απορρόφηση των φορτίων χωρίς να επηρεάζεται η ομαλή λειτουργία του οχήματος.

Το σχέδιο του κυρίως πλαισίου παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.3 με αρίθμηση των σημείων ενδιαφέροντος.

Στο σχέδιο αυτό φαίνεται η σύνδεση του συστήματος προσγείωσης μέσω δύο ευθύγραμμων σωλήνων (3), συγκολλημένων δεξιά και αριστερά από το σημείο του κέντρου βάρους του ελικοπτήρου.

Η σύνδεση του ουραίου τμήματος με το πλαίσιο γίνεται μέσω τεσσάρων ηλώσεων πάνω σε συμπαγές υλικό (1) που έχει συγκολληθεί στο πίσω μέρος του πλαισίου. Το τμήμα αυτό απορροφά κυρίως τις κάθετες δυνάμεις που ασκούνται εξαιτίας του βάρους του ουραίου πλαισίου και των ταλαντωτικών κινήσεων που αυτό κάνει κατά τη διάρκεια της πτήσης. Για την απορρόφηση των στρεπτικών δυνάμεων που ασκούνται από την λειτουργία του ουραίου και κυρίως στροφείου, τοποθετούνται δύο συμπαγείς ράβδοι (2) οι οποίες βιδώνονται στα άκρα του πίσω μέρους του πλαισίου και στο κάτω μέρος του ουραίου τμήματος.



Εικόνα 5.3. Σχεδιαστική άποψη του κυρίως πλαισίου του οχήματος.

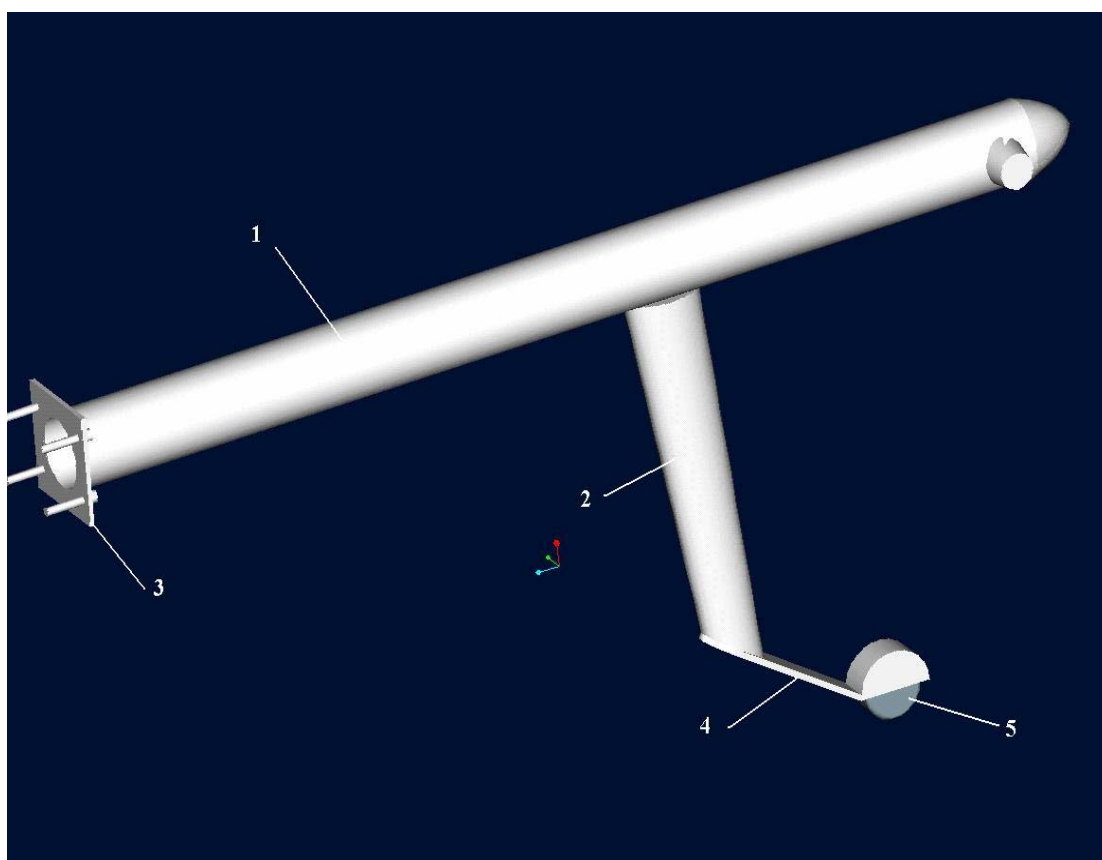
### 5.3.2 Ουραίο Πλαίσιο:

Αποτελείται από ένα αλουμινένιο σωλήνα (1) μήκους 1,5m με διάμετρο διατομής 10cm. Το πάχος του σωλήνα είναι 5mm. Στην μία του άκρη έχει συγκολλημένη

πλάκα τετράγωνης μορφής (3), η οποία διαθέτει τέσσερις οπές για την σύνδεση της με το κυρίως πλαίσιο. Στην άλλη άκρη υπάρχει ειδική διαμόρφωση για την υποδοχή του ουραίου στροφείου. Επίσης στο κάτω μέρος της βιδώνεται σωλήνας ελλειπτικής διατομής (2) η οποία καταλήγει σε παχύ μεταλλικό έλασμα (4) συνδεδεμένο με ένα τροχό (5). Το έλασμα αναλαμβάνει την απορρόφηση των κραδασμών κατά την προσγείωση και συγχρόνως προστατεύει το ουραίο στροφείο από καταστροφή σε περίπτωση λανθασμένης προσγείωσης του οχήματος με το πίσω μέρος.

Η σχεδίαση αυτή επιλέχθηκε καθώς είναι πολύ απλή και συγχρόνως η ελλειπτική μορφή του σωλήνα βοηθά στην δημιουργία μικρής αντίστασης στην ροή του αέρα του κυρίως στροφείου. Παράλληλα είναι αρκετά στιβαρή ώστε να αντέξει το φορτία που ασκούνται πάνω της κατά την διάρκεια της πτήσης αλλά και κατά την προσγείωση.

Το ουραίο πλαίσιο παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.4.



Εικόνα 5.4. Σχεδίαση του ουραίου στροφείου.

### 5.3.3 Υλικό Κατασκευής του Πλαισίου:

Για την επιλογή του υλικού κατασκευής του πλαισίου, βασικές προϋποθέσεις είναι το χαμηλό βάρος και η υψηλή αντοχή του σε φορτίσεις κατά την πτήση και την προσγείωση. Για το λόγο αυτό, το υλικό που επιλέχθηκε είναι ένα κράμα αλουμινίου με τον κωδικό 2014-T6. Το κράμα αυτό έχει υποστεί θερμική κατεργασία και τεχνητή γήρανση όπως ορίζεται και από τον κωδικό T6 που το συνοδεύει. Διατίθεται στην Ελληνική αγορά από την εταιρία ETEM σε διάφορα μεγέθη και τύπους και άρα είναι μία απόλυτα εφικτή και προσβάσιμη λύση παρά την ιδιαιτερότητα των χαρακτηριστικών του [13].

Τα στοιχεία που περιέχονται στο κράμα αυτό δίνονται στον Πίνακα 5.1.

2014 AlCu4MgSi											
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Pb	Zn	Ti	Bi	Cr	Others
											each
min.	0,55	0,20	4,00	0,55	0,45			0,02			
max.	0,75	0,40	4,40	0,75	0,65	0,05	0,25	0,04*	0,05		0.05

\*Ti + Zn max:0,20

Πίνακας 5.1. Χημική σύνθεση του κράματος αλουμινίου 2014.

### Εφαρμογές:

Τυπικές χρήσεις του αφορούν υψηλής αντοχής πλάκες και προεκτάσεις εξαρτημάτων αεροπλάνων, τροχούς και βασικά κατασκευαστικά εξαρτήματα, δοχεία καυσίμου και σκελετό διαστημικών προωθητήρων, σασί φορτηγών και εξαρτήματα ανάρτησης. Γενικότερα, χρησιμοποιείται σε εφαρμογές που απαιτούν μεγάλη αντοχή και σκληρότητα, συμπεριλαμβανομένης της λειτουργίας σε αυξημένες θερμοκρασίες [14, 15].

### Μηχανικές Ιδιότητες:

Όριο Αντοχής: 483 MPa  
 Όριο Διαρροής: 414 MPa  
 Σκληρότητα: T6: 80 με 86 HRB  
 Λόγος Poisson: 0,33 στους 20° C  
 Μέτρο Ελαστικότητας: 72,4GPa  
 Πυκνότητα: 2,8 g/cm<sup>3</sup> στους 20° C

### 5.3.4 Κραδασμοί

Όσο περισσότερα περιστρεφόμενα μέρη έχει ένα ελικόπτερο, τόσο μεγαλύτερες είναι οι δονήσεις λόγω κραδασμών. Οι κραδασμοί αυτοί δημιουργούνται από ανισόρροπες δυνάμεις εξαιτίας μη ίσης κατανομής μάζας στα στροφέα, αεροδυναμικές δυνάμεις σχετιζόμενες με λανθασμένη τροχιά των πτερύγων και εξαιτίας μη ισορροπημένων τμημάτων όπως άξονες κίνησης.

Οι κραδασμοί χωρίζονται σε δύο κατηγορίες, εκείνων που δεν διορθώνονται και αυτών που διορθώνονται [16].

*Μη διορθώσιμοι*, είναι εκείνοι που δεν μπορούν να απαλειφθούν τελείως. Προκαλούνται γενικά από αεροδυναμικές δυνάμεις που διεγείρουν την φυσική κίνηση στις πτέρυγες και άλλα τμήματα του ελικοπτήρου. Το πρόβλημα αυτό περιορίζεται με σωστή και διαρκή συντήρηση αλλά δεν μπορεί να απαλειφθεί. Συνήθως σχετίζονται με τον αριθμό των πτερύγων του κυρίως στροφείου.

*Διορθώσιμοι* κραδασμοί δημιουργούνται κυρίως από εκτός τροχιάς πτέρυγες ή/και από άνιση κατανομή μάζας στο κυρίως στροφέο. Μία πτέρυγα έχει σωστή τροχιά όταν ακολουθεί την τροχιά της προηγούμενης πτέρυγας, ενώ ίση κατανομή μάζας έχουμε όταν το κέντρο βάρους της συνολικής μάζας του περιστρεφόμενου στροφείου βρίσκεται ακριβώς στον άξονα περιστροφής. Οι διορθώσιμοι κραδασμοί μπορεί να είναι είτε κάθετοι (σχηματίζοντας γωνία προς τα δεξιά του επιπέδου περιστροφής), είτε οριζόντιοι (παράλληλοι προς το επίπεδο περιστροφής).

Γενικά, οι κραδασμοί αυτοί προέρχονται κυρίως από τα στροφέα και για την απαλοιφή τους χρειάζεται συντήρηση των πτερύγων. Δεν ασκούνται σε συνεχή βάση και για το λόγο αυτό το πλαίσιο πρέπει να διατηρεί την ακαμψία του στις περιπτώσεις που αυτοί εμφανίζονται και για διάστημα μέχρι την προσγείωση του ελικοπτήρου.

## 5.4 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ



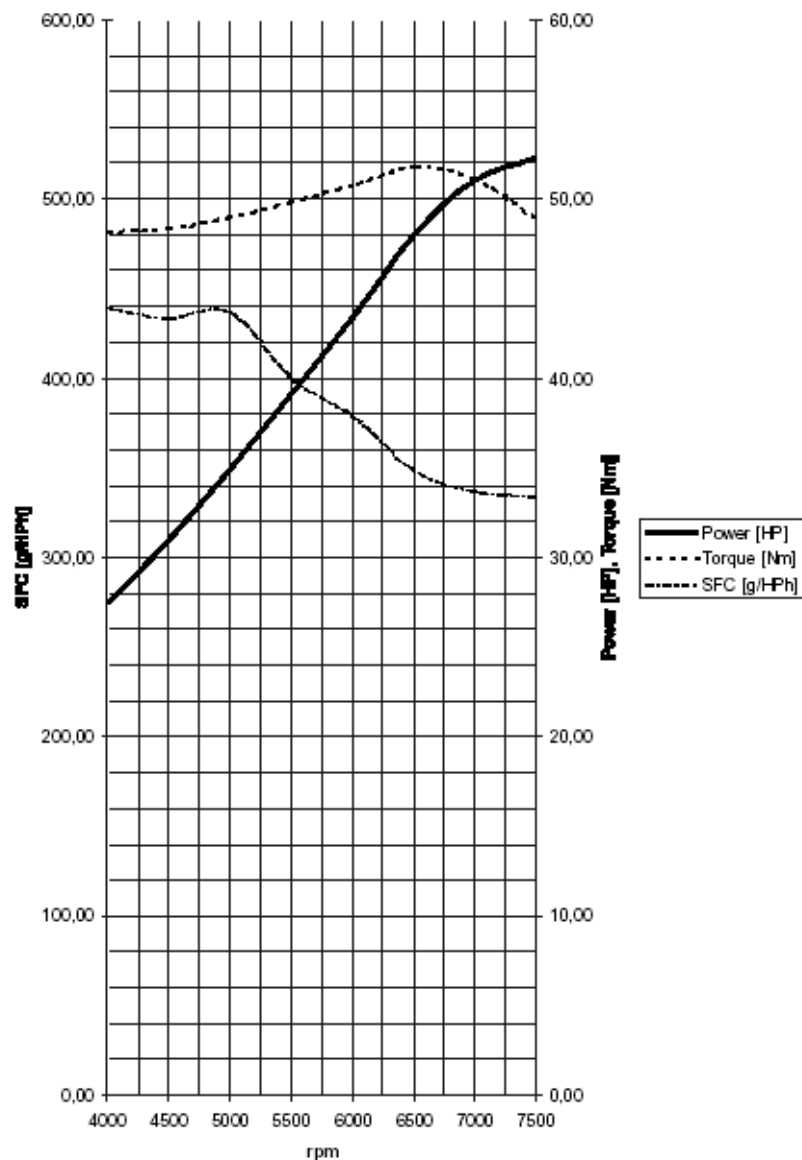
Εικόνα 5.5. Ο κινητήρας Limbach L550 E.

Στο πλαίσιο έχουν δοθεί τέτοιες διαστάσεις ώστε να είναι δυνατόν να δεχτεί τύπους κινητήρων από μεγάλο αριθμό εταιριών με ισχύ ανάλογη των προδιαγραφών. Ο κινητήρας που επιλέχθηκε είναι το μοντέλο **L550 E** της γερμανικής εταιρίας **Limbach** (Εικόνα 5.5). Ο κινητήρας της έχει βάρος 21Kg και μπορεί να αποδώσει ισχύ 50 ίππων. Η ροπή στρέψης του είναι 52Nm της 7500 στροφές ανά λεπτό (Εικόνα 5.6).

Ο κινητήρας τοποθετείται σε οριζόντια θέση παράλληλα με το επίπεδο του πλαισίου και στηρίζεται πάνω σε 4 αντικραδασμικές βάσεις, οι οποίες απορροφούν της ταλαντώσεις που παράγονται από την λειτουργία του κατά την διάρκεια της πτήσης, ώστε να μην μεταφέρονται στο πλαίσιο.

### 5.4.1 Κραδασμοί του Κινητήρα:

Υπάρχει ένας λογικός βαθμός μεγάλης συχνότητας κραδασμών που προέρχονται από τους εμβολοφόρους κινητήρες των ελικοπτέρων [16]. Αυτό μπορεί να χειροτερεύσει από βλάβη κάποιου εκ των σπινθηριστών (μπουζί) για οποιοδήποτε λόγο, ή από κακή μίξη ή δημιουργία πάγου στα καρμπυρατέρ, το οποίο είναι δύσκολο και να ανιχνευθεί. Επίσης, κραδασμοί που προέρχονται από αζυγοσταθμίες της φτερωτής του ψυγείου του κινητήρα, μπορεί να οδηγήσουν σε θραύση της ίδιας της φτερωτής ή ακόμα και τμημάτων του κινητήρα όπως την πολλαπλή εξαγωγή της εξάτμισης. Για το λόγο αυτό απαιτείται καλή συντήρηση όλων των τμημάτων του κινητήρα και προσεκτικός έλεγχος πριν από κάθε πτήση του οχήματος.



Εικόνα 5.6. Διάγραμμα Ισχύος-Στροφών ανά Λεπτό του κινητήρα L550 E [17].

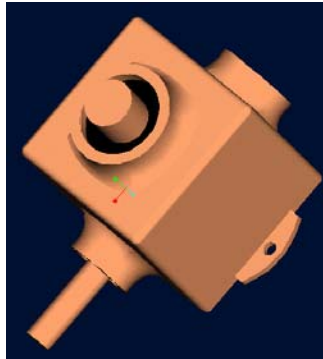
#### 5.4.2 Ψύξη του Κινητήρα:

Οι περισσότερες εμβολοφόρες μηχανές των ελικοπτέρων ψύχονται από έναν ανεμιστήρα κινούμενο από τη μηχανή ο οποίος παροχετεύει αέρα από την ατμόσφαιρα πάνω στους κυλίνδρους. Η εμπρόσθια κίνηση του ελικοπτέρου έχει σχετικά μικρή επίδραση στην ψύξη και για το λόγο αυτό δεν έχουμε τοποθετήσει αεραγωγούς στο κάλυμμα του οχήματος. Η ψύξη του κινητήρα στηρίζεται αποκλειστικά στον ανεμιστήρα που διαθέτει και που στην περίπτωση αυτή δίνεται μαζί με τον κινητήρα.

Επίσης, υπάρχει ειδική διάταξη για την αντιμετώπιση της δημιουργίας πάγου στο εσωτερικό των καρμπυρατέρ φαινόμενο που παρατηρείται σε θερμοκρασίες κοντά στους  $-15^{\circ}\text{C}$ . Αυτό επιτυγχάνεται με θέρμανση των καρμπυρατέρ με ζεστό αέρα.

## 5.5 ΚΙΒΩΤΙΟ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΚΙΝΗΣΗΣ

Το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης (Εικόνα 5.5) που τοποθετείται στο όχημα μεταφέρει την ισχύ του κινητήρα στο κυρίως και το ουραίο στροφέιο.



Εικόνα 5.5. Σχεδιαστική άποψη του κιβωτίου μετάδοσης κίνησης.

Στην συγκεκριμένη περίπτωση το κιβώτιο διατηρεί μια σταθερή σχέση μετάδοσης μεταξύ του κινητήρα και των δύο στροφείων. Οι σχέσεις μετάδοσης είναι:

$$\begin{aligned} \text{Κινητήρας} - \text{Κυρίως στροφέιο} &: 1/1 \\ \text{Κινητήρας} - \text{Ουραίο στροφέιο} &: 1/4,6 \end{aligned}$$

Στην περίπτωση του ουραίου στροφείου, έχουμε αύξηση των στροφών που φτάνουν σε αυτό από τον κινητήρα, λόγω της επιλεγμένης ταχύτητας της άκρης της πτέρυγας του στροφείου αυτού που αναλύεται σε επόμενη παράγραφο. Η σχέση μετάδοσης διαιρείται μεταξύ αυτού του κιβωτίου μετάδοσης κίνησης και του αντίστοιχου ουραίου. Έτσι στο κιβώτιο αυτό έχουμε μία σχέση μετάδοσης **1/2,3** με τον κινητήρα και στο ουραίο σχέση **1/2** με τον ουραίο άξονα μετάδοσης κίνησης.

Το συνολικό βάρος του κιβωτίου μετάδοσης κίνησης είναι 8 κιλά.

## 5.6 ΚΥΡΙΩΣ ΣΤΡΟΦΕΙΟ

Το κυρίως στροφέιο στο όχημα μας αποτελείται από δύο πτέρυγες και έχει συνολική διάμετρο 3,23m. Οι επιλογή των δύο πτερύγων σε σχέση με άλλες διατάξεις μεγαλύτερου αριθμού (τρεις, τέσσερις ή και πέντε) [18], έχει τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα που παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.2. Βασικό στοιχείο για την διάταξη που επιλέχθηκε είναι το χαμηλό κόστος και βάρος αυτής.

Το κυρίως στροφέιο διαθέτει σταθεροποιητική ράβδο τύπου Bell για την μείωση των επιδράσεων διαταραχών και παρόμοιων παραμέτρων στην συμπεριφορά του δίσκου περιστροφής και εμμέσως στις αυξομειώσεις των στροφών περιστροφής του στροφείου. Ο δίσκος περιστροφής είναι ο δίσκος που σχηματίζεται από την περιστροφή των πτερύγων του στροφείου και έχει διάμετρο ίση με αυτή του στροφείου.

Μία όψη του σχεδίου του κυρίως στροφείου φαίνεται στην Εικόνα 5.7.

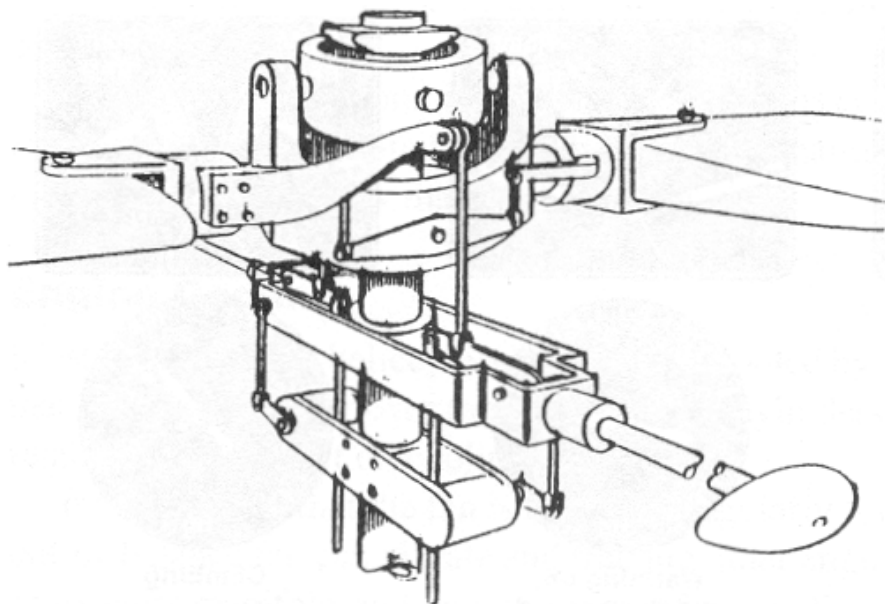


<i>Πλεονεκτήματα Χαμηλού Αριθμού Πτερύγων</i>	<i>Πλεονεκτήματα Υψηλού Αριθμού Πτερύγων</i>
1) Χαμηλό βάρος 2) Χαμηλό κόστος 3) Ευκολία δίπλωσης ή αποθήκευσης 4) Υψηλή στρεπτική ακαμψία της πτέρυγας	1) Χαμηλοί κραδασμοί προκαλούμενοι από το στροφέιο 2) Ευκολία χειρισμού των πτερύγων στην πτήση 3) Λιγότερο διακριτός ήχος για αναγνώριση του οχήματος

Πίνακας 5.2. Πλεονεκτήματα χαμηλού και υψηλού αριθμού πτερύγων του κυρίως στροφείου.

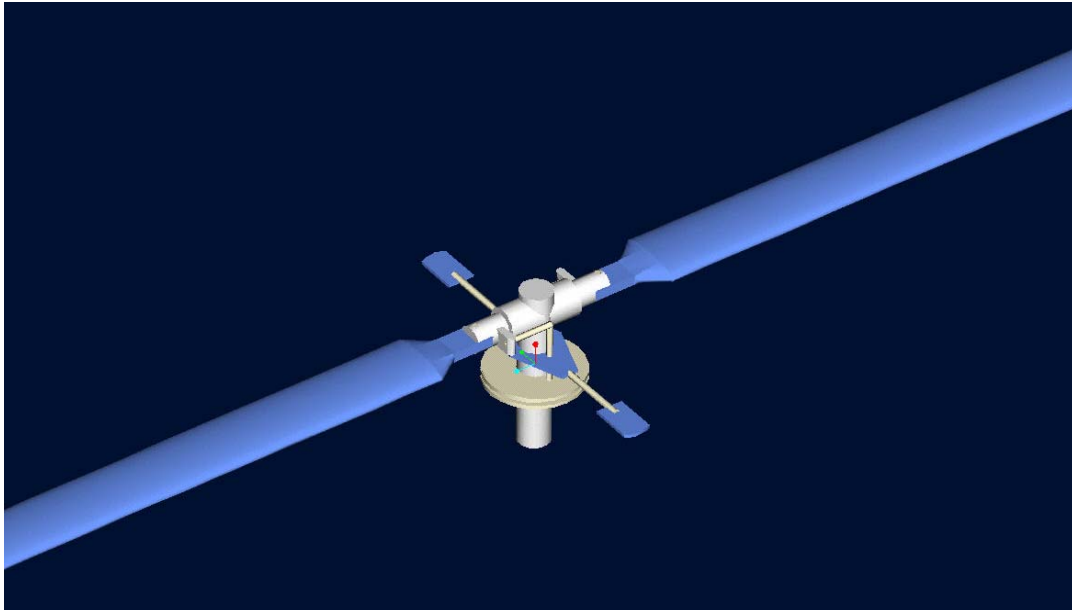
### **Η σταθεροποιητική ράβδος τύπου Bell**

Η ράβδος αυτή αποτελείται από μία κυλινδρική μπάρα στην οποία βρίσκονται τοποθετημένα στα άκρα της βαρίδια και είναι συνδεδεμένη κάθετα με το σύστημα του κυρίως στροφείου ενώ περιστρέφεται στις ίδιες με αυτό στροφές (Εικόνα 5.6). Η μπάρα αυτή λειτουργεί ως γυροσκόπιο ώστε η ακαμψία που επιτυγχάνεται από τις στροφές του κυρίως στροφείου να χρησιμοποιείται για την σταθεροποίηση του. Οποιαδήποτε αναταραχή μίας πτέρυγας εξαιτίας στροβιλισμών για παράδειγμα, διορθώνεται από την τάση της μπάρας να παραμείνει στο επίπεδο περιστροφής της. Ενώνοντας τους μοχλούς μεταξύ της μπάρας και τις ράβδους ελέγχου κλίσης του κυρίως στροφείου, δίνεται η απαραίτητη διορθωτική κίνηση στην αποκλίνουσα πτέρυγα.



Εικόνα 5.6. Το σύστημα Bell.





Εικόνα 5.7. Σχεδιαστική άποψη του κυρίως στροφείου.

### 5.6.1 Ανάλυση της Πτέρυγας:

Οι πτέρυγες αναμένεται να κατασκευαστούν από ανθρακονήματα. Το υλικό αυτό είναι ελαφρύ και αυξάνει την αντοχή των πτερύγων, ενώ βοηθά στην μείωση των κραδασμών και αυξάνει την προσαρμοστικότητά τους σε διάβρωση και φθορά [16].

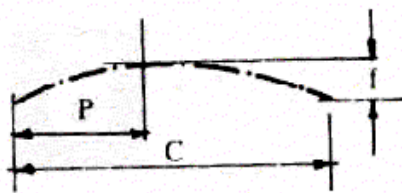
Η διαμόρφωση των πτερύγων ακολουθεί την σειρά NACA. Οι σειρές NACA παρουσιάστηκαν αρχικά το 1913 ως συστηματοποίηση των γνώσεων πάνω στις αεροτομές [19]. Η πρώτη σειρά αποτελούνταν από 4 ψηφία τα οποία καθόριζαν τις παραμέτρους της αεροτομής. Στη συνέχεια αναπτύχθηκαν οι σειρές 5 και αργότερα 6 ψηφίων. Τα χαρακτηριστικά στοιχεία μίας αεροτομής παρουσιάζονται στην Εικόνα 5.8.

Στην συγκεκριμένη περίπτωση επιλέχθηκε η σειρά NACA 23012, δηλαδή πτέρυγα ασύμμετρης μορφής, καθώς αυτή φαίνεται να επιλέγεται από την πλειοψηφία των κατασκευαστών. Τα ψηφία αυτής δηλώνουν:

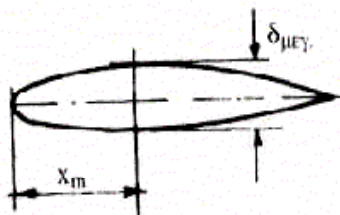
<b>2</b>	<b>30</b>	<b>12</b>
$C_{li} = (3/2) \cdot 0,2$	$p = 0,3/2 \text{ c}$	$\delta = 0,12 \text{ c}$

Το  $C_{li}$  είναι ο συντελεστής άνωσης της αεροτομής στην ιδανική γωνία πρόσπτωσης, ενώ τα  $p$  και  $\delta$  φαίνονται στην Εικόνα 5.8.

Στην Εικόνα 5.9, δίνονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά για την σειρά αυτή όπως προέκυψαν από πειράματα της NACA.



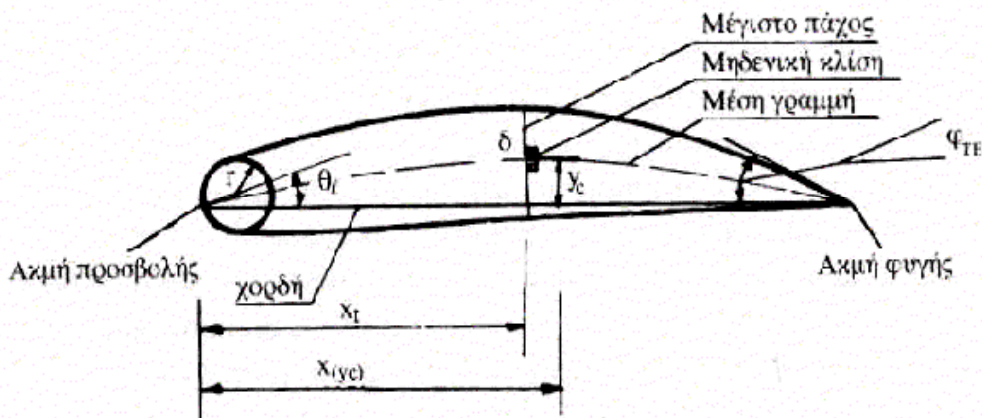
$c$  = χορδή αεροτομής  
 $f$  = μέγιστη κυρτότητα  
 $P$  = θέση μέγιστης κυρτότητας



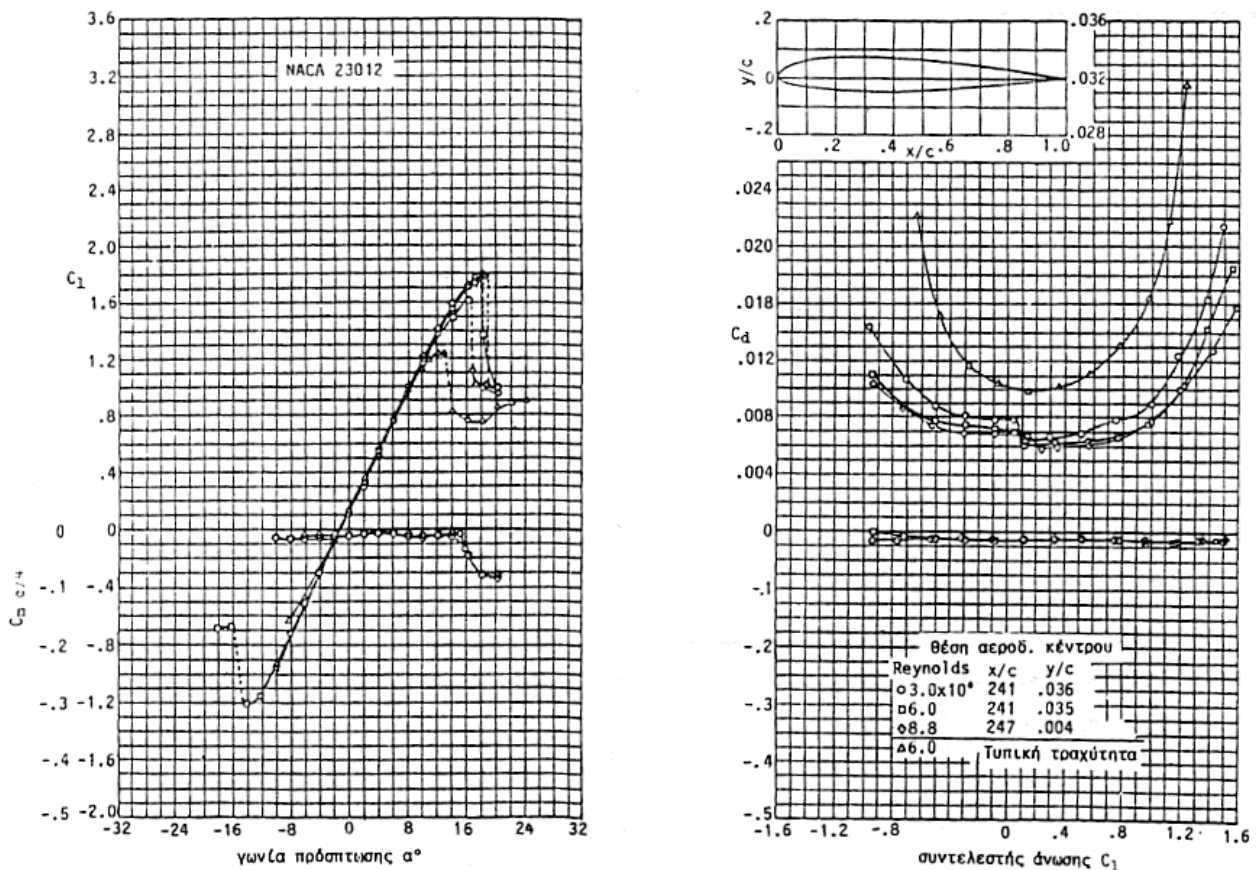
$\delta_{\text{μεγ.}}$  = μέγιστο πάχος, συμμετρική διανομή πάχους  
 $x_m$  = θέση μέγιστου πάχους



Πάνω στη μέση γραμμή και εκατέρωθεν κάθετος προς αυτή παίρνουμε  $\delta/2$  μήκη και σχηματίζεται το περίγραμμα της αεροτομής.



Εικόνα 5.8. Τα χαρακτηριστικά στοιχεία μιας αεροτομής.



Εικόνα 5.9. Χαρακτηριστικά αεροτομής σειράς 23012 [3]

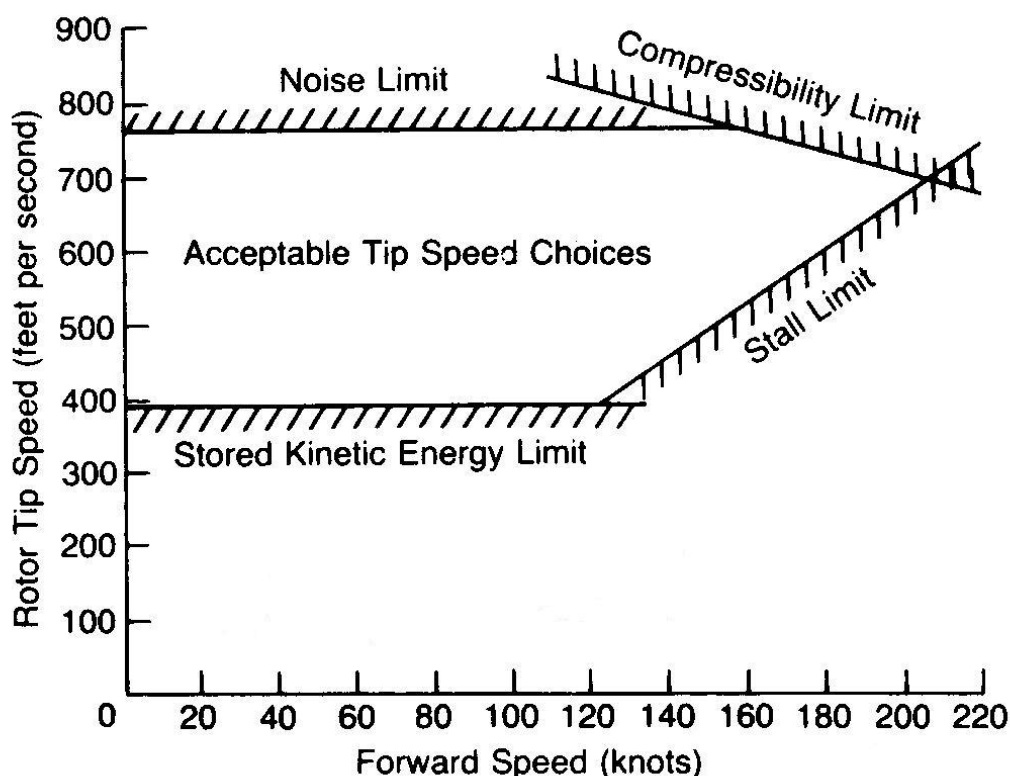
### 5.6.2 Ταχύτητα της Άκρης της Πτέρυγας Κυρίως Στροφείου

Χαμηλές ταχύτητες της άκρης έχουν το πλεονέκτημα χαμηλού θορύβου και καλής επίδοσης αιώρησης (hovering). Οι υψηλές ταχύτητες έχουν το πλεονέκτημα του χαμηλού βάρους στροφείου και κιβωτίου μετάδοσης κίνησης και της υψηλής αποθηκευμένης ενέργειας για προσγειώσεις με αυτοπεριστροφή [18].

Αυτοπεριστροφή είναι η κατάσταση πτήσης όπου το σύστημα του κυρίως στροφείου περιστρέφεται από την επίδραση της σχετικής κίνησης του αέρα μέσα από αυτό και όχι από τον κινητήρα [12]. Αποτελεί τον τρόπο με τον οποίο ένα όχημα μπορεί να προσγειωθεί με ασφάλεια σε περίπτωση βλάβης του κινητήρα. Στην περίπτωση αυτή το υψόμετρο χρησιμοποιείται σαν δυναμική ενέργεια η οποία μετατρέπεται σε κινητική κατά την κάθοδο και προσγείωση.

Στο διάγραμμα που εμφανίζεται στην Εικόνα 5.10, οριοθετούνται οι επιλογές αποδεκτών ταχυτήτων άκρης. Στον οριζόντιο άξονα του διαγράμματος βρίσκεται η πρόσθια ταχύτητα (*Forward Speed*) του οχήματος και στον κάθετο η ταχύτητα της άκρης του στροφείου (*Rotor Tip Speed*). Μία από τις βασικές προϋποθέσεις που περιορίζει την ταχύτητα της άκρης στο πάνω όριο είναι ο θόρυβος (*Noise Limit*). Ταχύτητες πάνω από 230 m/sec θεωρούνται υπερβολικά θορυβώδης. Ένα κάτω όριο τίθεται από την απαίτηση της αποθήκευσης κινητικής ενέργειας σε περίπτωση απώλειας ισχύος (*Stored Kinetic Energy Limit*). Η αποφυγή της συμπίεστικότητας (*Compressibility Limit*) της προπορευόμενης άκρης και η απώλεια στήριξης (*Stall Limit*) της επόμενης που ακολουθεί, περιορίζουν επίσης της επιλογές της

περιστροφής του στροφείου. Από την εικόνα αυτή εξηγείται επίσης γιατί η μέγιστη ταχύτητα των «καθαρών» ελικοπτέρων είναι περίπου 370 Km/hr (750 ft/sec) [18].



Εικόνα 5.10. Περιορισμοί επιλογών της ταχύτητας άκρης της πτέρυγας του κυρίως στροφείου.

Με βάση το σχήμα της Εικόνας 5.10, και την προδιαγραφή της μέγιστης πρόσθιας ταχύτητας που για το όχημα μας είναι 200Km/h (110 knots), επιλέγεται ταχύτητα άκρης ίση με **200 m/sec** (660 ft/sec). Αυτό ορίζει και τον μέγιστο ρυθμό περιστροφής του κυρίως στροφείου που θα είναι **7500 rpm**.

