

ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ  
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ  
ΤΟΜΕΑΣ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΚΑΤΑΣΚΕΥΩΝ  
& ΑΥΤΟΜΑΤΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥ



ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

*Σχεδιασμός καινοτόμου εναέριου χειριστή  
έξι βαθμών ελευθερίας*

**Συγγραφέας:** Άδωνης Ευαγόρου

**Επιβλέπων:** Κώστας Κυριακόπουλος, Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Εργαστήριο Αυτομάτου Ελέγχου & Ρυθμίσεως Μηχανών

Αθήνα, Οκτώβριος 2017



NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF ATHENS  
SCHOOL OF MECHANICAL ENGINEERING  
DEPARTMENT OF MECHANICAL DESIGN  
& AUTOMATIC CONTROL



DIPLOMA THESIS

*Design of a novel six degrees-of-freedom  
aerial manipulator*

**Author:** Adonis Evagorou

**Supervisor:** Kostas Kyriakopoulos, Professor N.T.U.A.

Laboratory of Automatic Control & Machine Regulation

Athens, October 2017



*Αφιερωμένη στους γονείς μου,  
Γιώργο και Γεωργία*



# Ευχαριστίες

Με τη παρούσα διπλωματική εργασία ολοκληρώνονται οι σπουδές μου στη Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου. Η ενότητα αυτή, είναι αφιερωμένη στα άτομα που συνέλαβαν, ο καθένας με τον δικό του τρόπο, στην επίτευξη των τελικών μου στόχων.

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου, κύριο Κωνσταντίνο Κυριακόπουλο, για την ευκαιρία που μου έδωσε να αποτελέσω μέλος της ερευνητικής του ομάδας και να συμμετάσχω στην υλοποίηση ενός τόσο καινοτόμου έργου. Επιπλέον, θερμές ευχαριστίες θα ήθελα να εκφράσω στον υποψήφιο διδάκτορα και μέλος του εργαστηρίου αυτομάτου ελέγχου κύριο Γιώργο Ζωγόπουλο, για τη βοήθεια που μου παρείχε σε σημαντικά ζητήματα της εργασίας. Σαφώς, ευχαριστίες εκφράζονται επίσης σε όλα τα μέλη του εργαστηρίου προσωπικών υπολογιστών και ιδιαίτερα στον κύριο Παναγιώτη Παύλου, για την διάθεση των ηλεκτρονικών υπολογιστών της σχολής, σε περιπτώσεις όπου η κάλυψη των αναγκών της εργασίας απαιτούσε μεγάλη υπολογιστική ισχύ.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω μέσα από τα βάθη της καρδιάς μου, όλα τα μέλη της οικογένειάς μου, για την αμέριστη συμπαράσταση που μου έχουν προσφέρει καθ' όλη τη διάρκεια των σπουδών μου.

Αδωνης Ευαγόρου  
Αθήνα, Οκτώβριος 2017





# Περίληψη

Τα τελευταία χρόνια μια σημαντική ερευνητική προσοχή έχει παρατηρηθεί στον τομέα της εναέριας ρομποτικής όπως επίσης και στη συνεργασία μεταξύ ιπτάμενων μηχανών και δυναμικών περιβαλλόντων. Σε αυτό το πλαίσιο, ένας νέος ρομποτικός χειριστής πρόκειται να κατασκευαστεί στο Εργαστήριο Αυτομάτου Ελέγχου και Ρυθμίσεως Μηχανών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου. Το προτεινόμενο ολοκληρωμένο σύστημα αποτελείται από επτά κινητήρες και ένα τελικό στοιχείο δράσης το οποίο έχει την δυνατότητα να επικοινωνεί με το περιβάλλον και να ασκεί επιθυμητές δυνάμεις και ροπές ανεξάρτητα και στις τρεις διαστάσεις.

Στη παρούσα εργασία, μελετούνται οι ανάγκες ισχύος του συστήματος σε συγκεκριμένες συνθήκες λειτουργίας και με βάση αυτές, καθορίζονται πλήρως ο αριθμός, οι θέσεις και οι προσανατολισμοί των κινητήρων που τον απαρτίζουν. Βάσει των απαιτήσεων σχεδιασμού, στήνεται αρχικά το πρόβλημα βελτιστοποίησης από το οποίο εκκολάπτονται σχεδιαστικές λύσεις και έπειτα, διερευνώντας την καταλληλότητά αυτών, επιλέγονται τα ηλεκτρομηχανολογικά στοιχεία του εναέριου χειριστή. Ακολούθως, αναπτύσσεται ο τρόπος με τον οποίο σχεδιάζεται το πλαίσιο αλλά και οι εδράσεις των κινητήρων του οχήματος. Σε αυτόν, συμπεριλαμβάνονται σχετικές μελέτες μηχανικής ευστάθειας των ανθρακονημάτων που την συνθέτουν, αλλά και ακριβή αποτύπωση των μηχανολογικών σχεδίων των στοιχείων που στελεχώνουν την κατασκευή.

Κατά τη μελέτη της παρούσας εργασίας και την ρύθμιση του προβλήματος βελτιστοποίησης, γράφτηκαν κώδικες στο λογισμικό Matlab, ενώ η τρισδιάστατη προσομοίωση και ο σχεδιασμός των επιμέρους στοιχείων της κατασκευής σχεδιάστηκαν στο λογισμικό Solidworks.

# Abstract

Over the last years, a significant scientific research has been noticed in the aerial robotic field towards aerial manipulation and cooperation in dynamic environments. In this context, an innovative aerial manipulator is going to be developed at the Control Systems Laboratory of the National Technical University of Athens. The proposed integrated system contains seven thrusters and an end-effector and it is capable of generating forces and torques independently, in any direction.

Based on an optimization problem and a static analysis of the system, the total number, the positions and the orientation of the vehicle's thrusters are being determined in a way to avoid the aerodynamic interaction of the propellers downstream. In addition, the frame, in which the end-effector and the electromechanical components will be attached, is being designed and subsequently the mechanical drawings of its connectors for 3D manufacturing are being prepared. Finally in this thesis, a comparison between several solutions of the entire designing and a method which prevents the carbon tubes from buckling and other failures are being presented.

The components of the system were designed in Solidworks while the codes for the optimization problem implementation were written in Matlab.

# Περιεχόμενα

Ευχαριστίες	i
Περίληψη	ii
Abstract	iii
Περιεχόμενα	iv
Λίστα Εικόνων & Πινάκων	v
<b>Κεφάλαιο 1 Εισαγωγή</b> .....	<b>1</b>
1.1 Ορισμός προβλήματος .....	1
1.2 Δομή διπλωματικής εργασίας .....	4
<b>Κεφάλαιο 2 Μοντελοποίηση Συστήματος</b> .....	<b>7</b>
2.1 Στατική ανάλυση .....	7
2.1.1 Δυνάμεις .....	8
2.1.2 Ροπές .....	9
2.1.3 Σύστημα εξισώσεων .....	10
2.2 Το Πρόβλημα βελτιστοποίησης .....	11
<b>Κεφάλαιο 3 Εκλογή Ηλεκτρομηχανολογικών Στοιχείων</b> .....	<b>21</b>
3.1 Αλγόριθμος προσέγγισης σχεδιασμού .....	21
3.1.1 Παραμετροποίηση .....	21
3.1.2 Διάγραμμα ροής και περιγραφή λειτουργίας .....	23
3.2 Συγκριτική μελέτη σχεδιαστικών λύσεων .....	26
3.2.1 Διερεύνηση καταλληλότητας .....	26
3.2.2 Επικρατέστερες λύσεις .....	30
3.3 Τελική επιλογή .....	32
3.3.1 Στοιχεία ισχύος .....	33
3.3.2 Λειτουργικά χαρακτηριστικά .....	36
<b>Κεφάλαιο 4 Σχεδιασμός Πλαισίου και Εδράσεων Κινητήρων</b> .....	<b>39</b>
4.1 Μηχανική ευστάθεια συνδέσμων .....	39
4.1.1 Λεπτότοιχοι φορείς κυκλικής διατομής .....	42
4.1.2 Λεπτότοιχοι φορείς τετραγωνικής διατομής .....	48
4.1.3 Περιθώριο πλευρικής μετατόπισης .....	52
4.2 Κατασκευαστική διαμόρφωση .....	54
4.2.1 Πλαίσιο .....	55
4.2.2 Εδράσεις κινητήρων .....	58
<b>Σύνοψη και Προτάσεις</b>	<b>69</b>
<b>Παραρτήματα</b>	<b>71</b>
<b>Βιβλιογραφία</b>	<b>87</b>

# Λίστα Εικόνων & Πινάκων

<b>Εικόνα 1:</b> Τυπική μορφή quadcopter .....	2
<b>Εικόνα 2:</b> Quadcopter με στρεφόμενες προπέλες .....	2
<b>Εικόνα 3:</b> UAV με τη χρήση προσαρμοστικών προπελών .....	3
<b>Εικόνα 4:</b> UAV με έξι προπέλες ανά δύο συνεργαζόμενες .....	3
<b>Εικόνα 5:</b> Χωρόδετο και Σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων .....	8
<b>Εικόνα 6:</b> Διαγραμματική απεικόνιση του αλγόριθμου αναδιανομής ώσεων .....	14
<b>Εικόνα 7:</b> Κατευθύνσεις προσανατολισμών των τριών κινητήρων .....	16
<b>Εικόνα 8:</b> Διανύσματα ώσεων πριν την αναδιανομή .....	16
<b>Εικόνα 9:</b> Διανύσματα ώσεων μετά την αναδιανομή .....	16
<b>Εικόνα 10:</b> Μορφή ροής του αέρα κατάντη της προπέλας .....	18
<b>Εικόνα 11:</b> Απεικόνιση των σφαιρών μέσα σε ένα αεροδυναμικό κώνο .....	19
<b>Εικόνα 12:</b> Πιθανοί συνδυασμοί ώσεων (παράδειγμα) .....	28
<b>Εικόνα 13:</b> Απαιτούμενη ώση των τριών κινητήρων του οχήματος .....	28
<b>Εικόνα 14:</b> Τυπική μπαταρία LiPo .....	30
<b>Εικόνα 15:</b> Μορφή εναέριου χειριστή σε συνθήκες λειτουργίας .....	33
<b>Εικόνα 16:</b> Εκλεγμένος κινητήρας σε δύο όψεις .....	33
<b>Εικόνα 17:</b> Εκλεγμένος ελεγκτής ταχύτητας σε δύο όψεις .....	34
<b>Εικόνα 18:</b> Εκλεγμένη προπέλα (ζευγάρι) .....	35
<b>Εικόνα 19:</b> Εκλεγμένη μπαταρία .....	35
<b>Εικόνα 20:</b> Κυκλική και τετραγωνική λεπτότοιχη διατομή .....	40
<b>Εικόνα 21:</b> Αξονική φόρτιση λεπτότοιχων φορέων - τοπικός λυγισμός .....	42
<b>Εικόνα 22:</b> Όρια κυριαρχίας – κυκλική διατομή ( $\sigma_y/E = 0.0075$ ) .....	45
<b>Εικόνα 23:</b> Λεπτότοιχος φορέας κυκλικής διατομής - Easy Composites .....	48
<b>Εικόνα 24:</b> Όρια κυριαρχίας – τετραγωνική διατομή ( $\sigma_y/E = 0.0075$ ).....	50
<b>Εικόνα 25:</b> Λεπτότοιχος φορέας τετραγωνικής διατομής - Easy Composites .....	51
<b>Εικόνα 26:</b> Γεωμετρία φορέα κατά τη πλευρική μετατόπιση του άκρου του .....	52
<b>Εικόνα 27:</b> Γραφική παράσταση - όριο αντοχής σε κάμψη (κόκκινο) .....	54
<b>Εικόνα 28:</b> Θέσεις κινητήρων σε σχέση με το τελικό στοιχείο δράσης .....	54
<b>Εικόνα 29:</b> Εισαγωγή στηριγμάτων για την κατασκευή του πλαισίου .....	55
<b>Εικόνα 30:</b> Πλαίσιο εναέριου χειριστή .....	58
<b>Εικόνα 31:</b> Έδραση 1 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	59
<b>Εικόνα 32:</b> Αποτελέσματα ανάλυσης–Von Mises–μετατόπιση (1 <sup>ου</sup> κινητήρα) .....	60
<b>Εικόνα 33:</b> Έδραση 2 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	62
<b>Εικόνα 34:</b> Έδραση 3 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	63
<b>Εικόνα 35:</b> Έδραση 4 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	64
<b>Εικόνα 36:</b> Έδραση 5 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	65
<b>Εικόνα 37:</b> Έδραση 6 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	66
<b>Εικόνα 38:</b> Έδραση 7 <sup>ου</sup> κινητήρα .....	67
<b>Πίνακας 3.1:</b> Χαρακτηριστικά επικρατέστερων λύσεων .....	31
<b>Πίνακας 3.2:</b> Θέσεις και προσανατολισμοί .....	32
<b>Πίνακας 4.1:</b> Θέσεις στηριγμάτων .....	56
<b>Πίνακας 4.2:</b> Συνδέσεις κόμβων δικτύωματος πλαισίου .....	57
<b>Πίνακας 4.3:</b> Μηχανικές ιδιότητες PC-ABS .....	58
<b>Πίνακας 4.4:</b> Συνολικά αποτελέσματα ανάλυσης .....	68

# Κεφάλαιο 1

## Εισαγωγή

Τα μη επανδρωμένα οχήματα (Unmanned Aerial Vehicles – UAVs) ολοένα και εξελίσσονται στις μέρες μας χάρη στην καινοτόμα τεχνολογία που διαθέτουν, καθώς και στη πληθώρα των πεδίων που βρίσκουν εφαρμογή. Κατά κύριο λόγο, χρησιμοποιούνται στην παρακολούθηση και χαρτογράφηση απρόσβατων ή επικίνδυνων για τον άνθρωπο περιοχών, στην επιθεώρηση επιχειρήσεων διάσωσης καταστάσεων έκτακτης ανάγκης, καθώς επίσης και στη λήψη πρωτοποριακών πλάνων. Τα τελευταία χρόνια μάλιστα, παρατηρείται έντονο ενδιαφέρον από τους ειδικούς, στη δυνατότητα ύπαρξης φυσικής αλληλεπίδρασης τους με το περιβάλλον. Η νέα ιδέα αυτή, πάνω στην οποία στηρίζεται και το πρόβλημα που μελετάται σε αυτήν την εργασία, αφορά τον χειρισμό και την μεταφορά αντικειμένων στο χώρο, την ευέλικτη συναρμολόγηση διαφόρων κατασκευών, αλλά και την δυνατότητα αλληλεπίδρασης με τον ίδιο τον άνθρωπο. Η ανάγκη δημιουργίας ενός τέτοιου οχήματος, καθώς και ο τρόπος με τον οποίο είναι διαρθρωμένη η τεχνική έκθεση, συμπληρώνουν το υπόλοιπο μέρος του παρόντος κεφαλαίου.

### 1.1 Ορισμός προβλήματος

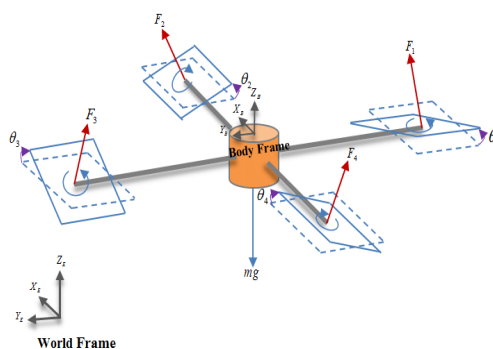
Τα UAVs σε γενικές γραμμές, διαφέρουν είτε ως προς τον αριθμό των κινητήρων που χρησιμοποιούν, είτε ως προς την μορφή που αυτοί λαμβάνουν στην εκάστοτε κατασκευή που βρίσκονται. Ο συνηθέστερος τύπος UAV που συναντάται στο εμπόριο για την εκτέλεση διάφορων εργασιών, είναι αυτός των τεσσάρων κινητήρων (quadrocopters) τοποθετημένων περιμετρικά του οχήματος. Ένας τέτοιος τύπος φαίνεται στην ακόλουθη εικόνα.



*Εικόνα 1 – Τυπική μορφή quadcopter*

Ο τύπος αυτός προτιμάται ένεκα της απλής κατασκευής, αλλά και της μεγάλης ευκινησίας που διαθέτει. Οι κινητήρες που απαρτίζουν το όχημα αυτό, όπως φαίνεται και στην εικόνα, είναι προσανατολισμένοι κάθετα στο βασικό οριζόντιο επίπεδο του οχήματος. Αυτή η διάταξη, από την μια αυξάνει την απόδοση του οχήματος, από την άλλη όμως, προκαλεί τη σύζευξη της μεταφορικής και της περιστροφικής δυναμικής του οχήματος, με αποτέλεσμα να είναι αδύνατη η παραγωγή δυνάμεων και ροπών ανεξάρτητα και στις τρεις διαστάσεις. Ως εκ τούτου, προκαλείται περιορισμένο εύρος ελιγμών στο χώρο, καθώς και περιορισμένη εκτέλεση εργασιών.

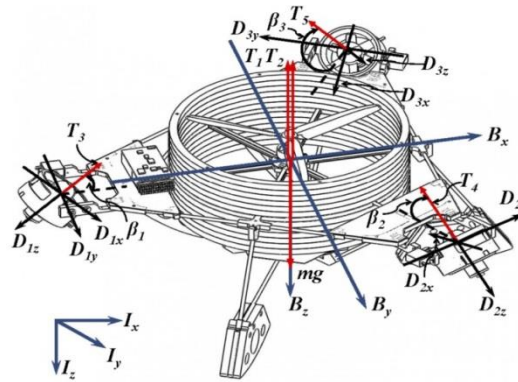
Προκειμένου να αρθεί αυτό το πρόβλημα, διάφοροι σχεδιασμοί έχουν αναπτυχθεί κατά διαστήματα. Για παράδειγμα, στο [6] έχει μελετηθεί ένα quadrotor αποτελούμενο από προπέλες με δυνατότητα κλίσης του κατακόρυφου άξονά τους.



*Εικόνα 2 – Quadcopter με στρεφόμενες προπέλες*

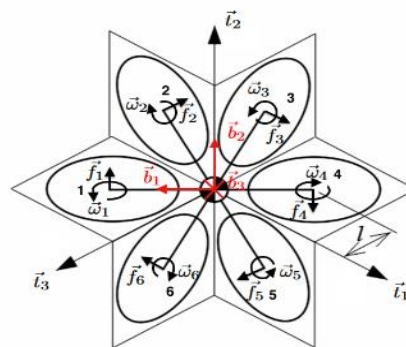
Με κατάλληλους σερβοκινητήρες στον σχεδιασμό αυτό, επιτυγχάνεται η αυθαίρετη ρύθμιση της κατεύθυνσης του διανύσματος ώσης σε κάθε προπέλα του συστήματος. Ένας άλλος σχεδιασμός προτείνεται στο [7] ο οποίος αφορά την ανάπτυξη μιας

ιπτάμενης μηχανής με τρεις μικρές προσαρμοστικές προπέλες, εντός ειδικών αγωγών, να είναι τοποθετημένες γύρω από δύο άλλες κύριες ομοαξονικές προπέλες στο κέντρο του οχήματος.



*Εικόνα 3 – UAV με τη χρήση προσαρμοστικών προπελών*

Στον σχεδιασμό αυτό, οι μεγάλες προπέλες είναι υπεύθυνες για την παραγωγή κατάλληλης ώσης ώστε να υπερνικηθεί η βαρύτητα, ενώ οι άλλες ενεργούν κατάλληλα για την παραγωγή πλευρικών δυνάμεων για τις ανάγκες του συστήματος. Ακόμα, στα [8-11] αναλύονται συστήματα με τρία ζευγάρια κινητήρων ενεργούμενα σε τρία διαφορετικά επίπεδα του τρισδιάστατου χώρου επιτυγχάνοντας με αυτό τον τρόπο οποιοδήποτε συνδυασμό ώσεων.



*Εικόνα 4 – UAV με έξι προπέλες ανά δύο συνεργαζόμενες σε γραμμικά ανεξάρτητα επίπεδα*

Αν και όλοι οι πιο πάνω σχεδιασμοί επιτυγχάνουν ανεξαρτησία ελέγχου μεταξύ δυνάμεων και ροπών, σε συγκεκριμένους προσανατολισμούς του οχήματος παρατηρείται το φαινόμενο το σύστημα να επιβάλλει στους κινητήρες να προσδώσουν μεγαλύτερες δυνάμεις και ροπές για να υπερνικηθεί το εκάστοτε φορτίο,

με αποτέλεσμα να μην ικανά να αιωρηθούν με οποιοδήποτε προσανατολισμό στο χώρο που βρίσκονται.

Σύμφωνα με τα παραπάνω και με γνώμονα την συνολική άρση του προβλήματος, τίθεται ως ζητούμενο, ο σχεδιασμός ενός εναέριου οχήματος που να είναι ικανό να αιωρείται και να επιταχύνεται οπουδήποτε στο χώρο με οποιοδήποτε προσανατολισμό. Παράλληλα, να έχει τη δυνατότητα να ασκεί δυνάμεις και ροπές στο περιβάλλον, ανεξάρτητα και στις τρεις διαστάσεις, μέσω ενός τελικού στοιχείου δράσης. Ο σχεδιασμός αυτός ουσιαστικά αποσυνδέει τη σύζευξη μεταξύ της μεταφορικής και της περιστροφικής δυναμικής του οχήματος και καθιστά τον έλεγχο του συστήματος πιο εύκολο.

## 1.2 Δομή διπλωματικής εργασίας

Το υπόλοιπο της διπλωματικής εργασίας είναι οργανωμένο ως εξής:

Στο **2<sup>ο</sup> κεφάλαιο**, εισάγονται αρχικά τα συστήματα συντεταγμένων που περιγράφουν το μοντέλο του εναέριου χειριστή που εξετάζουμε, ενώ στη συνέχεια προχωράμε στη προσέγγιση των εξισώσεων που περιγράφουν τη στατική αλληλεπίδραση του με το περιβάλλον. Οι εξισώσεις αναπτύσσονται σε μητρική μορφή και ανάγονται σε ένα σύστημα εξισώσεων, το οποίο εξυπηρετεί αμεσότερη αποτύπωση του προβλήματος. Ακολούθως, παρουσιάζονται οι βασικές απαιτήσεις σχεδιασμού και εισάγεται το πρόβλημα βελτιστοποίησης, πάνω στο οποίο στηρίζεται όλη η συγκριτική μελέτη των σχεδιαστικών λύσεων.

Στο **3<sup>ο</sup> κεφάλαιο**, παρουσιάζεται η πορεία με την οποία οδηγούμαστε στην εκλογή των ηλεκτρομηχανολογικών στοιχείων που απαρτίζουν τον εναέριο χειριστή. Αρχικά και με βάση το πρόβλημα βελτιστοποίησης, εισάγεται ο αλγόριθμος προσέγγισης λύσεων και περιγράφεται ο τρόπος με τον οποίο οι παράμετροι που εισάγει ο εκάστοτε χρήστης, βασισμένοι στο εμπόριο, επηρεάζουν τις τελικές υποψήφιες λύσεις. Έπειτα από την συλλογή ικανοποιητικού αριθμού υποψήφιων λύσεων, στο κύριο κομμάτι του κεφαλαίου, παρουσιάζονται τα κριτήρια καταλληλότητας και σχολιάζονται αυτές που προσεγγίζουν καλύτερα τις προδιαγραφές επιδιώκουμε. Αφού γίνει η τελική επιλογή, στο τέλος του κεφαλαίου, παρουσιάζονται τεχνικές πληροφορίες των στοιχείων ισχύος, όπως επίσης και λειτουργικά χαρακτηριστικά του εναέριου χειριστή.



Στο **4<sup>ο</sup> κεφάλαιο**, αναλύεται ο τρόπος με τον οποίο σχεδιάστηκαν το πλαίσιο αλλά και οι εδράσεις των κινητήρων. Αρχικά παρατίθεται μια μέθοδος εντόπισης της λεπτότοιχης διατομής που αντιστέκεται πιο αποδοτικά έναντι θλιπτικών φορτίων και στη συνέχεια επιλέγονται από το εμπόριο, οι φορείς εκείνοι που πλαισιώσουν ουσιαστικά τον εναέριο χειριστή. Επίσης, πραγματοποιείται μελέτη αντοχής των συνδέσμων όπως και των εδράσεων των κινητήρων στις ακραίες συνθήκες φόρτισης, ώστε να είμαστε σε θέση να προλάβουμε καταστροφικές καταστάσεις για τη κατασκευή. Στο τελευταίο, περιλαμβάνονται ο εντοπισμός της μέγιστης πλευρικής μετατόπισης καθώς και ο υπολογισμός της μέγιστης τάσης καταπόνησης στα υλικά που επιλέχθηκαν.

**Στο τέλος της έκθεσης**, συνοψίζονται τα θέματα που αναπτύσσονται και παραθέτονται προτάσεις σχετικά με περαιτέρω εργασίες που είναι δυνατό να πραγματοποιηθούν στο μέλλον.



# Κεφάλαιο 2

## Μοντελοποίηση Συστήματος

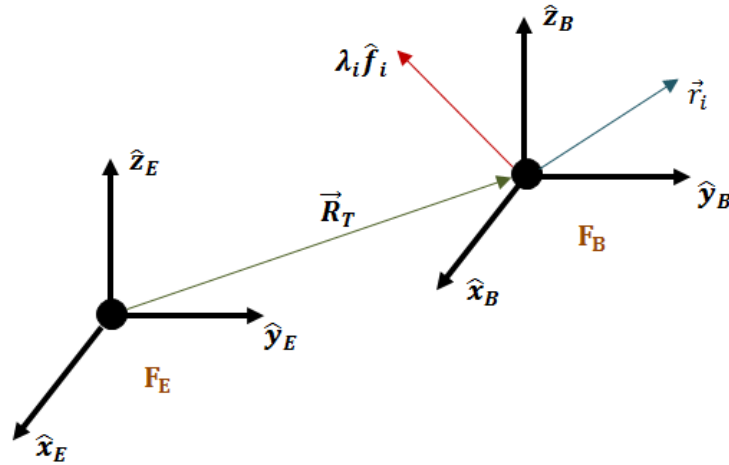
Η μοντελοποίηση ενός φυσικού συστήματος επιτυγχάνεται στα αρχικά στάδια ενός σχεδιασμού και αποτελεί χρήσιμο εργαλείο για τον μηχανικό που πρόκειται να πραγματοποιήσει εκτενέστερη μελέτη των φαινομένων που το περιγράφουν. Στο κεφάλαιο αυτό, περιγράφεται ο τρόπος με τον οποίο μπορεί να προσεγγιστεί η βασική συμπεριφορά του εναέριου χειριστή με το περιβάλλον, με σκοπό να τεθούν οι απαραίτητες βάσεις για έναν εύστοχο σχεδιασμό. Αρχικά, πραγματοποιείται ανάλυση των στατικών δυνάμεων και ροπών που δρουν πάνω στο όχημα, ενώ στη συνέχεια η μοντελοποίηση ανάγεται σε ένα πρόβλημα βελτιστοποίησης, με σκοπό να ικανοποιηθούν οι απαιτήσεις του σχεδιασμού με ένα αξιόπιστο και ευέλικτο τρόπο.

### 2.1 Στατική ανάλυση

Βασικός πυλώνας της μοντελοποίησης του συγκεκριμένου συστήματος, αποτελεί ο ορισμός των στατικών δυνάμεων και ροπών που ασκούνται πάνω στο εναέριο όχημα. Ανάλογα με τις θέσεις και τους προσανατολισμούς των κινητήρων του οχήματος καθώς και με το περιβάλλον στο οποίο επενεργεί κάθε φορά, τα στατικά φορτία αυτά διαφέρουν. Η κίνηση του στο χώρο καθώς και η στατική αλληλεπίδραση που λαμβάνει το τελικό στοιχείο δράσης κατά τη διάρκεια των εργασιών που εκτελεί, είναι αυτά που καθορίζουν τελικά, όλο το στατικό φορτίο [2]. Οποσδήποτε, η ορθή αποτύπωση των εξισώσεων που ερμηνεύουν αυτή τη στατική αυτή συμπεριφορά, ευνοεί και τη δυναμική ανάλυση που συνήθως λαμβάνει χώρα σε μεταγενέστερο στάδιο του συνολικού σχεδιασμού.

Ξεκινώντας την ανάλυση, θεωρούμε αρχικά ότι ο εναέριος χειριστής αποτελείται από  $n$  κινητήρες και περιγράφεται από το σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων  $F_B$  που φαίνεται στην Εικόνα 5. Ως προς αυτό το σύστημα συντεταγμένων, με  $\vec{r}_i \in R^3$ ,  $\hat{f}_i \in R^3$  και  $\lambda_i \in R$  όπου  $i = 1, 2, \dots, n$ , συμβολίζουμε το διάνυσμα θέσης, το

μοναδιαίο διάνυσμα προσανατολισμού και το συντελεστή ώσης του  $i$  κινητήρα του οχήματος αντίστοιχα. Είναι προφανές, πως το γινόμενο των δύο τελευταίων σχηματίζουν το διάνυσμα ώσης που παράγει κάθε κινητήρας στο σύστημα.



Εικόνα 5 - Χωρόδετο και Σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων

Επιπλέον, θεωρούμε πως η αρχή των αξόνων του  $F_B$  είναι το σημείο όπου το τελικό στοιχείο δράσης συνδέεται με το υπόλοιπο σύστημα. Η θέση του εναέριου χειριστή ως προς το ακίνητο σύστημα συντεταγμένων  $F_E$ , μπορεί να περιγραφεί μέσω του διανύσματος  $R_T$ .

### 2.1.1 Δυνάμεις

Οι δυνάμεις που επιδρούν πάνω στο εναέριο όχημα, είναι οι εξής:

- Οι ώσεις που παράγονται από τους κινητήρες
- Οι δυνάμεις αλληλεπίδρασης με το περιβάλλον
- Η βαρύτητα

Επομένως, η εξίσωση των δυνάμεων επί του οχήματος μπορεί να εκφραστεί με τον ακόλουθο τρόπο:

$$\sum_{i=1}^n (\lambda_i \hat{f}_i) + n\vec{w} + \vec{w}_s = \vec{F}_{act} \quad (2.1)$$

όπου  $\vec{w}$  είναι το διάνυσμα βάρους κάθε κινητήρα του οχήματος,  $\vec{w}_s$  το διάνυσμα βάρους της υπόλοιπης κατασκευής και  $\vec{F}_{act}$  το διάνυσμα αλληλεπίδρασης της δύναμης που εφαρμόζεται μεταξύ του εναέριου χειριστή και του περιβάλλοντος.

### 2.1.2 Ροπές

Σαφώς, στο σύστημα επιδρούν και ροπές οι οποίες είτε προέρχονται από τα στοιχεία της ίδιας της κατασκευής είτε από εξωγενείς παράγοντες. Συγκεκριμένα, στη κατασκευή μπορούμε να πούμε πως επιδρούν οι παρακάτω ροπές:

- Οι ροπές που δημιουργούνται από τις ώσεις των κινητήρων ανάλογα με τις θέσεις που βρίσκονται
- Η ροπή που δημιουργείται από τη βαρύτητα που ασκείται στο κέντρο μάζας της κατασκευής
- Οι ροπές αντίδρασης που δημιουργούνται κατά τη περιστροφή των κινητήρων του οχήματος όπως αυτές απορρέουν από τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα
- Η ροπή αλληλεπίδρασης που προκύπτει μεταξύ του οχήματος και του περιβάλλοντος.

Έχοντας όλα αυτά υπόψη, μπορούμε να παραστήσουμε την αντίστοιχη εξίσωση, ως εξής:

$$\sum_{i=1}^n [\vec{r}_i \times (\lambda_i \hat{f}_i) \pm \vec{\tau}_i] + \vec{r}_G \times (n\vec{w} + \vec{w}_s) = \vec{M}_{act} \quad (2.2)$$

όπου  $\vec{r}_G$  είναι το διάνυσμα του κέντρου μάζας της κατασκευής και  $\vec{\tau}_i \in R^3$  όπου  $i = 1, 2, \dots, n$ , η ροπή αντίδρασης που εμφανίζεται κατά τη διεύθυνση του μοναδιαίου διανύσματος προσανατολισμού του  $i$  κινητήρα του οχήματος. Η τελευταία, μπορεί να εκφρασθεί συναρτήσει του αντίστοιχου συντελεστή ώσης μέσω ενός σταθερού αριθμού  $\mu$  ο οποίος βασίζεται σε πραγματικά στοιχεία:

$$\vec{\tau}_i = \mu \cdot (\lambda_i \hat{f}_i), \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2.3)$$

Στο μεταξύ, γνωρίζουμε από τη γραμμική άλγεβρα ότι το εξωτερικό γινόμενο δύο διανυσμάτων, έστω  $\vec{a} = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$  και  $\vec{c} = [c_1 \ c_2 \ c_3]^T$  μπορεί να γραφεί όπως παρακάτω:

$$\alpha \times c = -S(c) \cdot a \quad (2.4)$$

Όπου:

$$S(c) = \begin{bmatrix} 0 & -c_3 & c_2 \\ c_3 & 0 & -c_1 \\ -c_2 & c_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Έτσι, μπορούμε να εκφράσουμε την εξίσωση (2.2) στην ακόλουθη μορφή:

$$\sum_{i=1}^n [-S(\hat{f}_i)\vec{r}_i \pm \mu\hat{f}_i] \cdot \lambda_i = \vec{M}_{act} - \vec{r}_G \times (n\vec{w} + \vec{w}_s) \quad (2.6)$$

### 2.1.3 Σύστημα εξισώσεων

Έχοντας προσδιορίσει τις παραστάσεις των δυνάμεων και των ροπών που επιδρούν επάνω στο όχημα, μπορούμε να δημιουργήσουμε ένα σύστημα εξισώσεων το οποίο θα παρουσιάζει με ένα πιο συμπαγή τρόπο, τη στατική αυτή αλληλεπίδραση.

