



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΣΤΟΙΧΕΙΩΝ ΜΗΧΑΝΩΝ

**Μοντελοποίηση και σχεδιασμός συστήματος
αδρανειακής οδήγησης μικρών αεροσκαφών με
μετατόπιση του κέντρου βάρους.**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Σπυριδάκης Στυλιανός

Επιβλέπων : Β. Σπιτάς

Αναπληρωτής Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Ιούλιος 2022

Ευχαριστίες

Η παρούσα εργασία αποτελεί το τελικό κεφάλαιο σε ένα δύσκολο, απαιτητικό, αλλά και πολύ προσοδοφόρο ταξίδι. Θέλω να ευχαριστήσω θερμά τον επιβλέποντα καθηγητή μου κ. Σπιτά Βασίλειο για την πολύτιμη καθοδήγηση του και τις συμβουλές του, και στην εργασία αλλά και σε ένα μεγάλο τμήμα των σπουδών μου. Θέλω επίσης να ευχαριστήσω τον κ. Χρίστο Καλλίγερο για την άψογη συνεργασία και βοήθεια που μου παρείχε παρά τον φόρτο εργασίας του.

Τέλος ευχαριστώ θερμά και αφιερώνω την εργασία αυτή σε όλους τους ανθρώπους που με στήριξαν και δε σταμάτησαν να πιστεύουν στον αγώνα μου.

Περίληψη

Στην παρούσα εργασία μελετάται η αεροδυναμική συμπεριφορά ενός υπαρκτού και κατασκευασμένου μοντέλου drone με σταθερή πτερύγωση και εξετάζεται η μοντελοποίηση και η κατασκευή μιας διάταξης που θα δίνει τη δυνατότητα ελιγμών κατά την πτήση χωρίς την χρήση ailerons (πηδάλια κλίσεως αέρος). Το παρόν θέμα μελέτης παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον μιας που η χρήση των πτερυγίων μεταβαλλόμενης κλίσης για τα εναέρια οχήματα σταθερής πτερύγωσης μονοπωλεί στη βιομηχανία από τα πρώτα κιόλας μοντέλα ιπτάμενων οχημάτων μέχρι και σήμερα. Στόχος της εργασίας είναι η ανάλυση και ενδεχομένως κατασκευή μιας διάταξης η οποία θα μεταβάλλει το κέντρο βάρους του αεροσκάφους και (όπως θα αναλυθεί παρακάτω) θα υλοποιεί τους πλείστους επιθυμητούς ελιγμούς με μεταβολές εντός του κελύφους του drone χωρίς να υπάρχουν κινούμενες εξωτερικές επιφάνειες. Η επίτευξη αυτού του στόχου θα μπορέσει να οδηγήσει στην κατασκευή ενός μοντέλου επαρκώς αδιαβροχοποιημένου και πιο ανθεκτικού σε φθορές. Ένα drone με αυτές τις προδιαγραφές που δε θα αχρηστεύεται και δε θα χρειάζεται αντικατάσταση με μια πτώση στη θάλασσα από κάποιο ισχυρό καιρικό φαινόμενο ή κάποια δυσλειτουργία, εκτιμάται πως θα βρει ποικίλες εφαρμογές στην εμπορική ναυτιλία, στην παρακολούθηση και καταγραφή θαλάσσιων ή χερσαίων εκτάσεων, και άλλες παρεμφερείς χρήσεις.

Abstract

In the present paper, we study the aerodynamic behavior of an existing and constructed model drone with fixed wing, and we examine the modeling and construction of a device that will allow maneuvering in flight without the use of ailerons. The present study is of particular interest as the use of ailerons for fixed-wing aerial vehicles monopolizes the industry from the earliest models of flying vehicles to the present day. The aim of the work is to analyze and possibly construct a device that will change the center of gravity of the aircraft and (as will be discussed below) will implement the most desired maneuvers with changes inside the drone hull without moving external surfaces. Achieving this goal will lead to the construction of a model that is sufficiently waterproof and more resistant to damage. A drone with these specifications that will not be obsolete and will not need to be replaced with a drop in the sea by a strong weather phenomenon or a malfunction, is estimated to find a variety of applications in merchant shipping, monitoring, and recording of sea or land, and other similar uses.

Περιεχόμενα

Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή.....	11
1.1 Αντικείμενο και στόχος εργασίας.....	11
1.2 Βασικές έννοιες αεροδυναμικής και δυνάμεις στο αεροσκάφος.....	12
1.3 Φυσική λειτουργία αεροτομής πτέρυγας.....	13
1.3.1 Χαρακτηριστικά απόδοσης αεροτομών – Συντελεστές Άνωσης, Αντίστασης.....	17
1.3.2 Κέντρα αναφοράς στις αεροτομές.....	18
1.4 Δυνάμεις στο αεροσκάφος.....	20
1.4.1 Οριζόντια πτήση με σταθερή ταχύτητα (steady – level flight).....	20
1.4.2 Ομαλή πτήση (Ανοδική ή καθοδική) υπό σταθερή γωνία πτήσης γ	21
1.4.3 Ομαλή περιστροφή.....	22
1.5 Βασικές συνιστώσες, συστήματα αεροσκάφους και μηχανισμοί ελέγχου.....	23
Κεφάλαιο 2: Ανάλυση του μοντέλου (Case study).....	25
2.1 Αποσυναρμολόγηση	25
2.2 Αποτύπωση/μέτρηση	28
2.3 Σχεδιασμός.....	31
2.4 Ανάλυση αεροδυναμικών σταθερών.....	35
2.4.1 Σχεδιασμός αεροτομής.....	35
2.4.2 Σχεδιασμός αεροσκάφους.....	38
2.4.3 Ανάλυση αεροσκάφους.....	41
2.5 Ανάλυση διαμήκους και πλευρικής ευστάθειας.....	49
Κεφάλαιο 3: Υπολογισμός Παραμέτρων συστήματος οδήγησης.....	51
3.1 Αρχή λειτουργίας συστήματος οδήγησης.....	51
3.2 Κατασκευή εξισώσεων κίνησης.....	52
3.2.1 Επίπεδο παράλληλο της αεροτομής.....	53
3.2.2 Επίπεδο περιστροφής γz	70
3.3 Συμπεράσματα.....	76

Κεφάλαιο 4: Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης.....	78
4.1 Απαιτούμενες διαστάσεις συστήματος οδήγησης.....	78
4.2 Εναλλακτικές λύσεις.....	80
4.3 Επιλογή εξαρτημάτων.....	84
4.4 Σχεδιασμός μηχανισμού.....	86
Κεφάλαιο 5: Συμπεράσματα.....	90
Παράρτημα Α: Κώδικες MATLAB.....	92
Παράρτημα Β: Πίνακες δεδομένων από CFD.....	106
Παράρτημα Γ: Σχέδια.....	110

1. Εισαγωγή

1.1 Αντικείμενο και στόχος εργασίας

Στην παρούσα εργασία, μελετάται η μοντελοποίηση και ο σχεδιασμός ενός συστήματος αδρανειακής οδήγησης για ένα μικρό αεροσκάφος (drone) σταθερής πτερύγωσης (fixed wing).

Τα μικρά τηλεκατευθυνόμενα αεροσκάφη έχουν αναπτυχθεί ιδιαίτερα και έχουν βρει ποικίλες εφαρμογές, τόσο σε βιομηχανική κλίμακα, όσο και σε επίπεδο καθημερινών καταναλωτών. Το μικρό τους μέγεθος, η ευελιξία τους, η εμβέλεια στην οποία δύναται να πετάξουν, η μικρή ενεργειακή τους κατανάλωση, η δυνατότητα προσαρμογής πρόσθετων εξαρτημάτων (π.χ. κάμερα), και άλλα, τα καθιστούν ένα πολυχρηστικό και οικονομικό εργαλείο για ένα μεγάλο φάσμα εφαρμογών. Η τεχνολογία τους διαρκώς εξελίσσεται και οι δυνατότητες τους αυξάνονται. Τα μοντέλα σταθερής πτερύγωσης, όπως αυτό που μελετάται, ίπτανται βάση των ίδιων αρχών με τις οποίες ίπταται και ένα αεροπλάνο. Στην παρούσα εργασία θα αναλυθεί το σύστημα οδήγησης, δηλαδή η διάταξη εκείνη που είναι υπεύθυνη για την επίτευξη των διάφορων επιθυμητών κινήσεων κατά τη διάρκεια μιας πτήσης.

Η οδήγηση σε ένα τυπικό αεροσκάφος σταθερής πτερύγωσης επιτυγχάνεται μέσω ailerons (πηδάλια κλίσεως αέρος). Πρόκειται για κινούμενες επιφάνειες που βρίσκονται πάνω στις πτέρυγες των αεροσκαφών και οδηγούνται από κινητήρες που στεγάζονται συνήθως εντός αυτών.

Στόχος της εργασίας είναι να σχεδιαστεί ένας μηχανισμός που θα επιτυγχάνει οδήγηση ενός κατασκευασμένου και λειτουργικού αεροσκάφους για τους πλείστους επιθυμητούς ελιγμούς, χωρίς την χρήση εξωτερικών κινούμενων επιφανειών, αλλά με τη χρήση μιας διάταξης που θα στεγάζεται εξ ολοκλήρου εντός του κοίλου κελύφους του αεροσκάφους. Η κεντρική ιδέα που θα μελετηθεί είναι η εξής: Δύναται να μεταβληθεί η δυναμική κατάσταση ενός αεροσκάφους, με αδρανειακή μεταβολή. Μετατοπίζοντας δηλαδή μια μάζα με μια ταχύτητα, εντός του κελύφους, μπορεί να αλλάξει η δυναμική και κινηματική συμπεριφορά του αεροσκάφους.

Για να επιτευχθεί ο στόχος της εργασίας, θα πρέπει να αναλυθεί με μαθηματικά μοντέλα η δυναμική συμπεριφορά του δεδομένου αεροσκάφους και να αποδειχθεί πως όντως μπορεί να οδηγηθεί από ένα αδρανειακό σύστημα. Θα ακολουθήσει επιλογή και σχεδιασμός του συστήματος που θα είναι υπεύθυνο για τις αδρανειακές μεταβολές που θα επιτυγχάνουν την οδήγηση αυτή. Με την ολοκλήρωση της εργασίας και την επίτευξη του στόχου της, θα υπάρχει πλέον η δυνατότητα κατασκευής ενός μικρού αεροσκάφους χωρίς εξωτερικές κινούμενες επιφάνειες. Το κύριο πλεονέκτημα ενός τέτοιου αεροσκάφους θα είναι η ανθεκτικότητά του. Μια από τις πιο συνήθεις χρήσεις τέτοιου τύπου αεροσκάφους είναι η πτήση πάνω από υδάτινες εκτάσεις, στις οποίες πολλές φορές πέφτουν, λόγω κάποιας δυσλειτουργίας ή κάποιου καιρικού φαινομένου, και καθίστανται μη λειτουργικά λόγω της εισροής νερού. Με την αφαίρεση των κινούμενων επιφανειών, το αεροσκάφος γίνεται πιο στεγανό και δεν χρειάζεται αντικατάσταση ή επισκευή λόγω μιας πτώσης του σε νερό, και συνεπώς εκτιμάται πως θα βρει πολλές χρήσεις στην εμπορική ναυτιλία, και γενικότερα σε παρεμφερείς εφαρμογές.

Για να γίνουν όλα τα ανωτέρω όμως απαραίτητο είναι ένα αρχικό θεωρητικό υπόβαθρο που θα περιγράφει όλες τις παραμέτρους που πρέπει να ληφθούν υπ' όψη κατά την ανάλυση και μοντελοποίηση.

Παρατίθεται το υπόβαθρο βασικών γνώσεων που απαιτούνται για την κατανόηση και την περιγραφή της κίνησης και της δυναμικής ενός εν πτήσει τυπικού αεροσκάφους. Περιλαμβάνουν τη θεμελιώδη δομή και αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους, τις κύριες προϋποθέσεις και απαιτήσεις για τη δομή του και τις διάφορες φάσεις στις οποίες περιέρχεται κατά τη διάρκεια μιας πτήσης. Επίσης, περιγράφονται τα βασικά γεωμετρικά μεγέθη του αεροσκάφους και οι συμβολισμοί, υπό τα οποία καταστρώνονται οι εξισώσεις κίνησης και χρησιμοποιούνται κατά την έκταση του παρόντος συγγράμματος.

1.2 Βασικές έννοιες αεροδυναμικής και δυνάμεις στο αεροσκάφος.

Η αεροδυναμική αποτελεί ένα από τα πεδία της μηχανικής των ρευστών και ασχολείται με την αλληλεπίδραση του αέρα κυρίως, με ένα κινούμενο σώμα. Το

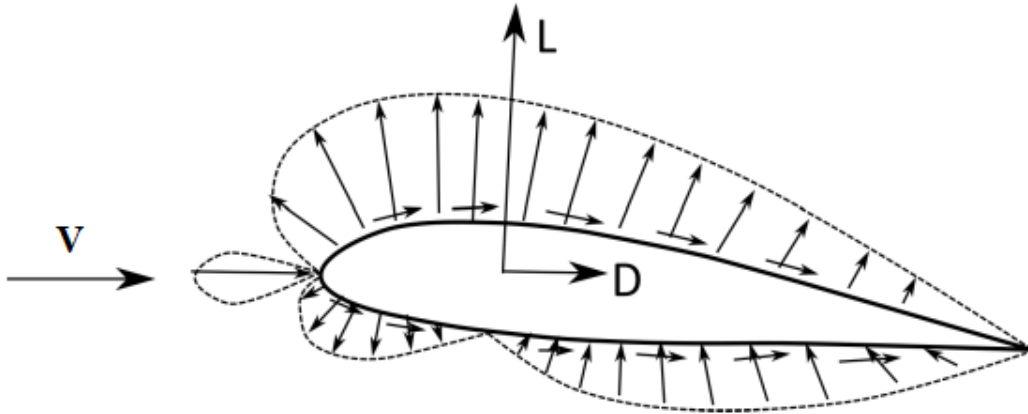
αεροσκάφος είναι μία τέτοια περίπτωση, καθώς εκμεταλλεύεται τη σχετική του κίνηση με την ατμόσφαιρα για να πετάξει. Σε αυτό το υποκεφάλαιο, μελετώνται τα φυσικά φαινόμενα και τα μέσα τα οποία χρησιμοποιούν οι μηχανικοί για την επίτευξη της πτήσης. Συγκεκριμένα, ακολουθεί αναφορά στις αεροτομές και τη βασική θεωρία γύρω από το θέμα, όπως και οι δυνάμεις οι οποίες ασκούνται σε ένα ιπτάμενο αεροσκάφος σε διάφορες καταστάσεις πτήσης (οριζόντια, ανοδική κ.ά.).

1.3 Φυσική λειτουργία αεροτομής πτέρυγας

Η τομή μιας πτέρυγας από επίπεδο παράλληλο του επιπέδου συμμετρίας του αεροσκάφους, ονομάζεται αεροτομή (airfoil) πτέρυγας, Υπό μια δισδιάστατη θεώρηση, η αεροτομή ορίζεται ως το γεωμετρικό σχήμα το οποίο όταν εκτίθεται σε ρεύμα αέρα, αναπτύσσει ανωστικές δυνάμεις, λόγω της ανισορροπίας στην κατανομή της πίεσης μεταξύ της πάνω και κάτω πλευράς του. Η χρησιμότητα αυτής της ιδιότητας χρίζει την αεροτομή ως καθοριστικό εργαλείο σε αμέτρητες εφαρμογές στη σύγχρονη βιομηχανία και την καθημερινή μας ζωή. Από τις πτέρυγες των αεροσκαφών και τις βαθμίδες των συμπιεστών μέχρι τον εξαερισμό κτιρίων και την άρδευση, η αεροτομή αποτελεί αναντικατάστατο κομμάτι στις πλείστες περιπτώσεις.

Μία περιγραφή του τρόπου λειτουργίας, μπορεί να είναι η εξής: Η κυρτότητα της αεροτομής, «αναγκάζει» τη ροή να αποκτήσει μεγαλύτερη ταχύτητα στη μία πλευρά σε σχέση με την άλλη, ούτως ώστε, να διατηρηθεί η ενέργεια του ρευστού, καθώς έχει μεγαλύτερη απόσταση να διανύσει στην πλευρά αυτή.

Επομένως, η διαφορά ταχύτητας μεταξύ άνω και κάτω επιφάνειας προκαλεί ανισορροπία της πίεσης μεταξύ των δύο πλευρών, η οποία δημιουργεί τη δύναμη της άνωσης. Ασφαλώς όμως, εφόσον η αεροτομή είναι ένα στερεό που αλληλοεπιδρά με ρεύμα συνεκτικού ρευστού, είναι αναμενόμενη η ύπαρξη μίας δύναμης αντίστασης η οποία ονομάζεται οπισθέλκουσα. Οι δυνάμεις αυτές φαίνονται στην ακόλουθη εικόνα 1.1 .



Εικόνα 1.1: Δυνάμεις και κατανομή πίεσης τυπικής αεροτομής

Όπου:

- L (Lift): δύναμη άνωσης ή άνωση,
- D (Drag): δύναμη αντίστασης ή οπισθέλκουσα,
- M (Moment): ροπή,
- V: ταχύτητα ροής.

Η δύναμη της οπισθέλκουσας έχει την ίδια διεύθυνση με την ταχύτητα της ροής, ενώ η άνωση είναι κάθετη στην οπισθέλκουσα.

Μια πιο ενδελεχής μαθηματική περιγραφή βασίζεται στη μηχανική των συνεχών ρευστών, υποθέτοντας ότι ο αέρας ρέει ως συνεχές ρευστό. Η άνωση δημιουργείται σύμφωνα με τις θεμελιώδεις αρχές της φυσικής, από τις οποίες, οι πιο σχετικές είναι οι ακόλουθες τρεις αρχές:

- Διατήρηση της ορμής, η οποία είναι συνέπεια των νόμων κίνησης του Νεύτωνα, ειδικά του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα που συσχετίζει την δύναμη σε ένα στοιχείο αέρα με τον ρυθμό μεταβολής της ορμής του,
- Διατήρηση της μάζας, συμπεριλαμβανομένης της υπόθεσης ότι η επιφάνεια της αεροτομής είναι αδιαπέραστη για τον αέρα που ρέει γύρω, και
- Διατήρηση της ενέργειας, που λέει ότι η ενέργεια ούτε δημιουργείται ούτε καταστρέφεται.

Επειδή μια αεροτομή επηρεάζει τη ροή σε μια ευρεία περιοχή γύρω της, οι νόμοι διατήρησης της μηχανικής ενσωματώνονται με τη μορφή μερικών διαφορικών εξισώσεων σε συνδυασμό με ένα σύνολο απαιτήσεων οριακών συνθηκών, τις οποίες η ροή πρέπει να ικανοποιεί στην επιφάνεια της αεροτομής και μακριά από αεροτομή.

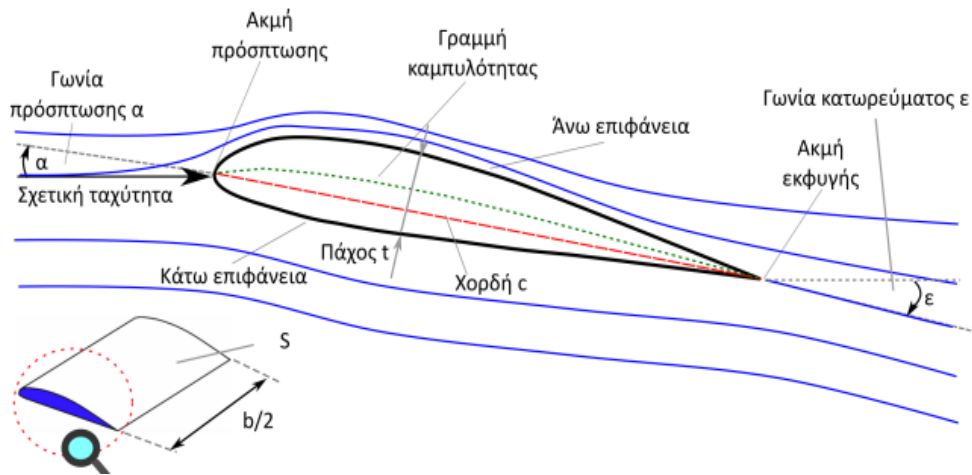
Η προσέγγιση της ανύψωσης απαιτεί την επίλυση των εξισώσεων για ένα συγκεκριμένο σχήμα αεροτομής και συνθήκη ροής, η οποία γενικά απαιτεί υπολογισμούς τόσο ογκώδεις που είναι πρακτικοί μόνο σε υπολογιστή, μέσω των μεθόδων υπολογιστικής δυναμικής ρευστών (CFD). Ο προσδιορισμός της καθαρής αεροδυναμικής δύναμης από μια λύση CFD απαιτεί "άθροιση" (ολοκλήρωση) των δυνάμεων λόγω πίεσης και διάτμησης που καθορίζονται από το CFD σε κάθε στοιχείο επιφάνειας της αεροτομής.

Οι εξισώσεις Navier-Stokes (NS) παρέχουν την πιθανώς πιο ακριβή θεωρία άνωσης, αλλά στην πράξη, η καταγραφή των επιπτώσεων των αναταράξεων στο οριακό στρώμα στην επιφάνεια της αεροτομής απαιτεί θυσία κάποιας ακρίβειας και απαιτεί τη χρήση του Reynolds-averaged Navier-Stokes εξισώσεις (RANS). Έχουν επίσης αναπτυχθεί πιο απλές αλλά λιγότερο ακριβείς θεωρίες.

Το θεώρημα Kutta-Joukowski συσχετίζει την ανύψωση ανά μονάδα πλάτους του ανοίγματος μιας δισδιάστατης αεροτομής με την κυκλοφορία της ροής. Είναι ένα βασικό στοιχείο για την εξήγηση της άνωσης, που ακολουθεί την ανάπτυξη της ροής γύρω από μια αεροτομή καθώς η αεροτομή ξεκινά την κίνησή της από την ηρεμία και μια δίνη εκκίνησης σχηματίζεται και αφήνεται πίσω, που οδηγεί στο σχηματισμό κυκλοφορίας γύρω από την αεροτομή. Στη συνέχεια, η άνωση συνάγεται από το θεώρημα Kutta-Joukowski. Αυτή η εξήγηση είναι σε μεγάλο βαθμό μαθηματική και η γενική της ανάπτυξη βασίζεται σε λογικά συμπεράσματα, όχι σε φυσικά φαινόμενα.

Περαιτέρω μαθηματική ανάλυση δεν ενδείκνυται στα πλαίσια του παρόντος κεφαλαίου, που στόχο έχει μια γενική περιγραφή των φυσικών φαινομένων που εμφανίζονται κατά την πτήση ενός αεροσκάφους.

Στην εικόνα 1.2 παρουσιάζονται τα γεωμετρικά μεγέθη και η ορολογία που εμπλέκονται στην ανάλυση των αεροτομών.



Εικόνα 1.2: Ορολογία αεροτομών

Η ορολογία αυτή έχει ως εξής:

- ακμή προσβολής ή πρόσπτωσης: το σημείο με τη μεγαλύτερη καμπυλότητα στο μπροστά μέρος της αεροτομής,
- ακμή εκφυγής: το σημείο με τη μεγαλύτερη καμπυλότητα στο πίσω μέρος της αεροτομής,
- χορδή (c): η ευθεία που ενώνει τις ακμές προσβολής και εκφυγής,
- μέση γραμμή ή γραμμή καμπυλότητας (camber line): ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ισαπέχουν από την πάνω και την κάτω επιφάνεια της αεροτομής,
- πάχος (t): η κατανομή του ποικίλει κατά μήκος της χορδής. Μετράται με δύο τρόπους, είτε κάθετα στη μέση γραμμή είτε κάθετα στη χορδή,
- άνω επιφάνεια ή επιφάνεια αναρρόφησης: γενικά η μέση ταχύτητα είναι μεγαλύτερη από αυτή της ροής, ενώ η στατική πίεση είναι μικρότερη,
- κάτω επιφάνεια ή επιφάνεια πίεσης: γενικά η μέση ταχύτητα είναι μικρότερη από αυτή της ροής, ενώ η στατική πίεση είναι μεγαλύτερη,
- γωνία πρόσπτωσης (α): η γωνία που σχηματίζει το διάνυσμα της ταχύτητας της ροής με τη χορδή,
- S: πτερυγική επιφάνεια, ορίζεται ως η μέση χορδή επί το άνοιγμα των πτερυγίων ($c_{average} * b$)

- b: εκπέτασμα,
- γωνία κατωρεύματος (ϵ): η γωνία μεταξύ της διεύθυνσης της ελεύθερης ροής και της διεύθυνσης της ροής στην ακμή εκφυγής.

1.3.1. Χαρακτηριστικά απόδοσης αεροτομών – Συντελεστές Άνωσης, Αντίστασης

Για την περιγραφή των χαρακτηριστικών μιας αεροτομής, όπως για παράδειγμα την ικανότητα δημιουργίας άνωσης σε δεδομένο ρεύμα αέρα, θεσπίστηκαν συγκεκριμένοι συντελεστές οι οποίοι σχετίζονται με τη γεωμετρία της και μεταβάλλονται ανάλογα με τις διάφορες συνθήκες στις οποίες περιέρχεται η αεροτομή. Οι συντελεστές αυτοί είναι σε αδιάστατη μορφή και έτσι παρέχουν με απλό και εύχρηστο τρόπο τη δυνατότητα καταγραφής των αποδόσεων και της συμπεριφοράς μιας συγκεκριμένης αεροτομής για σκοπούς τυποποίησης, σύγκρισης ή έρευνας.

Οι συντελεστές αυτοί χρησιμοποιούν τη δυναμική πίεση Q , η οποία ορίζεται ως:

$$Q = \rho \frac{V^2}{2} \quad \left[\frac{N}{m^2} = Pa \right] \quad (1.1)$$

Ουσιαστικά, η δυναμική πίεση Q αποτελεί μια έκφραση της κινητικής ενέργειας της ροής. Επιπλέον, χρησιμοποιούν βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, όπως η επιφάνεια πτερύγων S και το μήκος χορδής της πτέρυγας c . Γενικά, οι αδιάστατοι συντελεστές που χρησιμοποιούνται στα πλαίσια του παρόντος συγγράμματος αδιαστατοποιούνται με όμοιο τρόπο, ανάλογα με το αν χαρακτηρίζουν την αδιαστατοποίηση δυνάμεων ή ροπών.

Οι τρεις βασικότεροι συντελεστές είναι οι συντελεστές άνωσης, οπισθέλκουσας και ροπής, οι οποίοι ορίζονται στις εξισώσεις αντίστοιχα.

$$\begin{aligned}
 C_L &= \frac{L}{QS} \\
 C_D &= \frac{D}{QS} \\
 C_M &= \frac{M}{QSc}
 \end{aligned}
 \tag{1.2}$$

Επίσης ορίζεται ο συντελεστής πίεσης:

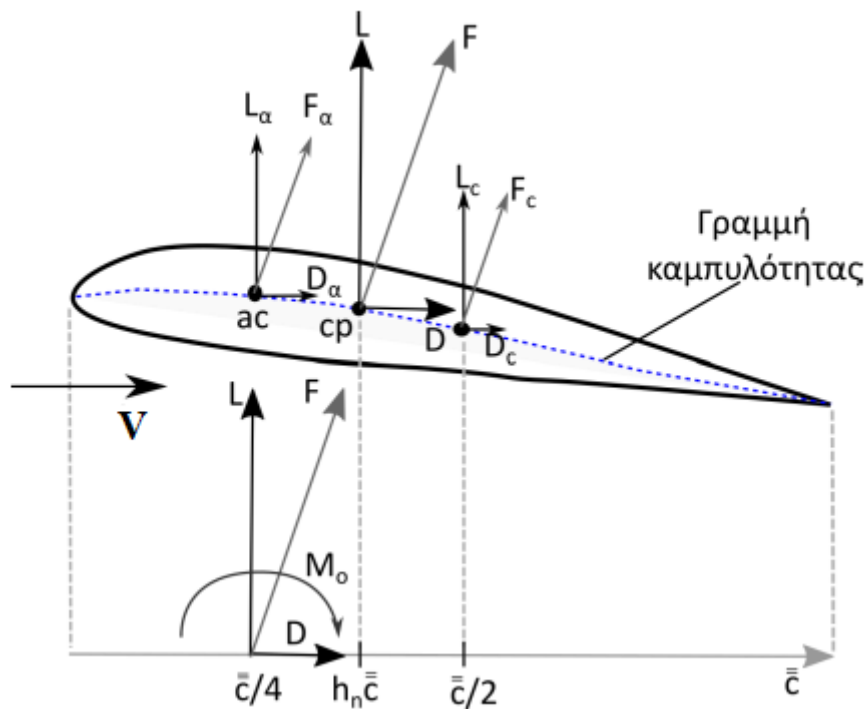
$$C_p = \frac{P - P_{atm}}{Q}$$

1.3.2. Κέντρα αναφοράς στις αεροτομές

Τα αεροδυναμικά κέντρα αναφοράς ορίζονται ως σημεία της αεροτομής στα οποία ισχύουν συγκεκριμένες συνθήκες οποίες αφορούν τις δυνάμεις που ασκούνται στην αεροτομή. Τα σημεία αυτά χρησιμοποιούνται ως σημεία αναφοράς για διάφορες αναλύσεις, για τον καθορισμό γεωμετρικών μεγεθών κ.ά.

Δύο τέτοια σημεία, είναι το αεροδυναμικό κέντρο ac και το κέντρο πίεσης cp . Η συνισταμένη δύναμη F της άνωσης και της αντίστασης μπορεί να αναλυθεί σε δύο άλλες συνιστώσες, σύμφωνα με τον Cook. Τη δύναμη λόγω καμπυλότητας της πτέρυγας F_c και τη δύναμη λόγω της γωνίας πρόσπτωσης F_a . Όπως φαίνεται και στην εικόνα 1.3, οι δύο αυτές δυνάμεις, μπορούν επίσης να αναλυθούν σε συνιστώσες άνωσης και αντίστασης, ενώ ισχύει:

$$F = F_a + F_c$$



Εικόνα 1.3: Αεροδυναμικά κέντρα αναφοράς αεροτομής.

Η δύναμη λόγω καμπυλότητας F_c είναι σταθερή και εφαρμόζεται στο μέσο της χορδής, ενώ για συμμετρική αεροτομή, μηδενίζεται. Η δύναμη λόγω της γωνίας πρόσπτωσης F_α , εφαρμόζεται στο $1/4$ της χορδής.

Το αεροδυναμικό κέντρο ac , ορίζεται ως το σημείο ως προς το οποίο η ροπή M , είναι ανεξάρτητη της γωνίας πρόσπτωσης. Για χαμηλούς αριθμούς Mach βρίσκεται στο 25% της χορδής ($c/4$) ή πολύ κοντά σε αυτό.

Το κέντρο πίεσης cp , είναι το σημείο εφαρμογής της συνισταμένης δύναμης F και επομένως το σημείο στο οποίο μηδενίζεται η ροπή. Κινείται μεταξύ του αεροδυναμικού κέντρου και του μέσου της χορδής ανάλογα με τη γωνία πρόσπτωσης, με την ταχύτητα του ρεύματος του αέρα και με τη γεωμετρία της αεροτομής. Έτσι, για χαμηλές ταχύτητες και μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, το κέντρο πίεσης βρίσκεται πιο κοντά στο αεροδυναμικό κέντρο, ενώ για μεγάλες ταχύτητες και μικρές γωνίες πρόσπτωσης βρίσκεται πιο κοντά στο μέσο της χορδής.

Στην δεδομένη μελέτη θα ασχοληθούμε με το κέντρο πίεσης στο οποίο ασκείται η ολική δύναμη καθώς και με το κέντρο βάρους στο μοντέλου στο οποίο βρίσκεται ο φορέας της δύναμης του βάρους.