## 5.7 ΟΥΡΑΙΟ ΣΤΡΟΦΕΙΟ

Το ουραίο στροφείο ακολουθεί μια κλασική απλή σχεδίαση. Βρίσκεται ελεύθερο στο πίσω μέρος του ουραίου πλαισίου και αποτελείται από 2 πτέρυγες με συνολική διάμετρο **67 cm**. Η περιστροφή του γίνεται κατά την φορά των δεικτών του ρολογιού δημιουργώντας την απαραίτητη ώση για την εξισορρόπηση της ροπής του κυρίως στροφείου. Ο υπολογισμός της διαμέτρου εξαρτάται από αυτήν του κυρίως στροφείου [18] και γίνεται μέσω του τύπου:

$$\frac{D_{tail}}{D_{main}} = \frac{1}{7,15 - 0,27DL_M}$$

όπου:

$D_{tail}$ : η διάμετρος του ουραίου στροφείου

$D_{main}$ : η διάμετρος του κυρίως στροφείου

$DL_M$ : το μέγιστο φορτίο ανύψωσης, δια το εμβαδόν του δίσκου περιστροφής που δημιουργεί το κυρίως στροφέιο.

### 5.7.1 Ταχύτητα της Άκρης της Πτέρυγας

Η επιλογή της ταχύτητας άκρης για τις πτέρυγες του ουραίου στροφείου συνήθως βασίζεται σε δύο συγκρουόμενες σκέψεις: μία χαμηλή ταχύτητα άκρης ελαχιστοποιεί το θόρυβο, ενώ μία υψηλή ταχύτητα ελαχιστοποιεί το βάρος. Εδώ οι αεροδυναμικοί συντελεστές δεν είναι τόσο σοβαρές παράμετροι όσο είναι στο κυρίως στροφέιο.

Η ταχύτητα που επιλέχθηκε είναι **193 m/sec**.

### 5.7.2 Ανάλυση της Πτέρυγας

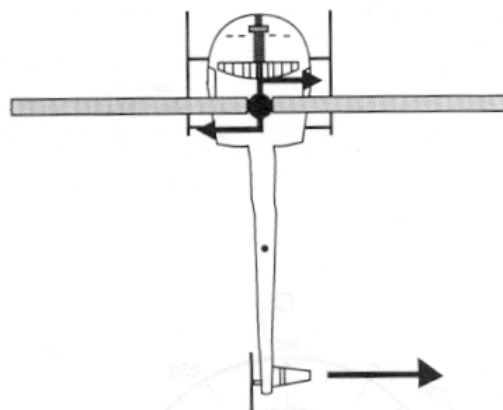
Για την δημιουργία του μεγαλύτερου δυνατού ποσού αντίρροπης ώσης με τη μικρότερη διάμετρο και στροφές του στροφείου, χρησιμοποιούνται πτέρυγες με μεγάλους συντελεστές άνωσης, δηλαδή με ασύμμετρο σχήμα. Επίσης, η γωνία αποκοπής επιλέγεται σχετικά μεγάλη, επιτρέποντας μεγάλο φάσμα γωνιών προσβολής.

Τα παραπάνω χαρακτηριστικά καλύπτονται από την σειρά 64212 της NACA ενώ το υλικό κατασκευής είναι και πάλι από ανθρακονήματα.

### 5.7.3 Ιδιαιτερότητες του ουραίου στροφείου

Κατά την λειτουργία του ουραίου στροφείου εμφανίζονται δύο φαινόμενα που μπορεί να επηρεάσουν αρνητικά την ομαλή πτήση του ελικοπτέρου. Τα φαινόμενα αυτά είναι η *Τάση Μεταφοράς* και η *Τάση Κύλισης* [16].

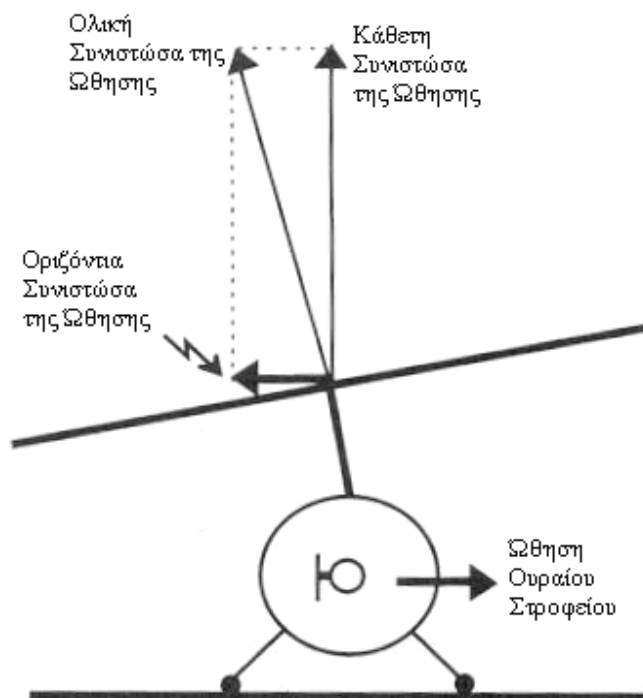
Η *τάση μεταφοράς* προκαλείται από τη φορά των δυνάμεων που ασκούνται στο όχημα, καταρχήν εξαιτίας του ζεύγους που δημιουργεί την ροπή περιστροφής από το κυρίως στροφέιο (μία προς τα αριστερά και μία προς τα δεξιά) και κατά δεύτερο από την δύναμη που ασκεί το ουραίο στροφέιο και έχει φορά προς τα δεξιά. Οι διευθύνσεις των δυνάμεων προκύπτουν από την Εικόνα 5.11. Εξαιτίας της ύπαρξης δύο δυνάμεων που δρουν προς τα δεξιά δημιουργείται μία τάση στο όχημα να γείρει προς τη μεριά αυτή.



Εικόνα 5.11. Διευθύνσεις δυνάμεων κατά τη δημιουργία του φαινομένου της τάσης μεταφοράς.

Υπάρχουν διάφοροι τρόποι για την απαλοιφή της τάσης αυτής. Στην συγκεκριμένη περίπτωση επηρεάζουμε το μηχανισμό του κυκλικού ελέγχου του κυρίως στροφείου ώστε να έχει πάντα μια μικρή τάση προς τα αριστερά, απαλείφοντας έτσι το φαινόμενο αυτό.

Η τάση κύλισης εμφανίζεται ως αποτέλεσμα της δύναμης του ουραίου στροφείου και της οριζόντιας συνιστώσας της ώσης του κυρίως στροφείου, ως μια ροπή που τείνει να περιστρέψει το όχημα (Εικόνα 5.12).



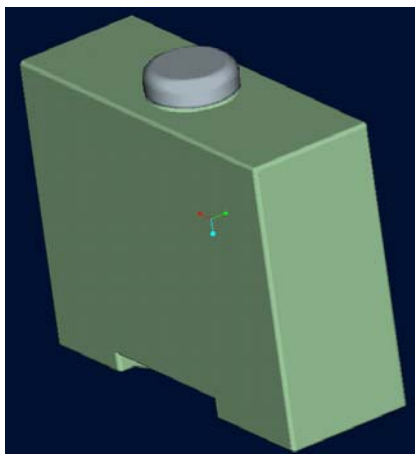
Εικόνα 5.12. Δημιουργία τάσης κύλισης.

Η τάση αυτή προκαλείται από την διορθωτική κίνηση που κάναμε για να απαλείψουμε το φαινόμενο της τάσης μεταφοράς που αναλύσαμε προηγουμένως. Για την εξάλειψη του συνήθως μετατοπίζεται ο άξονας περιστροφής του ουραίου στροφείου προς τα πάνω, ώστε να μειωθεί η απόσταση από το επίπεδο περιστροφής του κυρίως στροφείου, μειώνοντας έτσι το μέγεθος της ροπής κύλισης. Στον συγκεκριμένο σχεδιασμό πάντως η απόσταση αυτή είναι ούτως ή άλλως μικρή και άρα δεν μας απασχολεί η εμφάνιση τέτοιας τάσης.

## 5.8 ΔΟΧΕΙΟ ΚΑΥΣΙΜΟΥ

Στο όχημα προσαρμόζονται δύο δοχεία καυσίμου τα οποία τοποθετούνται δεξιά και αριστερά του κιβωτίου μετάδοσης κίνησης και το καύσιμο μεταφέρεται συγχρόνως και από τα δύο στον κινητήρα μέσω της αντλίας καυσίμου. Η αντλία καυσίμου αναλαμβάνει την μεταφορά του καυσίμου από τα δοχεία προς τον κινητήρα. Οι κάθετοι άξονες που διέρχονται από το κέντρο βάρους των δοχείων, σχηματίζουν ένα επίπεδο το οποίο διέρχεται από τον άξονα κίνησης του κυρίως στροφείου που βρίσκεται στο κέντρο βάρους του οχήματος. Έτσι, κατά την κατανάλωση του καυσίμου και την μείωση του βάρους των δοχείων δεν δημιουργούνται μετατοπίσεις βάρους στο όχημα, διατηρώντας αμετάβλητο το κέντρο βάρους του. Το στοιχείο αυτό είναι ιδιαίτερα σημαντικό για την σταθερότητα του οχήματος κατά την πτήση.

Η μορφή του δοχείου παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.13. Η εσοχή στο κάτω μέρος του δοχείου χρησιμεύει στην εισχώρηση των εξογκωμάτων του κιβωτίου μετάδοσης (τα σημεία όπου βιδώνεται στο πλαίσιο), κερδίζοντας χώρο και αυξάνοντας την χωρητικότητα του.



Εικόνα 5.13. Δοχείο καυσίμου.

Τα χαρακτηριστικά του είναι :

**Ύψος:** 30 cm

**Πλάτος:** 20 cm

**Μήκος:** 32 cm

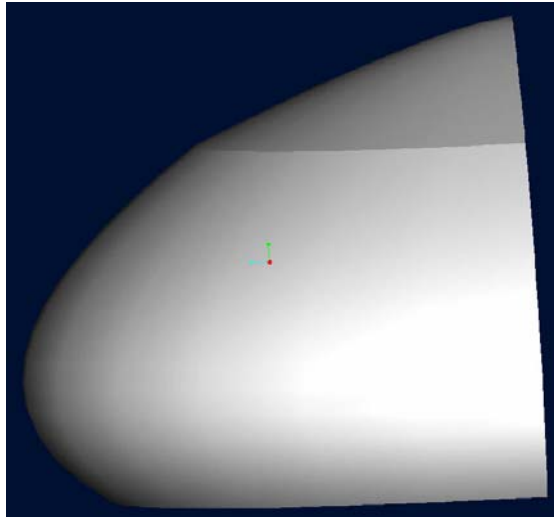
**Χωρητικότητα:** 19,2 lt

**Βάρος:** 31 Kg

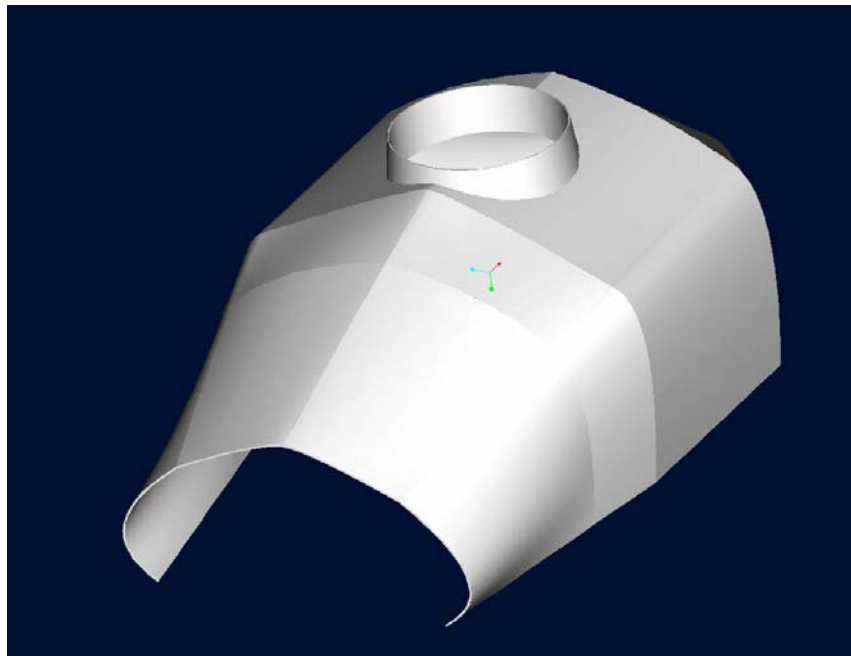
## 5.9 ΚΑΛΥΜΜΑ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Ένα σημαντικό στοιχείο για την προστασία των μηχανικών μερών του οχήματος κατά τη διάρκεια της πτήσης αποτελεί το κάλυμμα. Το κάλυμμα πρέπει να έχει αεροδυναμική μορφή, να έχει ελαστικότητα και αντοχή στα διάφορα φορτία που ασκούνται πάνω του και κατά την απομάκρυνσή του να αποκαλύπτει σημαντικό μέρος του οχήματος, διευκολύνοντας την συντήρησή του.

Λαμβάνοντας υπόψιν τους παραπάνω λόγους, καταλήξαμε στη δημιουργία καλύμματος που αποτελείται από τρία τμήματα. Τα τμήματα αυτά παρουσιάζονται στις Εικόνες 5.14, 5.15 και 5.16, και είναι το εμπρός και το κυρίως τμήμα.

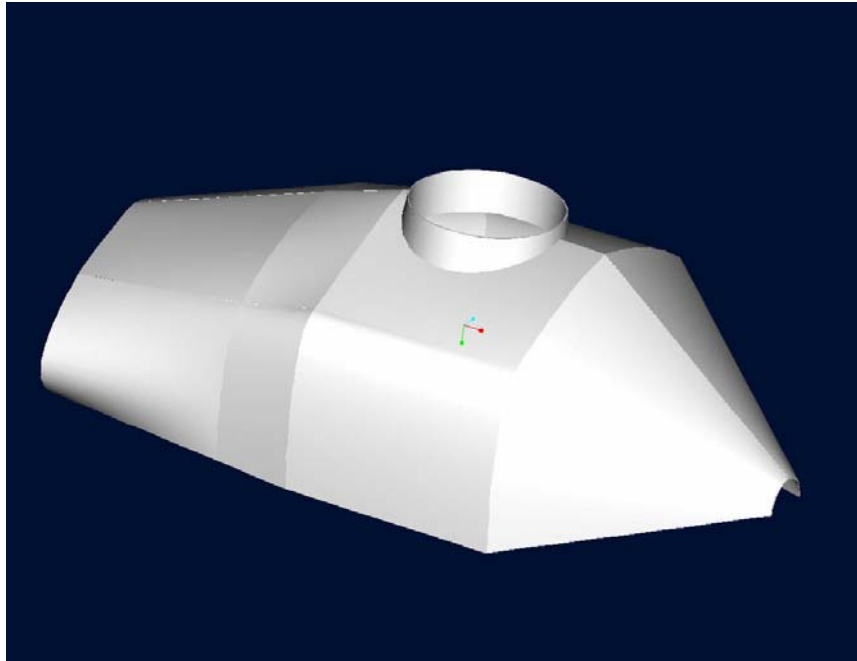


Εικόνα 5.14. Κάλυμμα Ρύγχους.



Εικόνα 5.15. Κυρίως κάλυμμα (εμπρόσθια προοπτική όψη).





Εικόνα 5.16. Κυρίως κάλυμμα (πλάγια προοπτική όψη).

Το εμπρός τμήμα καλύπτει την περιοχή που βρίσκονται τα ηλεκτρονικά συστήματα του οχήματος. Το κυρίως κάλυμμα, καλύπτει όλο το υπόλοιπο όχημα όπως φαίνεται και στην Εικόνα 5.1, και χωρίζεται στη μέση σε δύο τμήματα, το δεξί και το αριστερό κυρίως τμήμα. Στις Εικόνες 5.15 και 5.16 τα τμήματα αυτά είναι ενωμένα για ευκολότερη κατανόηση της μορφής του.

Ο διαχωρισμός αυτός σε τρία τμήματα έγινε με γνώμονα την διευκόλυνση της συντήρησης του οχήματος και της τοποθέτησης τους. Έτσι, δίνεται η δυνατότητα στο προσωπικό συντήρησης να κάνει αλλαγές της τελευταίας στιγμής πριν την πτήση, χωρίς να απαιτείται η αποσυναρμολόγηση όλων των καλυμμάτων αλλά μονάχα του σημείου που μας ενδιαφέρει. Παράλληλα ο αριθμός των τμημάτων είναι μικρός και άρα έχουμε ευκολία κατασκευής και τοποθέτησης τους πάνω στο πλαίσιο.

Το υλικό κατασκευής τους είναι από ανθρακονήματα. Έχουμε έτσι πολύ μικρό βάρος και συγχρόνως μεγάλη αντοχή, ακαμψία και σημαντική απορρόφηση των κραδασμών.

Το σχήμα είναι αεροδυναμικής μορφής με μικρό συντελεστή αντίστασης κατά την πρόσθια πτήση, ενώ ιδιαίτερη προσοχή δόθηκε στην διευκόλυνση της ροής του αέρα που προέρχεται από το κυρίως στροφέιο με κατεύθυνση προς τα κάτω μειώνοντας την αντίσταση στην κατακόρυφη κίνηση.

## 5.10 ΚΕΝΤΡΟ ΒΑΡΟΥΣ (KB)

Το κέντρο βάρους ορίζεται ως το θεωρητικό σημείο όπου υποτίθεται ότι βρίσκεται συγκεντρωμένο όλο το βάρος του οχήματος [12]. Σε ελικόπτερα με διάταξη κυρίως-ουραίου στροφέιου, το KB βρίσκεται κοντά στον άξονα του κυρίως στροφέιου.

Εσφαλμένο ζύγισμα των φορτίων του οχήματος μπορεί να οδηγήσει σε σοβαρά προβλήματα ελέγχου. Η ανισόρροπη φόρτιση μειώνει την ικανότητα ελιγμών καθώς ο κυκλικός έλεγχος είναι λιγότερο αποτελεσματικός στην αντίθετη κατεύθυνση από την θέση του KB.

Η ιδανική κατάσταση για την ισορροπία του οχήματος είναι έτσι ώστε το πλαίσιο του να παραμένει οριζόντιο κατά την αιώρηση του στον αέρα (hovering), χωρίς την ανάγκη χρήσης του κυκλικού ελέγχου του στροφέιου παρά μόνο για διορθώσεις λόγω

ανέμου. Καθώς το πλαίσιο δρα σαν ένα εκκρεμές δεμένο από το στροφέιο, η μεταβολή του κέντρου βάρους του αλλάζει την γωνία με την οποία αυτό κρέμεται. Έτσι όταν το κέντρο βάρους βρίσκεται ακριβώς κάτω από τον άξονα του στροφείου, το όχημα μένει οριζόντιο, ενώ αν βρίσκεται μπροστά ή πίσω από τον άξονα τότε η μύτη του εκτρέπεται προς τα κάτω ή προς τα πάνω αντίστοιχα (Εικόνα 5.17).



Εικόνα 5.17. Η επίδραση της θέσης του κέντρου βάρους στον χειρισμό του οχήματος.

Η καλύτερη θέση για το κέντρο βάρους σε ένα όχημα κυρίως-ουραίου στροφείου βρίσκεται λίγο μπροστά από τον άξονα του κυρίως στροφείου [18]. Όμως η εμπειρία έχει δείξει ότι ακόμα και όταν ο σχεδιαστής πετυχαίνει τον στόχο αυτό, λίγο πριν την παραγωγή το ελικόπτερο θα έχει μετατοπισμένο προς τα πίσω το ΚΒ.

Τα παραπάνω ισχύουν όσον αφορά την ισορροπία ως προς τον οριζόντιο άξονα του οχήματος. Το ζύγισμα ενός ελικοπτέρου σχετικά με τον παράλληλο άξονα του δεν είναι συνήθως αναγκαίο καθώς συνθήκες αστάθειας μπορεί να δημιουργηθούν μόνο από λανθασμένη τοποθέτηση επιβατών ή αποσκευών.

Οι υπολογισμοί για τον αρχικό προσδιορισμό του κέντρου βάρους παρουσιάζονται στο επόμενο κεφάλαιο. Στόχος είναι η τοποθέτηση του κέντρου βάρους λίγο μπροστά από τον άξονα του κυρίως στροφείου, όπως υποδεικνύεται από σχετικές αναφορές, ώστε να διαφυλαχτεί ο εύκολος χειρισμός και η σταθερότητα στην πτήση του οχήματος.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΤΩΝ ΕΠΙΔΟΣΕΩΝ

## 6.1 ΓΕΝΙΚΑ

Στο κεφάλαιο αυτό παρατίθενται οι υπολογισμοί των επιδόσεων και των δυνατοτήτων του οχήματος σύμφωνα με τις σχεδιαστικές επιλογές που αναλύθηκαν προηγουμένως. Βασικός σκοπός είναι η επιβεβαίωση της ικανότητας του οχήματος να επιτύχει τις επιδόσεις που τέθηκαν στις αρχικές προδιαγραφές και η ακριβέστερη προσέγγιση των τιμών αυτών.

Γνωστές παράμετροι είναι τα χαρακτηριστικά μεγέθη των αεροτομών, οι διαστάσεις όλων των τμημάτων του ελικοπτέρου, το βάρος και το ωφέλιμο φορτίο και οι επιδόσεις του κινητήρα. Γενικά, στον υπολογισμό των επιδόσεων τα βασικά χαρακτηριστικά που πρέπει να αποτιμηθούν είναι [20]:

1. Η απαιτούμενη ισχύς για αιώρηση και κάθετη πτήση
2. Η απαιτούμενη ισχύς για πρόσθια πτήση

Η αιώρηση είναι η κατάσταση κατά την οποία το όχημα παραμένει σταθερό πάνω από ένα συγκεκριμένο σημείο του εδάφους.

Με βάση τις απαιτήσεις σε ισχύ για κάθε κατάσταση πτήσης, υπολογίζονται οι τιμές των επιδόσεων που αφορούν:

1. Βάρος ανύψωσης για αιώρηση εντός και εκτός της επίδρασης του εδάφους (In Ground Effect (IGE) – Out Of Ground Effect (OGE))
2. Ταχύτητα αναρρίχησης
3. Μέγιστη ταχύτητα οριζόντιας πτήσης
4. Μέγιστη οροφή πτήσης ή επιχειρησιακή οροφή
5. Μέγιστη διάρκεια πτήσης

Για να προχωρήσουμε όμως στους υπολογισμούς αυτούς, πρέπει πρώτα να μελετηθούν διεξοδικά η απώλειες ισχύος του κινητήρα και κατ' επέκταση η διαθέσιμη ισχύς.

## 6.2 ΑΠΩΛΕΙΕΣ ΙΣΧΥΟΣ

Η ισχύς του κινητήρα που επιλέχθηκε είναι 50hp ή 37,29 kW στις 7500 στροφές ανά λεπτό (rpm). Για να υπολογίσουμε τη συνολική όμως διαθέσιμη ισχύ μετά την τοποθέτηση του κινητήρα στο όχημα, πρέπει να λάβουμε υπόψη μας τις απώλειες που προέρχονται από το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης και από άλλα μηχανικά μέρη που απαιτούν ισχύ για την λειτουργία τους (ψυγεία, αντλίες κτλ) [21]. Έτσι, η διαθέσιμη ισχύς δίνεται από τον τύπο:

$$P_{\text{ΔΙΑΘΕΣΙΜΗ}} = P_K \eta + P_a \quad (6.1)$$

Όπου:  $P_K$ : η ισχύς του κινητήρα  
 $\eta$ : ο συντελεστής απωλειών από το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης  
 $P_a$ : η ισχύς άλλων μηχανικών μερών

Το  $P_a$  δεν λαμβάνεται υπόψη καθώς οι απώλειες από άλλα μηχανικά μέρη είναι πολύ μικρές και δεν επηρεάζουν σημαντικά τους υπολογισμούς μας. Ο παράγοντας αυτός επηρεάζει σημαντικά τις επιδόσεις των ελικοπτέρων που χρησιμοποιούν στροβιλοαντιδραστήρες για την κίνηση τους.

Ο συντελεστής απωλειών  $\eta$ , εξαρτάται από τον αριθμό και τον τύπο των γραναζιών που αποτελούν το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης. Στην συγκεκριμένη περίπτωση λαμβάνεται ως  $\eta=0,98$ . Οι απώλειες δηλαδή υπολογίζονται ως **2%** επί της ισχύος του κινητήρα.

Με βάση τον παραπάνω τύπο η συνολική διαθέσιμη ισχύς υπολογίζεται ίση με:

$$P_{\Delta} = 49 \text{ hp.}$$

## 6.3 ΑΠΑΙΤΟΥΜΕΝΗ ΙΣΧΥΣ

Η απαιτούμενη συνολική ισχύς είναι η ισχύς που χρειάζεται να προσδώσει ο κινητήρας για την κίνηση των στροφείων ανά πάσα στιγμή. Είναι δηλαδή το άθροισμα της ισχύος του κυρίως  $P_{K,\Sigma}$  και του ουραίου στροφείου  $P_{O,\Sigma}$ .

### 6.3.1 Ισχύς Κυρίως Στροφείου

Για τον υπολογισμό των απαιτήσεων ισχύος του κυρίως στροφείου, ώστε να ικανοποιούνται οι αρχικές προδιαγραφές, αλλά και για την προσέγγιση των χαρακτηριστικών πτήσης του οχήματος, υπάρχουν πολλά θεωρητικά μοντέλα που μπορούμε να εφαρμόσουμε. Συγκεκριμένα, οι θεωρίες που έχουν αναπτυχθεί μέχρι σήμερα είναι τρεις. Η θεωρία ορμής (momentum theory), η θεωρία στοιχείων πτέρυγας (Blade element theory) και η θεωρία δινών (Vortex theory). Για την σχεδίαση οχημάτων που βρίσκονται σε πρώιμα στάδια εξέλιξης, συνήθως χρησιμοποιείται η πρώτη, καθώς είναι η πιο απλή και ικανή για μία πρώτη προσέγγιση των δυνατοτήτων του οχήματος και στη συνέχεια με τη βοήθεια ηλεκτρονικού υπολογιστή γίνεται περαιτέρω ανάλυση και εκτίμηση των χαρακτηριστικών πτήσης με βάση κάποια εκ των δύο άλλων θεωριών.

Με βάση λοιπόν την θεωρία της ορμής, η ισχύς που απαιτείται δίνεται από τον τύπο:

$$P_{K,\Sigma} = P_{ΠΑΡ.} + P_{ΕΛ.} + P_{ΜΕΤ.} \quad (6.2)$$

Όπου:  $P_{ΠΑΡ.}$ : η παρασιτική ισχύς, που απαιτείται για την υπερκάλυψη της αντίστασης που προκαλείται από την μορφή του οχήματος κατά την κίνηση του.

$P_{ΕΛ.}$ : η ισχύς έλξης, που απαιτείται για την δημιουργία του απαραίτητου ρεύματος αέρα που απορροφάται κατά την περιστροφή του στροφείου από τις πτέρυγες του.

$P_{ΜΕΤ.}$ : η ισχύς μετώπου, που απαιτείται για την κάλυψη της αντίστασης που προκαλείται από την περιστροφή των πτερύγων και εξαρτάται από την μορφή των πτερύγων του στροφείου.

Αντικαθιστώντας τις αντίστοιχες εκφράσεις για κάθε μία από τις ισχύς που αναφέρθηκαν προηγουμένως, η (6.2) γίνεται [22]:

$$P_{k,\Sigma} = \frac{1}{2} \rho V^3 f + 1,15 T w + \rho A V_T^3 \frac{\sigma C_d}{8} (1 + 3 \mu^2) \quad (6.3)$$

Στη συνέχεια αναλύονται όλες οι παραπάνω μεταβλητές και αναφέρονται οι τιμές που έχουν στην συγκεκριμένη περίπτωση:

**$\rho$ :** Η πυκνότητα του αέρα στο εκάστοτε ύψος υπολογισμού (Στα 1000m είναι  $\rho=1,1226 \text{ Kg/m}^3$ )

**$V$ :** Η πρόσθια ταχύτητα του οχήματος σε Km/h.

**$f$ :** Το γινόμενο του συντελεστή αντίστασης κάθε τμήματος της ατράκτου του οχήματος επί την κάθετη επιφάνεια που αυτό σχηματίζει με το διάνυσμα της ταχύτητας κίνησης. Στην περίπτωση μας, σύμφωνα με τη διαστασιολόγηση του οχήματος, η τιμή του βρέθηκε  $f = 0,35 \text{ m}^2$ .

**$T$ :** Η ώση που παράγει το στροφέιο για την εξισορρόπηση του βάρους του οχήματος. Η ώση αυτή είναι ίση με  $170 \text{ kg}$  ή  $1677,7 \text{ N}$ .

**$w$ :** Η ταχύτητα του εσωτερικού ρεύματος του αέρα, που απορροφάται κατά την περιστροφή των πτερύγων του στροφείου.

**$V_T$ :** Η ταχύτητα περιστροφής της άκρης των πτερύγων. Η ταχύτητα αυτή υπολογίζεται με βάση τις στροφές που μπορεί να αποδώσει ο κινητήρας αφότου μεταβληθούν από το κιβώτιο μετάδοσης κίνησης. Έτσι στην περίπτωση αυτή, εφόσον ο κινητήρας λειτουργεί στις 7500 στροφές ανά λεπτό (RPM) στην μέγιστη ισχύ του και το κιβώτιο έχει σχέση μετάδοσης 1/1, το στροφέιο στην ισχύ αυτή θα έχει γωνιακή ταχύτητα  $\omega=17,86 \text{ RPM}$ . Λαμβάνοντας υπόψη ότι η ακτίνα των πτερύγων είναι  $R=1,6 \text{ m}$  και ότι η ταχύτητα δίνεται από τον τύπο:  $V_T = \omega R$ , υπολογίζεται ότι  $V_T = 28,57 \text{ m/sec}$ .

**$\sigma$ :** Η στερεότητα του στροφείου. Το  $\sigma$  δίνεται από τον τύπο:

$$\sigma = \frac{Bc}{\pi R} \quad (6.4)$$

Στον τύπο αυτό,  $B$  είναι ο αριθμός των πτερύγων του στροφείου (για το όχημα αυτό ίσο με 2),  $c$  η χορδή της αεροτομής και  $R$  η ακτίνα του στροφείου.

**$C_d$ :** Ο συντελεστής αντίστασης της πτέρυγας. Η τιμή του για την πτέρυγα αυτή είναι 0,01.

**$\mu$ :** Ο λόγος της ταχύτητας πτήσης προς την ταχύτητα περιστροφής της άκρης της πτέρυγας. Δηλαδή  $\mu=V/V_T$ .

Για την πλήρη ανάλυση όλων των στοιχείων του τύπου (6.3) πρέπει να σημειώσουμε ότι ο συντελεστής 1,15 που τοποθετείται στην ισχύ έλξης, προκύπτει εμπειρικά καθώς συνήθως βρίσκεται 15% μεγαλύτερη η πειραματική ισχύς έλξης από ότι υπολογίζεται με βάση τον τύπο  $T_w$ . Επίσης, η χορδή των πτερύγων του κυρίως στροφείου είναι  $c=0,1\text{m}$ . Τέλος, οι υπολογισμοί γίνονται για επιλεγμένο ύψος πτήσης

που είναι τα 1000 μέτρα. Άρα η πυκνότητα του αέρα σε κάθε τύπο που εμφανίζεται έχει σταθερή τιμή όπως αναφέρθηκε παραπάνω.

Για το υπολογισμό της απαιτούμενης ισχύος του στροφείου πρέπει καταρχήν να υπολογιστεί η ταχύτητα του εσωτερικού ρεύματος αέρα  $w$ . Για τον υπολογισμό του μεγέθους αυτού πρέπει να καταφύγουμε σε επαναληπτική μέθοδο όπως περιγράφεται στη συνέχεια.

Αρχικά υπολογίζεται μία τιμή:  $w_0 = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$  που αποτελεί την τιμή ταχύτητας όταν

το όχημα βρίσκεται σε αιώρηση πάνω από ένα σημείο του εδάφους. Η τιμή αυτή για το  $w$ , τοποθετείται στον τύπο:  $\bar{V} = \sqrt{(w - V \sin a)^2 + (V \cos a)^2}$ , και εν συνεχεία τοποθετώντας την ευρεθείσα τιμή για το  $\bar{V}$  στον τύπο:  $T = 2\rho A \bar{V} w$ , υπολογίζουμε μία νέα τιμή για το  $w$ . Επαναλαμβάνοντας την διαδικασία αυτή έως ότου το  $w$  συγκλίνει σε κάποια τιμή τελικά προσδιορίζουμε την τιμή του, με δεδομένη την ώση που παράγει το στροφέιο και είναι ίση με 1667,7 N. Στον προηγούμενο τύπο, η γωνία  $a$  είναι η γωνία κλίσης του στροφείου και  $V$  η ταχύτητα πτήσης του οχήματος.

### 6.3.2 Ισχύς Ουραίου Στροφείου

Η ισχύς του ουραίου στροφείου [22], υπολογίζεται με την βοήθεια του τύπου:

$$P_{O\Sigma} = \frac{T_t^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (6.5)$$

όπου:

$T_t$ : η ώση του ουραίου στροφείου

$\rho$ : η πυκνότητα του αέρα σε δεδομένο ύψος

$A$ : το εμβαδόν της επιφάνειας του κυκλικού δίσκου που δημιουργείται από την περιστροφή των πτερύγων του ουραίου στροφείου ( $\pi R^2 = 0,28 \text{ m}^2$ )

Η ώση του ουραίου στροφείου ισούται με την ροπή που ασκείται από το κυρίως στροφέιο προς την οριζόντια απόσταση μεταξύ των αξόνων των δύο στροφείων. Γνωρίζοντας τη σχέση μετάδοσης από το κιβώτιο μετάδοσης που είναι 1/1 και την ροπή του κινητήρα (52 Nm), υπολογίζεται ότι η ροπή  $Q$ , που φτάνει στο κυρίως στροφέιο και είναι ακριβώς ίση με **52 Nm**. Άρα η ώση του ουραίου στροφείου  $T_{O\Sigma}$  δίνεται ως:

$$T_{O\Sigma} = Q/l_{O\Sigma} \quad (6.6)$$

Όπου:

$l_{O\Sigma}$ : το μήκος μεταξύ των κέντρων κυρίως και ουραίου στροφείου.

Γνωρίζοντας την ώση που πρέπει να παράγει το στροφέιο, υπολογίζεται η τιμή της απαιτούμενης ισχύος  $P_{O\Sigma}$ .

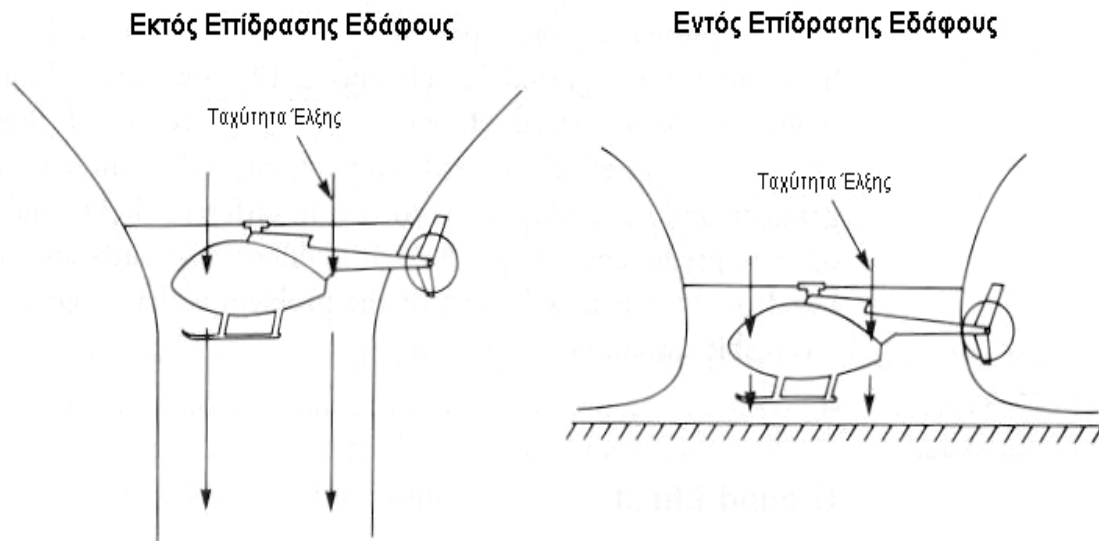
### 6.3.3 Συνολική Διαθέσιμη Ισχύς

Με βάση τα όσα αναφέραμε προηγουμένως για τον υπολογισμό των ισχύων που απαιτούνται από τα δύο στροφεία (κύριο και ουραίο) και λαμβάνοντας υπόψη επίσης τις απώλειες ισχύος, είμαστε σε θέση να υπολογίσουμε την συνολική διαθέσιμη ισχύ σε κάθε στιγμή. Αυτή θα είναι:

$$P_{\Sigma \text{ΥΝ. ΔΙΑΘΕΣΙΜΗ}} = P_{\text{ΔΙΑΘΕΣΙΜΗ}} - (P_{\text{Κ.Σ}} + P_{\text{Ο.Σ}}) \quad (6.7)$$

## 6.4 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ ΣΕ ΑΙΩΡΗΣΗ ΚΑΙ ΚΑΘΕΤΗ ΠΤΗΣΗ

Βασικό στοιχείο κάθε κατάστασης πτήσης είναι ο υπολογισμός της απαιτούμενης ισχύος. Στην περίπτωση αυτή, ο τύπος της ισχύος για το κυρίως στροφέιο μεταβάλλεται λίγο καθώς δεν υπάρχει πρόσθια ταχύτητα αλλά και αντίσταση από την κίνηση αυτή. Έτσι ο παράγοντας της παρασιτικής ισχύος της (6.3) δεν λαμβάνεται υπόψη καθώς είναι μηδενικός. Όμως, αντίσταση από τον αέρα εμφανίζεται και πάλι πάνω στο όχημα, λόγω της κατακόρυφης κίνησης του.