Πράγματι συνδυάζοντας τις εξισώσεις (2.1) και (2.6) είμαστε σε θέση να θεωρήσουμε πως το σύστημα σε μητρωϊκή μορφή περιγράφεται από τη πιο κάτω εξίσωση:

$$D(\vec{r}, \hat{f})\vec{\lambda} = \vec{W}_R \quad (2.7)$$

Όπου:

$$D(\vec{r}, \hat{f}) \triangleq \begin{bmatrix} \hat{f}_1 & \cdots & \hat{f}_n \\ (-S(\hat{f}_1)\vec{r}_1)_x \pm \mu\hat{f}_{1,x} & \cdots & (-S(\hat{f}_n)\vec{r}_n)_x \pm \mu\hat{f}_{n,x} \end{bmatrix} \in R^{6 \times n} \quad (2.8)$$

είναι ο πίνακας μετασχηματισμού που περιγράφει τον τρόπο με τον οποίο οι ώσεις των κινητήρων εκφράζονται στο χώρο του τελικού στοιχείου δράσης και

$$\vec{W}_R \triangleq \begin{bmatrix} \vec{F}_{act} - n\vec{w} - \vec{w}_s \\ \vec{M}_{act} - \vec{r}_G \times (n\vec{w} + \vec{w}_s) \end{bmatrix} \in R^6 \quad (2.9)$$

είναι το διάνυσμα που αντιπροσωπεύει τις εξωτερικές δυνάμεις και ροπές που ασκούνται στον εναέριο χειριστή. Κάθε στοιχείο του διανύσματος  $\vec{\lambda} = [\lambda_1 \cdots \lambda_n]^T$  ουσιαστικά υποδεικνύει το συντελεστή ώσης του αντίστοιχου κινητήρα του οχήματος.

## 2.2 Το πρόβλημα βελτιστοποίησης

Πολλές φορές κατά την ανάλυση ενός συστήματος, ο σχεδιαστής επιδιώκει να αναγάγει το πρόβλημα που εξετάζει σε ένα πρόβλημα βελτιστοποίησης. Σαφώς όπως είναι γνωστό, αυτό του δίνει τη δυνατότητα να ελαχιστοποιεί ή να μεγιστοποιεί μια μεταβλητή ποσότητα, η οποία λέγεται αντικειμενική συνάρτηση, ικανοποιώντας παράλληλα κάποιους βασικούς περιορισμούς, τους οποίους θέτει ο ίδιος, ώστε να τηρήσει τις εκάστοτε απαιτήσεις σχεδιασμού. Στη συνέχεια, παρουσιάζονται οι απαιτήσεις που πλαισιώνουν τον δικό μας σχεδιασμό συνοδευόμενες από τις μαθηματικές εξισώσεις που περιγράφουν κάθε μία από αυτές.

- Αιώρηση με στατική αλληλεπίδραση

Ο εναέριος χειριστής όπως έχουμε ήδη αναφέρει, χρειάζεται να είναι ικανός να ασκεί δυνάμεις και ροπές με οποιοδήποτε προσανατολισμό, οπουδήποτε στον τρισδιάστατο χώρο. Ευκαταίο είναι αυτό να συμβαίνει με όσο το δυνατό χαμηλότερη ενέργεια, ούτως ώστε να αυξηθούν τα περιθώρια των λειτουργικών του δυνατοτήτων. Στη προκειμένη περίπτωση, αυτό προϋποθέτει μικρή παροχή συντελεστών ώσης από τους κινητήρες. Για το λόγο αυτό, μπορούμε να ορίσουμε ως αντικειμενική συνάρτηση την εξής παράσταση:

$$F_{obj} = \|\vec{\lambda}\|_{\infty} \quad (2.10)$$

Η πιο πάνω συνάρτηση αντιπροσωπεύει την άπειρη νόρμα του διανύσματος λύσης του συστήματος της εξίσωσης (2.7). Θέτοντας την ως αντικειμενική συνάρτηση, υπονοείται ο στόχος της ελαχιστοποίησης της μέγιστης ώσης που χρειάζεται ο εναέριος χειριστής, σε συγκεκριμένες συνθήκες λειτουργίας [1].

- Χρήση κινητήρων μονής περιστροφής

Είναι προφανές ότι η τροφοδότηση κατάλληλης ενέργειας στους κινητήρες του οχήματος προκειμένου αυτοί με τη σειρά τους να προσδώσουν τις ώσεις που χρειάζεται ο εναέριος χειριστής σε κάθε στατικό φορτίο, απαιτεί τη λύση του συστήματος (2.7) ως προς  $\vec{\lambda}$ , δηλαδή:

$$\vec{\lambda} = D(\vec{r}, \hat{f})^{-1} \vec{W}_R \quad (2.10)$$

Παρατηρούμε ότι η λύση του συστήματος επιτυγχάνεται, μόνο εάν πίνακας  $D$  είναι τετραγωνικός με όλες τις στήλες (ή γραμμές) του να είναι γραμμικώς ανεξάρτητες. Σύμφωνα με αυτά, η χρήση έξι κινητήρων, δηλαδή για  $n = 6$ , μπορεί να ικανοποιήσει τη λύση της εξίσωσης. Ωστόσο, η επιλογή αυτή επιτρέπει στο διάνυσμα λύσης να πάρει οποιαδήποτε τιμή που ανήκει στους πραγματικούς αριθμούς. Με αυτό συνεπάγεται ότι μόνο οι κινητήρες στους οποίους αντιστοιχούν οι θετικές τιμές του διανύσματος λύσης μπορούν να αποκριθούν, εφόσον επιδιώκουμε χρήση κινητήρων μονής περιστροφής.

Το γεγονός αυτό δημιουργεί πρόβλημα στη λειτουργία του συστήματος οπότε κρίνεται αναγκαία η άμεση επίλυσή του. Επ' αυτού, θεωρούμε αρχικά τα διανύσματα βάσης του 6-διάστατου Ευκλείδειου χώρου:

$$\begin{aligned}
 \hat{a}_1 &= (1,0,0,0,0,0) \\
 \hat{a}_2 &= (0,1,0,0,0,0) \\
 \hat{a}_3 &= (0,0,1,0,0,0) \\
 \hat{a}_4 &= (0,0,0,1,0,0) \\
 \hat{a}_5 &= (0,0,0,0,1,0) \\
 \hat{a}_6 &= (0,0,0,0,0,1)
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

Τα διανύσματα αυτά προφανώς έχουν μήκος ίσο με τη μονάδα και είναι μεταξύ τους γραμμικώς ανεξάρτητα. Επίσης θεωρούμε πως αυτά τα διανύσματα αποτελούν τους άξονες αναφοράς του αντίστοιχου καρτεσιανού συστήματος συντεταγμένων. Έστω τώρα υπερκύβος ίδιας διάστασης και πλευράς  $|\beta| + \gamma$  που περιγράφεται από αυτό το σύστημα συντεταγμένων. Θεωρούμε πως η αρχή των αξόνων μπορεί να τοποθετηθεί σε οποιοδήποτε σημείο κατά τη διεύθυνση της μεγαλύτερης διαγωνίου του υπερκύβου. Με  $\beta$  ( $\beta < 0$ ) και  $\gamma$  ( $\gamma > 0$ ) συμβολίζουμε τη μέγιστη επέκταση της πλευράς του κατά την αρνητική και θετική κατεύθυνση κάθε άξονα αντίστοιχα. Μπορούμε δηλαδή να πούμε πως οι συντεταγμένες όλων των σημείων του υπερκύβου δίνονται στη πιο κάτω μορφή:

$$(x_1 \hat{a}_1, x_2 \hat{a}_2, x_3 \hat{a}_3, x_4 \hat{a}_4, x_5 \hat{a}_5, x_6 \hat{a}_6), \quad \beta \leq x_{1,2,\dots,6} \leq \gamma \tag{2.12}$$

Με βάση τα παραπάνω, θεωρούμε πως κάθε ένας από τους έξι κινητήρες είναι ικανός να προσδώσει μέχρι και  $\gamma$  N προς το παρόν. Η φύση του προβλήματος ωστόσο,



απαιτεί τη δυνατότητα εμφάνισης ώσης και στην αρνητική κατεύθυνση των αξόνων αναφοράς.

Την λύση έρχεται να δώσει η προσθήκη ενός επιπλέον κινητήρα με τον εξής προσανατολισμό:

$$\vec{f}_e = - \sum_{i=1}^6 \hat{f}_i = \|\vec{f}_e\| \hat{f}_e \quad (2.13)$$

Η προηγούμενη εξίσωση απαιτεί από τον επιπρόσθετο κινητήρα να έχει προσανατολισμό ίσο με αυτό που ορίζει το αντίθετο διανυσματικό άθροισμα των μοναδιαίων διανυσμάτων προσανατολισμού των έξι υπόλοιπων κινητήρων. Ο γραμμικός αυτός συνδυασμός εξασφαλίζει ίση προβολή ώσης στην αρνητική κατεύθυνση όλων των αξόνων αναφοράς του προαναφερθέντος συστήματος συντεταγμένων. Συνεπώς, προκειμένου ο επιπρόσθετος κινητήρας να προβάλλει τη μέγιστη δυνατή ώση στην αρνητική κατεύθυνση οποιουδήποτε άξονα αναφοράς πρέπει να προσδώσει  $|\beta| \|\vec{f}_e\| N$ . Στη περίπτωση του υπερκύβου που εξετάζουμε δηλαδή πρέπει να προσδώσει  $|\beta| \sqrt{6} N$ . Αμέσως καταλαβαίνουμε πως στο σχεδιασμό του συστήματος χρειάζεται να εισαχθεί ένας αλγόριθμος ο οποίος αφενός θα είναι υπεύθυνος για την έγκαιρη λειτουργία του επιπρόσθετου κινητήρα με αποτέλεσμα να αίρονται οι ενδεχόμενες αρνητικές τιμές του διανύσματος ώσης και αφετέρου θα αναδιανέμει τις ώσεις στους κινητήρες έτσι ώστε να έχουν ισοδύναμη επίδραση στο σύστημα, πριν και μετά την ενεργοποίησή του.

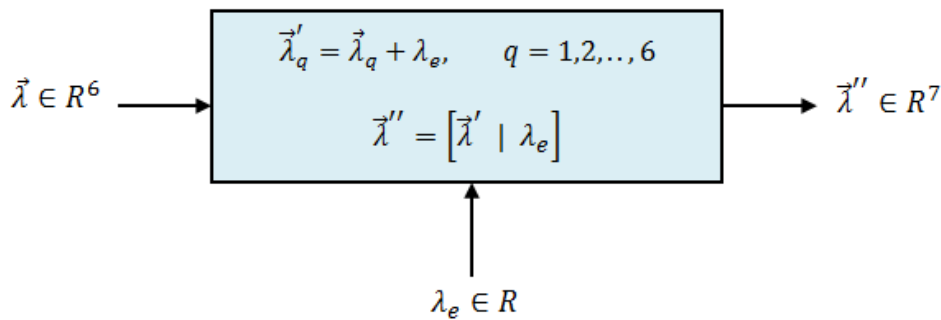
Ως εκ τούτου, συμβολίζουμε με  $\vec{\lambda}$  και  $\vec{\lambda}'$  τα διανύσματα λύσης του συστήματος πριν και μετά την αναδιανομή αντίστοιχα. Ορίζουμε επίσης ως  $\vec{\lambda}''$  το διάνυσμα των συντελεστών των ώσεων όλων των κινητήρων, συμπεριλαμβανομένου και του επιπρόσθετου, μετά την αναδιανομή. Έστω ότι, για κάθε διάνυσμα λύσης της εξίσωσης (2.7) ορίζουμε το σύνολο που περιέχει τις αρνητικές τιμές του, ως εξής:

$$\sigma_N = \{k: \lambda_k < 0, \quad k = 1, 2, \dots, 6\} \quad (2.14)$$

Εφόσον ο επιπρόσθετος κινητήρας θέλουμε να ενεργοποιείται μόνο όταν χρειάζεται να αντισταθμίσει κάποια αρνητική ώση από οποιονδήποτε άλλο κινητήρα, ο συντελεστής ώσης που του αντιστοιχεί μπορεί να οριστεί με τον ακόλουθο τρόπο:

$$\lambda_e = \begin{cases} |\min\{\sigma_N\}| \|\vec{f}_e\|, & \sigma_N \neq 0 \\ 0, & \sigma_N = 0 \end{cases} \quad (2.15)$$

Δηλαδή καλούμε τον επιπρόσθετο κινητήρα, σε περίπτωση που ενεργοποιηθεί, να προσδώσει την κατά απόλυτη τιμή μέγιστη τιμή του συνόλου  $\sigma_N$  ειδάλλως να παραμείνει ανενεργός. Η αναδιανομή των ώσεων του συστήματος σε κάθε περίπτωση ακολουθεί τη πορεία που φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.



Εικόνα 6 - Διαγραμματική απεικόνιση του αλγόριθμου αναδιανομής των ώσεων

Αποτέλεσμα αυτής της διαδικασίας όπως βλέπουμε, είναι η προσαύξηση του διανύσματος λύσης κατά ένα βαθμό, χάρη στην εισαγωγή του συντελεστή ώσης του επιπρόσθετου κινητήρα. Η μετάβαση από τον διανυσματικό χώρο  $R^6$  στον διανυσματικό χώρο  $R^7$  με τον τρόπο που την έχουμε ορίσει δεν επιφέρει κάποια αλλαγή στο διανυσματικό άθροισμα των ώσεων του συστήματος και αυτό μπορεί να φανεί καλύτερα με ένα παράδειγμα από την εφαρμογή του αλγόριθμου στο χώρο των δύο διαστάσεων. Σαφώς, στο χώρο αυτό το πρόβλημα εκφυλίζεται στο αντίστοιχο καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων με χρήση δύο κινητήρων με τους εξής προσανατολισμούς:

$$\begin{aligned} \hat{\omega}_1 &= (1,0) \\ \hat{\omega}_2 &= (0,1) \end{aligned} \quad (2.16)$$

Βάσει της εξίσωσης (2.13) το μοναδιαίο διάνυσμα προσανατολισμού του επιπρόσθετου κινητήρα θα είναι ίσο με:

$$\hat{f}_e = \frac{-(\hat{\omega}_1 + \hat{\omega}_2)}{\sqrt{(-1)^2 + (-1)^2}} = \left( -\frac{\sqrt{2}}{2}, -\frac{\sqrt{2}}{2} \right) \quad (2.17)$$

Έστω τώρα ότι η λύση του αντίστοιχου συστήματος προκύπτει όπως παρακάτω:

$$\vec{\lambda} = [-4 \quad -2]^T \quad (2.18)$$

Το διάνυσμα λύσης περιέχει αρνητική τιμή συντελεστή ώσης, οπότε σύνολο  $\sigma_N$  σύμφωνα με την εξίσωση (2.14) λαμβάνει την ακόλουθη μορφή:

$$\sigma_N = \{-4, -2\} \quad (2.19)$$

Απευθείας καταλαβαίνουμε πως ο επιπρόσθετος κινητήρας χρειάζεται να λάβει χώρα.

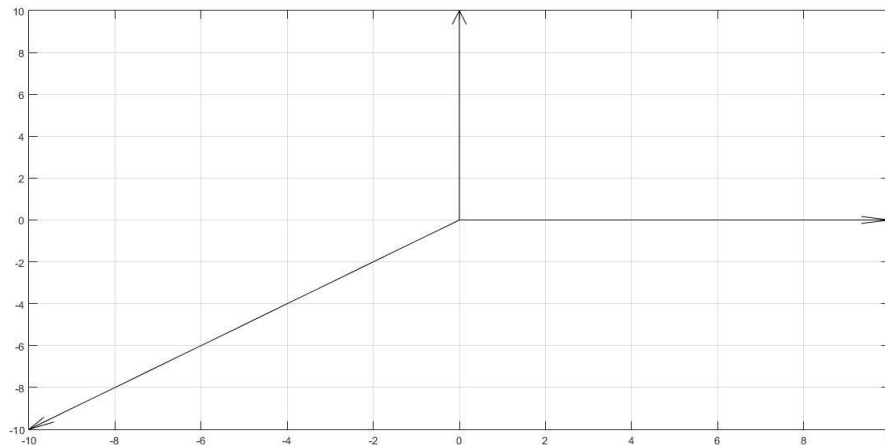
Με βάση την εξίσωση (2.15) θα πάρει την πιο κάτω τιμή:

$$\lambda_e = |-4| \cdot \sqrt{(-1)^2 + (-1)^2} = 4\sqrt{2} \quad (2.20)$$

Συνεπώς το διάνυσμα των συντελεστών των ώσεων έπειτα από την αναδιανομή  $\vec{\lambda}''$  όπως αυτή περιγράφεται από την Εικόνα 6 θα γίνει:

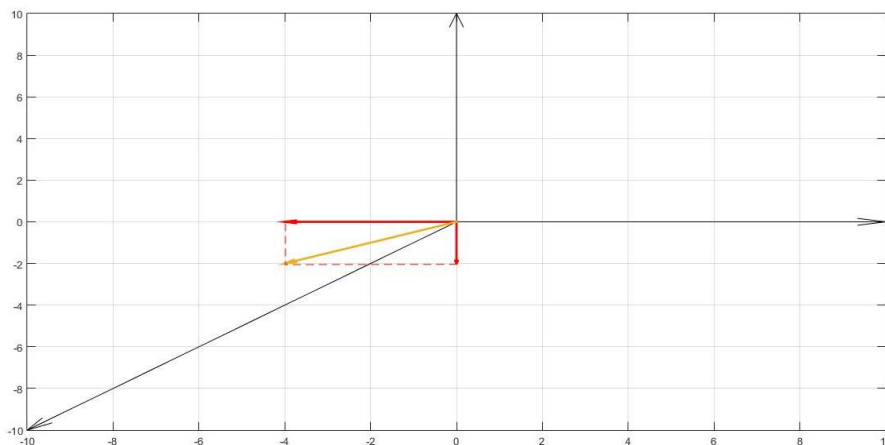
$$\vec{\lambda}'' = [0 \quad 2 \quad 4\sqrt{2}]^T \quad (2.21)$$

Το διάνυσμα αυτό σαφώς περιέχει μόνο θετικές τιμές και μπορεί να εφαρμοστεί έχοντας ακριβώς την ίδια επίδραση στο σύστημα όπως το αρχικό διάνυσμα λύσης. Αυτό μπορεί να επιβεβαιωθεί με τις πιο κάτω εικόνες οι οποίες ουσιαστικά συνοψίζουν με ένα πιο άμεσο τρόπο την εφαρμογή του αλγόριθμου, στο παράδειγμα που μόλις αναφέραμε.



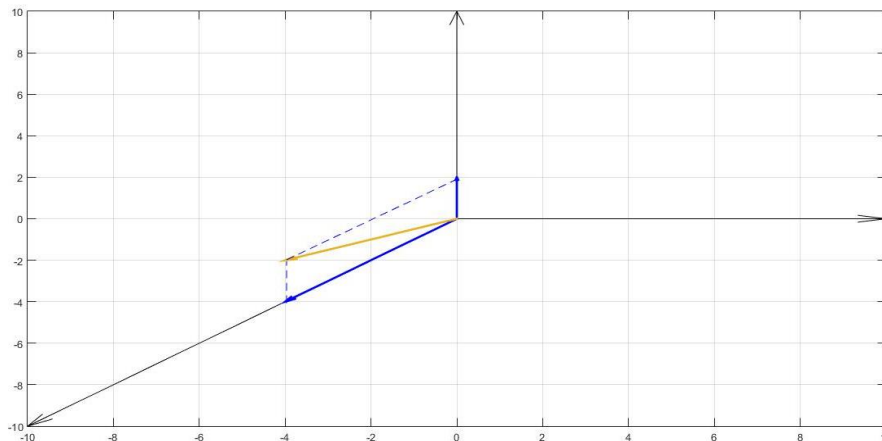
*Εικόνα 7 - Κατευθύνσεις προσανατολισμών των τριών κινητήρων*

Αρχικά παραθέτουμε τις κατευθύνσεις των προσανατολισμών των τριών κινητήρων που απαρτίζουν το σύστημα του παραδείγματος. Στον οριζόντιο και κατακόρυφο άξονα μπορούν να προσδώσουν ώση ο πρώτος και ο δεύτερος κινητήρας αντίστοιχα. Ο άλλος άξονας έχει κατεύθυνση εκεί που ορίζει το αντίθετο διανυσματικό άθροισμα των άλλων δύο και προφανώς είναι ο άξονας στον οποίο επιπρόσθετος κινητήρας μπορεί να δώσει την δική του ώση.



*Εικόνα 8 – Διανύσματα ώσεων πριν την αναδιανομή*

Στην εικόνα πιο πάνω, με κόκκινη χρώμα απεικονίζονται οι ώσεις που απαιτεί το σύστημα από τους δύο κινητήρες. Όπως βλέπουμε έχουν κατεύθυνση προς την αρνητική πλευρά των αξόνων τους, οπότε το σύστημα δεν μπορεί να αντεπεξέλθει με τους κινητήρες μονής περιστροφής. Με κίτρινο χρώμα απεικονίζεται το διανυσματικό άθροισμα των δύο. Στο σημείο αυτό είναι που επεμβαίνει ο επιπρόσθετος κινητήρας.



Εικόνα 9 – Διανύσματα ώσεων μετά την αναδιανομή

Πράγματι, παρατηρούμε πως όλοι οι κινητήρες του συστήματος παρέχουν ώση προς τη θετική κατεύθυνση. Στη προκειμένη περίπτωση, το σύστημα λειτουργεί με τον δεύτερο και τον επιπρόσθετο κινητήρα, εφόσον όπως είδαμε και στους προηγούμενους υπολογισμούς ο πρώτος κινητήρας δεν κλήθηκε από τον αλγόριθμο να ενισχύσει το σύστημα. Σημαντικό είναι να σημειώσουμε πως το διανυσματικό άθροισμα των ώσεων (κίτρινο χρώμα) διατηρείται, κάτι που επιβεβαιώνει τον αρχικό μας στόχο.

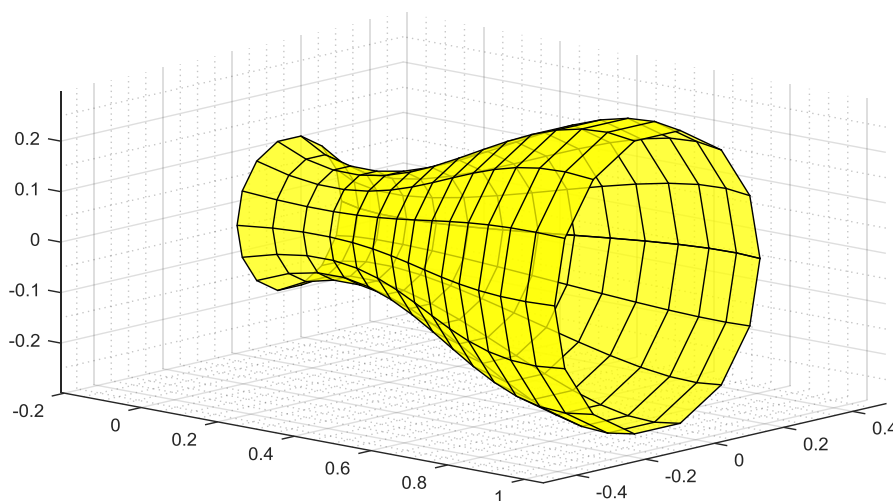
Ένα ερώτημα που προκύπτει κατά την ανάλυση του συγκεκριμένου σχεδιασμού είναι φυσικά η θέση όπου τελικά θα τοποθετηθεί ο επιπρόσθετος κινητήρας, καθώς αυτό καθορίζει και τη ροπή που θα προκαλεί στο σύστημα. Προκειμένου η ενεργοποίηση του επιπρόσθετου κινητήρα να μην επηρεάσει την ισοδύναμη επίδραση στο συνολικό σύστημα, χρειάζεται να οριστεί η παρακάτω συνθήκη:

$$S(\vec{f}_e)r_e = - \sum_{i=1}^6 S(\hat{f}_i) r_i \quad (2.22)$$

Η πιο πάνω εξίσωση απαιτεί από τον επιπρόσθετο κινητήρα να τοποθετηθεί σε σημείο όπου η ροπή που δημιουργείται από το μοχλοβραχίονα της θέσης και την δύναμη ώσης του να είναι ίση με το αντίθετο διανυσματικό άθροισμα των μοχλοβραχιόνων των θέσεων και των δυνάμεων ώσης των υπόλοιπων κινητήρων. Οι εξισώσεις (2.13) και (2.22) όπως γίνεται αντιληπτό χρειάζεται να εισαχθούν ως ισοτικοί περιορισμοί στο πρόβλημα βελτιστοποίησης.

- Αποφυγή αεροδυναμικών αλληλεπιδράσεων μεταξύ των κινητήρων

Οι αλληλεπιδράσεις μεταξύ των ροών κατάντη των προπελών των κινητήρων, μπορεί να προκαλέσει διαταραχές στην ομαλή παροχή των ώσεων. Ο συνυπολογισμός τους στην ανάλυση σε τέτοιες περιπτώσεις γενικά αποφεύγεται, εξαιτίας των μεγάλων και σύνθετων μαθηματικών μοντέλων που απαιτούνται. Συνεπώς, προχωράμε στην υλοποίηση ενός σχεδιασμού στον οποίο δεν θα υπάρχει καμία αεροδυναμική αλληλεπίδραση. Αυτό βέβαια αυξάνει τον όγκο της κατασκευής αλλά ευνοεί τον έλεγχο του οχήματος. Κινούμενοι προς αυτή τη κατεύθυνση, χρειάζεται αρχικά να αντλήσουμε πληροφορίες και πειραματικά αποτελέσματα από τη διπλωματική εργασία που αναφέρεται στο [5]. Ένα από τα θέματα αυτής της εργασίας ήταν η εύρεση της γεωμετρίας της ροής στην είσοδο και στην έξοδο των κινητήρων για διάφορες ταχύτητες περιστροφής. Γνωρίζοντας το μέγεθος των αεροδυναμικών κώνων (αναφερόμαστε στην μόνιμη ροή που παράγεται από έναν κινητήρα σε σταθερές στροφές ως «κώνο», διότι η ροή παραπέμπει σε αυτό το σχήμα) είμαστε σε θέση να ορίσουμε και την απαίτηση για μη αλληλεπίδραση. Σύμφωνα με τα δεδομένα αυτά, ο κώνος που παράγεται από έναν κινητήρα NEU 1902/2Y – 2035 με προπέλλα 8x4.7 Slow Fly APC στα 17550 rpm εκφρασμένος στο σύστημα συντεταγμένων του κινητήρα φαίνεται πιο κάτω.

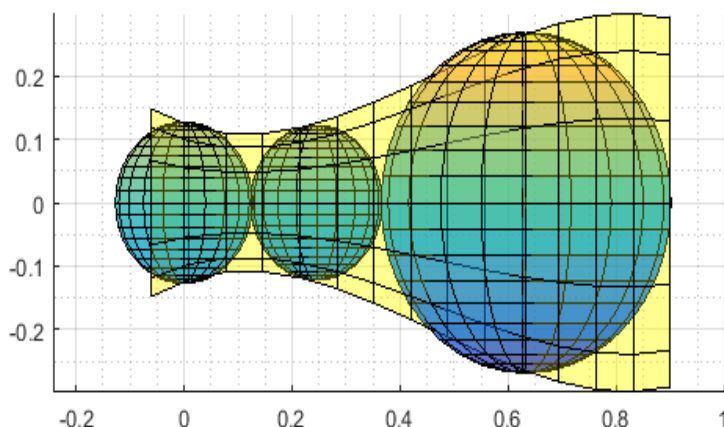


*Εικόνα 10 - Μορφή ροής του αέρα κατάντη της προπέλας (αεροδυναμικός κώνος)*

Συγκεκριμένα ο κώνος εκτείνεται στην είσοδό του κατά 0.06 m, στην έξοδο του κατά 0.91 m, και το προφίλ που ακολουθεί αξονικά περιγράφεται από το παρακάτω πολυώνυμο:

$$g(x) = -1.11x^3 + 1.56x^2 - 0.31x + 0.11$$

Προκειμένου να μειώσουμε το μέγεθος της κατασκευής συνεπώς και το βάρος της ορίζουμε αυτοί οι αεροδυναμικοί κώνοι να απέχουν όσο το δυνατό λιγότερο. Στη διπλωματική εργασία [1], κύρια ιδέα για την ικανοποίηση αυτής της απαίτησης ήταν να παραβληθεί κάθε κώνος με ένα αριθμό σφαιρών, ώστε να καλυφθεί όσο το δυνατόν μεγαλύτερος όγκος του κώνου όπως φαίνεται και στην πιο κάτω εικόνα.



Εικόνα 11 – Απεικόνιση των σφαιρών μέσα σε ένα αεροδυναμικό κώνο

Αυτή η προσέγγιση επιπρόσθετα, μειώνει σε πολύ μεγάλο βαθμό τον υπολογιστικό χρόνο του αλγόριθμου προσέγγισης λύσεων όπως θα δούμε στη συνέχεια.

- Ευρωστία συστήματος

Ο σχεδιασμός του εν λόγω εναέριου χειριστή, επιδιώκεται να είναι προσανατολισμένος στο πρόβλημα ελέγχου. Συνεπώς, είναι σημαντικό να θέσουμε τις απαραίτητες βάσεις ώστε να εξασφαλίζεται η ευρωστία του συστήματος. Γενικά, μεγαλύτερη ευρωστία ενός συστήματος συνεπάγεται λιγότερη ευαισθησία σε μικρές παραμετρικές αβεβαιότητες και μεταβολές. Ο βαθμός του πίνακα  $D(\vec{r}, \vec{f})$  όπως τον ορίσαμε στην υποενότητα 2.1.3, από μαθηματικής απόψεως είναι επαρκής, όμως από πρακτικής άποψης δεν είναι, διότι δεν εξασφαλίζει την ευρωστία του συστήματος. Για αυτό τον λόγο αντί να χρησιμοποιήσουμε το κριτήριο του βαθμού, χρησιμοποιούμε το κριτήριο του δείκτη κατάστασης (condition number), ο οποίος ορίζεται ως εξής:

$$\kappa(D) = \frac{\sigma_{max}(D)}{\sigma_{min}(D)} \quad (2.23)$$

όπου τα  $\sigma_{max}(D)$ ,  $\sigma_{min}(D)$  είναι η μέγιστη και η ελάχιστη ιδιόμορφη τιμή (singular value) του  $D(\vec{r}, \hat{f})$ . Αν απαιτήσουμε η τιμή του  $\kappa(D)$  να είναι μικρή, ιδανικά ίση με 1, τότε πετυχαίνουμε την ευρωστία του συστήματος. Επομένως ο πρώτος περιορισμός μπορεί να τεθεί ως εξής:

$$\kappa(D) \leq A \quad (2.24)$$

όπου  $A$  είναι ένα όριο το οποίο ορίζει ο σχεδιαστής. Παρατηρώντας την εξίσωση (2.23) βλέπουμε ότι οι ιδιόμορφες τιμές του πίνακα  $D(\vec{r}, \hat{f})$  δεν μπορούν να είναι μηδέν, διότι μηδενίζεται ο παρανομαστής του κλάματος. Εκτός αυτού, όταν οι ιδιόμορφες τιμές είναι κοντά στο μηδέν, παρότι ο δείκτης κατάστασης θα παίρνει εφικτές τιμές, ο πίνακας  $D(\vec{r}, \hat{f})$  μπορεί να είναι κοντά στο να μηδενιστεί η ορίζουσα του σε μικρές παρεμβολές του συστήματος. Επομένως είναι αναγκαία η εισαγωγή ακόμα ένα περιορισμού:

$$\sigma(D) \geq \varepsilon \quad (2.25)$$

όπου  $\varepsilon$  είναι μια μικρή ποσότητα, την οποία και πάλι ορίζει ο σχεδιαστής. Ουσιαστικά οι εξισώσεις (2.24) και (2.25) εισάγονται στο πρόβλημα βελτιστοποίησης ως ανισοτικοί περιορισμοί.

Έχοντας ορίσει την αντικειμενική συνάρτηση και τους περιορισμούς του προβλήματος βελτιστοποίησης, απομένει η άμεση χρησιμοποίησή του με σκοπό την προσέγγιση σχεδιαστικών λύσεων. Το θέμα αυτό καλύπτεται επαρκώς στο επόμενο κεφάλαιο.



# Κεφάλαιο 3

## Εκλογή Ηλεκτρομηχανολογικών Στοιχείων

Τα ηλεκτρομηχανολογικά στοιχεία που περιέχονται σε ένα μηχανισμό, είναι τα στοιχεία ισχύος εκείνα που με κατάλληλο έλεγχο μπορούν να οδηγήσουν το σύστημα να εκτελέσει τις εντολές που ο χρήστης κάθε φορά του επιβάλλει. Το παρόν κεφάλαιο περιλαμβάνει τα βήματα που ακολουθήθηκαν ώστε να εκλεγούν τα στοιχεία αυτά, καθώς και να οριστεί η γεωμετρία του εναέριου χειριστή. Αρχικά, παρουσιάζεται η μέθοδος προσέγγισης των υποψήφιων σχεδιαστικών λύσεων, ενώ στη συνέχεια επιλέγεται η καταλληλότερη από αυτές, με βάση τα κριτήρια καταλληλότητας που τέθηκαν. Στο τέλος του κεφαλαίου, αναπτύσσονται λεπτομερώς οι λειτουργικές δυνατότητες του τελικού εναέριου χειριστή, όπως επίσης παρουσιάζονται και τα ηλεκτρομηχανολογικά στοιχεία που τον απαρτίζουν.

### 3.1 Αλγόριθμος προσέγγισης σχεδιασμού

Η αναγωγή του σχεδιασμού σε ένα πρόβλημα βελτιστοποίησης, όπως μελετήθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο, μπορεί να ευνοήσει τη δημιουργία ενός αλγόριθμου που να διευκολύνει τη συγκριτική μελέτη των υποψήφιων σχεδιαστικών λύσεων. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί εφόσον θέσουμε σε αυτόν τις παραμέτρους εκείνες, που είναι ικανές να καθορίσουν τη λειτουργικότητα και τη γεωμετρία του εναέριου χειριστή.

#### 3.1.1 Παραμετροποίηση

Η παραμετροποίηση έχει ως σκοπό να συνδέσει τις βασικές συνιστώσες του αλγόριθμου με ηλεκτρομηχανολογικά στοιχεία που διατίθενται στο εμπόριο, με σκοπό να επιτευχθεί όσο το δυνατόν πιο αξιόπιστος σχεδιασμός. Οι

παράμετροι που κρίθηκαν ως οι πιο σημαντικοί για τη προσέγγιση παρουσιάζονται παρακάτω:

- Διάμετρος προπέλας

Είναι προφανές πως η διάμετρος της προπέλας κατέχει σημαντικό ρόλο στη τελική διαμόρφωση της γεωμετρίας του εναέριου χειριστή. Η επιλογή μιας μεγάλης διαμέτρου προπέλας αυξάνει το μέγεθος της κατασκευής όχι μόνο εξαιτίας του ίδιου του μεγέθους της, αλλά και επειδή αυξάνει τις απαιτήσεις της βελτιστοποίησης σε ό,τι αφορά το περιορισμό περί της μη αλληλεπίδρασης των αεροδυναμικών κώνων των κινητήρων. Σε μερικές περιπτώσεις, ενδέχεται να προτιμηθεί η επιλογής μεγάλης διαμέτρου προπέλας, διότι έτσι δίνεται η δυνατότητα επίτευξης μεγαλύτερων περιθωρίων παροχής ώσης με χαμηλότερες στροφές. Αυτό οδηγεί στην μείωση της κατανάλωσης ενέργειας και αύξηση του χρόνου λειτουργίας του οχήματος, όπως θα δούμε στη συνέχεια.