1.4 Δυνάμεις στο αεροσκάφος

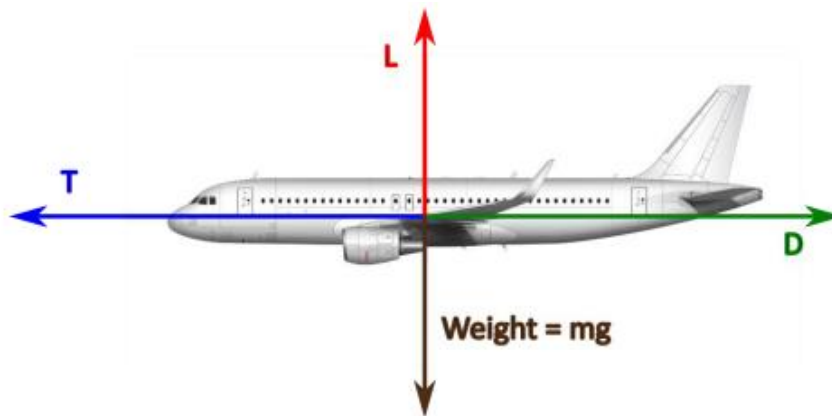
Βασικό θεμέλιο της μηχανικής και της δυναμικής του αεροσκάφους και της όποιας σχετικής ανάλυσης, αποτελεί η αναγνώριση των βασικών ασκούμενων δυνάμεων στο αεροσκάφος και η διατύπωση των εξισώσεων ισορροπίας. Στην περίπτωση του αεροσκάφους αυτή η διατύπωση μεταβάλλεται ανάλογα με την κατάσταση πτήσης του αεροσκάφους. Οι βασικές καταστάσεις πτήσης που θα θεωρηθούν, αποτελούν τις διάφορες περιπτώσεις πτήσης σταθερής ταχύτητας (οριζόντια, ανοδική ή καθοδική), επιταχυνόμενη κίνηση και περιστροφή.

Σε όλες αυτές τις περιπτώσεις, οι παρακάτω τέσσερις δυνάμεις είναι κοινές:

- Η άνωση (L): παράγεται κατά την κίνηση του αεροσκάφους από τις αεροδυναμικά διαμορφωμένες συνιστώσες του αεροσκάφους (κυρίως από την πτέρυγα).
- Το βάρος (W-Weight): η δύναμη της βαρύτητας με φορά προς τη γη.
- Η ώση (T-Thrust): η δύναμη που ασκούν οι κινητήρες του αεροσκάφους.
- Η οπισθέλκουσα (D): η δύναμη που αντιτίθεται στην κίνηση του αεροσκάφους. Είναι δηλαδή αντίθετη της ώσης και κάθετη με την άνωση.

1.4.1. Οριζόντια πτήση με σταθερή ταχύτητα (steady – level flight)

Στην οριζόντια πτήση, το αεροσκάφος πετά σε σταθερό ύψος. Αυτό συνεπάγεται ότι το μέτρο της δύναμης άνωσης L ισούται με το μέτρο της δύναμης της βαρύτητας και το μέτρο της οπισθέλκουσας D ισούται με το μέτρο της ώσης T του κινητήρα:



Εικόνα 1.4: Δυνάμεις στην οριζόντια πτήση

$$L = mg \rightarrow \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L = mg \quad (1.3)$$

$$D = T \rightarrow \frac{1}{2} \rho S V^2 C_T = T \quad (1.4)$$

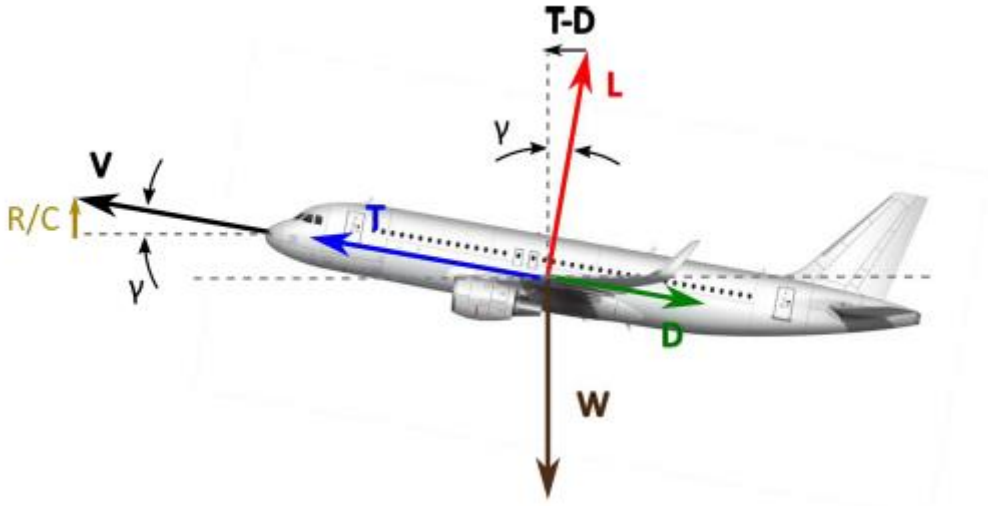
Από τις σχέσεις σε συνδυασμό με τις σχέσεις προκύπτουν τα εξής βασικά συμπεράσματα:

1. Η ταχύτητα του αεροσκάφους είναι αντιστρόφως ανάλογη της τετραγωνικής ρίζας του συντελεστή άνωσης.
2. Το αεροσκάφος πρέπει να διατηρεί μία ελάχιστη ταχύτητα V_s προκειμένου να αποφύγει την απώλεια στήριξης.

1.4.2. Ομαλή πτήση (Ανοδική ή καθοδική) υπό σταθερή γωνία πτήσης γ

Το αεροσκάφος κινείται με σταθερή ταχύτητα. Στην εικόνα 1.5 παρουσιάζεται η περίπτωση της ανοδικής πτήσης ή αναρρίχησης (climb) υπό αρνητική γωνία ίχνους πτήσης γ (flight path angle). Σε αυτή την περίπτωση, από την ισορροπία των δυνάμεων, προκύπτουν οι σχέσεις:

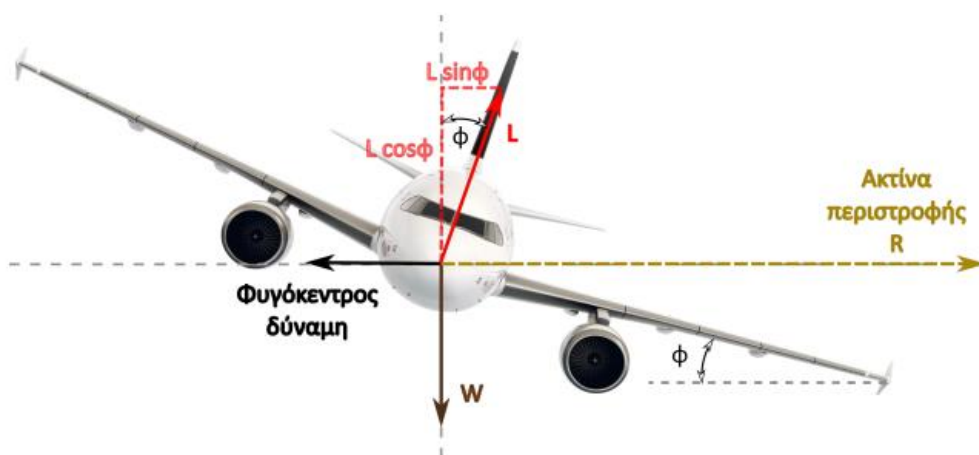
$$T - D - W \sin(\gamma) = 0 \quad , \quad L - W \cos(\gamma) = 0 \quad (1.5)$$



Εικόνα 1.5: Δυνάμεις στην ομαλή ανοδική πτήση

1.4.3. Ομαλή περιστροφή

Σε αυτή την περίπτωση οι δυνάμεις ώσης T και αντίστασης D είναι ίσες μεταξύ τους και το αεροσκάφος κινείται σε κυκλική τροχιά με ακτίνα στροφής R και υπό μία γωνιά στροφής ϕ (Εικόνα 1.6). Τότε ασκείται στο αεροσκάφος μια φυγόκεντρος δύναμη, η οποία εξισορροπείται από την αντίθετης φοράς, οριζόντια συνιστώσα της άνωσης.



Εικόνα 1.6: Δυνάμεις στην ομαλή περιστροφή

$$L \sin(\varphi) = \frac{V^2 m}{R} \quad (1.6)$$

$$L \cos(\varphi) = W = mg \quad (1.7)$$

$$\text{όπου } V = R\omega \quad (1.8)$$

1.5 Βασικές συνιστώσες, συστήματα αεροσκάφους και μηχανισμοί ελέγχου πτήσης

Ένα αεροσκάφος, εκτός από την απαιτούμενη ισχύ ώστε να υπερνικήσει τις δυνάμεις της βαρύτητας και τις αντιστάσεις του αέρα για να πετάξει, χρειάζεται τα μέσα για τον έλεγχο της πορείας του. Για την ικανότητα της εκτέλεσης και τον έλεγχο των διάφορων φάσεων πτήσης και των διάφορων ελιγμών, είναι αναγκαία η προσάρτηση επιπλέον επιφανειών και συστημάτων πέραν των πτερύγων.

Πτέρυγες: Η πρωταρχική λειτουργία της πτέρυγας, είναι η παροχή της απαιτούμενης άνωσης. Η μεταβολή της άνωσης που παρέχει η πτέρυγα μπορεί να επιτευχθεί με τη μεταβολή της στάσης του αεροσκάφους και συνεπώς της γωνίας πρόσπτωσης.

Επιφάνειες ελέγχου (ailerons): Είναι το μέσο με το οποίο ο χειριστής εκτελεί τους διάφορους ελιγμούς που χρειάζεται. Η βασική αρχή λειτουργίας είναι η εξής: Με την αλλαγή της κλίσης του aileron αλλάζει η ολική γεωμετρία της αεροτομής με αποτέλεσμα να μεταβάλλεται η ροή του αέρα στις επιφάνειες και κατά συνέπεια να αλλάζουν και οι αεροδυναμικοί συντελεστές. Με τις μεταβολές αυτές ο χειριστής μπορεί να ελέγξει τη δυναμική κατάσταση του οχήματος και δημιουργήσει επιταχύνσεις ή επιβραδύνσεις ανάλογα με την επιθυμητή λειτουργία. Συγκεκριμένα, με τα ailerons και των δύο πτερύγων κατεβασμένα αυξάνεται ο συντελεστής άνωσης οπότε έχουμε ανοδική πορεία, ενώ και με τα δύο κατεβασμένα έχουμε μείωση της άνωσης οπότε υπερισχύει η συμβολή του βάρους και έχουμε καθοδική πορεία. Τέλος με το ένα πάνω και το άλλο κάτω δημιουργείται θετική άνωση στη μία πτέρυγα και αρνητική στην άλλη με αποτέλεσμα τελικά να γίνεται μια περιστροφή (roll). Στα πλαίσια της μελέτης αυτής γίνεται προσπάθεια να εξαλειφθούν αυτές οι επιφάνειες ελέγχου, όπως προαναφέρθηκε, οπότε δεν χρειάζεται περαιτέρω ανάλυση.



Εικόνα 1.7: Μορφή Ailerons

Κινητήρες: Οι κινητήρες παρέχουν την απαιτούμενη ώση ώστε να υπερνικηθεί η αεροδυναμική αντίσταση (Drag). Η ώση του κινητήρα T ελέγχεται από το χειριστή και πρέπει διαρκώς να ελέγχεται και να προσαρμόζεται όσο αλλάζει η γωνία προσβολής του ανέμου ώστε να εξισορροπείται η αεροδυναμική αντίσταση και να μην υπάρχουν ανεπιθύμητες μεταβολές κατά την πτήση. Σε μικρά αεροσκάφη ο κινητήρας μπορεί να είναι ένας μέχρι και τέσσερις απλοί ελικοφόροι ενώ στα σύγχρονα και μεταφορικά, και μεγάλα αεροσκάφη χρησιμοποιούνται τζετ και τούρμπο-τζετ κινητήρες.

2. Ανάλυση του μοντέλου (Case study)

Σύνοψη

Παρατίθεται όλη η διαδικασία ανάλυσης του κατασκευασμένου μοντέλου ξεκινώντας από την μέτρηση και το σχεδιασμό και καταλήγοντας στην εξαγωγή όλων των αεροδυναμικών μεγεθών που χρειάζονται για την κατασκευή του δυναμικού συστήματος που θα μας δώσει τα μεγέθη που είναι απαραίτητα για το σχεδιασμό της διάταξης που θα υλοποιεί τους ελιγμούς του αεροσκάφους.

2.1 Αποσυναρμολόγηση

Το μοντέλο του drone πάνω στο οποίο γίνεται η μελέτη είναι το μοντέλο Ceto της εταιρίας UCANDRONE (Εικόνα 2.1). Όπως προαναφέρθηκε, είναι ένα αεροσκάφος σταθερής πτερύγωσης (fixed wing), με έναν ελικοφόρο κινητήρα, αυτοτροφοδοτούμενο με μπαταρία.



Εικόνα 2.1: Ceto drone

Το αεροσκάφος αποσυναρμολογήθηκε και μελετήθηκε στο εργαστήριο Στοιχείων Μηχανών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου, και τα επιμέρους τμήματα είναι τα ακόλουθα:

- 1) Πτέρυγες (Main wings)

- 2) Άτρακτος (Fuselage)
- 3) Μπαταρία
- 4) Σύστημα Πρόωσης
- 5) Βοηθητικά Πτερύγια

Πτέρυγες

Οι πτέρυγες του Ceto περιλαμβάνουν το κέλυφος της πτέρυγας το οποίο είναι φτιαγμένο από ανθεκτικό υλικό για να έχει τις απαιτούμενες μηχανικές ιδιότητες, το γέμισμα του κελύφους (ελαφρύ υλικό για ελαχιστοποίηση της συνολικής μάζας), καθώς και από έναν σερβοκινητήρα μαζί με τον μηχανισμό που είναι υπεύθυνοι για την κίνηση του aileron. Τα υλικά κατασκευής παρατίθενται από την εταιρία που υλοποίησε το μοντέλο και είναι τα ακόλουθα:

- Ανθρακόνημα τύπου 442 carbon fabric
- Πυρήνας αφρού τύπου ROHACELL® 51 HERO60
- Κατάλληλη εποξειδική ρητίνη (epoxy resin)

Άτρακτος

Περιλαμβάνει την υποδοχή της μπαταρίας, το σύνολο των ηλεκτρικών κυκλωμάτων, την ηλεκτρονική πλακέτα, βοηθητικές εσωτερικές επιφάνειες που συγκρατούν σταθερές τις πτέρυγες, και το housing του κινητήρα πρόωσης. Η μπαταρία είναι εύκολα προσβάσιμη μέσω ενός καπακιού στο άνω μέρος του κελύφους (Εικόνα 2.2) , το οποίο ανοίγει εύκολα με το χέρι. Τα υπόλοιπα τμήματα είναι προσαρτημένα εντός του κελύφους του Ceto είτε με κόλλα είτε με βίδες.



Το υλικό κατασκευής του κελύφους είναι το ίδιο με το κέλυφος των πτερυγών, ενώ μπορεί να διαφέρει μόνο το πάχος του σε ορισμένα σημεία όπως για παράδειγμα το θαλαμίσκο του κινητήρα όπως θα φανεί και από τα κατασκευαστικά σχέδια (Παράρτημα Γ)

Εικόνα 2.2: Ceto (καπάκι εκτός)

Μπαταρία



Η μπαταρία του μοντέλου είναι μια τετραπλή τύπου ιόντων λιθίου (LION) (Εικόνα 2.3) και αποτελεί αποδεκτή επιλογή για ένα τέτοιου τύπου drone λόγω των χαμηλών ενεργειακών απαιτήσεων που έχει κατά την πτήση του. Ο κινητήρας χρειάζεται μόνο να δίνει την απαραίτητη ώση (thrust) ενώ η άνωση που είναι ενεργειακά πιο κοστοφόρα, υλοποιείται από τη γεωμετρία της αεροτομής.

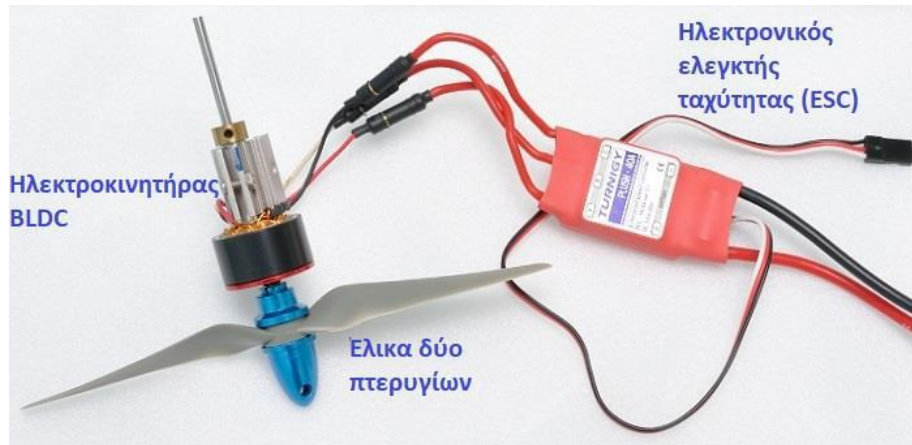
Εικόνα 2.3: Τυπική διάταξη πολλαπλών μπαταριών LION

Σύστημα πρόωσης

Αποτελείται από:

- 1) Ηλεκτρικό κινητήρα χωρίς ψήκτρες, τύπου Brushless Outrunner (BLDC)

- 2) Ηλεκτρονικούς ελεγκτές ταχύτητας (ESC) μέγιστου ρεύματος ανάλογου της ισχύος του κινητήρα
- 3) Έλικες ανθρακονήματος διαμέτρου και βήματος κατάλληλων για χρήση με τον επιλεχθέντα κινητήρα



Εικόνα 2.4: Σύστημα πρόωσης Ceto

Βοηθητικά πτερύγια

Πρόκειται για βοηθητικές επιφάνειες που τοποθετούνται στα άκρα των πτερυγίων και συντελούν στην ομαλή ροή του αέρα και κατά συνέπεια στη σταθερότητα του αεροσκάφους κατά την πτήση. Το υλικό κατασκευής τους είναι και πάλι ανθρακόνημα όπως και στο κέλυφος και τις πτέρυγες.

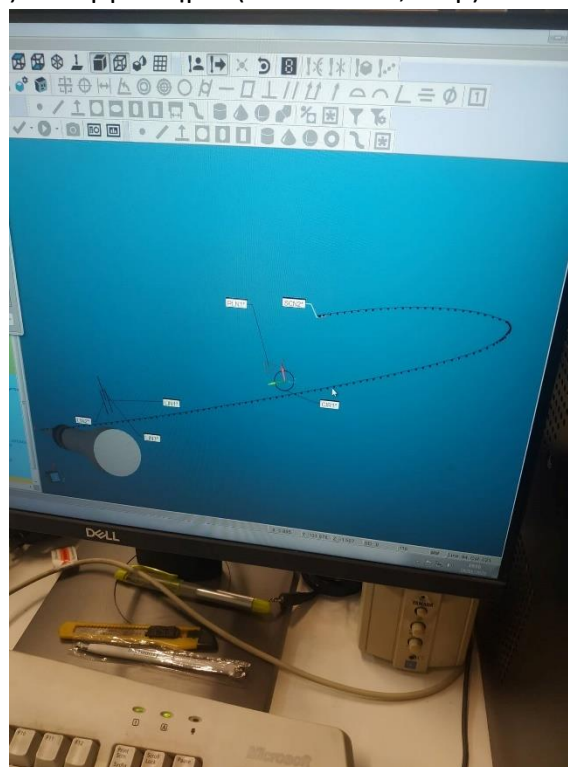
2.2. Αποτύπωση/μέτρηση

Η αποτύπωση του μοντέλου έγινε στο εργαστήριο στοιχείων μηχανών με διαφορετικές μεθόδους αναλογικά με τις ανάγκες ακρίβειας που είχε το κάθε επί μέρους στοιχείο του αεροσκάφους.

Η πτέρυγα και η άτρακτος μετρήθηκαν και αποτυπώθηκαν με τη μέγιστη δυνατή ακρίβεια που προσέφεραν τα εργαλεία του εργαστηρίου. Μετρήθηκαν μέσω μηχανής CMM σημείο προς σημείο. Για την πτέρυγα συγκεκριμένα, αποτυπώθηκε με μορφή σημείων η αεροτομή στην επιφάνεια σύνδεσης με την άτρακτο, και η αεροτομή στο άκρο της πτέρυγας. Μετρήθηκε σαφώς η κάθετη απόσταση των δύο αεροτομών. Λόγω της φύσης της περυγώσης και των μετρήσεων που λάβαμε θεωρείται δεδομένο ότι η γεωμετρία της αεροτομής δεν αλλάζει καθ' όλο το μήκος της πτέρυγας, και αλλάζει μόνο η κλίμακα της. Παρατίθενται εικόνες από την διαδικασία της αποτύπωσης της πτέρυγας στο εργαστήριο (Εικόνα 2.5α, 2.5β).



Εικόνα 2.5α: Μέτρηση σε CMM



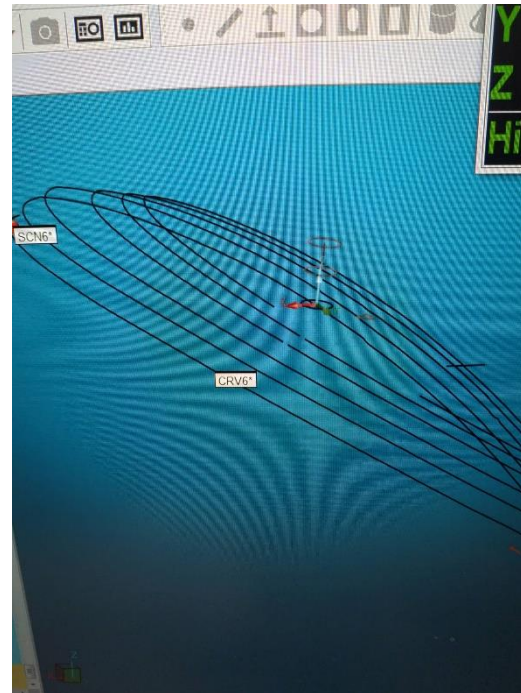
Εικόνα 2.5β: Αποτύπωση σημείων αεροτομής

Η άτρακτος αποτυπώθηκε στην ίδια μηχανή με τη διαφορά ότι μετρήθηκαν πολλές διαφορετικές "φέτες" του κελύφους και οι αποστάσεις μεταξύ των επιπέδων μέτρησης. Να σημειωθεί εδώ ότι έγινε η παραδοχή πως το μοντέλο είναι συμμετρικό ως προς το επίπεδο της φέτας που άγεται στην κορυφή του κελύφους, οπότε και

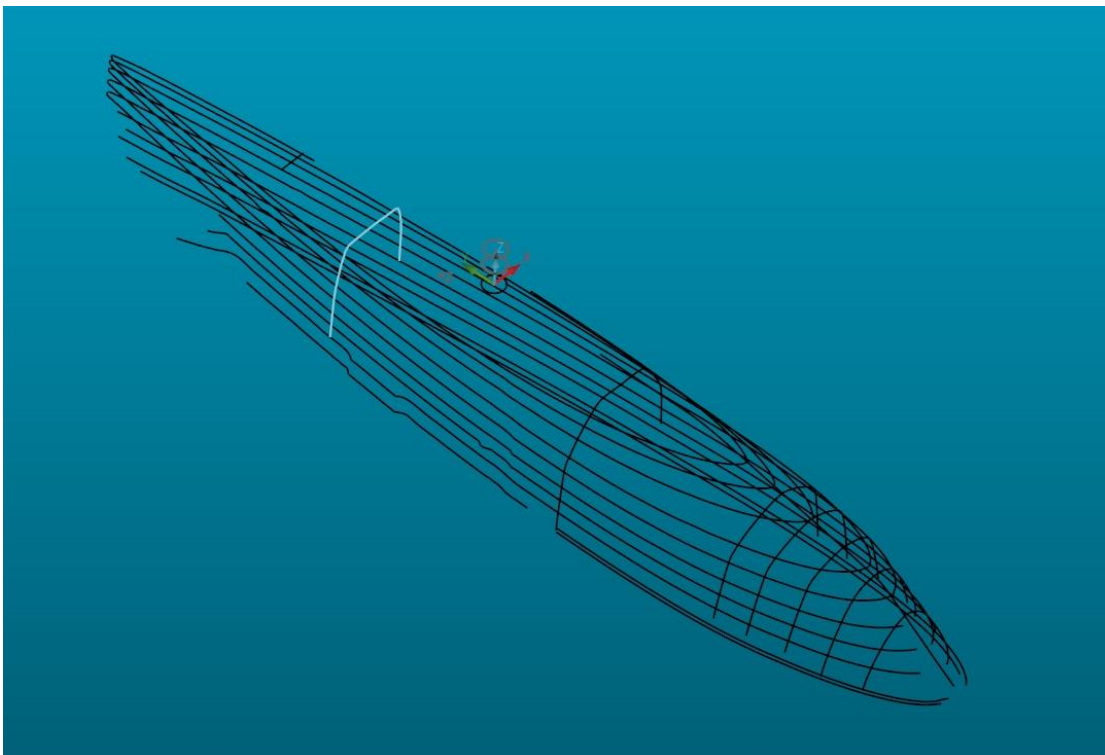
χρειάστηκε να αποτυπωθεί μόνο το μισό. Εικόνες από τη διαδικασία παρατίθενται παρακάτω (Εικόνα 2.6α, 2.6β, 2.6γ)



Εικόνα 2.6α: Μέτρηση σε CMM



Εικόνα 2.6β: Αποτύπωση σημείων ατράκτου



Εικόνα 2.6γ: Τελική αποτύπωση της μισής γεωμετρίας της ατράκτου

Τα υπόλοιπα τμήματα του αεροσκάφους (βοηθητικά πτερύγια, μπαταρία) μετρήθηκαν με ένα παχύμετρο διότι δεν απαιτούσαν μεγάλη ακρίβεια εφόσον δεν επηρέαζε η γεωμετρία τους την αεροδυναμική συμπεριφορά. Με παχύμετρο μετρήθηκε επίσης και ο θαλαμίσκος στον οποίο στεγάζεται ο κινητήρας, παρόλο που ανήκει στο κύριο σώμα (fuselage) διότι και αυτό είναι ένα τμήμα που δεν επηρεάζει έντονα τις αεροδυναμικές ιδιότητες του αεροσκάφους (Εικόνα 2.7). Τέλος, το σύστημα πρόωσης δεν μετρήθηκε καθόλου διότι αποτελεί τυποποιημένο προϊόν και η γεωμετρία και οι διαστάσεις του δεν επηρεάζουν καθόλου την ανάλυση που θα ακολουθήσει.



Εικόνα 2.7: Θαλαμίσκος κινητήρα

2.3. Σχεδιασμός

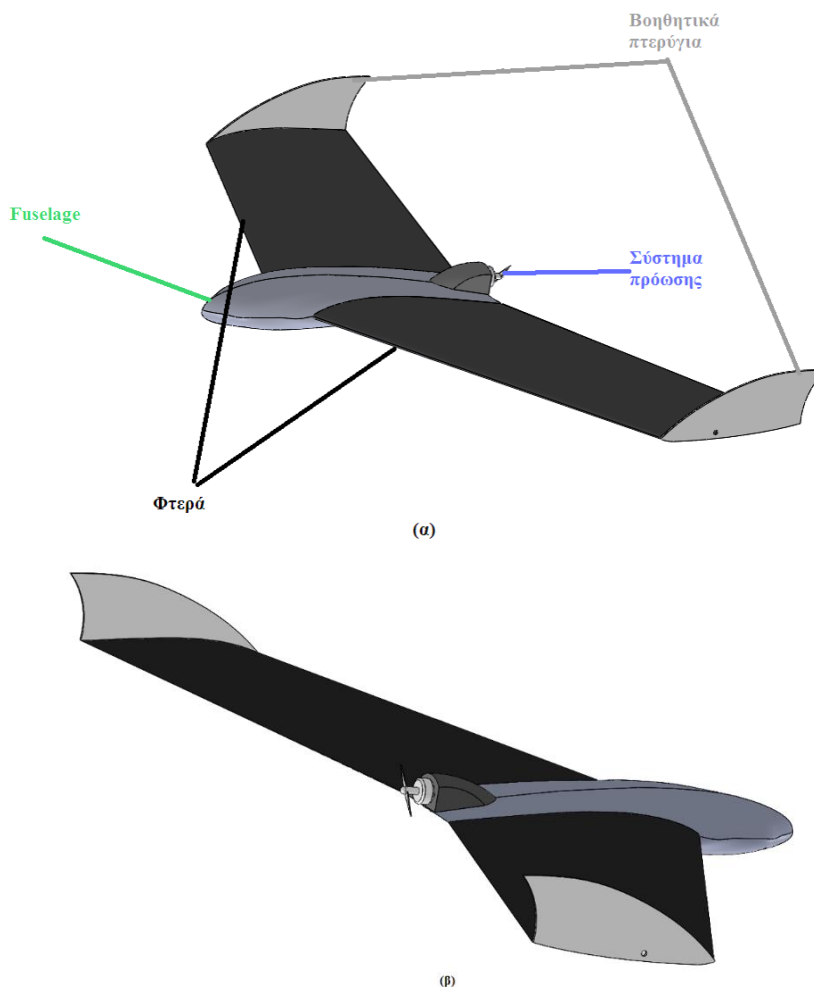
Ο σχεδιασμός έγινε στο πρόγραμμα 3D σχεδίασης SOLIDWORKS 2018 με γνώμονα τις αποτυπώσεις από την CMM και τα σκαριφήματα από τα υπόλοιπα τμήματα. Κατά τον σχεδιασμό ακολουθήθηκαν οι εξής παραδοχές:

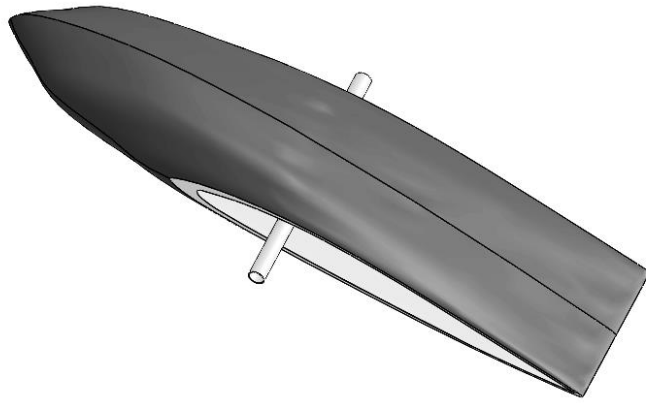
1. Το μοντέλο έχει ομοιόμορφη κατανομή πάχους σε όλη του τη γεωμετρία, άρα και ομοιόμορφη κατανομή μάζας
2. Τυχόν βοηθητικές επιφάνειες που χρησιμοποιούνται για τις κολλήσεις ή σαν νεύρα που σταθεροποιούν το αεροσκάφος θεωρούνται αμελητέες και παραλείπονται από το σχεδιασμό

3. Υπάρχει πλήρης συμμετρία σε όλη τη γεωμετρία στο επίπεδο που χωρίζει στη μέση την άτρακτο.
4. Τυχόν ασυνέχειες και ατέλειες του κατασκευασμένου μοντέλου δεν αποτυπώνονται και θεωρείται ότι οφείλονται στον τρόπο κατασκευής, ή στην φθορά από χτυπήματα

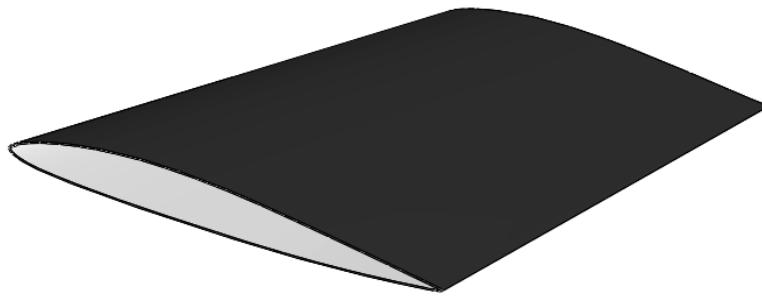
Με βάση τις παραδοχές αυτές έγινε ο σχεδιασμός όλων των τμημάτων, τα οποία εντάχθηκαν στο συναρμολόγημα που θα παρατίθεται σε εικόνες (Εικόνες 2.8). Αναλυτικά σχέδια όλων των επιμέρους τμημάτων του αεροσκάφους θα βρίσκονται στο Παράρτημα Γ.