Εικόνα 6.1. Απεικόνιση του ρεύματος αέρα υπό την επίδρασης του εδάφους κατά την αιώρηση του οχήματος

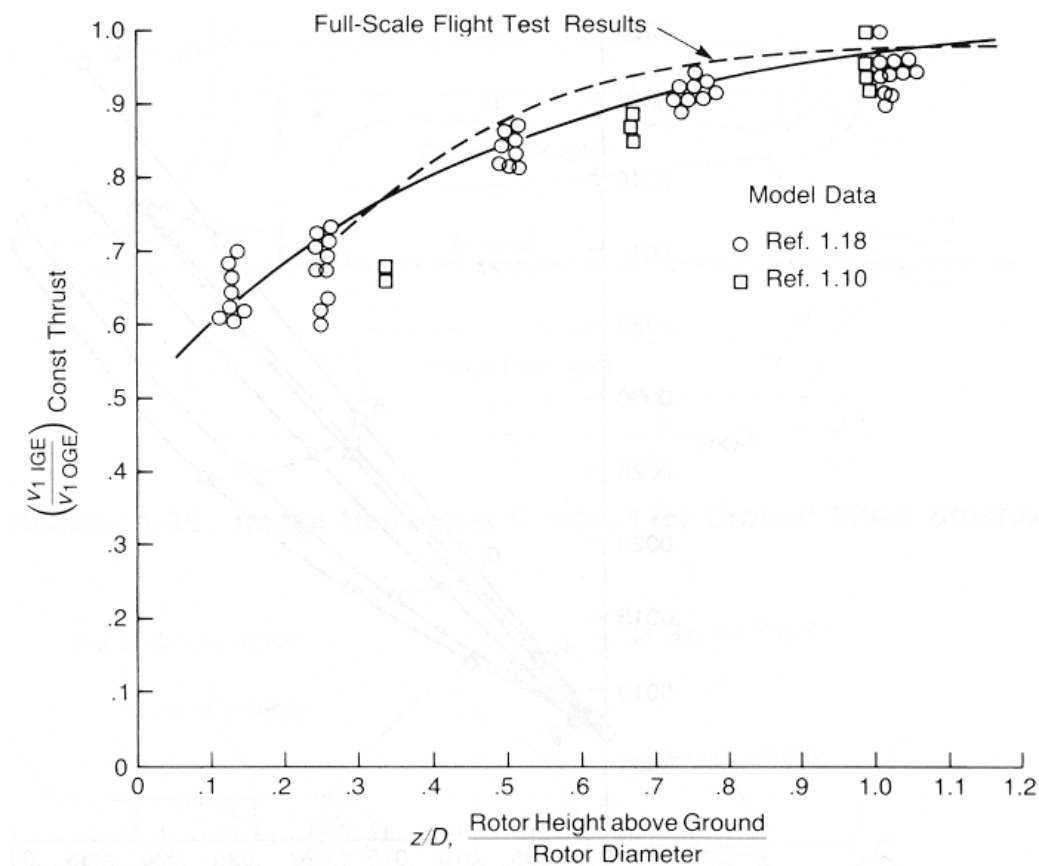
Υπάρχουν δύο περιπτώσεις αιώρησης που πρέπει να ληφθούν υπόψη. Αυτές είναι, η αιώρηση εκτός επίδρασης του εδάφους (Out of Ground Effect – OGE) και η αιώρηση υπό την επίδραση του εδάφους (In Ground Effect – IGE). Όπως φαίνεται στην Εικόνα 6.1, όταν το όχημα αιωρείται κοντά στο έδαφος, τότε οι σχέσεις μεταξύ ισχύος / ώσης μεταβάλλονται, εξαρτώμενες από το σχετικό ύψος στο οποίο βρίσκεται το στροφέιο από το έδαφος προς την διάμετρο του ( $z/D$ ). Αυτό εμφανίζεται εξαιτίας της μείωσης της ταχύτητας έλξης κοντά στο έδαφος, το οποίο προκαλεί μείωση στην ισχύ έλξης. Ομοίως σε προκαθορισμένη στάθμη ισχύος, η ώση του κυρίως στροφείου αυξάνει και η αντίσταση του σκελετού του οχήματος μειώνεται.

Συνήθως η αιώρηση κοντά στο έδαφος θεωρείται σε ύψος ίσο με **1,5** μέτρα από τις ράβδους προσεδάφησης ενώ για την εκτός εδάφους επίδραση θεωρούμε ύψος περίπου ίσο με **225 m** [18]. Έτσι ο λόγος  $z/D$  γίνεται ίσος με **0,78** για συνθήκες IGE. Με βάση το διάγραμμα της Εικόνας 6.2, υπολογίζεται ο λόγος της ταχύτητας έλξης εντός και εκτός επίδρασης του εδάφους ( $v_{1 \text{ IGE}} / v_{1 \text{ OGE}}$ ), σε σχέση με τον λόγο  $z/D$ , που είναι  $v_{1 \text{ IGE}} / v_{1 \text{ OGE}} = \mathbf{0,9}$ .

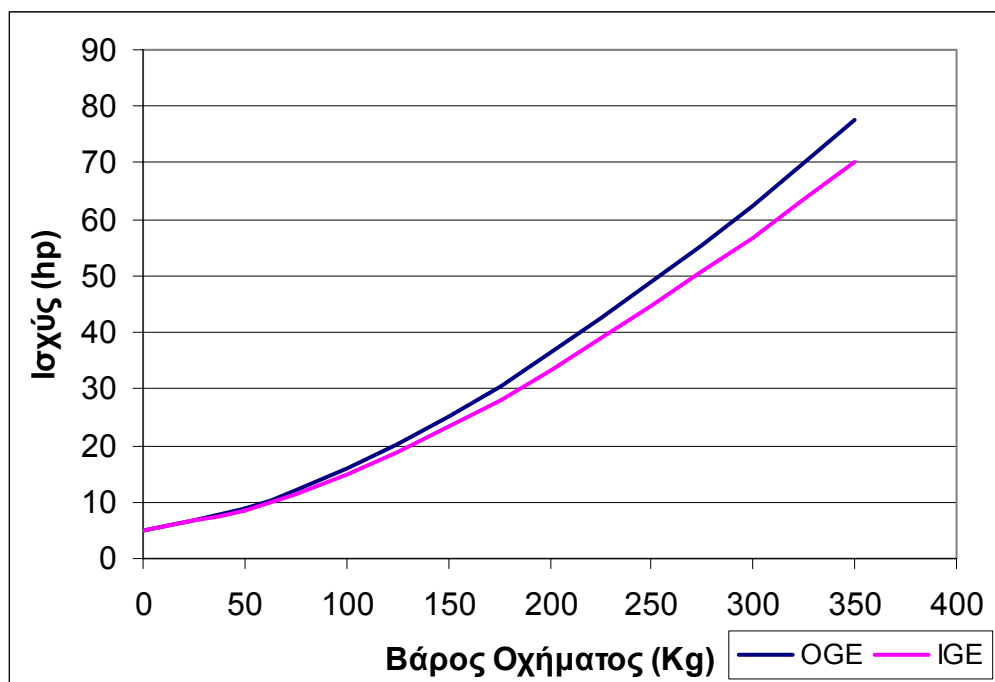
Η ισχύς που απαιτείται κατά την αιώρηση υπό την επίδραση του εδάφους ισούται μες το άθροισμα της ισχύς μετώπου και της ισχύος έλξης για μηδενική πρόσθια ταχύτητα:

$$P_{\text{IGE}} = P_{\text{MET.}} + P_{\text{ΕΛ.}}(v_{1 \text{ IGE}}/v_{1 \text{ OGE}}) \quad (6.8)$$

Με βάση τα παραπάνω κατασκευάζεται το διάγραμμα απαιτούμενης ισχύος-βάρους ανύψωσης σε OGE και IGE, που παρουσιάζεται στην Εικόνα 6.3.



Εικόνα 6.2. Επίδραση του εδάφους στις ταχύτητες έλξης [18].



Εικόνα 6.3. Διάγραμμα ισχύος-βάρους για αιώρηση εντός και εκτός της επίδρασης του εδάφους.



Από το διάγραμμα αυτό φαίνεται ότι το όχημα με βάση την απόδοση του κινητήρα, έχει την ικανότητα να αιωρηθεί σε ύψος 225 μέτρων, δηλαδή εκτός επίδρασης του εδάφους, μεταφέροντας 245 κιλά. Σε ύψος 1,5 μέτρων, δηλαδή υπό την επίδραση του εδάφους, το όχημα μπορεί να μεταφέρει μέχρι και 262 κιλά. Οι τιμές αυτές προκύπτουν συγκρίνοντας την απαιτούμενη ισχύ που εμφανίζεται στο διάγραμμα, με την διαθέσιμη ισχύ που έχει προκύψει από την αφαίρεση των απωλειών εγκατάστασης (Εξίσωση 6.1). Όμως σε κάθε περίπτωση το μέγιστο φορτίο που έχει οριστεί ότι μπορεί να έχει το ελικόπτερο, είναι 170 κιλά και άρα μπορεί να αιωρηθεί με άνεση και στις δύο περιπτώσεις πτήσης.

## Ταχύτητα Αναρρίχησης

Η ισχύς που απαιτείται για κατακόρυφη αναρρίχηση ενός ελικοπτέρου είναι μεγαλύτερη από αυτήν για αιώρηση, κυρίως λόγω της μεταβολής της δυναμικής ενέργειας. Δευτερεύοντες επιδράσεις είναι η αυξημένη κάθετη αντίσταση του αέρα, η αυξημένη ισχύς του ουραίου στροφείου και η μείωση της ταχύτητας έλξης καθώς το στροφέιο λαμβάνει μεγαλύτερη ποσότητα αέρα [18]. Σε αρχικά στάδια ανάπτυξης ενός οχήματος οι παράγοντες αυτοί δεν λαμβάνονται υπόψη αλλά χρησιμοποιούνται απλοποιημένες εξισώσεις που δίνουν γρήγορα και εύκολα την τιμή της ταχύτητας αναρρίχησης.

Η διαφορά μεταξύ της απαιτούμενης ισχύος έλξης για αναρρίχηση με ταχύτητα  $V_c$  και εκείνης για αιώρηση, δίνει την πρόσθετη ισχύ αναρρίχησης [20], η οποία είναι:

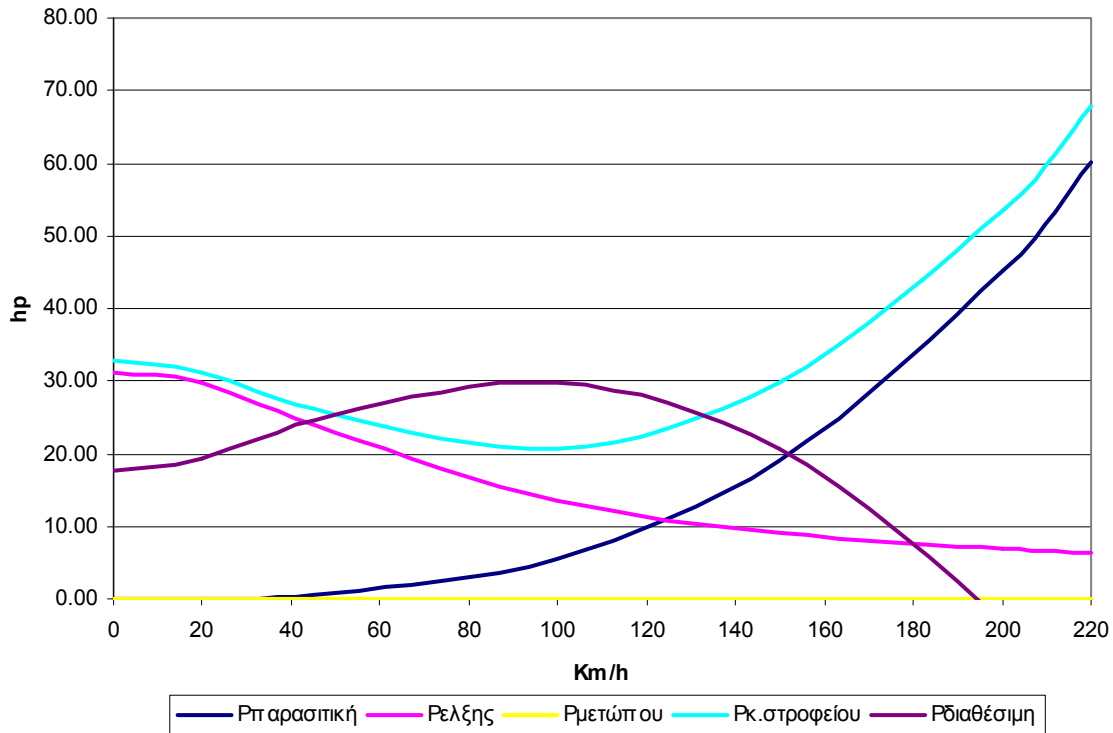
$$\Delta P = 1,15T \left[ \frac{1}{2} V_c + \frac{1}{2} \sqrt{\left( V_c^2 + \frac{2T}{A} \right)} - \frac{T}{2\rho A} \right] \quad (6.9)$$

Γνωρίζοντας την συνολική διαθέσιμη ισχύ του κινητήρα (6.1), η ταχύτητα αναρρίχησης μπορεί να υπολογιστεί επαναληπτικά. Υπολογίζεται δηλαδή κάθε φορά μία τιμή της πρόσθετης ισχύος αναρρίχησης από την εξίσωση (6.9) και αφού προστεθεί στην ισχύ αιώρησης, όπως αυτή προκύπτει από το διάγραμμα της Εικόνας 6.3 για συγκεκριμένη τιμή βάρους του οχήματος, συγκρίνεται με την διαθέσιμη ισχύ του κινητήρα.

Στο όχημα που μελετάται η διαθέσιμη ισχύς είναι 49 hp και το συνολικό βάρος του οχήματος έχει οριστεί στα 170 κιλά, που αντιστοιχεί σε απαιτούμενη ισχύ αιώρησης ίση με 30,5 hp. Με βάση τα δεδομένα αυτά και βρέθηκε ότι η μέγιστη ταχύτητα αναρρίχησης του οχήματος από ύψος 225 μέτρων από το έδαφος, είναι  $V_c = 10,6 \text{ m/sec}$ .

## 6.5 ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ ΣΕ ΟΡΙΖΟΝΤΙΑ ΠΤΗΣΗ

Όταν το ελικόπτερο βρίσκεται σε οριζόντια πτήση με κάποια ταχύτητα, τότε η απαιτούμενη ισχύς του κυρίως στροφείου δίνεται από την εξίσωση 6.3. Χρησιμοποιώντας τα δεδομένα που σχετίζονται με τα σχεδιαστικά χαρακτηριστικά του μελετούμενου οχήματος, υπολογίζεται η συνολική απαιτούμενη ισχύς και οι συνιστώσες της και παρουσιάζονται στα διαγράμματα της Εικόνας 6.4, σε σχέση με την ταχύτητα πτήσης.



Εικόνα 6.4. Η συνολική διαθέσιμη ισχύς σε σχέση με την οριζόντια ταχύτητα πτήσης.

Τα διαγράμματα αυτά αποτελούν πολύτιμο εργαλείο για την προσέγγιση των επιδόσεων του οχήματος όσον αφορά τη μέγιστη ταχύτητα πτήσης και την επιχειρησιακή οροφή του.

### 6.5.1 Μέγιστη Ταχύτητα Πτήσης

Η μέγιστη ταχύτητα πτήσης υπολογίζεται συγκρίνοντας την μέγιστη διαθέσιμη ισχύ για συγκεκριμένο ύψος πτήσης με την απαιτούμενη [21]. Χρησιμοποιώντας δηλαδή το Διάγραμμα 2 και συγκεκριμένα την καμπύλη της διαθέσιμης ισχύος, βλέπουμε το σημείο στο οποίο αυτή μηδενίζεται και άρα τέμνει τον άξονα της ταχύτητας. Η τιμή της ταχύτητας που βρίσκεται στο σημείο τομής είναι και η μέγιστη ταχύτητα την οποία μπορεί να επιτύχει το όχημα.

Έτσι στην συγκεκριμένη περίπτωση η μέγιστη ταχύτητα πτήσης που μπορεί να επιτύχει το όχημα σε ύψος 1000 μέτρων, είναι **192 Km/h**.

### 6.5.2 Επιχειρησιακή Οροφή

Η επιχειρησιακή οροφή είναι το υψόμετρο στο οποίο ο μέγιστος ρυθμός ανόδου μειώνεται στα **0,5 m/sec**. Η διαδικασία υπολογισμού έχει ως εξής:

Υπολογίζεται αρχικά η ισχύς που απαιτείται για άνοδο με ρυθμό 0,5 m/sec και προστίθεται στην ελάχιστη ισχύ που απαιτείται για οριζόντια πτήση σε συγκεκριμένο υψόμετρο. Στη συνέχεια συγκρίνεται η διαθέσιμη ισχύς με την απαιτούμενη για διάφορα ύψη πτήσης σε σχέση με το συνολικό βάρος του οχήματος και υπολογίζεται το τελικό ύψος πτήσης.

Η ισχύς η απαραίτητη για την άνοδο, δίνεται από τον τύπο:

$$\Delta HP = V_c W / k_p \quad (6.10)$$

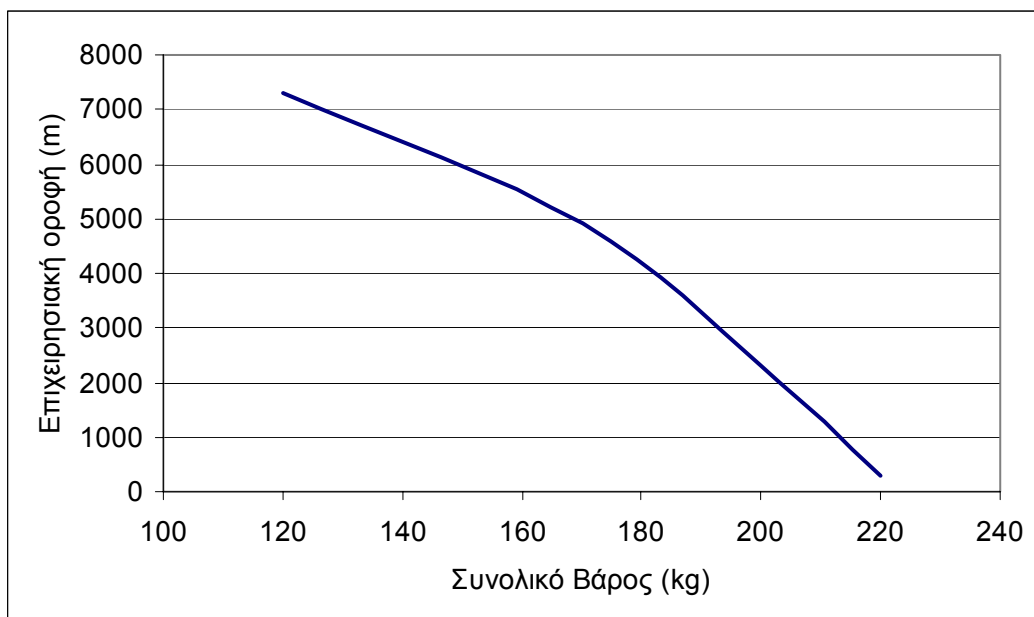
Όπου :  $V_c$ : ο ρυθμός ανόδου (0,5 m/sec)

$W$ : το βάρος του οχήματος

$k_p$ : συντελεστής απόδοσης ανόδου. Θεωρείται ίσος με 0,85.

Άρα η ισχύς ανόδου είναι **1,18 hp**.

Η ελάχιστη απαιτούμενη ισχύς για οριζόντια πτήση του οχήματος βρίσκεται από το διάγραμμα της Εικόνας 6.4 και είναι **21,68 hp**, για ταχύτητα **85 km/h**. Σε αυτήν την ταχύτητα πραγματοποιείται η διαδικασία εύρεσης της επιχειρησιακή οροφής.



Εικόνα 6.5. Συσχέτιση βάρους και υψόμετρου πτήσης του οχήματος.

Από το διάγραμμα αυτό υποδεικνύεται ότι για βάρος 170 κιλών το όχημα θα έχει επιχειρησιακή οροφή τα **4900 μέτρα**.

### 6.5.3 Διάρκεια πτήσης

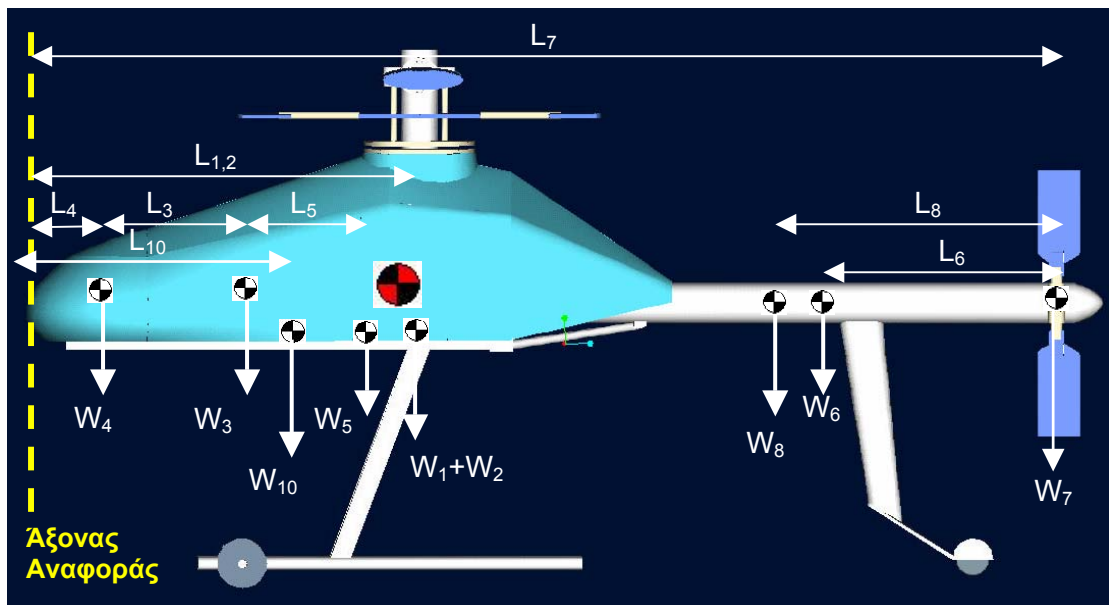
Θεωρώντας μία κατανάλωση για τον συγκεκριμένο κινητήρα περίπου ίση με 12 λίτρα ανά ώρα, μπορεί να υπολογιστεί η μέση διάρκεια πτήσης του οχήματος γνωρίζοντας τη χωρητικότητα των δεξαμενών καυσίμου. Η χωρητικότητα κάθε δοχείου καυσίμου είναι 19,2 λίτρα οπότε η συνολική χωρητικότητα καυσίμου και στα δύο δοχεία θα είναι 38,4 λίτρα. Άρα η μέση διάρκεια πτήσης του οχήματος θα είναι ίση με **3,2 ώρες (hr)**.

Ο υπολογισμός της διάρκειας πτήσης γίνεται ακολουθώντας συγκεκριμένη διαδικασία στην οποία βασικό στοιχείο αποτελεί το διάγραμμα κατανάλωσης καυσίμου του κινητήρα για όλο το φάσμα των στροφών του. Επειδή όμως δεν εστάλη κάτι τέτοιο από την εταιρία κατασκευής, του κινητήρα που επιλέχθηκε για το όχημα, πραγματοποιείται ο παραπάνω απλός υπολογισμός.

## 6.6 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΚΕΝΤΡΟΥ ΒΑΡΟΥΣ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Όπως αναφέρθηκε στο Κεφάλαιο 5, μέλημα μας είναι το κέντρο βάρους του οχήματος να βρίσκεται στο σημείο όπου τοποθετείται ο άξονας του κυρίως στροφείου. Επειδή δεν είναι εφικτό –ιδιαιτέρως κατασκευαστικά– να πετύχουμε ακριβώς το σημείο εφαρμογής του κέντρου βάρους, οι υπολογισμοί που ακολουθούν έχουν σαν στόχο τον υπολογισμό της θέσης του και κατ' επέκταση τον προσδιορισμό του επιπλέον βάρους που θα πρέπει να τοποθετηθεί σε συγκεκριμένο σημείο για να επιτευχθεί η επιθυμητή ισορροπία του οχήματος. Για τον υπολογισμό του κέντρου βάρους ακολουθείται μεθοδολογία σύμφωνη με την βιβλιογραφία [18, 20, 16].

Στην Εικόνα 6.6 παρουσιάζεται το όχημα σε πλάγια όψη, με τα σημεία εφαρμογής των βαρών των τμημάτων του και τις αποστάσεις που αυτά έχουν από τον άξονα αναφοράς που έχουμε επιλέξει και βρίσκεται στην άκρη του ρύγχους του οχήματος.



Εικόνα 6.6. Κέντρα βάρους των τμημάτων του οχήματος του οχήματος

Στον Πίνακα 6.1 παρουσιάζονται αναλυτικά οι τιμές των βαρών και των αποστάσεων για κάθε τμήμα.

Γνωρίζοντας τις ακριβείς θέσεις εφαρμογής των βαρών των επιμέρους τμημάτων το κέντρο βάρους του οχήματος βρίσκεται από την εξίσωση:

$$L_{KB}W_{ΟΛΙΚΟ} = L_1(W_1+W_2+W_9) + L_4W_4 + (L_3+L_4)W_3 + (L_3+L_4+L_5)W_5 + (L_7-L_6)W_6 + L_7W_7 + (L_7-L_8)W_8 + L_{10}W_{10} \quad (6.11)$$

Από υπολογισμούς προκύπτει ότι το βάρος βρίσκεται ακριβώς κάτω από το κυρίως στροφείο, όπως παρουσιάζεται με το κόκκινο-μάυρο σχήμα στην Εικόνα 6.6. Βρέθηκε δηλαδή ότι:  $L_{KB} = 95,3 \text{ cm}$ .

Το συνολικό βάρος του οχήματος υπολογίζεται στα 109 κιλά, επιτρέποντας έτσι την αύξηση του ωφέλιμου φορτίου που μπορεί να δεχθεί το όχημα (σε σχέση με τις αρχικές προβλέψεις) στα **61 κιλά**.

Συμβολισμός	Τιμή (Kg)	Τμήμα	Αποστάσεις (cm)
$W_1$	9	Κιβώτιο μετάδοσης κίνησης	$L_1 = 95,5$
$W_2$	31	Δοχεία Καυσίμου	$L_2 = L_1$
$W_3$	21	Κινητήρας	$L_3 = 39$
$W_4$	3	Ηλεκτρονικά	$L_4 = 10$
$W_5$	18,5	Κυρίως πλαίσιο	$L_5 = 35$
$W_6$	12,5	Ουραίο πλαίσιο	$L_6 = 55$
$W_7$	4	Ουραίο στροφέιο	$L_7 = 253$
$W_8$	3	Άξονας κίνησης ουραίου στροφείου	$L_8 = 67,5$
$W_9$	7	Κυρίως στροφέιο	$L_9 = L_1$
$W_{10}$	61	Επιπλέον εξοπλισμός (Κάμερα κ.τ.λ.)	$L_{10} = 83$
Σύνολο	170		

Πίνακας 6.1. Επεξήγηση των συμβολισμών της Εικόνας 6.6.

### Παρατηρήσεις:

Πρέπει να τονιστεί ότι οι παραπάνω υπολογισμοί είναι οι απλοί υπολογισμοί που χρησιμοποιούνται σε αυτό το στάδιο ανάπτυξης ενός οχήματος VTOL. Τα αποτελέσματα που εξάχθηκαν λοιπόν είναι ενδεικτικά των ικανοτήτων του οχήματος αυτού και τείνουν αρκετά στις πραγματικές επιδόσεις που αυτό θα έχει. Παρόλα αυτά, αποκλίσεις θα υπάρχουν όπως σε όλες τις συγκρίσεις θεωρητικών και πειραματικών δεδομένων.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: ΕΛΕΓΧΟΣ ΑΝΤΟΧΗΣ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ

## 7.1 ΓΕΝΙΚΑ

Η ανάγκη μελέτης και εξακρίβωσης της αντοχής των κατασκευών με όλο και ακριβέστερες μεθόδους είναι το ζητούμενο σε κάθε επίπεδο εφαρμογών. Ειδικά όμως σε αεροπορικού τύπου κατασκευές, η ανάγκη αυτή είναι πολλαπλάσια. Για το λόγο αυτό έχουν αναπτυχθεί προγράμματα που βοηθούν στην ανάλυση, εξέταση και βελτίωση τέτοιου είδους κατασκευών. Τα προγράμματα αυτά στηρίζονται στην μέθοδο της ανάλυσης με πεπερασμένα στοιχεία που για συντομία στη συνέχεια θα αναφέρεται με τη διεθνή ονομασία της ως FEA (Finite Elements Analysis). Η μέθοδος αυτή μπορεί να δώσει αποτελέσματα ακριβείας για πολύπλοκες κατασκευές, απαιτεί όμως πολλούς και χρονοβόρους υπολογισμούς οι οποίοι με την παρούσα τεχνολογία στους ηλεκτρονικούς υπολογιστές πραγματοποιούνται μέσα σε αρκετά σύντομο χρονικό διάστημα. Η χρήση αυτών των λογισμικών πακέτων σε συνδυασμό με άλλα εξειδικευμένα πακέτα σχεδίασης (CAD) αρχίζουν να αποτελούν το βασικό πυρήνα για την ανάπτυξη και τον έλεγχο πολύπλοκων αεροπορικών κατασκευών.

Ολοένα και περισσότερες εταιρίες της αεροπορικής βιομηχανίας χρησιμοποιούν λογισμικά πακέτα ανάλυσης πεπερασμένων στοιχείων για την αξιολόγηση των κατασκευών τους. Η χρήση τους προσδίδει μείωση του χρόνου και του κόστους ανάπτυξης ενός προϊόντος αλλά και πολύ μεγάλη ευελιξία στην βελτιστοποίηση στοιχείων της κατασκευής. Πρέπει να σημειωθεί ότι ειδικά σε αεροπορικού τύπου κατασκευές, τα προβλήματα που συναντώνται είναι δυναμικά και όχι στατικά ενώ οι κανονισμοί ασφαλείας που πρέπει να ικανοποιούνται είναι πολύ αυστηροί όσον αφορά θέματα ασφάλειας επιβατών. Η ασφάλεια και η αντοχή ενός αεροσκάφους κατά την πρόσκρουση του στο έδαφος αποτελεί την δυσκολότερη δοκιμασία καταπόνησης των στοιχείων της κατασκευής και τα τελευταία χρόνια δίνεται ολοένα και μεγαλύτερη βαρύτητα σε αυτό. Όμως, το υπέρογκο κόστος σε χρήμα και χρόνο για την πραγματοποίηση τέτοιου είδους δοκιμών έκανε αναγκαία την μοντελοποίηση και επίλυση τέτοιων προβλημάτων με τη χρήση λογισμικών πακέτων FEA. Ανάλογες δοκιμές πρόσκρουσης γίνονται και στην αυτοκινητοβιομηχανία. Όμως στην περίπτωση αυτή το κόστος των δοκιμών είναι πολύ χαμηλό επιτρέποντας την χρήση τους στην ανάπτυξη ενός αυτοκινήτου. Επιπλέον, η πολυπλοκότητα των κατασκευαστικών στοιχείων ενός αεροσκάφους είναι κατά πολύ μεγαλύτερη απ' ότι ενός αυτοκινήτου.

Πάρα πολλά πειράματα έχουν πραγματοποιηθεί μέχρι σήμερα για να εξακριβωθεί κατά πόσον τα αποτελέσματα τέτοιου είδους αναλύσεων συμφωνούν με πειραματικές δοκιμές πρόσκρουσης αεροσκαφών ή αυτοκινήτων. Τέτοιες δοκιμές έχουν πραγματοποιηθεί από αεροπορικές εταιρίες [23, 24], μεγάλα διεθνή ιδρύματα και οργανισμούς [25, 26], και πανεπιστήμια [27, 28, 29]. Σύμφωνα με τα πειράματα αυτά αποδεικνύεται ότι η χρήση τέτοιου λογισμικού είναι και ακριβής στα αποτελέσματα που εξάγονται και πολύ φθηνή και πολύ πιο γρήγορη εφόσον ακολουθείται σωστή μεθοδολογία κατά την μοντελοποίηση της κατασκευής.

Σημαντικό στοιχείο στις αναλύσεις αποτελούν και οι κανονισμοί ασφαλείας που πρέπει να ικανοποιούνται και στους οποίους αναφέρεται ειδική παράγραφος στην συνέχεια. Οι κανονισμοί αυτοί οριοθετούν τις καταπονήσεις της κατασκευής και αποτελούν το βασικό γνώμονα για την αξιολόγηση της αντοχής της.

Στην περίπτωση μας το ζητούμενο είναι ο έλεγχος αντοχής της προτεινόμενης κατασκευής κάτω από συγκεκριμένα στατικά και δυναμικά φορτία. Οι φορτίσεις είναι σύμφωνες με όσα ορίζουν οι διεθνείς κανονισμοί για αυτού του είδους τα οχήματα. Το βασικότερο τμήμα του οχήματος είναι το κυρίως πλαίσιο πάνω στο οποίο τοποθετούνται όλα τα υπόλοιπα τμήματα. Στο τμήμα αυτό ασκούνται όλες οι φορτίσεις, δυναμικές και στατικές κατά την πτήση αλλά και προσεδάφιση του VTOL στο έδαφος. Έτσι η ανάλυση τάσεων γίνεται με σκοπό να μελετηθεί η αντοχή του κυρίως και ουραίου πλαισίου και να υπολογιστεί ο συντελεστής ασφαλείας αυτών. Για τον έλεγχο, τα στοιχεία της κατασκευής υποβάλλονται σε συγκεκριμένες δοκιμασίες φορτίσεων οι οποίες εμπεριέχουν μία στατική φόρτιση ανάλογη με αυτήν που δέχεται το κυρίως και ουραίο πλαίσιο κατά την πτήση, καθώς και μία δυναμική η οποία αφορά την πρόσκρουση του οχήματος στο έδαφος με πλήρες φορτίο. Η διαδικασία αυτή μας δίνει τη δυνατότητα παράλληλα με τον έλεγχο της κατασκευής να προχωρήσουμε σε βελτιστοποίηση των σχεδίων του κυρίως και ουραίου πλαισίου ώστε αυτά να ανταποκρίνονται στις ασκούμενες φορτίσεις κρατώντας το βάρος σε χαμηλά επίπεδα.

Το λογισμικό πακέτο που επιλέχθηκε για την πραγματοποίηση των δοκιμών είναι το ANSYS 7 της ομώνυμης εταιρίας Ansys Inc. Το λογισμικό αυτό χρησιμοποιείται από πολλούς κατασκευαστές καθιστώντας τα αποτελέσματα του αξιόπιστα και ακριβή, ενώ η εταιρία παραγωγής του έχει μεγάλη εμπειρία σε αυτού του είδους τις εφαρμογές με μεγάλες διεθνείς συνεργασίες ανά τον κόσμο.

Για την καλύτερη κατανόηση της μεθόδου των πεπερασμένων στοιχείων στη συνέχεια δίνονται κάποια στοιχεία θεωρίας που σχετίζονται με τις γενικές αρχές τους, ώστε να γίνει δυνατή η κατανόηση της διαδικασίας υπολογισμών που ακολουθείται κατά την επίλυση ενός προβλήματος.

Επίσης επεξηγείται ο τρόπος μοντελοποίησης της κατασκευής, των υλικών και των φορτίσεων πριν την έναρξη της υπολογιστικής διαδικασίας ενώ παρουσιάζονται και οι χρησιμοποιούμενες μέθοδοι υπολογισμού της αντοχής και του συντελεστή ασφαλείας κατά την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν από το λογισμικό.

Τέλος παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της ανάλυσης με τη βοήθεια του λογισμικού πακέτου και παρουσιάζεται η διαδικασία βελτιστοποίησης της σχεδίασης του πλαισίου ώστε να καταλήξουμε σε επιτρεπτά όρια αντοχής με την μικρότερη δυνατή τιμή βάρους για το πλαίσιο. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα και την μείωση του κόστους παραγωγής του οχήματος αλλά και την βελτίωση των πτητικών ικανοτήτων του, δηλαδή των επιδόσεων του.

## **7.2 ΚΑΝΟΝΙΣΜΟΙ ΓΙΑ ΤΗΝ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ ΤΩΝ VTOL**

Ένα από τα μειονεκτήματα στην ανάπτυξη των μη επανδρωμένων οχημάτων γενικότερα, είναι η έλλειψη κανόνων για την κατασκευή, συντήρηση και πλοήγηση τους, και ιδιαίτερα για την οριοθέτηση των επιτρεπτών περιοχών πτήσεως τους. Προσπάθειες έχουν γίνει μεμονωμένα από οργανισμούς για την δημιουργία τέτοιων κανονισμών ειδικά μετά και την εμπλοκή των UAV στους πολέμους τις Γιουγκοσλαβίας, του Αφγανιστάν και του Ιράκ. Η χρήση τους, ανάγκασε τους στρατιωτικούς χρήστες να λάβουν υπόψη τους το πρόβλημα αυτό και να πείσουν τις πολιτικές αρχές αεροπλοΐας να ασχοληθούν σοβαρά με την δημιουργία κατάλληλων διατάξεων και κανονισμών που θα επιτρέψουν την κανονική πτήση τέτοιων οχημάτων δίνοντας τους πιστοποίηση καλής κατασκευής και λειτουργίας, όπως ακριβώς και στα υπόλοιπα εναέρια οχήματα. Μέχρις στιγμής όμως καμία αρμόδια αρχή δεν έχει στοιχειοθετήσει επίσημα έγγραφα που να αναφέρονται στο θέμα αυτό [30]. Μόνο προσχέδια έχουν αναφερθεί, από τις Αυστραλιανές και Ιταλικές αρχές

πολιτικής αεροπορίας [31], καθώς και ένα έγγραφο του NATO με την ονομασία «Οδηγός για την Λειτουργία Μη Επανδρωμένων Εναέριων Οχημάτων, Σχεδίαση Προδιαγραφών, Συντήρηση και Εκπαίδευση Ανθρώπινου Δυναμικού» [32]. Στις Η.Π.Α. η πιστοποίηση αυτών των εναέριων οχημάτων ουσιαστικά απαιτεί την ίδια διαδικασία με όλα τα εναέρια οχήματα. Και σε αυτήν την περίπτωση η αρμόδια αρχή (Federal Aviation Administration) έχει έτοιμο ένα προσχέδιο το οποίο στηρίζεται στους ήδη υπάρχοντες κανονισμούς που αφορούν τα ελαφρά αεροσκάφη και ελικόπτερα [33, 34]. Τα έγγραφα αυτά αν και προσχέδια, αποτελούνται από ένα σύνολο κανονισμών με βάση τους οποίους θα πιστοποιούνται τα οχήματα και άρα είναι τα μοναδικά αλλά και τα κατάλληλα για να χρησιμοποιηθούν ως οδηγοί για την κατασκευή και τον έλεγχο του πλαισίου του οχήματος.

Το έγγραφο του NATO δεν αποτέλεσε ιδιαίτερο σημείο αναφοράς καθώς περιέχει κυρίως οδηγίες για την ασφαλή πλοήγηση, συντήρηση και τοποθέτηση των ηλεκτρικών και ηλεκτρονικών συσκευών του VTOL. Σημαντικές πληροφορίες για θέματα του ενδιαφέροντος μας περιέχει το έγγραφο της Αυστραλιανής Πολιτικής Αεροπορίας (CASA), στο οποίο βασικά στηρίχθηκε η διαδικασία των δοκιμών που ακολούθησαν για τον έλεγχο αντοχής του πλαισίου.

Επειδή σε ορισμένα σημεία δεν δίνονταν ικανοποιητικές πληροφορίες, χρησιμοποιήθηκε συμπληρωματικά το επίσημο έγγραφο της αρμόδιας αρχής της πολιτικής αεροπορίας των Η.Π.Α. (F.A.A.), το οποίο είναι ο οδηγός Πιστοποίησης Κανονικής Κατηγορίας Ελικοπτέρων. Βρέθηκε ότι στα περισσότερα σημεία τα έγγραφα αυτά ταυτίζονται, με τη διαφορά ότι αρκετοί κανονισμοί δεν χρησιμοποιούνται στα UAV καθώς υπάρχει μεγαλύτερη ευελιξία λόγω της έλλειψης επιβατών.

## 7.3 ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ ΕΛΕΓΧΟΥ

Για να γίνει ο έλεγχος αντοχής του πλαισίου του οχήματος απαιτείται γνώση των μεγίστων φορτίσεων που δημιουργούνται κατά την πτήση και προσεδάφιση ενός VTOL. Έχοντας γνώση των συνθηκών κάτω από τις οποίες εμφανίζονται τα φορτία αυτά, είναι δυνατή η διενέργεια δοκιμαστικών φορτίσεων που θα αποκαλύψουν την αντοχή της μελετούμενης κατασκευής. Έτσι, με βάση τις οδηγίες των εντύπων που αναφέρθηκαν στην προηγούμενη παράγραφο, στοιχειοθετείται ο τρόπος δοκιμών και ορίζονται όλα τα στοιχεία που είναι απαραίτητα για την μοντελοποίηση των δοκιμών αλλά και την ανάλυση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν από το χρησιμοποιούμενο λογισμικό.

Στην συνέχεια παραθέτονται οι οδηγίες αυτές:

### **Συντελεστής Ασφαλείας:**

Ο συντελεστής ασφαλείας για μεταλλικές και ξύλινες κατασκευές πρέπει να είναι **1.5, 1.8** για ενισχυμένες με ανθρακονήματα συνθετικές κατασκευές που υποβάλλονται σε θερμότητα ή υγρασία και **2.25** όπου δε γίνεται καμία ιδιαίτερη θεώρηση για υγρασία και θερμότητα κατά την διάρκεια κατασκευαστικού ελέγχου.