- Μήκος αεροδυναμικού κώνου

Το μήκος αεροδυναμικού κώνου που απορρέει κατόπιν των κινητήρων έχουν εισαχθεί κατά τη παραμετροποίηση καθώς από αυτό εξαρτάται και πάλι ο αντίστοιχος περιορισμός. Είναι σημαντικό να κατανοήσουμε πως το μήκος αυτό εξαρτάται άμεσα από τη ταχύτητα περιστροφής της αντίστοιχης προπέλας. Κάνοντας τη παραδοχή πως το μήκος του αεροδυναμικού κώνου εξαρτάται μόνο από αυτές, τότε από το πείραμα που αναλύθηκε στο [5] μπορούμε πούμε πως ισχύει η παρακάτω συσχέτιση μεταξύ των δύο:

<b>RPM</b>	8500	10400	11160	12300	13440	14200	14960	16100	17840
<b>Meters</b>	0,44	0,49	0,51	0,54	0,66	0,72	0,83	0,9	0,91

Σε κινητήρες με υψηλό KV παρουσιάζεται μεγαλύτερο μήκος ενώ κινητήρες με χαμηλό KV μικρότερο. Αυτό βοηθάει στο τι πρέπει να αναμένουμε κατά την εισαγωγή δεδομένων από το εμπόριο. Στο σημείο αυτό, χρειάζεται να αναφέρουμε πως το μήκος που επιλέγεται κατά τη παραμετροποίηση καθορίζει και τον αριθμό των σφαιρών που μοντελοποιούν το συγκεκριμένο κώνο όπως έχουμε ήδη αναφέρει στην υποενότητα 2.2.1. Έχει αποφασιστεί πως μήκη αεροδυναμικών κώνων πέρα των 0.6 m να μοντελοποιούνται με τρεις σφαίρες, ενώ σε διαφορετική περίπτωση να μοντελοποιούνται με δύο. Αυτό με τη σειρά του επηρεάζει το μέγεθος της

κατασκευής, εφόσον ο αλγόριθμος πρέπει να κρατήσει σε ασφαλή απόσταση περισσότερες σφαίρες.

- Επιμέρους μάζες

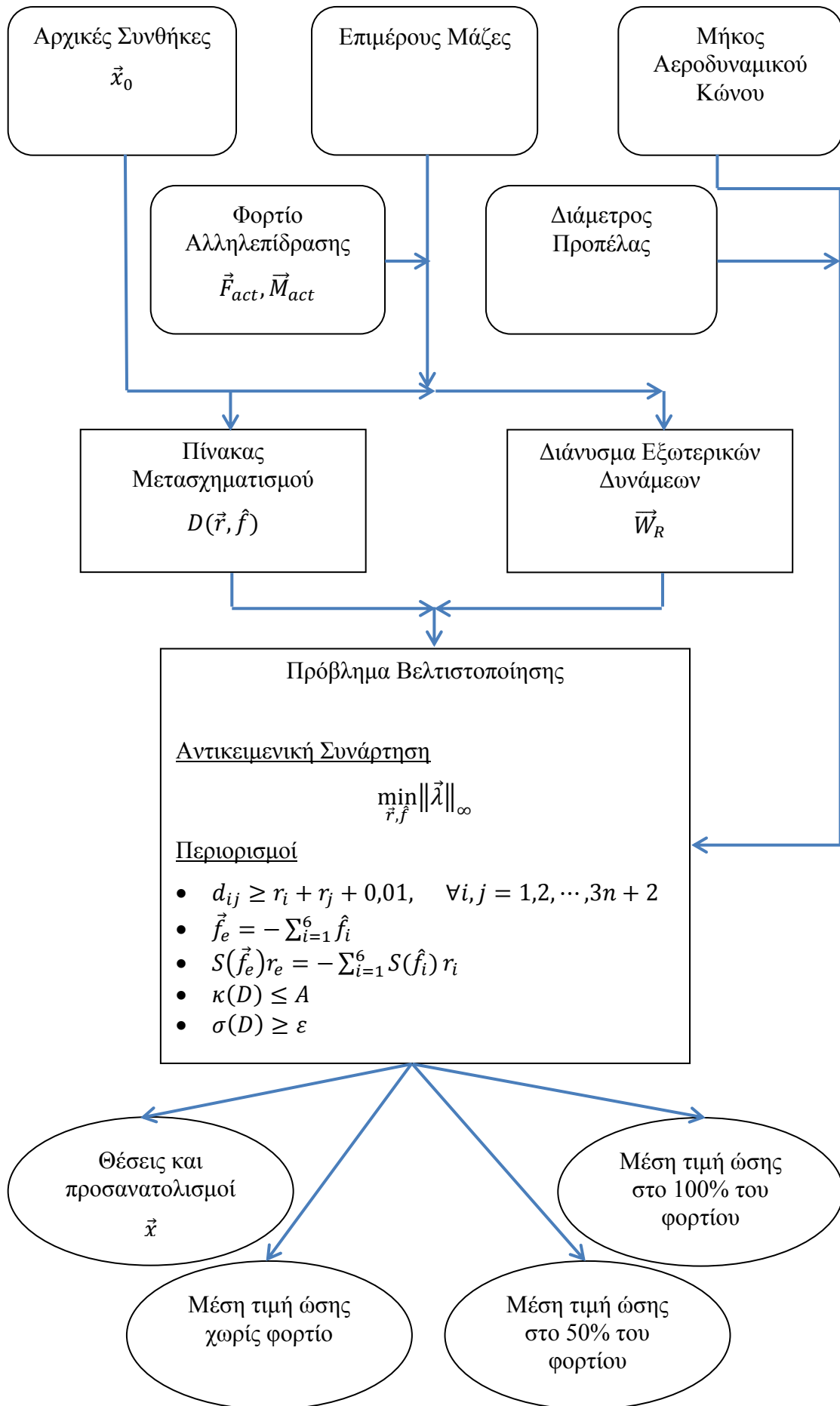
Αναφερόμαστε στις μάζες των προπελών-κινητήρων και της μπαταρίας τα οποία καταλαμβάνουν και το μεγαλύτερο ποσοστό της συνολικής μάζας της κατασκευής. Αρχικά, οι μάζες των προπελών-κινητήρων συνυπολογίζονται στην εν λόγω προσέγγιση για να υπολογιστεί με πιο ακριβές τρόπο η μάζα, όπως και το κέντρο μάζας της συνολικής κατασκευής. Η σημασία τους στη μεταβολή των λειτουργικών χαρακτηριστικών του οχήματος καθώς και του μεγέθους του είναι αμελητέα, αφού οι προπέλες-κινητήρες που βρίσκονται στο εμπόριο και χρησιμοποιούνται σε τέτοιου είδους εφαρμογές ελάχιστα διαφέρουν ως προς τη μάζα και το μέγεθός τους. Από την άλλη, η μπαταρία αποτελεί το πιο βασικό στοιχείο ενός εναέριου οχήματος. Η μάζα της είναι πολύ πιο μεγάλη από οποιοδήποτε άλλο ηλεκτρομηχανολογικό στοιχείο της κατασκευής. Ως εκ τούτου, η εισαγωγή της στη παραμετροποίηση είναι κάτι περισσότερο από αναγκαία. Η μάζα της σχετίζεται άμεσα με τις δυνατότητες του εναέριου χειριστή και για αυτό αποτελεί παράγοντα κλειδί για τον περαιτέρω σχεδιασμό.

- Φορτίο αλληλεπίδρασης

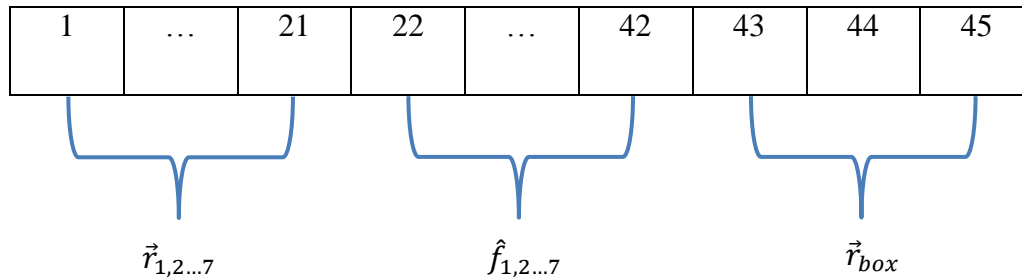
Η παράμετρος αυτή εισάγεται ώστε στους υπολογισμούς να ληφθεί υπόψη και το ποσοστό του φορτίου αλληλεπίδρασης. Συγκεκριμένα ο αλγόριθμος έχει κατασκευαστεί ώστε να τρέχει με τρία σενάρια λειτουργίας, 0% , 50% και 100% του συνολικού φορτίου αλληλεπίδρασης το οποίο ο χρήστης. Με αυτό τον τρόπο, τα αποτελέσματα που προκύπτουν είναι καθορισμένα κάθε φορά στο αντίστοιχο φορτίο και έτσι ο σχεδιαστής μπορεί να λάβει χρήσιμες πληροφορίες σε ό,τι αφορά τις διαφορές που έχουν μεταξύ τους, καθώς και το μέγεθος της επίδρασης που έχει η αλληλεπίδραση στο σύστημα.

### 3.1.2 Διάγραμμα ροής και περιγραφή λειτουργίας

Στην επόμενη σελίδα παρατίθεται το διάγραμμα το οποίο μπορεί να απεικονίσει τη διαδικασία που ακολουθείται ώστε να προσεγγιστούν υποψήφιες λύσεις για τον εναέριο χειριστή που εξετάζουμε.



Ουσιαστικά ο χρήστης εισάγει στον αλγόριθμο τις παραμέτρους που αναφέραμε στην προηγούμενη υποενότητα και το διάνυσμα αρχικοποίησης  $\vec{x}_0$ , διάστασης  $[1 \times 45]$ . Τα στοιχεία που περιέχονται σε αυτό το διάνυσμα μπορούν να παρουσιαστούν με τον ακόλουθο τρόπο:



Από το 1<sup>ο</sup> μέχρι το 21<sup>ο</sup> στοιχείο υπάρχουν επτά τριάδες στοιχείων. Κάθε τριάδα αντιπροσωπεύει το διάνυσμα θέσης του αντίστοιχου κινητήρα. Το ίδιο συμβαίνει και με τα μοναδιαία διανύσματα προσανατολισμού εάν προσέξει κανείς τις αμέσως επόμενες επτά τριάδες, δηλαδή αυτές που περιέχονται μεταξύ του 22<sup>ου</sup> στοιχείου και του 42<sup>ου</sup>. Η τελευταία τριάδα, δηλαδή το 43<sup>ο</sup> μέχρι το 45<sup>ο</sup> στοιχείο αντιστοιχεί στο διάνυσμα θέσης του κουτιού που περιέχει τα ηλεκτρονικά του συστήματος. Το διάνυσμα αρχικοποίησης, οι επιμέρους μάζες και το φορτίο αλληλεπίδρασης όπως φαίνεται και στο σχήμα, καθορίζουν τον πίνακα μετασχηματισμού  $D$  και το διάνυσμα εξωτερικών δυνάμεων  $\vec{W}_R$ . Αυτά και σε συνδυασμό με τις άλλες δύο εισόδους, δηλαδή το μήκος του αεροδυναμικού κώνου και η διάμετρος της προπέλας, χρησιμοποιούνται ώστε να κατασκευαστεί το πρόβλημα βελτιστοποίησης. Ο πρώτος περιορισμός όπως βλέπουμε, έχει γραφτεί με βάση το περιεχόμενο της απαίτησης για αποφυγή της αλληλεπίδρασης των αεροδυναμικών κώνων. Επ' αυτού έχει επιλεχθεί οι σφαίρες που δεν ανήκουν στον ίδιο αεροδυναμικό κώνο να μην απέχουν περισσότερο από το άθροισμα των δύο ακτινών τους συν ένα εκατοστόμετρο. Ο τρίτος και τέταρτος περιορισμός σαφώς έχουν εισαχθεί ώστε να τοποθετήσουν τον επιπρόσθετο κινητήρα σε σημείο όπου να γίνεται δυνατή η άρση των ενδεχόμενων αρνητικών δυνάμεων από το σύστημα. Τέλος ο τέταρτος και πέμπτος περιορισμός απορρέουν φυσικά από την απαίτηση περί ευρωστίας του συστήματος και την αντίστοιχη παράγραφο.

Οι συνθήκες μοντελοποίησης έχουν οριστεί ως συνεχής αλληλεπίδραση με το περιβάλλον σε διαφορετικούς προσανατολισμούς κατά το στάδιο της αιώρησης του

εναέριου χειριστή. Ο αλγόριθμος λύνει το σύστημα για κάθε έναν από αυτούς, χρησιμοποιεί τον αλγόριθμο αναδιανομής ώστε να αυξήσει το βαθμό του συστήματος κατά ένα, με ή χωρίς την ενεργοποίηση του επιπρόσθετου κινητήρα. Η όλη διαδικασία επαναλαμβάνεται για πολλές αρχικές συνθήκες ώστε να αυξήσουμε τα περιθώρια αναζήτησης καλής λύσης. Με το πέρας της διαδικασίας ο αλγόριθμος προσέγγισης λύσεων εκκολάπτει το τελικό διάνυσμα  $\vec{x}$  ενώ παρέχει πληροφορίες σχετικά με τους μέσους όρους των ώσεων στα τρία σενάρια φορτίου λειτουργίας. Όπως θα δούμε στη συνέχεια αυτά θα χρησιμοποιηθούν για την εκτίμηση του χρόνου λειτουργίας κάθε σχεδιαστικής λύσης.

### 3.2 Συγκριτική μελέτη σχεδιαστικών λύσεων

Ο αλγόριθμος προσέγγισης σχεδιασμού έπειτα από πολλά τρεξίματα οδηγεί στην εξέταση των υποψηφίων σχεδιαστικών λύσεων. Προφανώς κάποιες από αυτές γίνονται δεκτές κάποιες άλλες πάλι απορρίπτονται. Ζητούμενο είναι η απόφαση αυτή να γίνει με βάση κάποια κριτήρια καταλληλότητας ώστε στην τελική σύγκριση να απομείνουν σχεδιαστικές λύσεις που ικανοποιούν τις απαιτήσεις του επιδιωκόμενου συστήματος.

#### 3.2.1 Διερεύνηση καταλληλότητας

Η καταλληλότητα των σχεδιαστικών λύσεων έτσι όπως προκύπτουν από τον αλγόριθμο προσέγγισης σχεδιασμού αποφασίστηκε να εξετάζεται με βάση τις παρακάτω απαιτήσεις:

- Δυνατότητα παραγωγής συντελεστών ώσης

Αναμφίβολα η καταλληλότητα των υποψηφίων λύσεων είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με την δυνατότητα των αντίστοιχων κινητήρων να προσδώσουν τις αναγκαίες ώσεις για το σύστημα. Το φαινόμενο αυτό μπορούμε να το εξετάσουμε εάν εισχωρήσουμε και πάλι στην υποενότητα 2.2. Η εισαγωγή του επιπρόσθετου κινητήρα με τον τρόπο που τον έχουμε ορίσει καθιστά το σύστημα ικανό να ανταποκρίνεται και σε περιπτώσεις όπου ζητηθούν από το διάνυσμα λύσης αρνητικοί συντελεστές ώσης. Ωστόσο οι ώσεις αυτές έπειτα από την αναδιανομή ενδέχεται να βρίσκονται εκτός του υπερκύβου με αποτέλεσμα οι αντίστοιχοι κινητήρες να μην μπορούν να τις δώσουν και το σύστημα να βρίσκεται και πάλι σε αδιέξοδο. Προκειμένου να γνωρίζουμε εκ των προτέρων εάν οι κινητήρες των υποψηφίων λύσεων μπορούν να ανταποκριθούν

επιτυχώς και ως εκ τούτου να δίνουν διανύσματα ώσεων εντός του υπερκύβου λύσεων, ακολουθούμε την εξής διαδικασία.

Από όλους τους προσανατολισμούς κατά τη αιώρηση του οχήματος με συγκεκριμένη αλληλεπίδραση με το περιβάλλον αποθηκεύουμε τη μικρότερη αρνητική ( $\beta_{neg}$ ) και τη μεγαλύτερη θετική τιμή ( $\gamma_{pos}$ ) από όλα τα διανύσματα του αλγόριθμου προσέγγισης. Στόχος είναι το σύστημα να μπορεί να ανταποκρίνεται σε όλους τους συνδυασμούς  $\beta_{neg}$  και  $\gamma_{pos}$  που μπορούν να αναπτύξουν οι έξι αρχικοί κινητήρες. Για να γίνει αυτό πρέπει αυτοί να παράγουν τη παρακάτω ώση:

$$\lambda_{1,2...6} = \gamma_{pos} + |\beta_{neg}| \quad (3.1)$$

ενώ ο επιπρόσθετος κινητήρας:

$$\lambda_e = |\beta_{neg}| \|\vec{f}_e\| \quad (3.2)$$

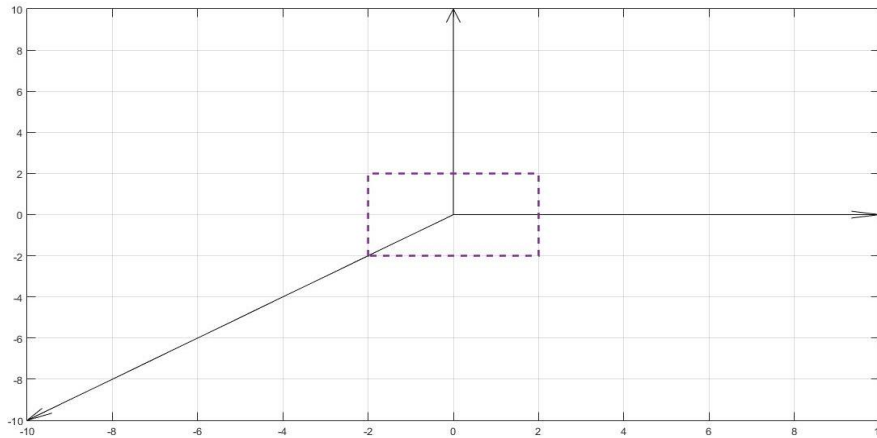
Σαφώς εάν οι τιμές αυτές ξεπερνούν την μέγιστη ώση την οποία είναι σχεδιασμένος ο κινητήρας από το εμπόριο τότε αμέσως απορρίπτεται η εν προκειμένω σχεδιαστική λύση.

Για να γίνει κατανοητό με πιο εύκολο τρόπο η παρούσα ανάλυση, παρουσιάζουμε ένα παράδειγμα και πάλι στο χώρο των δύο διαστάσεων. Στρέφουμε και πάλι τη προσοχή μας στην Εικόνα 7 η οποία υποδεικνύει τις κατευθύνσεις των τριών κινητήρων του συγκεκριμένου συστήματος. Έστω τώρα ότι έπειτα από το πέρας της μοντελοποίησης η μικρότερη αρνητική και μέγιστη θετική τιμή του διανύσματος λύσης από όλους τους δυνατούς προσανατολισμούς της μοντελοποίησης είναι αντίστοιχα οι εξής:

$$\beta_{neg} = -2 \quad (3.3)$$

$$\gamma_{pos} = 2 \quad (3.4)$$

Επιδιώκουμε να βρεθούν κινητήρες οι οποίοι να μπορούν να ικανοποιούν όλους τους δυνατούς συνδυασμούς αυτών των δύο τιμών. Δηλαδή να μπορούν να δώσουν διανυσματικό άθροισμα σε οποιαδήποτε κορυφή του υπερκύβου. Φυσικά, στο παράδειγμα που εξετάζουμε ο υπερκύβος που αναφέρουμε εκφυλίζεται σε τετράγωνο ένεκα του χώρου των δύο διαστάσεων.

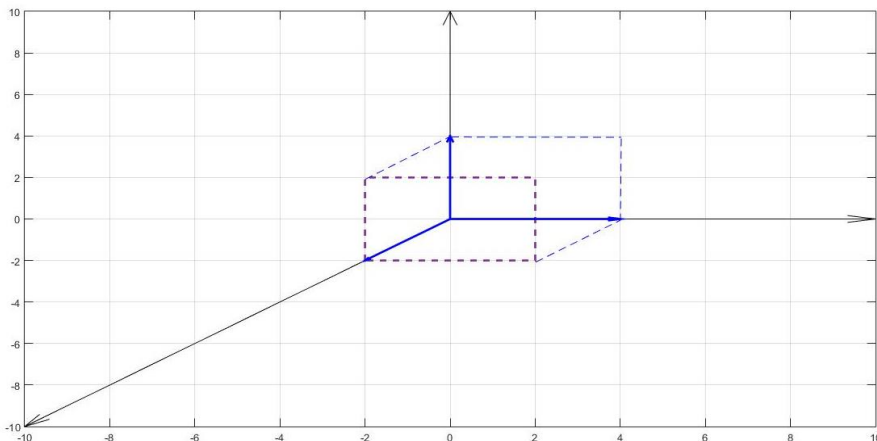


*Εικόνα 12 - Τετράγωνο στο οποίο περιέχονται όλοι οι πιθανοί συνδυασμοί ώσεων*

Στη παραπάνω εικόνα παρατηρούμε το τετράγωνο που βρίσκονται όλοι οι πιθανοί συνδυασμοί ώσεων που μπορεί να ζητήσει ο εναέριος χειριστής τουλάχιστον για τη μοντελοποίηση που έχουμε πραγματοποιήσει. Βλέπουμε πως εκτείνεται από το -2 έως το 2 όπως δηλαδή αναμενόταν από τις εξισώσεις (3.3) και (3.4). Προκειμένου τώρα να επιλεγούν κινητήρες οι οποίοι να πιάνουν όλες τις κορυφές του τετραγώνου ορίζουμε τις ώσεις τους όπως απαιτούν οι εξισώσεις (3.1) και (3.2):

$$\lambda_{1,2\dots 6} = 2 + |-2| = 4 \quad (3.5)$$

$$\lambda_e = |-2| \cdot \sqrt{(-1)^2 + (-1)^2} = 2\sqrt{2} \quad (3.6)$$



*Εικόνα 13 – Απαιτούμενη ώση των τριών κινητήρων του οχήματος*

Πράγματι, απαιτώντας από τους κινητήρες να παράγουν τις ώσεις που αναφέρονται στις εξισώσεις παρατηρούμε πως είναι εφικτό να επιτευχθούν οι συνδυασμοί όλων των κορυφών του τετραγώνου. Αυτό φαίνεται άλλωστε από το γεγονός ότι το



τετράγωνο που είναι χρωματισμένο με μωβ χρώμα αποτελεί μέρος του συνολικού χάρτη παραγωγής ώσης από τους κινητήρες (μπλε χρώμα). Η ίδια διαδικασία εφαρμόζεται με τον ίδιο τρόπο στο τρισδιάστατο χώρο, μέσα στον οποίο δηλαδή θα επενεργεί στη πραγματικότητα το όχημά μας.

- Χρόνος λειτουργίας

Ο χρόνος λειτουργίας ενός ιπτάμενου οχήματος είναι αντιστρόφως ανάλογος της συνολικής ισχύος που χρειάζεται να αποκριθεί στις εκάστοτε εντολές που λαμβάνει από τον χρήστη. Πηγή αυτής της ισχύος είναι φυσικά η μπαταρία ενώ επενεργητής, το σύνολο των κινητήρων-προπελών που το απαρτίζουν. Οι κινητήρες του οχήματος απαιτούν συγκεκριμένη τιμή ισχύος στην είσοδο τους ώστε, σε συνεργασία με τη προπέλα που είναι συνδεδεμένοι, να περιστραφούν και τελικά να προσδώσουν την ώση που απαιτείται από το σύστημα. Όσο πιο μικρή είναι αυτή η τιμή της ισχύος στην είσοδό τους, τόσο πιο μικρός είναι και ο ρυθμός που αποφορτίζεται η μπαταρία με αποτέλεσμα να αυξάνεται η διάρκεια ζωής της (αύξηση χρόνου λειτουργίας).

Για να επιτευχθεί κάτι τέτοιο χρειάζεται να χρησιμοποιηθούν κινητήρες χαμηλού KV (RPM/Volt) και προπέλες μεγαλύτερες διαμέτρου. Στη περίπτωση αυτή δηλαδή εκμεταλλευόμαστε την αύξηση του μεγέθους των προπελών για να δώσουμε την ώση που απαιτείται από τα σύστημα. Η λύση αυτή ωστόσο, σε συνεργασία με το γεγονός ότι χρειάζεται να χρησιμοποιηθεί μπαταρία μεγαλύτερης χωρητικότητας, οδηγούν στη κατασκευή ενός πιο μεγάλου και άρα πιο βαριού οχήματος. Παρατηρούμε λοιπόν πως τα πλεονεκτήματα που προσφέρονται από αυτές τις μετατροπές, αντισταθμίζονται από τα μειονεκτήματα που προκαλούν με αποτέλεσμα να μην είναι δυνατή η πρόβλεψη ξεκάθαρων λύσεων για αύξηση του χρόνου λειτουργίας.

Για τον λόγο αυτόν, χρησιμοποιούμε τον αλγόριθμο βελτιστοποίησης ώστε να πάρουμε ουσιαστικά και χρήσιμα συμπεράσματα. Συγκεκριμένα επιλέγουμε πληροφορίες και χαρακτηριστικά από πολλούς συνδυασμούς μπαταριών-κινητήρων-προπελών που διατίθενται στο εμπόριο και έπειτα για κάθε έναν από αυτούς, καταγράφουμε το μέγιστο χρόνο λειτουργίας του οχήματος σε κατάσταση απλής αιώρησης καθώς και σε κατάσταση ήμισυ και μεγίστου φορτίου. Οι χρόνοι αυτοί μπορούν να υπολογιστούν εφόσον γνωρίζουμε τον μέσο όρο ώσης που χρειάζεται κάθε κινητήρας του οχήματος και τα χαρακτηριστικά της μπαταρίας. Οι μπαταρίες

που χρησιμοποιούνται κυρίως σε τέτοιου είδους εφαρμογές συνήθως είναι οι τύπου Li-Po.



*Εικόνα 14 – Τυπική μπαταρία LiPo*

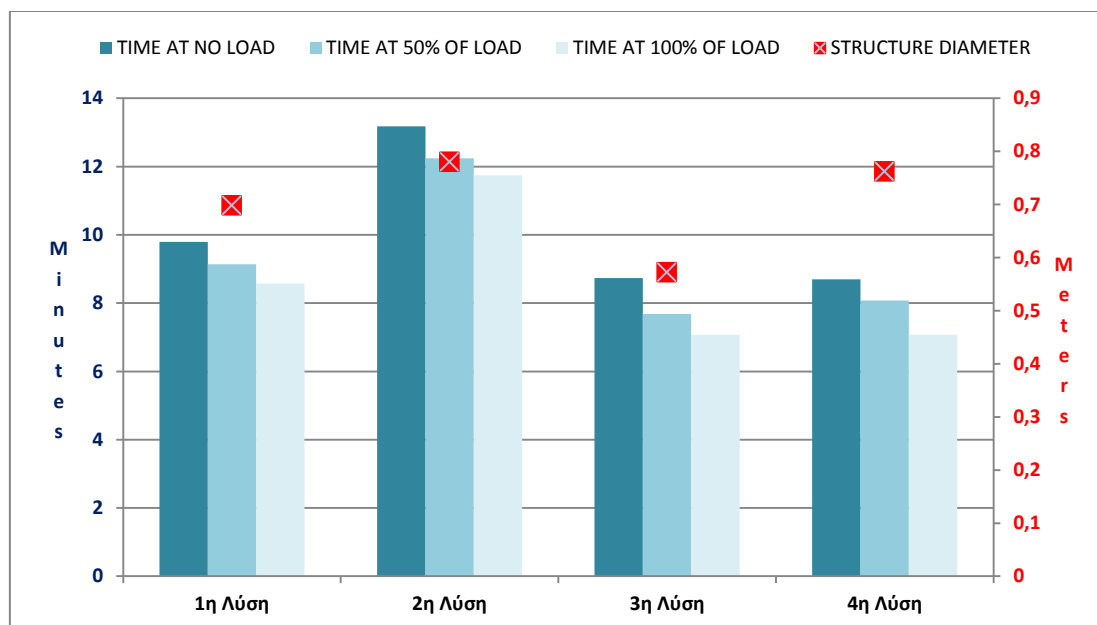
Η τάση αυτών των μπαταριών εξαρτάται από το πλήθος των κελιών που διαθέτουν. Συγκεκριμένα 1S αντιστοιχεί σε 3.7V οπότε εάν σε μια μπαταρία αναγράφεται για παράδειγμα η ένδειξη 4S αυτό συνεπάγεται πως αυτή η μπαταρία αποτελεί πηγή τάσης ίση με 14.8V. Εκτός από αυτή την ένδειξη η μπαταρία περιέχει και άλλες πληροφορίες. Η ένδειξη “milli-amp-hours (mAh)” αναφέρεται στη χωρητικότητα της μπαταρίας, ενώ η ένδειξη “C” αναφέρεται στο ρυθμό με τον οποίο αυτή αποφορτίζεται. Εξ’ ορισμού εάν μια μπαταρία αποφορτίζεται με ρυθμό 1C τότε χρειάζεται μια ώρα ακριβώς ώστε αυτή να αποφορτιστεί τελείως. Αν αποφορτίζεται με ρυθμό 2C τότε χρειάζονται 30 λεπτά ενώ εάν αποφορτίζεται με ρυθμό 3C τότε χρειάζεται 1/3 της ώρας κ.ο.κ. Ο ρυθμός αποφόρτισης μπορεί να προκύψει για κάθε σχεδιαστική λύση γνωρίζοντας τον συνολικό μέσο όρο ρεύματος που η μπαταρία θα παρέχει στους κινητήρες το οποίο συνδέεται άμεσα από τον μέσο όρο των ώσεων κάθε κινητήρα που δίνει η βελτιστοποίηση.

### 3.2.2 Επικρατέστερες λύσεις

Στην υποενότητα αυτή παρουσιάζονται οι σχεδιαστικές λύσεις εκείνες που κρίθηκαν κατάλληλες με βάση τα παραπάνω κριτήρια για την υλοποίηση του σχεδιασμού του εναέριου χειριστή που επιδιώκουμε. Πρόκειται για τέσσερις υποψήφιες λύσεις των οποίων χαρακτηριστικά περί στοιχείων, μεγέθους κατασκευής, χρόνων λειτουργίας αλλά και κόστους μπορεί να δει κανείς στον πιο κάτω πίνακα:

Πίνακας 3.1: Χαρακτηριστικά επικρατέστερων λύσεων							
α/α	Διάμετρος Προπέλας (inches)	Τάση Μπαταρίας (V)	Διάμετρος Κατασκευής (m)	Χρόνος Λειτουργίας (mins)			Κόστος (€)
				Χωρίς Φορτίο	50% Φορτίου	100 % Φορτίου	
1 <sup>η</sup>	11	14.8 (4S)	0.7	9.79	9.14	8.57	590
2 <sup>η</sup>	12.5	14.8 (4S)	0.78	13.18	12.24	11.74	818
3 <sup>η</sup>	9	22.2 (6S)	0.57	8.73	7.68	7.07	702
4 <sup>η</sup>	12	22.2 (6S)	0.76	8.7	8.08	7.07	514

Αρχικά χρειάζεται να αναφέρουμε πως το κόστος που αναγράφεται στον παραπάνω πίνακα αφορά την αγορά των επτά κινητήρων του οχήματος, των επτά προπελών και της μπαταρίας της εκάστοτε λύσης. Ο χρόνος λειτουργίας κάθε λύσης καθώς αυξάνεται το φορτίο βαίνει μειούμενο. Αυτό είναι λογικό εάν σκεφτεί κανείς πως αυξανόμενου του φορτίου αλληλεπίδρασης απαιτούνται μεγαλύτερες ώσεις από τους κινητήρες και ως εκ τούτου μεγαλύτερη παροχής ενέργειας από την μπαταρία. Οι διάμετροι κατασκευής του πίνακα είναι το εκτιμώμενο μέγεθος που ενδέχεται να έχει η υποψήφια κατασκευή με βάση τις διαμέτρους των προπελών καθώς και του πλαισίου που δημιουργεί ο αλγόριθμος εξαιτίας των θέσεων των κινητήρων. Αξιοσημείωτο είναι το γεγονός πως όλες οι λύσεις που επιλέχθηκαν περιέχουν μεγάλες σχετικά προπέλες. Προκειμένου τώρα να προχωρήσουμε σε μια ουσιώδη σύγκριση παραθέτουμε το πιο κάτω διάγραμμα.



Πράγματι, η σύγκριση των τεσσάρων επικρατέστερων λύσεων τώρα μπορεί να γίνει με πιο άμεσο τρόπο. Παρατηρούμε πως ο μεγαλύτερος χρόνος λειτουργίας και για τις

τρεις περιπτώσεις φορτίου σημειώνεται από τη 2<sup>η</sup> λύση. Εντούτοις η λύση αυτή παρουσιάζει τη μεγαλύτερη διάμετρο κατασκευής όπως και το μεγαλύτερο κόστος αγοράς ηλεκτρομηχανολογικών εξαρτημάτων. Οποσδήποτε η 4<sup>η</sup> λύση υστερεί των άλλων διότι αφενός έχει μικρό χρόνο λειτουργίας και αφετέρου προσφέρει μεγάλη κατασκευή. Συνεπώς η προσοχή μας εστιάζεται στις άλλες δύο, δηλαδή την 1<sup>η</sup> και την 3<sup>η</sup> λύση. Το γεγονός πως η 3<sup>η</sup> λύση προσφέρει τη πιο μικρή κατασκευή είναι πειστικό αρκετά ώστε να μας κάνει να την επιλέξουμε αν και αποτελεί ακριβότερη λύση με μικρότερο χρόνο λειτουργίας από την 1<sup>η</sup>. Ένα ακόμα πλεονέκτημα που προσφέρει η 3<sup>η</sup> λύση έναντι της 1<sup>ης</sup> είναι το μέγεθος της προπέλας. Σίγουρα η χρήση προπέλας 9 ιντσών μπορεί να ωφελήσει τη δημιουργία πιο μικρού πλαισίου κατασκευής.