Στον σχεδιασμό δεν αποτυπώθηκαν τα ailerons και οι κινητήρες τους εφόσον ο στόχος της εργασίας είναι να μην χρησιμοποιηθεί αυτή η διάταξη ελιγμών. Αφέθηκαν ελεύθερα επίσης η θέση της μπαταρίας και η κλίση του θαλάμου του κινητήρα για λόγους που θα αναλυθούν στη συνέχεια του συγγράμματος.

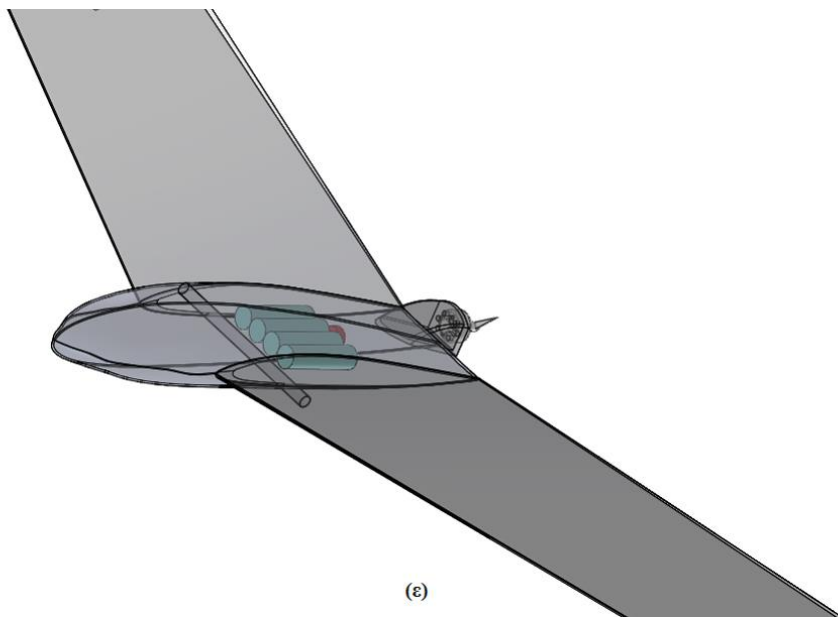




(γ)



(δ)



(ε)

Εικόνες 2. 8: α),β),ε) συναρμολόγημα, γ) άτρακτος, δ) πτέρυγα

Το ακόλουθο κομμάτι της σχεδίασης ήταν να μοντελοποιηθεί η μάζα του κάθε εξαρτήματος ώστε να ανταποκρίνεται στο πραγματικό αεροσκάφος. Για τον σκοπό αυτό ζυγίστηκαν με ακρίβεια ενός γραμμαρίου τα ακόλουθα εξαρτήματα:

- Πτέρυγα δεξιά: 152 γραμμ.
- Πτέρυγα αριστερά: 154 γραμμ.
- Άτρακτος: 166 γραμμ.
- Βοηθητικό πτερύγιο δεξιά: 15 γραμμ.
- Βοηθητικό πτερύγιο αριστερά: 15 γραμμ.
- Κινητήρας & έλικας: 37 γραμμ.
- Μπαταρία: 194 γραμμ.

Γίνεται η παραδοχή πως οι πτέρυγες έχουν την ίδια μάζα και πως η διαφορά των δύο γραμμαρίων θεωρείται αμελητέα και οφείλεται σε κάποια κατασκευαστική ατέλεια ή κάποια φθορά ή κάποια αστοχία κατά τη μέτρηση. Συνεπώς και οι δύο πτέρυγες μοντελοποιούνται σαν να έχουν μάζα 153 γραμμάρια που είναι η μέση τιμή των δύο μετρήσεων.

Για να εισαχθεί η παράμετρος της μάζας στα τριδιάστατα μοντέλα εντάχθηκαν σε αυτά υλικά με προσαρμοσμένες πυκνότητες και ιδιότητες (διαφορετικές για κάθε τμήμα). Η κάθε πυκνότητα υπολογίστηκε από τη γνωστή σχέση:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.1)$$

Όπου:

- ρ : ζητούμενη πυκνότητα
- m : απαιτούμενη μάζα όπως μετρήθηκε
- V : όγκος του τμήματος υπολογισμένος με ακρίβεια μέσω του SOLIDWORKS

Με τις πυκνότητες αυτές ολοκληρώνεται η αποτύπωση του αεροσκάφους σε σχεδιαστικό επίπεδο με την καλύτερη δυνατή ακρίβεια που ενδείκνυται για μια τέτοια μελέτη.

Με το μοντέλο αυτό παρέχεται η δυνατότητα άμεσων υπολογισμών διαφόρων στατικών σταθερών όπως η θέση του κέντρου μάζας, οι ροπές αδράνειας, και άλλα, τα οποία θα χρειαστούν για την ανάλυση που θα ακολουθήσει.

2.4. Ανάλυση αεροδυναμικών σταθερών

Στο υποκεφάλαιο αυτό αναλύεται η διαδικασία εισαγωγής του μοντέλου σε ένα πρόγραμμα υπολογισμού δυναμικής ρευστών (CFD), από το οποίο τελικά θα εξαχθούν οι αεροδυναμικές σταθερές που θα χρησιμοποιηθούν για να γίνει δυναμική ανάλυση του αεροσκάφους και να κατασκευαστούν οι εξισώσεις κίνησης και οι εξισώσεις δυναμικής ισορροπίας.

Το πρόγραμμα που χρησιμοποιήθηκε είναι το XFLR5, και είναι μια πλατφόρμα που ενδείκνυται για υπολογισμούς αεροδυναμικών μεγεθών και τη μελέτη αεροτομών γενικότερα, καθώς και για την απόκριση ενός αεροσκάφους σε διαταραχές και διάφορες συνθήκες πτήσεις.

Η εν λόγω πλατφόρμα δεν παρέχει τη δυνατότητα εισαγωγής και μελέτης ενός ήδη υπάρχοντος CAD μοντέλου, οπότε κατέστη αναγκαίος ένας νέος σχεδιασμός εντός του XFLR5 για την ανάλυση του αεροσκάφους. Ο σχεδιασμός αυτός χωρίζεται σε δυο τμήματα: α) Σχεδιασμό της αεροτομής, και β) σχεδιασμός του αεροσκάφους.

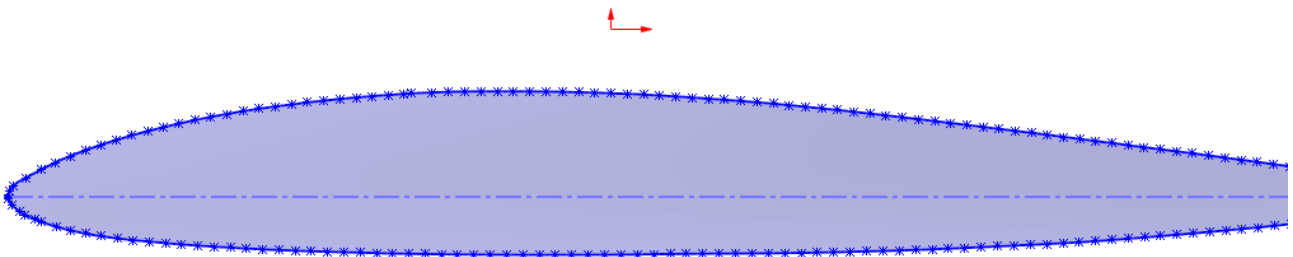
2.4.1 Σχεδιασμός αεροτομής

Ο σχεδιασμός της αεροτομής θεωρήθηκε αναγκαίος διότι η πλατφόρμα χρησιμοποιεί μια βιβλιοθήκη τυποποιημένων αεροτομών NACA και το μοντέλο μας παρουσιάζει μια αεροτομή διαφορετικής γεωμετρίας από τις τυποποιημένες. Για τον ακριβέστερο δυνατό σχεδιασμό λοιπόν ακολουθήθηκε η εξής διαδικασία.

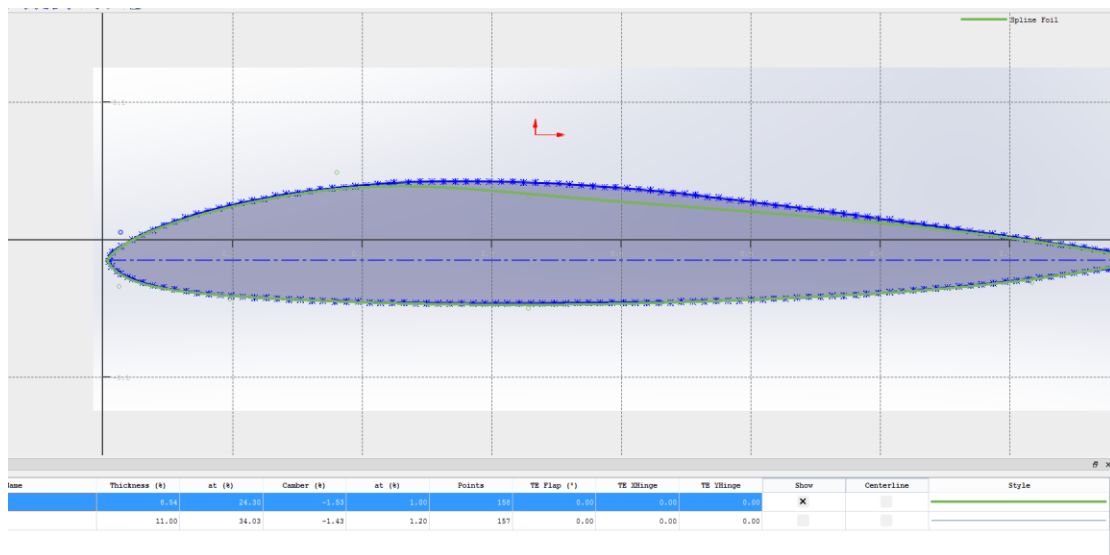
1. Φωτογραφήθηκε η ακριβής αεροτομή από το CAD μοντέλο
2. Εισήχθη η εικόνα σαν φόντο στην επιφάνεια προσαρμογής αεροτομών του XFLR5

3. Προσαρμόστηκε με το χέρι η αεροτομή ώστε να ταυτιστεί κατά το δυνατόν με το φόντο
4. Αποθηκεύτηκε η προσαρμοσμένη αεροτομή

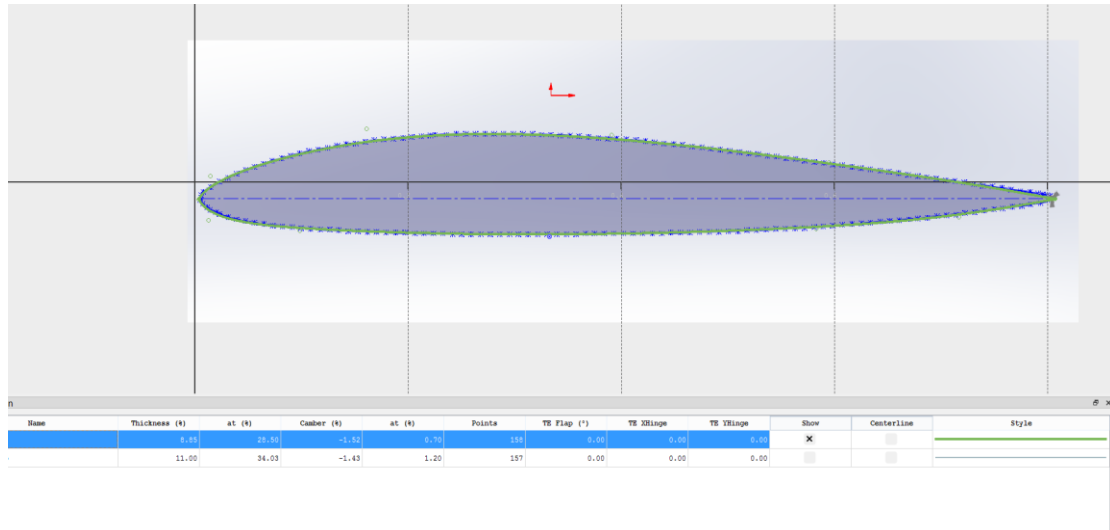
Εδώ να σημειωθεί ότι η προσαρμογή με το χέρι περιέχει σφάλματα λόγω αδυναμίας του ανθρώπινου ματιού σε ακρίβεια, αλλά τα σφάλματα αυτά θεωρήθηκαν αμελητέα στα πλαίσια μιας τέτοια ανάλυσης. Τα βήματα σχεδιασμού παρουσιάζονται στις Εικόνες 2.9



Εικόνα 2.9.α) Φωτογραφία αεροτομής από CAD μοντέλο

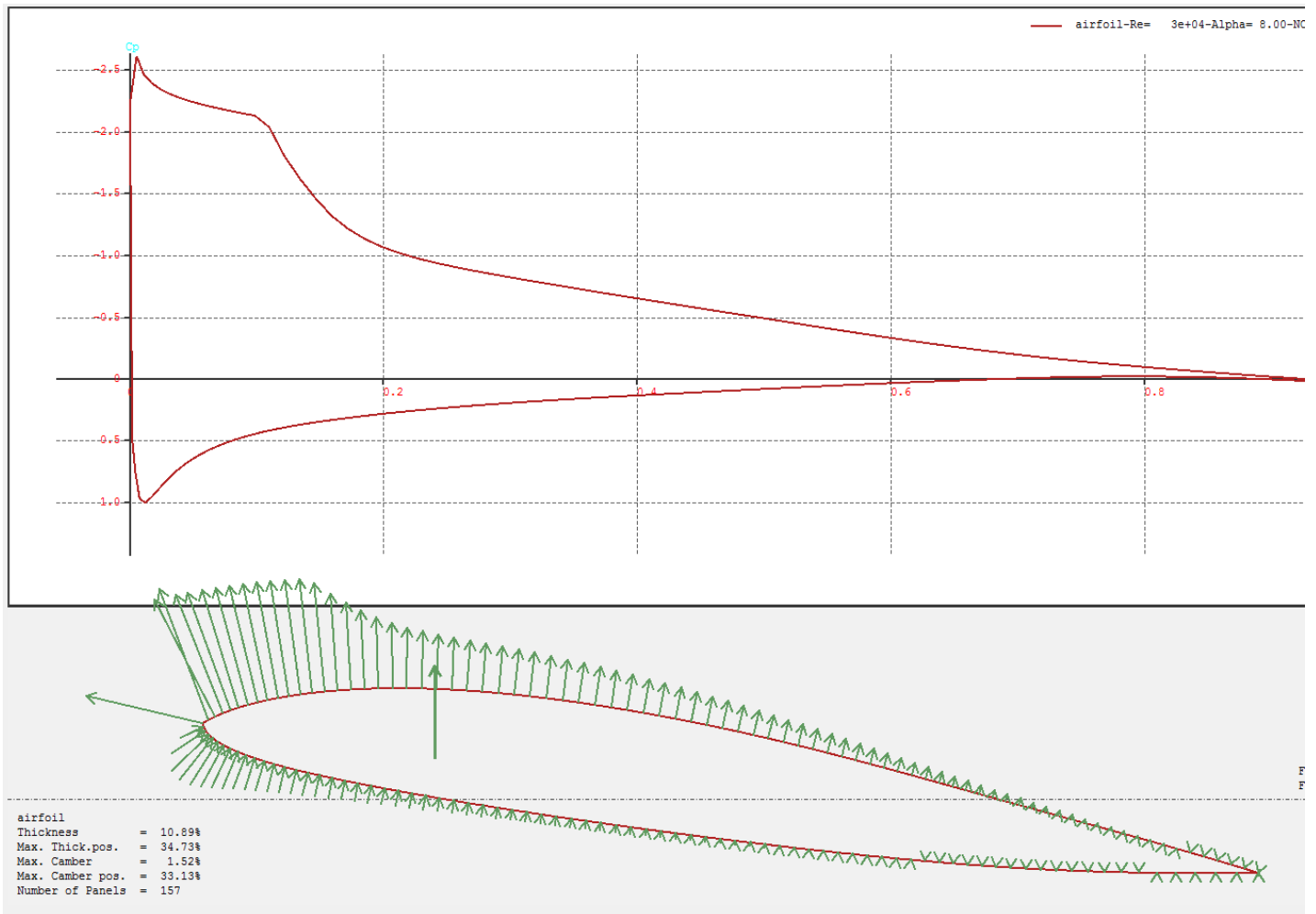


Εικόνα 2.9.β) Προσαρμογή καμπυλών στο XFLR5 για τον σχεδιασμό αεροτομής



Εικόνα 2.9.γ) Τελικό αποτέλεσμα σχεδιασμού αεροτομής

Μετά το σχεδιασμό της αεροτομής και την εισαγωγή της στη βιβλιοθήκη της πλατφόρμας έγινε μελέτη της αεροτομής αυτόνομα ως προς την κατανομή της πίεσης που δέχεται κινούμενη εντός ενός ρεύματος αέρα, για διάφορες κλίσεις κίνησης (angle of attack). Η ανάλυση αυτή είναι αναγκαίο να γίνει και να αποθηκευτεί προκειμένου να είναι δυνατή η μελέτη σε επίπεδο αεροσκάφους στο επόμενο στάδιο. Ενδεικτικά παρατίθεται μια εικόνα από την ανάλυση για μια γωνία πτήσης 8 μοιρών (Εικόνα 2.10).



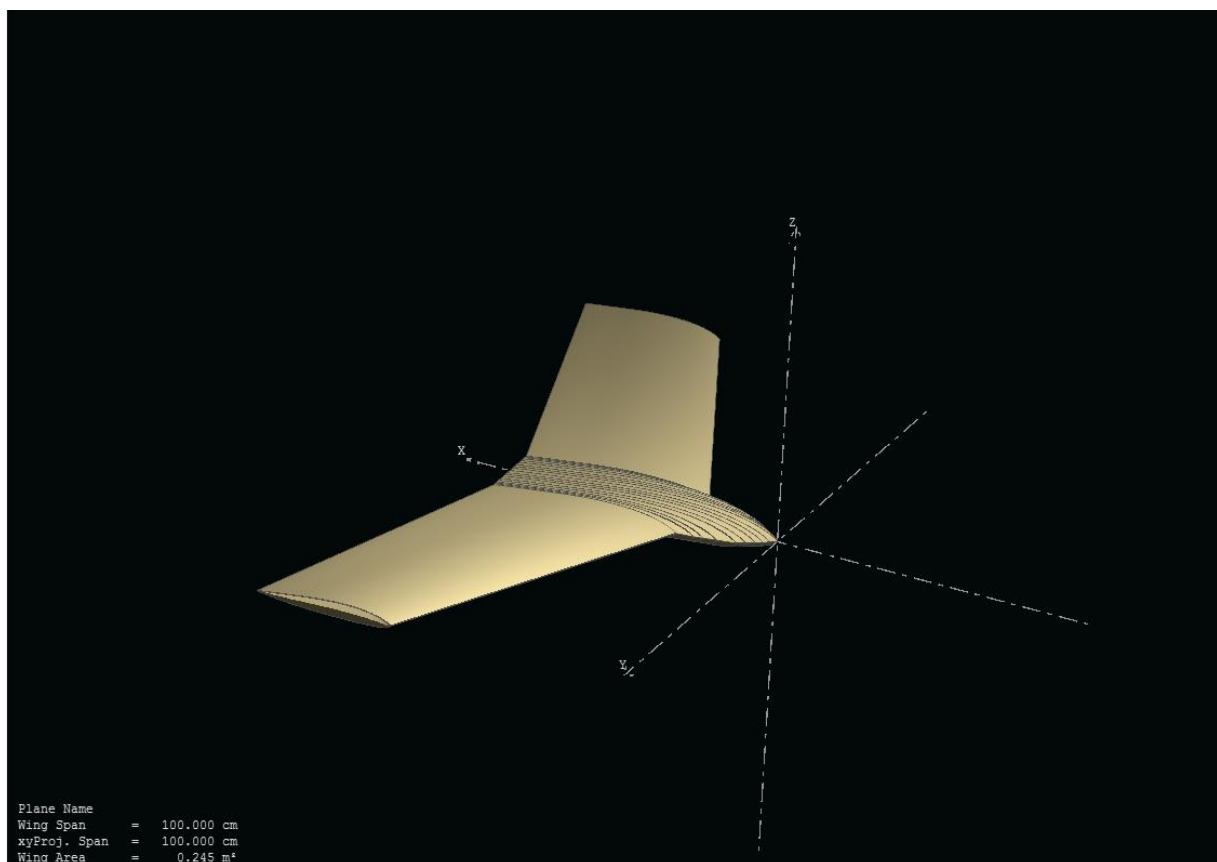
Εικόνα 2.10: Ανάλυση αεροτομής για κλίση πτήσης 8 μοιρών

2.4.2 Σχεδιασμός αεροσκάφους

Για τον σχεδιασμό του αεροσκάφους έγιναν ορισμένες παραδοχές με βάση τις δυνατότητες που παρείχε η πλατφόρμα. Στα πλείστα αεροσκάφη σχεδιάζονται οι πτέρυγες (main wing) καθώς και τα ουραία πτερύγια εφόσον υπάρχουν, διότι αυτά συνεισφέρουν στην αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους. Η άτρακτος παράλληλα αυτά παραλείπεται από τις αναλύσεις αυτές λόγω της χαμηλής συνεισφοράς της στα αεροδυναμικά μεγέθη. Στην περίπτωση του προς μελέτη μοντέλου όμως αυτό δεν είναι λογικό να συμβεί διότι η γεωμετρία της άτρακτου ταυτίζεται αρκετά με την γεωμετρία της αεροτομής και λόγω του μεγάλου πλάτους της συνεισφέρει σημαντικά στην αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους. Για να μοντελοποιηθεί λοιπόν το αεροσκάφος με την μέγιστη διαθέσιμη ακρίβεια και με βάση τους περιορισμούς που μας επιβάλλει η πλατφόρμα ακολουθήθηκαν οι εξής βασικές παραδοχές:

- Ο θαλαμίσκος του κινητήρα και τα βοηθητικά πτερύγια στην άκρη των πτερύγων δεν συντελούν σημαντικά στην αεροδυναμική συμπεριφορά
- Η γεωμετρία της ατράκτου προσεγγίζεται ικανοποιητικά από αρκετά offsets της αεροτομής σε διάφορες κλίμακες λόγω του ότι παρατηρείται ταύτιση μεταξύ αυτών όπως προαναφέρθηκε

Με βάση αυτά λοιπόν μετρήθηκε από το CAD μοντέλο η χορδή της αεροτομής σε διάφορες “φέτες” της ατράκτου και με βάση τις μετρήσεις αυτές προέκυψαν τα offsets που απαιτούνταν για τον σχεδιασμό του αεροσκάφους. Χρησιμοποιήθηκαν συνολικά 11 διαφορετικά offsets της ίδιας αεροτομής για να επιτευχθεί ικανοποιητική ακρίβεια. Συγκεκριμένα ένα για την διατομή στην άκρη της πτέρυγας, ένα για την επιφάνεια μεταξύ πτέρυγας και ατράκτου, και 9 για την άτρακτο. Με τις επιφάνειες αυτές κατασκευάζεται ικανοποιητικά το μισό τμήμα του αεροσκάφους ενώ το άλλο μισό προκύπτει αυτόματα από την πλατφόρμα ως αντικατοπτρισμός (mirror) του προαναφερθέντος. Το τελικό μοντέλο που μελετήθηκε εντός της πλατφόρμας παρουσιάζεται στην Εικόνα 2.11.



Εικόνα 2.11: Αποτύπωση μοντέλου στο XFMR5

Σημαντικό κομμάτι της αποτύπωσης αποτελεί και η κατανομή της μάζας στο μοντέλο που μελετάται. Όπως προαναφέρθηκε κατά το σχεδιασμό του CAD μοντέλου έχουμε κάνει την παραδοχή πως έχουμε ομοιόμορφη κατανομή μάζας στις πτέρυγες και την άτρακτο. Με βάση την παραδοχή αυτή εφαρμόστηκε σε όλη την αποτυπωμένη γεωμετρία (main wing) η συνολική μάζα των πτερύγων και της ατράκτου, όπως αυτή προέκυψε από τη μέτρηση στο εργαστήριο. Τα τμήματα του αεροσκάφους που δεν μοντελοποιήθηκαν σχεδιαστικά αλλά επηρεάζουν την κατανομή μάζας στο αεροσκάφος (π.χ. μπαταρία) εισήχθησαν ως σημειακές μάζες στα σημεία που εφαρμόζονται προσεγγιστικά.



Εικόνα 2.12: Κατανομή μάζας στο αεροσκάφος εντός (XFLR5)

Από τον σχεδιασμό σε πρόγραμμα CAD και σε πλατφόρμα CFD υπήρξε και η δυνατότητα να επαληθευτούν κάποιες παραδοχές που έγιναν. Από τον σχεδιασμό και την κατανομή μάζας προκύπτει και από τα δυο μοντέλα αυτόματα η θέση του κέντρου βάρους στο μοντέλο. Παρατηρήθηκε ότι η θέση αυτή ήταν οριακά η ίδια και στα δυο μοντέλα (CAD και CFD) με απόκλιση μικρότερη του χιλιοστού, γεγονός που υποδηλώνει ότι οι προσεγγίσεις που ακολουθήθηκαν ήταν ικανοποιητικές και επαρκής για την ανάλυση που θα ακολουθήσει.

2.4.3 Ανάλυση αεροσκάφους

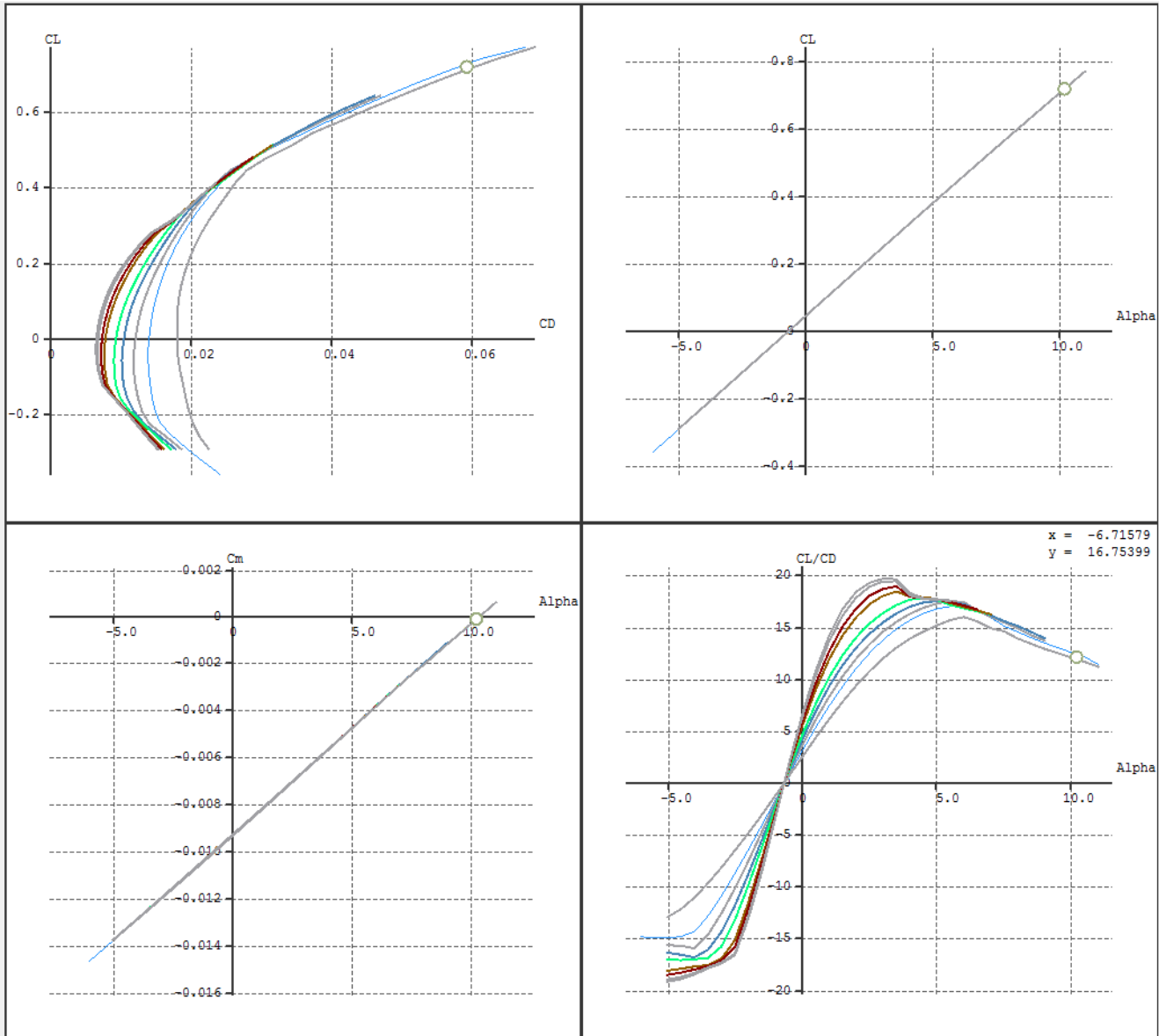
Στο παρόν υποκεφάλαιο εξηγείται η ανάλυση που υλοποιήθηκε στο μοντέλο εντός της πλατφόρμας XFLR5 και παρουσιάζονται συνοπτικά τα δεδομένα που εξήχθησαν από την ανάλυση αυτή.

Για την μελέτη της δυναμικής συμπεριφοράς ενός αεροσκάφους χρειάζονται κάποια μεγέθη όπως αυτά ορίστηκαν στο κεφάλαιο 1 του παρόντος συγγράμματος. Τα μεγέθη αυτά θα χρησιμοποιηθούν καθ' όλη τη την ανάλυση και είναι συνεπώς σκόπιμο να αναφερθούν από την αρχή. Συγκεκριμένα τα δεδομένα που χρειάζονται άμεσα στα πλαίσια της αεροδυναμικής ανάλυσης είναι τα εξής:

- V : Ταχύτητα ροής. Στα πλαίσια της πτήσης ενός αεροσκάφους είναι η ταχύτητα της πτήσης ουσιαστικά, και στην ανάλυση που θα ακολουθήσει θα οριστεί αυθαίρετα, εντός φυσικά κάποιων ρεαλιστικών ορίων που προκύπτουν από τις συνήθεις ταχύτητες πτήσης που συναντώνται σε τέτοιου τύπου Drone
- ρ : Πυκνότητα. Αναφέρεται αέρας σταθερής πυκνότητας και η πυκνότητα προσεγγίζεται ως $\rho = 1.184 \frac{kg}{m^3}$
- S : Πτερυγική επιφάνεια. Εξάγεται κατευθείαν από το XFLR5 ως $S = 0.245 m^2$
- Γωνία πρόσπτωσης ροής (angle of attack). Οι τιμές εισάγονται αυθαίρετα σε ρεαλιστικά σαφώς πλαίσια για πτήση αεροσκάφους και κυμαίνονται μεταξύ -5 και 9 μοιρών.

Το μοντέλο του αεροσκάφους αναλύεται εντός της CFD πλατφόρμας για σταθερή ταχύτητα πτήσης ορισμένη αυθαίρετα και για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης όπως αναφέρθηκε παραπάνω. Το αποτέλεσμα της ανάλυσης παρατίθεται γραφικά στην Εικόνα 2.13. Συγκεκριμένα μοντελοποιείται η πτήση σε διάφορες ταχύτητες (από 10 μέχρι 35 m/s) και για κάθε ταχύτητα εξετάζονται διάφορες κλίσεις από -5 μέχρι 9 μοίρες ανά 0.5 μοίρες.

Τα δεδομένα παρουσιάζονται μαζικά ως εξής: Κάθε γραμμή διαφορετικού χρωματισμού εκφράζει μια διαφορετική ταχύτητα πτήσης. Η κάθε γραμμή περιγράφει τη σχέση μεταξύ δύο μεγεθών κατά την πτήση.



Εικόνα 2.13: Αποτελέσματα ανάλυσης CFD

Τα διαγράμματα παρουσιάζουν κατά σειρά τη σχέση μεταξύ:

1. Συντελεστή άνωσης (CL) – Συντελεστή οπισθέλκουσας (CD)
2. Συντελεστή άνωσης (CL) – Γωνία πρόσπτωσης (θ)
3. Κέντρο ροπών (Cm) - Γωνία πρόσπτωσης (θ)
4. Συντελεστή άνωσης/Συντελεστή οπισθέλκουσας (CL/CD) – Γωνία πρόσπτωσης (θ)

Παρατηρείται άμεσα ότι ο συντελεστής άνωσης και το κέντρο ροπών δεν εξαρτάται από την ταχύτητα πτήσης εφόσον όλες οι γραμμές ταυτίζονται. Συνεπώς για όλες τις ταχύτητες πτήσης θα θεωρείται ίδιος συντελεστής άνωσης συναρτήσει γωνίας πρόσπτωσης.