### **Αντοχή και Παραμόρφωση:**

Η κατασκευή πρέπει να είναι σε θέση να δεχτεί τις μέγιστες φορτίσεις χωρίς μόνιμη παραμόρφωση και χωρίς παραμορφώσεις που είναι αρκετά μεγάλες ώστε να παρεμβαίνουν στην ασφαλή λειτουργία της. Στα μέγιστα φορτία που ασκούνται κατά την μελέτη δοκιμών πρόσκρουσης, δεν χρησιμοποιούνται οι συντελεστές ασφαλείας.



## Διάταξη Προσεδάφησης – Απορρόφηση Κραδασμών

α) Είναι απαραίτητη η διενέργεια δοκιμών πτώσης.

β) Πρέπει να προσδιοριστεί ότι η διάταξη προσεδάφησης είναι ικανή να απορροφήσει την ενέργεια που προκύπτει από την ρήξη του ελικοπτέρου στο μέγιστο επιτρεπτό βάρος απογείωσης από ένα ύψος **330 χιλιοστών**, από το χαμηλότερο σημείο της διάταξης προσεδάφησης προς το έδαφος.

### Προστασία Ουραίου Στροφείου:

α) Πρέπει να είναι αδύνατον για το πίσω στροφείο να έρθει σε επαφή με το χώρο προσεδάφησης κατά τη διάρκεια μία κανονικής προσεδάφησης.

β) Εάν είναι απαραίτητη η παρουσία προστατευτικής διάταξης για να υπάρξει συμφωνία με την παράγραφο (α), αυτή θα πρέπει να αντέχει τις ανάλογες φορτίσεις.

Έχοντας υπόψη τα παραπάνω, οι δοκιμές στις οποίες υπόκειται το πλαίσιο αποτελούνται από ρήξεις του με το μέγιστο βάρος απογείωσης (170 Kg). Καθώς στο ουραίο πλαίσιο υπάρχει διάταξη για την αποφυγή πρόσκρουσης του ουραίου στροφείου στο έδαφος κατά την προσγείωση, περιλαμβάνεται και αυτό στις δοκιμές, ώστε να βεβαιωθεί η αντοχή του.

## 7.4 ΘΕΩΡΗΤΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ

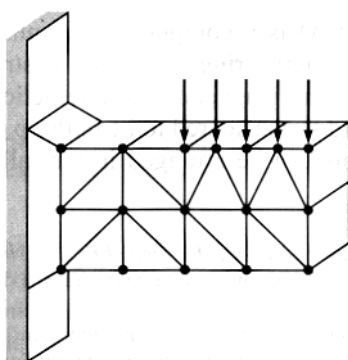
### 7.4.1 Η Μέθοδος των Πεπερασμένων Στοιχείων

Η ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων (Finite Element Analysis ή FEA) είναι μια βασισμένη σε υπολογιστή αριθμητική μέθοδος για επίλυση μεγάλου φάσματος προβλημάτων του τομέα εφαρμοσμένης μηχανικής όπως ανάλυση τάσεων, θερμική ανάλυση, ροής ρευστών, ρευστής διάχυσης ροής και μαγνητικών πεδίων [1]. Στην ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων ένα στερεό ή ένα συνεχές ρευστό, θεωρείται δομημένο από πολυάριθμα μικροσκοπικά συνδεδεμένα στοιχεία. Δεδομένου ότι τα στοιχεία μπορούν να είναι τοποθετημένα ουσιαστικά με οποιαδήποτε τρόπο, μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την διαμόρφωση πολύ σύνθετων μορφών. Κατά συνέπεια, δεν είναι πλέον απαραίτητο να βρεθεί μια αναλυτική λύση η οποία να μεταχειρίζεται ένα στενά "εξιδανικευμένο" μοντέλο, μαντεύοντας πώς η απόκλιση από το μοντέλο επηρεάζει το πρωτότυπο. Κατά την ανάπτυξη της, η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων έχει αντικαταστήσει σημαντικά την ακριβή προκαταρκτική μέσο δοκιμών ανάπτυξη, με τη γρηγορότερη και φτηνότερη μοντελοποίηση μέσο υπολογιστή.

Σε αντίθεση με τις αναλυτικές μεθόδους που συχνά απαιτούν τη χρήση υψηλότερου επιπέδου μαθηματικών, η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων βασίζεται σε απλές αλγεβρικές εξισώσεις. Εντούτοις, μια λύση FEA μπορεί να απαιτήσει την ταυτόχρονη επίλυση εκατοντάδων εξισώσεων με εκατοντάδες άγνωστους όρους. Επομένως, η ανάπτυξη της τεχνικής απαιτήσε τη διαθεσιμότητα πολύ γρήγορων ψηφιακών υπολογιστών για να μπορεί να λύσει αποτελεσματικά τις εξισώσεις με την μέθοδο των πινάκων. Η γρήγορη αποδοχή της ανάλυσης πεπερασμένων στοιχείων, οφείλεται κατά ένα μεγάλο μέρος στην αυξανόμενη διαθεσιμότητα του λογισμικού FEA μέσω των ηλεκτρονικών υπολογιστών.

Στη μέθοδο πεπερασμένων στοιχείων, η φορτισμένη δομή μοντελοποιείται με ένα πλέγμα χωριστών στοιχείων (Εικόνα 7.2). Η μοντελοποίηση του σχήματος γίνεται με τριγωνικά στοιχεία αλλά στη συνέχεια θα αναφερθούμε σε όλες τις μορφές των

στοιχείων που χρησιμοποιούνται στη μοντελοποίηση. Τα στοιχεία συνδέονται το ένα με το άλλο στις γωνίες τους και τα συνδεόμενα σημεία καλούνται κόμβοι. Για μία ανάλυση τάσεων, η λύση προκύπτει χρησιμοποιώντας βασικές εξισώσεις ορθών τάσεων και παραμορφώσεων για τον υπολογισμό των μετατοπίσεων κάθε στοιχείου, από το σύστημα των δυνάμεων που μεταδίδονται από τα γειτονικά στοιχεία μέσω των κόμβων. Η παραμόρφωση καθορίζεται από την εκτροπή των κόμβων και από αυτήν η ορθή τάση από την κατάλληλη εξίσωση. Εντούτοις, το πρόβλημα είναι πιο σύνθετο από ότι αρχικά φαίνεται καθώς η δύναμη σε κάθε κόμβο εξαρτάται από τη δύναμη σε κάθε άλλο κόμβο. Τα στοιχεία συμπεριφέρονται όπως ένα σύστημα ελατηρίων τα οποία εκτρέπονται έως ότου όλες οι δυνάμεις βρεθούν σε ισορροπία. Αυτό οδηγεί σε ένα σύνθετο σύστημα ταυτόχρονων εξισώσεων όπου απαιτείται η άλγεβρα πινάκων για να χειριστεί τα δυσκίνητα συστήματα των εξισώσεων.



Εικόνα 7.2. Απλή αναπαράσταση μίας δοκού με πεπερασμένα στοιχεία.

Το βασικό κομμάτι των πληροφοριών είναι η μήτρα δυσκαμψίας για κάθε στοιχείο. Μπορεί να θεωρηθεί ως ένα είδος σταθεράς ελατηρίου που περιγράφει το μέγεθος της μετατόπισης των κομβικών σημείων εξαιτίας ενός συστήματος εφαρμοζόμενων δυνάμεων. Σε μορφή πινάκων αυτό δίνεται από:

$$\{f\} = [k]\{\delta\} \quad (7.1)$$

όπου,  $\{f\}$  : ένας πίνακας στήλη των δυνάμεων που ασκούνται στο στοιχείο,  
 $[k]$  : η μήτρα δυσκαμψίας  
 $\{\delta\}$  : ο πίνακας στήλη των μετατοπίσεων των κόμβων του στοιχείου.

Η μήτρα δυσκαμψίας κατασκευάζεται από τις συντεταγμένες των θέσεων των κόμβων και τον πίνακα των σταθερών ελαστικότητας του υλικού. Ένα τριγωνικό στοιχείο  $[k]$  μπορεί να κατασκευαστεί με βάση τις αρχές της στατικής, όμως, πιο περίπλοκα στοιχεία απαιτούν τη χρήση ενεργειακών μεθόδων για τον προσδιορισμό του  $[k]$ . Όταν όλα τα στοιχεία του συστήματος συγκεντρωθούν η βασική εξίσωση των μητρών είναι:

$$\{F\} = [K]\{\delta\} \quad (7.2)$$

όπου  $[K]$  = η βασική μήτρα δυσκαμψίας, σχηματιζόμενη από όλα τα  $[k]$  για όλα τα στοιχεία  
 $\{F\}$  = εξωτερικές δυνάμεις σε κάθε κόμβο  
 $\{\delta\}$  = μετατοπίσεις σε κάθε κόμβο

Ο πίνακας των δυνάμεων είναι γνωστός καθώς αποτελείται από αριθμητικές τιμές των φορτίων και των αντιδράσεων που υπολογίζονται πριν την έναρξη της ανάλυσης

των πεπερασμένων στοιχείων. Οι μετατοπίσεις είναι οι άγνωστοι και βρίσκονται με τη μετάθεση της μήτρας δυσκαμψίας στην εξίσωση 7.2. Αυτή η υπολογιστική λύση δίνει τις μετατοπίσεις σε όλους τους κόμβους. Όταν πολλαπλασιάζεται με τον πίνακα των συντεταγμένων των θέσεων των κόμβων [B] και τον πίνακα των ελαστικών σταθερών [D], δίνει την τάση σε κάθε κόμβο.

$$\{\sigma\} = [D][B]\{\delta\} \quad (7.3)$$

Η ανάλυση συνήθως γίνεται για να προσδιοριστούν οι τάσεις και οι διευθύνσεις τους σε όλο το κομμάτι. Τα δεδομένα που προκύπτουν από τον υπολογιστή, ειδικά για πολύπλοκα μοντέλα, είναι πάρα πολλά και δύσκολα να χρησιμοποιηθούν. Έτσι οι γραφικές αναπαραστάσεις των τελικών τιμών με διανύσματα τάσεων, έγχρωμα γραφικά κ.α., είναι αναγκαία και πλέον βρίσκονται σε όλα τα πακέτα λογισμικού για FEA.

### Τύποι Στοιχείων Μοντελοποίησης

Η ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων αρχικά αναπτύχθηκε για δισδιάστατες καταστάσεις. Ένα τρισδιάστατο στερεό αυξάνει την τάξη μεγέθους στον αριθμό των εξισώσεων που πρέπει να επιλυθούν ταυτόχρονα. Όμως αυτό το χειρίζονται πλέον τα λογισμικά FEA με τη χρήση μεγαλύτερου βαθμού στοιχείων και γρηγορότερων υπολογιστών. Τα πιο διαδεδομένα στοιχεία είναι δύο: τα *συνεχή* και τα *δομικά*. Στα συνεχή η γεωμετρία τους ορίζεται πλήρως από τις συντεταγμένες των κόμβων τους. Τα δομικά στοιχεία είναι στοιχεία που συμπεριφέρονται σύμφωνα με παραδοχές της συμπεριφοράς των κατασκευών σε σχέση με την αντοχή των υλικών. Στην Εικόνα 7.3 παρουσιάζονται μερικά από τα στοιχεία που χρησιμοποιούνται στις αναλύσεις πεπερασμένων στοιχείων. Τα τρίγωνα και τετράγωνα (a,b) είναι τα πιο απλά στοιχεία με δύο βαθμούς ελευθέριας σε κάθε κόμβο. Προσθέτοντας κι άλλους κόμβους στις άκρες ή στο κέντρο μοντελοποιούνται καλύτερα καμπύλες και μέτωπα (c). Τρισδιάστατα μοντέλα έχουμε: τα ισοπαραμετρικά τρίγωνα (d), τα τετράεδρα (e) και τα εξάεδρα (f). Τέλος, τα πιο κοινά δομικά στοιχεία είναι: το στοιχείο δοκού (g), το στοιχείο δίσκου (h) και το στοιχείο κελύφους (i).

### 7.4.2 Θεωρίες Αστοχίας

Όταν ένα κομμάτι φορτίζεται ομοαξονικά, τότε η τάση και η αντοχή μπορούν να συγκριθούν απευθείας για να υπολογιστεί ο συντελεστής ασφαλείας του ή για να γίνει φανερό αν το κομμάτι θα αστοχήσει. Η μέθοδος αυτή είναι απλή, καθώς υπάρχει μία μόνο τιμή τάσης και μία τιμή αντοχής, είτε είναι διαρροής είτε είναι μέγιστη ή διατμητική ή ότι αρμόζει στην μελετούμενη περίπτωση.

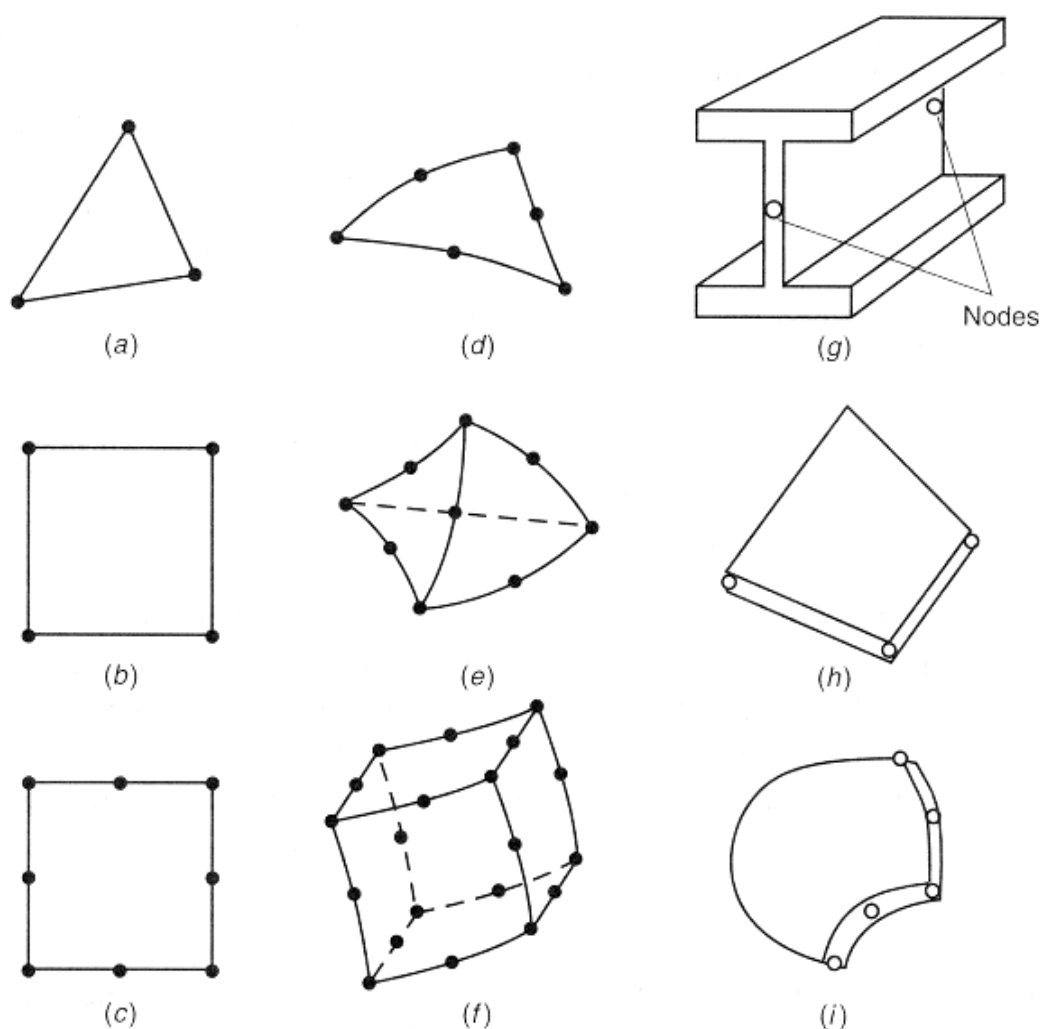
Το πρόβλημα όμως γίνεται αρκετά πολύπλοκο όταν έχουμε τάσεις σε δύο ή τρεις διαστάσεις. Σε τέτοιες περιπτώσεις υπάρχουν πολλές τάσεις, αλλά μονάχα μία σημαντική αντοχή. Για να γίνει δυνατός λοιπόν ο προσδιορισμός της ασφάλειας του κομματιού, αναπτύχθηκαν διάφορες θεωρίες για να βοηθήσουν στον υπολογισμό αυτό. Οι θεωρίες αυτές είναι [35]:

- **Θεωρία μέγιστης ορθής τάσης**

Σύμφωνα με τη θεωρία αυτή, αστοχία θα προκύψει όταν μία από τις τρεις βασικές τάσεις φτάσει την αντοχή του υλικού. Έτσι αν κατατάξουμε τις τάσεις για οποιαδήποτε κατάσταση στην παρακάτω σειρά:  $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ , τότε η θεωρία αυτή προβλέπει ότι θα έχουμε αστοχία όταν:

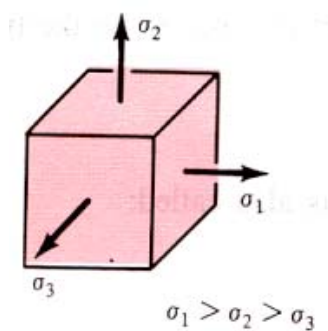
$$\sigma_1 = S_y \text{ ή } \sigma_3 = -S_c$$

όπου  $S_y$  και  $S_c$  είναι οι αντοχές θλίψης και εφελκυσμού, που αφορούν, είτε το όριο διαρροής είτε το μέγιστο όριο αντίστοιχα.



Εικόνα 7.3. Χρησιμοποιούμενοι τύποι στοιχείων μοντελοποίησης στην ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων.

Στην Εικόνα 7.4 παρουσιάζεται ένα τρισδιάστατο τετραγωνικό πρίσμα στο οποίο εφαρμόζονται τάσεις και στις τρεις διαστάσεις και συμβολίζονται με  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\sigma_3$  που χρησιμοποιήθηκαν στους προηγούμενους τύπους.



Εικόνα 7.4. Οι εφαρμοζόμενες ορθές τάσεις σε τρισδιάστατο δοκίμιο.

- **Θεωρία μέγιστης διατμητικής τάσης**

Στη θεωρία αυτή δηλώνεται ότι, η διαρροή ξεκινάει όταν η μέγιστη διατμητική τάση σε οποιοδήποτε κομμάτι γίνει ίση με την μέγιστη ορθή τάση ενός δείγματος κομματιού σε εφελκυσμό, το οποίο αποτελείται από το ίδιο υλικό, όταν το δείγμα αυτό αρχίσει να διαρρέει. Αν καταταχθούν και πάλι τις τάσεις σαν  $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ , τότε η θεωρία αυτή προβλέπει η διαρροή θα προκύψει όταν:

$$\tau_{\max} \geq S_y/2 \text{ ή } \sigma_1 - \sigma_3 \geq S_y$$

- **Θεωρία ενέργειας παραμόρφωσης ή Von Misses**

Σε αυτήν προβλέπεται ότι η αστοχία από διαρροή προκύπτει όταν η Von Misses ή αλλιώς ισοδύναμη τάση  $\sigma'$ , ισούται με το όριο διαρροής του υλικού. Η τιμή της τάσης αυτής προκύπτει χρησιμοποιώντας μια υπόθεση για την ενέργεια παραμόρφωσης και δίνεται από την ακόλουθο τύπο:

$$\sigma' = \left[ \frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}{2} \right]^{1/2}$$

Το σημαντικό στοιχείο της θεωρίας αυτής είναι ότι μπορεί να αναπαραστήσει ολόκληρη την κατάσταση των τάσεων, όσο πολύπλοκη και αν είναι αυτή, ενώ παράλληλα δίνει ακριβέστερα αποτελέσματα από τις άλλες δύο.

## 7.5 ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ

Για να πραγματοποιηθεί μία ανάλυση με χρήση λογισμικού πεπερασμένων στοιχείων, είναι απαραίτητη η μοντελοποίηση του σχεδίου που έχει προκύψει από το σχεδιαστικό πακέτο, με τον προσδιορισμό των φορτίσεων, περιορισμών, χρησιμοποιούμενων υλικών και την δημιουργία του πλέγματος από τα κατάλληλα στοιχεία. Στην περίπτωση μάλιστα δυναμικής μοντελοποίησης, όπως είναι η δοκιμή πτώσης του οχήματος, και άλλοι παράγοντες απαιτούνται, όπως η αρχική ταχύτητα και επιτάχυνση –αν χρειάζονται- η επιτάχυνση της βαρύτητας και το ύψος πτώσης [26].

### 7.5.1 Δημιουργία του Πλέγματος

Εφόσον έχει ολοκληρωθεί η δημιουργία του γεωμετρικού μοντέλου, οι γραμμές, οι επιφάνειες και οι όγκοι μπορούν να τμηματοποιηθούν δημιουργώντας δοκούς, κελύφη και στερεά στοιχεία. Τυπικά, οι γεωμετρία διαχωρίζεται με την εφαρμογή ενός πλέγματος κατά μήκος μίας καμπύλης ή μίας γραμμής, ή μεταξύ δύο ακμών μίας επιφάνειας, ή τριών ακμών ενός όγκου χρησιμοποιώντας τις δυνατότητες του λογισμικού πακέτου. Το πλέγμα δεν χρειάζεται να είναι ομοιόμορφο. Επίσης η πυκνότητα του καθορίζει την γενικότερη λεπτότητα ή τραχύτητα της τμηματοποίησης και θα πρέπει να είναι τόσο εκλεπτυσμένη ώστε να επιτρέπει τον λυγισμό, την θλίψη και τις μεγάλες παραμορφώσεις. Για την αποδοτικότητα της ανάλυσης, η τμηματοποίηση δεν πρέπει να είναι τόσο εκλεπτυσμένη όσο σε ένα τυπικό στατικό μοντέλο το οποίο επιλύεται για ένα μικρό αριθμό φορτίσεων, καθώς τα δυναμικά μοντέλα επιλύονται για κάθε χρονικό διάστημα. Τα χρονικά διαστήματα σε ένα δυναμικό κώδικα εξαρτώνται από το χρόνο που απαιτείται από ένα ηχητικό κύμα να

διασχίσει το μικρότερο στοιχείο του μοντέλου και μπορεί να είναι 0,001 δευτερόλεπτα ή μικρότερο. Έτσι, ένα δυναμικό μοντέλο που θα τρέξει μόλις για 0,1 sec πραγματικό χρόνο, θα επιλυθεί 100.000 φορές. Εάν η αρχική διακριτοποίηση είναι πολύ τραχύς τότε μπορεί να γίνει ραφινάρισμα του πλέγματος στις περιοχές που χρειάζεται, σε επόμενα τρεξίματα του λογισμικού [26].

### 7.5.2 Επιλογή Στοιχείων

Τα βασικά στοιχεία σε ένα δυναμικό κώδικα πεπερασμένων στοιχείων είναι οι δοκοί (ή οι ράβδοι εάν η κάμψη δεν είναι απαραίτητη), τα κελύφη (τριγωνικά ή τετράπλευρα), τα στερεά (εξάγωνα, πεντάγωνα και τετραεδρικά), και τα ελατήρια [26]. Τα τριγωνικά κελύφη και τα πεντάγωνα και τετράεδρα στερεά είναι πολύ άκαμπτα και δεν θα πρέπει να χρησιμοποιούνται εκτός αν είναι απολύτως απαραίτητο. Τα στοιχεία για τους μη γραμμικούς μεταβατικούς κώδικες είναι απλά, σταθερά και πολύ αποδοτικά. Πάρα πολύς χρόνος έχει αναλωθεί στην ανάπτυξη τους ώστε να γίνουν αποτελεσματικά. Έχει αποδειχθεί ότι είναι πιο αποτελεσματική η ύπαρξη μεγάλου αριθμού απλών στοιχείων από την ύπαρξη μικρότερου αριθμού υψηλής τάξης στοιχείων. Παρότι τα στοιχεία υψηλής τάξης μπορεί να είναι διαθέσιμα στο άμεσο μέλλον, τα στερεά στοιχεία στους περισσότερους πεπερασμένους κώδικες σήμερα χρησιμοποιούν μόνο ένα σημείο ολοκλήρωσης στο γεωμετρικό κέντρο του στοιχείου για να υπολογίσουν τις τάσεις. Επομένως, αν είναι σημαντικό να μοντελοποιηθεί κάμψη χρησιμοποιώντας στερεά στοιχεία, τουλάχιστον τρία στοιχεία απαιτούνται διαμέσου του πάχους του μοντέλου. Επίσης, παρότι τα στοιχεία κελύφους μπορούν να έχουν πολλαπλά σημεία ολοκλήρωσης και έτσι μοντελοποιούν την κάμψη, όλα τα σημεία αυτά βρίσκονται στο κέντρο του στοιχείου. Έτσι, χωρίς να δαπανάται ενέργεια, διπλανά κελύφη μπορούν να παραμορφωθούν στο επίπεδο σε μη φυσικά σχήματα «κλεψύδρας». Ειδικοί αλγόριθμοι ονομαζόμενοι ως «έλεγχος κλεψύδρας» έχουν αναπτυχθεί για την αποφυγή ανάπτυξης τέτοιων φαινομένων. Παρ' όλα αυτά, εάν πολύ «ενέργεια κλεψύδρας» χρησιμοποιηθεί για την πρόληψη του φαινομένου, η λύση δεν θα είναι έγκυρη. Για το λόγο αυτό πάντα ελέγχεται η ενέργεια κατά τη διάρκεια της λύσης και διαπιστώνεται αν υπάρχει υπερβολική ενέργεια «κλεψύδρας».

Στις μοντελοποιήσεις που λαμβάνουν χώρα κατά τις δοκιμές αντοχής, χρησιμοποιούνται τετράπλευρα στοιχεία κελύφους με τρία σημεία ολοκλήρωσης. Τα στοιχεία αυτά μπορούν να μοντελοποιήσουν ικανοποιητικά το σωληνωτό πλαίσιο του οχήματος. Τα τρία σημεία ολοκλήρωσης επιλέχθηκαν με βάση τις οδηγίες που δίνονται στο εγχειρίδιο χρήσης του λογισμικού πακέτου ANSYS 7.

### 7.5.3 Επιλογή Υλικού

Η επιτυχία και η αποτελεσματικότητα σε μία μη γραμμική επίλυση υλικού, εξαρτάται από την επιλογή του μοντέλου του υλικού [36]. Ορισμένα μοντέλα χρειάζονται πολύ λίγα δεδομένα ενώ άλλα απαιτούν λεπτομερή στοιχεία τάσης-παραμόρφωσης. Ένα απλό μοντέλο δεν σημαίνει πάντα και μία απλή λύση. Πάντως, ακόμα και τα πιο πολύπλοκα μοντέλα υλικών παραμένουν καλές εξιδανικεύσεις της πραγματικότητας.

Μία γραμμική ανάλυση απαιτεί η τάση και η παραμόρφωση να είναι ανάλογες με βάση μία σταθερά που ονομάζεται σταθερά ελαστικότητας. Αν η σταθερά αυτή είναι η αρχική κλίση της καμπύλης τάσης-παραμόρφωσης, που επίσης απαιτείται από μία μη-γραμμική ανάλυση, αποκαλείται και συντελεστής Young. Σε ένα μη γραμμικό μοντέλο υλικού, δύο, τρεις ή και περισσότεροι συντελεστές απαιτούνται για τον ορισμό της σχέσης τάσης-παραμόρφωσης. Το κλειδί σε μία μη γραμμική επίλυση

είναι η ανάγκη για συνεχή επαναπροσδιορισμό της παραμόρφωσης για να βρεθεί ποιος συντελεστής πρέπει να εφαρμοστεί σε κάθε στοιχείο σε μία φόρτιση.

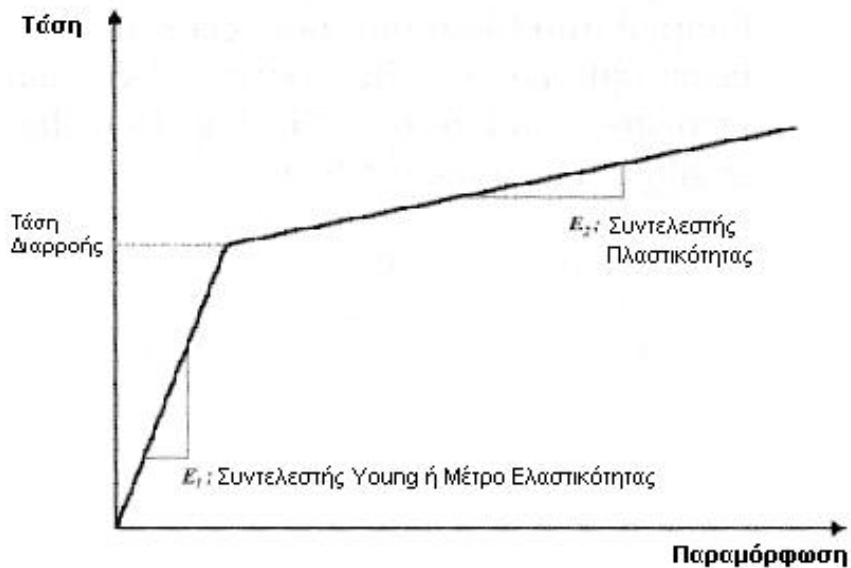
Ένα άλλο στοιχείο της μοντελοποίησης ενός υλικού, είναι οι κανόνες σκλήρυνσης. Ένας κανόνας σκληρότητας καθορίζει πως ένα μοντέλο υλικού αντιδρά σε επαναλαμβανόμενες αντιστροφές τάσεων ή αλλαγές μεταξύ εφελκυσμού και θλίψης. Σε ελατά υλικά που δεν έχουν υποστεί πλαστική παραμόρφωση ποτέ, το όριο διαρροής σε εφελκυσμό αναμένεται να είναι ίσο και αντίθετο με το όριο σε θλίψη. Εφόσον όμως διαρροή έχει προκύψει, ορισμένα υλικά παρουσιάζουν ένα φαινόμενο γνωστό ως φαινόμενο Bauschinger, εξαιτίας του οποίου το όριο διαρροής σε θλίψη θα είναι λίγο μικρότερο από το αντίστοιχο του αρχικού ορίου διαρροής. Έτσι, στις μη γραμμικές λύσεις έχουν αναπτυχθεί κανόνες σκλήρυνσης που επιτρέπουν την ρύθμιση του ορίου διαρροής σε εναλλαγές της τάσης.

Ένα μοντέλο *ισοτροπικής σκλήρυνσης* δεν λαμβάνει υπόψη του το φαινόμενο Bauschinger και το όριο διαρροής σε θλίψη ισούται πάντα με το όριο διαρροής σε εφελκυσμό. Η απόλυτη τιμή των δύο αυτών ισούται με το αρχικά ορισμένο όριο διαρροής.

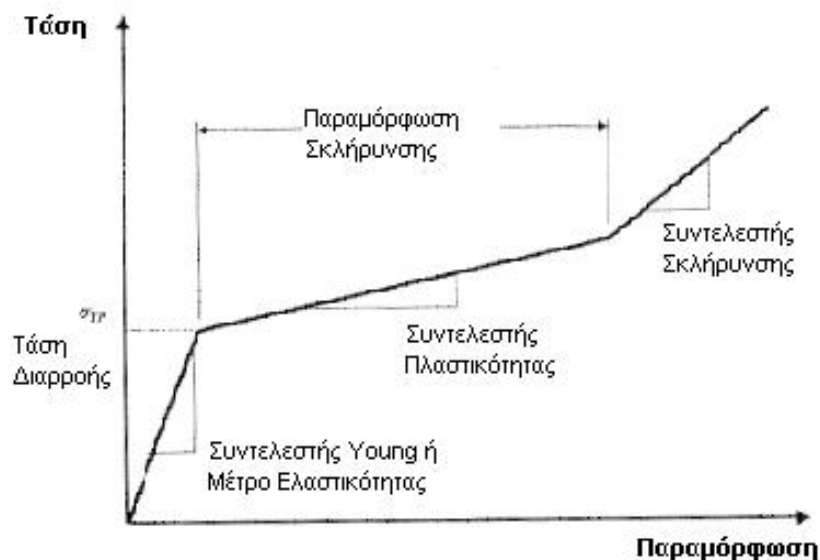
Ένα μοντέλο *κινηματικής σκλήρυνσης*, θα λάβει υπόψη την μείωση του ορίου διαρροής σε θλίψη μετά από εναλλαγές της τάσης. Ένα κινηματικό μοντέλο είναι πιο δύσκολο υπολογιστικά, και δεν θα πρέπει να χρησιμοποιείται εκτός εάν κάποιο κομμάτι του μοντέλου αναμένεται να έχει διαρροή σε εφελκυσμό και μετά σε θλίψη. Τα περισσότερα υλικά παρουσιάζουν σκλήρυνση σε παραμόρφωση και η ακρίβεια των αποτελεσμάτων βελτιώνεται με τη χρήση ενός κινηματικού μοντέλου σκλήρυνσης όταν χρειάζεται.

Στα ελαστο-πλαστικά μοντέλα υλικών που χρησιμοποιούνται σε μη γραμμικές αναλύσεις και άλλες επιλογές πρέπει να γίνουν για τον ορισμό του ακριβές μοντέλου. Έτσι, πρέπει επίσης να επιλεγεί εάν το μοντέλο θα είναι δι-γραμμικό, τρι-γραμμικό ή πολυ-γραμμικό. Σε ένα δι-γραμμικό μοντέλο υλικού υπάρχουν δύο απαιτούμενες σταθερές: ο συντελεστής ελαστικότητας και ο συντελεστής πλαστικότητας (Σχήμα 7.5). Ο συντελεστής ελαστικότητας είναι ο τυπικός γραμμικός συντελεστής Young. Ο συντελεστής πλαστικότητας ενεργοποιείται όταν η τάση σε ένα στοιχείο ξεπερνά το δεδομένο κριτήριο διαρροής. Όπως σε μία γραμμική ανάλυση, ο συντελεστής πλαστικότητας παρεμβάλλεται για όλες τις παραμορφώσεις πέραν της διαρροής. Πολλά υλικά παρουσιάζουν σημαντική σκλήρυνση μετά το ξεκίνημα της πλαστικής περιοχής. Στα υλικά αυτά, η αντίδραση του συστήματος σε μεγάλες παραμορφώσεις θα αποκλίνει σε ένα δι-γραμμικό μοντέλο. Για το λόγο αυτό, ένα τρι-γραμμικό μοντέλο περιέχει ένα τρίτο συντελεστή, το συντελεστή σκλήρυνσης, για να αναλάβει την περίπτωση αυτή (Σχήμα 7.6).

Το υλικό που έχει επιλεγεί για το πλαίσιο είναι ένα κράμα αλουμινίου με κωδικό 2014-T6. Με βάση αναφορές δοκιμών ρήξης αεροπορικών κατασκευών [25, 26], η ιδανική επιλογή για τα κράματα αλουμινίου που χρησιμοποιούνται σε αεροπορικές κατασκευές, είναι ένα ισοτροπικό κινηματικής σκλήρυνσης δι-γραμμικό ελαστο-πλαστικό μοντέλο. Το μοντέλο αυτό αποτελεί ιδανική επιλογή για την εξαγωγή σωστών αποτελεσμάτων όταν βασική παράμετρος είναι η πλαστική παραμόρφωση. Στην περίπτωση των δικών μας δοκιμών πτώσης, ζητούμενο είναι η αποφυγή της εμφάνισης τάσεων στην πλαστική περιοχή του υλικού. Έτσι, καθώς βασική παράμετρος είναι η ελαστική περιοχή του υλικού, χρησιμοποιείται ένα ισοτροπικό γραμμικό ελαστικό μοντέλο. Η επιλογή αυτή έγινε και για την μείωση του χρόνου υπολογισμού.



Σχήμα 7.5. Δι-γραμμικό μοντέλο υλικού.



Σχήμα 7.6. Τρι-γραμμικό μοντέλο υλικού.

#### 7.5.4 Αστοχία

Είναι εμφανές σε περιπτώσεις πρόσκρουσης αεροσκαφών, ότι παρατηρείται αστοχία για αρκετά κομμάτια της κατασκευής [26]. Όμως, σφοδρές παραμορφώσεις όπως λυγισμός ή συντριβή ενός μοντέλου πεπερασμένων στοιχείων δεν αποτελούν αστοχία. Μία αστοχία υλικού σε ένα κώδικα πεπερασμένων στοιχείων γενικότερα σημαίνει ότι το στοιχείο αφαιρείται από την ανάλυση. Η αφαίρεση των στοιχείων από ένα μοντέλο, παρότι πολλές φορές απαραίτητη, μπορεί να προκαλέσει την απόκλιση της ανάλυσης από τη ζητούμενη πορεία της. Έτσι, αστοχία δεν πρέπει να χρησιμοποιείται σε αρχικά τρεξίματα της ανάλυσης. Αφότου έχουν μελετηθεί οι περιοχές υψηλών τάσεων και παραμορφώσεων και έχει κατανοηθεί καλύτερα η συμπεριφορά του μοντέλου, τότε μπορεί να συμπεριληφθεί κριτήριο αστοχίας στο μοντέλο του υλικού.



Με βάση τα παραπάνω, στις δοκιμές πρόσκρουσης που παρουσιάζονται στη συνέχεια δεν έχουμε συμπεριλάβει κάποιο κριτήριο αστοχίας στο μοντέλο του χρησιμοποιούμενου υλικού που αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο.

### **7.5.5 Αρχική Ταχύτητα - Επιτάχυνση και Ύψος Πτώσης**

Αφότου το μοντέλο του πλαισίου έχει μοντελοποιηθεί πλήρως, είναι αναγκαία η εισαγωγή ορισμένων επιπλέον δεδομένων για να οριστεί ο τρόπος ρήξης του μοντέλου. Με βάση όσα ορίζουν οι κανονισμοί, το πλαίσιο πρέπει να αφεθεί από ύψος 330 χιλιοστών, χωρίς αρχική ταχύτητα και επιτάχυνση. Η επιτάχυνση της βαρύτητας ορίζεται ίση με  $g=9,81 \text{ m/sec}^2$ .

### **7.5.6 Επιφάνεια Πρόσκρουσης**

Η επιφάνεια πάνω στην οποία θα προσκρούσει το μοντέλο κατά την πτώση του είναι μία πολύ σημαντική παράμετρος για τις τάσεις και τους κραδασμούς που πρόκειται να αναπτυχθούν πάνω του.