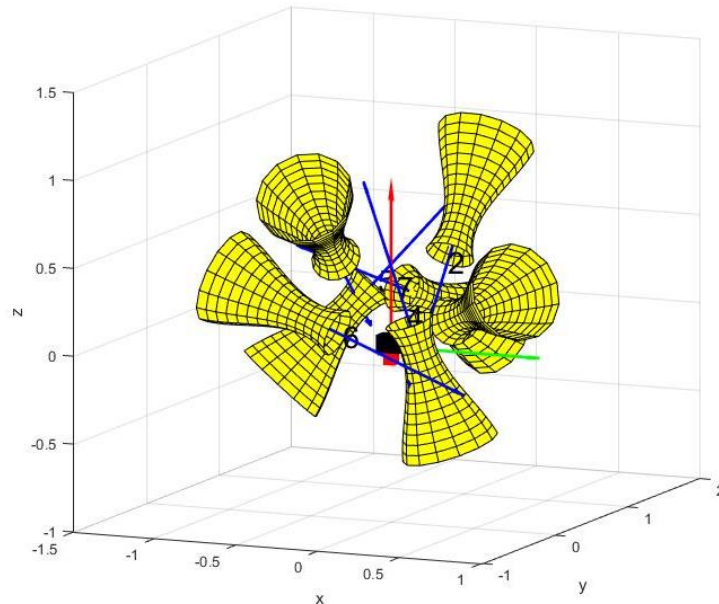
### 3.3 Τελική Επιλογή

Η 3<sup>η</sup> λύση έτσι όπως προέκυψε από τη προηγούμενη ανάλυση φαίνεται να είναι η πιο κατάλληλη να αντιπροσωπεύσει τις προσδοκίες μας σε ότι αφορά το σχεδιασμό και τη δημιουργία του εναέριου χειριστή. Η υποεπότητα αυτή είναι αφιερωμένη στις λεπτομέρειες και τα χαρακτηριστικά της προκειμένης λύσης αφού εκτός από τα στοιχεία ισχύος και τα λειτουργικά χαρακτηριστικά της παρουσιάζονται επίσης και άλλες τεχνικές λεπτομέρειες.

Ξεκινάμε παραθέτοντας τα διανύσματα θέσεων και τα μοναδιαία διανύσματα προσανατολισμών των επτά κινητήρων του οχήματος καθώς και το διάνυσμα θέσης του κουτιού που περιέχει τα ηλεκτρονικά εκφρασμένα πάντα στο σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων  $F_B$ :

Πίνακας 3.2: Θέσεις και προσανατολισμοί						
	Θέσεις (mm)			Προσανατολισμοί (mm)		
	$x_B$	$y_B$	$z_B$	$x_B$	$y_B$	$z_B$
1 <sup>ος</sup> Κινητήρας	-244.1	-245.4	553.8	-104.9	801.1	-589.3
2 <sup>ος</sup> Κινητήρας	251.7	282.1	549.1	-15.29	-624.3	-781
3 <sup>ος</sup> Κινητήρας	278.8	261.9	135.5	-764.2	535.7	-359.1
4 <sup>ος</sup> Κινητήρας	234.7	-234.1	141.2	-251	-178.6	951.4
5 <sup>ος</sup> Κινητήρας	-277.4	265.5	248.9	586.5	351.5	729.7
6 <sup>ος</sup> Κινητήρας	-263.6	-274	130.8	937	-52.1	-345.4
7 <sup>ος</sup> Κινητήρας	-6.431	264.4	274.7	-388.1	-833.3	393.7
Κουτί	0	0	21.29	-	-	-

Τα διανύσματα αυτά έχουν ως αποτέλεσμα ο εναέριος χειριστής να απεικονίζεται με τον εξής τρόπο στο παρακάτω σχήμα:



*Εικόνα 15 – Μορφή εναέριου χειριστή σε συνθήκες λειτουργίας*

Όπου φαίνονται αριθμημένα οι επτά κινητήρες, οι προσανατολισμοί τους (με μπλε χρώμα) οι αεροδυναμικοί κώνοι που αφήνουν (κίτρινο χρώμα) όπως επίσης φαίνεται και το κουτί που μεταφέρει τα ηλεκτρονικά (με μαύρο χρώμα) και το τελικό στοιχείο δράσης (κόκκινο χρώμα).

### 3.3.1 Στοιχεία ισχύος

Τα βασικά στοιχεία ισχύος που απαρτίζουν τον εναέριο χειριστή οι κινητήρες, οι ελεγκτές ταχύτητας (ESCs), οι προπέλες και φυσικά η μπαταρία. Στη συνέχεια δίνονται τα χαρακτηριστικά σε κάθε καθώς και η πηγή από την οποία μπορεί κανείς να τα παραγγείλει.

- Κινητήρες



Εικόνα 16 – Εκλεγμένος κινητήρας σε δύο όψεις

Specifications	
<b>Brand</b>	KDE Direct
<b>Kv (Motor Velocity Constant)</b>	885 RPM/V
<b>Kt (Motor Torque Constant)</b>	0.0108 Nm/A
<b>Maximum Continuous Current</b>	24+ A (180 s)
<b>Maximum Continuous Power</b>	355+ W (180 s)
<b>Voltage Range</b>	11.1 V (3S LiPo) - 26.1 V (6S LiHV)
<b>Weight</b>	64 g (75 g with Wires/Bullets)
<b>Source</b>	<a href="https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors/products/kde2315xf-885">https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors/products/kde2315xf-885</a>

- Ελεγκτές ταχύτητας (ESCs)



Εικόνα 17 – Εκλεγμένος ελεγκτής ταχύτητας σε δύο όψεις

Specifications	
<b>Brand</b>	KDE Direct
<b>Refresh Rate</b>	600 Hz (50 – 600 Hz Adaptive)
<b>Maximum Peak Current</b>	60 A (5 s)
<b>Maximum Peak Power</b>	1.775 W (5 s)
<b>Maximum Continuous Current</b>	35+ A (180 s)

<b>Maximum Continous Power</b>	1.035+ W (180 s)
<b>Voltage Range</b>	7.4 V (2S LiPo) - 34.8 V (8S LiHV)
<b>Weight</b>	24 g (50 g with Wires/Bullets)
<b>Source</b>	<a href="https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-electronics/products/kdexf-uas35">https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-electronics/products/kdexf-uas35</a>

- Προπέλες



Εικόνα 18 - Εκλεγμένη προπέλα (ζευγάρι)

Specifications	
<b>Brand</b>	T-Style
<b>Rotation</b>	CW/CCW
<b>Diameter</b>	9 inch
<b>Pitch</b>	3 inch
<b>Blade Count</b>	2
<b>Weight</b>	7 g each
<b>Source</b>	<a href="https://hobbyking.com/en_us/multirotor-carbon-fiber-t-style-propeller-9x3-cw-ccw-2pcs.html?__store=en_us">https://hobbyking.com/en_us/multirotor-carbon-fiber-t-style-propeller-9x3-cw-ccw-2pcs.html?__store=en_us</a>

- Μπαταρία



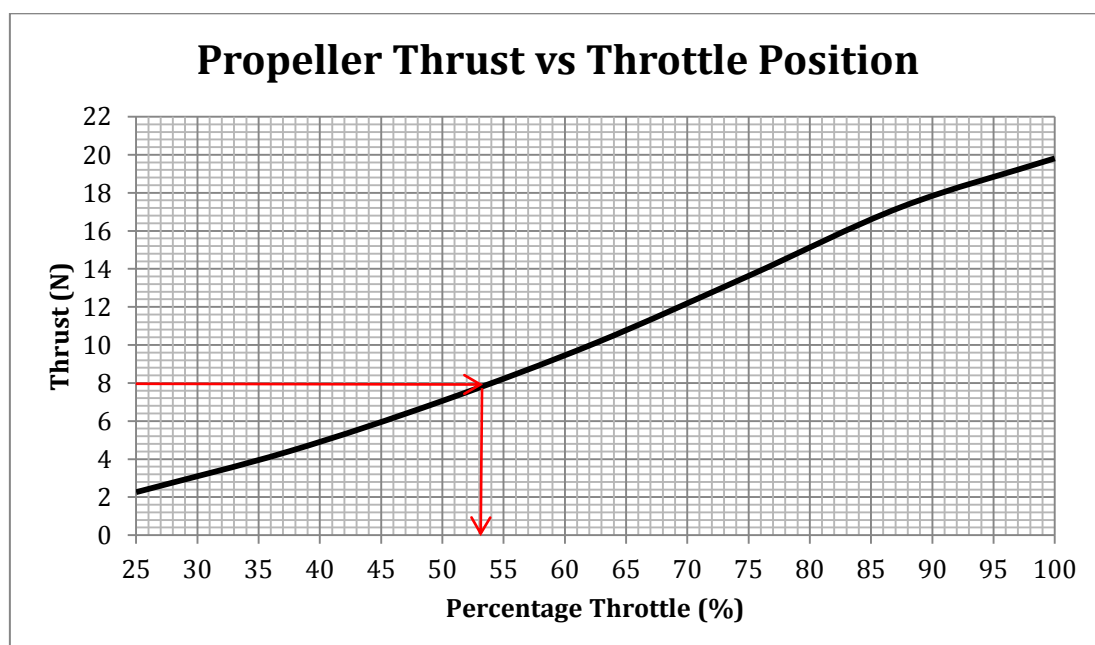
Εικόνα 19 - Εκλεγμένη μπαταρία

Specifications	
<b>Brand</b>	MultiStar
<b>Minimum Capacity</b>	5200 mAh
<b>Configuration</b>	6SIP / 22.2 V / 6 Cell
<b>Constant Discharge</b>	10 C
<b>Pack Size (Length x Height x Width)</b>	142 x 49 x 43 mm
<b>Weight</b>	643 g
<b>Source</b>	<a href="https://hobbyking.com/en_us/multistar-high-capacity-6s-5200mah-multi-rotor-lipo-pack.html">https://hobbyking.com/en_us/multistar-high-capacity-6s-5200mah-multi-rotor-lipo-pack.html</a>

### 3.3.2 Λειτουργικά χαρακτηριστικά

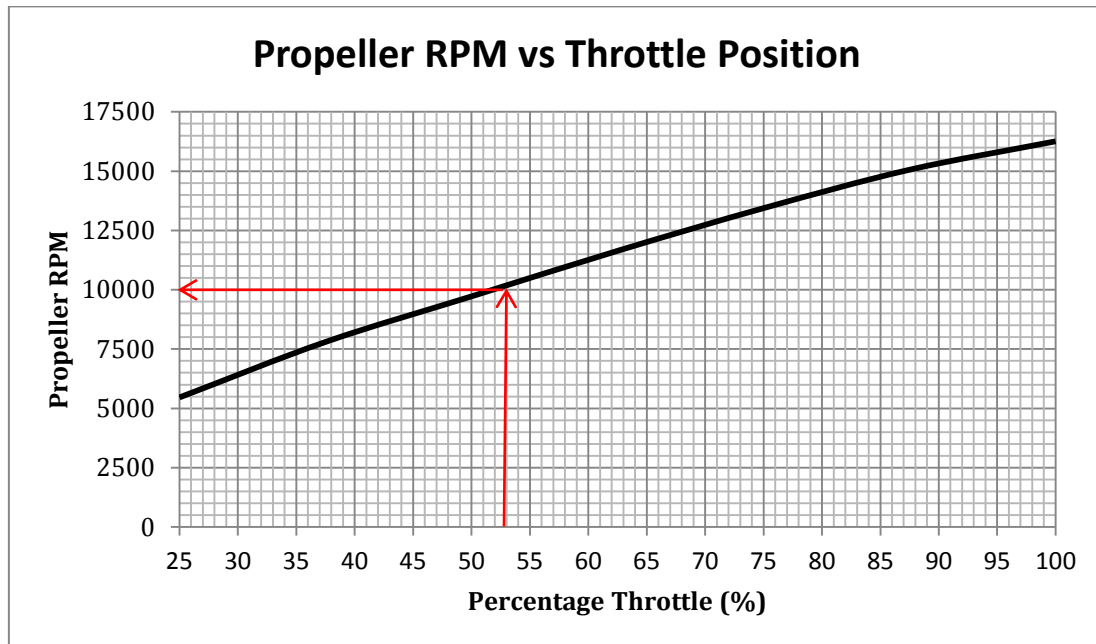
Ο αλγόριθμος προσέγγισης με βάση τη βελτιστοποίηση και στηριζόμενο στα χαρακτηριστικά των πιο πάνω ηλεκτρομηχανολογικών στοιχείων έδειξε ότι κάθε κινητήρας του οχήματος χρειάζεται κατά μέσο όρο να παράγει ώση ίση με 7.844 N (~800 grams). Με βάση το δεδομένο αυτό, μπορούμε να προσδιορίσουμε χρήσιμα λειτουργικά χαρακτηριστικά για το μοντέλο του εναέριου χειριστή που εξετάζουμε.

Ξεκινάμε αρχικά εντοπίζοντας το ποσοστό παλμού ενέργειας (throttle) που χειρίζονται οι ελεγκτές ταχύτητας (ESCs) για αυτή την ώση. Στο πιο κάτω διάγραμμα λοιπόν, φέρουμε από το σημείο των 7.844 N ευθεία παράλληλη με τον οριζόντιο άξονα μέχρι να τμηθεί η καμπύλη που συσχετίζει τα δύο μεγέθη. Ακολουθώντας, από το σημείο τομής, φέρουμε ευθεία παράλληλη με τον κατακόρυφο άξονα μέχρι να τμηθεί ο οριζόντιος άξονας.

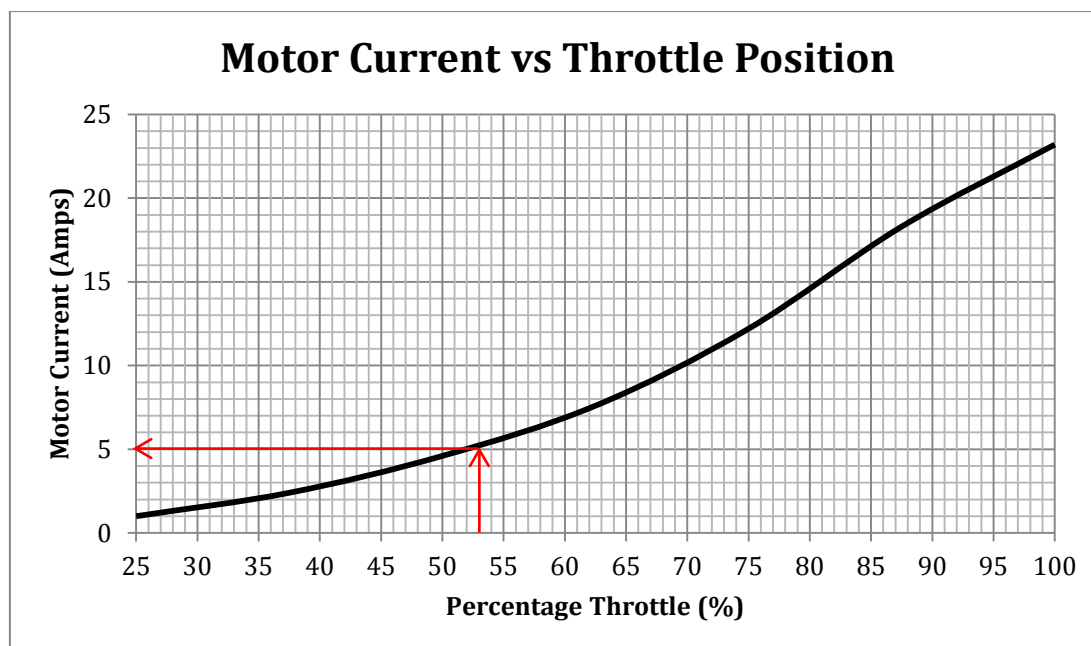




Το τελικό σημείο τομής, 53%, υποδεικνύει το throttle στο οποίο κάθε ESC πρέπει να είναι ρυθμισμένο ώστε οι κινητήρες που οδηγούν, να μπορούν να παράγουν την ώση προέκυψε από τη προηγούμενη ανάλυση. Προκειμένου τώρα να βρούμε χαρακτηριστικά σχετικά με τη λειτουργία του οχήματος ακολουθούμε αντίστροφη διαδικασία. Για παράδειγμα ένα λειτουργικό χαρακτηριστικό που είμαστε σε θέση να προσδιορίσουμε, είναι η ταχύτητα περιστροφής των εν λόγω κινητήρων.



Πράγματι, παρατηρούμε ότι στο ίδιο throttle κάθε κινητήρας στρέφεται με περίπου 10000 RPM. Κάνοντας χρήση του πίνακα που παραθέσαμε στην υποενότητα 3.1.1 περί μήκους κώνων συναρτήσει της ταχύτητας περιστροφής, μπορούμε να εκτιμήσουμε ότι το μήκος που αντιστοιχεί σε αυτές τις στροφές είναι περίπου 0.47 m. Επιπλέον, είμαστε σε θέση να προσδιορίσουμε την ισχύ στην είσοδο κάθε κινητήρα.



Από το πιο πάνω διάγραμμα, στο ίδιο throttle πάντα, βλέπουμε ότι κάθε κινητήρας πρέπει να τροφοδοτείται με 5 Amps. Επομένως, χρησιμοποιώντας μια 6S (22.2 V) μπαταρία όπως στη περίπτωση που εξετάζουμε, εκτιμούμε ότι κάθε κινητήρας χρειάζεται κατά μέσο όρο περίπου 111 Watts στην είσοδό του.

Πέρα από τα ηλεκτρονικά του συστήματος, αξίζει να αναφέρουμε και τις δυνατότητες αλληλεπίδρασης του υπό σχεδίαση οχήματος με το εκάστοτε περιβάλλον. Έχει υπολογιστεί ότι, σε κάθε ένα από τους προσανατολισμούς της αιώρησης ο υπό εξέταση εναέριος χειριστής είναι σε θέση να ασκήσει ταυτόχρονα μέχρι και 4N (~400 grams) προς όλες τις κατευθύνσεις. Σαφώς επίσης είναι σε θέση να ασκήσει και τις ροπές που δημιουργούνται από αυτές τις δυνάμεις με βάση βέβαια το μοχλοβραχίονα που καθορίζεται από το τελικό στοιχείο δράσης. Ο εναέριος χειριστής επίσης έχει μοντελοποιηθεί ώστε να μπορεί να ασκεί ροπή 1 Nm ως προς τον άξονα-z με σκοπό να εκτελεί εργασίες τέτοιου μεγέθους έργου, όπως για παράδειγμα το ξεβίδωμα-βίδωμα μιας λάμπας.

Στο επόμενο κεφάλαιο θα δούμε πως τα ηλεκτρομηχανολογικά στοιχεία αυτά μπορούν να συνδεθούν στο χώρο με τρόπο όπου να διασώζεται η μηχανική ευστάθεια της κατασκευής καθώς και η διατήρηση του χαμηλού βάρους της.

# Κεφάλαιο 4

## Σχεδιασμός Πλαισίου και Εδράσεων Κινητήρων

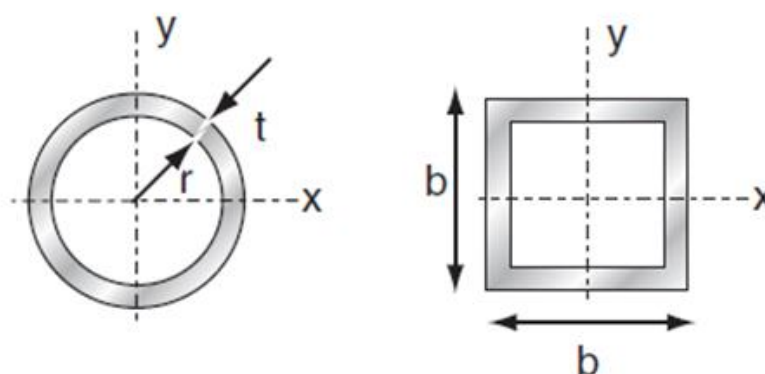
Ο σχεδιασμός του πλαισίου καθώς και των εδράσεων των κινητήρων του οχήματος ως συνήθως λαμβάνει χώρα στα τελευταία στάδια του συνολικού σχεδιασμού. Επ' αυτού, στο παρόν κεφάλαιο αρχικά αναπτύσσεται μια μέθοδος που εξασφαλίζει τη μηχανική ευστάθεια δύο τύπων συνδέσμων έναντι λυγισμού και με βάση αυτή εκλέγονται κατάλληλοι φορείς από το εμπόριο. Αφού γίνει αυτό, εξετάζονται τα περιθώρια πλευρικής μετατόπισης τους και τα φορτία κάτω από τα οποία αυτοί αστοχούν σε κάμψη. Στη συνέχεια παρατίθεται ο τρόπος με τον οποίο επιλέχθηκε να κατασκευαστεί το πλαίσιο του εναερίου χειριστή. Παρατηρείται πως η προσθήκη στηριγμάτων στο σύστημα προσφέρει σημαντικά πλεονεκτήματα στη τελική διαμόρφωση του πλαισίου. Στο τέλος αυτού του κεφαλαίου, παρουσιάζονται οι εδράσεις των κινητήρων καθώς και η μελέτη αντοχής τους απέναντι στις εκάστοτε συνθήκες φόρτισης.

### 4.1 Μηχανική ευστάθεια συνδέσμων

Στη παρούσα ενότητα παρουσιάζεται μια μέθοδος η οποία εξασφαλίζει τη μηχανική ευστάθεια υπό αξονική συμπίεση (θλίψη) σε συνδέσμους που συνήθως χρησιμοποιούνται σε τέτοιου είδους εφαρμογές. Η μελέτη στηρίχθηκε στους μηχανισμούς αστοχίας που προνοεί μια τέτοια καταπόνηση και επικεντρώθηκε στον καθορισμό της ακριβούς διαστασιολόγησης των μελών που πρόκειται να συνθέσουν το πλαίσιο του εναερίου χειριστή.

Γνωρίζουμε από τη μηχανική των υλικών και το σχεδιασμό μηχανών ότι φορείς με λεπτότοιχες διατομές μπορούν να αντιμετωπίσουν αποδοτικότερα θλιπτικές

καταπονήσεις από αντίστοιχους<sup>1</sup> συμπαγείς. Με τον όρο «λεπτότοιχες» εννοούμε τις εγκάρσιες διατομές των φορέων εκείνων που περιγράφονται από ένα γεωμετρικό σχήμα, όπως για παράδειγμα έναν κύκλο ή ένα τετράγωνο, έχοντας τη μία διάσταση τους πολύ μικρή σε σχέση με την άλλη. Με τον όρο «αποδοτικότερα» εννοούμε ότι οι φορείς αυτοί, για δεδομένες συνθήκες φόρτισης χρησιμοποιούν όσο το δυνατό λιγότερο υλικό ευνοώντας έτσι την επιδίωξη για σχεδίαση κατασκευών με χαμηλό βάρος [13].



Εικόνα 20 - Κυκλική και τετραγωνική λεπτότοιχη διατομή

Η αποδοτικότητα ενός λεπτότοιχου φορέα, με τον τρόπο που έχει οριστεί προηγουμένως, μπορεί να εκτιμηθεί αν αναλογιστούμε πως αυτή εξαρτάται άμεσα από τη στιβαρότητά του. Επ' αυτού, θεωρούμε αρχικά λεπτότοιχο φορέα μήκους  $l$  και μέτρου ελαστικότητας  $E$ . Η στιβαρότητα ενός τέτοιου φορέα, εφόσον παραδεχτούμε ότι η διατμητική τάση δε λαμβάνει χώρα, μπορεί να δοθεί από τη πιο κάτω σχέση (δύναμη ανά μονάδα μετατόπισης):

$$S_B = \frac{CEI}{l^3} \quad (4.1)$$

όπου  $I$  είναι η ροπή αδράνειας του φορέα και  $C$  είναι μία σταθερά που εξαρτάται από τις συνθήκες φόρτισης. Διαιρώντας τώρα το μέγεθος αυτό, με το μέγεθος  $S_B^0$ , δηλαδή τη στιβαρότητα του αντίστοιχου συμπαγούς φορέα λαμβάνουμε το εξής αποτέλεσμα:

<sup>1</sup>Συμπαγείς φορείς ιδίου υλικού (άρα ιδίου μέτρου ελαστικότητας  $E$ ), ιδίου μήκους  $l$  και ίδιας εγκάρσιας επιφάνειας  $A$  (άρα ίδιας μάζας ανά μονάδας μήκους) με φορείς λεπτότοιχων διατομών.

$$\frac{S_B}{S_B^o} = \frac{I}{I^o} = \varphi \quad (4.2)$$

Το μέγεθος  $\varphi$  ονομάζεται παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης (shape factor) και εκφράζει την αποδοτικότητα ενός λεπτότοιχου φορέα ως προς τον αντίστοιχό του συμπαγή. Αξίζει να σημειωθεί ότι η παράμετρος αυτή είναι αδιάστατη καθώς επίσης και ότι περιγράφεται από το πηλίκο μόνο των ροπών αδράνειάς των δύο φορέων, πράγμα που σημαίνει πως εξαρτάται μόνο από το σχήμα των διατομών τους και όχι από το μέγεθος. Ως εκ τούτου, μικροί και μεγάλοι φορείς μπορούν να έχουν την ίδια τιμή παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης εφόσον τα σχήματα των εγκάρσιων διατομών τους είναι τα ίδια. Η παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης για αντίστοιχους φορείς κυκλικής διατομής δίνεται από το παρακάτω τύπο:

$$\varphi_c = \frac{4I}{\pi r^4} = \frac{4\pi I}{A^2} \quad (4.3)$$

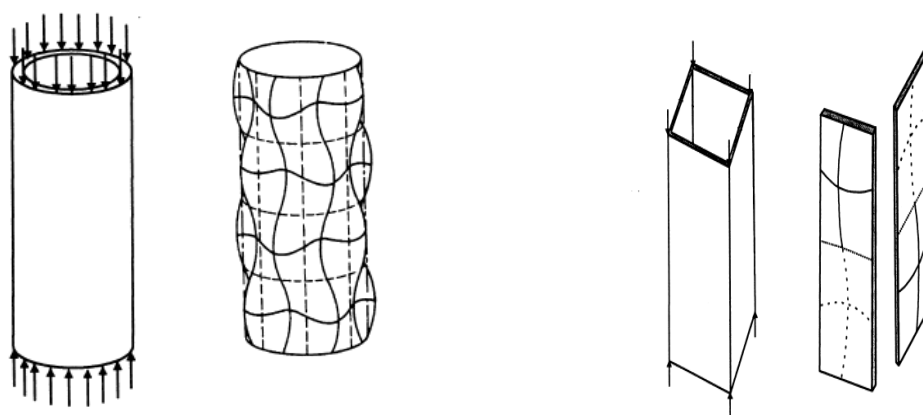
όπου  $r$  η ακτίνα του κύκλου, ενώ για αντίστοιχους φορείς τετραγωνικής διατομής από το τύπο:

$$\varphi_r = \frac{12I}{b^4} = \frac{12I}{A^2} \quad (4.4)$$

όπου  $b$  η πλευρά του τετραγώνου. Παρατηρείται ότι, η παράμετρος αυτή παίρνει τιμή ίση με τη μονάδα όταν ο φορέας που εξετάζεται είναι συμπαγής, ενώ μεγαλύτερες τιμές παίρνει όταν ο φορέας που εξετάζεται είναι λεπτότοιχος. Αβίαστα προχωρεί κανείς στο συμπέρασμα πως προκειμένου ο εκάστοτε σχεδιαστής να επιλέγει στιβαρούς φορείς και παράλληλα αποδοτικούς, αρκεί να αναζητεί αυτούς με τη μεγαλύτερη τιμή παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης. Ωστόσο, υπάρχουν όρια και περιορισμοί για το μέγεθος της παραμέτρου αυτής, οι οποίοι πηγάζουν είτε από περιθώρια κατασκευασιμότητας, είτε από τις ιδιότητες των ίδιων των υλικών. Για παράδειγμα, η κατασκευή μιας σύνθετης λεπτότοιχης διατομής από τη μία ενδέχεται να επιτυγχάνεται πολύ δύσκολα, αυξάνοντας παράλληλα το κόστος παραγωγής, ενώ από την άλλη, μπορεί να οδηγεί σε γρήγορες και ποικίλες μορφές αστοχίας ένεκα της αδυναμίας του υλικού που είναι φτιαγμένη, να αντεπεξέλθει στις εκάστοτε αξονικές συμπίεσεις. Προκειμένου να λάβουμε υπόψη όλα τα παραπάνω, επιβάλλεται αρχικά να κατανοήσουμε τους μηχανισμούς αστοχίας που προνοεί μια θλιπτική φόρτιση και

έπειτα, με βάση τη μηχανική ευστάθεια των φορέων, να ορίσουμε τα όρια αποδοτικότητάς τους.

Κατά Euler, γνωρίζουμε ότι όταν ένας φορέας λεπτότοιχος ή μη, συμπίεζεται κατά την αξονική κατεύθυνση, αυτός ενδέχεται να αστοχήσει εξαιτίας του φαινομένου του λυγισμού (global buckling ή Euler buckling) [12]. Αντιλαμβάνεται κανείς ότι μειωμένου του πάχους του τοιχώματος του φορέα, από τη μία αυξάνεται η αποδοτικότητα του, από την άλλη όμως μειώνεται το μέγιστο φορτίο στο οποίο επέρχεται ο λυγισμός. Η μείωση αυτή μπορεί να προκαλέσει την εμφάνιση άλλων δύο μηχανισμών αστοχίας: το τοπικό λυγισμό (local buckling) και τη πλαστική θραύση (plastic collapse) Η πρώτη μπορεί να κάνει την εμφάνισή της με κυματώσεις σε συγκεκριμένες θέσεις κατά μήκος του φορέα (βλ. Εικόνα 21), ενώ η δεύτερη μπορεί να λάβει χώρα με εμφανή θραύση σε οποιοδήποτε σημείο της κατασκευής.



*Εικόνα 21: Αξονική φόρτιση λεπτότοιχων φορέων - τοπικός λυγισμός*

Στο υπόλοιπο της έκθεσης αναλύεται ο τρόπος με τον οποίο δρουν οι συγκεκριμένοι μηχανισμοί αστοχίας στους δύο τύπους λεπτότοιχων φορέων που μας ενδιαφέρουν και ορίζονται τα όρια αποδοτικότητάς τους. Με βάση αυτά στη συνέχεια, εκφράζονται σχέσεις που προσδιορίζουν τη βέλτιστη τιμή της παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσής τους και τέλος λαμβάνεται η απόφαση για το ποια από τις δύο διατομές θα χρησιμοποιηθεί.

#### 4.1.1 Λεπτότοιχοι φορείς κυκλικής διατομής

Η εγκάρσια επιφάνεια ενός λεπτότοιχου φορέα κυκλικής διατομής ακτίνας  $r$  και πάχους  $t$  ορίζεται ως:

$$A = 2\pi r t \quad (4.5)$$

ενώ η ροπή αδράνειάς του ως:

$$I = \pi r^3 t \quad (4.6)$$

Αντικαθιστώντας τα δύο αυτά μεγέθη στη σχέση (4.3) προκύπτει η ακόλουθη μορφή για τη παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης.

$$\varphi = \frac{4\pi I}{A^2} = \frac{r}{t} \quad (4.7)$$

Η αποδοτικότητα ενός λεπτότοιχου φορέα κυκλικής διατομής δηλαδή, στηρίζεται στο λόγο της ακτίνας ως προς το πάχος του τοιχώματός του. Προκειμένου όμως να οδηγηθούμε σε χρήσιμα συμπεράσματα ως προς το σχεδιασμό του φορέα επιβάλλεται να μελετήσουμε τη μηχανική που διέπει όλους τους μηχανισμούς αστοχίας. Ο πρώτος μηχανισμός αστοχίας όπως έχουμε αναφέρει είναι αυτός του λυγισμού. Κατά τον Euler το φαινόμενο αυτό πραγματοποιείται όταν το φορτίο ικανοποιήσει τη πιο κάτω εξίσωση:

$$F = \frac{\pi^2 EI}{l^2} \quad (4.8)$$

όπου  $l$  είναι το μήκος και  $E$  το μέτρο ελαστικότητας του εξεταζόμενου φορέα. Διαιρώντας τώρα την εξίσωση με  $A^2$ , αντικαθιστώντας το  $I/A^2$  που σχηματίζεται και εκφράζοντας την εξίσωση ως προς την αξονική τάση που δημιουργείται, δηλαδή  $\sigma = F/A$ , παίρνουμε τη παρακάτω έκφραση για το πρώτο μηχανισμό αστοχίας:

$$\text{(μηχανισμός 1)} \quad \sigma_1 = \left( \frac{\pi}{4} \cdot E \varphi \cdot \frac{F}{l^2} \right)^{1/2} \quad (4.9)$$

Ο τοπικός λυγισμός, δηλαδή ο δεύτερος μηχανισμός αστοχίας, έχει οριστεί από τον Young ότι λαμβάνει χώρα σε ένα τέτοιο φορέα όταν η αξονική συμπίεση γίνει ίση με:

$$\text{(μηχανισμός 2)} \quad \sigma_2 = 0.3 \cdot \frac{E}{\varphi} \quad (4.10)$$

ενώ ο τρίτος μηχανισμός αστοχίας εμφανίζεται όταν η τάση κατά την αξονική συμπίεση γίνει ίση με το όριο θραύσης του υλικού που είναι φτιαγμένος:

$$(\text{μηχανισμός } 3) \quad \sigma_3 = \sigma_y \quad (4.11)$$

Προφανώς, οποιαδήποτε αστοχία του φορέα οφείλεται σε κάποιο από αυτούς τους τρεις μηχανισμούς. Θεωρούμε κυρίαρχο μηχανισμό, εκείνον που για δεδομένες συνθήκες φόρτισης και δεδομένο υλικό, έχει τη μικρότερη τιμή. Για παράδειγμα, ο *μηχανισμός 1* είναι κυρίαρχος όταν η τιμή του  $\sigma_1$  είναι μικρότερη από τις τιμές των  $\sigma_2$  και  $\sigma_3$  κ.ο.κ. Με τον όρο αυτό εννοούμε ότι αυξανομένης της τάσης καταπόνησης, η εμφάνιση του μηχανισμού αυτού προηγείται έναντι των άλλων.