Ένα ακόμα σημαντικό μέγεθος που εξήχθη είναι το κέντρο πίεσης C_p το οποίο δεν εμφανιζόταν σε γραφική μορφή αλλά ποσοτικά συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης. Διευκρινίζεται πως το κέντρο πίεσης εκφράζεται σαν απόσταση από την κορυφή (tip) του αεροσκάφους και τοποθετείται πάνω στη χορδή της αεροτομής.

Παρουσιάζονται ενδεικτικά ποσοτικά και πινακοποιημένα όλα τα προαναφερθέντα δεδομένα για μια δεδομένη ταχύτητα πτήσης (12m/s).

θ	C_p (from tip)	V	CL	C_m	CL/CD
-5	25,625	12 m/s	-0,2898	-0,0137	-15,5867
-4,5	25,504		-0,2565	-0,0133	-15,6584
-4	25,351		-0,2231	-0,0128	-15,8912
-3,5	25,148		-0,1897	-0,0124	-14,6044
-3	24,861		-0,1563	-0,0119	-12,5498
-2,5	24,423		-0,1228	-0,0115	-10,1587
-2	23,66		-0,0893	-0,0111	-7,5220
-1,5	21,984		-0,0557	-0,0106	-4,7192
-1	15,253		-0,0222	-0,0102	-1,8635
-0,5	48,28		0,0114	-0,0097	0,9343
0	31,958		0,0449	-0,0093	3,6029
0,5	29,596		0,0784	-0,0088	6,0840
1	28,651		0,1120	-0,0084	8,3101
1,5	28,144		0,1455	-0,0079	10,2575
2	27,829		0,1790	-0,0075	11,9367
2,5	27,616		0,2124	-0,0070	13,3473
3	27,464		0,2458	-0,0065	14,5561
3,5	27,35		0,2792	-0,0061	15,5124
4	27,264		0,3125	-0,0056	16,2744
4,5	27,197		0,3457	-0,0052	16,8605
5	27,145	0,3789	-0,0047	17,2563	
5,5	27,104	0,4120	-0,0042	17,4981	
6	27,072	0,4450	-0,0038	17,4129	
6,5	27,047	0,4780	-0,0033	16,6018	
7	27,028	0,5108	-0,0029	15,9886	
7,5	27,015	0,5436	-0,0024	15,4604	
8	27,006	0,5762	-0,0020	14,8876	
8,5	27,001	0,6088	-0,0015	14,2219	
9	26,999	0,6412	-0,0011	13,6957	

Πίνακας 2.1

Για τις υπόλοιπες ταχύτητες αλλάζει μόνο η στήλη του CL/CD ενώ οι υπόλοιπες απλά επαναλαμβάνονται. Συνδυάζοντας την 4^η και την 6^η στήλη (CL και CL/CD) προκύπτει εύκολα ο συντελεστής της οπισθέλκουσας συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης.

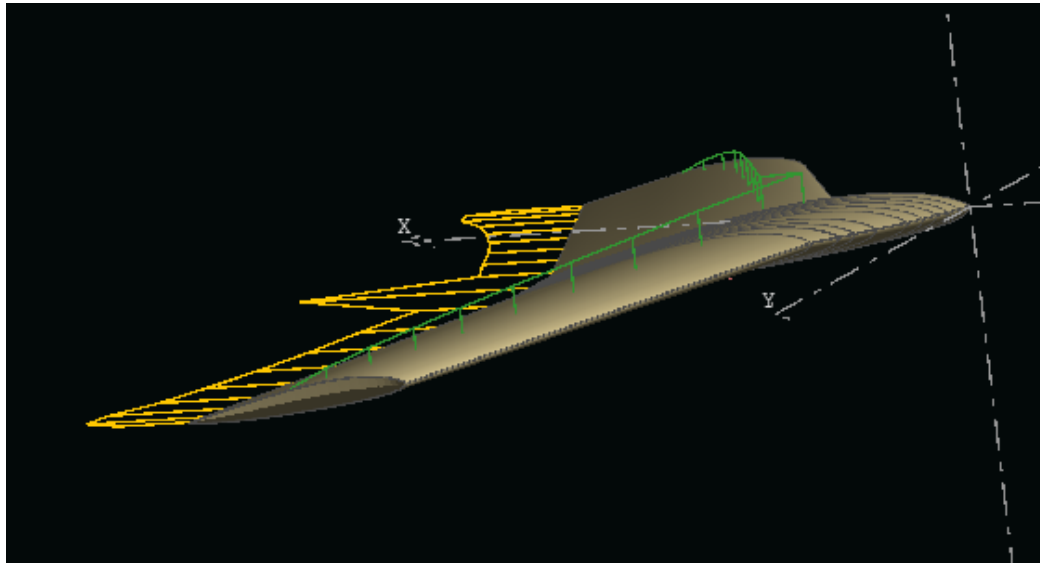
θ	Άνωση	Οπισθέλκουσα
-5	-6,0526	0,3883
-4,5	-5,3568	0,3421
-4	-4,6599	0,2932
-3,5	-3,9621	0,2713
-3	-3,2635	0,2600
-2,5	-2,5641	0,2524
-2	-1,8643	0,2478
-1,5	-1,1640	0,2467
-1	-0,4635	0,2487
-0,5	0,2372	0,2539
0	0,9378	0,2603
0,5	1,6384	0,2693
1	2,3386	0,2814
1,5	3,0384	0,2962
2	3,7376	0,3131
2,5	4,4362	0,3324
3	5,1339	0,3527
3,5	5,8306	0,3759
4	6,5262	0,4010
4,5	7,2206	0,4283
5	7,9136	0,4586
5,5	8,6051	0,4918
6	9,2950	0,5338
6,5	9,9830	0,6013
7	10,6692	0,6673
7,5	11,3533	0,7343
8	12,0352	0,8084
8,5	12,7149	0,8940
9	13,3921	0,9778

Έχοντας ορίσει τις σταθερές S , ρ και με τις εξισώσεις 1.2 του κεφαλαίου 1.2.1 προκύπτουν τελικά η δύναμη άνωσης και η οπισθέλκουσα συναρτήσει της ταχύτητας πτήσης και της γωνίας πρόσπτωσης. Ενδεικτικά παρατίθενται τα αποτελέσματα για ταχύτητα 12 m/s.

Όπως ήταν αναμενόμενο, παρατηρείται ότι η άνωση κοντά στις 0 μοίρες αλλάζει πρόσημο ενώ η οπισθέλκουσα ελαχιστοποιείται στο ίδιο σημείο.

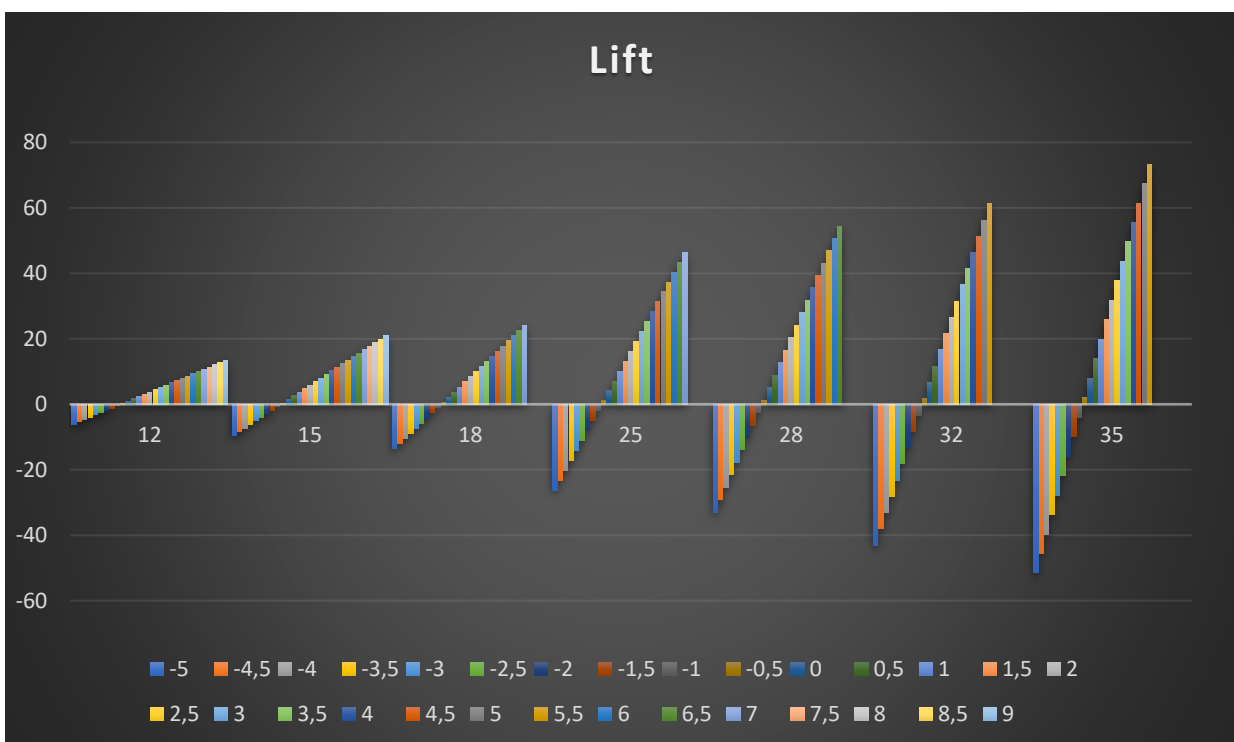
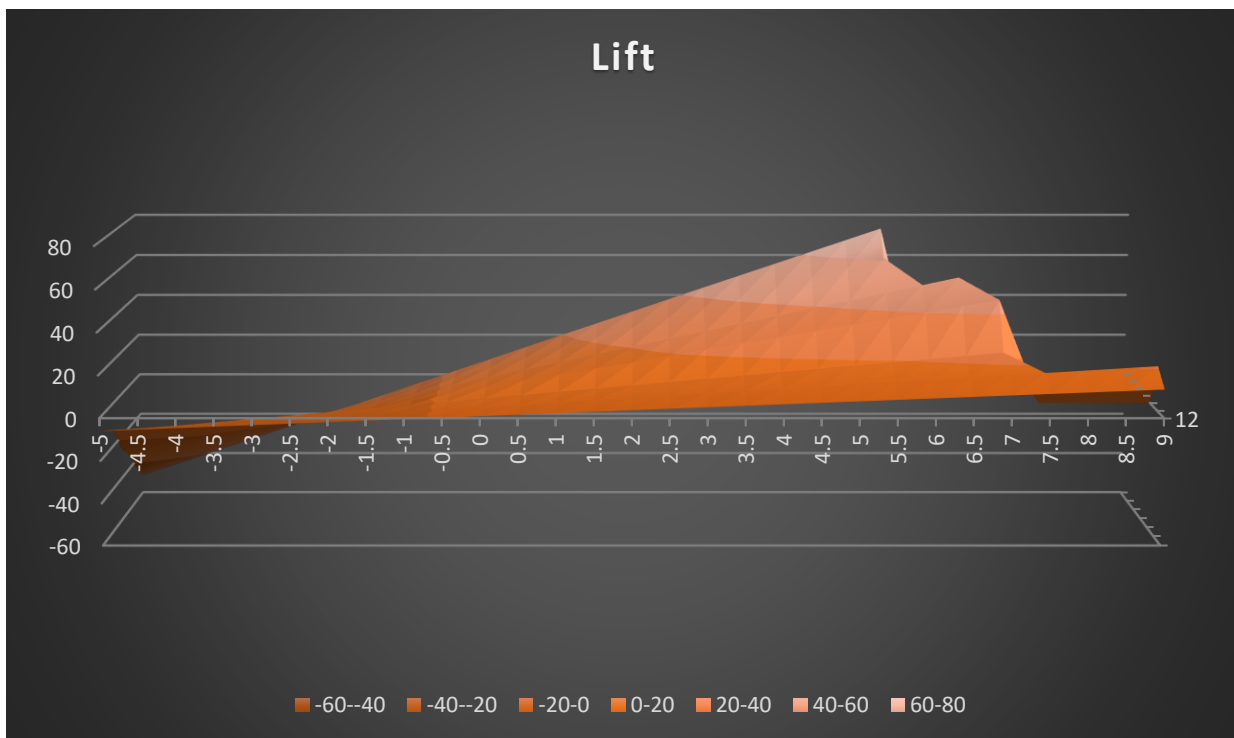
Πίνακας 2.2

Οι δυνάμεις αυτές απεικονίζονται και στο γραφικό περιβάλλον του XFLR5 με τη διεύθυνση και την κατανομή με την οποία ασκούνται στο αεροσκάφος (βλ. Εικόνα 2.14).

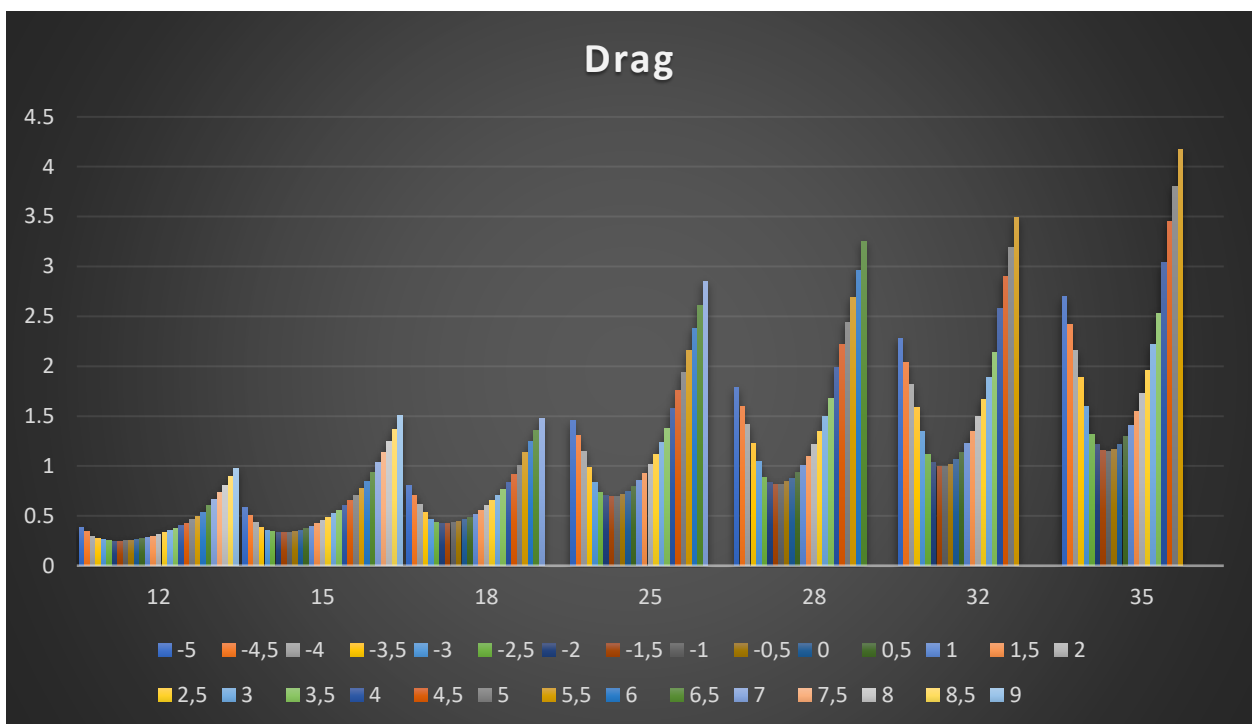
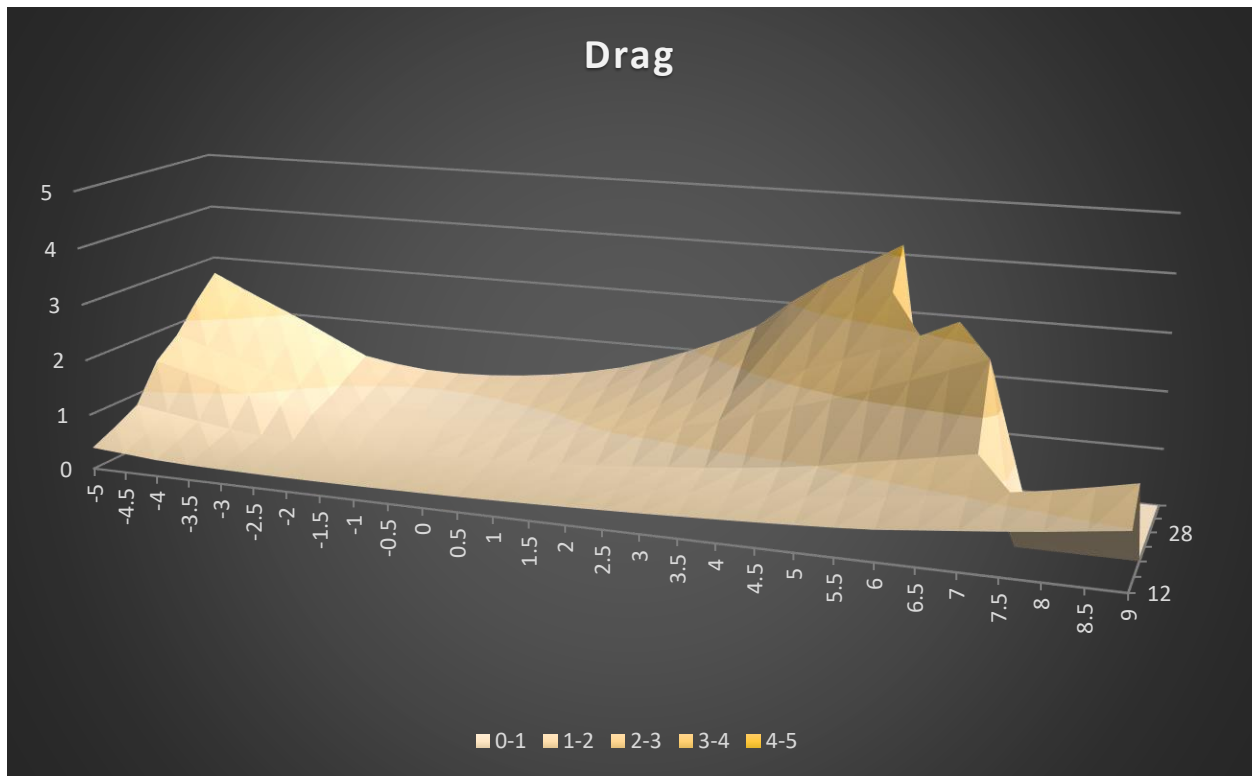


Εικόνα 2.14: Εφαρμογή δυνάμεων στο αεροσκάφος

Για την καλύτερη αποτύπωση και κατανόηση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς, παρουσιάζονται γραφικά οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας στις ακόλουθες εικόνες (Εικόνες 2.15 , 2.16), συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης και της ταχύτητας πτήσης.



Εικόνες 2.15: Άνωση συναρτήσει γωνίας πρόσπτωσης και ταχύτητας

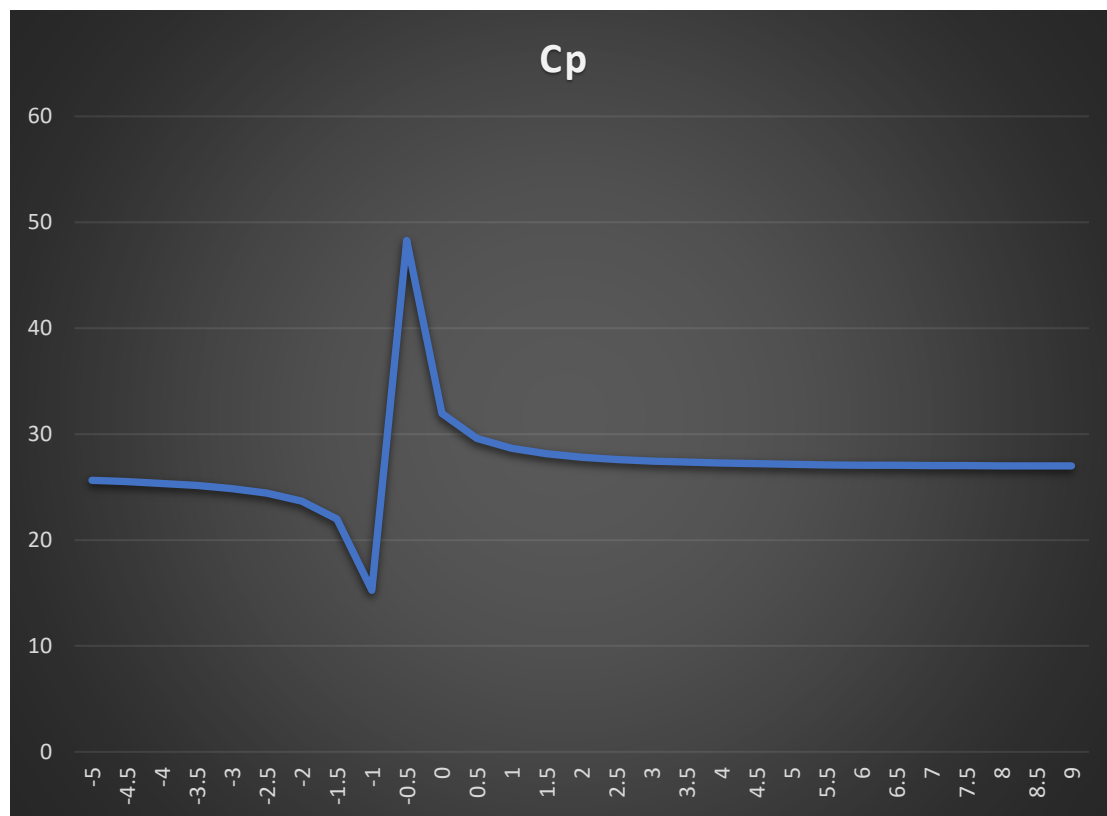


Εικόνες 2.16: Οπισθέλκουσα συναρτήσει γωνίας πρόσπτωσης και ταχύτητας

Όπως παρατηρείται, οι τιμές των δυνάμεων αυξάνονται κατά την αύξηση της ταχύτητας πτήσης, που είναι λογικό αν αναλογιστούμε πώς οι δυνάμεις αυτές είναι ανάλογες του τετραγώνου της ταχύτητας, όπως προκύπτει από τις εξισώσεις του κεφαλαίου 1.2.1.

Παρατηρείται επίσης όμως ότι εντείνονται και οι διακυμάνσεις των δυνάμεων γεγονός που περιγράφεται από την εξάρτηση των συντελεστών άνωσης και οπισθέλκουσας από τις παραμέτρους ταχύτητας και γωνίας πρόσπτωσης.

Ένα ακόμα γράφημα που εξήχθη από τις μετρήσεις είναι το ακόλουθο που περιγράφει τη σχέση του κέντρου πίεσης με την γωνία πρόσπτωσης (Εικόνα 2.17).



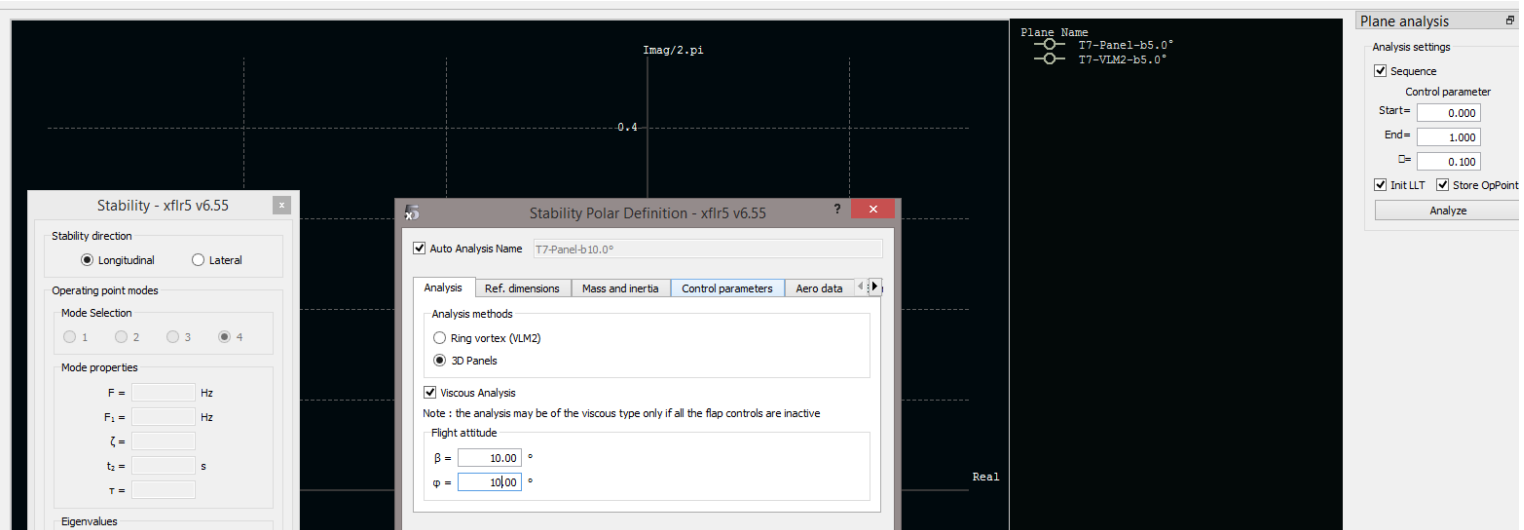
Εικόνα 2.17: Σχέση κέντρου πίεσης με γωνία πρόσπτωσης

Να σχολιαστεί εδώ ότι ο έντονος αυτός παλμός που παρατηρείται οφείλεται στην αλλαγή κλίσης πτήσης και στην αντιστροφή του πεδίου πίεσης όπως περιγράφεται στο κεφάλαιο 1, ενώ στις πλείστες γωνίες πρόσπτωσης, το κέντρο πίεσης εμφανίζει μια σχεδόν σταθερή τιμή κοντά στα 27 εκατοστά από την κορυφή.

Τα ποσοτικά δεδομένα που προέκυψαν από την προαναφερθείσα ανάλυση θα χρησιμοποιηθούν στην συνέχεια της εργασίας για την κατάστρωση του συστήματος των δυναμικών εξισώσεων που περιγράφουν το μοντέλο που μελετάται.

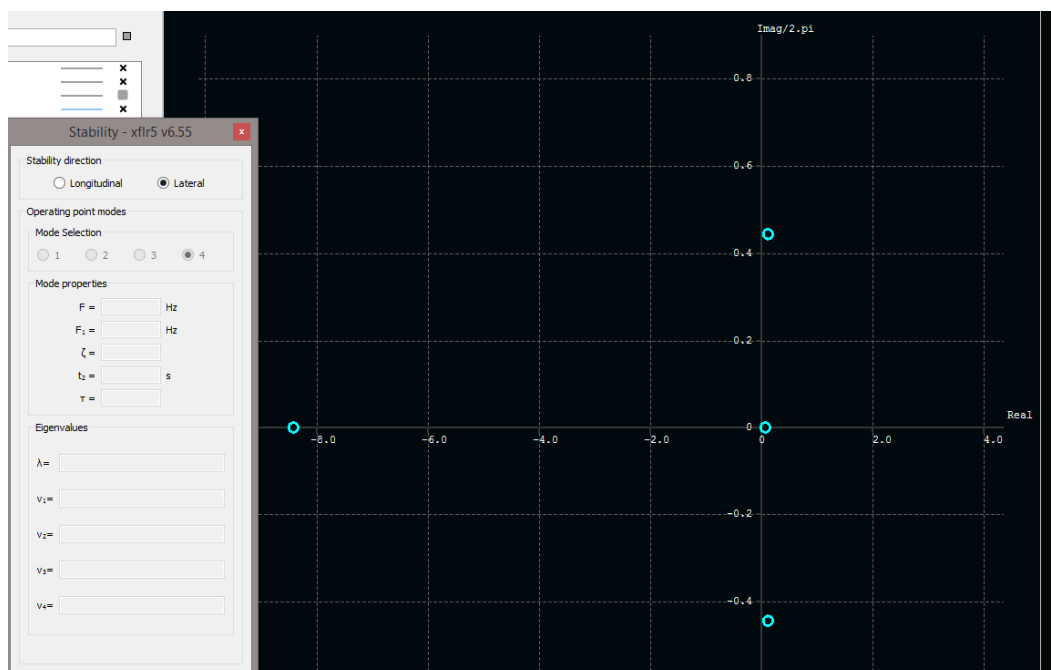
2.5 Ανάλυση διαμήκου και πλευρικής ευστάθειας

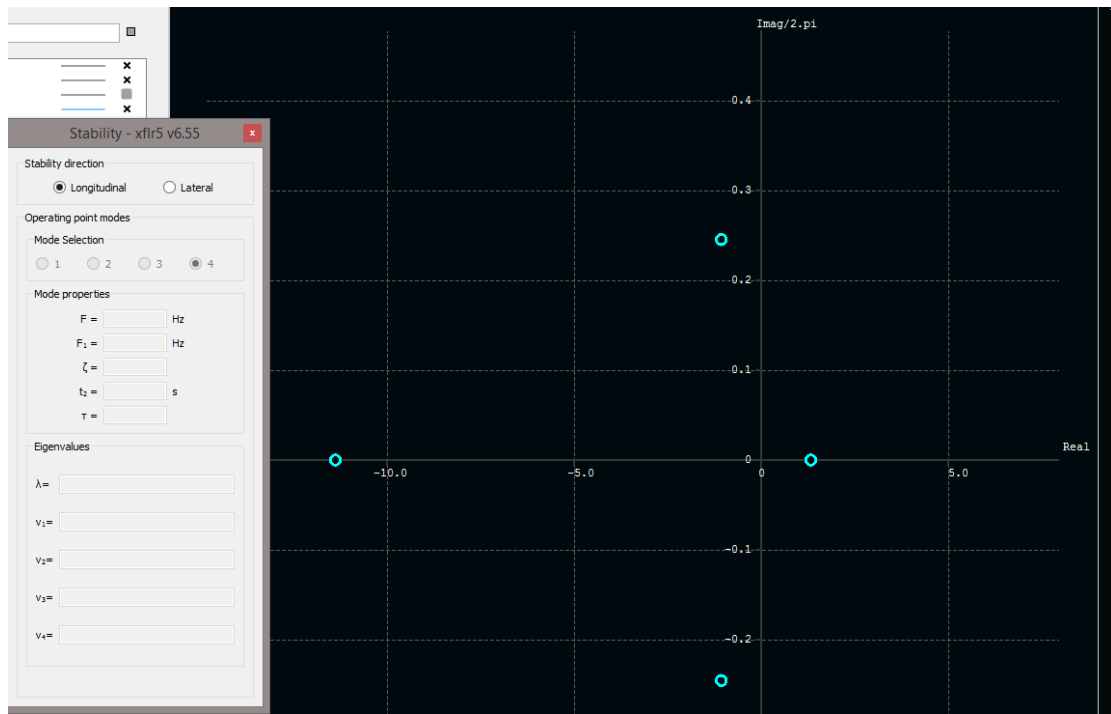
Για λόγους πληρότητας μελετάται η ευστάθεια του αεροσκάφους στην πλατφόρμα CFD. Στον ορισμό της ανάλυσης κρατούνται η γεωμετρία, η αδράνεια και η κατανομή μάζας και μελετάται μια περιοχή μεταξύ 0° και 1° . Στην ανάλυση ορίζεται μια τυπική κλίση για τη ροή του αέρα. Τα ανωτέρω παρουσιάζονται συνοπτικά στην εικόνα 2.18.



Εικόνα 2.18: Παράμετροι ανάλυσης ευστάθειας

Εν συνεχεία υλοποιείται η ανάλυση και εξαγονται οι ιδιοτιμές και η απόκριση του αεροσκάφους σε πραγματικό χρόνο, για διαμήκη και πλευρική ευστάθεια. (Εικόνες 2.19).