Η επιφάνεια πρόσκρουσης που επιλέχθηκε για τις δοκιμές είναι ίδια με αυτήν που χρησιμοποιείται από την F.A.A. στις Εγκαταστάσεις Δυναμικών Δοκιμών Ρήξης στις Η.Π.Α. για τις δοκιμές πτώσης που πραγματοποιούνται σε διάφορα αεροσκάφη. Είναι μία ξύλινη επιφάνεια με χαρακτηριστικά που βρέθηκαν στην βιβλιογραφία [26]:

**Συντελεστής Ελαστικότητας:**  $65 \cdot 10^8 \text{ Pa}$

**Πυκνότητα:**  $8316 \text{ Kg/m}^3$

**Αριθμός Poisson:** 0,3

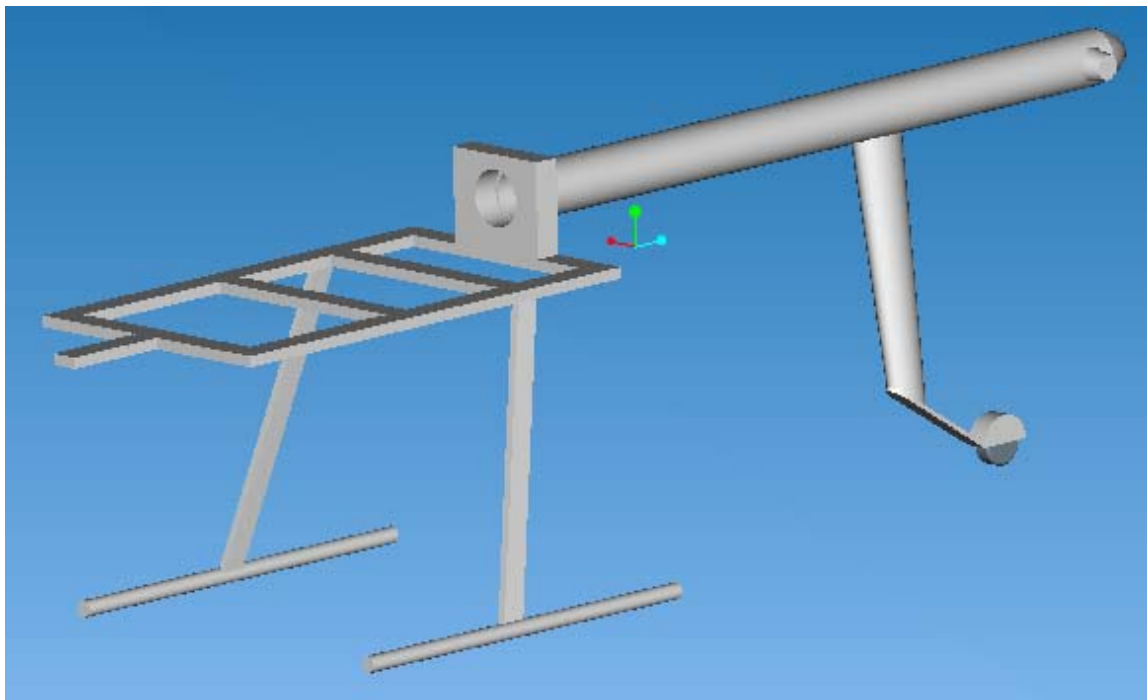
Το υλικό αυτό μοντελοποιείται για την ανάλυση και πάλι με ένα ισотροπικό κινηματικής σκλήρυνσης δι-γραμμικό ελαστο-πλαστικό μοντέλο. Επίσης ορίστηκε συντελεστής στατικής τριβής ίσος με 0,5 για την επαφή μεταξύ του πλαισίου και της επιφάνειας πρόσκρουσης.

## **7.6 ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΤΟΥ ΠΛΑΙΣΙΟΥ**

Στην παράγραφο αυτή παρουσιάζεται όλη η διαδικασία ελέγχου αντοχής του πλαισίου του VTOL, όπως εξηγήθηκε προηγουμένως. Υποδεικνύονται τα αδύναμα σημεία της προτεινόμενης σχεδίασης, πραγματοποιούνται βελτιώσεις και επαναλαμβάνονται δοκιμές πρόσκρουσης μέχρι την πιστοποίηση της αντοχής της κατασκευής.

### **7.6.1 Αρχικό Σχέδιο**

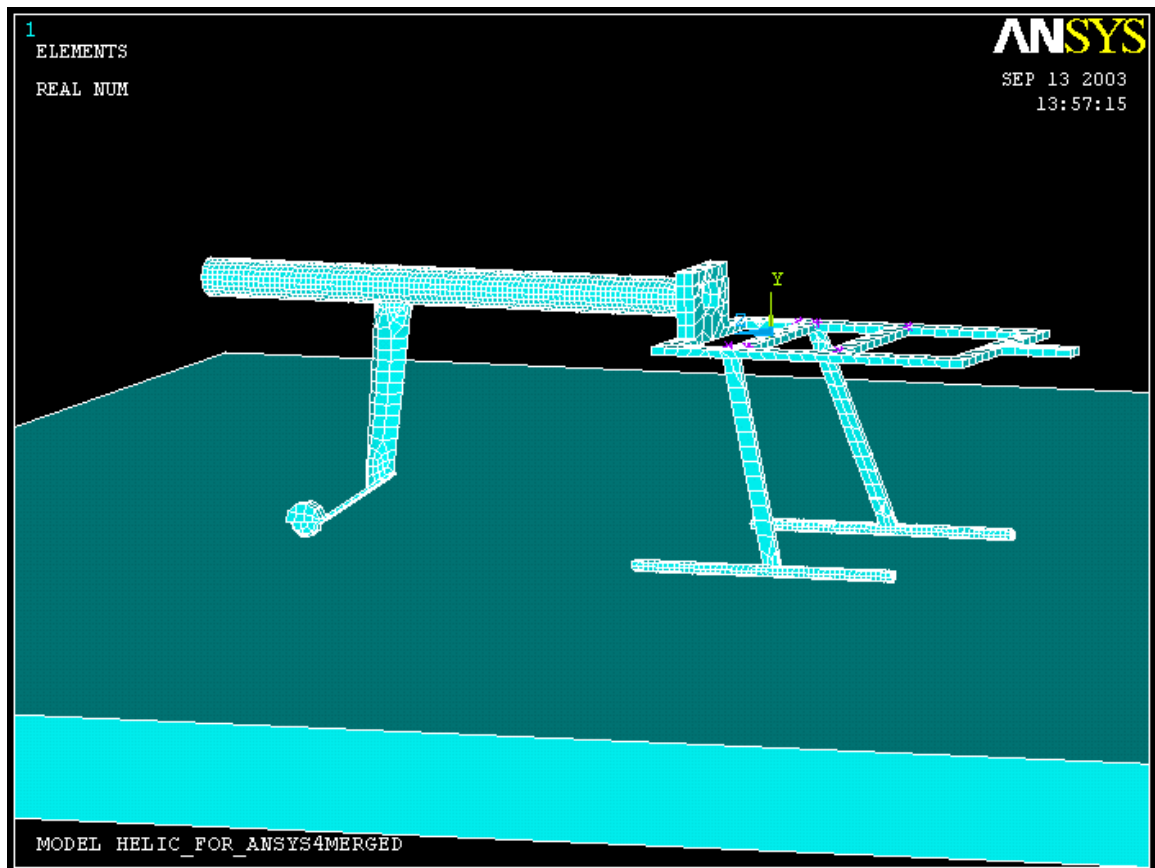
Για τις πρώτες δοκιμές αντοχής, επιλέχθηκε ένα όσο το δυνατόν απλούστερο μοντέλο. Έτσι χρησιμοποιήθηκε μία συναρμολόγηση του κυρίως και ουραίου πλαισίου απαλείφοντας όμως από το κυρίως πλαίσιο τα χωρίσματα και τους τροχούς (Εικόνα 7.7). Επειδή η αρχική σχεδίαση περιέχει κάποιες ιδιαιτερότητες που επικεντρώνονται βασικά στις δύο δοκούς σύνδεσης του επάνω τμήματος του κυρίως πλαισίου με τις ράβδους προσεδάφησης, βασικός στόχος είναι η αξιολόγηση της λύσης αυτής.



Εικόνα 7.7. Αρχική σχεδίαση του κυρίως και ουραίου πλαισίου του VTOL.

### Μοντελοποίηση

Η μοντελοποίηση του σχεδίου ακολουθεί την διαδικασία που αναφέρθηκε παραπάνω. Για την δημιουργία του πλέγματος, χρησιμοποιούνται τετραγωνικά κελύφη (SHELL163) με πάχος 5mm καθώς θεωρούμε το πλαίσιο σωληνωτό και όχι συμπαγές. Έτσι όλα τα τμήματα, ορθογωνικές δοκοί, σωλήνας ουραίου πλαισίου κτλ, έχουν πάχος 5 χιλιοστών. Το χρησιμοποιούμενο υλικό για όλα τα μεταλλικά μέρη του πλαισίου είναι ένα γραμμικό ιστροπικό υλικό, με τα χαρακτηριστικά του αλουμινίου 2014-T6, που αναφέρθηκαν στην αντίστοιχη παράγραφο. Ο τροχός που βρίσκεται στο ουραίο τμήμα έχει μοντελοποιηθεί με ένα ελαστικό υλικό του λογισμικού, με την ονομασία *Blatz-KO Rubber*. Αυτό το μοντέλο υλικού συγκεντρώνει όλα τα απαραίτητα στοιχεία για την μοντελοποίηση του λάστιχου του τροχού και τα χαρακτηριστικά του είναι: Πυκνότητα:  $1150 \text{ Kg/m}^3$ , Μέτρο Ελαστικότητας:  $1,04 \cdot 10^9 \text{ Pa}$ . Ο συνολικός αριθμός των στοιχείων που απαρτίζουν το μοντέλο, είναι 7023.



Εικόνα 7.8. Η μοντελοποίηση του αρχικού σχεδίου σε περιβάλλον ANSYS.

Τα μωβ σημάδια στο πάνω μέρος του κυρίως πλαισίου υποδεικνύουν τα σημεία εφαρμογής των βαρών των επιμέρους τμημάτων του οχήματος, που τοποθετούνται πάνω στο πλαίσιο. Τα βάρη αυτά μοντελοποιούνται με σημειακές μάζες που αντιστοιχούν στο στοιχείο MASS167, του λογισμικού. Το συνολικό βάρος που εφαρμόζεται σε έξι σημεία, είναι **120 Kg**. Το βάρος του πλαισίου υπολογίστηκε με εξειδικευμένη ρουτίνα του λογισμικού Pro/Engineer και βρέθηκε **32 Kg**. Συνολικά λοιπόν το πλαίσιο συγκρούεται με το έδαφος με βάρος 152 Kg. Όπως παρουσιάστηκε στο Κεφάλαιο 6, το βάρος του οχήματος αναμένεται να είναι 170 κιλά και τα σημεία εφαρμογής των επιμέρους βαρών των τμημάτων περισσότερα από έξι και με διαφορετική κατανομή πάνω στο πλαίσιο. Η διαφοροποίηση αυτή στις πρώτες δοκιμές πρόσκρουσης ήταν θεμιτή ώστε να δούμε τα πρώτα αποτελέσματα στον ιδιαίτερο αυτό σχεδιασμό και να αξιολογηθεί η καταλληλότητα του για αυτή τη χρήση. Με αυτές τις επιλογές έγινε δυνατή επίσης η εμφάνιση του κέντρου βάρους του οχήματος λίγο μπροστά από τον άξονα του κυρίως στροφείου.

### Αποτελέσματα

Η ρήψη του μοντέλου πραγματοποιήθηκε με βάση την διαδικασία που έχει ήδη περιγραφεί και άρα δεν συνίσταται λόγος επανάληψης της. Ο χρόνος υπολογισμού μετά την επαφή του οχήματος με το έδαφος, ορίστηκε στα **80 χιλιοστά του δευτερολέπτου (msec)**, που με βάση άλλες δοκιμές κρίθηκε ικανοποιητικός για την πλήρη κρούση και αναπήδηση του οχήματος. Η διάρκεια των υπολογισμών κράτησε περίπου 12 ώρες.

Στη συνέχεια παρουσιάζονται σε φωτογραφίες, οι αναπτυσσόμενες τάσεις ανά τακτά χρονικά διαστήματα από τη στιγμή πρόσκρουσης μέχρι τα 80 msec. Σε κάθε εικόνα οι τάσεις εμφανίζονται πάνω στο μοντέλο με χρωματικές διακυμάνσεις οι

οποίες αντιστοιχούν σε συγκεκριμένο εύρος τάσης. Στο κάτω μέρος κάθε εικόνας εμφανίζεται η χρωματική αντιστοιχία για κάθε εύρος τάσης. Όσο τα μεγέθη των τάσεων αυξάνονται, τα χρώματα απεικόνισης μετασχηματίζονται από το μπλε σκούρο προς το κόκκινο. Οι τάσεις υπολογίζονται με βάση τον κανόνα Von Misses. Σε κάθε χρονική στιγμή η μέγιστη και ελάχιστη εμφανιζόμενη τάση, προσδιορίζονται πάνω στο μοντέλο, αυτόματα, ως  $MX$  ή  $MN$  αντίστοιχα. Στο πάνω αριστερό μέρος κάθε εικόνας εμφανίζεται η χρονική στιγμή της ανάλυσης –σε δευτερόλεπτα- και οι ακριβείς τιμές της μέγιστης και ελάχιστης εφαρμοζόμενης τάσης στο μοντέλο (ως  $SMX$  και  $SMN$  αντίστοιχα). Προσδιορίζονται έτσι ανά πάσα στιγμή τα σημεία εμφάνισης των μέγιστων τάσεων.

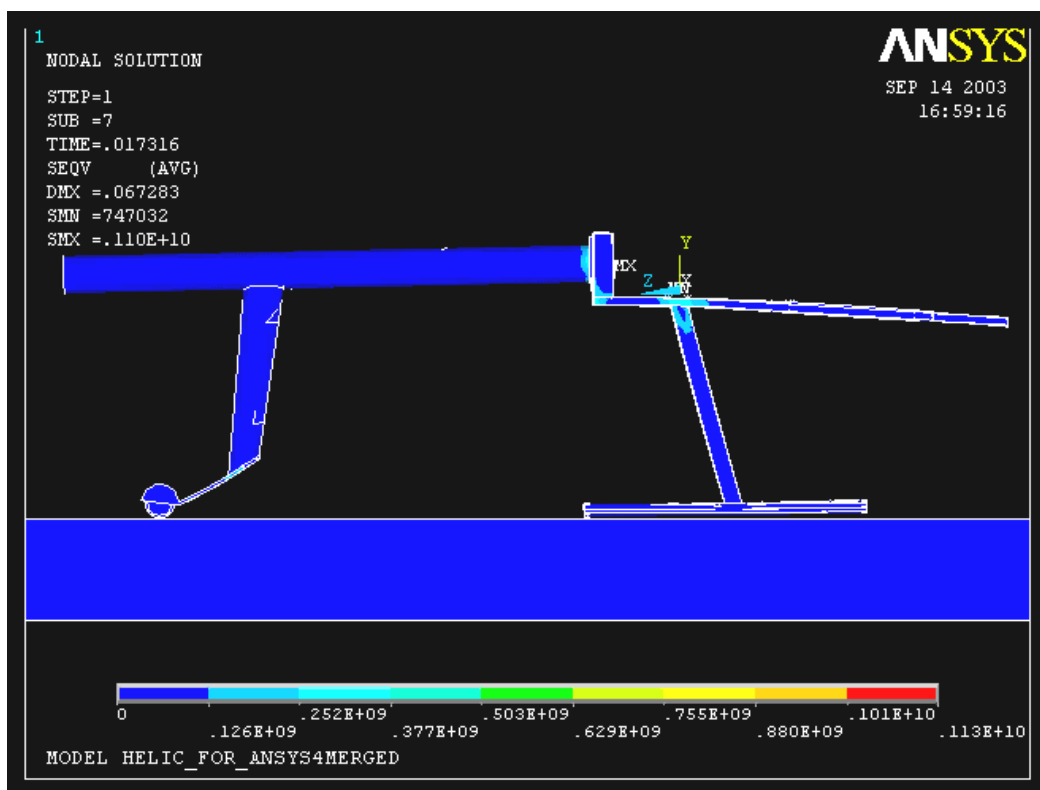
Στις εικόνες 7.9 έως 7.14 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της πρόσκρουσης. Όπως ήταν αναμενόμενο, εμφανίζεται συγκέντρωση τάσεων στην σύνδεση του κυρίως πλαισίου με τις δοκούς προσεδάφισης και το ουραίο πλαίσιο. Ένα βασικό στοιχείο που προκύπτει από τις εικόνες αυτές, είναι οι μεγάλες παραμορφώσεις που εμφανίζονται κυρίως στο εμπρός τμήμα του πλαισίου, δημιουργώντας μία αστάθεια κατά την αναπήδηση του οχήματος. Η ταλάντωση αυτή δεν κρίνεται ικανοποιητική, ιδιαίτερα λόγω της τοποθέτησης του κινητήρα σε αυτό το τμήμα του VTOL. Παρατηρείται επίσης ότι εξαιτίας της παρουσίας της διάταξης του τροχού στο ουραίο τμήμα, προκαλείται ισχυρή ελαστική παραμόρφωση που οδηγεί σε εκτίναξη του προς τα πάνω, και άρα σε μη ικανοποιητική αντίδραση του τμήματος αυτού κατά την προσεδάφιση. Ικανοποιητική είναι η μη εμφάνιση τάσεων στο σωλήνα του ουραίου πλαισίου καθώς και η αποφυγή φαινομένων λυγισμού σε αυτόν. Έτσι δεν προκαλείται πρόβλημα στη λειτουργία του άξονα κίνησης που διέρχεται μέσα από το σωλήνα και καταλήγει στο ουραίο στροφείο.

Τα μεγέθη των μέγιστων τάσεων αποδεικνύονται πολύ υψηλά (άνω των 1000 MPa) και εμφανίζονται βασικά στη σύνδεση κυρίως-ουραίου πλαισίου. Για ακριβέστερη μελέτη του φαινομένου αυτού, γίνεται μεγέθυνση ώστε να προσδιοριστεί η ακριβής διαδικασία ανάπτυξης των τάσεων στις επίμαχες συνδέσεις. Στις εικόνες 7.15 έως 7.20 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα αυτά.

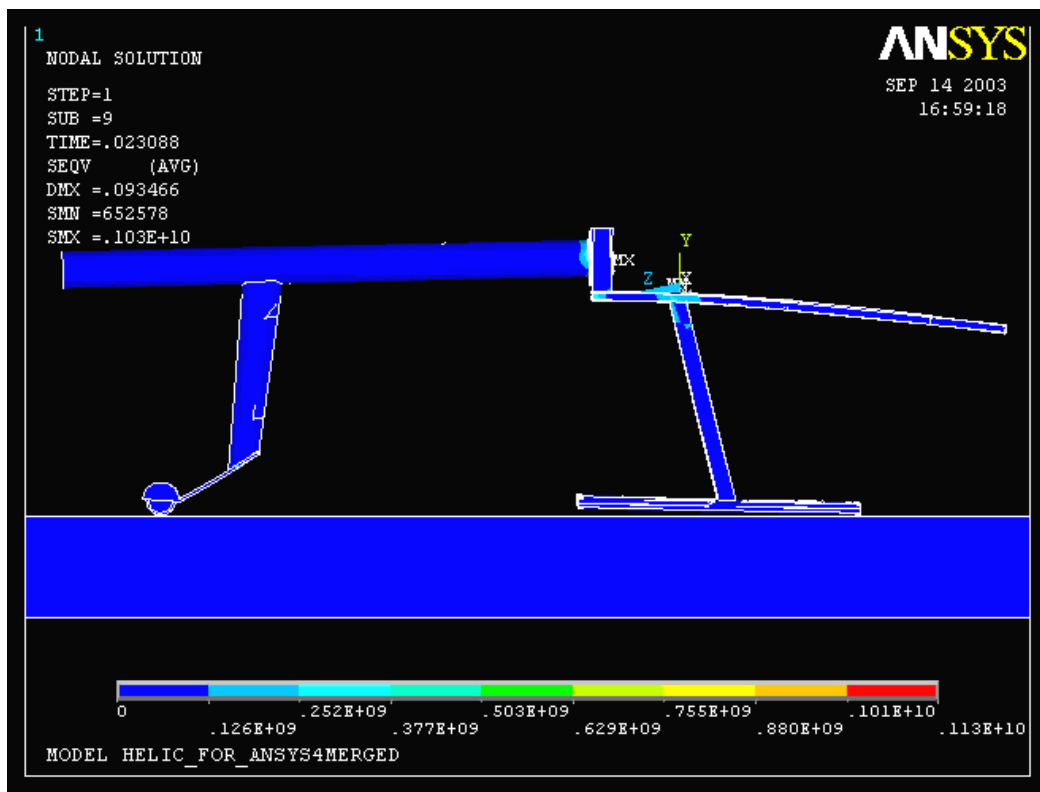
Οι εικόνες αυτές δείχνουν ότι η μέγιστη τάση που εμφανίζεται στο ίδιο σημείο καθ' όλη τη διάρκεια της πρόσκρουσης, είναι μάλλον πλασματική και οφείλεται κυρίως σε κακή μοντελοποίηση του συγκεκριμένου τμήματος κατά τη δημιουργία του πλέγματος. Για το λόγο αυτό δεν θα πρέπει να ληφθεί υπόψη στην ανάλυση των αποτελεσμάτων. Η μεγέθυνση δείχνει επίσης, ότι οι τάσεις που ασκούνται στη σύνδεση του πλαισίου με τις δοκούς προσεδάφισης λαμβάνουν μία μέγιστη τιμή μεταξύ 377-503 MPa. Έπειτα από προσεκτική μελέτη των αποτελεσμάτων στη συγκεκριμένη περιοχή βρέθηκε ότι η τάση ξεπερνάει τα 414 MPa που είναι το όριο διαρροής και άρα δεν ικανοποιεί ως προς την αντοχή της κατασκευής.



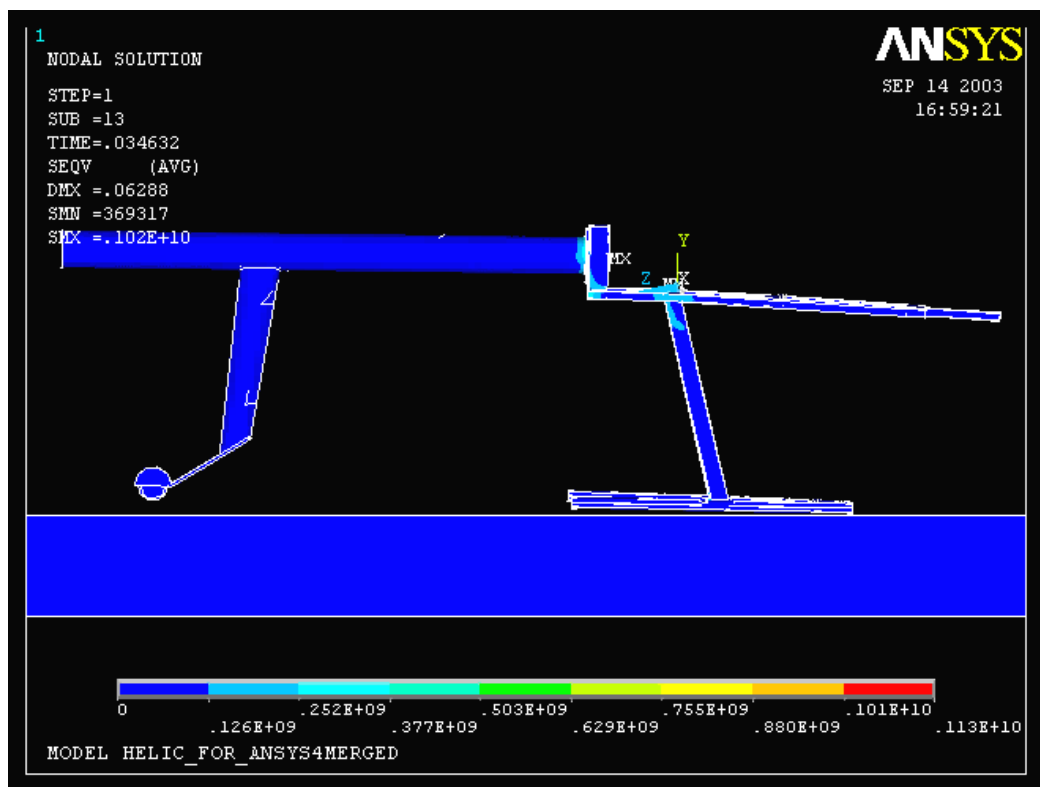
Εικόνα 7.9. Οι τάσεις στα 8,6 ms της πρόσκρουσης.



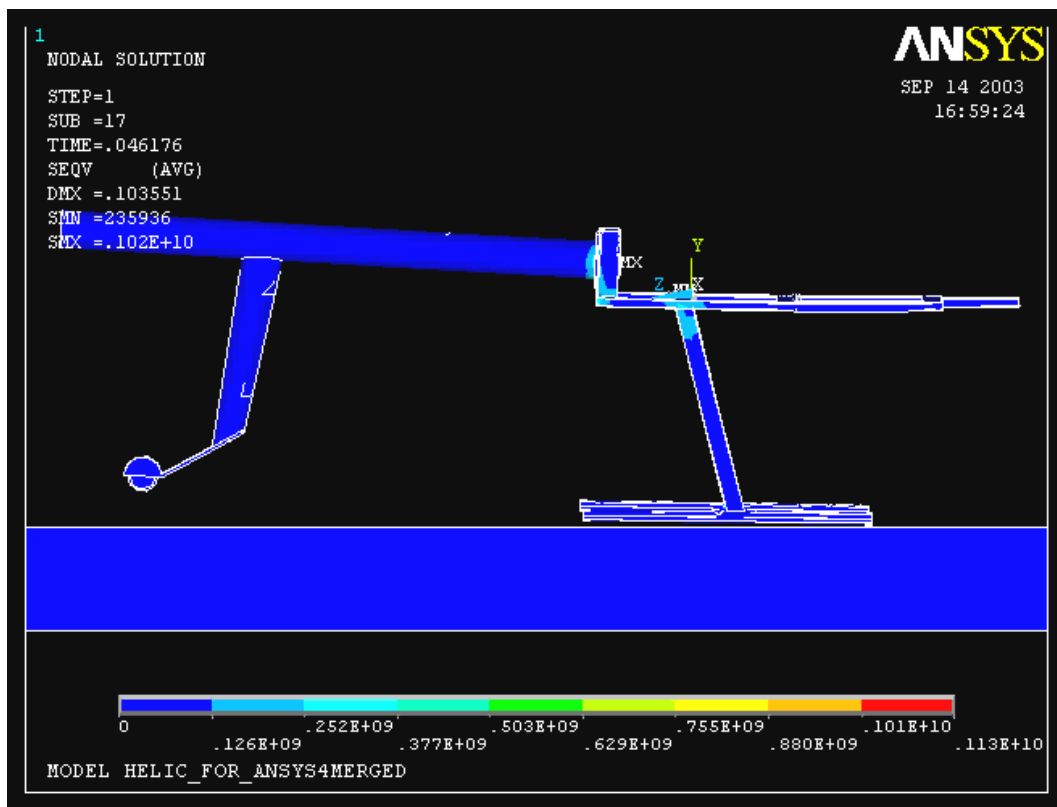
Εικόνα 7.10. Οι τάσεις στα 17 ms της πρόσκρουσης.



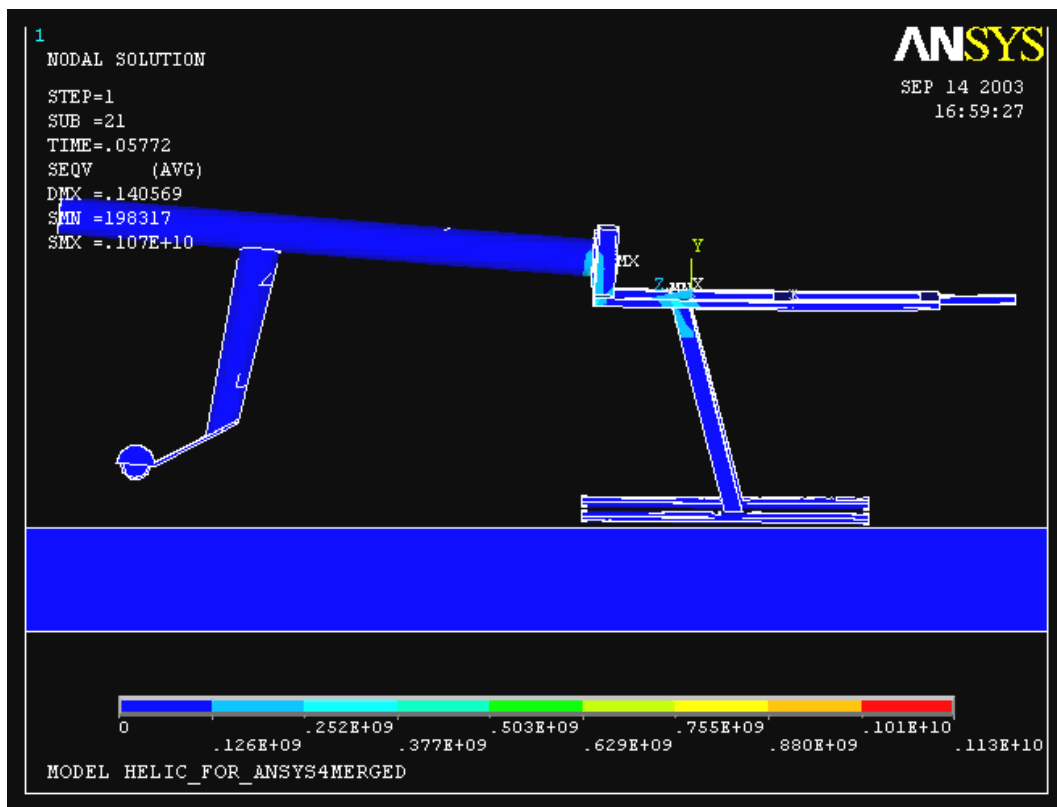
Εικόνα 7.11. Οι τάσεις στα 23 ms της πρόσκρουσης.



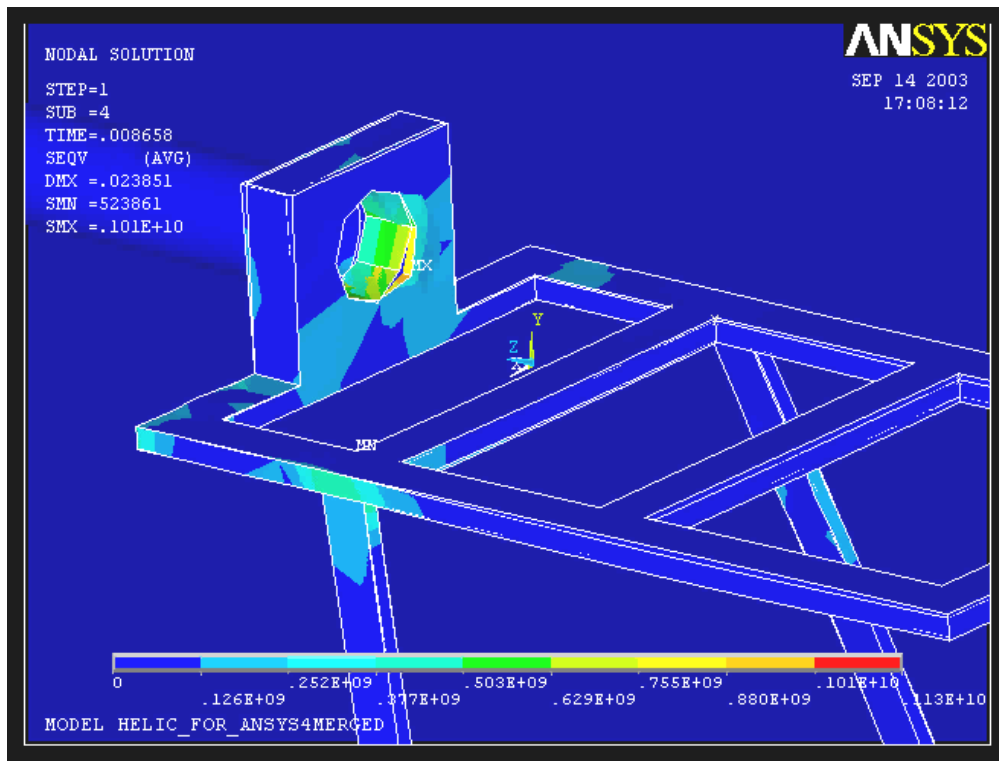
Εικόνα 7.12. Οι τάσεις στα 34 ms της πρόσκρουσης.



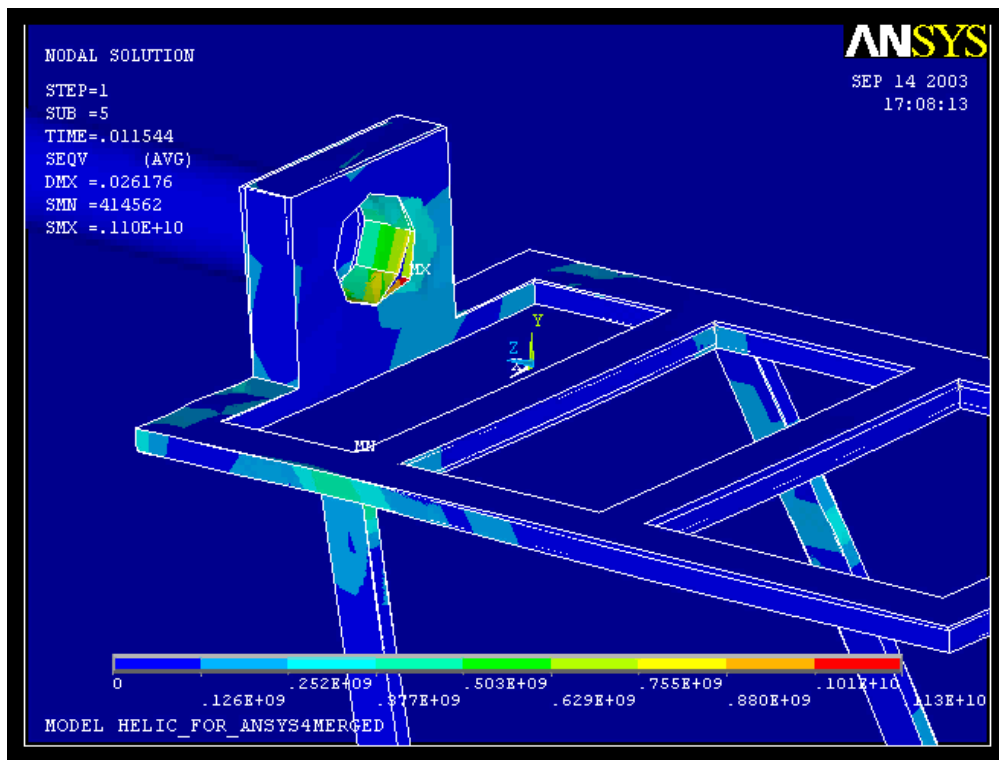
Εικόνα 7.13. Οι τάσεις στα 46 ms της πρόσκρουσης.



Εικόνα 7.14. Οι τάσεις στα 57 ms της πρόσκρουσης.

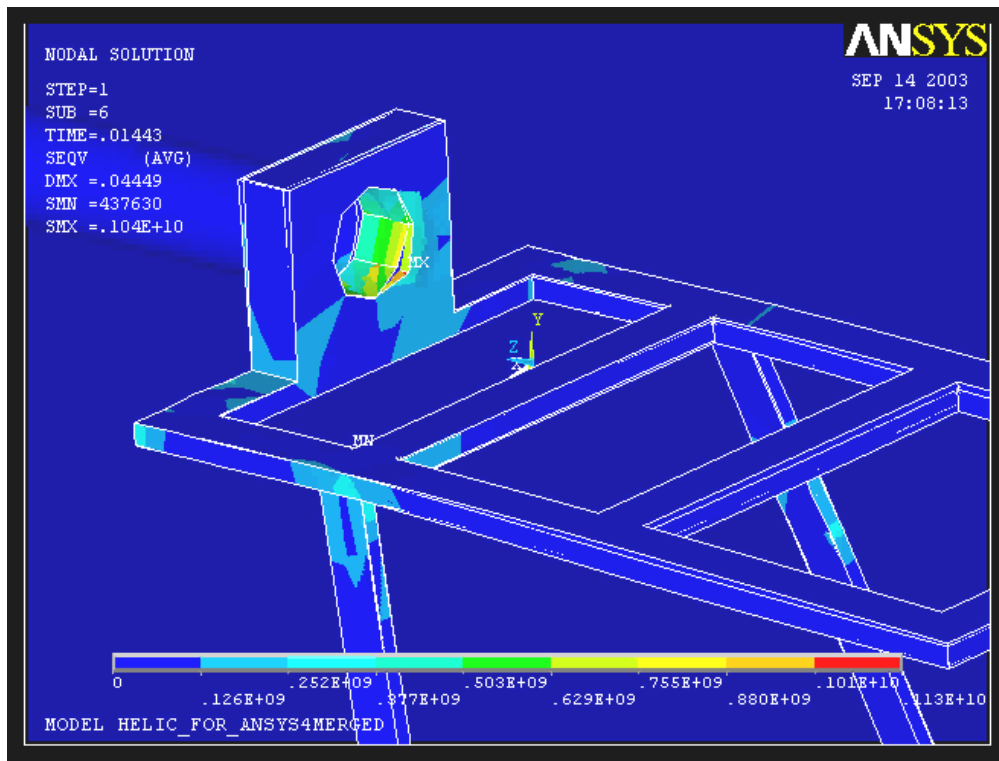


Εικόνα 7.15. Μεγέθυνση της περιοχής συγκέντρωσης των τάσεων στα 8,6 ms της πρόσκρουσης.

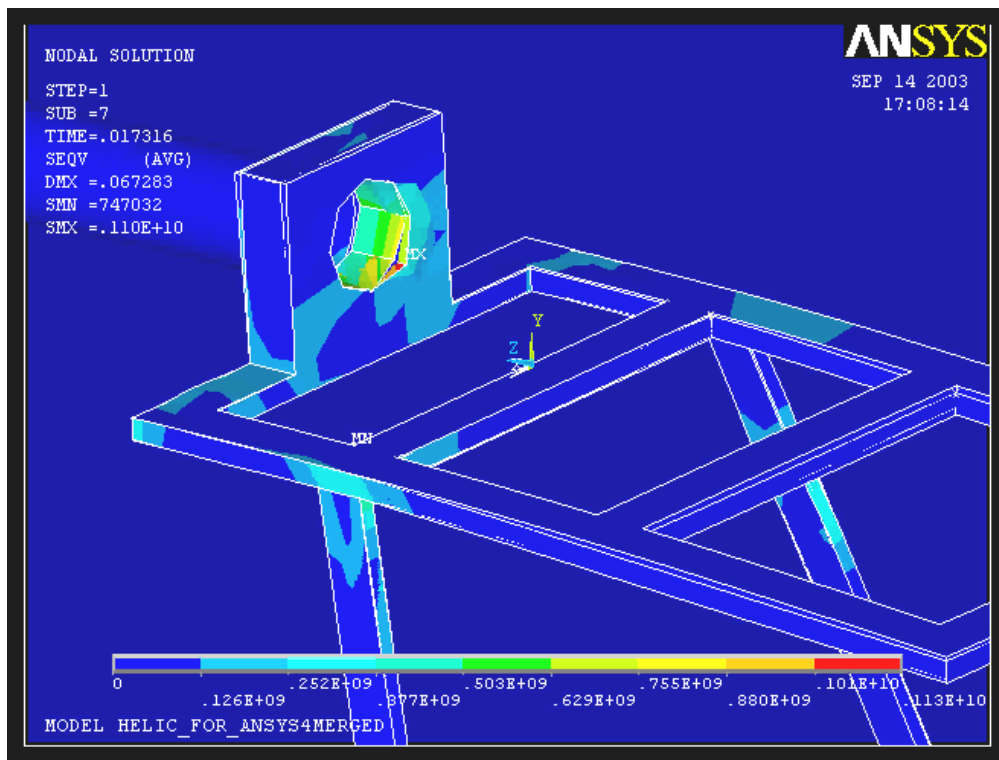


Εικόνα 7.16. Μεγέθυνση της περιοχής συγκέντρωσης των τάσεων στα 11 ms της πρόσκρουσης.