Προκειμένου τώρα να γνωρίζουμε ποιος μηχανισμός είναι ο κυρίαρχος σε κάθε συνθήκες φόρτισης ορίζουμε τα όρια μεταξύ των τριών αυτών μηχανισμών εξισώνοντας τα  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  και  $\sigma_3$  ανά ζεύγη:

$$(\text{όριο μεταξύ } 1 - 2) \quad \frac{F}{\sigma_y l^2} = \frac{0.36}{\pi} \cdot \left(\frac{E}{\sigma_y}\right) \cdot \frac{1}{\varphi^3} \quad (4.12)$$

$$(\text{όριο μεταξύ } 1 - 3) \quad \frac{F}{\sigma_y l^2} = \frac{4}{\pi} \cdot \left(\frac{\sigma_y}{E}\right) \cdot \frac{1}{\varphi} \quad (4.13)$$

$$(\text{όριο μεταξύ } 2 - 3) \quad \varphi = 0.3 \cdot \left(\frac{E}{\sigma_y}\right) \quad (4.14)$$

Ομαδοποιώντας τις μεταβλητές της ανάλυσης με αυτό τον τρόπο επιτυγχάνουμε μέσω των αδιάστατων παραμέτρων  $F/\sigma_y l^2$ ,  $\sigma_y/E$  και  $\varphi$  να παρουσιάσουμε τα όρια μεταξύ των τριών μηχανισμών αστοχίας και να εντοπίσουμε τις περιοχές όπου κάθε ένας από αυτούς είναι κυρίαρχος [13]. Οι τύποι ανθρακονήματος που συνήθως χρησιμοποιούνται σε τέτοιου είδους εφαρμογές για αυτή τη περίπτωση έχουν ελάχιστη αντοχή σε θλιπτική καταπόνηση ίση με:

$$\sigma_y = 60 \text{ MPa} \quad (4.15)$$

και ελάχιστο μέτρο ελαστικότητας κατά την αξονική κατεύθυνση ίσο με:

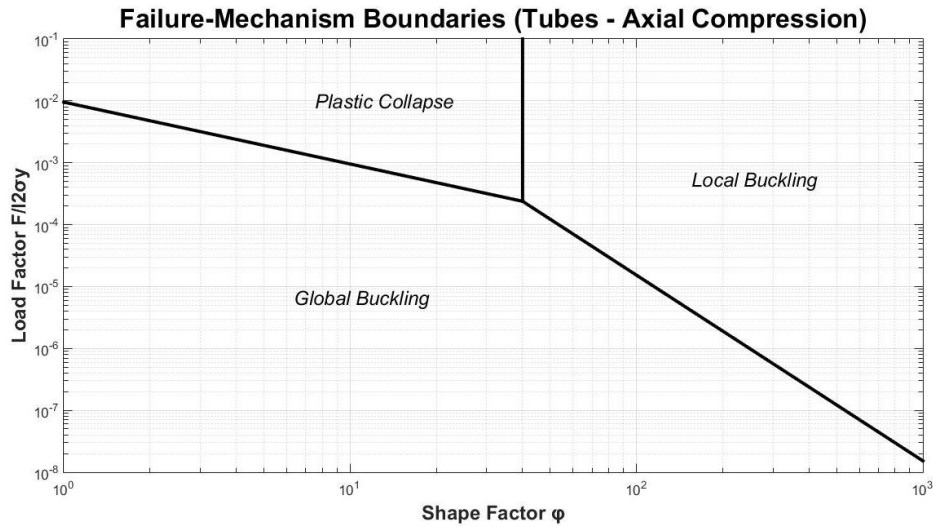
$$E = 8 \text{ GPa} \quad (4.16)$$

Οι τιμές αυτές δίνουν το ακόλουθο πηλίκο:



$$\frac{\sigma_y}{E} = 0.0075 \quad (4.17)$$

άρα μπορεί να δημιουργηθεί το παρακάτω διάγραμμα.



Εικόνα 22: Όρια κυριαρχίας – κυκλική διατομή ( $\sigma_y/E = 0.0075$ )

Όπως βλέπουμε και οι δύο άξονες του πιο πάνω διαγράμματος είναι βαθμονομημένοι σε λογαριθμική κλίμακα. Στον κατακόρυφο άξονα βρίσκεται ο κανονικοποιημένος παράγοντας φόρτισης,  $F/\sigma_y l^2$ , ενώ στον οριζόντιο άξονα βρίσκεται η παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης  $\phi$ . Παρουσιάζοντας με αυτόν τον τρόπο τα όρια κυριαρχίας, προχωράμε αισίως στο τρόπο με τον οποίο πρέπει να καθορίζεται η παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης. Παρατηρούμε ότι η μεταβολή της παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης λειτουργεί ως μέσο ρύθμισης της μηχανικής ευστάθειας ενός εξεταζόμενου φορέα αφού μεταβάλλοντας την, μπορούμε να μετακινηθούμε από μία περιοχή κυριαρχίας σε μία άλλη (βλ. Εικόνα 22). Ιδανικά η τιμή της παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης πρέπει να λαμβάνεται κοντά στις περιοχές που ορίζονται τα όρια κυριαρχίας, έτσι ώστε να εξαλειφθεί η μονομερής κυριαρχία οποιουδήποτε μηχανισμού αστοχίας. Έρευνες έχουν δείξει εντούτοις, πως η μέγιστη αποδεκτή τιμή για τη παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης για κάθε φορέα, εφόσον δεν τίθεται θέμα κατασκευασιμότητας, επιβάλλεται να καθορίζεται με τρόπο όπου να αποκλείεται η είσοδος στη περιοχή όπου είναι κυρίαρχος ο 2<sup>ος</sup> μηχανισμός αστοχίας, δηλαδή ο τοπικός λυγισμός [14]. Ο μηχανισμός αστοχίας αυτός, προκαλεί έντονες μηχανικές αστάθειες στις κατασκευές οι οποίες είναι ικανές να οδηγήσουν σε απρόβλεπτα και εντελώς καταστροφικά αποτελέσματα. Ένας πρακτικός τρόπος

πρόληψης κατά του τοπικού λυγισμού, μπορεί να πραγματοποιηθεί εάν λάβει κανείς υπόψη το διάγραμμα κυριαρχίας των μηχανισμών αστοχίας και με βάση αυτό αλλά και τις εκάστοτε συνθήκες φόρτισης, να θέσει μια τιμή στη παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης η οποία να βρίσκεται σε ασφαλή απόσταση από τη εν λόγω περιοχή κυριαρχίας. Στη περίπτωση αυτή θεωρούμε πως επιλέγεται η βέλτιστη τιμή της παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης,  $\varphi_{opt}$ .

Κατά την εφαρμογή τώρα αυτού του τρόπου πρόληψης, στρέφουμε αρχικά τη προσοχή μας στο σημείο τομής (κόμβος) των τριών ευθειών του διαγράμματος κυριαρχίας των μηχανισμών αστοχίας. Παρατηρούμε ότι για τιμές του παράγοντα φόρτισης,  $F/\sigma_y l^2$ , πάνω από τον κόμβο αυτόν, βρισκόμαστε ακριβώς επάνω στο όριο μεταξύ του 2<sup>ου</sup> και 3<sup>ου</sup> μηχανισμού, ενώ για τιμές κάτω από αυτόν, βρισκόμαστε ξεκάθαρα στη περιοχή όπου ο 1<sup>ος</sup> μηχανισμός είναι κυρίαρχος χωρίς εντούτοις ιδιαίτερη απόσταση από το όριο μεταξύ του 1<sup>ου</sup> και του 2<sup>ου</sup> μηχανισμού αστοχίας. Αμέσως καταλαβαίνουμε ότι προκειμένου να γνωρίζουμε επακριβώς σε ποια περιοχή βρισκόμαστε και παράλληλα να εξασφαλίζουμε ασφαλή απόσταση από το 2<sup>ο</sup> μηχανισμός αστοχίας (τοπικό λυγισμό) χρειάζεται να γνωρίζουμε τη τεταγμένη τιμή (δηλ. το παράγοντα φόρτισης) που αντιστοιχεί στο κόμβο αυτό. Λύνοντας το σύστημα των εξισώσεων (4.12), (4.13) και (4.14) βρίσκουμε ότι για τη περίπτωση των λεπτότοιχων φορέων με κυκλική διατομή η τιμή αυτή ισούται με:

$$\frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} = \frac{0.36}{0.3^3 \pi} \cdot \left( \frac{\sigma_y}{E} \right)^2 \quad (4.18)$$

Η βέλτιστη τιμή για το παράγοντα σχηματικής διαμόρφωσης για τιμές του παράγοντα φόρτισης πάνω και κάτω από τις τιμές της εξίσωσης (4.18). προσδιορίζεται από τις εξισώσεις (4.14) και (4.12) αντίστοιχα. Επομένως η τιμή του  $\varphi_{opt}$  για λεπτότοιχους φορείς κυκλικής διατομής μπορούμε να πούμε ότι καθορίζεται σύμφωνα με την ακόλουθη παράσταση:

$$\varphi_{opt} \leq \begin{cases} s_f \cdot 0.3 \cdot \left( \frac{E}{\sigma_y} \right), & \alpha\nu \frac{F}{\sigma_y l^2} > \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} \\ s_f \cdot \left( \frac{0.36}{\pi} \cdot \left( \frac{E}{\sigma_y} \right) \cdot \frac{\sigma_y l^2}{F} \right)^{1/3}, & \alpha\nu \frac{F}{\sigma_y l^2} < \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} \end{cases} \quad (4.19)$$

οπού  $s_f$  (safety factor) είναι ένας συντελεστής ασφαλείας που προνοεί την ασφαλή απόσταση της τιμής  $\varphi_{opt}$  από τη περιοχή κυριαρχίας του τοπικού λυγισμού. Αξίζει να παρατηρηθεί πως προκειμένου να αποκλείσουμε τους φορείς και από τη περιοχή κυριαρχίας του λυγισμού Euler πρέπει ο όρος  $F/\sigma_y l^2$  να είναι αρκετά μεγάλος ώστε ο κυρίαρχος μηχανισμός να αποτελεί η πλαστική θραύση. Αυτό προϋποθέτει μικρό μήκος φορέα  $l$  το οποίο γενικά προϋποθέτει μικρή κατασκευή. Στη περίπτωση που δεν μπορεί να επιτευχθεί αυτό για άλλους λόγους, οι λεπτότοιχοι φορείς θα βρίσκονται αναγκαστικά εντός της περιοχής κυριαρχίας του λυγισμού Euler οπότε εξαρτώνται από εξίσωση (4.9).

Στο στάδιο σχεδιασμού που βρισκόμαστε αυτή τη στιγμή θεωρείται γνωστό το πηλίκο  $\sigma_y/E$ , καθώς επίσης η δύναμη  $F$  και το μήκος  $l$ , αν σκεφτούμε ότι το πρώτο εξαρτάται από την ώση των κινητήρων που απαρτίζουν το όχημα, ενώ το δεύτερο από τις θέσεις που βρίσκονται στο σωματόδετο σύστημα αναφοράς. Συνεπώς, εάν εφαρμόσουμε τη μέθοδο με συντελεστής ασφαλείας ίσο με 0.5 για την ακραία συνθήκη που ένας κινητήρας παράγει τη μέγιστη ώση, δηλαδή 20 N σε φορέα μήκους ίσου με τη διάμετρο της κατασκευής, δηλαδή 0.6 m λαμβάνουμε το εξής αποτέλεσμα:

$$\frac{F}{\sigma_y l^2} = 9.26 \cdot 10^{-7} < \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} = 2.39 \cdot 10^{-4} \quad (4.20)$$

Αμέσως καταλαβαίνουμε ότι ο φορέας υπό αυτές τις συνθήκες βρίσκεται στη περιοχή όπου κυρίαρχος μηχανισμός είναι ο λυγισμός Euler. Επομένως η βέλτιστη παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης με βάση την εξίσωση (4.12) ικανοποιεί τη πιο κάτω ανίσωση:

$$\varphi_{opt} \leq 127.29 \quad (4.21)$$

Σε αυτό το σημείο, υπενθυμίζουμε πως η παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης είναι για λεπτότοιχο φορέα κυκλικής διατομής είναι ο λόγος της ακτίνας ως προς το πάχος του.



*Εικόνα 23 – Λεπτότοιχος φορέας κυκλικής διατομής - Easy Composites*

Επιλέγοντας λοιπόν, έναν φορέα όπως αυτόν που φαίνεται στο σχήμα, ακτίνας  $12\text{ mm}$  και πάχους  $1\text{ mm}$ , δηλαδή με παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης ίσο με 12, βρίσκουμε ότι η θλιπτική τάση ισούται με:

$$\sigma_{load} = 0.530\text{ MPa} \quad (4.22)$$

Με βάση τα μεγέθη αυτά και την εξίσωση (4.9), ο εν λόγω κυρίαρχος μηχανισμός αστοχίας λαμβάνει χώρα στη πιο κάτω τιμή:

$$\sigma_1 = 2.05\text{ MPa} \approx 4\sigma_{load} \quad (4.23)$$

Βλέπουμε ότι η τάση για την οποία λαμβάνει χώρα ο λυγισμός Euler είναι περίπου τέσσερις φορές μεγαλύτερη από τη τάση καταπόνησης του συγκεκριμένου φορέα. Επομένως ο κίνδυνος αστοχίας είναι αρκετά απομακρυσμένος. Στη συνέχεια εξετάζουμε και το δεύτερο τύπο λεπτότοιχου φορέα που μας ενδιαφέρει.

#### 4.1.2 Λεπτότοιχοι φορείς τετραγωνικής διατομής

Επαναλαμβάνοντας τα ίδια βήματα, εξετάζουμε αυτή τη φορά τη περίπτωση των λεπτότοιχων φορέων με τετραγωνική διατομή. Η εγκάρσια επιφάνεια μιας τετραγωνικής διατομής ύψους και πλάτους  $b$  και πάχους  $t$  είναι:

$$A = 4bt \quad (4.24)$$

ενώ η ροπή αδράνειας του είναι:

$$I = \frac{2}{3}bt \quad (4.25)$$

Αντικαθιστώντας τα δύο αυτά μεγέθη στη σχέση (4.4) προκύπτει η ακόλουθη μορφή για τη παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης:

$$\varphi = \frac{12I}{A^2} = \frac{b}{2t} \quad (4.26)$$

Ο γενικός λυγισμός λαμβάνει χώρα στο φορτίο που ορίζει και πάλι η εξίσωση του Euler. Επομένως ο πρώτος μηχανισμός αστοχίας μπορεί να εκφραστεί όπως παρακάτω:

$$\text{(μηχανισμός 1)} \quad \sigma_1 = \left( \frac{\pi}{4} \cdot E\varphi \cdot \frac{F}{l^2} \right)^{1/2} \quad (4.27)$$

Η τάση του τοπικού λυγισμού για λεπτότοιχους φορείς με τετραγωνική διατομή είναι:

$$\text{(μηχανισμός 2)} \quad \sigma_2 = 3.6E \left( \frac{t}{b} \right)^2 = 3.6E \left( \frac{1}{2\varphi} \right)^2 \quad (4.28)$$

ενώ η τάση στην οποία επέρχεται πλαστική θραύση λαμβάνεται όπως προηγουμένως:

$$\text{(μηχανισμός 3)} \quad \sigma_3 = \sigma_y \quad (4.29)$$

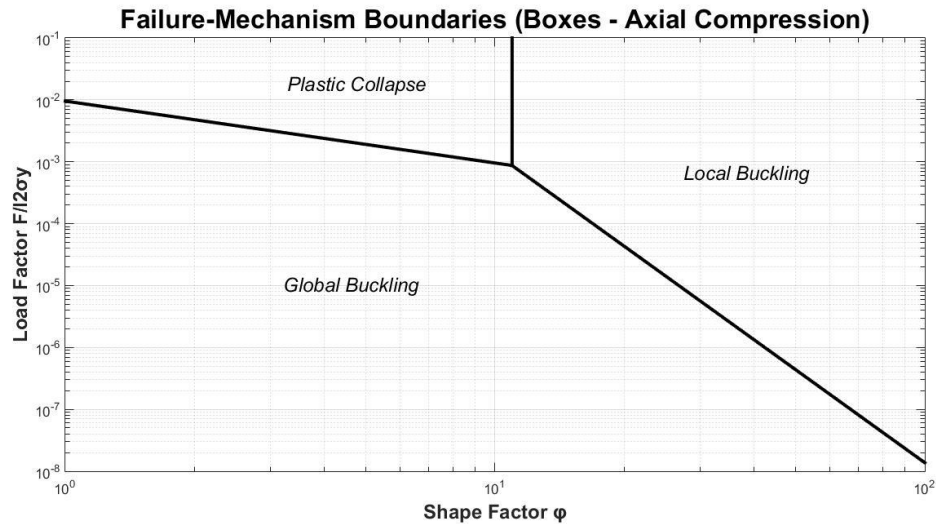
Επομένως τα όρια για τους τρεις μηχανισμούς για αυτόν τον φορέα δίνονται ως εξής:

$$\text{(όριο μεταξύ 1 – 2)} \quad \frac{F}{\sigma_y l^2} = 1.03 \cdot \left( \frac{E}{\sigma_y} \right) \cdot \frac{1}{\varphi^5} \quad (4.30)$$

$$\text{(όριο μεταξύ 1 – 3)} \quad \frac{F}{\sigma_y l^2} = \frac{4}{\pi} \cdot \left( \frac{\sigma_y}{E} \right) \cdot \frac{1}{\varphi} \quad (4.31)$$

$$\text{(όριο μεταξύ 2 – 3)} \quad \varphi = 0.95 \cdot \left( \frac{E}{\sigma_y} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.32)$$

Με βάση τη τιμή του πηλίκου  $\sigma_y/E$  που εισαγάγαμε προηγουμένως μπορεί να δημιουργηθεί το αντίστοιχο διάγραμμα ορίων κυριαρχίας των μορφών αστοχίας για τη περίπτωση αυτή.



Εικόνα 24: Όρια κυριαρχίας – τετραγωνική διατομή ( $\sigma_y/E = 0.0075$ )

Η τεταγμένη τιμή της τομής των τριών ευθειών για αυτή τη περίπτωση δίνεται από τη λύση του συστήματος των εξισώσεων (4.30), (4.31) και (4.32) και ισούται με:

$$\frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} = 1.34 \cdot \left(\frac{\sigma_y}{E}\right)^{3/2} \quad (4.33)$$

Για τους ίδιους λόγους με πριν, η βέλτιστη τιμή της παραμέτρου σχηματικής διαμόρφωσης, για τιμές του παράγοντα φόρτισης πάνω και κάτω από τις τιμές της εξίσωσης (4.33), προσδιορίζεται από τις εξισώσεις (4.32) και (4.30) αντίστοιχα. Άρα η τιμή του  $\varphi_{opt}$  καθορίζεται με βάση τη παρακάτω παράσταση:

$$\varphi_{opt} = \begin{cases} s_f \cdot 0.95 \cdot \left(\frac{E}{\sigma_y}\right)^{1/2}, & \text{αν } \frac{F}{\sigma_y l^2} > \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} \\ s_f \cdot \left(1.03 \cdot \left(\frac{E}{\sigma_y}\right) \cdot \frac{\sigma_y l^2}{F}\right)^{1/5}, & \text{αν } \frac{F}{\sigma_y l^2} < \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} \end{cases} \quad (4.34)$$

Εφαρμόζοντας και πάλι συντελεστή ασφαλείας ίσο με 0.5, μέγιστη ώση ίση με 20 N και φορέα μήκους ίσο με 0.6 m λαμβάνουμε το εξής αποτέλεσμα:

$$\frac{F}{\sigma_y l^2} = 2.77 \cdot 10^{-7} < \frac{F}{\sigma_y l_{cross}^2} = 1.30 \cdot 10^{-3} \quad (4.35)$$

Άρα και σε αυτή τη περίπτωση ο φορέας βρίσκεται στη περιοχή όπου κυρίαρχος μηχανισμός είναι ο λυγισμός Euler. Η βέλτιστη παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης με βάση την εξίσωση (4.30) ισούται με

$$\varphi_{opt} = 264.67 \quad (4.36)$$

Η παράμετρος σχηματικής διαμόρφωσης για λεπτότοιχο φορέα τετραγωνικής διατομής υπενθυμίζουμε ότι δίνεται από την εξίσωση (4.26).



**Εικόνα 25** – Λεπτότοιχος φορέας τετραγωνικής διατομής - Easy Composites

Ο φορέας της παραπάνω εικόνας έχει μήκος πλευράς διατομής 8 mm και πάχος 0.5 mm, δηλαδή έχει παράμετρο σχηματικής διαμόρφωσης ίσο με 8. Χρησιμοποιώντας αυτά τα δεδομένα, βρίσκουμε ότι η θλιπτική τάση ισούται με:

$$\sigma_{load} = 1.25 \text{ MPa} \quad (4.37)$$

Με βάση τα μεγέθη αυτά και την εξίσωση (4.27), ο εν λόγω κυρίαρχος μηχανισμός αστοχίας λαμβάνει χώρα στη πιο κάτω τιμή:

$$\sigma_1 = 1.67 \text{ MPa} \approx 1.5\sigma_{load} \quad (4.38)$$

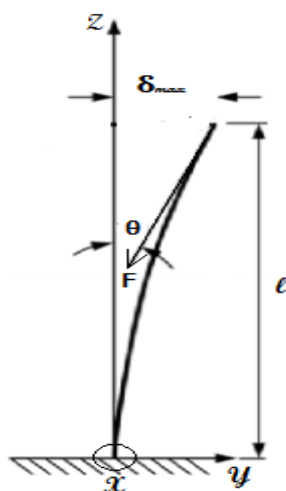
Βλέπουμε ότι η τάση για την οποία λαμβάνει χώρα ο λυγισμός Euler είναι περίπου ενάμιση φορές μεγαλύτερη από τη τάση καταπόνησης του συγκεκριμένου φορέα. Κατόπιν ελέγχου και των δύο περιπτώσεων καταλήγουμε στο συμπέρασμα πως η χρήση λεπτότοιχων φορέων με κυκλική διατομή μπορεί να προσφέρει μεγαλύτερα περιθώρια καταπονήσεων οδηγώντας σε με πιο στιβαρή κατασκευή. Ένεκα του γεγονότος πως το βάρος και το κόστος των δύο τύπων φορέων είναι περίπου το ίδιο,

αυτοί οι δύο παράγοντες δεν λαμβάνουν μέρος στη μεταξύ τους σύγκριση. Τα χαρακτηριστικά του επιλεγμένου τύπου φορέα παρατίθενται συνοπτικά παρακάτω.

Specifications	
<b>Brand</b>	Easy Composites
<b>Type</b>	Pultruded Carbon Fibre Tube
<b>Diameter</b>	12 mm
<b>Wall Thickness</b>	1 mm
<b>Weight/Length</b>	52 g/m
<b>Voltage Range</b>	11.1 V (3S LiPo) - 26.1 V (6S LiHV)
<b>Compressive Strength</b>	60 MPa
<b>Compressive Modulus</b>	8 GPa
<b>Source</b>	<a href="http://www.easycomposites.co.uk/#!/cured-carbon-fibre-products/carbon-fibre-tube/pultruded-carbon-fibre-tube/pultruded-carbon-fibre-tube-12mm-10mm.html">http://www.easycomposites.co.uk/#!/cured-carbon-fibre-products/carbon-fibre-tube/pultruded-carbon-fibre-tube/pultruded-carbon-fibre-tube-12mm-10mm.html</a>

#### 4.1.3 Περιθώριο πλευρικής μετατόπισης

Πολλές φορές οι φορείς που απαρτίζουν κατασκευές όπως αυτή που εξετάζουμε ενδέχεται να αστοχήσουν εξαιτίας μικρών μετατοπίσεων από τον κατακόρυφο άξονά τους. Η κατάσταση αυτή, μπορεί να προκαλέσει αρκετά προβλήματα στη κατασκευή όπως μη ελεγχόμενες ταλαντώσεις και καμπτικά φορτία. Για να αντιμετωπίσουμε αυτό το φαινόμενο αξίζει να βρούμε τη μετατόπιση  $\delta$  εκείνη όπου η μηχανική ευστάθεια του υλικού συνεχίζει να διατηρείται. Θεωρούμε τη περίπτωση μικρής μετατόπισης ενός ισοστατικού μονόπακτου φορέα από το κατακόρυφο άξονα.



Εικόνα 26: Γεωμετρία φορέα κατά τη πλευρική μετατόπιση του άκρου του



Από την εξίσωση της ελαστικής γραμμής λαμβάνουμε χωρίς απόδειξη [15], πως η σχέση που συνδέει τη κλίση της δοκού,  $\theta$  με το μέγιστο βέλος κάμψης της δοκού,  $\delta_{max}$  ισούται με:

$$\theta = \frac{3\delta_{max}}{2l} \quad (4.39)$$

Εξαιτίας της αξονικής δύναμης  $F$  και τη κλίση αυτή του φορέα, καμπτική ροπή είναι δυνατόν να αναπτυχθεί ως προς τον άξονα  $x$ . Σε κάθε περίπτωση η μηχανική του φορέα πρέπει να ικανοποιεί τη πιο κάτω ανισότητα:

$$\frac{M_b r}{I} < \sigma_b \quad (4.40)$$

Όπου  $\sigma_b$  η αντοχή του φορέα σε κάμψη. Η καμπτική ροπή  $M_b$  μπορεί να εκφρασθεί με βάση την αξονική δύναμη  $F$  και τη κλίση  $\theta$  ως εξής:

$$M_b = \delta_{max} \cdot F \cos \theta - l \cdot F \sin \theta \quad (4.41)$$

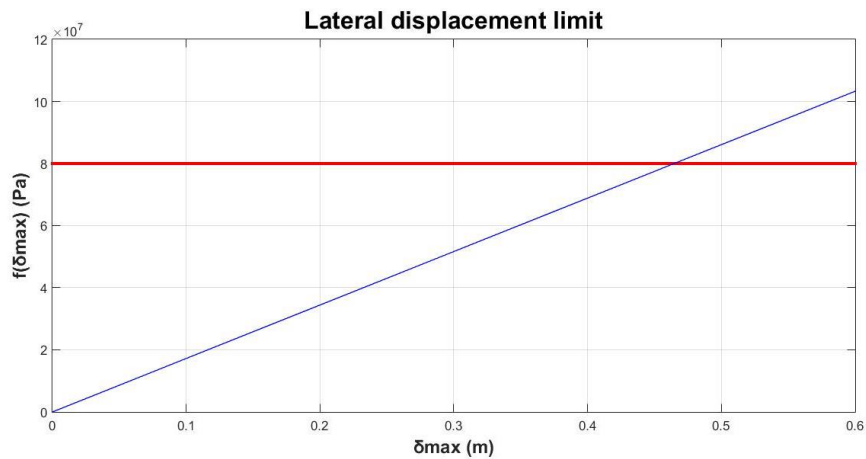
Άρα η ανίσωση (4.40) μετατρέπεται στη πιο κάτω παράσταση:

$$f(\delta_{max}) < \sigma_b \quad (4.42)$$

Όπου:

$$f(\delta_{max}) = \frac{Fr}{I} \cdot \left[ \delta_{max} \cdot \cos \left( \frac{3\delta_{max}}{2l} \right) - l \sin \left( \frac{3\delta_{max}}{2l} \right) \right] \quad (4.43)$$

Η μέγιστη μετατόπιση  $\delta_{max}$  προσδιορίζεται από το πιο κάτω διάγραμμα

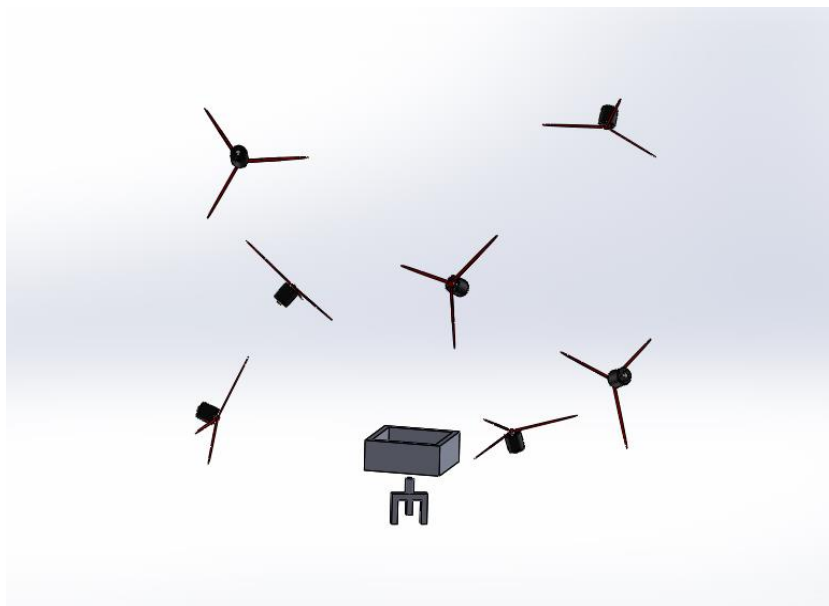


Εικόνα 27: Γραφική παράσταση της ανισότητας - όριο αντοχής σε κάμψη (κόκκινο)

Βλέπουμε ότι η μηχανική ευστάθεια του φορέα διατηρείται εφόσον το άκρο του μετατοπίζεται έως και 46 cm. Συνεπώς, το ενδεχόμενο αστάθειας του φορέα μάλλον μοιάζει απομακρυσμένο.

## 4.2 Κατασκευαστική διαμόρφωση

Μέχρι στιγμής γνωρίζουμε ότι ο εναέριος χειριστής απαρτίζεται από επτά μονάδες παραγωγής ώσης, το τελικό στοιχείο δράσης και από το κουτί με τα απαραίτητα ηλεκτρονικά του συστήματος. Η διάταξή τους στο χώρο μπορεί να φανεί με απλό τρόπο στο παρακάτω σχήμα:



Εικόνα 28 – Θέσεις κινητήρων σε σχέση με το τελικό στοιχείο δράσης

Οι θέσεις και οι προσανατολισμοί των κινητήρων καθώς και η θέση του κουτιού, έχουν ορισθεί ακριβώς όπως έχουν προσδιορισθεί στη προηγούμενη ανάλυση (βλ. Πίνακα 3.1). Το τελικό στοιχείο δράσης προφανώς βρίσκεται στο πιο χαμηλό σημείο της κατασκευής.

#### 4.2.1 Πλαίσιο

Είναι εμφανές πως η διασύνδεση των στοιχείων αυτών με βάση αυτή τη διάταξη απαιτεί την προσθήκη κατάλληλων στηριγμάτων στο χώρο. Η εισαγωγή αυτών των στηριγμάτων σε συνδυασμό με τα μέλη που επιλέχθηκαν στην υποενότητα 4.1 δίνουν σημαντικά πλεονεκτήματα. Αφενός, οριοθετείται με άμεσο τρόπο ο τελικός όγκος της κατασκευής και αφετέρου, ευνοείται η δημιουργία ενός πλαισίου που αποτρέπει την επαφή μεταξύ περιβάλλοντος και περιοχών αυξημένου κινδύνου, όπως για παράδειγμα οι περιοχές εργασίας των κινητήρων.



*Εικόνα 29 – Εισαγωγή στηριγμάτων για την κατασκευή του πλαισίου*

Όπως φαίνεται και στο πιο πάνω σχήμα, έχει αποφασιστεί να προστεθούν συνολικά δεκαοχτώ στηρίγματα. Έξι στηρίγματα στο επίπεδο της βάσης της κατασκευής, επτά στηρίγματα στο υψηλότερο και άλλα πέντε στο μέσο επίπεδο της. Επίσης έχει εισαχθεί ένας κυκλικός δίσκος στον οποίο εδράζεται κατά κύριο λόγο το τελικό στοιχείο δράσης. Οι θέσεις των προαναφερθέντων στοιχείων στο σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων παρουσιάζονται στον ακόλουθο πίνακα:

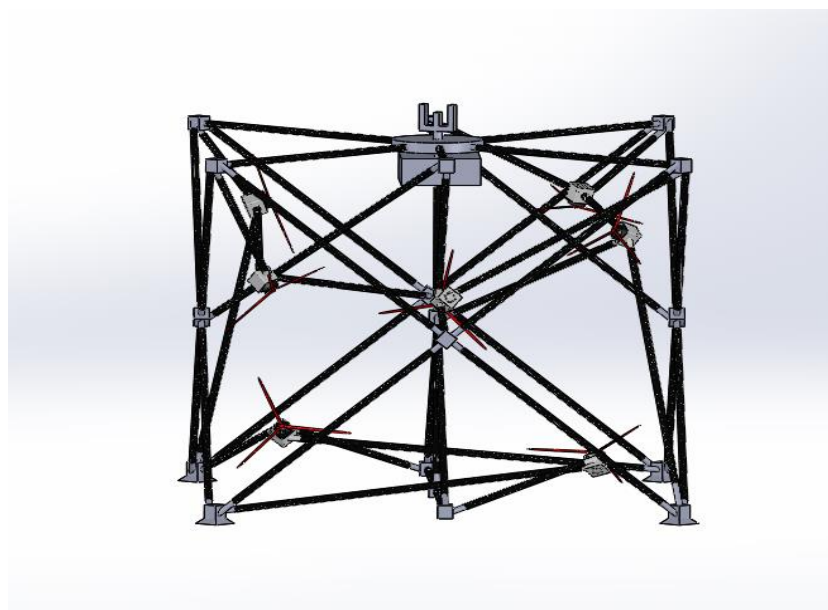
<b>Πίνακας 4.1: Θέσεις στηριγμάτων</b>			
	<b>Θέση (mm)</b>		
	$x_B$	$y_B$	$z_B$
<b>Στήριγμα 1</b>	-390	400	0
<b>Στήριγμα 2</b>	-390	-400	0
<b>Στήριγμα 3</b>	0	400	0
<b>Στήριγμα 4</b>	0	-400	0
<b>Στήριγμα 5</b>	390	400	0
<b>Στήριγμα 6</b>	390	-400	0
<b>Στήριγμα 7</b>	-390	0	340
<b>Στήριγμα 8</b>	0	0	340
<b>Στήριγμα 9</b>	390	0	340
<b>Στήριγμα 10</b>	0	400	340
<b>Στήριγμα 11</b>	0	-400	340
<b>Στήριγμα 12</b>	-390	400	680
<b>Στήριγμα 13</b>	-390	-400	680
<b>Στήριγμα 14</b>	0	400	680
<b>Στήριγμα 15</b>	0	-400	680
<b>Στήριγμα 16</b>	390	400	680
<b>Στήριγμα 17</b>	390	-400	680
<b>Στήριγμα 18</b>	0	0	680
<b>Δίσκος</b>	0	0	0

Τα στοιχεία αυτά μαζί με τους κινητήρες του οχήματος μπορούμε να τα λάβουμε ως κόμβους σε ένα δικτύωμα. Το τελικό πλαίσιο δύναται να προκύψει έπειτα από κατάλληλη σύνδεση μεταξύ τους. Για λόγους στιβαρότητας και ακαμψίας προτιμάται κάθε στοιχείο της κατασκευής να συνδέεται με τουλάχιστον τρεις κόμβους. Παρατηρώντας ξανά την Εικόνα 29, επισημαίνει κανείς τις επεκτάσεις των στηριγμάτων. Αυτά ουσιαστικά, καταδεικνύουν τη κατεύθυνση των συνδέσμων που πρόκειται να συνδεθούν με άλλους κόμβους του δικτυώματος. Επίσης στην ίδια εικόνα, παρατηρούμε ότι τα στηρίγματα 12,13,16 και 17 έχουν μια ειδική διαμόρφωση στο πάνω τους μέρος. Αυτά έχουν σχεδιαστεί με σκοπό το τελικό στοιχείο δράσης να είναι στραμμένο προς τα πάνω και να διευκολύνεται με αυτό τρόπο η προσγείωση του εναέριου χειριστή. Για την ακριβή αποτύπωση του μεγέθους και της διαμόρφωσης των εν λόγω στηριγμάτων, ο αναγνώστης μπορεί να ανατρέξει στα σχετικά μηχανολογικά σχέδια που βρίσκονται στο παράρτημα [].