Εικόνες 2.19: Ιδιοτιμές συστήματος

Παρατηρείται γενικότερα πως το σύστημα είναι ασταθές εφόσον υπάρχουν ιδιοτιμές με θετικό πραγματικό μέρος. Σημειώνεται πως η ανωτέρω ανάλυση επαναλήφθηκε πολλές φορές με διαφορετικές παραμέτρους και έδωσε παρόμοια αποτελέσματα τουλάχιστον ως προς το πρόσημο των ιδιοτιμών. Στην συνέχεια της εργασίας θα γίνει η παραδοχή πως το αεροσκάφος είναι ασταθές και θα αγνοηθούν παράμετροι ευστάθειας κατά την επίλυση του δυναμικού και κινηματικού μοντέλου. Το παρόν κείμενο άλλωστε αποτελεί μια πρώτη προσέγγιση στη δυναμική και κινηματική ανάλυση και στόχος του είναι να αποδειχθεί πως δύναται να επιτευχθεί οδήγηση ενός ανάλογου αεροσκάφους με μη συμβατικούς τρόπους.

3. Υπολογισμός παραμέτρων συστήματος οδήγησης

Σύνοψη

Στο παρόν κεφάλαιο, θα αναλυθεί ο τρόπος σκέψης, οι υπολογισμοί και η επίλυση του δυναμικού συστήματος που θα οδηγήσει στα απαραίτητα δεδομένα που χρειάζονται για τον σχεδιασμό και την κατασκευή του συστήματος που θα είναι τελικά υπεύθυνο για την επίτευξη των διάφορων ελιγμών κατά την πτήση του αεροσκάφους.

3.1. Αρχή λειτουργίας συστήματος οδήγησης

Θεωρείται ότι το αεροσκάφος κάνει ευθεία ομαλή πτήση με σταθερή ταχύτητα. Κατά την πτήση ασκούνται στο αεροσκάφος 3 κύριες δυνάμεις (βλ. κεφάλαιο 1.3). Συγκεκριμένα ασκείται η συνισταμένη δύναμη της οπισθέλκουσας και της άνωσης, η ώση του κινητήρα, και η δύναμη του βάρους. Η κάθε μια από αυτές τις δυνάμεις έχει σαφώς ένα μέτρο, έναν φορέα, και μια κατεύθυνση. Ο φορέας της άνωσης είναι πάντα κάθετος στο επίπεδο ροής του αέρα ενώ της οπισθέλκουσας είναι πάντα παράλληλος σε αυτό. Στο σημείο αυτό γίνεται η παραδοχή πως η διεύθυνση ροής του αέρα ταυτίζεται πάντα με τη διεύθυνση πτήσης. Θεωρείται δηλαδή στατικός αέρας χωρίς ρεύματα. Ο φορέας της ώσης δεν είναι αυστηρά ορισμένος και εξαρτάται από την κλίση με την οποία είναι τοποθετημένος ο κινητήρας αλλά συνήθως εμφανίζεται ως παράλληλος στη διεύθυνση της ροής. Τέλος ο φορέας του βάρους είναι πάντα κάθετος στο επίπεδο του ορίζοντα.

Προκειμένου να διατηρείται ομαλή πτήση με σταθερή ταχύτητα πρέπει να έχουμε μηδενικές επιταχύνσεις και συνεπώς πρέπει η συνισταμένη των δυνάμεων αλλά και των ροπών να είναι πάντα 0. Προκειμένου να εκτελέσει το αεροσκάφος κάποια κίνηση (π.χ. να ανέβει προς τα πάνω) πρέπει να διαταραχθεί η δυναμική του ισορροπία. Η διαδικασία ελεγχόμενης μεταβολής του δυναμικού συστήματος είναι που τελικά καταλήγει στην οδήγηση του αεροσκάφους και την επίτευξη διάφορων ελιγμών. Για να οδηγηθεί ένα συμβατικό αεροσκάφος σταθερής πτερύγωσης χρησιμοποιούνται τα πτερύγια κλίσεως αέρος (ailerons) των οποίων η λειτουργία

εξηγήθηκε επιγραμματικά στο κεφάλαιο 1.4. Με αυτήν τη μέθοδο οδήγησης μεταβάλλεται η γεωμετρία των αεροτομών και συνεπώς το μέτρο των αεροδυναμικών συντελεστών και επακολούθως το μέτρο των δυνάμεων άνωσης και οπισθέλκουσας.

Στην εν λόγω μελέτη όπου η γεωμετρία είναι μη μεταβαλλόμενη δεν δίνεται αυτή η δυνατότητα προσαρμογής του μέτρου των δυνάμεων για την οδήγηση του αεροσκάφους. Αντί αυτού εξετάζεται η δυνατότητα μεταβολής της συνισταμένης των ροπών με την μετακίνηση του φορέα κάποιας δύναμης. Το αεροδυναμικό κέντρο πίεσης από το οποίο διέρχονται οι φορείς άνωσης και οπισθέλκουσας εξαρτάται αποκλειστικά από τη γεωμετρία και από την γωνία πρόσπτωσης και είναι μη ελέγξιμο από τον χειριστή – πιλότο. Το κέντρο εφαρμογής της ώσης του κινητήρα είναι περίπλοκο και κοστοφόρο να μετακινηθεί. Το κέντρο βάρους όμως είναι ένα σημείο το οποίο εύκολα μεταβάλλεται αναδιαμορφώνοντας την κατανομή της μάζας εντός του κελύφους του αεροσκάφους. Κεντρική ιδέα είναι λοιπόν να μετακινείται κάποιο τμήμα εντός του κελύφους ώστε να τροποποιείται η κατανομή μάζας και συνεπώς να μετακινείται ο φορέας της δύναμης του βάρους δημιουργώντας έτσι μια ανισορροπία σε επίπεδο ροπών, η οποία τελικά θα οδηγήσει στην μεταβολή της δυναμικής κατάστασης του αεροσκάφους.

Η κίνηση τμήματος εντός του κοίλου κελύφους μπορεί να επιτευχθεί με μικρούς κινητήρες. Εννοείται ότι η κίνηση κάποιου τμήματος επιδρά και αδρανειακά στη δυναμική ισορροπία γεγονός που λαμβάνεται υπ' όψη και παρακάτω στην ανάλυση.

3.2. Κατασκευή εξισώσεων κίνησης

Η κατασκευή και η επίλυση των εξισώσεων έγινε σε περιβάλλον MATLAB. Απαραίτητα εργαλεία για το στάδιο αυτό ήταν η εισαγωγή γεωμετρικών μεγεθών από το CAD μοντέλο, καθώς και αεροδυναμικών μεγεθών από την ανάλυση CFD.

Αναγκαίο αρχικό στάδιο ήταν να μεταφραστούν τα πολυάριθμα αριθμητικά δεδομένα που προέκυψαν για τις δυνάμεις από το XFLR5 σε πολυώνυμα με μεταβλητές την ταχύτητα πτήσης και την γωνία προσβολής. Για τον σκοπό αυτό οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας, προσεγγίστηκαν με πολυώνυμα τάξης τέτοιας

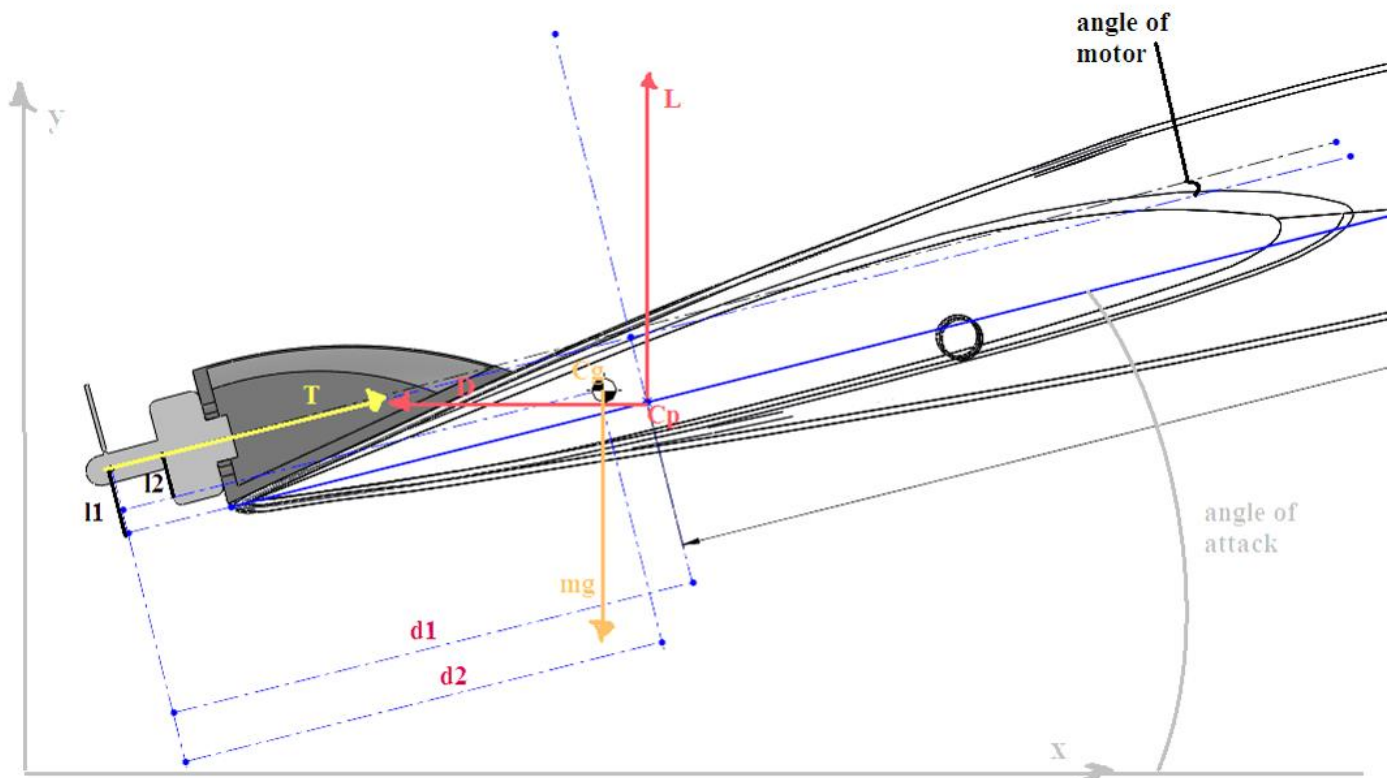
ώστε να επιτυγχάνεται η μέγιστη ακρίβεια. Συγκεκριμένα για την άνωση, όπως προαναφέρθηκε δεν υπήρχε εξάρτηση του συντελεστή άνωσης από την ταχύτητα πτήσης, και συνεπώς η προσέγγιση ήταν ακριβής με ένα πολυώνυμο 2^{ης} τάξης ως προς την ταχύτητα. Εμφανιζόταν επίσης σχεδόν γραμμική σχέση της άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης (βλ. Εικόνες 2.15) και συνεπώς προσεγγίστηκε με πολυώνυμο 3^{ης} τάξης ως προς την γωνία. Για την οπισθέλκουσα απαιτήθηκε μετά από δοκιμές η προσέγγιση με 5^{ης} τάξης πολυώνυμο και ως προς την ταχύτητα αλλά και ως προς την γωνία πρόσπτωσης, για την επίτευξη ικανοποιητικής ακρίβειας, λόγω της έντονα μη γραμμικής συμπεριφοράς του μεγέθους αυτού. Με την ολοκλήρωση αυτού του βήματος εκφράστηκαν τα ακόλουθα μεγέθη:

$$L = L(\theta, V) \quad \& \quad D = D(\theta, V)$$

Όπου θ η γωνία πρόσπτωσης

3.2.1. Επίπεδο παράλληλο της αεροτομής

Στο παρόν κομμάτι μελετάται η ισορροπία δυνάμεων και ροπών στο επίπεδο παράλληλο της αεροτομής. Για την ανάλυση στο επίπεδο αυτό απαιτείται σχεδιασμός των δυνάμεων και των φορέων τους, με βάση τα όσα έχουν αναφερθεί μέχρι τώρα. Ο σχεδιασμός υλοποιήθηκε πάνω σε φωτογραφία της κεντρικής αεροτομής του αεροσκάφους από το CAD μοντέλο, για μια τυχαία γωνία πρόσπτωσης (Εικόνα 3.1).



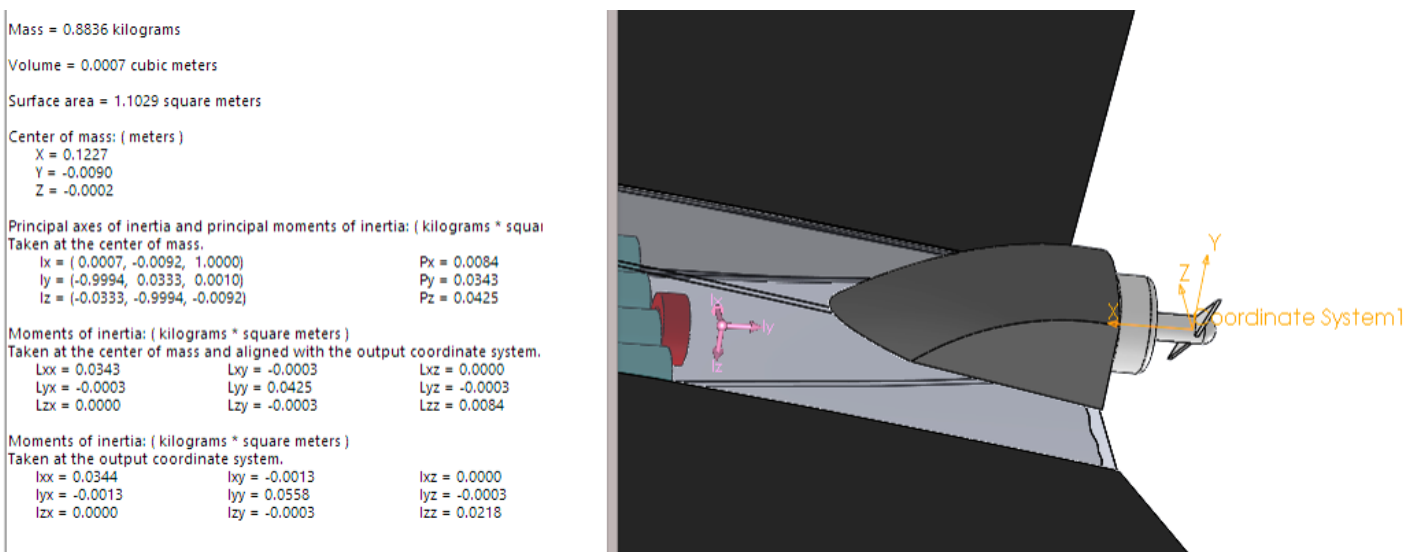
Εικόνα 3.1: Δυνάμεις κατά την πτήση.

Σε επίπεδο εξισώσεων δυνάμεων χρειάζονται μόνο τα μέτρα αυτών καθώς και οι κλίσεις των φορέων τους όπως αυτές ορίζονται είτε αυστηρά κατά κανόνα, είτε αυθαίρετα. Για την εξίσωση των ροπών όμως είναι απαραίτητο να επιλεγεί ένα κέντρο αναφοράς γύρω από το οποίο θα περιστρέφεται το αεροσκάφος. Το κέντρο αυτό απαιτείται να είναι σταθερό για να μην γίνουν υπερβολικά περίπλοκοι οι υπολογισμοί. Λόγω της μεταβολής του κέντρου πίεσης (C_p), και της μεταβολής του κέντρου βάρους (C_g) που θέλουμε να εφαρμόσουμε, κρίνεται ως βέλτιστος άξονας περιστροφής το σημείο εφαρμογής της ώσης του κινητήρα. Με βάση αυτό εξάγονται τα ακόλουθα μεγέθη:

- d_1 : απόσταση του φορέα κέντρου πίεσης κάθετου στη χορδή, από τον άξονα περιστροφής (ορίζεται από το σχέδιο με βάση τις μετρήσεις βλ. Πίνακα 2.1)

- d_2 : απόσταση του φορέα κέντρου βάρους κάθετου στη χορδή, από τον άξονα περιστροφής (ορίζεται μερικώς από το σχέδιο εφόσον θα είναι μεταβαλλόμενη)
- l_1 : απόσταση της χορδής από τον άξονα περιστροφής (ορίζεται από το σχέδιο)
- l_2 : απόσταση του φορέα κέντρου βάρους παράλληλου στη χορδή, από τον άξονα περιστροφής (ορίζεται από το σχέδιο)
- u : Κλίση του κινητήρα. Αφήνεται ελεύθερη μεταβλητή για τιμές κοντά στο 0.
- θ : Γωνία πρόσπτωσης. Μεταβλητή
- V : Ταχύτητα πτήσης. Μεταβλητή
- m : Συνολική μάζα αεροσκάφους. Προκύπτει από την μέτρηση του βάρους του αεροσκάφους στο εργαστήριο και προστίθενται 100 γραμμάρια που θα αντιστοιχούν στο βάρος του συστήματος οδήγησης που θα προστεθεί.

Για το σύστημα των δυναμικών εξισώσεων ορίζεται και το σύστημα αξόνων πάνω στο οποίο θα αναλυθούν οι δυνάμεις. Ως άξονας x ορίζεται ο άξονας παράλληλος στη ροή του αέρα, και ως άξονας y ο άξονας κάθετος στη ροή με θετική φορά προς τα πάνω (βλ. Εικόνα 3.1). Οι άξονες όπως ορίσθηκαν ανωτέρω επιλέγονται και εφαρμόζονται στο CAD μοντέλο δίνοντας τις ροπές αδράνειας για κάθε άξονα περιστροφής (Εικόνα 3.2).



Εικόνα 3.2: Ορισμός αξόνων περιστροφής και ροπές αδράνειας

Με βάση όλα τα ανωτέρω κατασκευάζονται 2 εξισώσεις δυνάμεων και μια εξίσωση ροπών ως εξής:

$$\Sigma F_x = T \cos(u + \theta) - D(\theta, V) \quad (3.1)$$

$$\Sigma F_y = T \sin(u + \theta) + L(\theta, V) - mg \quad (3.2)$$

$$\Sigma M = (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1 - mgd_2) \cos(\theta) + (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1 - mgl_2) \sin(\theta) \quad (3.3)$$

Αρχικά εξετάζονται οι συνθήκες για τις οποίες το αεροσκάφος κάνει οριζόντια ομαλή πτήση, οι συνθήκες δηλαδή για τις οποίες υπάρχει δυναμική ισορροπία και ισορροπία ροπών. Για να μελετηθεί η ομαλή πτήση λοιπόν τίθενται όλες οι ανωτέρω εξισώσεις ίσες με το 0. Το ανωτέρω σύστημα τροποποιείται σε:

$$\Sigma F_x = 0 \quad (3.4)$$

$$\Sigma F_y = 0 \quad (3.5)$$

$$\Sigma M = 0 \quad (3.6)$$

$$T \cos(u + \theta) - D(\theta, V) = 0 \quad (3.7)$$

$$T \sin(u + \theta) + L(\theta, V) - mg = 0 \quad (3.8)$$

$$(L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1 - mgd_2) \cos(\theta) + (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1 - mgl_2) \sin(\theta) = 0 \quad (3.9)$$

Στο παραπάνω σύστημα εξισώσεων τα μεγέθη d_1, d_2, l_1, l_2, m θεωρούνται γνωστά από το CAD μοντέλο, ενώ η επιτάχυνση της βαρύτητας g είναι επίσης γνωστή και ίση προσεγγιστικά με $9,81 \frac{m}{s^2}$. Υπενθυμίζεται επίσης ότι η γωνία του κινητήρα u μπορεί να λάβει αυθαίρετα τιμή κοντά στο 0, και πως η οπισθέλκουσα (D) και η άνωση (L) είναι εκφρασμένες σαν πολυώνυμα με μεταβλητές την ταχύτητα πτήσης (V) και τη γωνία πρόσπτωσης (θ). Με βάση αυτά λοιπόν, το σύστημα των τριών εξισώσεων (3.7, 3.8, 3.9) έχει τρεις αγνώστους: θ, T, V και δέχεται επίλυση. Αναλυτική λύση δεν είναι σαφώς δυνατή λόγω της μεγάλης τάξης των πολυωνύμων $D(V, \theta)$ και $L(V, \theta)$ οπότε εφαρμόστηκαν μέθοδοι αριθμητικής ανάλυσης σε MATLAB.

Μετά από αρκετούς πειραματισμούς τα αποτελέσματα δεν ήταν ικανοποιητικά, εφόσον εμφανίζονταν μη ρεαλιστικές γωνίες πρόσπτωσης και ταχύτητες πτήσης. Το μοντέλο παρουσιάζει μια έντονη αστάθεια κατά την πτήση του και δεν φαίνεται να ισορροπεί σε ρεαλιστικές γωνίες πρόσπτωσης (κοντά στο 0), γεγονός που πιθανόν να οφείλεται στον τρόπο κατασκευής του εν λόγω αεροσκάφους.

Για να λυθεί παρόλα αυτά το ανωτέρω σύστημα αναλυτικά ακολουθήθηκε μια διαφορετική προσέγγιση.

- Αφέθηκε ελεύθερη μεταβλητή η απόσταση d_2 εφόσον μπορεί θεωρητικά να καθοριστεί εκ νέου με ανακατανομή της μάζας του αεροσκάφους.
- Ορίστηκε η γωνία πρόσπτωσης με την οποία θα απαιτηθεί να ισορροπήσει το μοντέλο, ίση με $0,5^\circ$. Η τιμή αυτή προέκυψε μετά από δοκιμές ως πιο βολική προς την επίτευξη ισορροπίας.
- Ορίστηκε η γωνία του κινητήρα ίση με $-0,5^\circ$. Η τιμή προέκυψε αυθαίρετα προκειμένου να απλουστευτούν οι εξισώσεις που περιέχουν τον όρο $(\theta + u)$.
- Με αντικατάσταση στην 3.8 προκύπτει:

$$L(\theta, V) - mg = 0 \Rightarrow L(\theta, V) = mg \quad (3.10)$$

Από την οποία λαμβάνεται η τιμή της άνωσης

- Το πολυώνυμο $L(V, \theta)$ επιλύεται υπολογιστικά μέσω MATLAB ως προς τη μεταβλητή V για δοθέντα L και θ και προκύπτει μια πραγματική ρίζα
- Με γνωστή την ταχύτητα και τη γωνία πρόσπτωσης υπολογίζεται και η οπισθέλκουσα D αναλυτικά
- Με αντικατάσταση στην σχέση 3.7:

$$T \cos(u + \theta) - D(\theta, V) = 0 \rightarrow T = D(\theta, V) \quad (3.11)$$

- Έχοντας πλέον υπολογίσει όλες τις δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος αντικαθιστώντας στην 3.9 και επιλύοντας ως προς d_2 προκύπτει τελικά η απόσταση που πρέπει να έχει το κέντρο βάρους από τον άξονα περιστροφής προκειμένου να ισορροπήσει το αεροσκάφος, και να εκτελέσει οριζόντια ομαλή πτήση.

Για να επιτευχθεί η νέα θέση του κέντρου βάρους μετακινείται η μπαταρία παράλληλα στη χορδή της αεροτομής προς το πίσω μέρος του αεροσκάφους. Η μπαταρία είχε σχεδιαστεί για να τοποθετείται στην κορυφή της ατράκτου στο σημείο που βρισκόταν το καπάκι (βλ. Εικόνα 2.2). Η νέα θέση της μπαταρίας απαιτούσε μια τροποποίηση στη διάταξη με την οποία είναι ομαδοποιημένες οι 4 μπαταρίες LION λόγω της στένωσης του αεροσκάφους προς το πίσω μέρος του. Η τελική θέση και διάταξη της μπαταρίας φαίνονται καθαρά στην **εικόνα 2.8.ε** της προηγούμενης ενότητας.

Να επισημανθεί στο σημείο αυτό της επίλυσης των εξισώσεων, ότι αποφασίστηκε τελικά πως η μπαταρία θα αποτελέσει την κινούμενη μάζα που θα επηρεάζει το κέντρο βάρους και θα επιδρά τελικά στην οδήγηση του αεροσκάφους. Αυτή η απόφαση πάρθηκε μετά από την μελέτη και τον πειραματισμό της επίδρασης που είχε η κίνηση αυτής στη θέση του κέντρου βάρους. Οποιαδήποτε εισαγωγή επιπρόσθετης κινούμενης μάζας θα επιβάρυνε ενεργειακά το αεροσκάφος και θα ήταν περιττή.

Τα τελικά αποτελέσματα για όλες τις μεταβλητές και τις δυνάμεις, με τα οποία το αεροσκάφος εκτελεί ευθεία ομαλή πτήση παρουσιάζονται στο παράρτημα Α, σε κώδικα MATLAB όπως προέκυψαν από τους προαναφερθέντες υπολογισμούς:

Στη συνέχεια μελετάται η επίτευξη ελιγμών στο επίπεδο που γίνεται η δυναμική ανάλυση. Στόχος είναι να εισαχθεί στο σύστημα εξισώσεων μια διαταραχή η οποία θα προκαλέσει ανισορροπία ροπών και ανάπτυξη επιταχύνσεων που θα οδηγήσουν σε περιστροφή με ανύψωση της κορυφής (pitch up) ή με κατάπτωση αυτής (pitch down).

Εξετάζονται 2 περιπτώσεις:

1) Αδρανειακά με αμελητέα μετατόπιση της θέσης του κέντρου βάρους

Στην περίπτωση αυτή μετακινείται στιγμιαία η κινούμενη μάζα, με ανάπτυξη μεγάλης ταχύτητας για ελάχιστο χρονικό διάστημα και επαναφέρεται στην αρχική της θέση της αμέσως. Εφαρμόζεται δηλαδή ένας παλμός με έντονη επιτάχυνση που δεν επηρεάζει πρακτικά τη θέση του κέντρου βάρους αλλά επιδρά αδρανειακά στο

συνολικό σύστημα εξισώσεων, λόγω της επιτάχυνσης αυτής. Η εξίσωση 3.3 λοιπόν τροποποιείται με την εισαγωγή ενός νέου όρου:

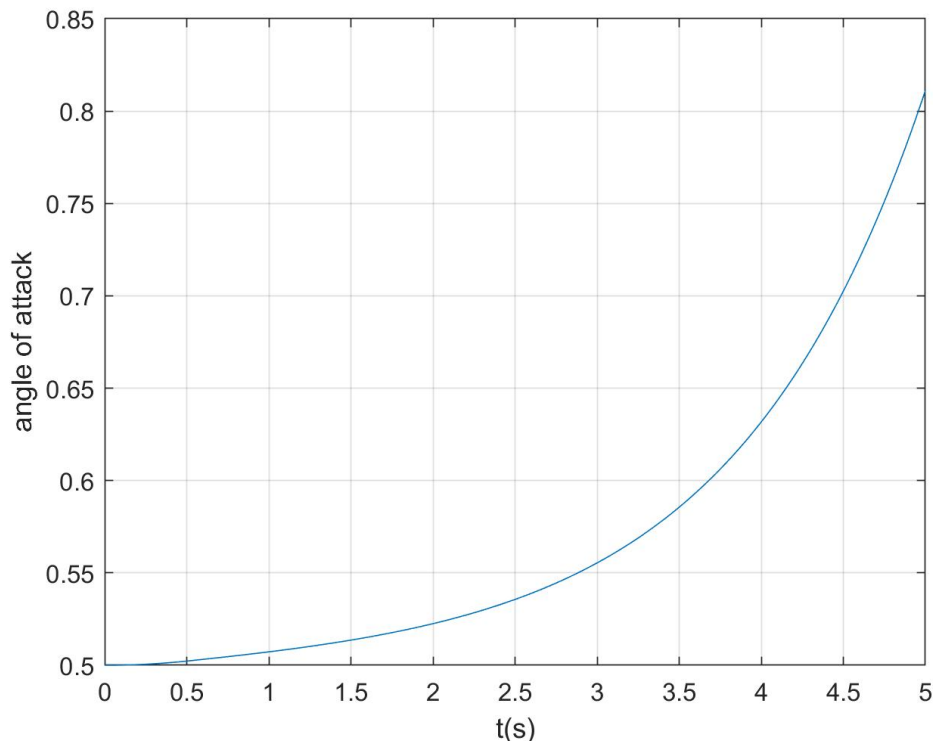
$$\Sigma M = (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1 - mgd_2) \cos(\theta) + (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1 - mgl_2) \sin(\theta) \pm m_b a_b = I_{zz} \ddot{\theta} \quad (3.12)$$

Όπου:

- m_b : μάζα κινούμενου τμήματος (μπαταρίας)
- a_b : επιτάχυνση κινούμενης μάζας (οριζόμενη αυθαίρετα)
- I_{zz} : ροπή αδράνειας περί του άξονα z

Είσοδο στην παραπάνω διαφορική εξίσωση αποτελεί η επιτάχυνση a_b σαν παλμός που διαρκεί για πολύ μικρό χρονικό διάστημα προκειμένου να μην συμβούν μεγάλες μετατοπίσεις και αλλάξει αισθητά η κατανομή μάζας του αεροσκάφους.

Η παραπάνω διαφορική εξίσωση επιλύεται μέσω MATLAB και δίνει τελικά την απόκριση της γωνίας θ (γ για το MATLAB) συναρτήσει του χρόνου (Εικόνα 3.3).



Εικόνα 3.3: Απόκριση γωνίας θ με παλμό επιτάχυνσης $10m/s^2$ για μισό δευτερόλεπτο

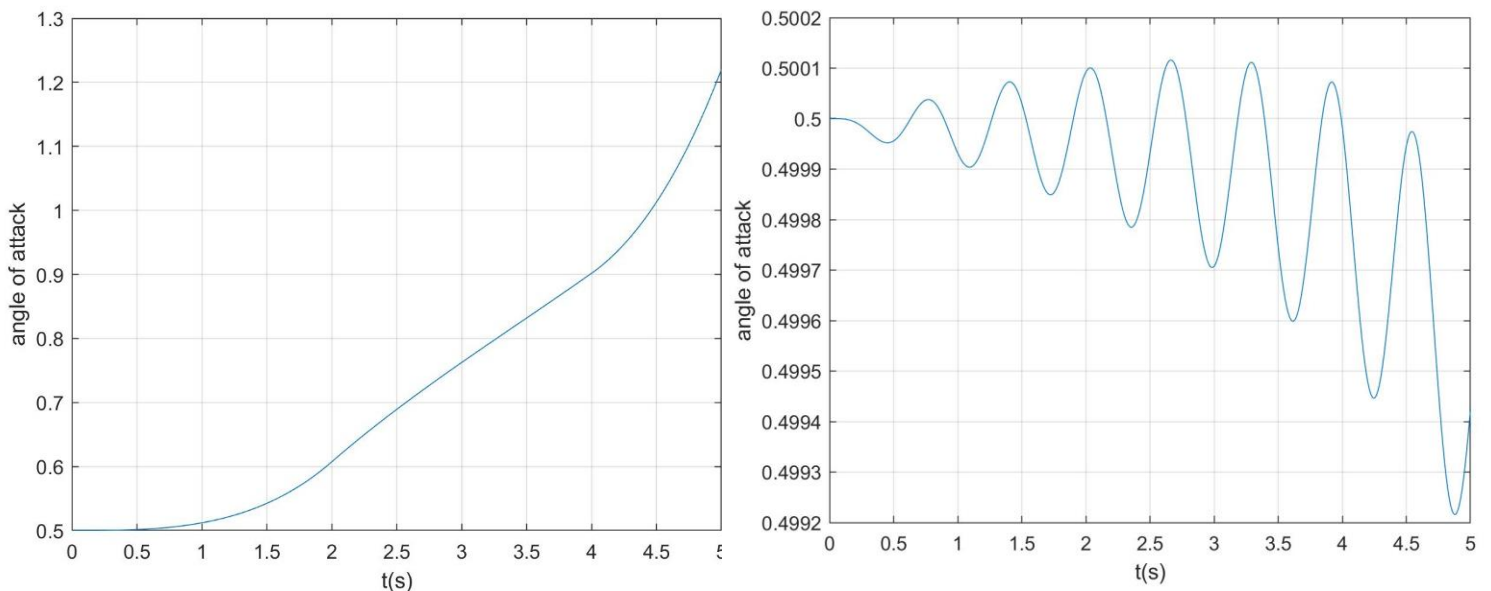
2) Μετατόπιση του κέντρου βάρους με αμελητέα αδρανειακή συνεισφορά

Σε αυτήν την προσέγγιση μετακινείται η κινούμενη μάζα προς την κορυφή ή την ουρά του αεροσκάφους με χαμηλή ταχύτητα και για μεγαλύτερο χρονικό διάστημα. Η μετατόπιση αυτή αλλάζει το κέντρο βάρους και η σταδιακή αλλαγή οδηγεί τελικά σε ανισορροπία ροπών, ενώ η αδρανειακή συνεισφορά της κίνησης είναι αμελητέα λόγω της χαμηλής επιτάχυνσης που εφαρμόζεται. Η εξίσωση 3.3 παραμένει λοιπόν όπως είναι ήδη και ο όρος d_2 δεν αποτελεί πλέον σταθερά αλλά μεταβλητή.

$$\Sigma M = (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1 - mgd_2) \cos(\theta) + (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1 - mgl_2) \sin(\theta) = I_{zz}\ddot{\theta} \quad (3.13)$$

Είσοδο στην παραπάνω διαφορική εξίσωση αποτελεί η απόσταση d_2 η οποία μπορεί να οριστεί πως μεταβάλλεται γραμμικά μέχρι κάποια τελική τιμή, ή να ορισθεί σαν μια μη γραμμική χρονική συνάρτηση.