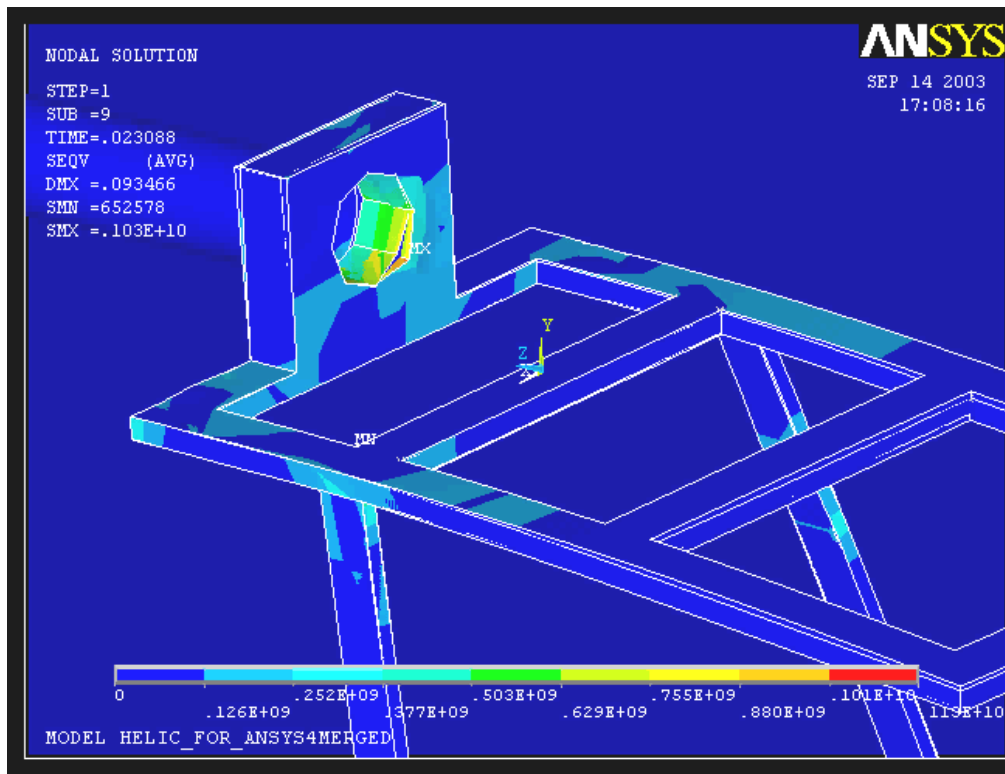




Εικόνα 7.17. Μεγέθυνση της περιοχής συγκέντρωσης των τάσεων στα 14 ms της πρόσκρουσης.



Εικόνα 7.18. Μεγέθυνση της περιοχής συγκέντρωσης των τάσεων στα 17 ms της πρόσκρουσης.



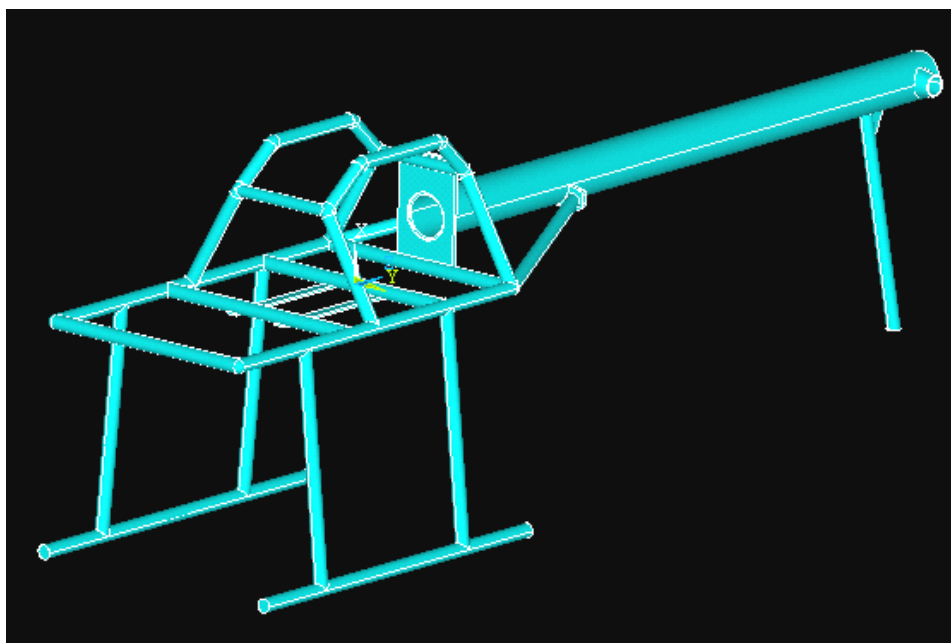
Εικόνα 7.19. Μεγέθυνση της περιοχής συγκέντρωσης των τάσεων στα 23 ms της πρόσκρουσης.

Με βάση τις παρατηρήσεις που έγιναν στην ανάλυση των αποτελεσμάτων, καταλήγουμε στις εξής βελτιώσεις που πρέπει να γίνουν από τη συγκεκριμένη σχεδίαση:

- 1) Οι μεγάλες ταλαντώσεις του εμπρός τμήματος του πλαισίου καθιστούν αναγκαία την προσθήκη δύο ακόμα δοκών για τη σύνδεση των ράβδων προσεδάφισης με το πλαίσιο. Αυτό θα αποτρέψει τις ταλαντώσεις, ειδικά του χώρου έδρασης του κινητήρα, και συγχρόνως θα ανακουφίσει τις τάσεις που ασκούνται στην σύνδεση των υπάρχοντων δοκών με το πλαίσιο, όπου και παρουσιάζονται τάσεις μεγαλύτερες του ορίου διαρροής.
- 2) Η δοκός που καταλήγει στον τροχό του ουραίου τμήματος δεν λαμβάνει ιδιαίτερη φόρτιση, εξαιτίας του πάχους της αλλά και της ελαστικότητας που προσδίδει στο τμήμα αυτό ο τροχός. Επίσης η ελαστικότητα αυτή αποδεικνύεται ανεπιθύμητη καθώς καταπονείται επιπλέον το τμήμα της σύνδεσης του ουραίου με το κυρίως πλαίσιο. Οπότε, κρίνεται πιο ικανοποιητική η χρήση μίας απλής ράβδου για την κάλυψη της περίπτωσης πρόσκρουσης του ουραίου στροφείου στο έδαφος, σε μία προσεδάφιση του οχήματος με το ουραίο τμήμα. Η λύση αυτή αναμένεται να δώσει καλύτερα αποτελέσματα, είναι πιο εύκολη κατασκευαστικά και πιο φθηνή.
- 3) Τέλος, επειδή το ουραίο τμήμα θα δεχτεί μεγαλύτερες ταλαντώσεις χωρίς την ύπαρξη του τροχού, απαιτείται η σύνδεση του ουραίου πλαισίου με το κυρίως με δύο ράβδους στήριξης, που θα δεχτούν τις φορτίσεις αυτές και θα σταθεροποιήσουν τον σωλήνα του ουραίου τμήματος.

### 7.6.2 Δεύτερη Σχεδίαση του Πλαισίου

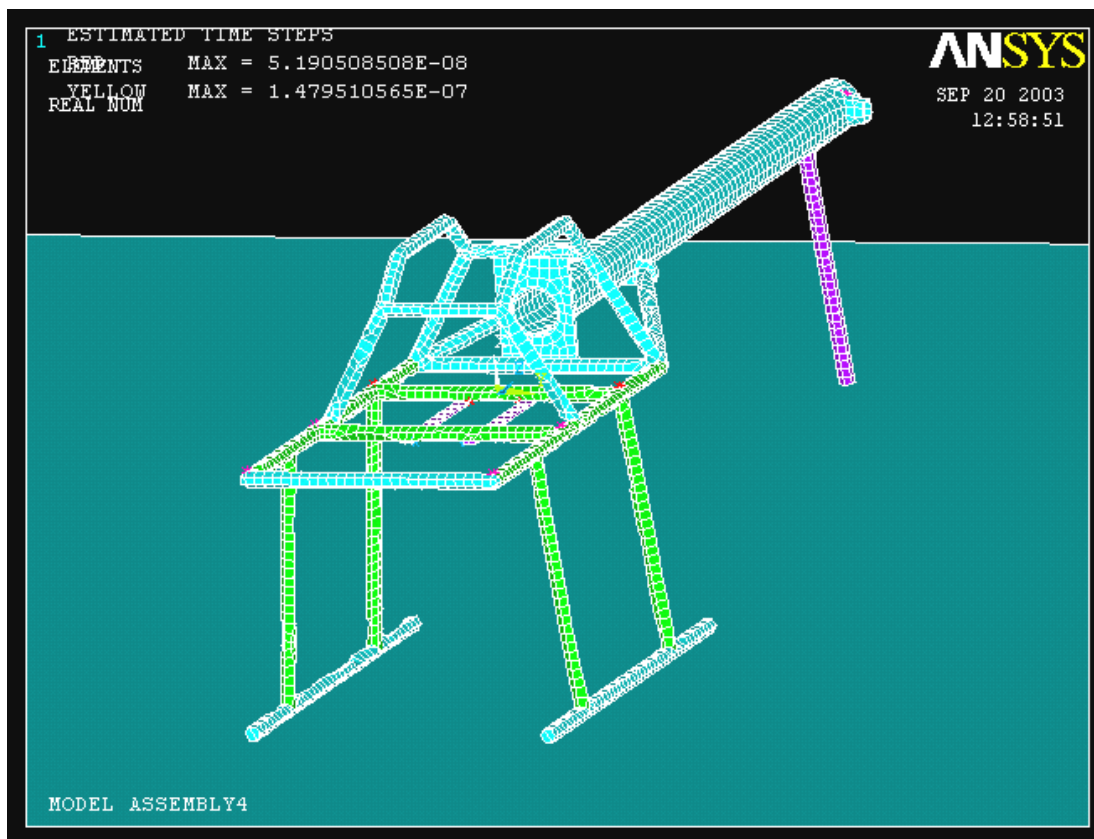
Έχοντας υπόψη τις προτεινόμενες αλλαγές που προέκυψαν από την ανάλυση της αρχικής σχεδίασης, αποφασίστηκε η χρήση κυλινδρικών ράβδων μικρότερης διατομής αντί των ορθογωνικής διατομής δοκών του κυρίως πλαισίου. Αυτό αναμένεται να μειώσει το συνολικό βάρος του πλαισίου αλλά και την αεροδυναμική αντίσταση της διάταξης προσεδάφισης. Έτσι η καινούργια σχεδιαστική πρόταση που προέκυψε παρουσιάζεται στην Εικόνα 7.20. Ένα επιπλέον στοιχείο της σχεδίασης αυτής, είναι η προσθήκη δύο λεπτών ράβδων στο κάτω μέρος και κέντρο του κυρίως πλαισίου, για την συγκράτηση του ωφέλιμου φορτίου (κάμερα κτλ). Η προσθήκη αυτή έγινε για να μοντελοποιηθεί σωστά η κατανομή του βάρους του ωφέλιμου φορτίου στις δύο κάθετες ράβδους του πλαισίου και όχι στην μία όπως θεωρήσαμε προηγουμένως (Εικόνα 7.20).



Εικόνα 7.20. Η δεύτερη σχεδιαστική πρόταση του πλαισίου.

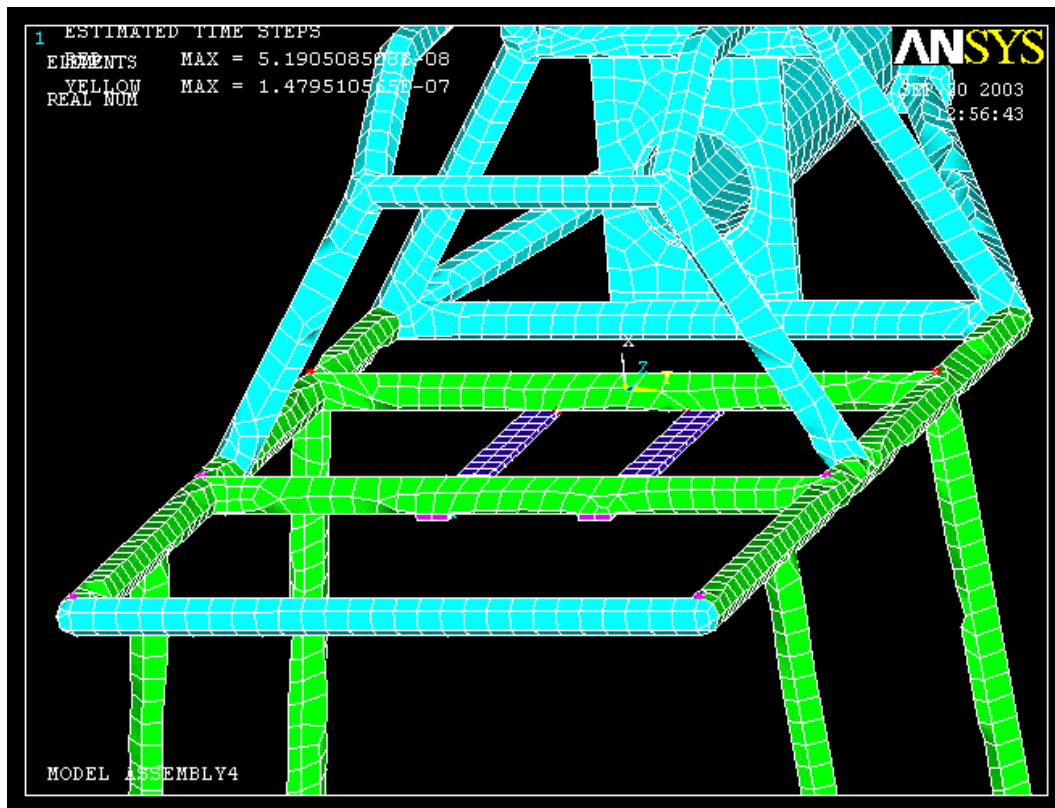
#### Μοντελοποίηση:

Η μοντελοποίηση γίνεται κατά τον ίδιο τρόπο όπως και στο προηγούμενο σχέδιο. Βασική διαφορά είναι η απουσία τροχού στο ουραίο τμήμα και άρα η μη χρήση ειδικού μοντέλου υλικού για αυτόν. Για την δημιουργία του πλέγματος, χρησιμοποιούνται και πάλι τετραγωνικά κελύφη (SHELL163) με διαφορετικά πάχη για να καλυφθούν όλα τα τμήματα του πλαισίου. Το χρησιμοποιούμενο υλικό για όλα τα μεταλλικά μέρη του πλαισίου είναι το ίδιο γραμμικό ιστροπικό υλικό, με τα χαρακτηριστικά του αλουμινίου 2014-T6. Ο συνολικός αριθμός των στοιχείων που απαρτίζουν το μοντέλο, είναι 6640. Στην Εικόνα 7.21, φαίνεται η διαμόρφωση του πλέγματος και τα σημεία εφαρμογής των βαρών των επιμέρους τμημάτων της κατασκευής. Στα τμήματα με πράσινο χρώμα οι ράβδοι είναι συμπαγείς, ενώ στα στοιχεία με μπλε και μπορντό χρώμα, τα πάχη των σωλήνων είναι 4 και 2 χιλιοστά αντίστοιχα.



Εικόνα 7.21. Η διαμόρφωση του πλέγματος και η κατανομή των βαρών πάνω στο πλαίσιο.

Τα σημεία εφαρμογής των βαρών των επιμέρους τμημάτων του οχήματος φαίνονται πάνω στο πλέγμα με διαφορετικούς χρωματισμούς (Εικόνα 7.21, 7.22). Κάθε χρώμα αντιστοιχεί σε διαφορετική τιμή βάρους και διαφορετικό στοιχείο σημειακής μάζας (MASS167). Έτσι, το κόκκινο χρώμα δηλώνει τιμή 20 Kg, το μπλε 15 Kg, και το μπορντό 6 Kg. Το συνολικό βάρος που εφαρμόζεται σε 11 σημεία, είναι **140 Kg**. Το βάρος του πλαισίου υπολογίστηκε με εξειδικευμένη ρουτίνα του λογισμικού Pro/Engineer και βρέθηκε **32 Kg**. Μετά την μοντελοποίηση στο ANSYS, το βάρος υπολογίστηκε βάση των επιφανειών του μοντέλου στα **32,56 Kg** πολύ κοντά στην πραγματική τιμή. Συνολικά λοιπόν το πλαίσιο συγκρούεται με το έδαφος με βάρος **172 Kg**. Η κατανομή του βάρους πάνω στο πλαίσιο, είναι αρκετά ακριβής και αντιστοιχεί στα σημεία έδρασης των τμημάτων πάνω στο πλαίσιο. Το κέντρο βάρους του οχήματος εμφανίζεται λίγο πίσω από τον άξονα του κυρίως στροφείου.

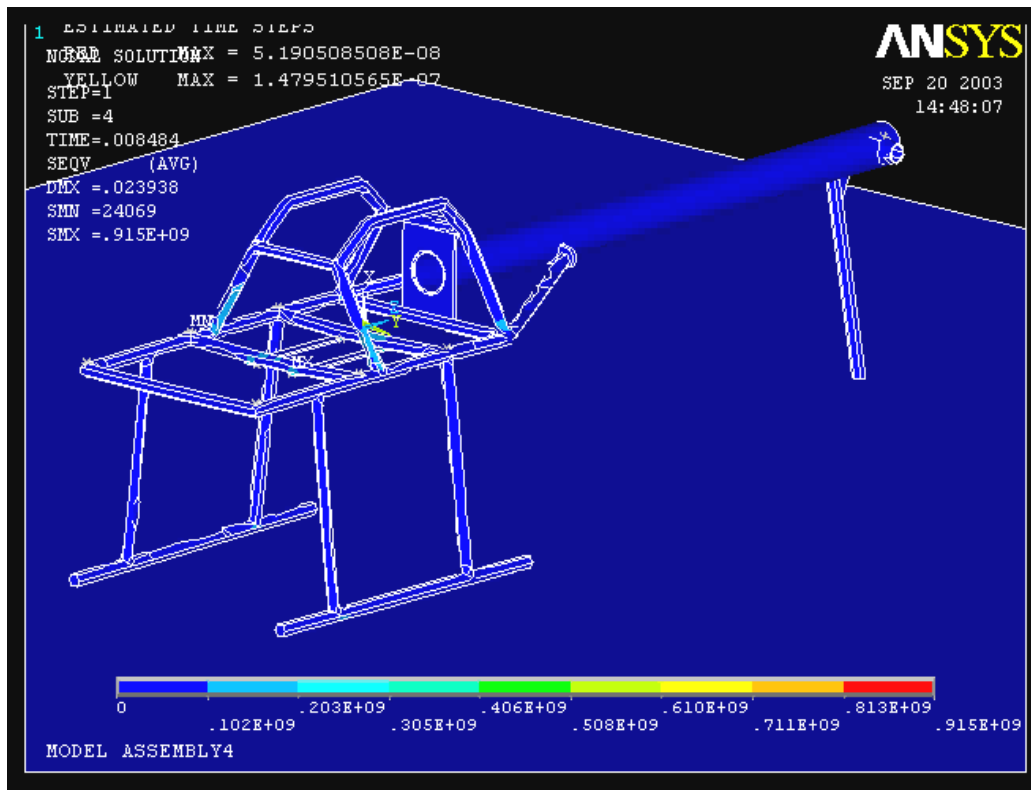


Εικόνα 7.22. Η κατανομή των βαρών πάνω στο πλαίσιο.

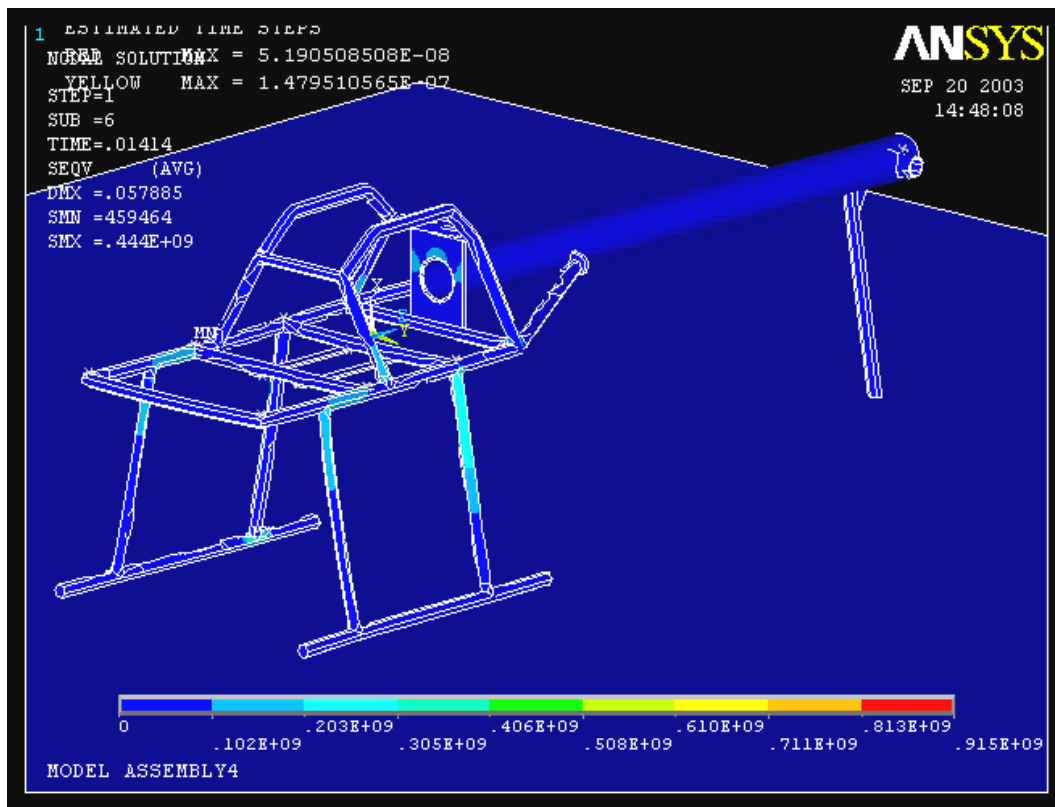
#### Αποτελέσματα:

Ο χρόνος υπολογισμού για την δοκιμή πτώσης, ορίστηκε στα **50 χιλιοστά του δευτερολέπτου (ms)**, μετά την επαφή του οχήματος με το έδαφος. Η διάρκεια των υπολογισμών κράτησε περίπου 11 ώρες.

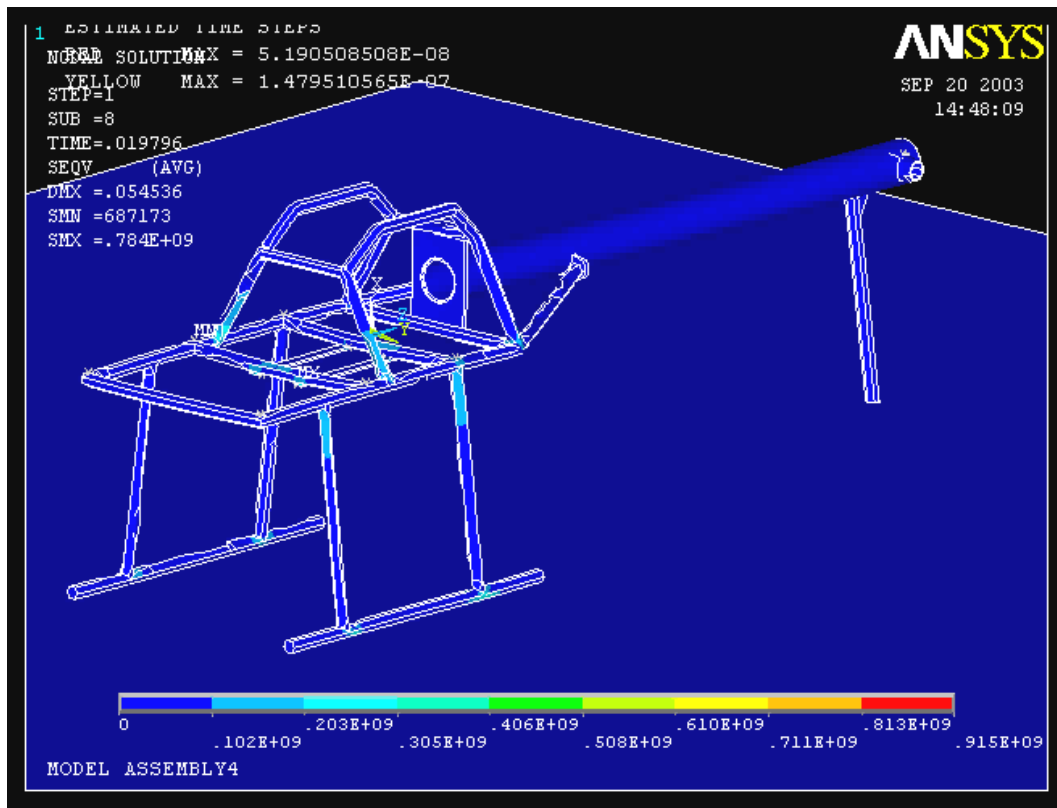
Τα αποτελέσματα της ανάλυσης αυτής παρουσιάζονται και πάλι ανά τακτά χρονικά διαστήματα στην διάρκεια των 60ms της πρόσκρουσης. Η απεικόνιση τους είναι ακριβώς η ίδια όπως περιγράφηκε και στην προηγούμενη ανάλυση. Έτσι, οι Εικόνες 7.23 έως 7.28 παρουσιάζουν την διαμόρφωση των τάσεων πάνω στο πλαίσιο σε κάθε χρονική στιγμή.



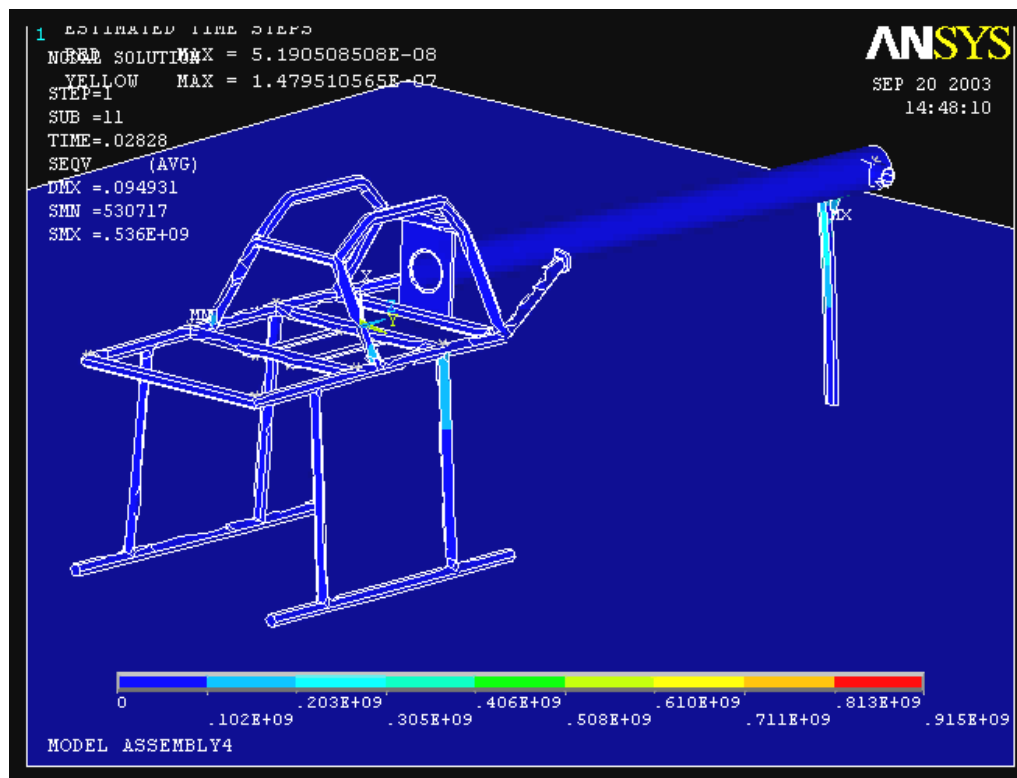
Εικόνα 7.23. Απεικόνιση των τάσεων στα 8ms της κρούσης.



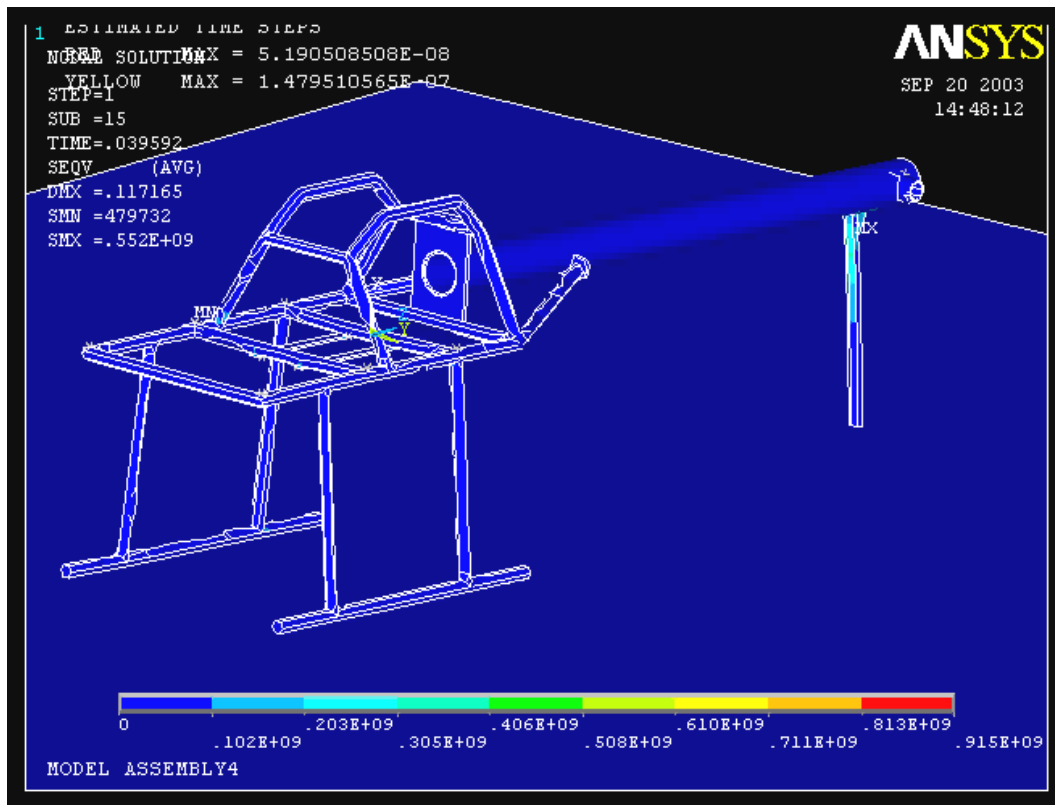
Εικόνα 7.24. Απεικόνιση των τάσεων στα 14ms της κρούσης.



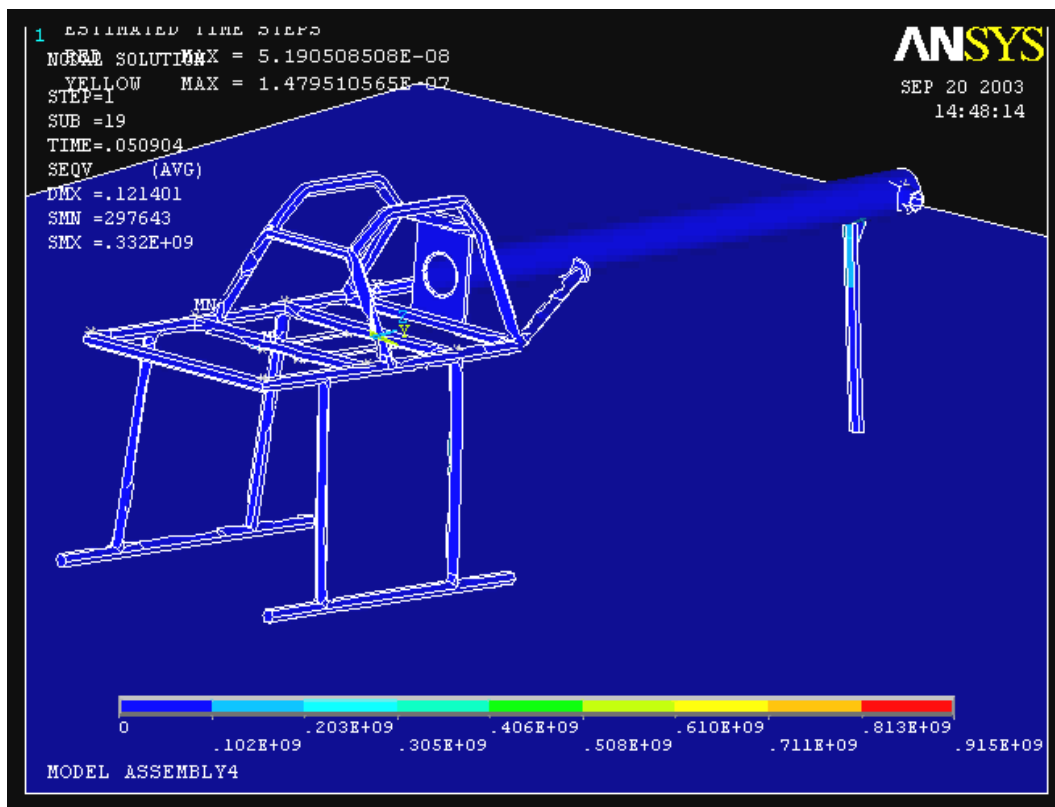
Εικόνα 7.25. Απεικόνιση των τάσεων στα 19ms της κρούσης.



Εικόνα 7.26. Απεικόνιση των τάσεων στα 28ms της κρούσης.



Εικόνα 7.27. Απεικόνιση των τάσεων στα 39ms της κρούσης.



Εικόνα 7.28. Απεικόνιση των τάσεων στα 50ms της κρούσης.

Αυτό που προκύπτει από την ανάλυση των αποτελεσμάτων, είναι ότι η κατασκευή αυτή δεν μπορεί να αντέξει την πρόσκρουση στο έδαφος κάτω από τις συνθήκες της δοκιμής. Οι τάσεις που εμφανίζονται στο μοντέλο ξεπερνούν κατά πολύ το όριο διαρροής του υλικού και άρα δεν καλύπτουν τα απαιτούμενα στάνταρ ασφαλείας.



Συγκεκριμένα παρατηρείται ότι στην εμπρός κάθετη δοκό του κυρίως πλαισίου εμφανίζεται η μέγιστη εφαρμοζόμενη τάση ( $915\text{MPa}$ ) στα πρώτα 8ms της πρόσκρουσης. Η τάση αυτή οφείλεται βασικά στην κάμψη της σωλήνας λόγω του βάρους του ωφέλιμου φορτίου που ασκείται εκεί, αλλά εμφανίζεται και λόγω της συγκόλλησης των ράβδων πάνω στα σημεία αυτά. Επειδή η εφαρμογή των βαρών γίνεται με τη χρήση σημειακών βαρών που τοποθετούνται στους κόμβους του πλέγματος, δημιουργείται μεγαλύτερη συγκέντρωση τάσεων στα σημεία αυτά. Αναμένεται οι τάσεις αυτές να είναι αρκετά μικρότερες, όπως φαίνεται και στα συμμετρικά τους σημεία, όμως σίγουρα ξεπερνά το όριο διαρροής του υλικού και άρα κρίνεται μη αποδεκτή τιμή. Μεγάλη συγκέντρωση τάσεων εμφανίζεται επίσης στις ράβδους προσεδάφισης ( $444\text{MPa}$ ), στα 14ms της πρόσκρουσης, αποδεικνύοντας ότι οι σωλήνες που επιλέχθηκαν για το σημείο αυτό της κατασκευής δεν επαρκούν. Τέλος, στα 39ms, εμφανίζεται συγκέντρωση τάσεων ( $552\text{MPa}$ ) στο ουραίο πλαίσιο και συγκεκριμένα στην δοκό ασφαλείας που έχει τοποθετηθεί για να προστατεύει το ουραίο στροφείο.

Με βάση τις παραπάνω παρατηρήσεις είναι προφανές ότι αρκετά σημεία της κατασκευής παρουσιάζουν μη ικανοποιητική συμπεριφορά και απαιτείται επανασχεδίαση τους. Η σχεδίαση αυτή όμως δεν κρίνεται αποτυχημένη καθώς στο μεγαλύτερο μέρος της αντέχει στην δοκιμή πρόσκρουσης και δεν εμφανίζει μεγάλες ταλαντώσεις που να προβληματίζουν κατά την λειτουργία του οχήματος. Έτσι οι προτεινόμενες λύσεις για την απαλοιφή των προβλημάτων που παρουσιάστηκαν είναι:

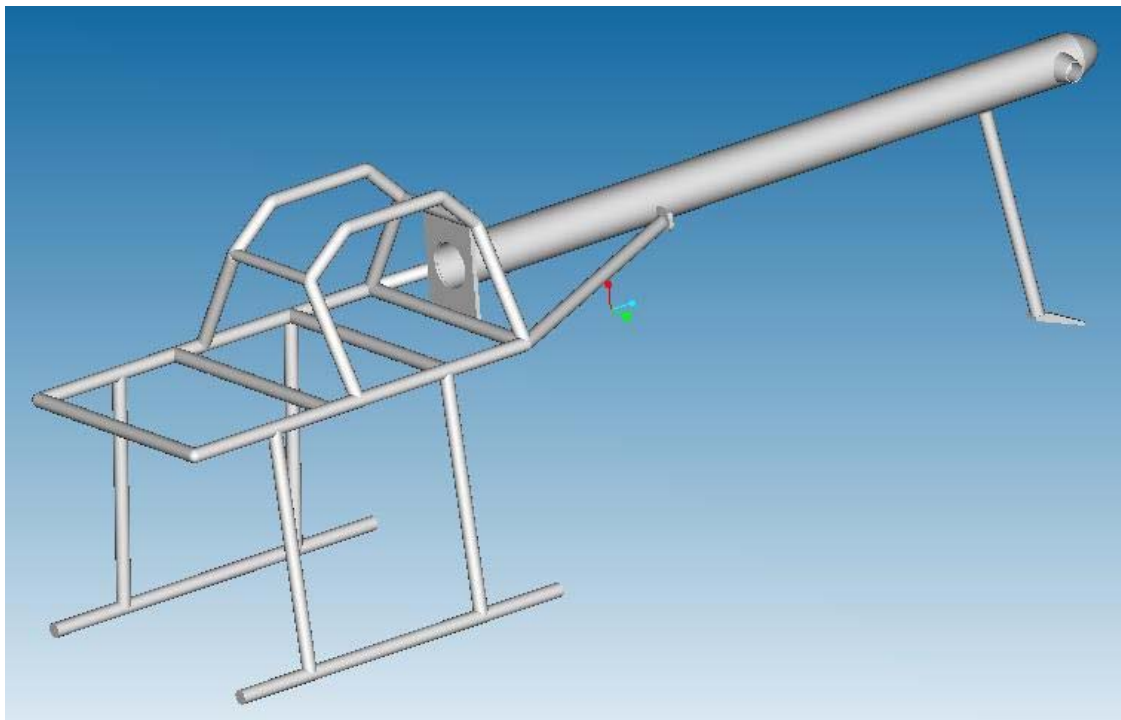
1) Η τοποθέτηση συμπαγής ράβδων προσεδάφισης ώστε να ανακουφιστεί η περιοχή που παρατηρήθηκαν μεγάλες τάσεις.

2) Καλύτερη μοντελοποίηση των βαρών που ασκούνται στο κυρίως πλαίσιο λόγω του ωφέλιμου φορτίου που τοποθετείται στο κάτω μέρος του. Απαλείφονται έτσι οι λεπτές ράβδοι που συγκρατούν το ωφέλιμο φορτίο και η τοποθέτηση των σημειακών βαρών γίνεται σε κόμβους που βρίσκονται στο κάτω μέρος των κάθετων ράβδων του κυρίως πλαισίου, ώστε να γίνει εμφανές αν η τάσεις που εμφανίζονται σε αυτές είναι εξαιτίας μη αντοχής αυτών στην εφαρμοζόμενη καμπτική φόρτιση ή λόγω κακής μοντελοποίησης.

3) Διαφοροποίηση της σύνδεσης της δοκού ασφαλείας που βρίσκεται στο ουραίο πλαίσιο. Η προσθήκη της τριγωνικής στήριξης για την μείωση των ταλαντώσεων της δοκού, παρουσίασε μεγάλη συγκέντρωση τάσεων και άρα θεωρείται καλύτερη η απαλοιφή της.