Εφόσον πλέον ξέρουμε τις συντεταγμένες κάθε κόμβου του δικτυώματος από τους πίνακες 3.1 και 4.1 αντίστοιχα, μπορούμε να παραθέσουμε τον πιο κάτω πίνακα ο οποίος περιέχει όλη τη συνδεσμολογία των κόμβων.

<b>Πίνακας 4.2: Συνδέσεις κόμβων δικτύωματος πλαισίου</b>	
<b>Κόμβος</b>	<b>Σύνδεση με:</b>
Στήριγμα 1	5 <sup>ο</sup> κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 7, Στήριγμα 10
Στήριγμα 2	6 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 7, Στήριγμα 11
Στήριγμα 3	7 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 7
Στήριγμα 4	4 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 9
Στήριγμα 5	7 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 9, Στήριγμα 10
Στήριγμα 6	4 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 9, Στήριγμα 11
Στήριγμα 7	Στήριγμα 1, Στήριγμα 2, Στήριγμα 3 Στήριγμα 12, Στήριγμα 13
Στήριγμα 8	3 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Δίσκο, Στήριγμα 14, Στήριγμα 15, Στήριγμα 18
Στήριγμα 9	Στήριγμα 4, Στήριγμα 5, Στήριγμα 6, Στήριγμα 16, Στήριγμα 17
Στήριγμα 10	7 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 1, Στήριγμα 5, Στήριγμα 12, Στήριγμα 16
Στήριγμα 11	5 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 2, Στήριγμα 6, Στήριγμα 13, Στήριγμα 17
Στήριγμα 12	2 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 7, Στήριγμα 10
Στήριγμα 13	1 <sup>ο</sup> Κινητήρα, 6 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 7, Στήριγμα 11
Στήριγμα 14	2 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 8, Στήριγμα 18
Στήριγμα 15	1 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 8, Στήριγμα 18
Στήριγμα 16	2 <sup>ο</sup> Κινητήρα, 3 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 9, Στήριγμα 10
Στήριγμα 17	1 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 9, Στήριγμα 11
Στήριγμα 18	Στήριγμα 8, Στήριγμα 14, Στήριγμα 15
Δίσκος	Στήριγμα 1, Στήριγμα 2, Στήριγμα 3, Στήριγμα 4, Στήριγμα 5, Στήριγμα 6, Στήριγμα 8
1 <sup>ος</sup> Κινητήρας	Στήριγμα 13, Στήριγμα 15, Στήριγμα 17
2 <sup>ος</sup> Κινητήρας	Στήριγμα 12, Στήριγμα 14, Στήριγμα 16
3 <sup>ος</sup> Κινητήρας	4 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 8, Στήριγμα 16
4 <sup>ος</sup> Κινητήρας	3 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 4, Στήριγμα 6
5 <sup>ος</sup> Κινητήρας	6 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 1, Στήριγμα 11
6 <sup>ος</sup> Κινητήρας	5 <sup>ο</sup> Κινητήρα, Στήριγμα 2, Στήριγμα 13
7 <sup>ος</sup> Κινητήρας	Στήριγμα 3, Στήριγμα 5, Στήριγμα 10

Εφαρμόζοντας τις διασυνδέσεις των κόμβων όπως ορίζει ο πίνακας 4.2 εμφανίζεται η όψη του εναέριου χειριστή που φαίνεται στις Εικόνα 30 και 31, πλαισιωμένος πλέον από τα στηρίγματα αλλά και από τα μέλη που συγκροτούν την κατασκευή. Το συνολικό μήκος ανθρακονημάτων που χρειάζεται ώστε να κατασκευαστεί το πλαίσιο ανέρχεται στα 19 m. Λαμβάνοντας υπόψη πως ο τύπος ανθρακονημάτων που έχουμε επιλέξει ζυγίζει 52 g/m, καταλήγουμε πως το συνολικό βάρος που προσθέτουν στη κατασκευή είναι 990 g. Σαφώς εδώ χρειάζεται να πούμε πως κατά τη παραγγελία των συγκεκριμένων στοιχείων επιθυμητό θα ήταν να παραγγελθεί μεγαλύτερο μήκος από αυτό που μόλις αναφέρθηκε. Επόμενο στάδιο της μελέτης είναι φυσικά ο λεπτομερής σχεδιασμός των εδράσεων των κινητήρων καθώς και η εξέταση της αντοχής τους έναντι των εκάστοτε συνθηκών φόρτισης που ο εναέριος χειριστής θα αντιμετωπίζει.



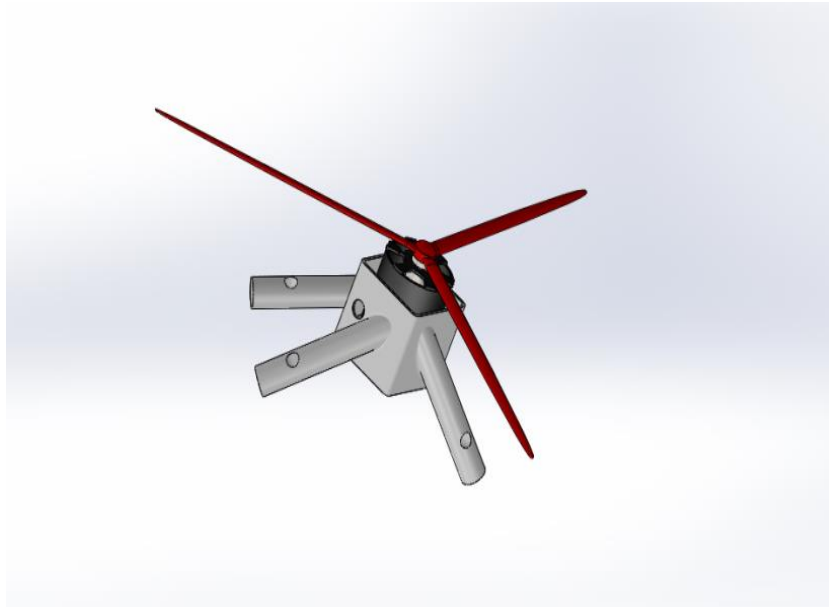
Εικόνα 30 – Πλαίσιο εναέριου χειριστή

#### 4.2.2 Εδράσεις κινητήρων

Οι εδράσεις των κινητήρων χρειάζεται αναμφίβολα να είναι ικανές να λαμβάνουν το φορτίο που ίδιοι παράγουν ώστε να μην επέλθουν καταστροφικές συνέπειες για αυτές και την κατασκευή γενικότερα. Οπωσδήποτε σε αυτό παίζει καταλυτικό ρόλο το υλικό από το οποίο είναι φτιαγμένες καθώς και η διαμόρφωση που λαμβάνουν από τον τελικό σχεδιασμό. Στην εφαρμογή που εξετάζουμε, εξαιτίας της ανάγκης που προκύπτει για δημιουργία προσαρμοσμένων κομματιών (custom parts), επικεντρωνόμαστε στη κατασκευή PC-ABS (Polycarbonate- Acrylonitrile Butadiene Styrene) εδράσεων με τη χρήση εκτυπωτών τρισδιάστατης σχεδίασης. Το υλικό αυτό χρησιμοποιείται σε πολλές εφαρμογές κυρίως στη βιομηχανία και προτιμάται ένεκα της υψηλής αντοχής που διαθέτει. Μερικές από τις βασικές μηχανικές ιδιότητες του μπορούν να φανούν στον επόμενο πίνακα:

<b>Πίνακας 4.3: Μηχανικές ιδιότητες PC-ABS</b>	
<b>Tensile Strength</b>	41 MPa
<b>Tensile Modulus</b>	1900 MPa
<b>Flexural Strength</b>	68 MPa
<b>Flexural Modulus</b>	1900 MPa

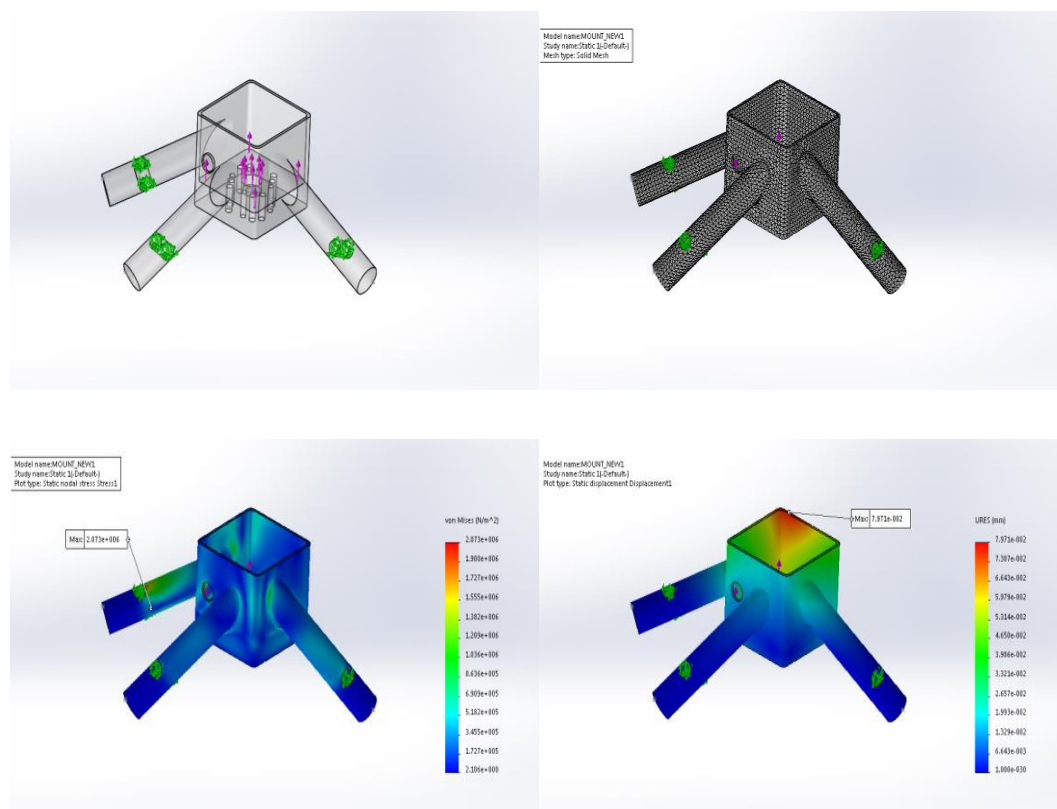
Ζητούμενο της ανάλυσης είναι οι εδράσεις των κινητήρων να μην ξεπερνούν τα επιτρεπτά όρια αντοχής αλλά ούτε να λαμβάνουν μεγάλες μετατοπίσεις κατά τη δυσμενέστερη δυνατή φόρτιση, δηλαδή τα 20 N. Η ανάλυση ξεκινά με την εξέταση της έδρασης του 1<sup>ου</sup> κινητήρα.



*Εικόνα 31 – Έδραση 1<sup>ου</sup> κινητήρα*

Στο σχήμα φαίνεται ο τρόπος με τον οποίο ο 1<sup>ος</sup> κινητήρας εδράζεται πάνω στο κομμάτι που σχεδιάσαμε. Σαφώς γίνονται ορατές οι τρεις κυλινδρικές επεκτάσεις που συνδέονται με τους άλλους κόμβους της κατασκευής. Ορατή γίνεται επίσης και η οπή η οποία χρησιμεύει στην ένωση των καλωδίων του κινητήρα με το υπόλοιπο σύστημα.

Κάνοντας τώρα τη παραδοχή πως η δύναμη ώσης που παράγεται από το σύστημα προπέλας-κινητήρα μεταφέρεται ομοιόμορφα και κατακόρυφα στη βάση της έδρασης και πως τα σημεία όπου οι κοχλίες συνδέονται με τα ανθρακονήματα αποτελούν πάκτωση για αυτή, λαμβάνουμε τα αποτελέσματα που ακολουθούν.



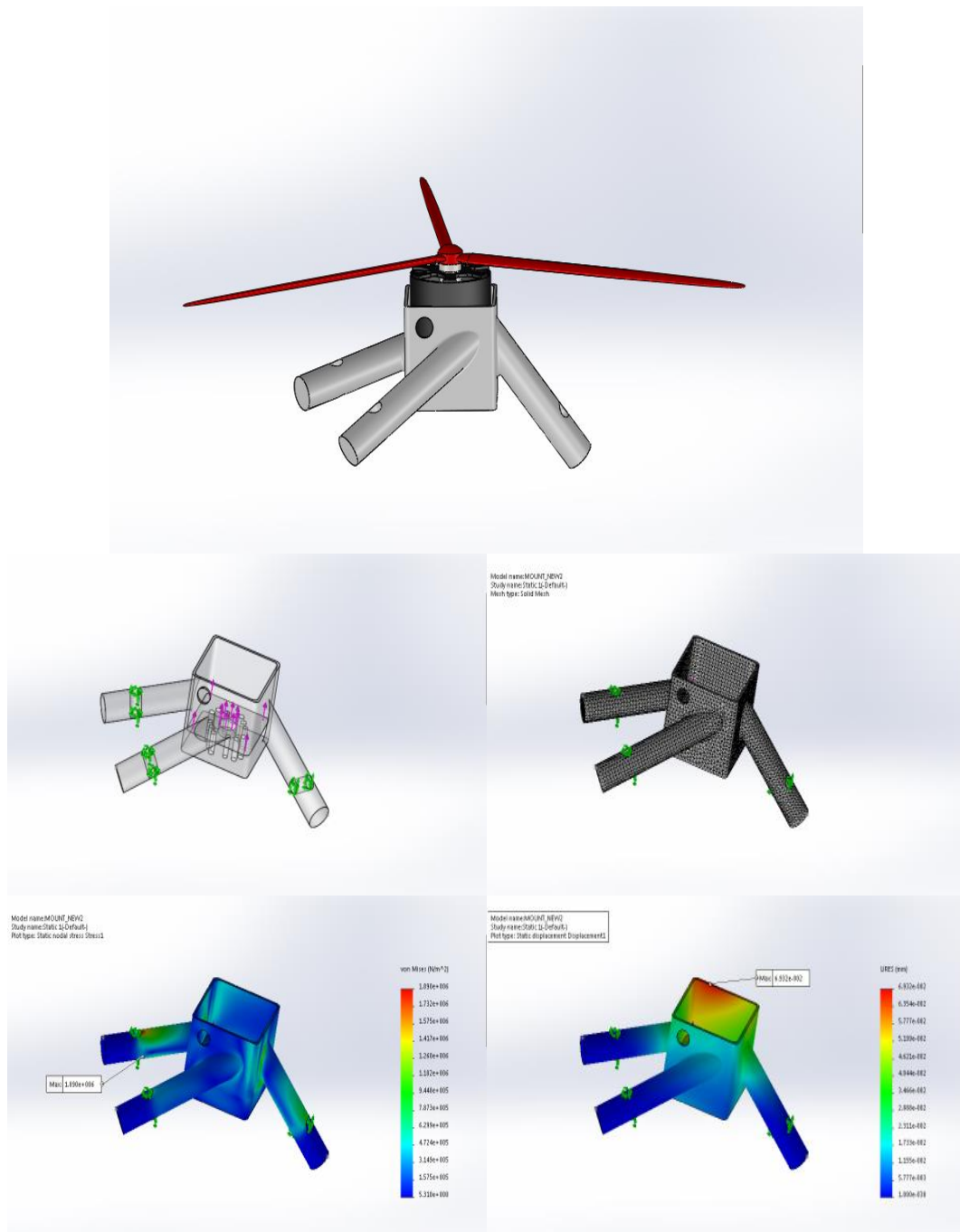
**Εικόνα 32** – Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)

Αρχικά, στη πάνω αριστερά εικόνα βλέπουμε την επίδραση και τη κατεύθυνση της δύναμης πάνω στο σώμα της έδρασης και τις πακτώσεις στα τρία σημεία διασύνδεσης. Ορίζοντας με αυτό τον τρόπο το δοκίμιο προχωράμε στην πλεγματοποίηση η οποία φαίνεται αμέσως δεξιά εικόνα. Παρατηρούμε πως πραγματοποιείται ένα αρκετά καλό πλέγμα γεγονός που ενισχύει την πεποίθηση για επίτευξη υπολογισμών που θα οδηγήσουν σε μία αρκετά καλή προσέγγιση. Έπειτα από τη λύση του συστήματος λαμβάνουμε τα αποτελέσματα. Κάτω αριστερά, φαίνεται η ισοδύναμη τάση κατά Von Mises ενώ κάτω δεξιά οι μετατοπίσεις σε κάθε σημείο της έδρασης. Στις δύο αυτές εικόνες περιέχεται το υπόμνημα το οποίο ουσιαστικά παρουσιάζει τη κλίμακα μεταξύ της μικρότερης και μέγιστης τιμής έκαστος. Αξιοσημείωτο είναι πως στις ίδιες εικόνες με άσπρη ετικέτα παρουσιάζεται η μέγιστη τιμή αλλά και το σημείο όπου αυτή εμφανίζεται. Παρατηρούμε πως στη προκειμένη περίπτωση, δεν παρουσιάζεται οποιαδήποτε ανησυχία ως προς την αντοχή ή την μετατόπιση. Αφενός η μέγιστη ισοδύναμη τάση κατά Von Mises, είναι 2.73 MPa, πολύ μικρότερη δηλαδή από την αντίστοιχη τάση αντοχής σε εφελκυσμό του υλικού που χρησιμοποιούμε. Αφετέρου, η μέγιστη μετατόπιση που σημειώνεται

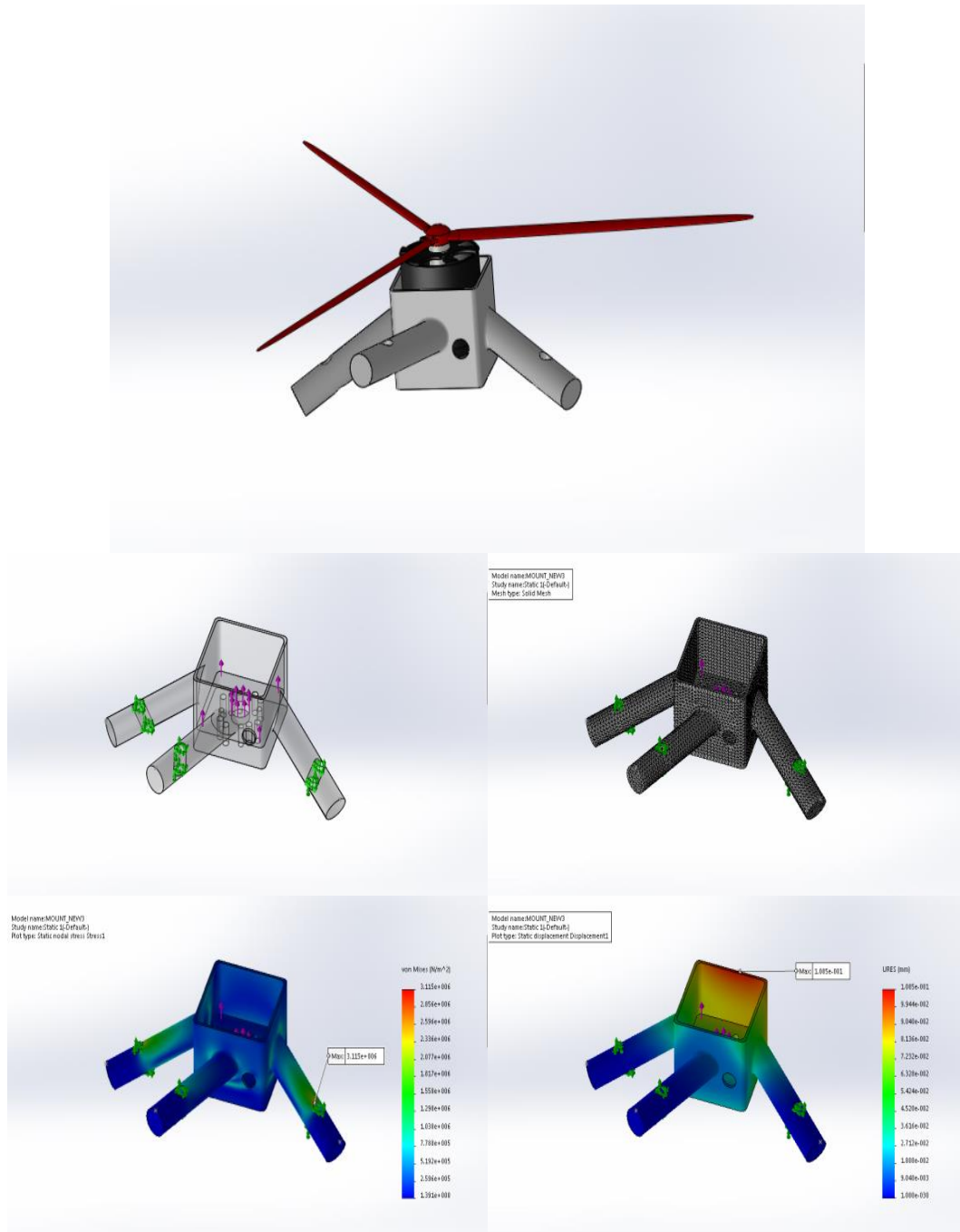


είναι δύο τάξεις μικρότερες του χιλιοστού οπότε δεν τίθεται θέμα εμφανών παραμορφώσεων στο σώμα. Συνεπώς η έδραση αυτού του κινητήρα είναι ικανή να αντέξει ακόμα και στη δυσμενέστερη κατάσταση φόρτισης.

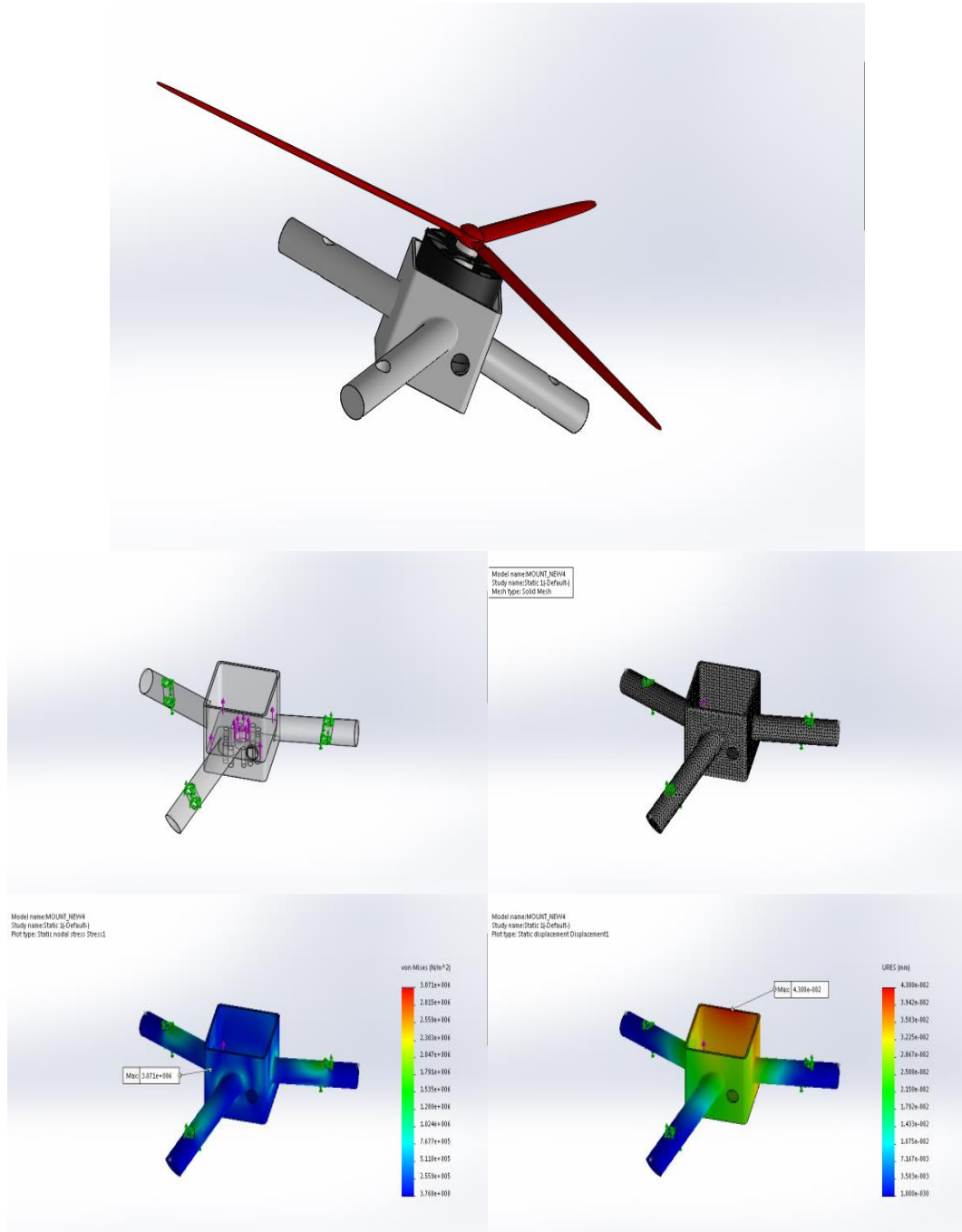
Με όμοιο τρόπο πραγματοποιείται αντίστοιχη ανάλυση και στις εδράσεις των υπόλοιπων κινητήρων. Στις επόμενες σελίδες, παρατίθενται οι σχετικές εικόνες για κάθε μια από αυτές και έπειτα ακολουθούν σχόλια επί των αποτελεσμάτων.



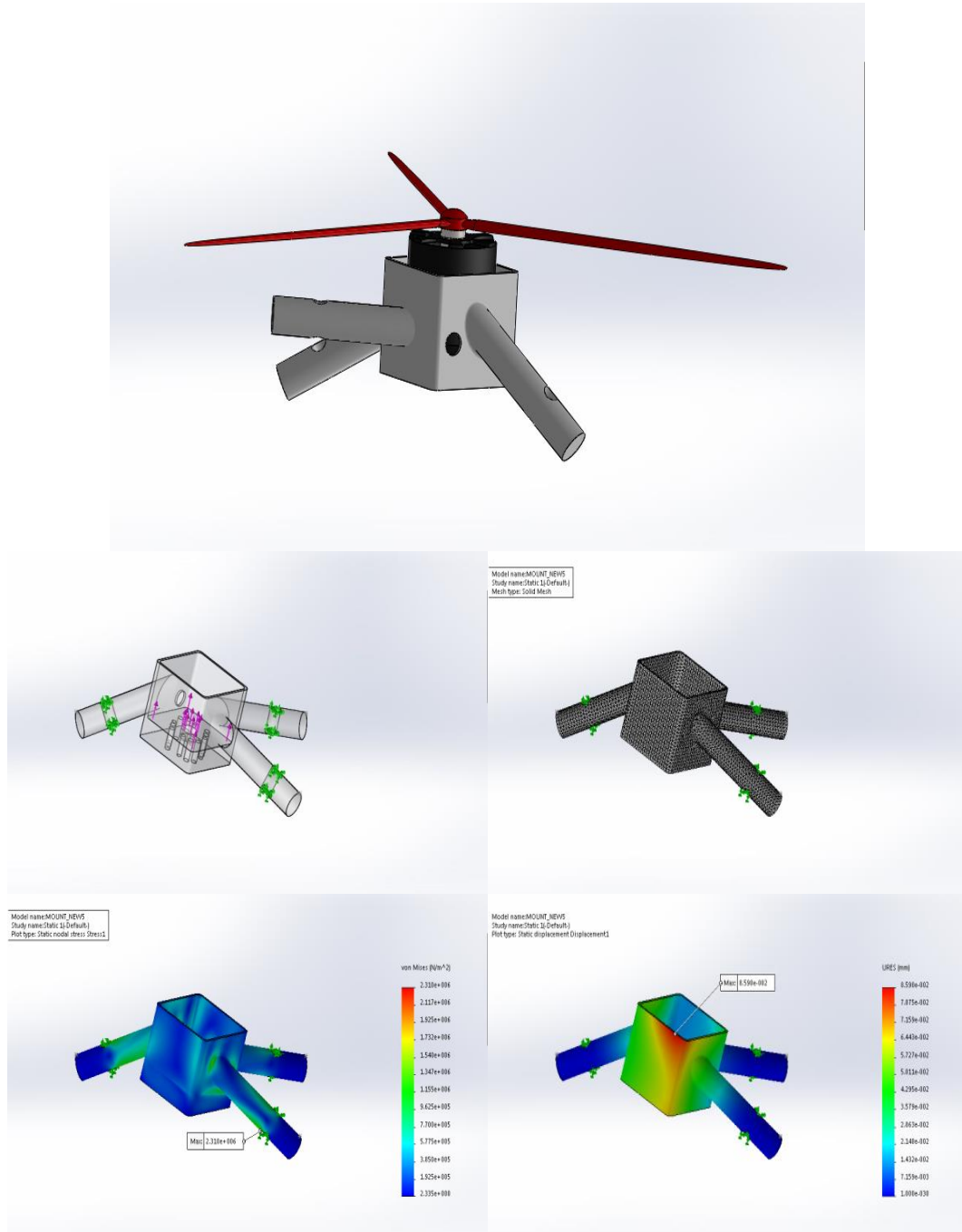
**Εικόνα 33** – Έδραση 2<sup>ο</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)



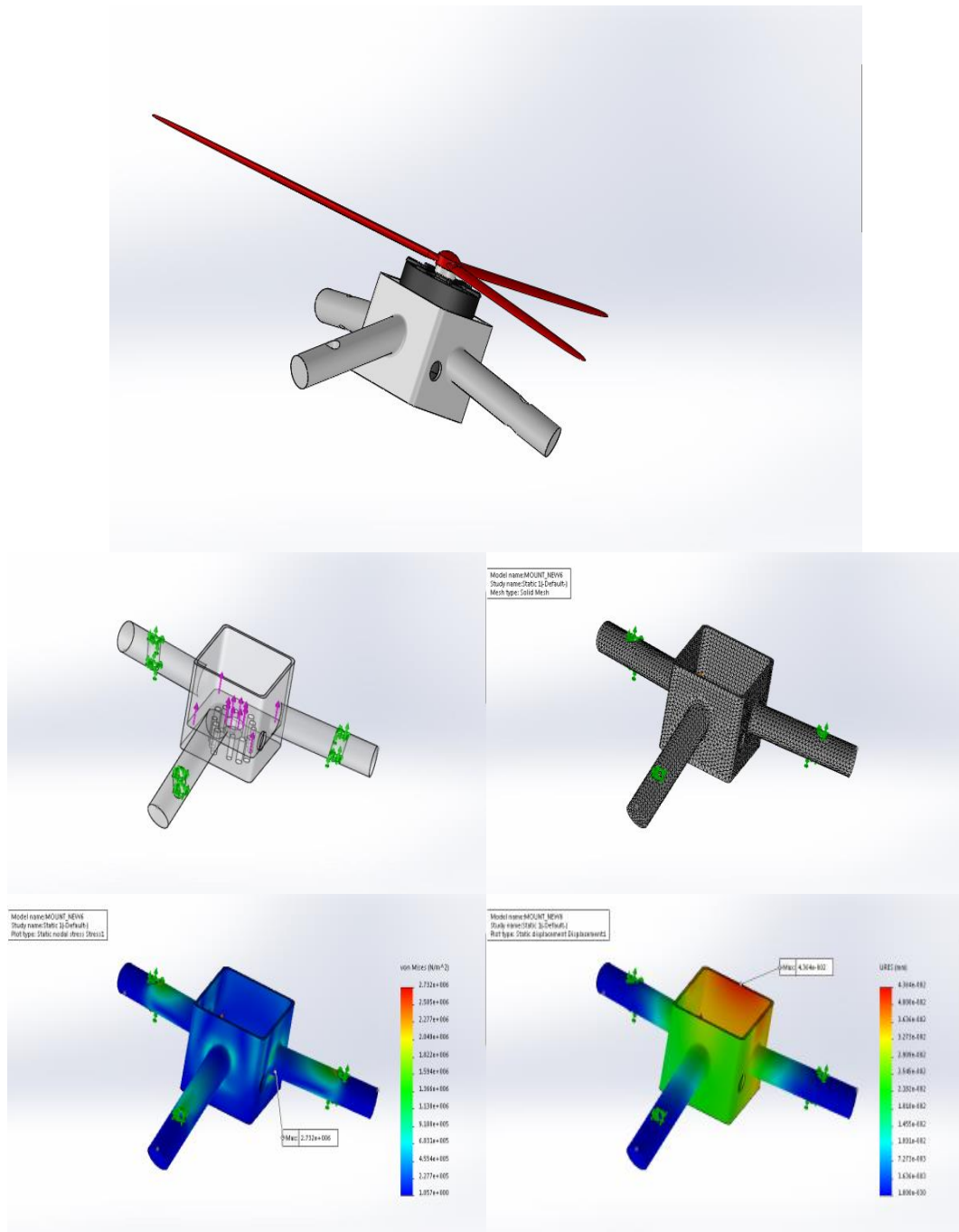
*Εικόνα 34 – Έδραση 3<sup>ου</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)*



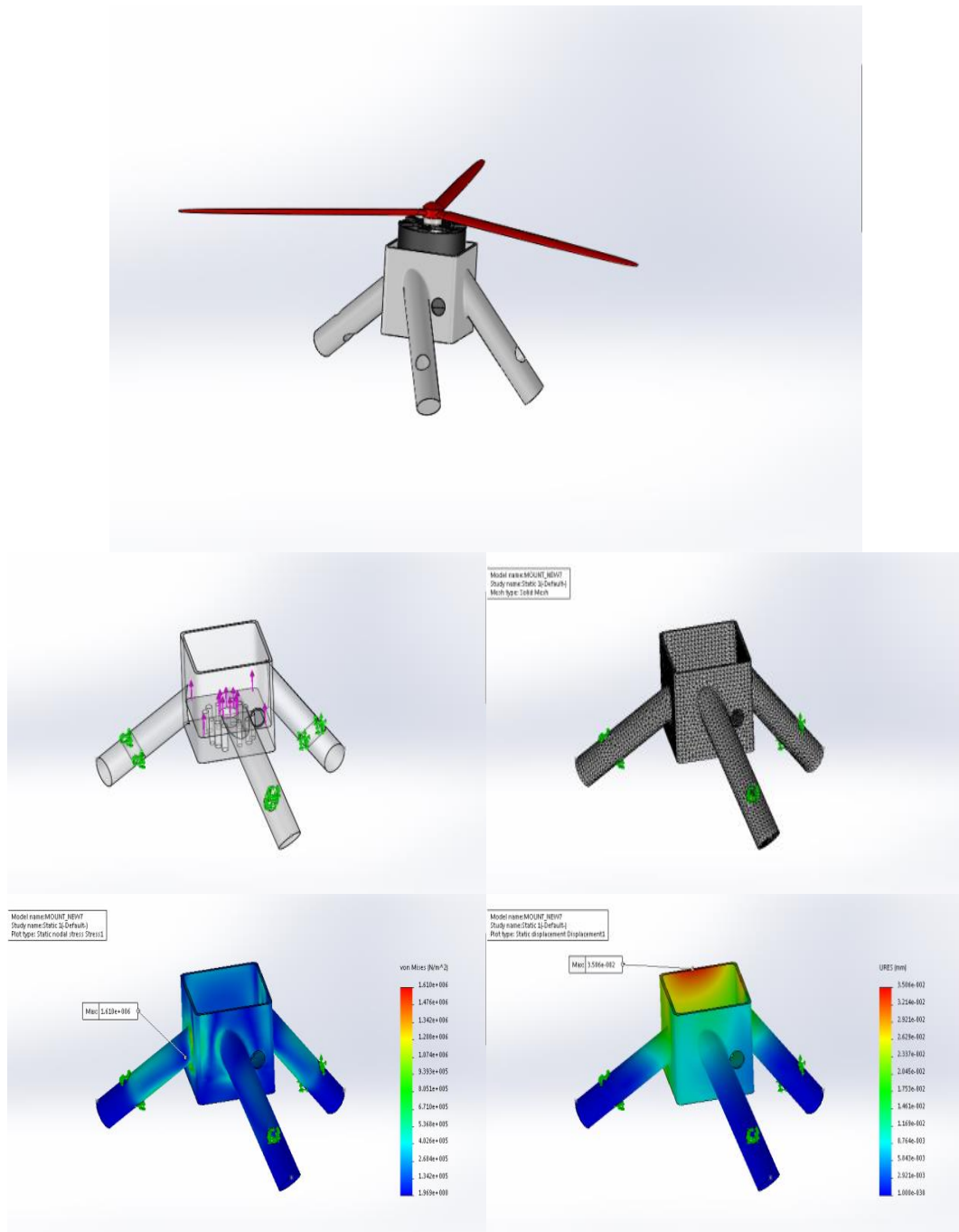
**Εικόνα 35** – Εδραση 4<sup>ου</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)



**Εικόνα 36** – Έδραση 5<sup>ο</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)



**Εικόνα 37** -- Έδραση 6<sup>ο</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)



**Εικόνα 38** – Έδραση 7<sup>ου</sup> Κινητήρα: Ορισμός συνθηκών ανάλυσης (πάνω αριστερά), Πλεγματοποίηση (πάνω δεξιά), Αποτελέσματα ισοδύναμης τάσης κατά Von Mises (κάτω αριστερά), Αποτελέσματα μετατόπισης (κάτω δεξιά)

Τα παραπάνω αποτελέσματα παρουσιάζονται συνοπτικά στον ακόλουθο πίνακα:

<b>Πίνακας 4.4: Συνολικά αποτελέσματα ανάλυσης</b>		
	<b>Von Mises Stress (MPa)</b>	<b>URES (mm)</b>
<b>Έδραση 1<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	2.073	0.07371
<b>Έδραση 2<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	1.89	0.0692
<b>Έδραση 3<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	3.115	0.1085
<b>Έδραση 4<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	3.072	0.043
<b>Έδραση 5<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	2.31	0.08590
<b>Έδραση 6<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	2.732	0.0436
<b>Έδραση 7<sup>ο</sup> κινητήρα</b>	1.61	0.03586

Καταλήγουμε στο συμπέρασμα πως σε καμία έδραση δεν ξεπερνιέται το μέγιστο επιτρεπόμενο όριο τόσο σε ότι αφορά την αντοχή όσο και τη μετατόπιση. Συνεπώς τα αποτελέσματα μας ενθαρρύνουν να τις χρησιμοποιήσουμε με ασφάλεια στο σύστημα. Κλείνοντας, αξίζει να αναφέρουμε πως τα εκτιμώμενα βάρη τόσο των εδράσεων των κινητήρων όσο και των στηριγμάτων του πλαισίου του εναέριου χειριστή κυμαίνονται μεταξύ 20 έως 35 γραμμάρια. Συνεπώς, το συνολικό βάρος που καταλαμβάνουν στη κατασκευή δεν ξεπερνά τα 800g.