Η παραπάνω διαφορική εξίσωση επιλύεται και πάλι μέσω MATLAB και δίνει τελικά την απόκριση της γωνίας θ συναρτήσει του χρόνου για 2 περιπτώσεις: α) με είσοδο σαν άθροισμα γραμμικών μετατοπίσεων, β) με είσοδο σαν ημιτονοειδή συνάρτηση του χρόνου με αυξανόμενο πλάτος.

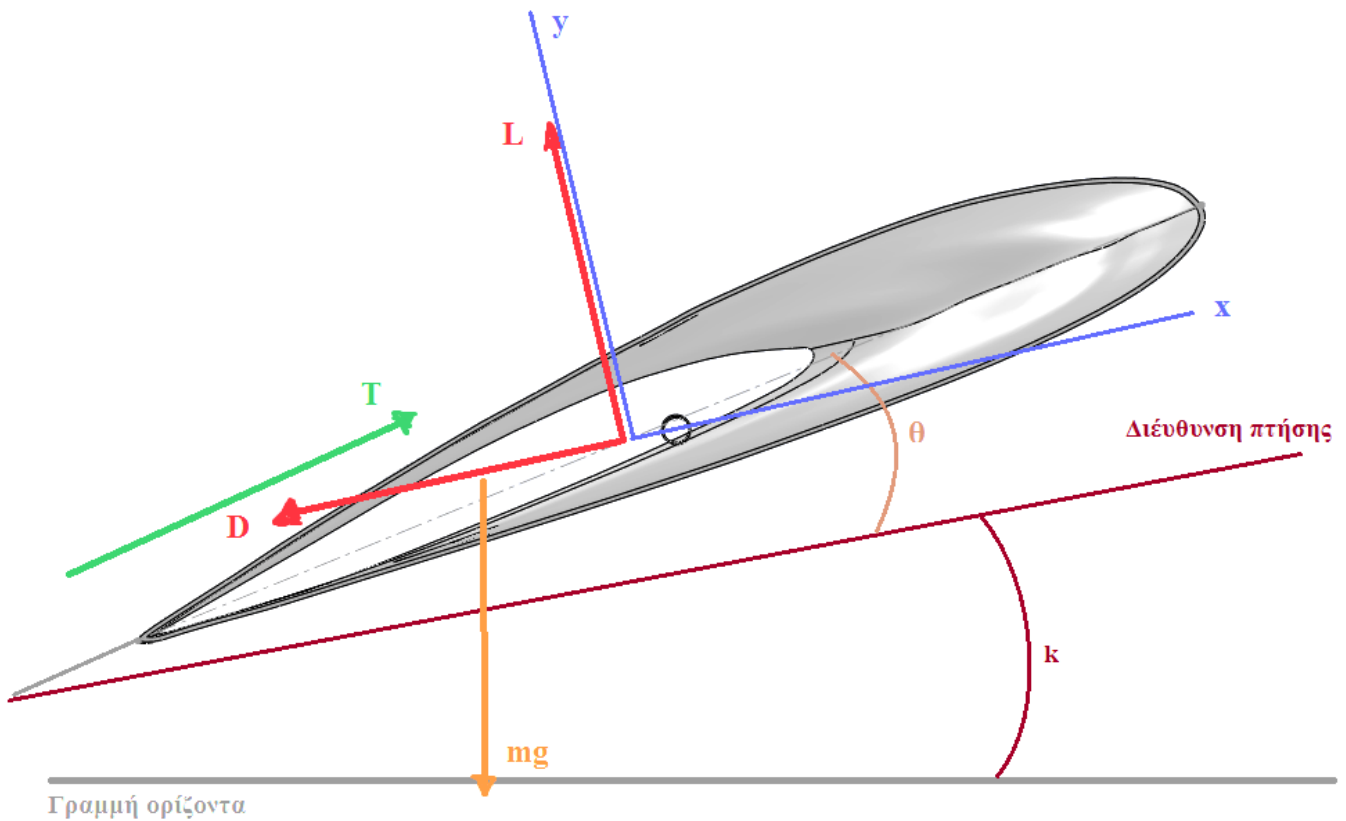


Εικόνα 3.4: απόκριση γωνίας **α)** με γραμμικές μετατοπίσεις, **β)** με ημιτονοειδή είσοδο

Όπως παρατηρείται, και στις τρεις περιπτώσεις συναντάται ένα μη ελέγξιμο φαινόμενο εφόσον η γωνία θ ξεκινάει να μεταβάλλεται εκθετικά και η μεταβολή αυτή είναι μη αναστρέψιμη με λογικές αλλαγές στην είσοδο. Ο λόγος για τον οποίο συμβαίνει το φαινόμενο αυτό είναι η φύση των αεροδυναμικών συντελεστών. Όπως προαναφέρθηκε, η οπισθέλκουσα και η άνωση είναι δυο δυνάμεις που έχουν έντονη εξάρτηση από την γωνία πρόσπτωσης. Με μια μικρή διαταραχή στο σύστημα των δυνάμεων και ροπών ενισχύονται οι αεροδυναμικοί συντελεστές με αποτέλεσμα να εντείνουν περισσότερο τη δυναμική ανισορροπία. Φαίνεται λοιπόν πως το μοντέλο αυτό παρουσιάζει μια έντονη αστάθεια ως προς τις μεταβολές της γωνίας πρόσπτωσης και απαιτεί το σχεδιασμό ενός ελεγκτή που θα διορθώνει την εμφανή αστάθεια κατά την πτήση.

Πρέπει να αναφερθεί πως η προαναφερθείσα ανάλυση δεν ανταποκρίνεται απόλυτα στην πραγματικότητα ως προς τον τρόπο που συμπεριφέρεται ένα αεροσκάφος καθώς ίπταται. Ο λόγος είναι ότι μελετήθηκαν οι εξισώσεις που περιγράφουν την οριζόντια ομαλή πτήση. Με άλλα λόγια, η προαναφερθείσα ανάλυση εξετάζει τη μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης καθώς αυτό κινείται παράλληλα στο επίπεδο του ορίζοντα με σταθερή ταχύτητα. Αυτό όμως σαφώς και δεν υφίσταται ρεαλιστικά, όπως φάνηκε και από τα αποτελέσματα. Καθώς η γωνία πρόσπτωσης μεταβάλλεται, μεταβάλλονται και τα μέτρα των δυνάμεων που ασκούνται στο αεροσκάφος. Αυτό συνεπάγεται πως οι εξισώσεις ισορροπίας δυνάμεων (εξ 3.7, 3.8) παύουν πλέον να ισχύουν και εισάγονται στο μοντέλο γραμμικές επιταχύνσεις. Να επισημανθεί στο σημείο αυτό πως η ταχύτητα πτήσης είναι ένα διανυσματικό μέγεθος, γεγονός που σημαίνει πως η τιμή αλλά και η διεύθυνσή του πρέπει να λαμβάνονται κάθε φορά υπ' όψη.

Καθίσταται λοιπόν αναγκαίο να γίνει μια νέα ανάλυση που θα περιλαμβάνει όλες τις εξισώσεις ροπών και δυνάμεων και θα λαμβάνει υπ' όψη τη διεύθυνση της ταχύτητας πτήσης καθώς και το μέτρο της. Προς την επίτευξη αυτού τροποποιείται το ανωτέρω μοντέλο εξισώσεων στη γενικευμένη περίπτωση όπου εισάγεται και η γωνία πτήσης (k) (Εικόνα 3.5).



Εικόνα 3.5: Γενικευμένο μοντέλο πτήσης

Με βάση το σύστημα αξόνων που ορίζεται στην εικόνα καθορίζονται και οι ακόλουθες εξισώσεις:

$$\Sigma F_x = T \cos(u + \theta) - D(\theta, V) + mg \sin(k) \quad (3.14)$$

$$\Sigma F_y = T \sin(u + \theta) + L(\theta, V) - mg \cos(k) \quad (3.15)$$

$$\Sigma M = (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1) \cos(\theta) - mgd_2 \cos(k + \theta) + (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1) \sin(\theta) - mgl_2 \sin(k + \theta) \quad (3.16)$$

Με δεδομένη ομαλή πτήση, το παραπάνω σύστημα μπορεί να επιλυθεί αναλυτικά για μια δεδομένη διεύθυνση πτήσης, εξισώνοντας και τις τρεις εξισώσεις με 0 και λύνοντας με τρόπο ανάλογο όπως και στην ομαλή οριζόντια πτήση. Το αποτέλεσμα των υπολογισμών είναι η ταχύτητα, η ώση του κινητήρα, και η θέση του κέντρου βάρους για την οποία το μοντέλο ισορροπεί. Στο παράρτημα Α παρατίθεται κώδικας με τις παραμέτρους και τις εξισώσεις ομαλής ανοδικής πτήσης υπό σταθερή γωνία 8°, σαν παράδειγμα.

Συνέχεια της ανάλυσης αποτελεί η μελέτη της απόκρισης του συστήματος σε μια διαταραχή της θέσης του κέντρου βάρους από την ευθεία ομαλή πτήση, στην ομαλή πτήση υπό σταθερή γωνία 8° . Κατασκευάζονται οι εξισώσεις ως εξής:

$$\begin{aligned} T \cos(u + \theta + k) - D(\theta, V) \cos(k) - L(\theta, V) \sin(k) \\ = ma_x \end{aligned} \quad (3.17)$$

$$\begin{aligned} T \sin(u + \theta + k) + L(\theta, V) \cos(k) - D(\theta, V) \sin(k) - mg \\ = ma_y \end{aligned} \quad (3.18)$$

$$\begin{aligned} (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1) \cos(\theta) - mgd_2 \cos(k + \theta) + \\ (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1) \sin(\theta) - mgl_2 \sin(k + \theta) = I_{zz} \ddot{\theta} \end{aligned} \quad (3.19)$$

Επισημαίνεται ότι η ορθή δυναμική και κινηματική επίλυση του μοντέλου, απαιτεί τον υπολογισμό παραμέτρων ευστάθειας του συστήματος. Αναμένεται ήδη από το κεφάλαιο 2 και την ανάλυση CFD η ασταθής συμπεριφορά του αεροσκάφους αλλά παρατίθεται το θεωρητικό υπόβαθρο για λόγους πληρότητας. Υπενθυμίζεται πως η παρούσα εργασία αποτελεί μια πρώτη προσέγγιση στην ανάπτυξη ενός αδρανειακού συστήματος οδήγησης και σε καμία περίπτωση δεν περιγράφει πλήρως την αεροδυναμική συμπεριφορά σε ρεαλιστικές συνθήκες πτήσης.

Στις ανωτέρω εξισώσεις (3.17-19) εκφράζεται το γενικευμένο σύστημα εξισώσεων δυνάμεων και ροπών για το επίπεδο παράλληλο της αεροτομής. Η συνήθης μορφή με την οποία εμφανίζεται το ανωτέρω σύστημα στη βιβλιογραφία, τροποποιημένη με βάση το σύστημα αξόνων που έχει οριστεί είναι η ακόλουθη:

$$\left. \begin{aligned} m\dot{U} &= X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \\ m\dot{W} &= Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \\ I_{zz}\dot{Q} &= M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \end{aligned} \right\} \quad (3.20)$$

Όπου X,Y οι δυνάμεις κατά την x και y διεύθυνση αντίστοιχα, και M οι ροπές περί του άξονα περιστροφής όπως αυτός έχει οριστεί. Οι δείκτες των δυνάμεων αναφέρονται σε:

- α: αεροδυναμικές δυνάμεις
- g: δυνάμεις βαρύτητας
- ρ: δυνάμεις λόγω ώσης
- d: δυνάμεις λόγω ατμοσφαιρικών αναταράξεων
- c: δυνάμεις λόγω κίνησης των πηδαλίων

Η ταχύτητα U ορίζει την ταχύτητα πτήσης κατά τη διεύθυνση x , και η ταχύτητα W την ταχύτητα πτήσης κατά τη διεύθυνση y . Με την παραδοχή πως δεν έχουμε δυνάμεις λόγω ατμοσφαιρικών αναταράξεων και κίνησης των πηδαλίων, και με τις κατάλληλες πράξεις, προκύπτει το σύστημα εξισώσεων 3.17-19. Οι εξισώσεις αυτές μπορούν να τροποποιηθούν στην ακόλουθη μορφή των εξισώσεων 3.20 με:

$$\begin{aligned}
 X_a &= -D(\theta, V)\cos(k) - L(\theta, V)\sin(k) \\
 X_p &= T\cos(u + \theta + k) \\
 Y_a &= L(\theta, V)\cos(k) - D(\theta, V)\sin(k) \\
 Y_g &= -mg \\
 Y_p &= T\sin(u + \theta + k) \\
 M_a &= (L(\theta, V)d_1 - D(\theta, V)l_1)\cos(\theta) + \\
 &\quad (L(\theta, V)l_1 + D(\theta, V)d_1)\sin(\theta) \\
 M_g &= -mgd_2\cos(k + \theta) - mgl_2\sin(k + \theta)
 \end{aligned}
 \tag{3.21}$$

Υπενθυμίζεται ότι οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας έχουν εκφραστεί σαν πολυώνυμα της γωνίας πρόσπτωσης και της ταχύτητας πτήσης. Εφόσον τα πολυώνυμα αυτά είναι μέχρι 5^{ου} βαθμού, οι ανωτέρω εξισώσεις είναι έντονα μη γραμμικές, και το σύστημα δεν δέχεται μετασχηματισμό Laplace προκειμένου να μελετηθεί η ευστάθεια του. Για την επίλυση και την ανάλυση της ευστάθειας του αεροσκάφους απαιτείται μια γραμμικοποίηση των δυναμικών αυτών όρων για μικρές διαταραχές. Παραδείγματος χάρη γίνεται η παραδοχή ότι γύρω από μια γωνία πρόσπτωσης και μια ταχύτητα πτήσης, με μικρή απόκλιση, η οπισθέλκουσα

προσεγγίζεται από μια συνάρτηση της μορφής $D = C_1V + C_2\theta + C_3\theta V$, με C_1, C_2, C_3 σταθερές.

Με βάση τα ανωτέρω ορίζονται οι αεροδυναμικές παράγωγοι ευστάθειας για τις αεροδυναμικές παραμέτρους ως:

$$\tilde{X}_u = \frac{dX}{du}, \tilde{X}_w = \frac{dX}{dw}, \text{ κλπ.}$$

Και η τιμή της δύναμης για μια μικρή διαταραχή ως:

$$X_a = X_{ae} + \tilde{X}_u u + \tilde{X}_\theta \theta + \dots$$

Με X_{ae} την τιμή της δύναμης στην κατάσταση ισορροπίας.

Οι παράγωγοι ευστάθειας εκφράζουν ουσιαστικά την εξάρτηση και την απόκριση που έχει ένα αεροδυναμικό μέγεθος κατόπιν μιας μικρής διαταραχής κοντά σε ένα σημείο ισορροπίας, και είναι παράμετροι που πρέπει να λαμβάνονται υπ' όψη κατά την αεροδυναμική ανάλυση και το σχεδιασμό ενός αυτόματου πιλότου. Παρόλα αυτά, στην ανάλυση που παρατίθεται στο παρόν κείμενο, γίνεται μια πρώτη προσέγγιση των φαινομένων πτήσης, και η παραδοχή πως το αεροσκάφος είναι ασταθές. Κατά συνέπεια, η μελέτη εστιάζεται στις δυναμικές εξισώσεις 3.17-19.

Η ανάλυση αυτή δεν μπορεί να επιτευχθεί με απευθείας ολοκλήρωση των εξισώσεων διότι πολλά μεγέθη είναι αλληλεξαρτώμενα. Προς την επίλυση του συστήματος ακολουθήθηκε μια διαφορετική προσέγγιση. Μελετάται η συμπεριφορά του αεροσκάφους σε χρόνο 10 δευτερολέπτων τα οποία χωρίζονται σε διακριτά διαστήματα. Συγκεκριμένα μελετάται η συμπεριφορά του μοντέλου ανά 1/100 του δευτερολέπτου. Η διαδικασία που ακολουθείται είναι η εξής:

- 1) Ορίζονται οι παράμετροι ομαλής οριζόντιας πτήσης. Τα μεγέθη της ταχύτητας πτήσης (V), της γωνίας πτήσης (k), της γωνίας πρόσπτωσης (θ), εισάγονται ως αρχικές συνθήκες, όπως αυτά υπολογίστηκαν για την οριζόντια πτήση.
- 2) Κατασκευάζεται μια εντολή βρόχου και ένας μετρητής (i) ο οποίος σε κάθε κλειστή λούπα αυξάνει το χρόνο κατά 0.01s.

- 3) Εισάγεται η διαταραχή σαν είσοδος. Στο συγκεκριμένο παράδειγμα, διαταραχή αποτελεί η θέση του κέντρου βάρους η οποία εισάγεται με την τιμή που υπολογίστηκε για ομαλή πτήση υπό γωνία 8°.
- 4) Με γνωστά τα αρχικά θ και V υπολογίζονται οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας.
- 5) Από τη σχέση 3.19 υπολογίζεται η γωνιακή επιτάχυνση της γωνίας θ για τη επανάληψη i .
- 6) Με τις γνωστές εξισώσεις κίνησης προσεγγίζεται η ταχύτητα και η θέση της γωνίας θ για την επόμενη επανάληψη.

$$\dot{\theta}(i+1) = \dot{\theta}(i) + \Delta t \ddot{\theta}(i) \quad (3.22)$$

$$\theta(i+1) = \theta(i) + \dot{\theta}(i)\Delta t + \frac{1}{2}\ddot{\theta}(i)\Delta t^2 \quad (3.23)$$

Όπου:

- η αρχική συνθήκη της γωνιακής ταχύτητας είναι 0
 - η αρχική συνθήκη της γωνίας θ είναι 0.5
 - $\Delta t = 0.01$
- 7) Από τις εξισώσεις 3.17 & 3.18, υπολογίζονται οι γραμμικές επιταχύνσεις για τη χρονική στιγμή i
 - 8) Με τις γνωστές εξισώσεις κίνησης προσεγγίζονται οι ταχύτητες κατά x και y για την επόμενη επανάληψη.

$$V_x(i+1) = V_x(i) + a_x(i)\Delta t \quad (3.24)$$

$$V_y(i+1) = V_y(i) + a_y(i)\Delta t \quad (3.25)$$

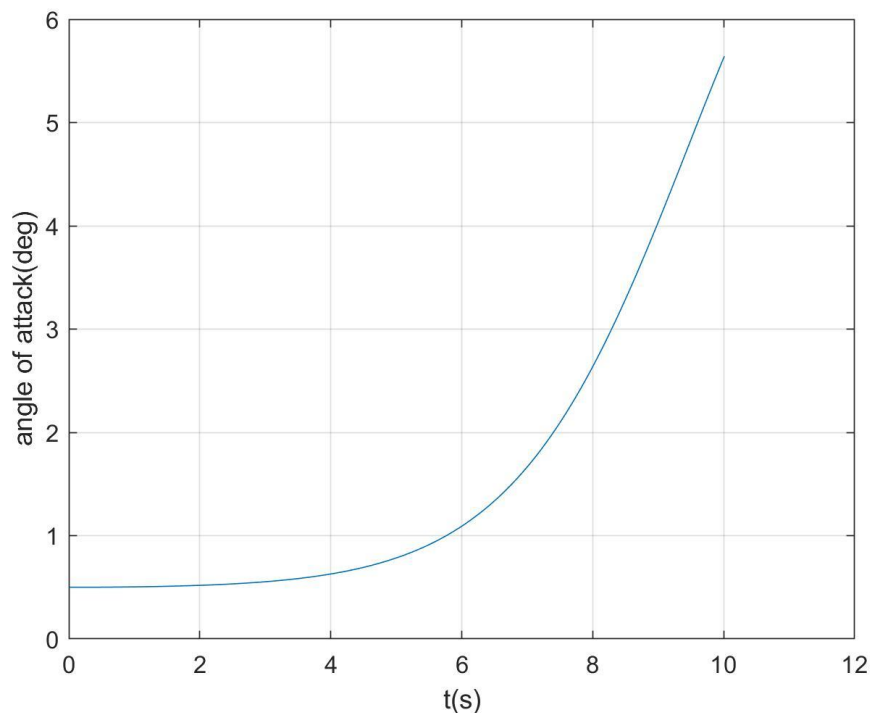
- 9) Με γνωστά τα μέτρα των γραμμικών ταχυτήτων υπολογίζεται η γωνία πτήσης k της επόμενης επανάληψης (εξ. 3.24), καθώς και το μέτρο της ταχύτητας πτήσης της επόμενης επανάληψης(εξ. 3.25).

$$k(i+1) = \text{Arctan}\left(\frac{V_y(i+1)}{V_x(i+1)}\right) \quad (3.26)$$

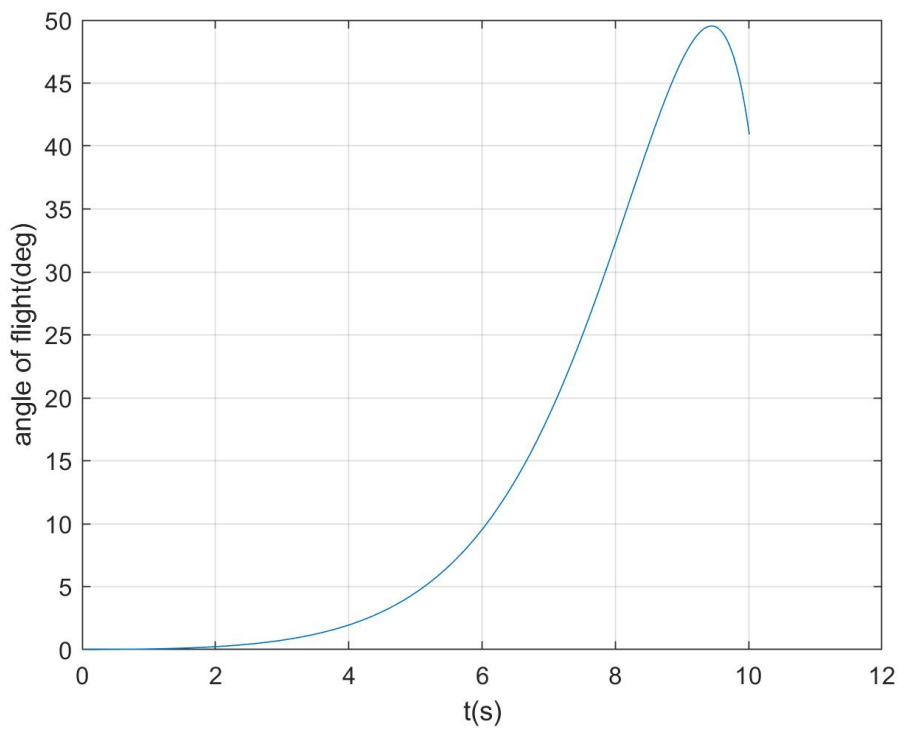
$$V(i+1) = \sqrt{V_x(i+1)^2 + V_y(i+1)^2} \quad (3.27)$$

- 10) Με τις νέες μετρήσεις επαναλαμβάνεται ο βρόχος δίνοντας κάθε φορά σαν έξοδο την γωνία πρόσπτωσης, την γωνία πτήσης, και την ταχύτητα πτήσης.

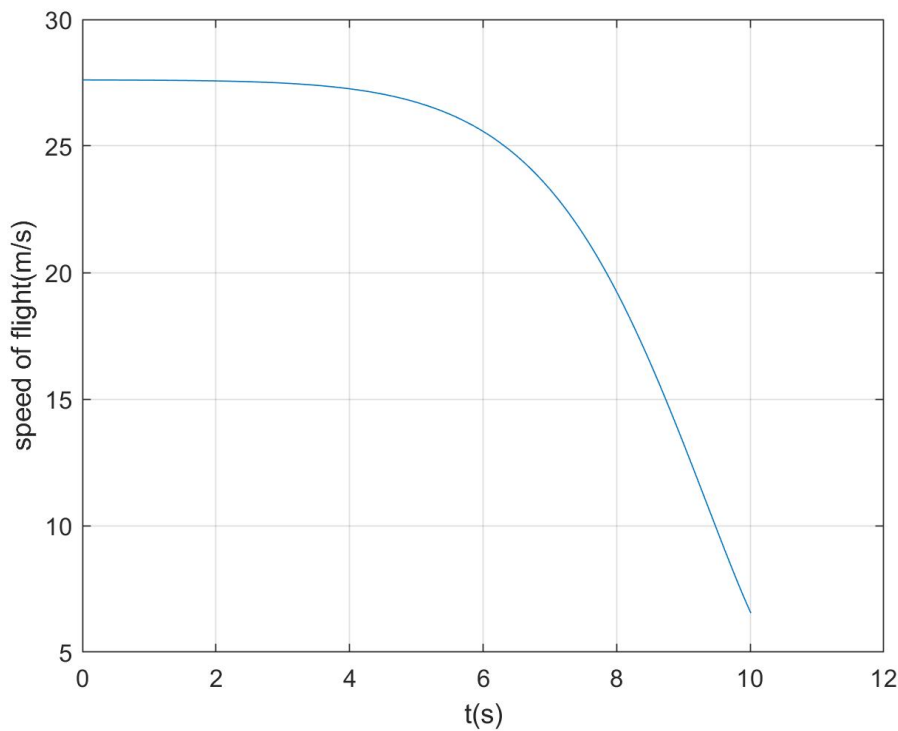
Να σημειωθεί στο σημείο αυτό ότι η μέθοδος των διακριτών χρονικών διαστημάτων, συγκρίθηκε με τη μέθοδο της αναλυτικής ολοκλήρωσης για ίδιες παραμέτρους και τα αποτελέσματα κατέληξαν πανομοιότυπα, γεγονός και κατέστησε τη διαδικασία αρκετά αξιόπιστη. Αρχικά δοκιμάστηκε η απόκριση του συστήματος με σταθερή είσοδο την θέση του κέντρου βάρους στην τιμή που υπολογίστηκε για ομαλή πτήση υπό γωνία 8° . Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται παρακάτω (Εικόνες 3.6.α,β,γ).



Εικόνα 3.6.α: Απόκριση γωνίας πρόσπτωσης για σταθερή είσοδο



Εικόνα 3.6.β: Απόκριση γωνίας πτήσης για σταθερή είσοδο

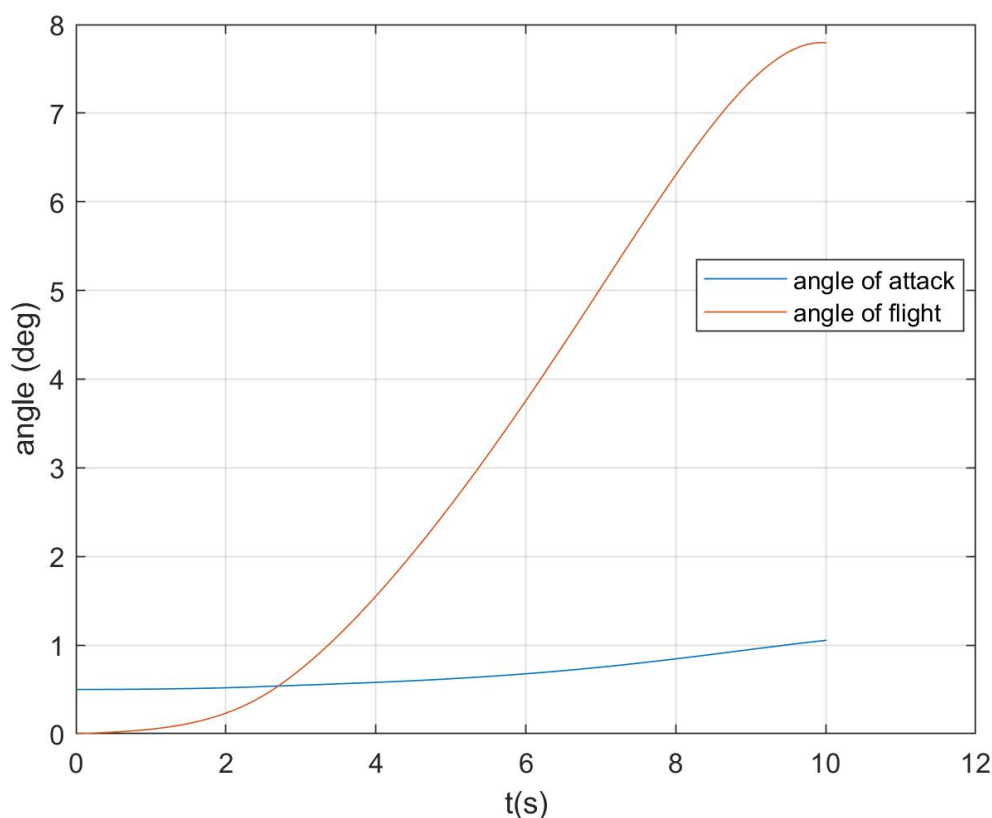


Εικόνα 3.6.γ: Απόκριση ταχύτητας πτήσης για σταθερή είσοδο

Εξετάζοντας τα ανωτέρω δεδομένα είναι πλέον σαφή τα φαινόμενα που εμφανίζονται κατά την πτήση του αεροσκάφους και την απόπειρα επίτευξης ενός

ελιγμού. Η μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης δεν είναι τόσο έντονη ούτε τόσο ταχεία όσο στις περασμένες αναλύσεις, γεγονός που οφείλεται στην έντονη μεταβολή της διεύθυνσης πτήσης και της ταχύτητας που διαρκώς μεταβάλλονται λόγω της δυναμικής ανισορροπίας.

Στο μοντέλο αυτό υπάρχουν δύο παράμετροι που είναι ελέγξιμοι από το χειριστή και μπορούν να φέρουν το αεροσκάφος σε ισορροπία. Οι παράμετροι αυτοί είναι η ώση του κινητήρα, και η θέση του κέντρου βάρους που μεταβάλλεται από την μετακίνηση της μπαταρίας εντός του κελύφους. Για το εν λόγω παράδειγμα έγινε η απόπειρα προσέγγισης του επιθυμητού ελιγμού με δοκιμές και πειραματισμούς μεταξύ διαφόρων εισόδων (Εικόνα 3.7).