### 7.6.3 Τρίτη σχεδίαση του πλαισίου

Σύμφωνα με τις προτεινόμενες αλλαγές της προηγούμενης παραγράφου, το νέο σχέδιο του πλαισίου του οχήματος διαφοροποιείται βασικά στο ουραίο τμήμα με νέο σχήμα της δοκού ασφαλείας, ενώ οι υπόλοιπες μεταβολές πραγματοποιούνται στην μοντελοποίηση του. Στην Εικόνα 7.29, παρουσιάζεται το νέο σχέδιο.



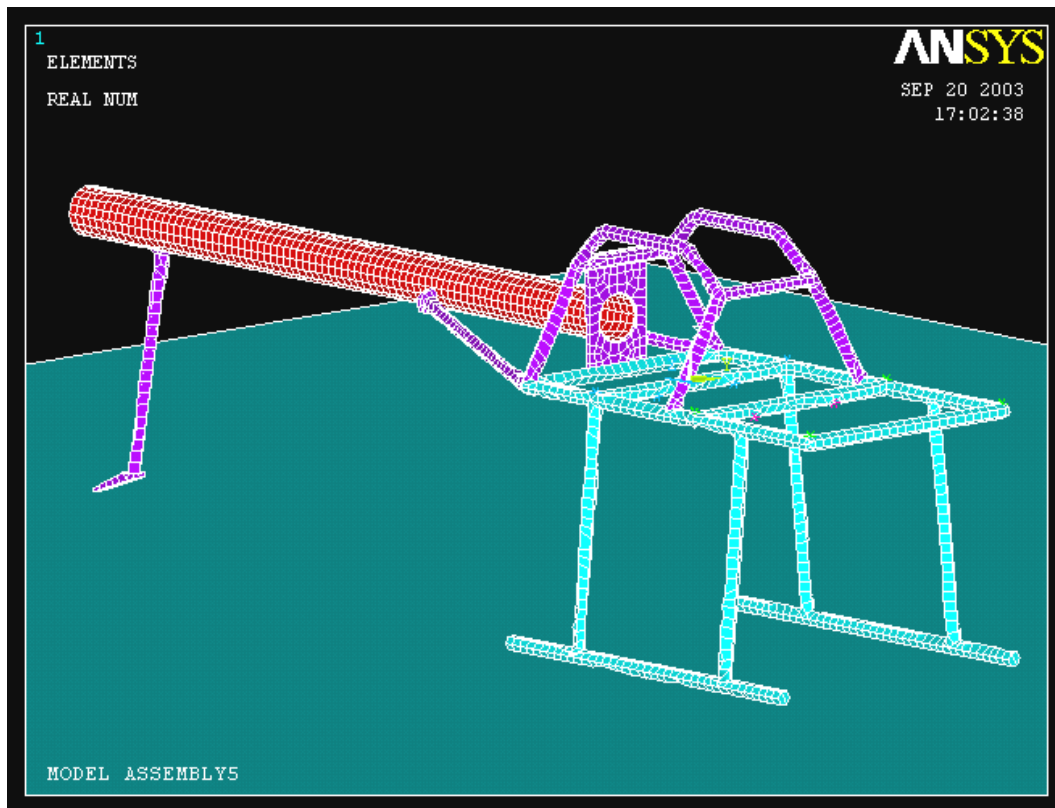
Εικόνα 7.29. Η τρίτη σχεδιαστική πρόταση του πλαισίου.

#### Μοντελοποίηση:

Η μοντελοποίηση στην περίπτωση αυτή διαφοροποιείται ελάχιστα από αυτήν της δεύτερης σχεδίασης. Συγκεκριμένα, οι μόνες διαφορές είναι οι δοκοί προσεδάφισης που μοντελοποιούνται σαν συμπαγείς και η χρήση διαφορετικού υλικού για το τελευταίο τμήμα της δοκού ασφαλείας του ουραίου τμήματος. Επιλέγεται η χρήση υλικού, το οποίο έχει μεγαλύτερο όριο διαρροής ( $1413 \text{ MPa}$ ) και το οποίο μοντελοποιείται επίσης σαν γραμμικό ισотροπικό υλικό, με χαρακτηριστικά: *Μέτρο Ελαστικότητας: 196,5 GPa, Πυκνότητα: 7750 Kg/m<sup>3</sup> και Συντελεστή Poisson: 0,27*. Τα υπόλοιπα στοιχεία τόσο των χρησιμοποιούμενων στοιχείων (SHELL163, MASS166), των βαρών των τμημάτων αλλά και του υλικού του υπόλοιπου πλαισίου, παραμένουν αμετάβλητα.

Στην Εικόνα 7.30 παρουσιάζεται το πλέγμα της μοντελοποίησης για το σχέδιο αυτό. Τα χρώματα των στοιχείων αντιστοιχούν σε διαφορετικές τιμές πάχους των σωλήνων. Έτσι, οι περιοχές με γαλάζιο χρώμα αντιστοιχούν σε συμπαγείς ράβδους αλουμινίου, με μοβ, σωλήνες με πάχος 4mm και με κόκκινο, σωλήνες με πάχος 5mm.

Τα βάρη κατανέμονται με τον ίδιο τρόπο πάνω στο πλαίσιο και αντιστοιχούν και πάλι σε τιμή 140Kg. Το βάρος του πλαισίου από την μοντελοποίηση βρέθηκε 33 Kg, αυξημένο δηλαδή κατά 0,5Kg λόγω της προσθήκης συμπαγών ράβδων προσεδάφισης. Συνολικά δηλαδή το βάρος του οχήματος είναι 173 Kg.



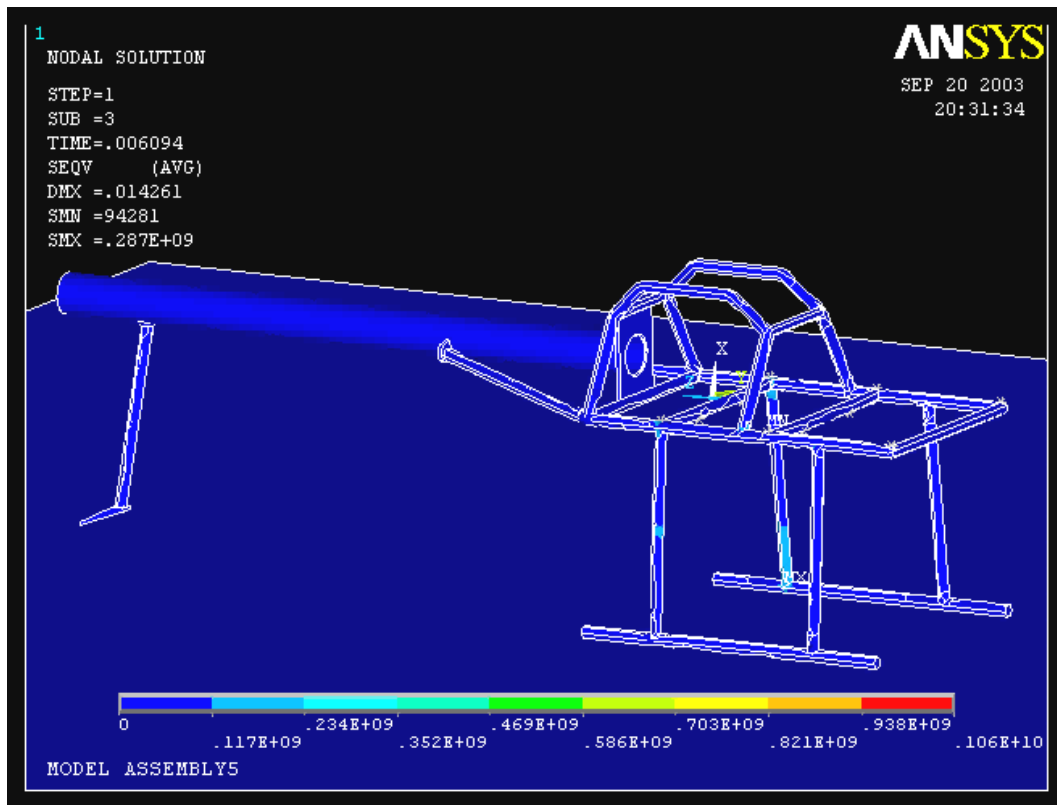
Εικόνα 7.30. Η διαμόρφωση του πλέγματος και η κατανομή των βαρών πάνω στο πλαίσιο.

#### Αποτελέσματα:

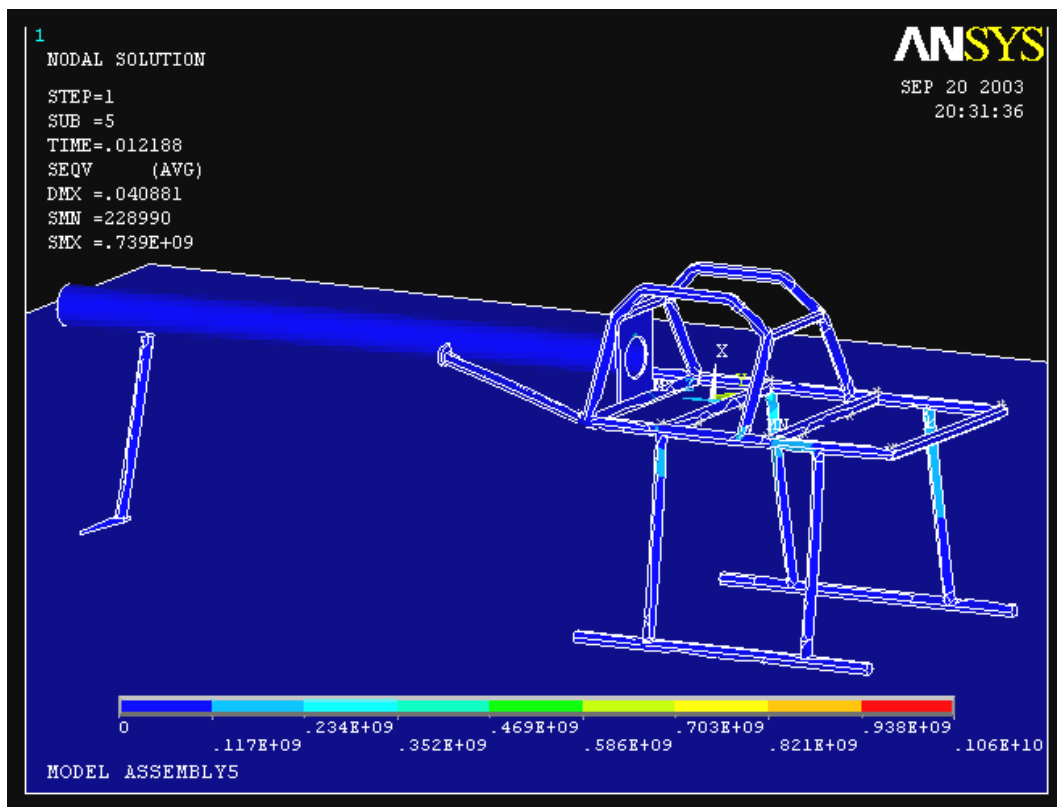
Η δοκιμή πραγματοποιήθηκε για χρόνο 60ms μετά την επαφή του οχήματος με το έδαφος. Ο χρόνος υπολογισμού ήταν περίπου 12 ώρες.

Τα αποτελέσματα της πρόσκρουσης για τη σχεδίαση αυτή, παρουσιάζονται στις Εικόνες 7.31 μέχρι και 7.36, όπου απεικονίζονται οι τάσεις που ασκούνται πάνω στο όχημα.

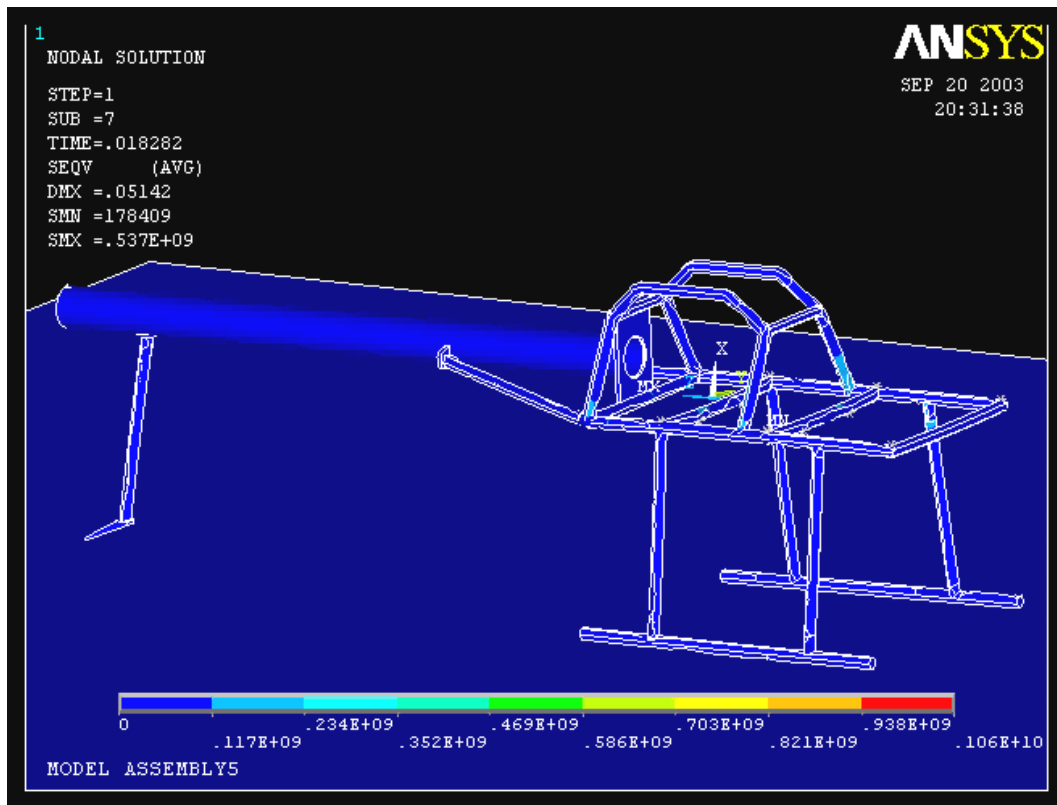
Η μέγιστη τάση, εμφανίζεται στο ουραίο τμήμα και συγκεκριμένα στο τέλος της δοκού προστασίας του ουραίου στροφείου ( $1020 \text{ MPa}$ ). Καθώς η τάση εμφανίζεται στη σύνδεση των δύο υλικών, αποτελεί μη αποδεκτή τιμή καθώς το όριο διαρροής του αλουμινίου έχει ξεπεραστεί. Για το τελικό μέρος της δοκού δεν υπάρχει πρόβλημα καθώς το όριο διαρροής του χάλυβα είναι  $1413 \text{ MPa}$ . Το σημείο όμως που δέχεται συνεχώς την μεγαλύτερη καταπόνηση, είναι η σύνδεση της πλάκας που βρίσκεται συγκολλημένη στο κυρίως πλαίσιο και στην οποία βιδώνεται το ουραίο πλαίσιο. Στο κάτω μέρος αυτής εμφανίζεται συγκέντρωση τάσεων καθ' όλη την διάρκεια της πρόσκρουσης, η οποία ξεπερνά τα  $550 \text{ MPa}$ . Το φαινόμενο αυτό ίσως δεν έγινε αισθητό στην προηγούμενη δοκιμή -της δεύτερης σχεδίασης- λόγω της καταπόνησης του σημείου συγκόλλησης των ράβδων στήριξης του ωφέλιμου φορτίου.



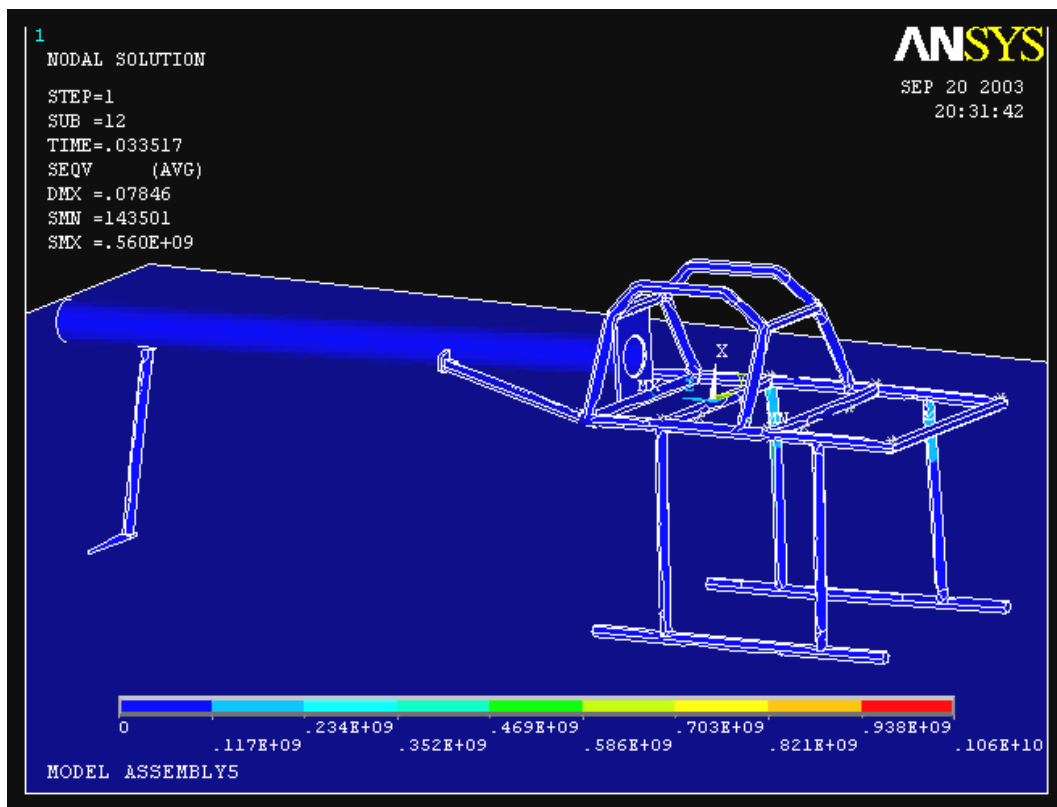
Εικόνα 7.31. Απεικόνιση των τάσεων στα 6ms της κρούσης.



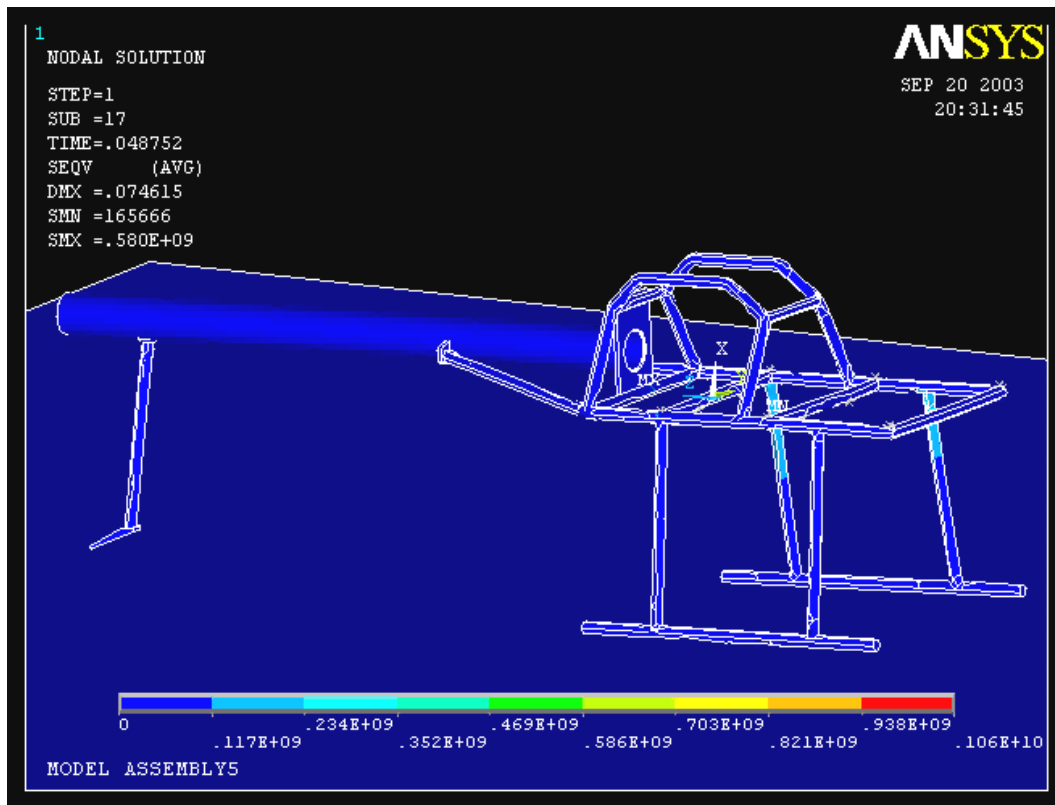
Εικόνα 7.32. Απεικόνιση των τάσεων στα 12ms της κρούσης.



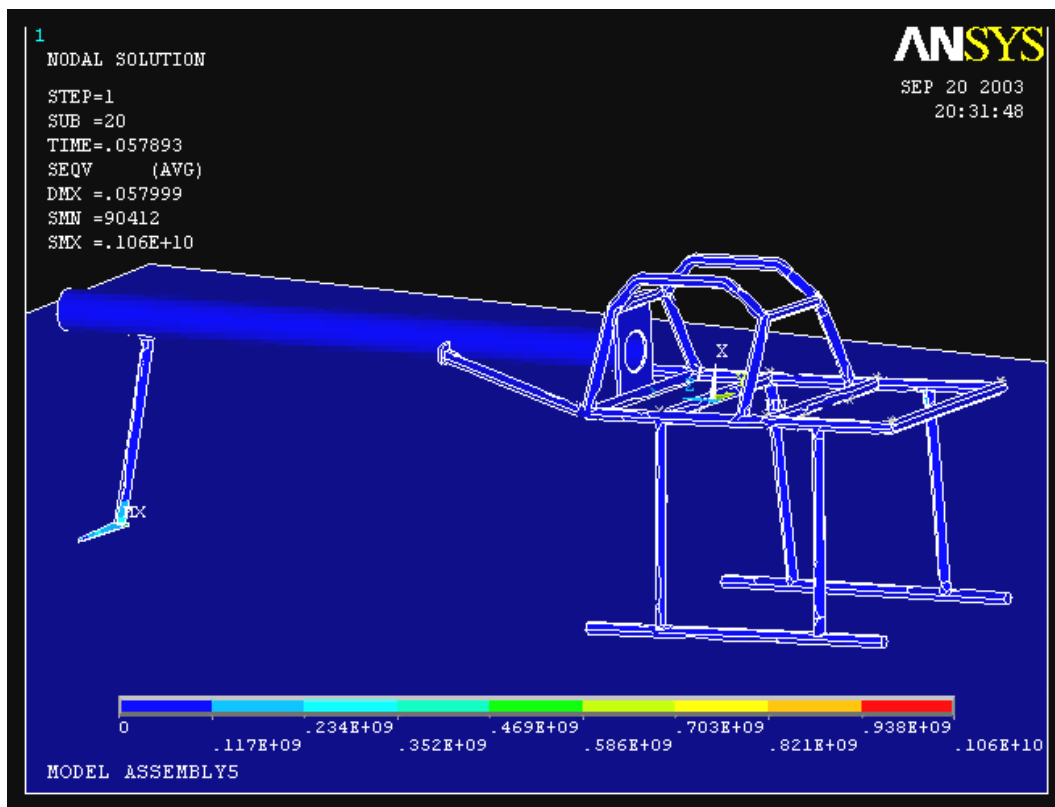
Εικόνα 7.33. Απεικόνιση των τάσεων στα 18ms της κρούσης.



Εικόνα 7.34. Απεικόνιση των τάσεων στα 33ms της κρούσης.



Εικόνα 7.35. Απεικόνιση των τάσεων στα 48ms της κρούσης.



Εικόνα 7.36. Απεικόνιση των τάσεων στα 57ms της κρούσης.

Γενικότερα παρατηρείται ότι δεν υπάρχει μεγάλη μεταβολή στην κατανομή των τάσεων αλλά και στις τιμές που αυτή λαμβάνει κατά την πρόσκρουση μεταξύ των δοκιμών της δεύτερης και τρίτης σχεδίασης. Μάλιστα αυτό ήταν αναμενόμενο, καθώς οι αλλαγές ήταν ελάχιστες στο σχεδιασμό και την μοντελοποίηση τους. Οι τάσεις είναι

στο πλήθος των περιπτώσεων μεγαλύτερες από το όριο διαρροής του αλουμινίου που είναι μόλις  $414 \text{ MPa}$ .

Έτσι, κρίνεται ότι το υλικό που χρησιμοποιείται δεν αντέχει τις καταπονήσεις αυτές και άρα είναι ακατάλληλο για την κατασκευή αυτή. Για το λόγο αυτό θεωρείται αναγκαία η αντικατάσταση του με υλικό υψηλής αντοχής ώστε να καλυφθούν οι απαιτήσεις της χρήσης ενός τέτοιου οχήματος.

#### 7.6.4 Τέταρτη σχεδίαση του πλαισίου

Στη σχεδίαση αυτή, αντικαθίσταται το υλικό κατασκευής του πλαισίου και τη θέση του αλουμινίου 2014-T6 παίρνει κράμα χάλυβα 300M με την προδιαγραφή AMS 6417. Η επιλογή του υλικού αυτού έγινε με βάση τις ανάγκες που περιγράφηκαν στην προηγούμενη παράγραφο. Προτιμήθηκε από άλλα υλικά αυτού του τύπου με βάση χαρακτηριστικά και ιδιαιτερότητες που βρέθηκαν σε ειδικό έντυπο του Αμερικανικού Στρατού, που αναφέρεται σε μεταλλικά υλικά για χρήση σε αεροπορικές κατασκευές [MIL-HBKD]. Οι μηχανικές του ιδιότητες είναι: *Μέτρο Ελαστικότητας:  $199 \text{ GPa}$ , Πυκνότητα:  $7833 \text{ Kg/m}^3$ , Συντελεστής Poisson:  $0,27$ , Όριο Διαρροής:  $1517 \text{ MPa}$  και Όριο Θραύσης:  $1862 \text{ MPa}$ .*

Ένα πρόβλημα που συναντάται στη χρήση αυτού του υλικού, είναι το μεγάλο βάρος του, ειδικά σε σχέση με το αλουμίνιο. Για το λόγο αυτό μεταβάλλονται τα πάχη των σωλήνων του πλαισίου ώστε τελικά το βάρος του να μην είναι απαγορευτικό για την κατασκευή αυτή.

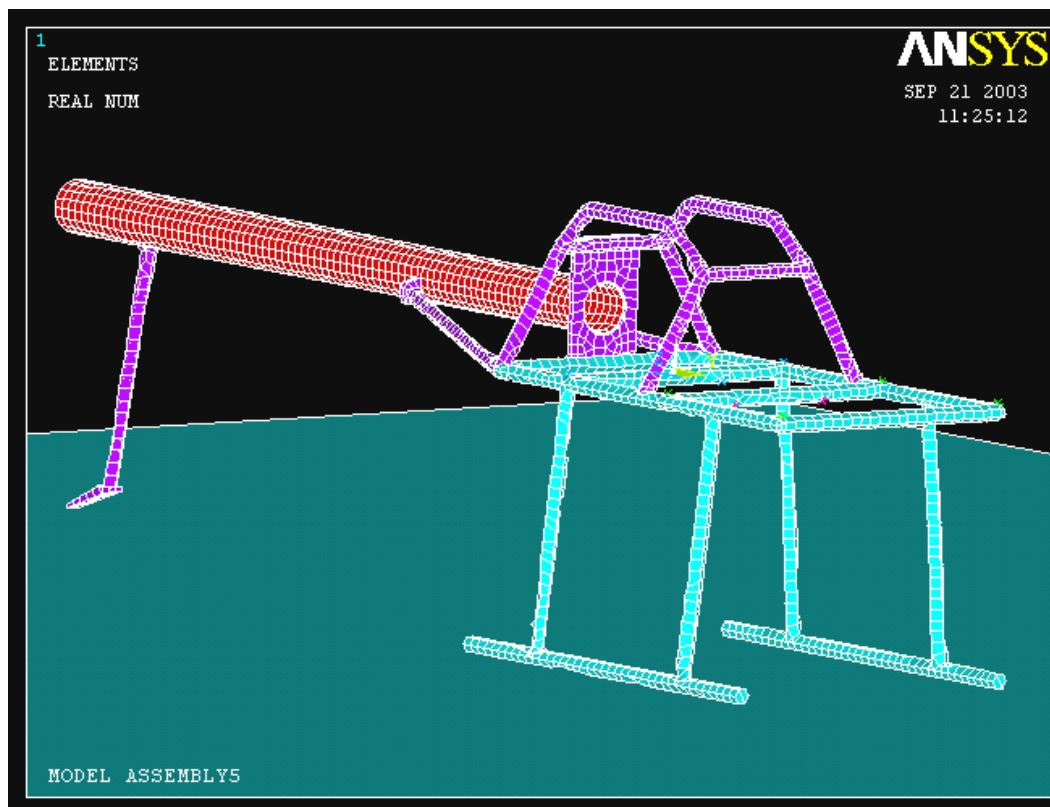
Σχεδιαστικά, η μοναδική αλλαγή που πραγματοποιείται είναι η επιμήκυνση των ράβδων στήριξης του ουραίου πλαισίου κατά  $10 \text{ cm}$ . Αυτό γίνεται για την ελάττωση των ταλαντώσεων του ουραίου πλαισίου, καθώς λόγω αύξησης του βάρους του αναμένονται μεγαλύτερες παραμορφώσεις του λόγω των καμπτικών δυνάμεων που ασκούνται σε αυτό.

#### Μοντελοποίηση:

Στην Εικόνα 7.37 παρουσιάζεται η διαμόρφωση του πλέγματος για την σχεδίαση αυτή και η κατανομή των βαρών πάνω στο πλαίσιο. Με βάση τους χρωματισμούς των στοιχείων του πλαισίου, γίνεται και πάλι ο διαχωρισμός του πάχους των χρησιμοποιούμενων σωλήνων. Έτσι, με γαλάζιο δηλώνονται οι σωλήνες με πάχος  $5 \text{ mm}$ , με μοβ εκείνοι με πάχος  $2,5 \text{ mm}$  και τέλος με κόκκινο η κεντρική σωλήνα του ουραίου τμήματος που έχει πάχος  $2,2 \text{ mm}$ . Το μοντέλο του υλικού παραμένει γραμμικό ισотροπικό. Η κατανομή των βαρών μεταβάλλεται για να κρατηθεί το κέντρο βάρους του οχήματος το δυνατόν πιο κοντά στον άξονα του στροφείου. Έτσι, αυξάνεται το βάρος στο μπροστά τμήμα ώστε να εξισορροπηστεί η μεγάλη αύξηση βάρους του ουραίου πλαισίου. Οπότε οι σημειακές μάζες που εμφανίζονται με μπλε χρώμα στην κεντρική κάθετη σωλήνα του κυρίως πλαισίου, έχουν τιμή  $16 \text{ Kg}$ , με πράσινο έχουν τιμή  $8 \text{ Kg}$ , και με μπορντό,  $15 \text{ Kg}$ .

Το συνολικό βάρος του πλαισίου υπολογίστηκε στα  **$44 \text{ Kg}$** . Παρατηρείται δηλαδή μία αύξηση  $11 \text{ κιλών}$  σε σχέση με την προηγούμενη σχεδίαση, η οποία όμως ήταν αναμενόμενη. Το συνολικό βάρος του μοντέλου ανέρχεται τώρα στα  **$170 \text{ Kg}$** .

Ο συνολικός αριθμός των στοιχείων που χρησιμοποιούνται στην μοντελοποίηση αυτή είναι  $6636$ .



Εικόνα 7.37. Η διαμόρφωση του πλέγματος και η κατανομή των βαρών πάνω στο πλαίσιο.

#### Αποτελέσματα:

Η δοκιμή πραγματοποιήθηκε για χρόνο 66ms μετά την επαφή του οχήματος με το έδαφος. Ο χρόνος υπολογισμού ήταν περίπου 8 ώρες.

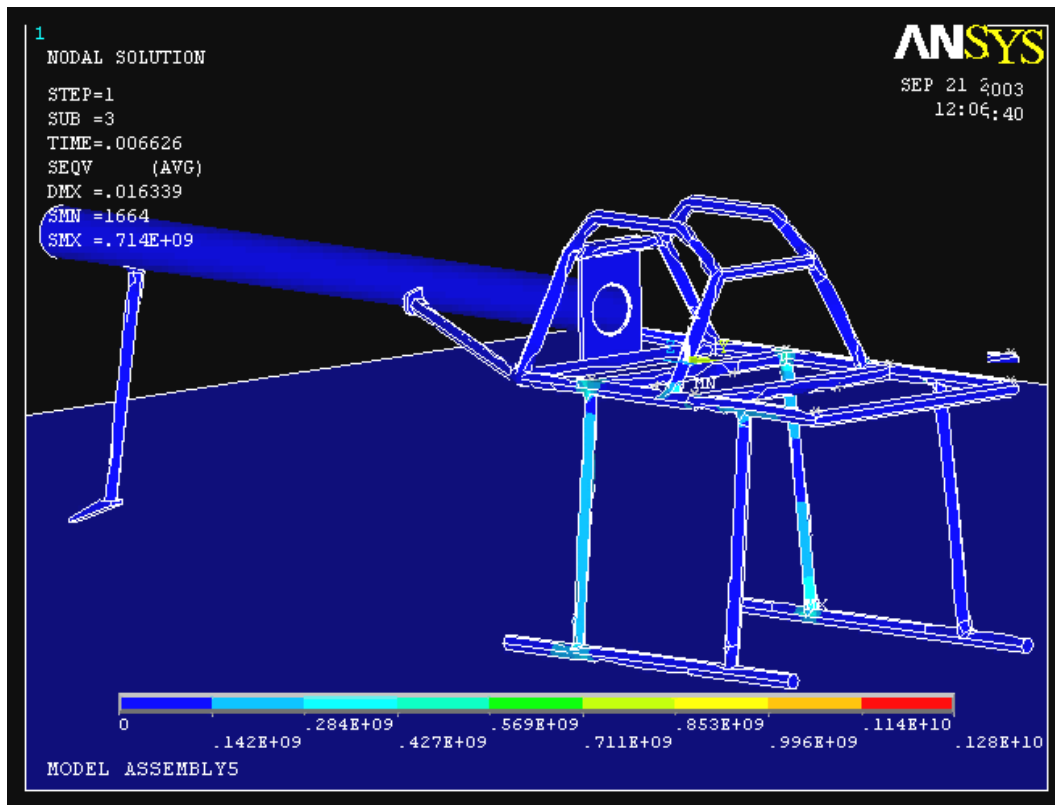
Τα αποτελέσματα της πρόσκρουσης για τη σχεδίαση αυτή, παρουσιάζονται στις Εικόνες 7.38 μέχρι και 7.44, όπου απεικονίζονται οι τάσεις που ασκούνται πάνω στο όχημα.

Η μέγιστη τάση στη δοκιμή αυτή εμφανίστηκε στα 12ms της πρόσκρουσης, στην εμπρός κάθετη ράβδο του κυρίως πλαισίου, με τιμή **1280 MPa**. Η τάση αυτή είναι αρκετά χαμηλότερη από το όριο διαρροής του υλικού της κατασκευής (1517 MPa) και άρα αντέχει στις καταπονήσεις της δοκιμής. Αυτό αποτελεί το βασικότερο στοιχείο των αποτελεσμάτων.

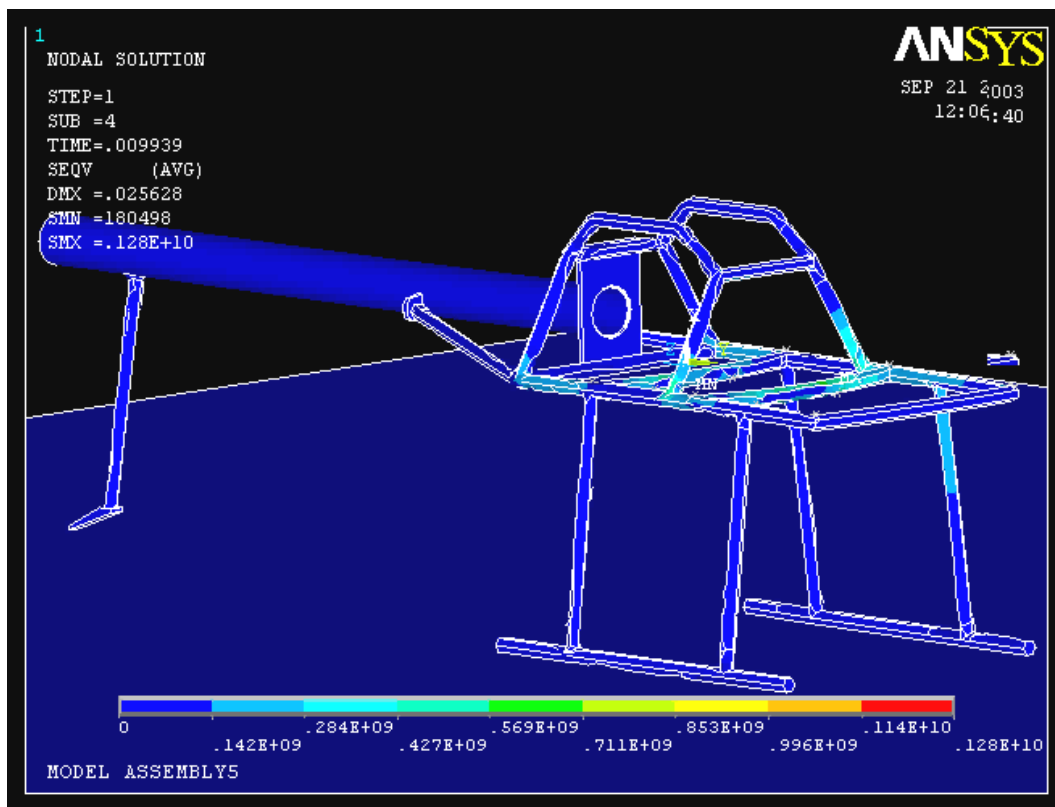
Γενικά, οι τιμές της τάσης που εμφανίζονται στην υπόλοιπη διάρκεια της δοκιμής, κυμαίνονται στα 700 MPa. Επίσης οι παραμορφώσεις και οι ταλαντώσεις του πλαισίου κρίνονται ικανοποιητικές και δεν προβλέπεται να επηρεάσουν την ομαλή λειτουργία του οχήματος.

Άρα, η επιλογή του υλικού κρίνεται απολύτως ικανοποιητική και η σχεδίαση του πλαισίου κρίνεται αποδεκτή για το όχημα αυτό.