Για τη μελέτη των μηχανολογικών σχεδίων των εξαρτημάτων που αναλύσαμε, ο αναγνώστης μπορεί να ανατρέξει στο παράρτημα της παρούσας τεχνικής έκθεσης.



# Σύνοψη και προτάσεις

Στη παρούσα διπλωματική εργασία μελετήθηκε ο σχεδιασμός ενός καινοτόμου εναέριου χειριστή έξι βαθμών ελευθερίας. Βασικές απαιτήσεις του σχεδιασμού ήταν η χρήση κινητήρων μονής περιστροφής, η αποφυγή της αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης μεταξύ των ροών των κινητήρων και η επίτευξη ευρωστίας του συστήματος. Με βάση αυτές και μοντελοποιώντας κατάλληλα το σύστημα, στήθηκε το πρόβλημα βελτιστοποίησης. Ακολούθησε συγκριτική μελέτη των σχεδιαστικών λύσεων που προέκυψαν από τον αντίστοιχο αλγόριθμο και επιλέχθηκαν τα στοιχεία ισχύος της λύσης εκείνης που κρίθηκε ως καταλληλότερη. Στη συνέχεια, μελετήθηκε ο σχεδιασμός του πλαισίου της κατασκευής και πραγματοποιήθηκε ανάλυση της μηχανικής ευστάθειας των στελεχών της. Η εργασία ολοκληρώθηκε παρουσιάζοντας μια λεπτομερή ανάλυση αντοχής των εδράσεων κάθε κινητήρα του οχήματος.

Σαφώς, το συνολικό ερευνητικό έργο δεν σταματάει σε αυτή την έκθεση. Παρακάτω παραθέτω μερικές προτάσεις οι οποίες κατά τη γνώμη μου, μπορούν να αποτελέσουν μελλοντική εργασία από επόμενους μελετητές.

- Κατασκευή (παραγγελία)

Έχοντας δημιουργήσει και εκλέξει τη γεωμετρία και τα στοιχεία ισχύος του εναέριου χειριστή αντίστοιχα, απομένει η ολοκλήρωση των σχετικών παραγγελιών από το εμπόριο και η κατασκευή τόσο του πλαισίου όσο και των επιμέρους στοιχείων που στελεχώνουν το σύστημα. Στα τελευταία, επιβάλλεται ο επόμενος μελετητής να διαθέτει γνώσεις από το πεδίο της τρισδιάστατης εκτύπωσης μιας και ο σχεδιασμός όπως έχει οριστεί, αυτό προβλέπει. Αναμφίβολα, η διαδικασία κατασκευής, χρειάζεται μεγάλη προσοχή και ακρίβεια, καθώς οποιαδήποτε λανθασμένη εγκατάσταση των στοιχείων κατασκευής, ενδέχεται να προκαλέσει αστάθεια στα λειτουργικά του συστήματος καθώς και να αυξήσει κίνδυνο αστοχίας.

- Έλεγχος οχήματος

Στην εργασία που αναφέρεται στο [3] έχει ήδη προταθεί ένα μοντέλο ελέγχου για την ιδέα αυτή. Ωστόσο, σε αυτή δεν περιλαμβάνεται η φυσική αλληλεπίδραση του εναέριου χειριστή με το περιβάλλον. Κρίνεται αναγκαία λοιπόν, η αναθεώρηση της κινηματικής και δυναμικής μοντελοποίησης του συστήματος και η εισαγωγή

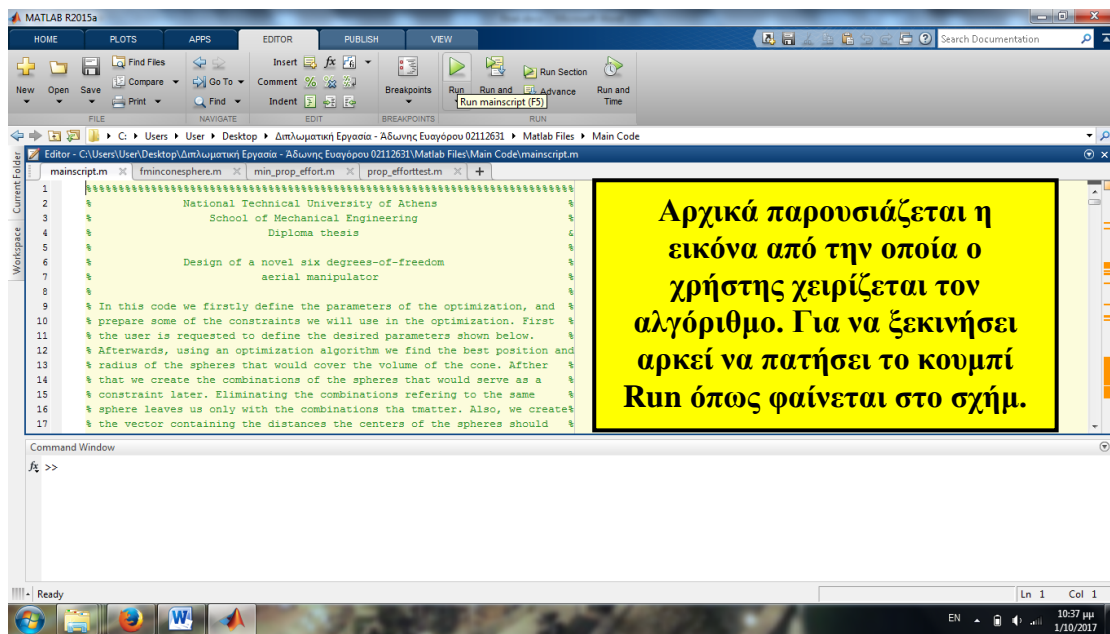
κατάλληλου νόμου ελέγχου, ώστε να ικανοποιούνται οι ευλαβικά οι εντολές του εκάστοτε χρήστη.

- Δοκιμαστική πτήση

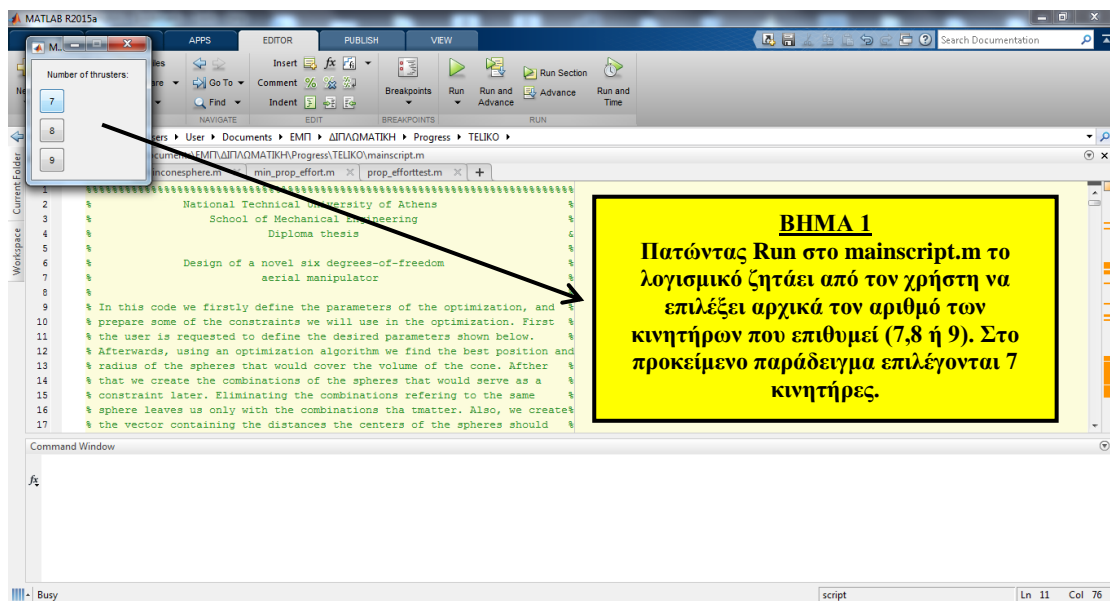
Μελλοντικό στάδιο του έργου φυσικά αποτελεί και μία δοκιμαστική πτήση. Έπειτα από το τέλος της κατασκευής μπορεί να διεξαχθεί από τα μέλη του εργαστηρίου, μια δοκιμαστική πτήση για να ληφθούν χρήσιμα συμπεράσματα της απόδοσης καθώς και να εξεταστεί κατά πόσο ο σχεδιασμός ήταν εύστοχος.

# Παράρτημα

Παραδείγματα Χρήσης Λογισμικού: Τα επόμενα παραδείγματα παραθέτονται με σκοπό ο αναγνώστης να κατανοήσει με καλύτερο τρόπο τα ενδιάμεσα στάδια χρήσης του αλγόριθμου προσέγγισης λύσεων καθώς και τα αποτελέσματα που αυτός εκκολάπτει

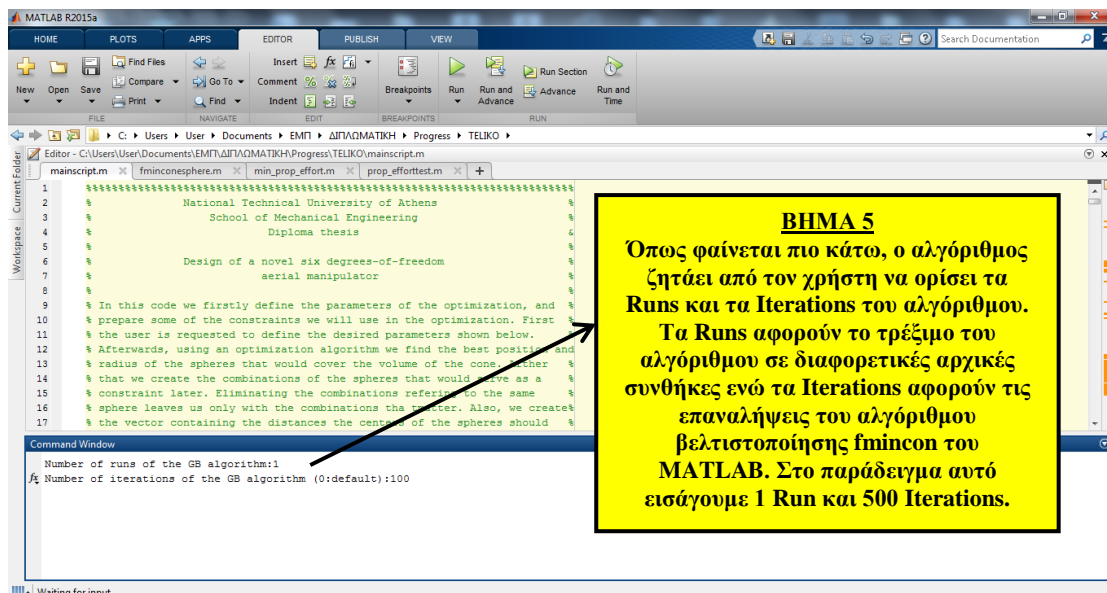
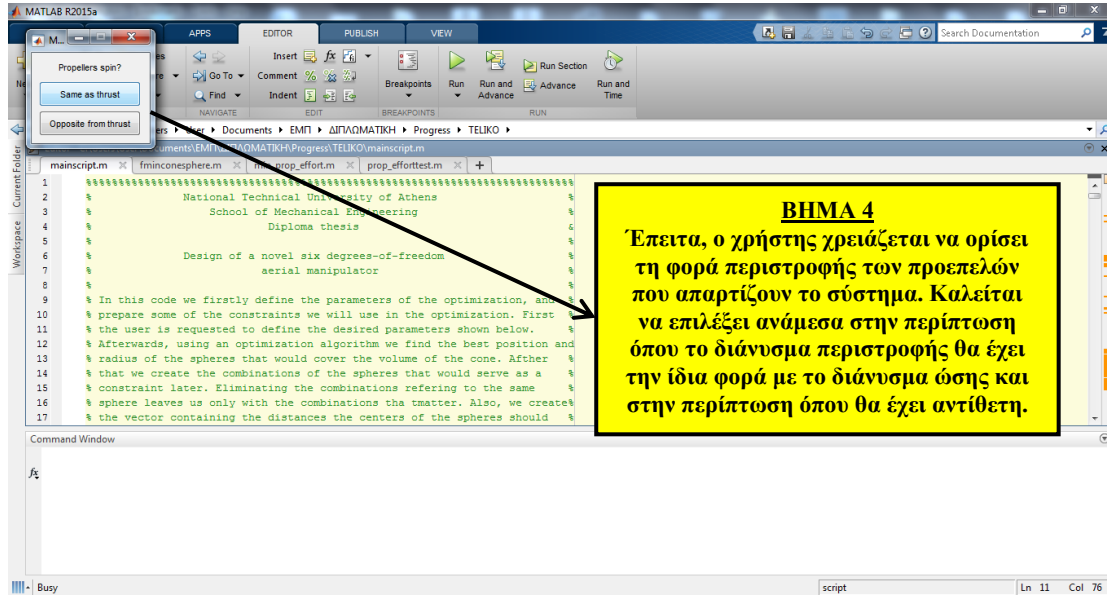


## Παράδειγμα με 7 κινητήρες



**ΒΗΜΑ 2**  
 Στη συνέχεια ο χρήστης εισάγει τον προσανατολισμό που επιθυμεί να έχουν οι κινητήρες. Με την επιλογή *Inner* ο αλγόριθμος θέτει τους αεροδυναμικούς κώνους των κινητήρων να είναι στραμμένοι προς τα μέσα ενώ με την επιλογή *Free* να είναι στραμμένοι ελεύθερα προς οποιαδήποτε κατεύθυνση. Παραδείγματος χάριν επιλέγεται η περίπτωση *Free*.

**ΒΗΜΑ 3**  
 Στο βήμα αυτό, ο χρήστης καλείται να επιλέξει έναν από τους 11 υπάρχοντες συνδυασμούς μάζας κινητήρα και μεγέθους προπέλας από το εμπόριο. Όπως αναφέραμε και στο κύριο μέρος της εργασίας αυτό έχει ως σκοπό να προσδιορίσουμε όσο το δυνατό πιο αξιόπιστα αποτελέσματα. Στο παράδειγμα τώρα επιλέγεται ο συνδυασμός 1.



**ΒΗΜΑ 6**  
 Στο βήμα αυτό ο χρήστης αναμένει μέχρι ο αλγόριθμος να δώσει το τελικό αποτέλεσμα από τις εισόδους που του έχουν δοθεί. Στην εικόνα αυτή βλέπουμε τον αλγόριθμο βελτιστοποίησης να τρέχει έχοντας προχωρήσει ήδη στην 24<sup>η</sup> επανάληψη.

Iter	F-count	f(x)	Feasibility	First-order optimality	Norm of step
0	44	1.341257e+02	3.555e+01	1.539e+03	
1	88	8.297417e+01	1.507e+01	7.949e+02	2.531e-01
2	132	4.700638e+01	1.088e+01	1.499e+02	2.799e-01
3	178	4.049850e+01	3.346e+00	2.295e+02	3.220e-01
4	224	3.903216e+01	1.466e+00	7.638e+01	4.959e-01
5	268	4.180984e+01	3.151e+00	3.046e+02	3.521e-01
6	317	5.621001e+01	9.441e-01	1.990e+02	4.967e-02
7	363	6.724184e+01	8.643e-01	3.282e+02	1.055e-02
8	407	3.361735e+01	5.497e-01	5.900e+01	4.779e-02
9	451	3.919716e+01	3.175e-01	1.197e+02	1.512e-01
10	500	5.116953e+01	2.067e-01	4.103e+02	8.238e-02
11	548	4.724667e+01	1.831e-01	1.041e+02	1.440e-01
12	592	4.020661e+01	1.396e-01	7.122e+01	1.330e-01
13	637	3.860720e+01	1.108e-01	6.080e+01	1.436e-01
14	681	3.521449e+01	5.786e-02	1.441e+02	1.637e-01
15	731	3.369427e+01	1.164e-01	1.337e+02	2.456e-02
16	775	3.382204e+01	6.210e-02	9.626e+01	1.678e-02
17	819	3.386888e+01	5.412e-02	1.902e+02	2.049e-02
18	864	3.295504e+01	9.235e-02	3.147e+01	1.678e-01
19	910	3.380262e+01	5.772e-02	9.752e+01	4.344e-02
20	959	3.177681e+01	2.443e-02	4.578e+02	6.675e-02
21	1006	3.195030e+01	3.002e-02	2.995e+01	4.658e-02
22	1052	3.074865e+01	1.228e-02	2.918e+01	3.737e-02
23	1097	3.000457e+01	3.553e-03	4.655e+02	2.933e-02
24	1142	2.942457e+01	4.039e-03	3.241e+01	4.182e-02

**ΒΗΜΑ 7**  
 Τέλος, ο χρήστης λαμβάνει τα αποτελέσματα του αλγόριθμου. Συγκεκριμένα λαμβάνει τη μέγιστη ώση του επιπρόσθετου κινητήρα και των υπόλοιπων κινητήρων και τις μέσες τιμές των ώσεων όλων των κινητήρων στα σενάρια λειτουργίας όπου ο εναέριος χειριστής επενεργεί στο 0%, 50% και 100% του φορτίου. Προφανώς τα παρόντα αποτελέσματα δεν είναι εύλογα καθώς δεν ορίσαμε στον αλγόριθμο λίγα Runs και Iterations.

```

lanc17 =
    51.490969740379668

17 =
    26.346667269448940

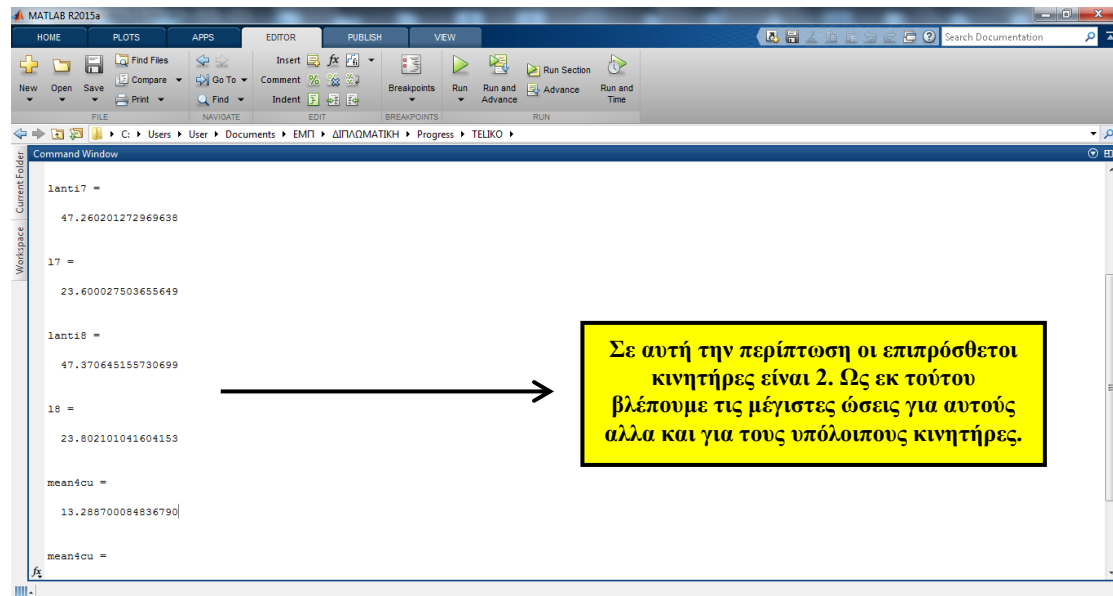
mean4cu =
    16.006343223722187

mean4cu =
    16.179405082364166

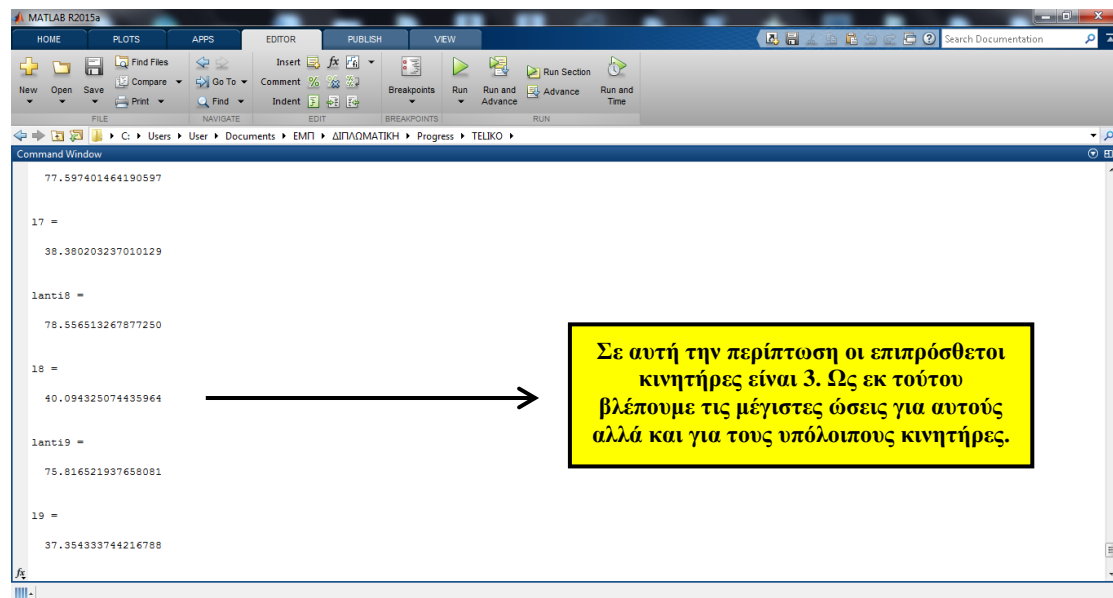
mean4cu =
    16.561107079211201
    
```

Στα παραδείγματα με 8 και 9 κινητήρες θα εξηγηθεί μόνο το βήμα που παρουσιάζονται τα αποτελέσματα καθώς τα προηγούμενα βήματα είναι τα ίδια.

Παράδειγμα με 8 κινητήρες



Παράδειγμα με 9 κινητήρες

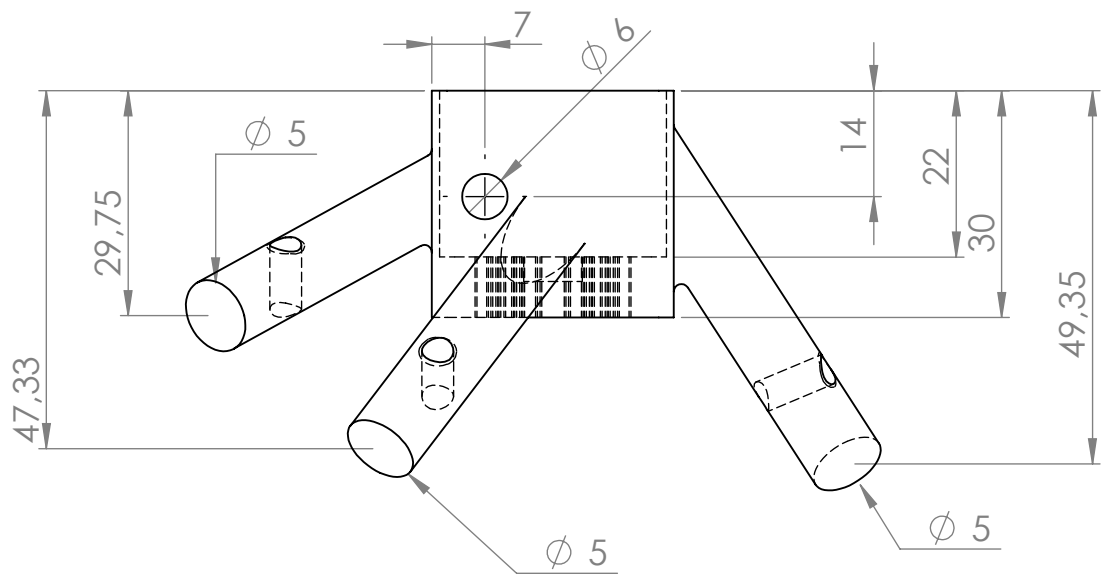
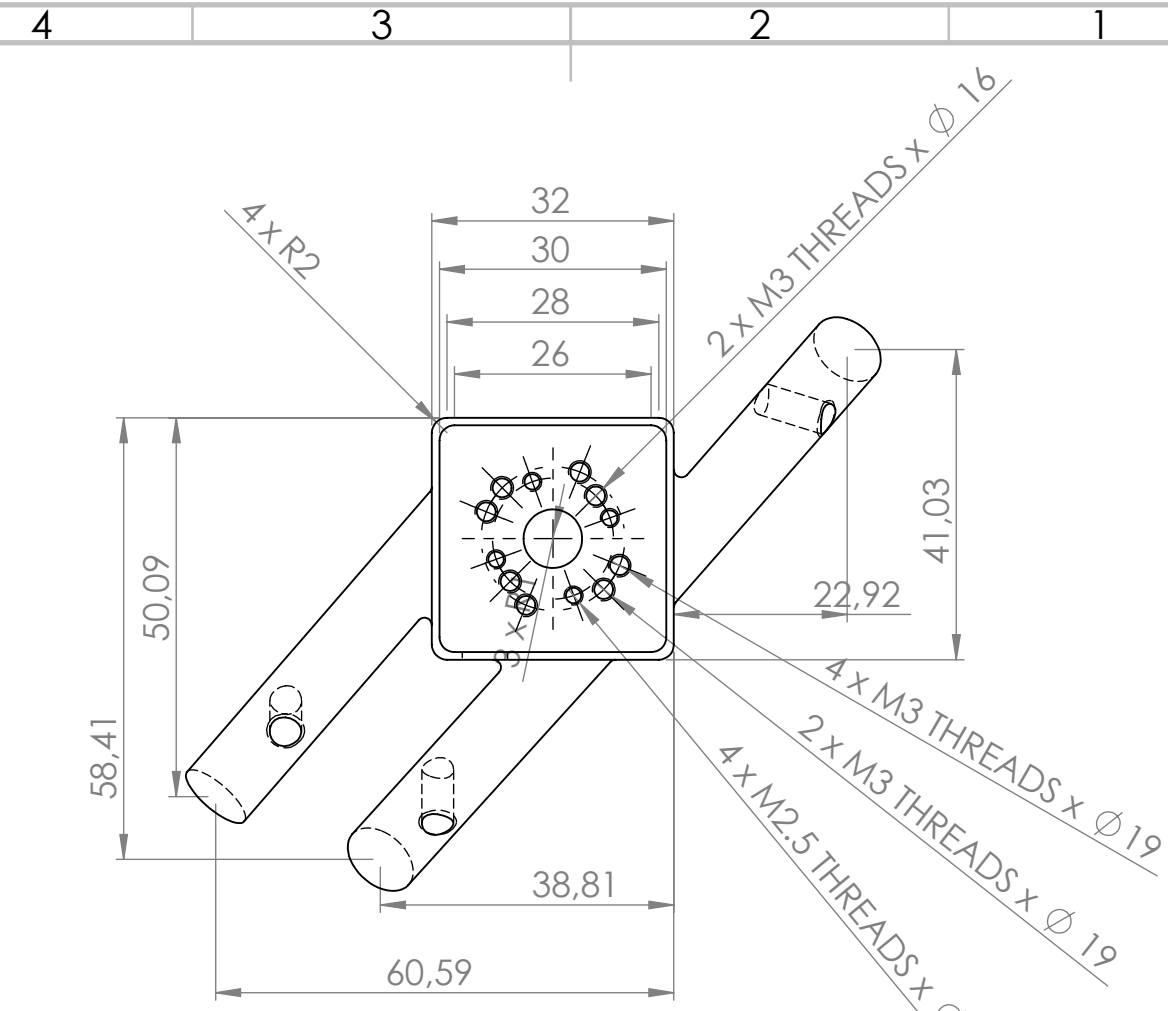






# **ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΙΚΑ ΣΧΕΔΙΑ**





UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:  
 DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

**SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.**

WEIGHT:

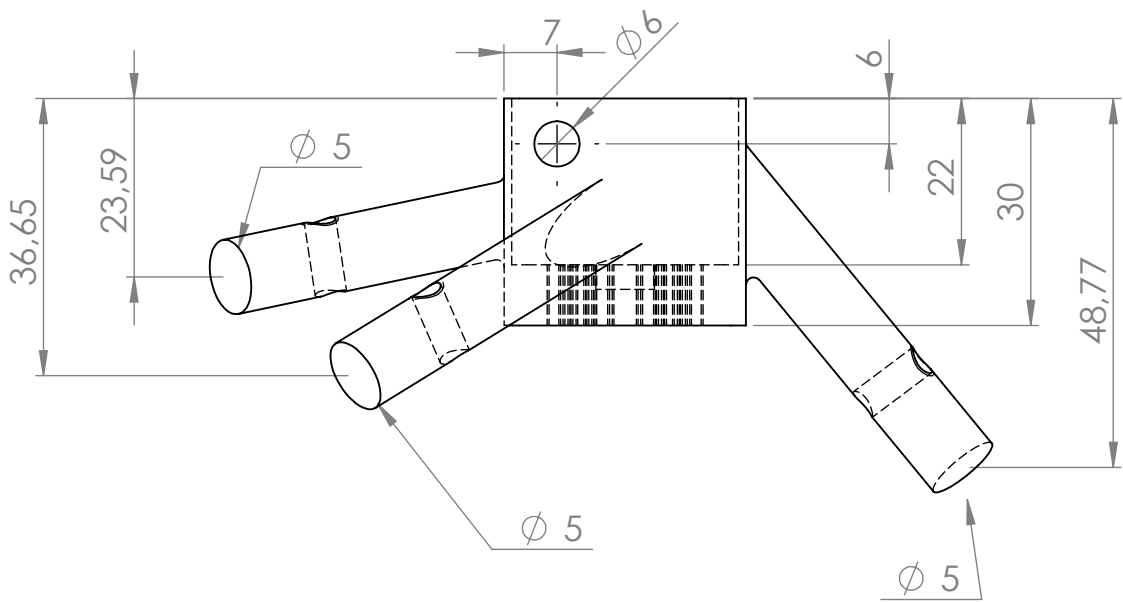
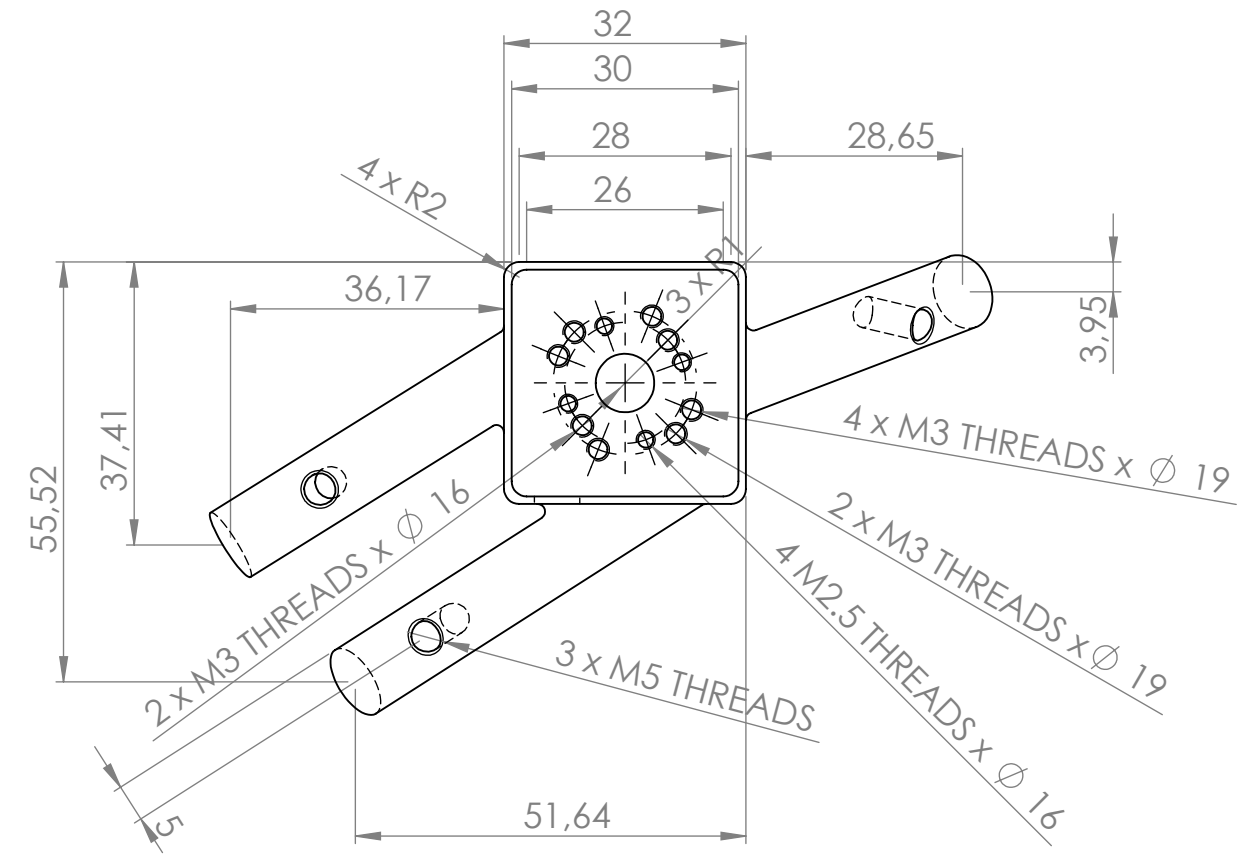
DWG NO.