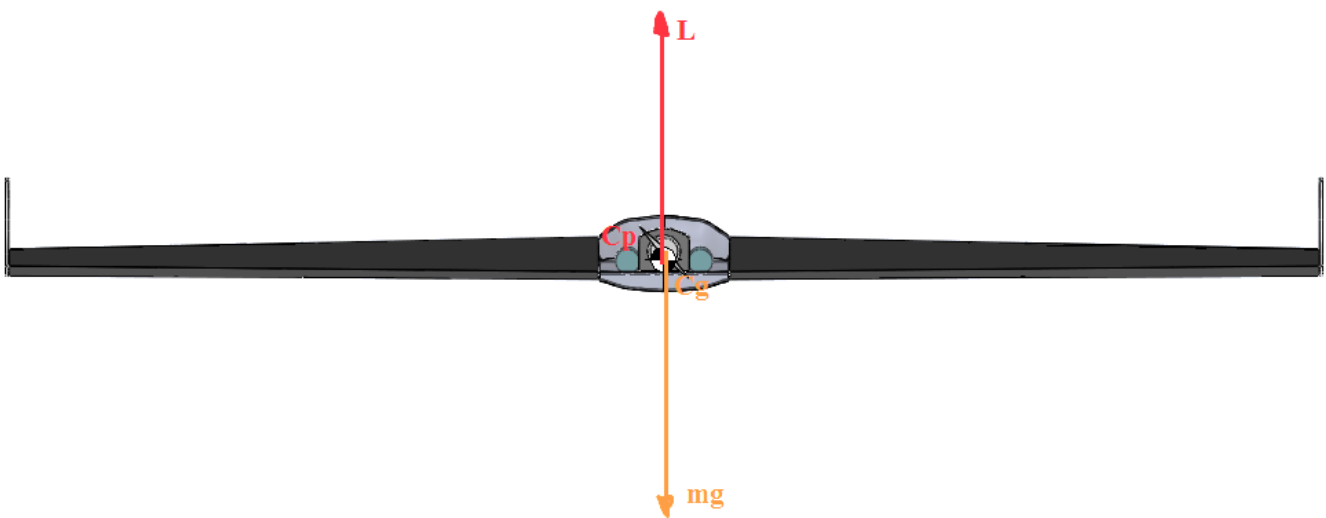


Εικόνα 3.7: Προσέγγιση ελιγμού

Όπως φαίνεται από το διάγραμμα το αεροσκάφος τείνει να ισορροπήσει σε γωνία πτήσης 8° με την γωνία πρόσπτωσης πολύ κοντά στο 0. Άρα εξάγεται το συμπέρασμα ότι με κατάλληλη επιλογή των παραμέτρων ώσης και κέντρου βάρους προκύπτει ένα ρεαλιστικά ελέγξιμο μοντέλο που δύναται να επιτύχει ελιγμούς στο επίπεδο xy (pitch)

3.2.2. Επίπεδο περιστροφής yz (Roll)

Στο παρόν κομμάτι μελετάται η δυναμική και κινηματική συμπεριφορά του αεροσκάφους στο επίπεδο περιστροφής (Εικόνα 3.8). Γνωρίζοντας ήδη από την προηγούμενη ενότητα τις συνθήκες με τις οποίες το αεροσκάφος ισορροπεί δεχόμαστε ότι εκτελεί ευθεία ομαλή πτήση με όλα τα υπολογιζόμενα μεγέθη.



Εικόνα 3.8: Δυνάμεις κατά την ομαλή πτήση σε επίπεδο yz

Όπου:

$$\Sigma F_z = 0 \quad (3.28)$$

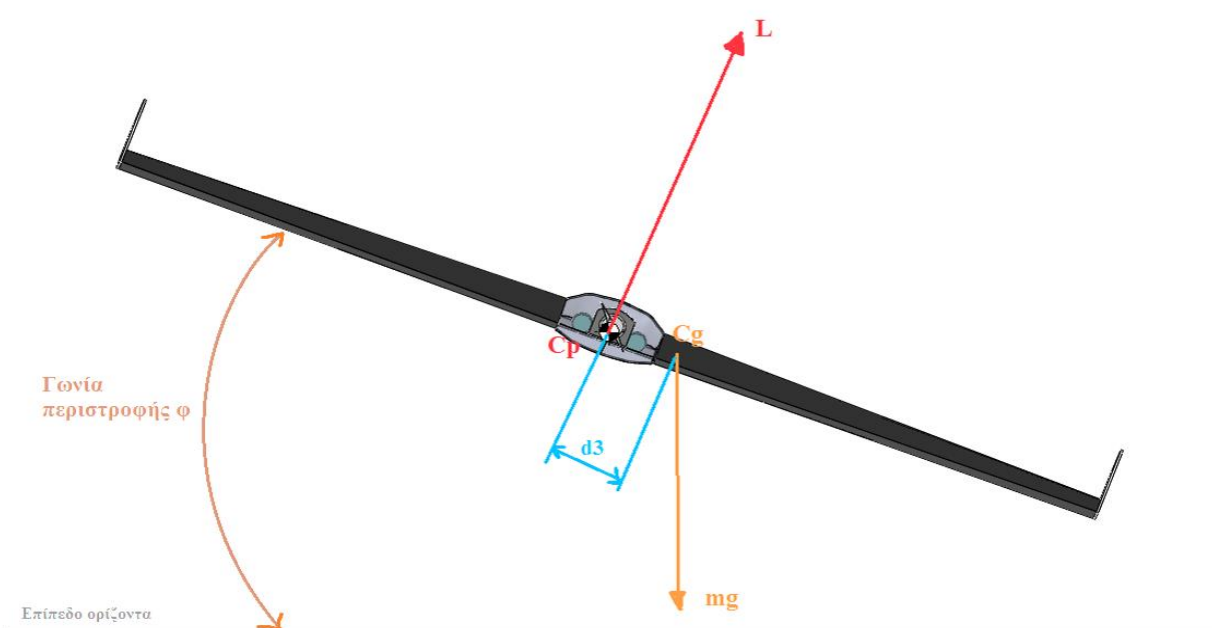
$$\Sigma F_y = L(\theta, V) - mg = 0 \quad (3.29)$$

Όπως προκύπτει από 3.10

$$\Sigma M = 0 \quad (3.30)$$

Εφόσον οι φορείς όλων των δυνάμεων διέρχονται από τον άξονα περιστροφής.

Με ανάλογο τρόπο ,όπως και προηγουμένως στο επίπεδο yx , μελετάται η επίτευξη ελιγμού εισάγοντας μια διαταραχή στο σύστημα εξισώσεων. Στην περίπτωση αυτή μελετάται μόνο η περίπτωση μετατόπισης του κέντρου βάρους με αμελητέα συνεισφορά επιτάχυνσης ως πιο αποτελεσματική λύση, και πιο εύκολα ελέγξιμη. Με μεταβολή της θέσης του κέντρου βάρους προς τα άκρα των πτερύγων, μετατοπίζεται ο φορέας της δύναμης του βάρους με αποτέλεσμα να εισάγεται μια ροπή που τείνει να στρέψει το αεροσκάφος περί του άξονα x (Roll). Η νέα δυναμική κατάσταση περιγράφεται από το παρακάτω μοντέλο (Εικόνα 3.9).



Εικόνα 3.9: Δυναμικό μοντέλο κατά την περιστροφή (Roll).

Με βάση τα ανωτέρω εξάγονται τα ακόλουθα μεγέθη:

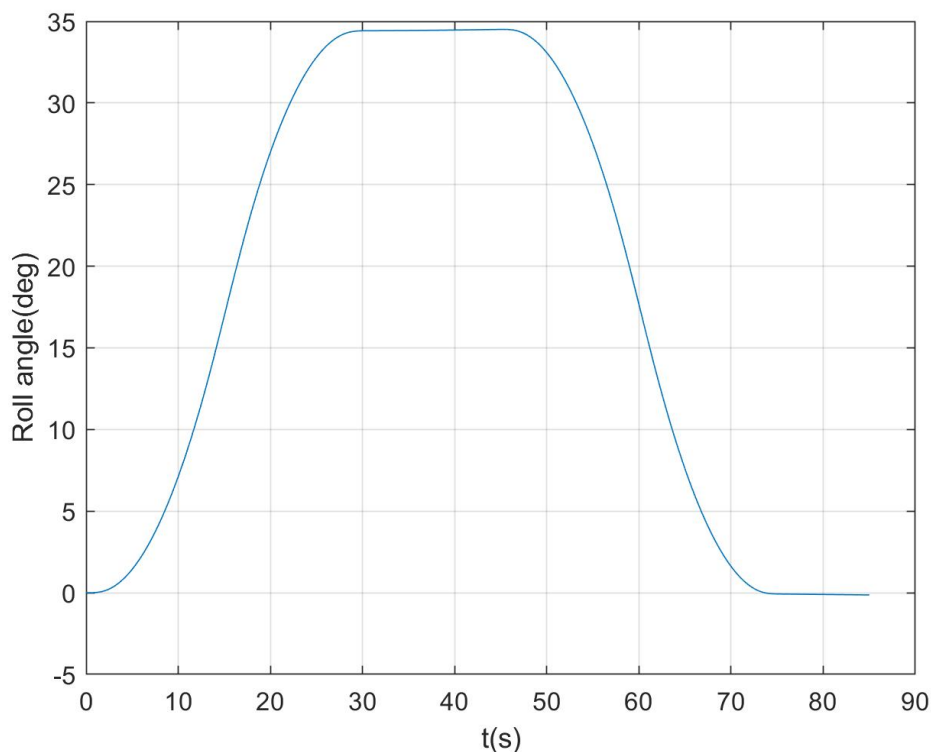
- d_3 : κάθετη απόσταση του φορέα κέντρου βάρους από το επίπεδο της κεντρικής αεροτομής (ορίζεται μερικώς από το σχέδιο εφόσον θα είναι μεταβαλλόμενη)
- l_2 : απόσταση του φορέα κέντρου βάρους παράλληλου στη χορδή, από τον άξονα περιστροφής (αμετάβλητος από την προηγούμενη ανάλυση)
- ϕ : Γωνία περιστροφής. Μεταβλητή
- V : Ταχύτητα πτήσης. Σταθερή όπως υπολογίστηκε για ομαλή πτήση
- m : Συνολική μάζα αεροσκάφους.

Έχοντας ορίσει τα ανωτέρω μεγέθη προκύπτει η νέα εξίσωση ροπής:

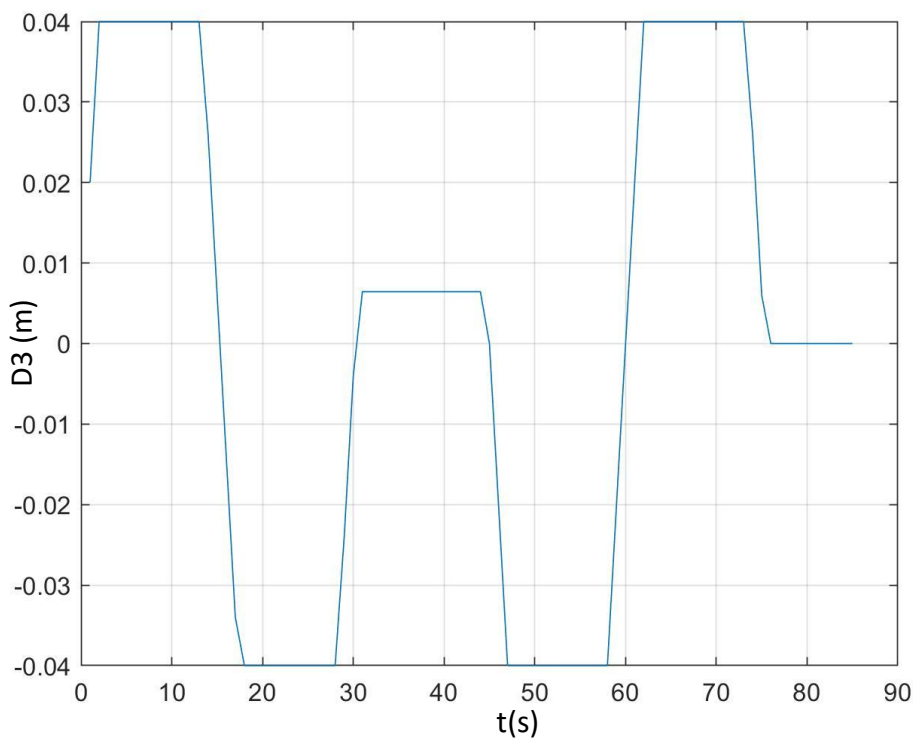
$$\Sigma M = mgd_3 \cos(\varphi) + mgl_2 \sin(\varphi) = I_{xx} \ddot{\varphi} \quad (3.31)$$

Η παραπάνω σχέση ολοκληρώνεται αναλυτικά και δίνει την απόκριση της γωνίας φ , με είσοδο τη θέση του κέντρου βάρους. Η απλότητα της παραπάνω σχέσης καθιστά έναν ελιγμό στο επίπεδο yz , πολύ πιο εύκολα υλοποιήσιμο και ελέγξιμο. Η απουσία αεροδυναμικών συνιστωσών, οδηγεί στο συμπέρασμα πως δεν απαιτείται αυστηρά υπολογισμός παραγώγων ευστάθεια όπως για το προηγούμενο υποκεφάλαιο.

Γίνεται η απόπειρα επίτευξης ενός ελιγμού κατά τον οποίο το αεροσκάφος θα καταλήξει να ίπταται υπό γωνία $\varphi = 35^\circ$, στην οποία θα σταθεροποιηθεί, και στη συνέχεια θα επανέλθει στην αρχική του κατάσταση στην οποία θα σταθεροποιηθεί. Για την υλοποίηση αυτού έγιναν διάφοροι πειραματισμοί μεταβάλλοντας την απόσταση d_3 γραμμικά, σε διάφορες θέσεις, και τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στην Εικόνα 3.10. Παρουσιάζεται επίσης γραφικά η απόσταση του κέντρου βάρους από τον άξονα περιστροφής, που οδηγεί στην επίτευξη του εν λόγω ελιγμού (Εικόνα 3.10).



Εικόνα 3.10: Απόκριση γωνίας φ κατά τον ελιγμό



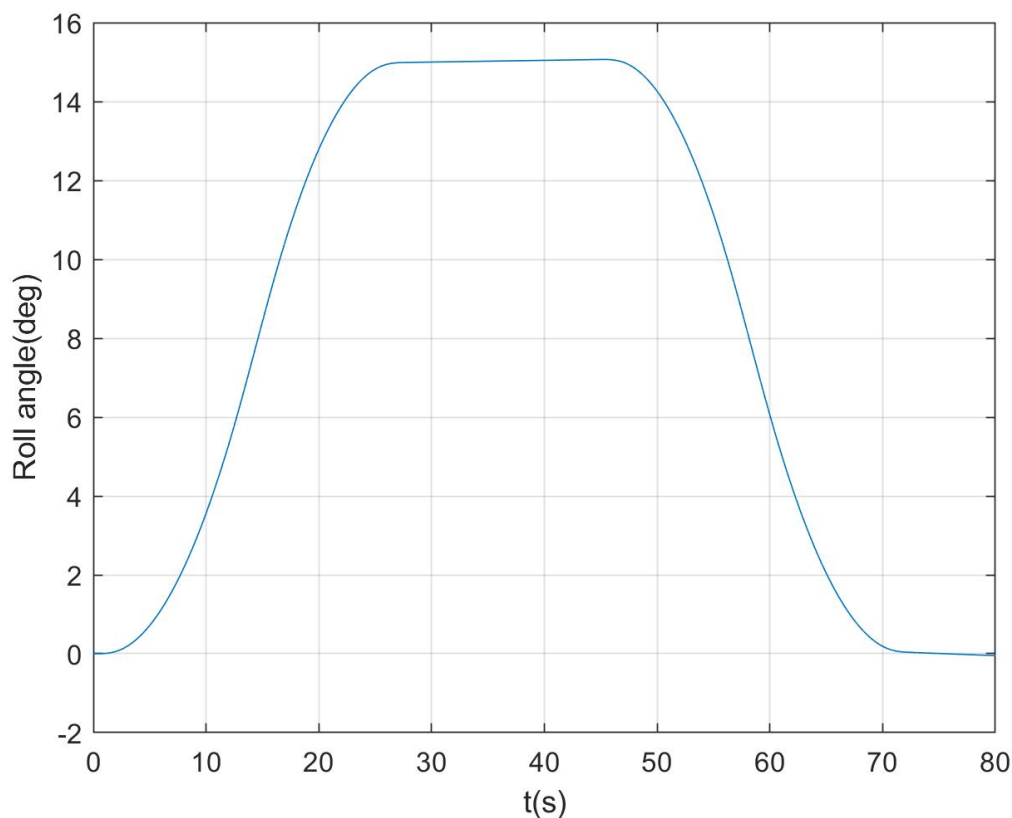
Εικόνα 3.11: Μεταβολή απόστασης d_3 κατά τον ελιγμό

Όπως είναι εμφανές τα αποτελέσματα είναι ικανοποιητικά ως προς την ελεγχιμότητα του μοντέλου για την επίτευξη ενός τέτοιου ελιγμού. Ο στόχος της σταθεροποίησης στις 35° επιτυγχάνεται επαρκώς, ενώ η επαναφορά στις 0° επιτυγχάνεται πλήρως. Ωστόσο, δεν είναι ιδιαίτερα ικανοποιητική η ταχύτητα απόκρισης, εφόσον χρειάζονται σχεδόν 30 δευτερόλεπτα για να καταλήξει το αεροσκάφος στην επιθυμητή γωνία ϕ . Για να γίνει το σύστημα πιο γρήγορο θα απαιτούνταν να αυξηθεί η μέγιστη απόσταση της θέσης του κέντρου βάρους. Αυτό θα μπορούσε να επιτευχθεί είτε με αύξηση της απόστασης που αποκτά η μπαταρία προς τα άκρα των πτερύγων, είτε με αύξηση την κινούμενης μάζας προσθέτοντας κάποια πρόσθετη μάζα στο σύστημα.

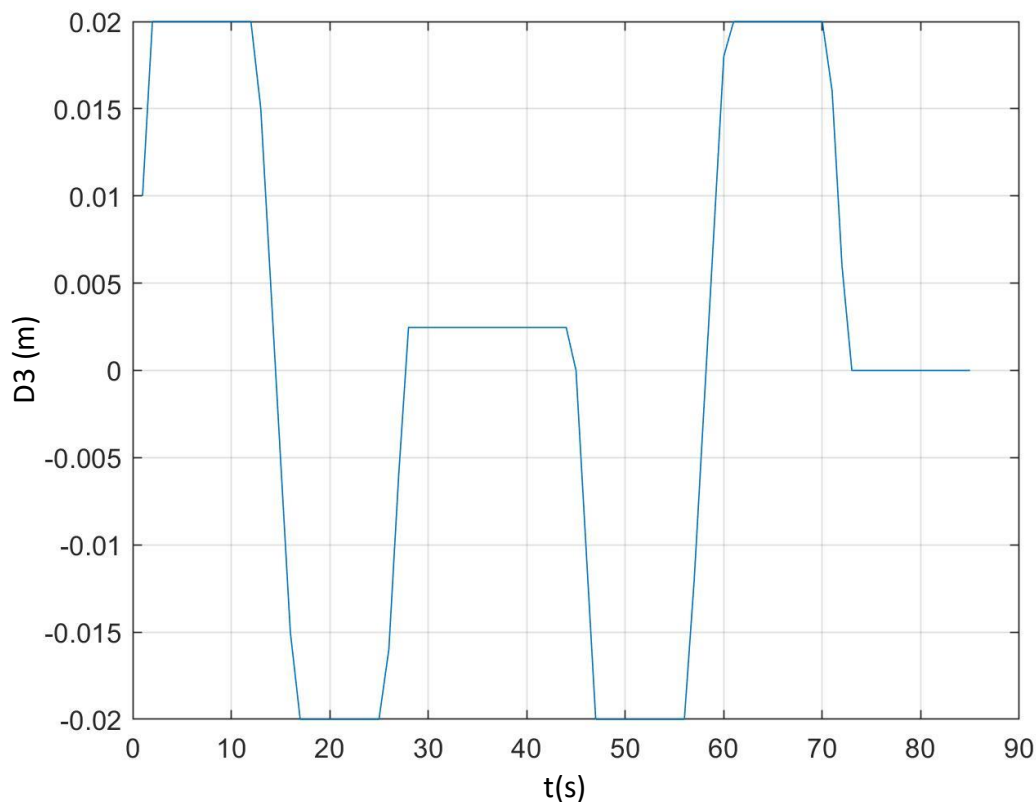
Η μέγιστη απόσταση της θέσης του κέντρου βάρους στα 4 εκατοστά προέκυψε από τη μετατόπιση της μπαταρίας στην πιο ακραία θέση που είναι δυνατόν να επιτευχθεί με βάση του περιορισμούς που επιβάλλονται από την γεωμετρία του αεροσκάφους, γεγονός που καθιστά αδύνατη την αύξηση της τιμής αυτής. Η αύξηση της κινούμενης μάζας είναι μια επιλογή που μετά από δοκιμές παρατηρήθηκε πως βελτιώνει ελάχιστα την ταχύτητα απόκρισης, ενώ επιβαρύνει

ενεργειακά το αεροσκάφος, γεγονός που την καθιστά μη επιθυμητή. Με βάση τα ανωτέρω γίνεται σαφές πως η δοθείσα απόκριση είναι η βέλτιστη που μπορεί να επιτευχθεί για το συγκεκριμένο μοντέλο.

Εν συνεχεία προσεγγίζεται και ένας δεύτερος ελιγμός, αυτή τη φορά σε μικρότερη γωνία $\phi = 15^\circ$, με ανάλογο τρόπο με τον πρώτο και με εξίσου ικανοποιητικά αποτελέσματα (Εικόνες 3.12, 3.13).



Εικόνα 3.12: Απόκριση γωνίας ϕ κατά τον δεύτερο ελιγμό



Εικόνα 3.13: Μεταβολή απόστασης d_3 κατά τον δεύτερο ελιγμό

Στο σημείο αυτό πρέπει να γίνει μια σημαντική παρατήρηση. Με την μεταβολή της γωνίας ϕ επηρεάζεται η δυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους και εμφανίζονται γραμμικές επιταχύνσεις με ανάλογο τρόπο όπως και στην ανάλυση που έγινε στο επίπεδο παράλληλο της αεροτομής. Συγκεκριμένα, κοιτώντας την εικόνα 3.9, παρατηρείται ότι εμφανίζονται 2 δυνάμεις στο επίπεδο yz , ορίζοντας τον άξονα z παράλληλο στον ορίζοντα, που είναι οι συνιστώσες της άνωσης. Οι συνιστώσες αυτές τροποποιούν το σύστημα δυναμικών εξισώσεων ως εξής:

$$\Sigma F_z = L(\theta, V) \sin(\phi) = m a_z \quad (3.32)$$

$$\Sigma F_y = L(\theta, V) \cos(\phi) - mg = m a_y \quad (3.33)$$

Είναι αυτονόητο πως κατά την υλοποίηση ενός ελιγμού δεν είναι επιθυμητές οι αναπτύξεις γραμμικών επιταχύνσεων στο επίπεδο y . Το αεροσκάφος πρέπει να κρατάει σταθερό το ύψος του και να μεταβάλλεται μόνο κατά τη διεύθυνση παράλληλη του ορίζοντα. Εξισώνοντας της εξίσωση 3.31 με 0 και λύνοντας ως προς L έχουμε:

$$\Sigma F_y = L(\theta, V)\cos(\varphi) - mg = 0$$

$$L(\theta, V) = \frac{mg}{\cos(\varphi)}$$

Η τιμή λοιπόν της άνωσης πρέπει να αυξηθεί σε σχέση με αυτήν που είχε κατά την οριζόντια ομαλή πτήση, βάσει της γωνίας φ που αποκτά το αεροσκάφος κατά τον ελιγμό. Η τιμή των δυνάμεων εξαρτάται από την ταχύτητα πτήσης και την γωνία πρόσπτωσης, οπότε για σταθερή γωνία πρόσπτωσης και γνωστή μεταβολή της γωνίας φ , μπορεί κάθε φορά να υπολογίζεται η ταχύτητα με την οποία πρέπει να ίπταται το αεροσκάφος για να ισορροπεί κατά τον κατακόρυφο άξονα. Με την επιθυμητή ταχύτητα γνωστή σε κάθε χρονική στιγμή, υπολογίζεται η οπισθέλκουσα για σταθερό θ , και επιλύεται η εξίσωση 3.7 δίνοντας την ώση του κινητήρα που πρέπει να δώσει ο χειριστής. Με την μέθοδο αυτή και για διακριτά χρονικά διαστήματα, με είσοδο την τιμή της γωνίας φ κατά την υλοποίηση ενός ελιγμού, δύναται να υπολογίζεται κάθε φορά η ώση του κινητήρα και τελικά να εξαχθεί μια χρονική συνάρτηση $T(t)$. Εφόσον ο κινητήρας του αεροσκάφους οδηγείται από αυτή τη συνάρτηση, τότε το αεροσκάφος διατηρεί την ισορροπία του στο κατακόρυφο επίπεδο.

Γνωρίζοντας την ταχύτητα πτήσης V από τον προηγούμενο υπολογισμό, δύναται να λυθεί η εξίσωση 1.6 της ομαλής περιστροφής, δίνοντας σαν αποτέλεσμα την ακτίνα περιστροφής του αεροσκάφους για οποιαδήποτε χρονική στιγμή.

3.3 Συμπεράσματα

Με βάση την ανάλυση που προηγήθηκε, αποδείχθηκε πως είναι δυνατόν να οδηγηθεί ένα αεροσκάφος σταθερής πτερύγωσης με κατάλληλες προσαρμογές της θέσης του κέντρου βάρους και της ώσης του κινητήρα, για την επίτευξη ελιγμών pitch και roll. Εξήχθησαν επίσης απαραίτητα δεδομένα για την επιλογή και το σχεδιασμό του μηχανισμού που θα επιτυγχάνει τελικά αυτούς τους ελιγμούς, μέσα από τις δοκιμές και τους πειραματισμούς για διάφορες συνθήκες πτήσης. Δεν πρέπει όμως να αμελείται πως η μελέτη αποτελεί μια πρώτη προσέγγιση στη δυναμική και κινηματική πτήσης και δεν εξετάζει επαρκώς τα φαινόμενα αστάθειας που εμφανίζονται. Υπενθυμίζεται πως έγινε η παραδοχή ότι το αεροσκάφος ίπταται

πάντα σε στατικό αέρα και πως είναι ασταθές. Οι παραδοχές αυτές καθιστούν την ανάλυση αυτή μη εφαρμόσιμη σε επίπεδο εφαρμογής και απαιτείται περαιτέρω μελέτη της δυναμικής πτήσης.

4. Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης

Σύνοψη

Στο κεφάλαιο αυτό αναλύεται ο σχεδιασμός της διάταξης η οποία θα είναι υπεύθυνη για την μετατόπιση μια κινούμενης μάζας, και θα υλοποιεί τελικά την οδήγηση του αεροσκάφους.

4.1 Απαιτούμενες διαστάσεις συστήματος οδήγησης

Όπως έχει ήδη προαναφερθεί, έχει επιλεγεί η μπαταρία ως κινούμενη μάζα βάση πειραματισμών. Στο σημείο αυτό υπολογίστηκαν οι θέσεις που πρέπει να λαμβάνει η ίδια η μπαταρία προκειμένου το κέντρο βάρους του αεροσκάφους να λαμβάνει τις επιθυμητές τιμές, βάσει των υπολογισμών.

Αρχικά τοποθετείται η μπαταρία στην θέση για την οποία υπολογίστηκε ευθεία ομαλή πτήση (βλ. Εικόνα 2.8.ε). Αυτή ορίζεται ως η αρχική θέση από την οποία θα ξεκινούν οι μετατοπίσεις και θα οδηγείται το αεροσκάφος. Από το σημείο αυτό και για τη συνέχεια του σχεδιασμού εισάγονται ορισμένοι περιορισμοί:

1. Η μπαταρία πρέπει να είναι ευθυγραμμισμένη με τη χορδή της αεροτομής και η κίνηση της πρέπει να είναι πάντα παράλληλη στην αεροτομή. Αυτό καθίσταται αναγκαίο διότι δεν είναι επιθυμητό να μεταβληθεί η απόσταση l_2 , δηλαδή η απόσταση του φορέα του κέντρου βάρους παράλληλου στην χορδή. Υπενθυμίζεται πως η απόσταση αυτή έχει ληφθεί σταθερή στους υπολογισμούς.
2. Το αεροσκάφος έχει περιορισμένο χώρο. Συνέπεια αυτού είναι πως οι κινήσεις που θα μπορούν να υλοποιηθούν είναι αρκετά περιορισμένες.

Από την ανάλυση του κεφαλαίου 3 εξάγονται οι αριθμητικές τιμές για την θέση που πρέπει να έχει το κέντρο βάρους προκειμένου να επιτυγχάνονται οι επιθυμητοί ελιγμοί. Συγκεκριμένα εξάγονται τα μεγέθη των αποστάσεων d_2' και d_3 από τη θέση ισορροπίας για ευθεία ομαλή πτήση. Από το κεφάλαιο 3.2.1 και τους πειραματισμούς που έγιναν, προέκυψε η διακύμανση που χρειάζεται να έχει η απόσταση d_2 για την επίτευξη ελιγμών pitch up και pitch down, καθώς και για να

ισορροπεί το αεροσκάφος σε ομαλές ανοδικές ή καθοδικές πτήσεις υπό ρεαλιστικές γωνίες (-5° -έως 9°). Από την ανάλυση του κεφαλαίου 3.2.2 προέκυψαν οι τιμές τις απόστασης d_3 , οι οποίες επιλέχθηκαν με βάση τους χωροταξικούς περιορισμούς. Τα δεδομένα της διακύμανσης της απόστασης d_2 , καθώς και της απόστασης d_3 παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

Μέγεθος	Εύρος τιμών
Διακύμανση d_2 (από θέση ισορροπίας)	-3mm έως +3mm
Απόσταση d_3	-40mm έως +10mm

Εν συνεχεία απαιτείται να υπολογιστεί η πραγματική απόσταση που πρέπει να διανύσει η μπαταρία προκειμένου να επιτευχθούν οι ανωτέρω μεταβολές της θέσης του κέντρου βάρους. Τα δεδομένα αυτά προέκυψαν πειραματικά μετατοπίζοντας σε δοκιμαστικές θέσεις τη μπαταρία και υπολογίζοντας την απόσταση της νέας θέσης του κέντρου βάρους από την αρχική της τιμή. Με βάση τους άξονες x και z όπως ορίστηκαν για το μοντέλο κατά την ανάλυση ορίζονται και οι μετατοπίσεις για pitch και roll

Μέγεθος	Εύρος τιμών
Μετατόπιση κατά άξονα x (pitch)	-9.5mm έως +9.6mm
Μετατόπιση κατά άξονα z (roll)	-125mm έως +125mm

Παρατηρείται ότι η συσχέτιση του κέντρου βάρους από τη θέση της μπαταρίας είναι της τάξεως του 1/3 περίπου. Δηλαδή για την μετατόπιση του κέντρου βάρους κατά 1 εκατοστό απαιτείται η μετατόπιση της μπαταρίας περίπου κατά 3 εκατοστά.

Με βάση τους υπολογισμούς αυτούς επιλέγεται και η κεντρική ιδέα σχεδιασμού του μηχανισμού. Ουσιαστικά ο μηχανισμός θα αποτελεί μια τροποποίηση των κλασικών μηχανισμών διαξονικών μετατοπίσεων που χρησιμοποιούνται σε εργαλειομηχανές. Η διάταξη των μπαταριών θα στεγάζεται σε

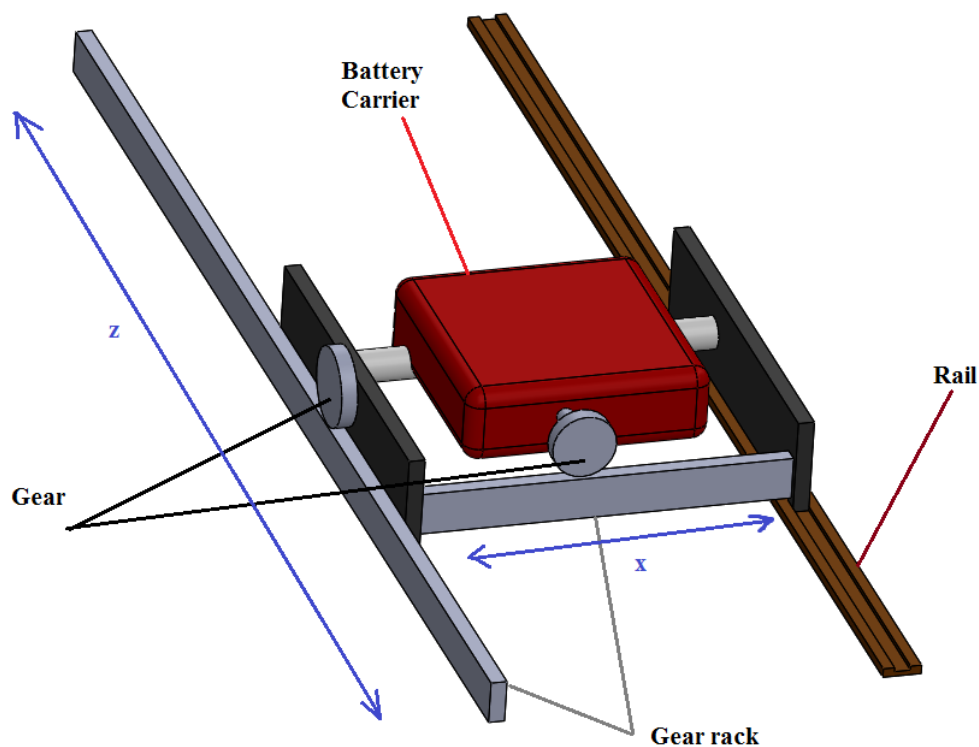
έναν φορέα A που θα τη μετατοπίζει κατά τη διεύθυνση x , και ο φορέας A θα μετακινείται μαζί με τη μπαταρία από ένα φορέα B κατά τη διεύθυνση z .