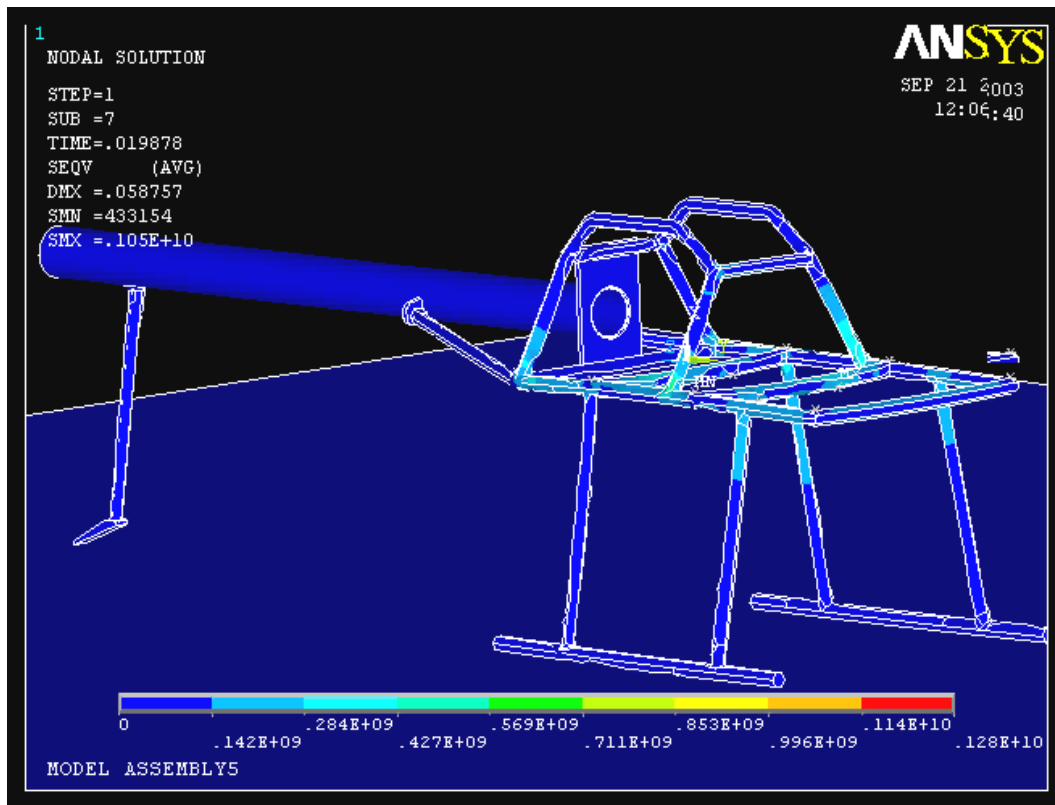




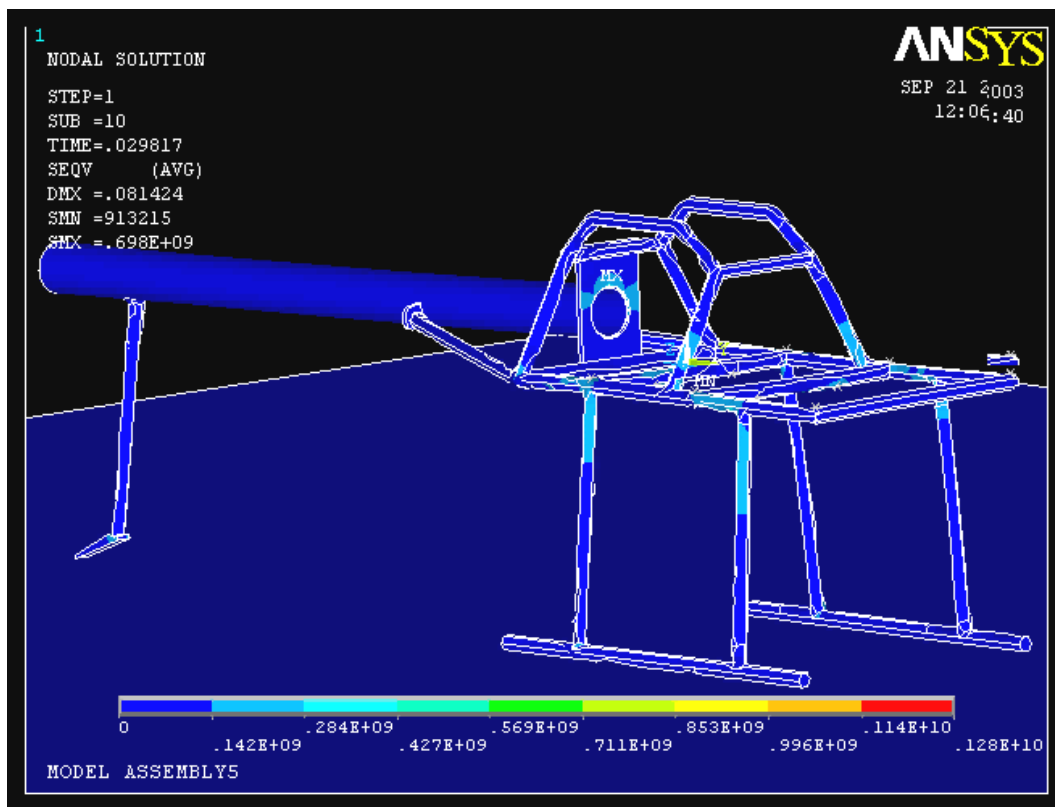
Εικόνα 7.37. Απεικόνιση των τάσεων στα 7ms της κρούσης.



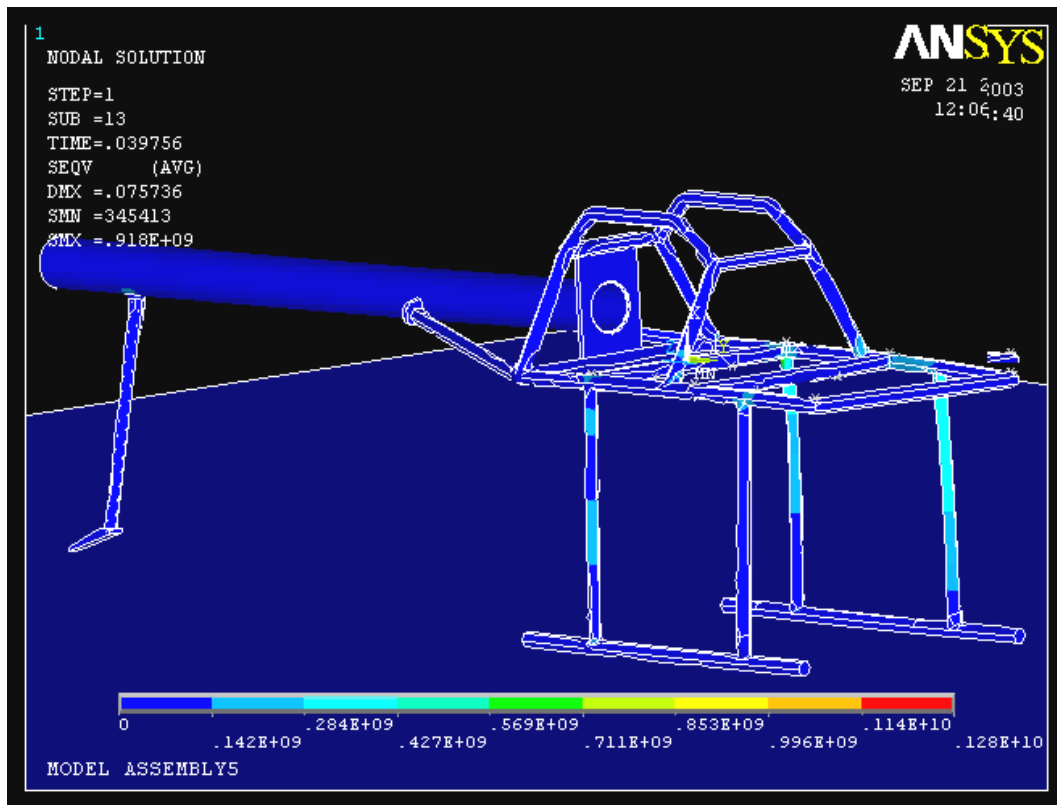
Εικόνα 7.38. Απεικόνιση των τάσεων στα 10ms της κρούσης.



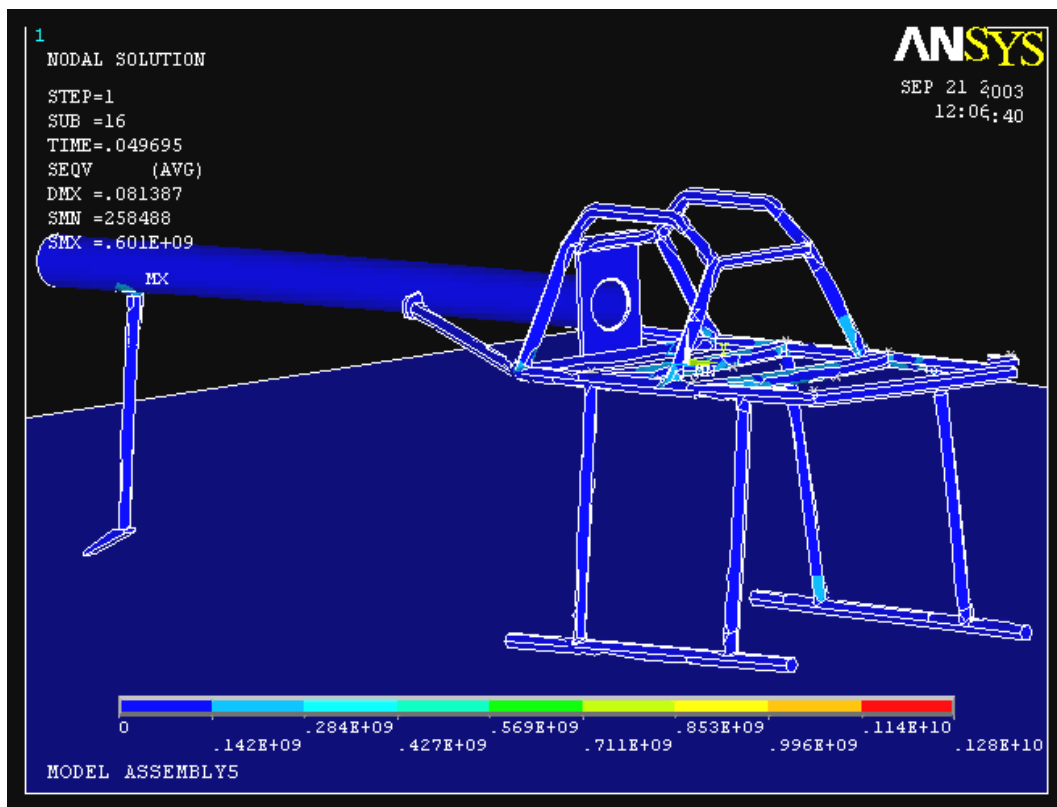
Εικόνα 7.39. Απεικόνιση των τάσεων στα 20ms της κρούσης.



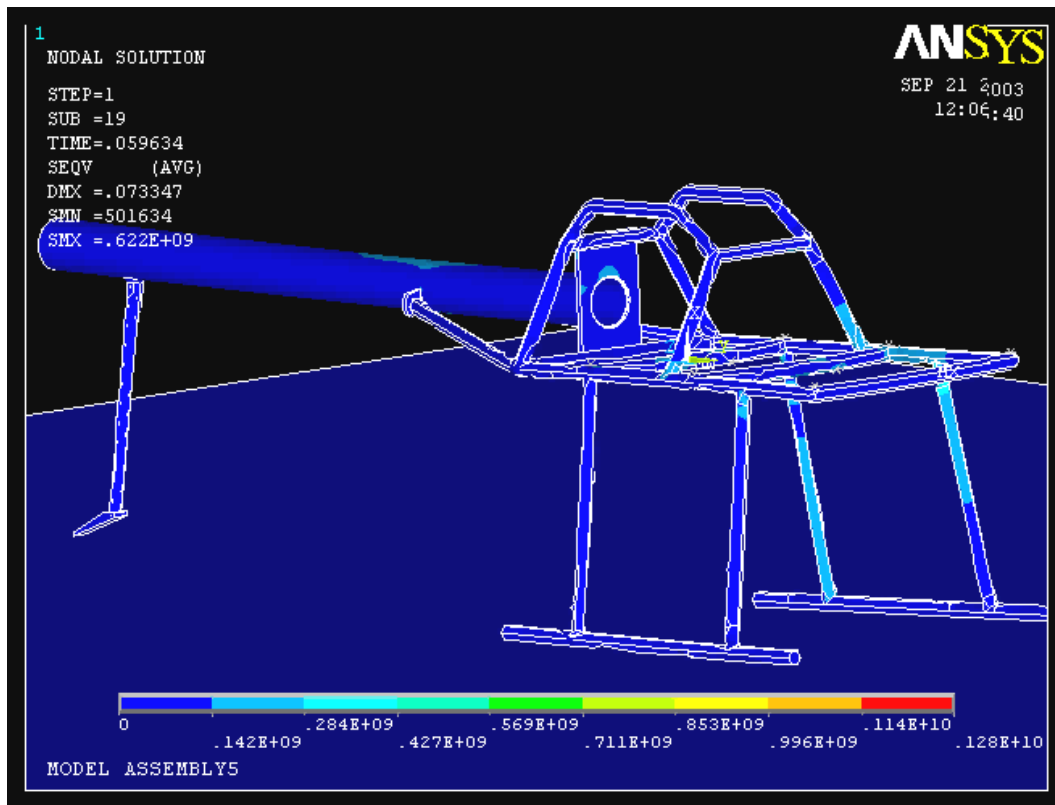
Εικόνα 7.40. Απεικόνιση των τάσεων στα 30ms της κρούσης.



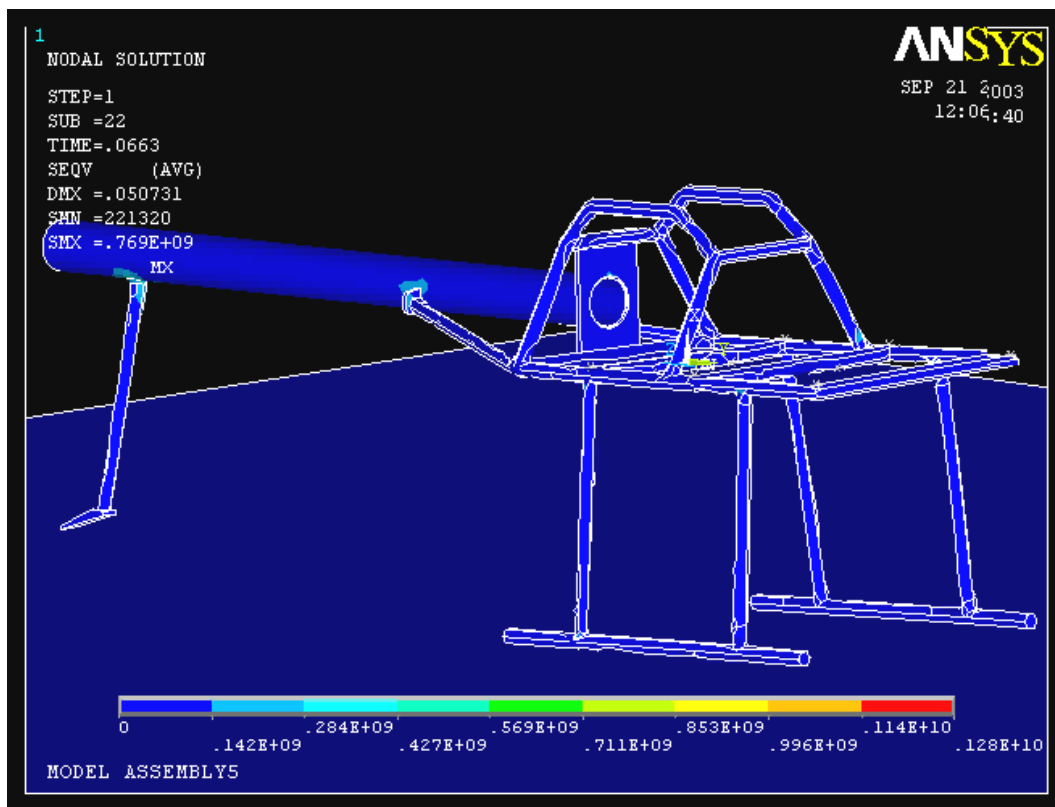
Εικόνα 7.41. Απεικόνιση των τάσεων στα 40ms της κρούσης.



Εικόνα 7.42. Απεικόνιση των τάσεων στα 50ms της κρούσης.



Εικόνα 7.43. Απεικόνιση των τάσεων στα 60ms της κρούσης.

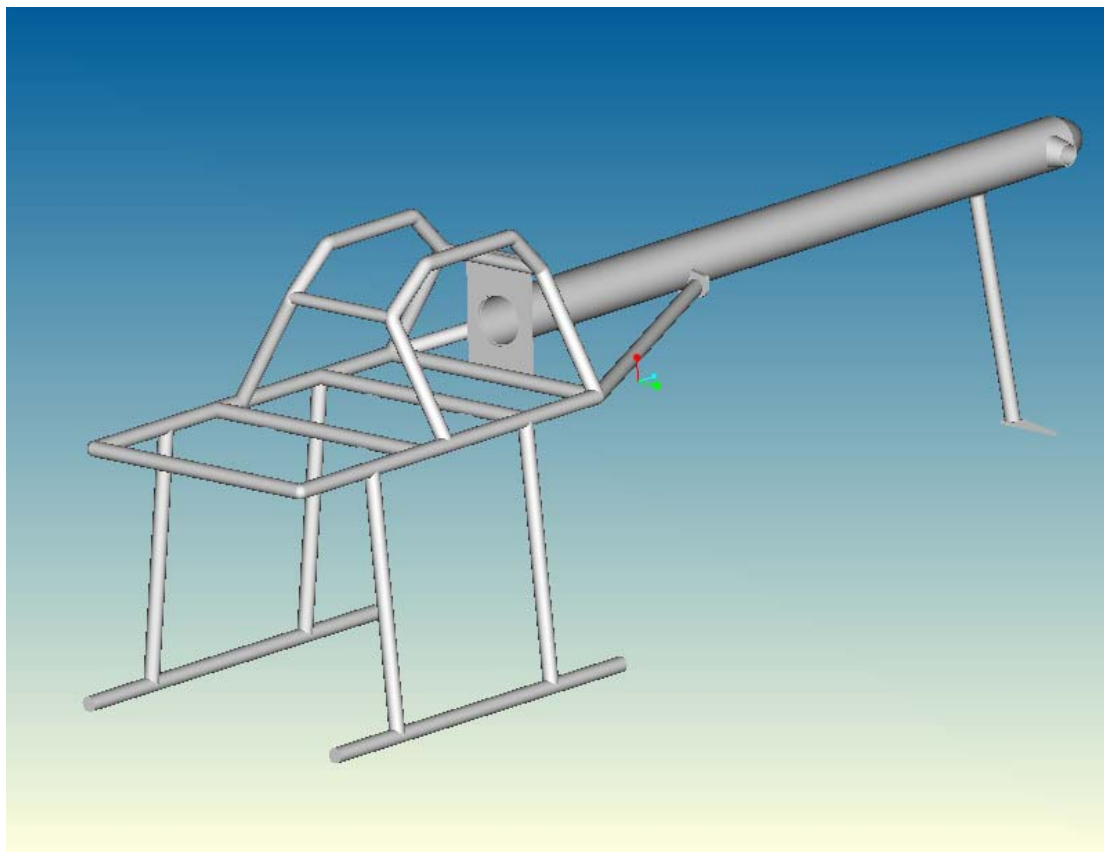


Εικόνα 7.44. Απεικόνιση των τάσεων στα 66ms της κρούσης.

## 7.7 ΤΕΛΙΚΗ ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Μετά από υπολογισμούς των επιδόσεων και έλεγχο της αντοχής του πλαισίου του οχήματος, διαμορφώνεται η τελική εικόνα του. Παρουσιάζεται δηλαδή η τελική του μορφή, τόσο από πλευρά κατανομής των επιμέρους τμημάτων του, αλλά και των κατασκευαστικών σχεδίων του πλαισίου και ολόκληρου του οχήματος.

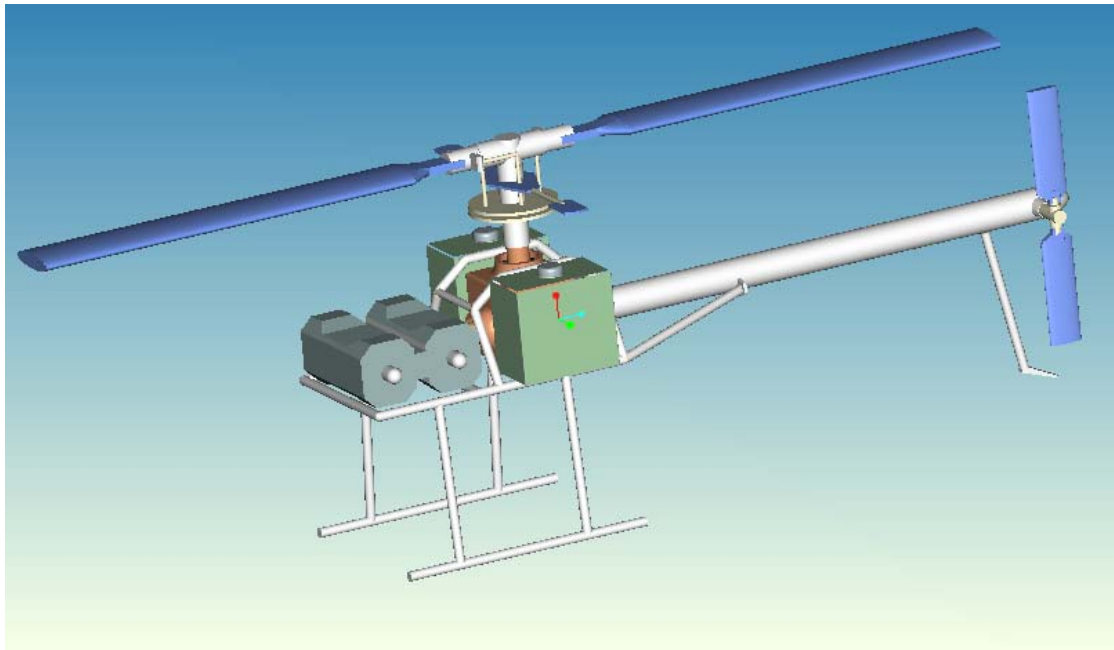
Το βασικότερο τμήμα του, για το οποίο έγινε ιδιαίτερη μελέτη, είναι το πλαίσιο, από το οποίο εξαρτάται η αντοχή του, η πτητική συμπεριφορά του, η ικανότητα του να μεταφέρει επιπλέον φορτίο, ο τρόπος και ο χώρος τοποθέτησης των υπολοίπων τμημάτων και συσκευών. Η τελική μορφή του πλαισίου παρουσιάζεται στην Εικόνα 7.45.



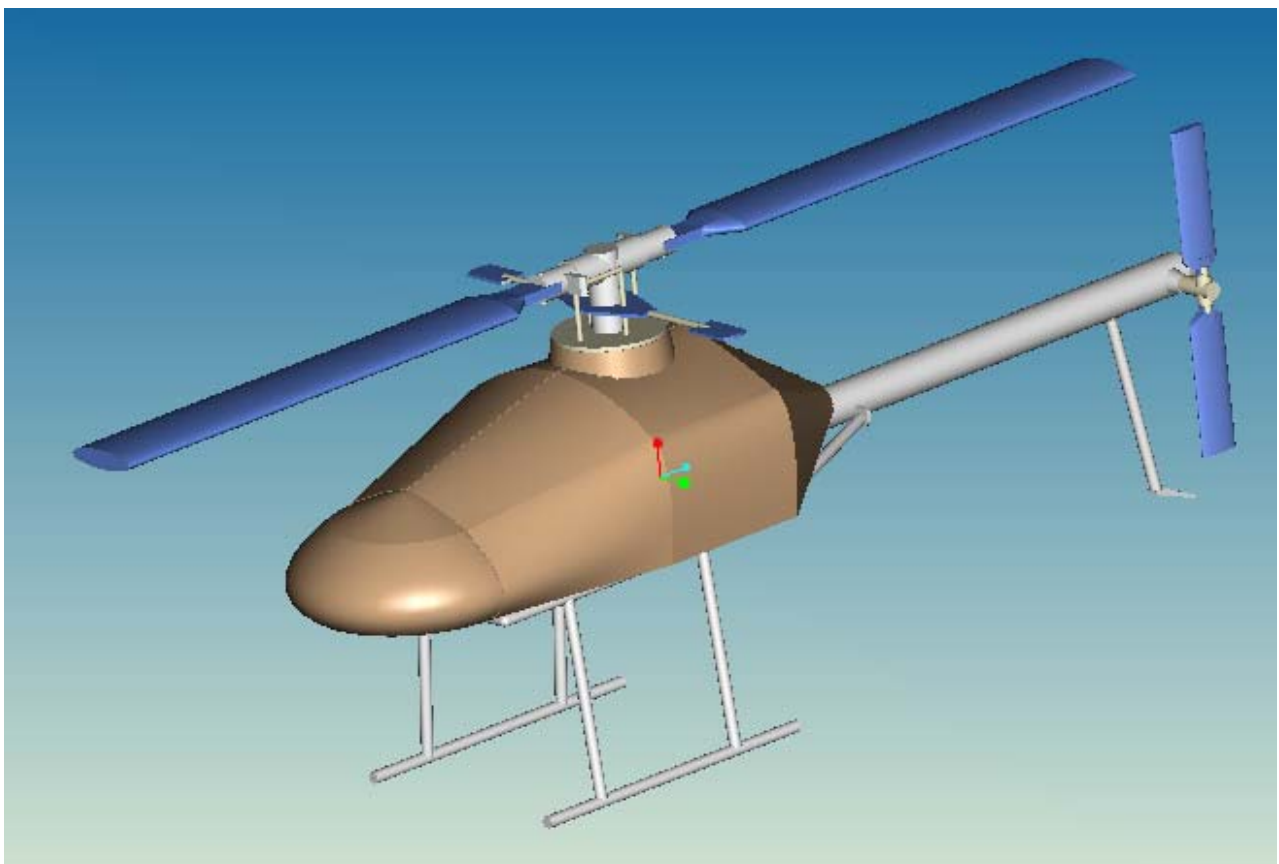
Εικόνα 7.45. Η τελική μορφή του πλαισίου του οχήματος.

Τα υπόλοιπα τμήματα του οχήματος δεν διαφοροποιήθηκαν σε σχέση με τα σχέδια που παρουσιάστηκαν στο Κεφάλαιο 5. Έτσι η διαμόρφωσή τους πάνω στο όχημα απεικονίζεται στην Εικόνα 7.46.

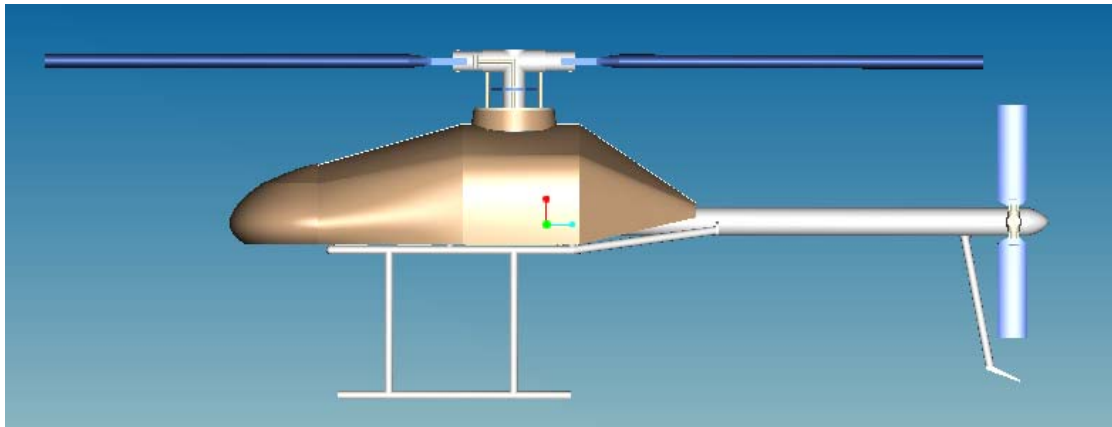
Η τελική μορφή του οχήματος παρουσιάζεται σε τρισδιάστατη, πλάγια και πρόσθια όψη, στις Εικόνες 7.47, 7.48 και 7.49 αντίστοιχα.



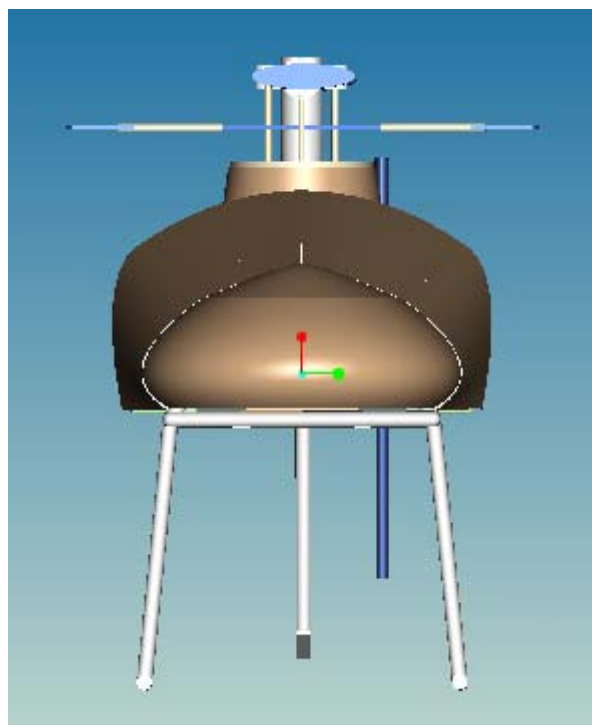
Εικόνα 7.46. Τοποθέτηση των επιμέρους τμημάτων πάνω στο πλαίσιο.



Εικόνα 7.47. Τρισδιάστατη απεικόνιση της τελικής μορφής του VTOL.



Εικόνα 7.48. Πλάγια όψη της τελικής μορφής του VTOL.



Εικόνα 7.49. Μπροστά όψη της τελικής μορφής του VTOL.

Στο Παράρτημα «Κατασκευαστικά Σχέδια» παρουσιάζονται τα αναλυτικά σχέδια που αφορούν το πλαίσιο, κυρίως και ουραίο καθώς και συνολικά το όχημα, με τις ακριβείς τους διαστάσεις.

# ΚΕΦΑΛΑΙΟ 8: ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ - ΠΑΡΑΤΗΡΗΣΕΙΣ

## 8.1 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Βασικός σκοπός της εργασίας αυτής ήταν η σχεδίαση ενός νέου μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος κάθετης απογείωσης και προσγείωσης και ο έλεγχος αντοχής της προτεινόμενης κατασκευής.

Ο έλεγχος της κατασκευής αποτελεί την πιστοποίηση της ορθότητας και καταλληλότητας της σχεδίασης του οχήματος και ιδιαίτερα του πλαισίου αυτού. Λαμβάνοντας υπόψη συγκεκριμένους κανόνες ασφαλείας που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή τέτοιου είδους οχημάτων και με χρήση ειδικού λογισμικού πεπερασμένων στοιχείων, εκτελέστηκαν συγκεκριμένου τύπου δοκιμές από τις οποίες προέκυψαν τα παραπάνω αποτελέσματα. Με βάση την ανάλυση των αποτελεσμάτων αυτών επιβεβαιώθηκε η καταλληλότητα του προτεινόμενου σχεδιασμού του οχήματος.

Βρέθηκε ότι η τελική σχεδίαση του πλαισίου αντέχει τις καταπονήσεις της πρόσκρουσης και εμφανίζει τιμές τάσης αρκετά πιο χαμηλές από το όριο διαρροής του υλικού. Αυτό δηλώνει ότι το υλικό παραμένει στην ελαστική περιοχή, δεν παρουσιάζει δηλαδή πλαστικές παραμορφώσεις, οι οποίες με τη χρήση θα οδηγήσουν σε αστοχία και άρα θραύση του πλαισίου. Αυτό ικανοποιεί και τις επιβολές των κανονισμών ασφαλείας και άρα πιστοποιεί την καταλληλότητα της κατασκευής.

Συνολικά, πρέπει να σημειωθεί ότι με βάση τις επιλογές που έγιναν στο σχεδιασμό όλων των τμημάτων του οχήματος πραγματοποιήθηκαν προκαταρκτικοί υπολογισμοί για τον προσδιορισμό των πτητικών ικανοτήτων του (Κεφάλαιο 6). Από αυτούς προέκυψε ότι το όχημα αυτό μπορεί να καλύψει πληθώρα χρήσεων, καθώς οι επιδόσεις του συναγωνίζονται την πλειοψηφία των οχημάτων που υπάρχουν αυτή τη στιγμή ανά τον κόσμο.

## 8.2 ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΕΣ ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ

Η δημιουργία ενός τέτοιου οχήματος αποτελεί ένα ιδιαίτερα δύσκολο εγχείρημα λόγω του μεγάλου αριθμού των παραμέτρων που πρέπει να ληφθούν υπόψη κατά την σχεδίαση και κατασκευή του. Για το λόγο αυτό οι προτάσεις της παραγράφου αυτής αφορούν κυρίως τη σχεδίαση του πλαισίου του οχήματος και όχι τα υπόλοιπα τμήματα αυτού.

Για την βελτίωση του πλαισίου του οχήματος προτείνονται τα ακόλουθα:

- Χρήση διαφορετικού υλικού για το ουραίο πλαίσιο και συγκεκριμένα αλουμινίου, ώστε να μειωθεί το συνολικό βάρος του οχήματος και να μεταφερθεί πιο μπροστά το κέντρο βάρους του.
- Περισσότερες δοκιμές πρόσκρουσης του πλαισίου υπό διαφορετικές συνθήκες, όπως πτώση με το ουραίο τμήμα, πτώση υπό γωνία με τη μία ράβδο προσεδάφησης κ.α. Αυτό θα αποτελέσει ακόμη ισχυρότερη πιστοποίηση της αντοχής του.



- Βελτιστοποίηση του πλαισίου ως προς το βάρος του, μεταβάλλοντας τα πάχη των χρησιμοποιούμενων σωλήνων.

Όσον αφορά τις επιδόσεις του οχήματος, προτείνονται τα εξής:

- Μελέτη χρήσης διαφορετικού τύπου πτερύγων από τα στροφεία με αναλυτικούς υπολογισμούς ή και ακόμα χρήση ειδικών αλγορίθμων, για αύξηση των επιδόσεων του.
- Αεροδυναμική μελέτη της συμπεριφοράς του καλύμματος, για μείωση του συντελεστή αντίστασης τόσο κατά την οριζόντια όσο και κατακόρυφη πτήση του οχήματος.

# ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] G. E. Dieter, "*Engineering Design*", McGraw-Hill International Press, Singapore, 2000.
- [2] P. Van Blyenburgh, "UAVs: an Overview", *Air & Space Europe*, Vol. 1, No 5/6, 1999, pp. 43-47.
- [3] "*Unmanned Vehicles Handbook 2002*", The Shepard Press Publications, 2002.
- [4] "*Unmanned Aerial Vehicles Roadmap*", Office of the Secretary of Defense, April 2001.
- [5] "*World Markets For Military, Civil And Commercial UAVs: Reconnaissance UAVs And Aerial Targets*", Market Analysis Report, Frost & Sullivan, 1998.
- [6] UAVForum Internet page, "Vehicle Overview". [Online]. Available: [www.uavforum.com](http://www.uavforum.com)
- [7] Yamaha Internet Page. [Online]. Available: [www.yamaha-motor.co.jp/eng/sky/agricultural/index.html](http://www.yamaha-motor.co.jp/eng/sky/agricultural/index.html)
- [8] Helis Internet Page. [Online]. Available : <http://www.helis.com/howflies>
- [9] How Stuff Works Internet Page. [Online]. Available : [www.howstuffworks.com/helicopter5.html](http://www.howstuffworks.com/helicopter5.html)
- [10] Internet Page. [Online]. Available : [www.helicopterpage.com](http://www.helicopterpage.com)
- [11] Gyrodyne Internet Page. [Online]. Available : [www.gyrodynehelicopters.com](http://www.gyrodynehelicopters.com)
- [12] "*Rotorcraft Flying Handbook*", U.S. Department of Transportation-Federal Aviation Administration, Washington, 2000.
- [13] ETEM Official Internet Page. [Online]. Available: [www.ETEM.gr](http://www.ETEM.gr)
- [14] J.R. Davis, "*Aluminum and Aluminum Alloys*", ASM International, USA, 1993.
- [15] "*Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*", Military Standard MIL-HDBK-5J, U.S. Department of Defence, 2003.
- [16] W.J. Wagtendonk, "*Principles of Helicopter Flight*", Aviation Supplies & Academics Inc, Washington, 1996.
- [17] "*Limbach L550 E Operating Manual*", Limbach Flugmotoren GmbH & Co, West Germany, 2002.
- [18] Raymond W. Prouty, "*Helicopter Performance Stability, and Control*", Krieger Publishing Company, Florida, 1990.
- [19] Γ. Μπεργελές, "*Η Αεροδυναμική του Υποηχητικού Αεροσκάφους*", Παπασωτηρίου & ΣΙΑ Ο.Ε, ΑΘΗΝΑ, 1995.
- [20] J. Seddon, "*Basic Helicopter Aerodynamics*", BSP Professional Books, Oxford, 1990.
- [21] W.Z. Stepniewski, C.N. Keys, "*Rotary-Wing Aerodynamics*", Dover Publications Inc., New York, 1984.
- [22] B.W. McCORMICK, "*Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*", John Wiley and Sons, New York, 1995.
- [23] M. Mahe, H. Riket, F. Le Page, "Composite Fuselage Crash FE Modeling Dedicated to Enhance the Design in Correlation with Full Scale Drop Test", *ECCOMAS*, September 2000.
- [24] Jyrki Majamaki, "Impact Simulations of a Composite Helicopter Structure with MSC.Dytran", *Eurocopter Deutschland GmbH*, Germany, 2001.
- [25] E.L. Fasanella, K.E. Jackson, Y.T. Jones, G. Frings, T. Vu, "Crash Simulation of a Boeing 737 Fuselage Section Vertical Drop Test", *Funded by the FAA*.
- [26] E.L. Fasanella, K.E. Jackson, "*Best Practices for Crash Modelling and Simulation*", U.S. Army Research Laboratory – Vehicle Technology Directorate – Langley Research Center, NASA/TM-2002-211944 ARL-TR-2849, October 2002.

- [27] M. J. Cavalcanti, R. Vignjevic, "A MSC/DYTRAN Simulation of the Lynx Helicopter Main Liftframe Collapse".
- [28] Z.Q. Cheng, J.G. Thacker, W.D. Pilkey, W.T. Hollowell, S.W. Reagan, E.M. Sieveka, "Experiences in Reverse-Engineering of a Finite Element Automobile Crash Model", *Finite Elements in Analysis and Design*, vol. 37, pp. 843-860, 2001.
- [29] J.G. Thacker, S.W. Reagan, J.A. Pellettiere, W.D. Pilkey, J.R. Crandall, E.M. Sieveka, "Experiences During Development of a Dynamic Crash Response Automobile Model", *Finite Elements in Analysis and Design*, vol. 30, pp. 279-295, 1998.
- [30] "Regulations and the Role of EURO UVS", *Air & Space Europe*, vol. 1, No. 5/6, 1999.
- [31] "Design Standards: Unmanned Aerial Vehicles – Rotorcraft", Civil Aviation Safety Authority Australia, 2000
- [32] "Guidance for Unmanned Aerial Vehicles (UAV) Operations, Design Specification, Maintenance and Training of Human Resources", NATO Committee for European Airspace Coordination, Annex to NATO Document AC/92-D/967.
- [33] "Unmanned Aerial Vehicle Design Criteria", Federal Aviation Administration FAA Advisory Circular (DRAFT).
- [34] "Certification of Normal Category Rotorcraft", U.S. Department of Transportation – Federal Aviation Administration, Advisory Circular 27-1B, 1999.
- [35] E. Shigley, C.R. Mischke, "Mechanical Engineering Design", McGraw Hill Book Company, 1989.
- [36] V. Adams, A. Askenazi, "Building Better Products with Finite Element Analysis", Onword Press, U.S.A., 1999.
- [37] P. Spanoudakis, L. Doitsidis, N. C. Tsourveloudis, K. P. Valavanis, "A Market Overview of the Vertical Take-Off and Landing UAVs", *Workshop on Unmanned Aerial Vehicles, 11<sup>th</sup> Mediterranean Conference on Control and Automation*, Rhodes, Greece, 2003.
- [38] P. Spanoudakis, L. Doitsidis, N. C. Tsourveloudis, K. P. Valavanis, "Vertical Take-Off and Landing Vehicle Market Overview", *εγκεκριμένο προς δημοσίευση στο Unmanned Systems Magazine*, 2003.
- [39] Akira Sato, "Research, Development And Civil Applications Of An Autonomous, Unmanned Helicopter", Yamaha Motor Co.

**ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ  
«ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΙΚΑ ΣΧΕΔΙΑ»**