**EDRASI 1**

A4

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1



UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
SURFACE FINISH:  
TOLERANCES:  
LINEAR:  
ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
BREAK SHARP  
EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

DWG NO.

SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.

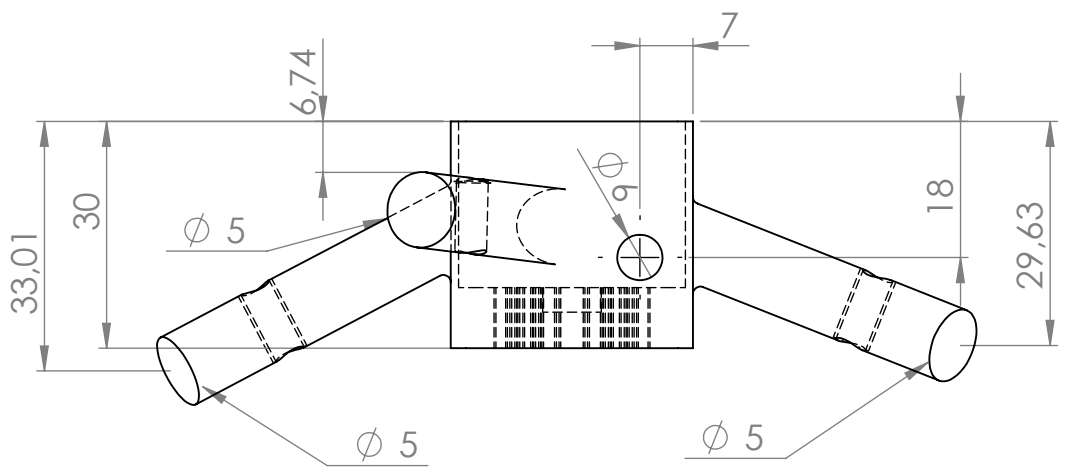
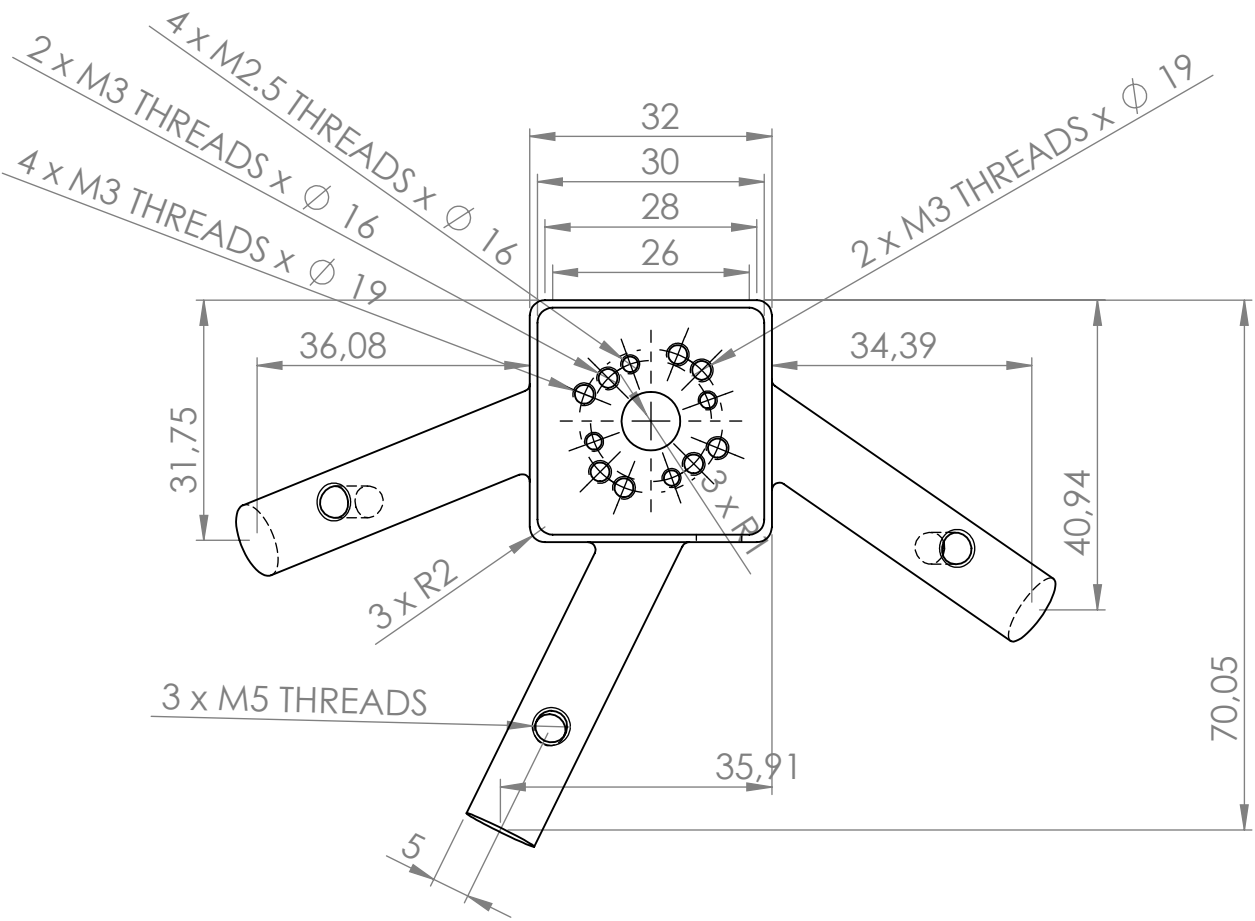
EDRASI 2

A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1



UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

WEIGHT:

DWG NO.

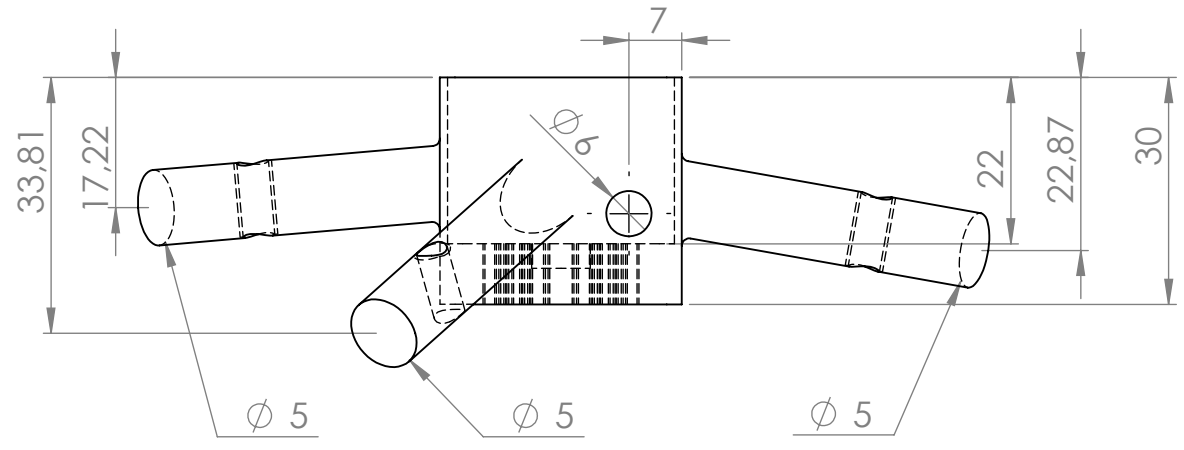
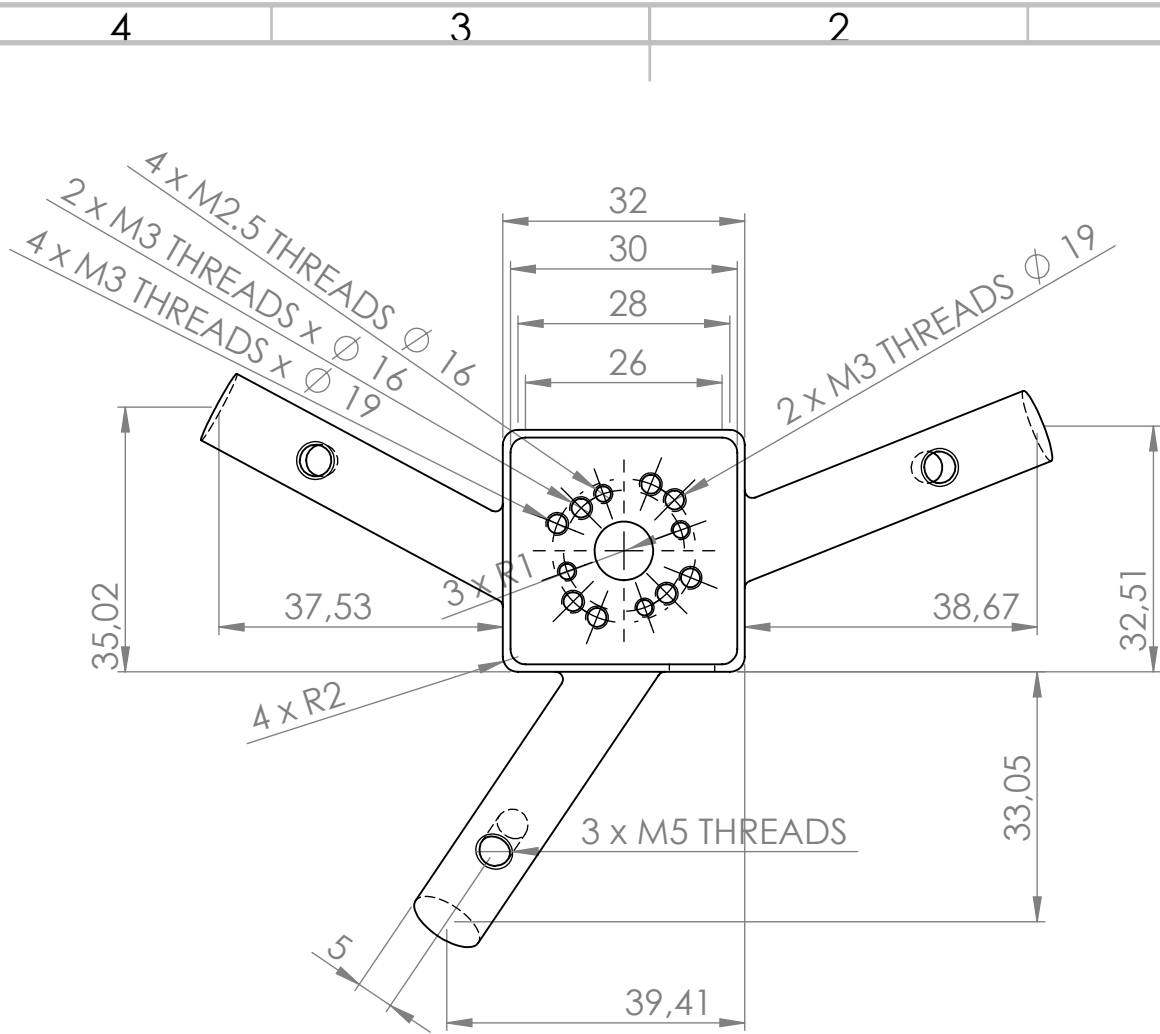
SCALE: 1:1

SHEET 1 OF 1

SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.

EDRASI 3

A4



UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

	NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN			
CHK'D			
APPV'D			
MFG			
Q.A			

TITLE:

MATERIAL:

DWG NO.

**SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.**

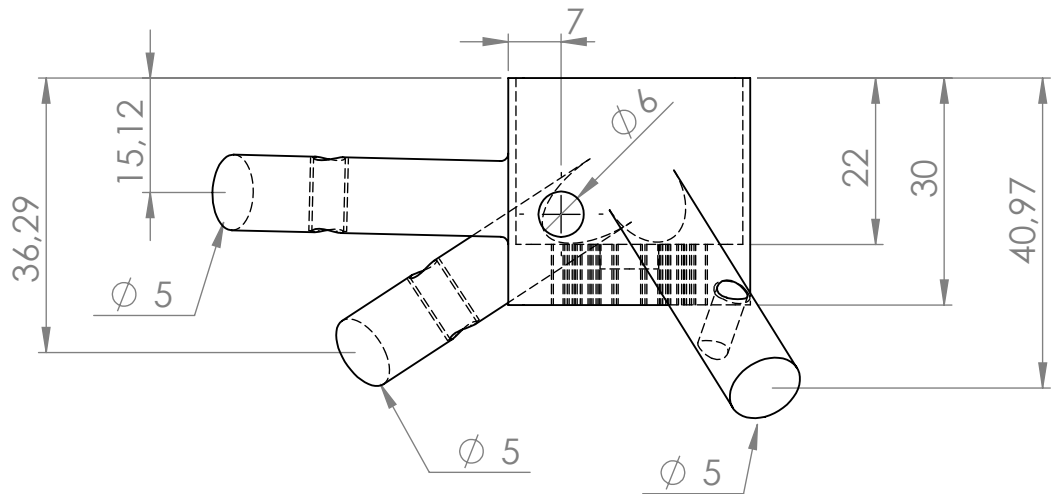
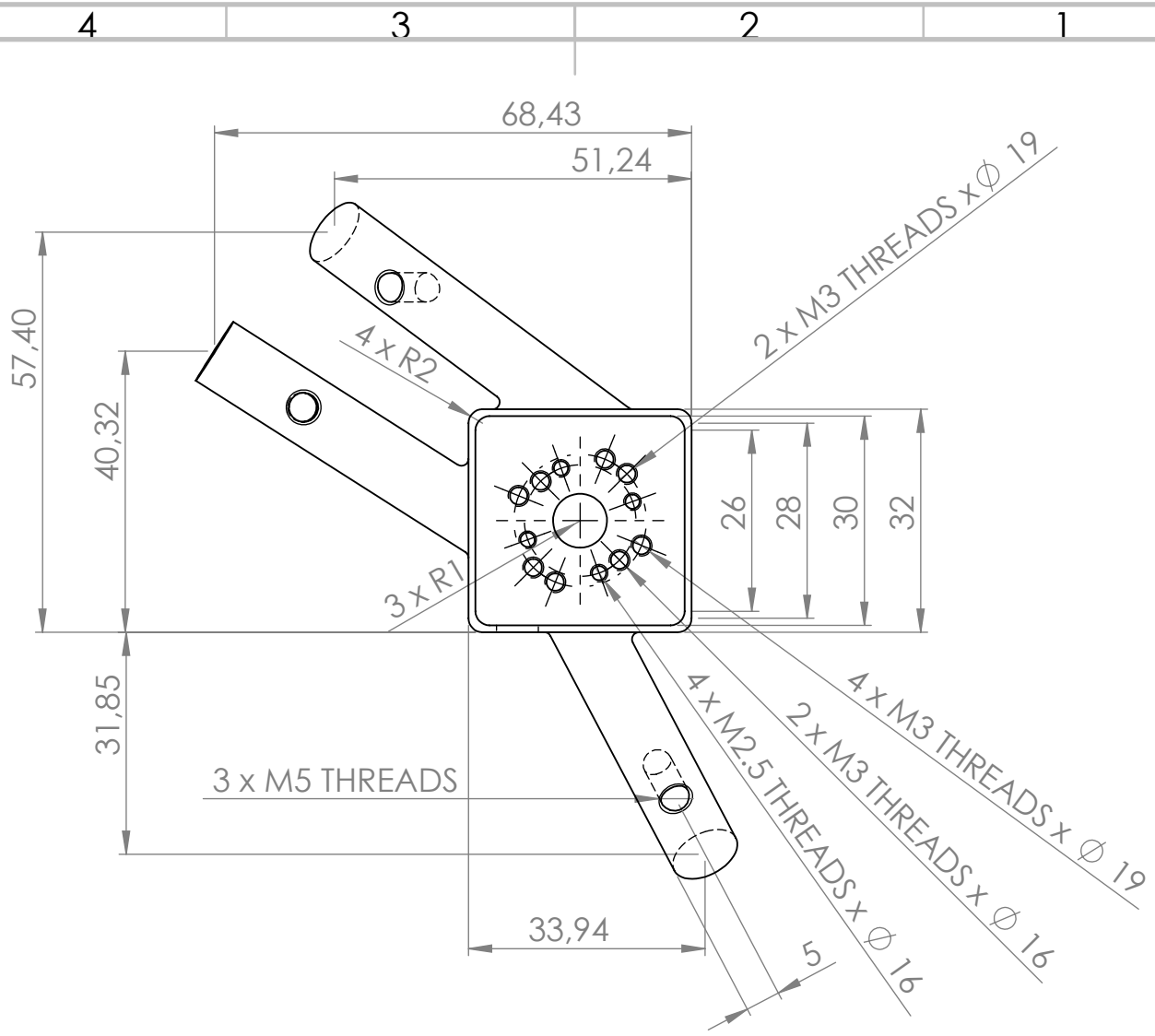
**EDRASI 4**

A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1



UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

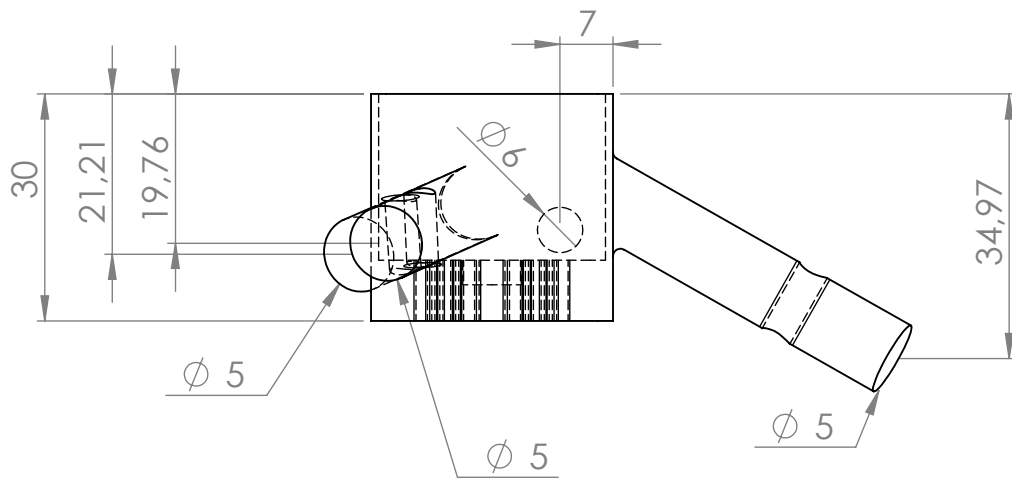
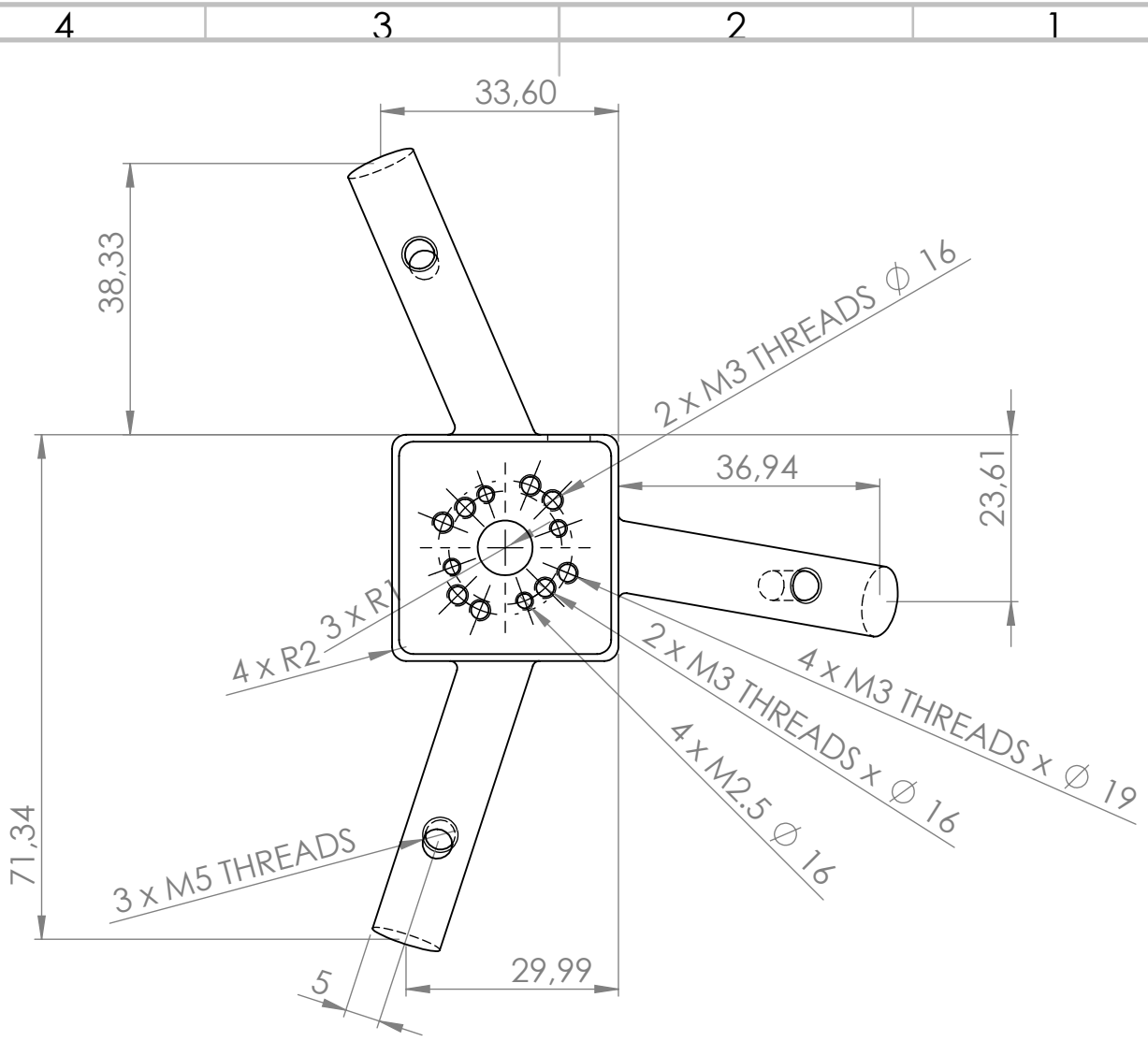
DWG NO. **EDRASI 5**

WEIGHT:

SCALE:1:1 SHEET 1 OF 1

SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.

A4



UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

DWG NO.

SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.

EDRASI 6

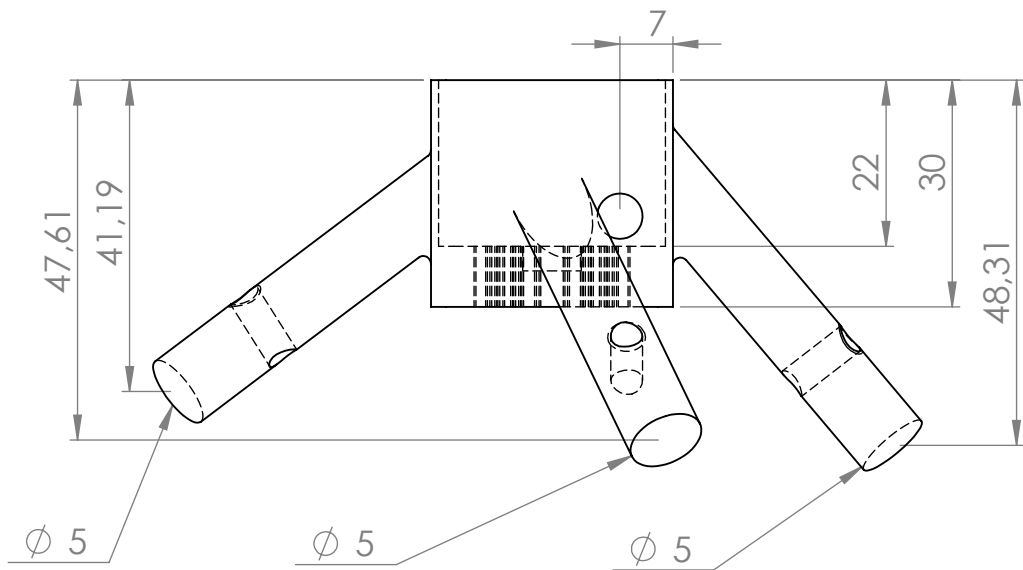
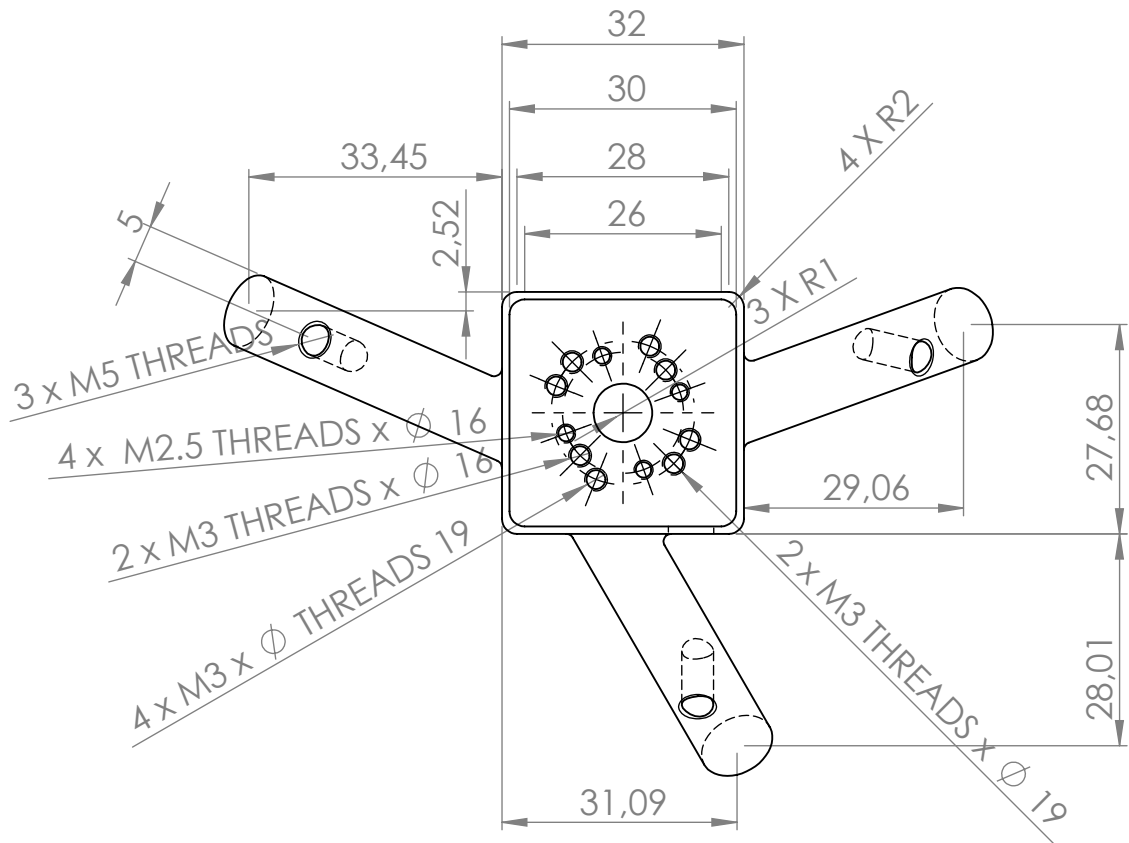
A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1





UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:  
 DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS  
 SURFACE FINISH:  
 TOLERANCES:  
 LINEAR:  
 ANGULAR:

FINISH:

DEBURR AND  
 BREAK SHARP  
 EDGES

DO NOT SCALE DRAWING

REVISION

NAME	SIGNATURE	DATE
DRAWN		
CHK'D		
APPV'D		
MFG		
Q.A		

TITLE:

MATERIAL:

DWG NO.

SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.

EDRASI 7

A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1



# Βιβλιογραφία

- [1] Γ. Στέφος, Λ. Ποταμίτης. «Βελτιστοποίηση Αεροδυναμικού Σχεδιασμού και Δικτύωματος Ιπτάμενου Χειριστή Προσανατολισμένη στο Πρόβλημα Ελέγχου». Διπλωματική Εργασία, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο (ΕΜΠ). 2016
- [2] G. Gavridis. “Control Oriented Aerodynamic Design Optimization For An Aerial Manipulator”. Diploma Thesis, National Technical University of Athens (NTUA). 2014
- [3] A.Nikou. “Analysis, Modeling and Nonlinear Control of a Novel Aerial Manipulator”. Master Thesis, National Technical University of Athens (NTUA). 2014
- [4] D. Brescianini, R. D’Andrea. “Design, Modeling and Control of an Omnidirectional Aerial Vehicle”. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). 2016
- [5] Ζ. Τραχανά. «Προσδιορισμός Αεροδυναμικών Χαρακτηριστικών Έλικας». Καινοτομικός Σχεδιασμός Μηχανολογικών Προϊόντων, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο (ΕΜΠ). 2014
- [6] M. Ryll, H. Bulthoff, P. Giordano. “Modeling and Control of a Quadrotor UAV With Tilting Propellers”. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp. 4606–4613. 2012.
- [7] Y. Long, D. Cappelleri. “Omnicopter: A novel overactuated micro aerial vehicle”. Advances in Mechanisms, Robotics and Design Education and Research, vol. 14 of Mechanisms and Machine Science, pp. 215–226, Springer International Publishing. 2013.
- [8] B. Crowther, A. Lanzon, M. Maya-Gonzalez, D. Langkamp. “Kinematic Analysis and Control Design for a Nonplanar Multirotor Vehicle”. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 34, no. 4, pp. 1157–1171. 2011

- [9] G. Jiang, R. Voyles, “*Hexrotor UAV Platform Enabling Dexterous Interaction With Structures-Flight Test*”. IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics (SSRR), pp. 1–6. 2013
- [10] E. Kaufman, K. Caldwell, D. Lee, T. Lee. “*Design and Development of a Free-Floating Hexrotor UAV for 6-DOF Maneuvers*” in IEEE Aerospace Conference, pp. 1–10. 2014
- [11] S. Rajappa, M. Ryll, H. H. Bulthoff, A. Franchi. “*Modeling, Control and Design Optimization for a Fully-Actuated Hexarotor Aerial Vehicle With Tilted Propellers*”. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). 2015
- [12] F.P. Beer, E. Russel, Jr. Johnston, J.T. DeWolf, D.F. Mazurek. «*Μηχανική των Υλικών*». Εκδόσεις Τζιόλα, 6<sup>η</sup> Έκδοση. 2012
- [13] P.M. Weaver, M.F. Ashby. “*Material Limits for Shape Efficiency*”. Progress in Materials, vol 41, pp. 61–128, Elsevier, 3<sup>rd</sup> Edition. 1997
- [14] M.F. Ashby. “*Materials Selection in Mechanical Design*”. Elsevier, 3<sup>rd</sup> Edition. 2004
- [15] Χ.Γ. Προβατίδης. «*Πεπερασμένα Στοιχεία στην Ανάλυση Κατασκευών*». Εκδόσεις Τζιόλα. 2015
- [16] Μ.Δ. Βούλγαρης. «*Μηχανολογικό Σχέδιο*». Σύγχρονη Εκδοτική. 2009