4.2 Εναλλακτικές λύσεις

Υπάρχουν διάφοροι εναλλακτικοί τρόποι για την υλοποίηση μιας τέτοιας διάταξης, με συστήματα μετάδοσης κίνησης. Στο παρόν υποκεφάλαιο αναλύονται εν τάχει οι εναλλακτικές λύσεις, οι παράμετροι επιλογής και τελικά, η διάταξη εκείνη που θεωρήθηκε βέλτιστη για το συγκεκριμένο μοντέλο.

Συνδυασμός 2 οδοντωτών κανόνων με γρανάζι

Στην περίπτωση αυτή μετατρέπονται οι περιστροφικές κινήσεις 2 κινητήρων σε γραμμικές μετατοπίσεις της μπαταρίας μέσω οδοντωτών κανόνων (Εικόνα 4.1)



Εικόνα 4.1: Διάταξη δύο οδοντωτών κανόνων

Όπως φαίνεται από το σχήμα, η μπαταρία μετακινείται εντός ενός φορέα A κατά τη διεύθυνση x , και ο φορέας A μετακινείται εξ ολοκλήρου κατά τη διεύθυνση z . Εξετάζονται τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα της ανωτέρω διάταξης.

Πλεονεκτήματα

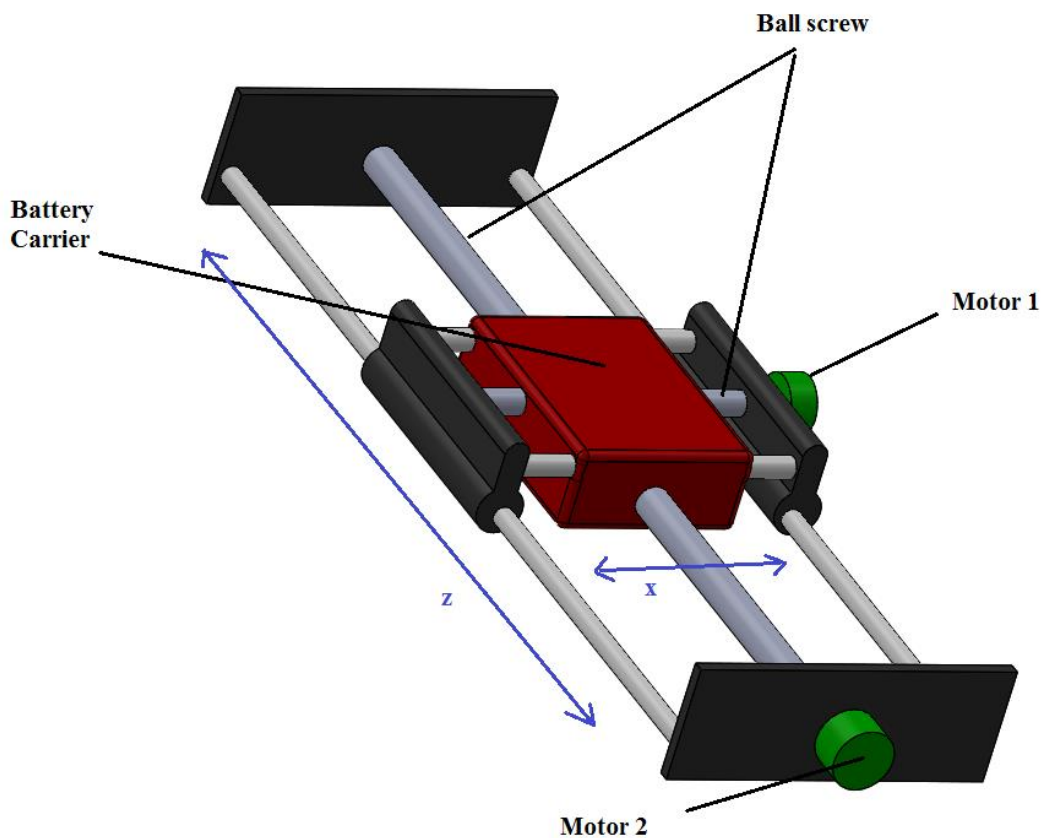
- Εύκολη και οικονομική κατασκευαστικά διάταξη
- Γρήγορη οδήγηση συστήματος με χαμηλές στροφές κινητήρων
- Βολική χωροταξικά διάταξη

Μειονεκτήματα

- Δύσκολη επίτευξη επιθυμητής ακρίβειας για τις μετατοπίσεις κατά x
- Μη συμμετρική διάταξη κατά z (θα επηρεαζόταν το κέντρο βάρους)

Συνδυασμός 2 κοχλιών γραμμικής μετατόπισης

Η εναλλακτική αυτή μοιάζει πολύ με την πρώτη αλλά με διαφορετικά συστήματα μετάδοσης κίνησης (Εικόνα 4.2). Αυτή η παραλλαγή μπορεί να είναι φαινομενικά ίδια με την πρώτη αλλά παρέχει διαφορετικά πλεονεκτήματα.



Εικόνα 4.2: Διάταξη δύο κοχλιών γραμμικής μετατόπισης

Πλεονεκτήματα

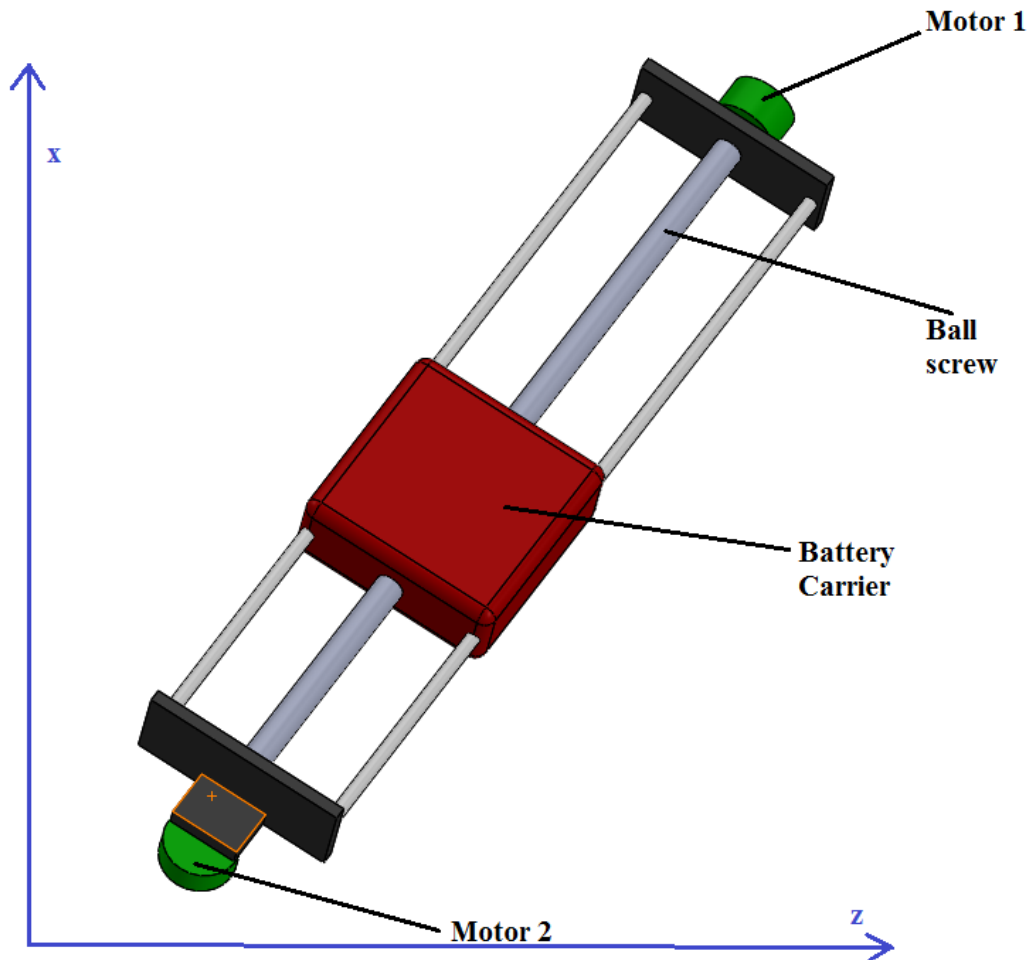
- Εύκολη και οικονομική κατασκευαστικά διάταξη
- Ακριβής οδήγηση συστήματος. Πολύ μικρές αποκλίσεις
- Βολική χωροταξικά διάταξη
- Ιδιαίτερα στιβαρή και ανθεκτική κατασκευαστικά

Μειονεκτήματα

- Απαίτηση γρήγορου κινητήρα για την επίτευξη της επιθυμητής ταχύτητας κατά z
- Μη συμμετρική διάταξη κατά z (θα επηρεαζόταν το κέντρο βάρους)

Ένας κοχλίας γραμμικής μετατόπισης περιστρεφόμενος περί του ενός άκρου του.

Η διάταξη αυτή αποτελεί μια πρωτότυπη ιδέα εφόσον συνδυάζει μια περιστροφική και μια μεταφορική κίνηση για να επιτύχει τις επιθυμητές θέσεις (Εικόνα 4.3). Στην ουσία ο κινητήρας 1 περιστρέφει έναν κοχλία γραμμικής μετατόπισης και μετακινεί την μπαταρία κατά x όταν ο φορέας είναι ευθυγραμμισμένος με τον άξονα x , ενώ ο κινητήρας 2 περιστρέφει ολόκληρο τον φορέα και σε συνδυασμό με τον κινητήρα 1 δύναται να μετατοπίσει τη μπαταρία κατά z .



Εικόνα 4.3: Διάταξη με συνδυασμό περιστροφής και μεταφοράς

Η παραπάνω διάταξη εμφανίζει πολλά πλεονεκτήματα σε σχέση με τις προαναφερθείσες.

Πλεονεκτήματα

- Εύκολη και οικονομική κατασκευαστικά διάταξη
- Ακριβής οδήγηση συστήματος. Πολύ μικρές αποκλίσεις κατά x
- Ιδιαίτερα στιβαρή και ανθεκτική κατασκευαστικά
- Ταχεία οδήγηση συστήματος κατά y . Απαιτήση χαμηλών στροφών
- Πλήρως συμμετρική κατά z

Παρουσιάζεται παρόλα αυτά το μεγαλύτερο μειονέκτημα που είναι η αδυναμία επίτευξης επιθυμητών μετατοπίσεων λόγω χωροταξικών περιορισμών, γεγονός που καθιστά την προσέγγιση αυτή μη υλοποιήσιμη.

Συνδυασμός της πρώτης και δεύτερης εναλλακτικής

Ο συνδυασμός δυο γραμμικών μετατοπίσεων, από τις οποίες η μια επιτυγχάνεται με οδοντωτό κανόνα και η άλλη με κοχλία γραμμικής μετατόπισης, αποτελεί τελικά την βέλτιστη επιλογή διότι συνδυάζει την ταχύτητα με την οποία χρειάζεται να μετατοπίζεται η μπαταρία κατά z, και την ακρίβεια για τη μετατόπιση κατά x. Τα πλεονεκτήματα αυτά σε συνδυασμό με τα πλεονεκτήματα που παρουσίαζαν οι 2 πρώτες εναλλακτικές, και με γνώμονα πάντα τους περιορισμούς του μοντέλου που μελετάται, οδηγούν στην επιλογή αυτής της διάταξης η οποία τελικά θα σχεδιαστεί και θα υλοποιηθεί.

4.3 Επιλογή εξαρτημάτων

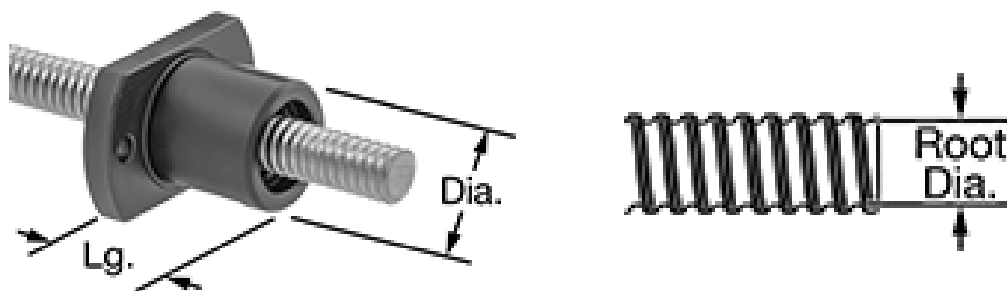
Για τον σχεδιασμό και την κατασκευή του μηχανισμού απαιτείται η επιλογή των κατάλληλων συστημάτων οδήγησης για τους δύο φορείς πάνω στους οποίους κινείται η μπαταρία.

Να σημειωθεί ότι και πάλι βασική παράμετρος επιλογής αποτελεί ο περιορισμός της χωροταξίας, καθώς εισάγονται και περιορισμοί βάρους και ανθεκτικότητας υλικών. Δεν πρέπει να αμελείται πως στόχος είναι η κατασκευή ενός πιο ανθεκτικού αεροσκάφους, γεγονός που θα πρέπει να επαληθεύεται από την σταθερότητα και την αντοχή του μηχανισμού.

Για την κίνηση κατά τον άξονα x:

Επιλέγεται κοχλίας με ένοσφαιρη φλάντζα (ball screw and nut), από το εμπόριο με τα εξής χαρακτηριστικά:

Thread Size	Ball Screw			Flange Ball Nut			
	Lg., mm	Root Dia., mm	Tensile Strength, psi	Lg., mm	Dia., mm	No. of Thread Starts	Travel Distance per Turn, mm
M6	150	5.3	21,000	21	13	1	1



Εικόνα 4.4: Κοχλίας γραμμικής μετατόπισης

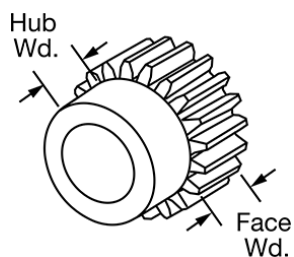
Η πρόσδεση του κοχλίας στα άκρα του φορέα επιτυγχάνεται με ρουλεμάν εσωτερικής διαμέτρου 5.3mm και πλάτους 3mm.

Για την κίνηση κατά τον άξονα z:

Επιλέγεται γρανάζι με οδοντωτό κανόνα για την μετατροπή της περιστροφικής κίνησης του κινητήρα σε γραμμική, με δεδομένη τυποποίηση και τα εξής χαρακτηριστικά.

Μεταλλικό γρανάζι με 20° κλίση πίεσης

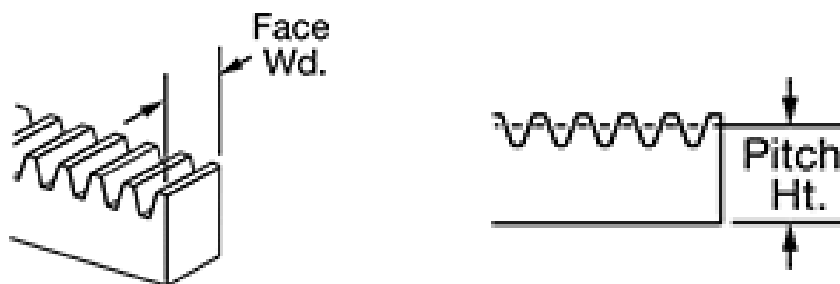
Module	Number of Teeth	Gear Pitch Dia., mm	OD, mm	Face Wd., mm	Overall Wd., mm	For Shaft Dia., mm	Material	Dia., mm	Wd., mm
0.5	25	12.5	13.5	3	10	4	Brass	11	7



Εικόνα 4.5: Μεταλλικό γρανάζι

Οδοντωτός κανόνας

Module	Lg., mm	Pitch Ht., mm	Ht., mm	Face Wd., mm	Material
0.5	300	8.5	9	3	Brass

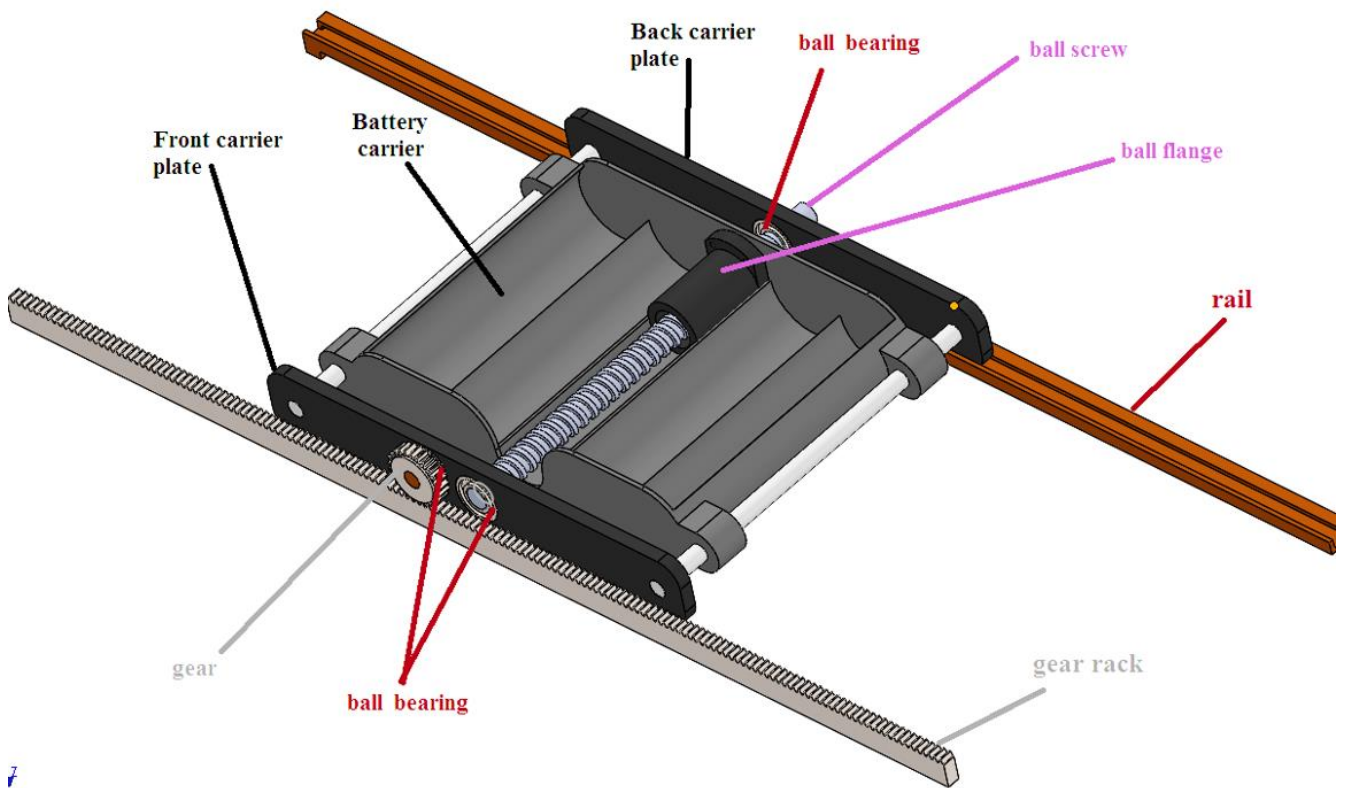
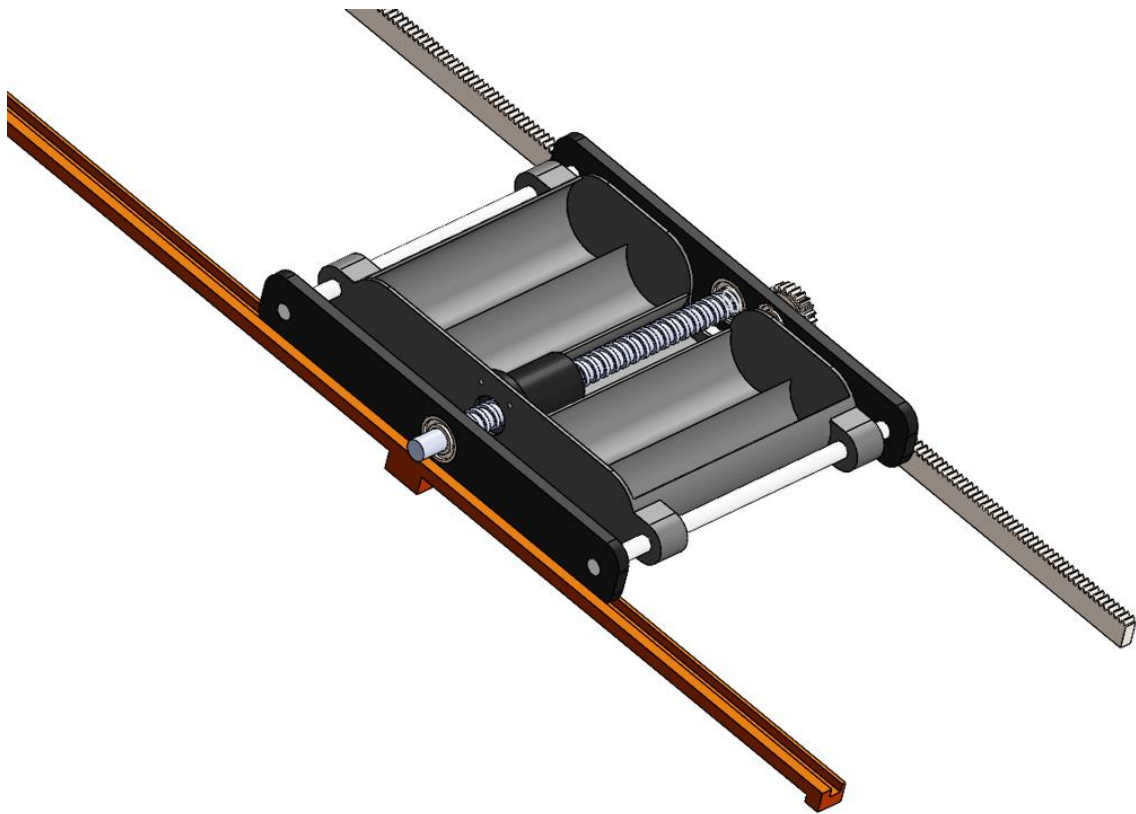


Εικόνα 4.6: Οδοντωτός κανόνας

Η προσαρμογή του γραναζιού στον φορέα επιτυγχάνεται με ρουλεμάν εσωτερικής διαμέτρου 4mm και πλάτους 4mm χιλιοστών.

4.4 Σχεδιασμός μηχανισμού (detailed design)

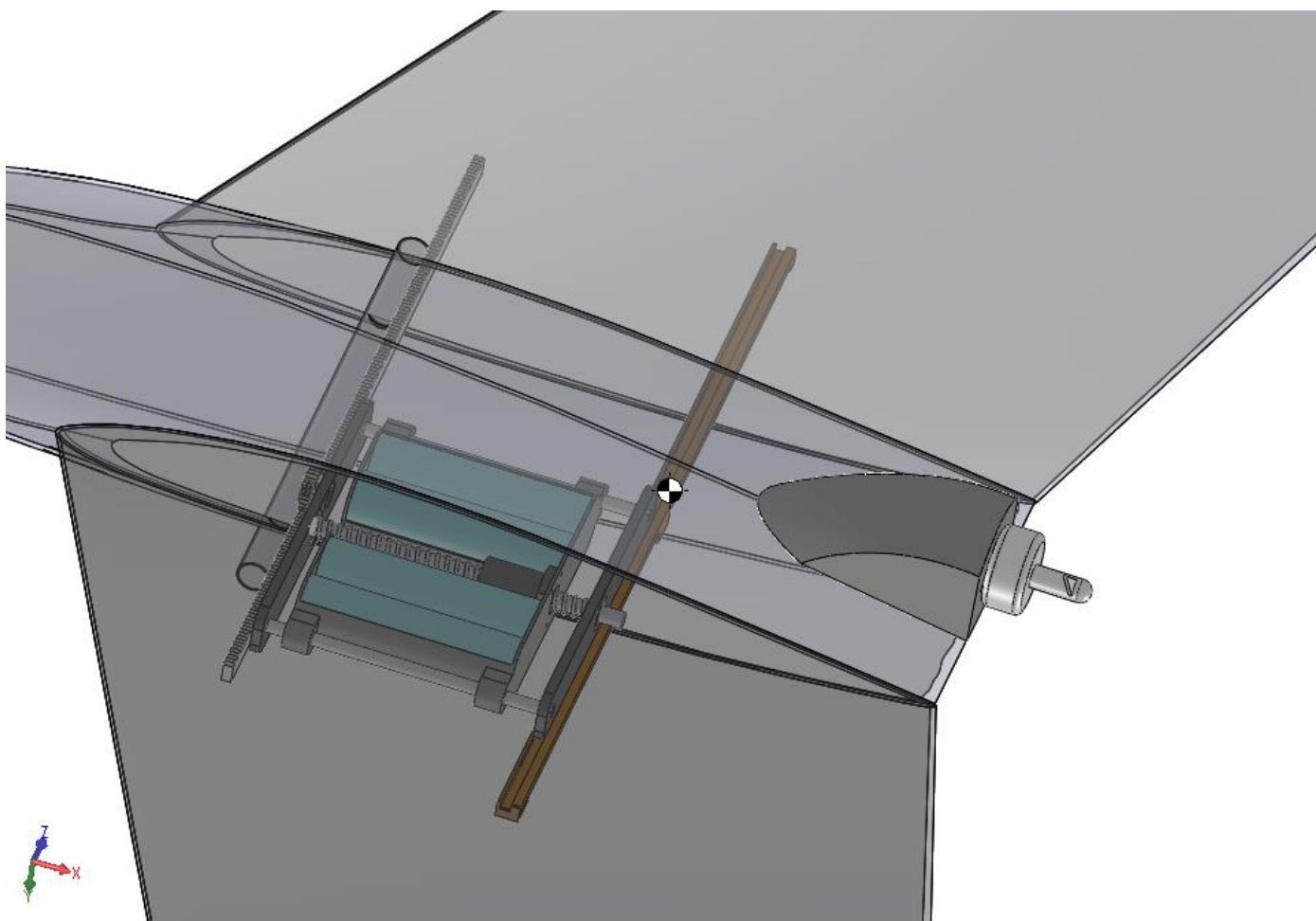
Τα παραπάνω εξαρτήματα μετάδοσης κίνησης εισάγονται σε ένα συναρμολόγημα και σχεδιάζονται τα απαραίτητα επιπρόσθετα τμήματα του μηχανισμού. Αναλυτικά σχέδια του μηχανισμού θα βρίσκονται στο παράρτημα Γ του παρόντος εγγράφου. Ενδεικτικά παρατίθενται οι εικόνες 4.7 που παρουσιάζουν το συνολικό συναρμολόγημα του μηχανισμού.



Εικόνες 4.7: Μηχανισμός μετατόπισης μπαταρίας

Σημειώνεται ότι η ράγα οδήγησης (rail) και ο οδοντωτός άξονας σχεδιάστηκαν ώστε να εφάπτονται και να προσδέονται πάνω στη γεωμετρία του αεροσκάφους, ενώ στη ράγα επίσης ενσωματώθηκαν κατάλληλα διαμορφωμένα καπάκια στα άκρα της ώστε να μην δύναται το φορέας των μπαταριών να φύγει εκτός αυτής για οποιοδήποτε λόγο.

Παρουσιάζεται επίσης η ενσωμάτωση του μηχανισμού εντός του αεροσκάφους (Εικόνα 4.8).

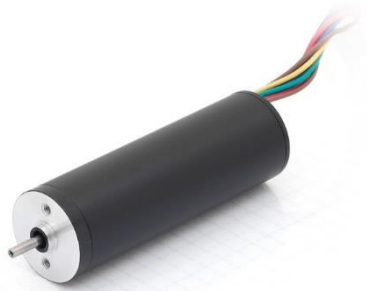


Εικόνας 4.8: Μηχανισμός εντός του αεροσκάφους

Τέλος επιλέγονται οι κινητήρες για τα δύο συστήματα κίνησης με βάση της απαιτήσεις ταχυτήτων που ορίστηκαν από την ανάλυση του κεφαλαίου 3. Συγκεκριμένα, με βάση την απαιτούμενη γραμμική ταχύτητα που ορίζεται για τη μετατόπιση κατά z ως 20mm/s και κατά x ως 5mm/s και γνωρίζοντας την μάζα που

πρέπει να κινηθεί, υπολογίζεται η μηχανική ισχύς που πρέπει να παράγει ο κάθε κινητήρας προκειμένου να υλοποιήσει το απαιτούμενο έργο.

Με βάση τις απαιτήσεις αυτές επιλέγεται ο ακόλουθος κινητήρας και για τις 2 εφαρμογές:



Size	22 mm
Rated Power	4 W - 7.7 W
Rated Voltage	24 V
Rated Speed	3500 rpm - 4800 rpm

Εικόνα 4.9: Κινητήρας μηχανισμού

Οι διαστάσεις του εν λόγω κινητήρα καθιστούν εύκολη την προσαρμογή του στο μηχανισμό και η περιοχή λειτουργίας του καλύπτει τις ανάγκες μετατοπίσεων που ορίστηκαν στα περασμένα κεφάλαια.

5. Συμπεράσματα

Αποτελέσματα και εφαρμογή στη βιομηχανία

Με την ολοκλήρωση της εργασίας υπάρχει μια πρώτη ανάλυση για το πως ένα μικρό αεροσκάφος σταθερής πτερύγωσης μπορεί να οδηγηθεί αδρανειακά μετατοπίζοντας το κέντρο βάρους του. Με κατάλληλη τροποποίηση και ανασχεδιασμό, το μοντέλο αυτό του μηχανισμού μπορεί να ενταχθεί σε πολλά παρόμοια αεροσκάφη και να δώσει παρόμοια αποτελέσματα. Παρόλα αυτά, ο μηχανισμός αυτός δεν θα μπορούσε να βρει πρακτική εφαρμογή σε μεγάλα αεροσκάφη, όπου οι απαιτήσεις ως προς την ταχύτητα ενός ελιγμού είναι πιο μεγάλες. Πρέπει να επισημανθεί πως η κινούμενη μάζα του προς μελέτη μικρού αεροσκάφους αποτελούσε ένα εύλογο ποσοστό της συνολική του μάζας, και κατά συνέπεια, οι μετατοπίσεις της μάζας αυτής προκαλούσαν τις επιθυμητές μεταβολές στο κέντρο βάρους. Σε ένα μεγαλύτερο και βαρύτερο αεροσκάφος είναι πολύ δύσκολο να υπάρξει μια ανάλογα βαριά κινούμενη μάζα. Θα χρειαζόταν ενδεχομένως να προστεθεί μια μάζα που θα σχεδιαζόταν έτσι ώστε να κινείται και να δίνει τις μεταβολές που χρειάζονται και πάλι όμως οι αποκρίσεις δε θα ήταν τόσο ταχείες όσο με τους συμβατικούς τρόπους οδήγησης.

Μελλοντικές μελέτες και έρευνα

Το παρόν θέμα παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον και αφήνει πολλά περιθώρια για περαιτέρω έρευνα και ανάπτυξη, που δεν ενδείκνυνται στα πλαίσια μιας διπλωματικής εργασίας. Συγκεκριμένες κατευθύνσεις προς τις οποίες θα μπορούσε να κατευθυνθεί και αναπτυχθεί το θέμα είναι οι ακόλουθες:

- Πρώτη και αναγκαία ενέργεια είναι να υλοποιηθεί πλήρης δυναμική ανάλυση εγκάρσιας και διαμήκουσ δυναμικής με τον αναλυτικό υπολογισμό των παραγώγων ευστάθειας, προκειμένου να μελετηθεί και να αναλυθεί με ακρίβεια η δυναμική και κινηματική συμπεριφορά του αεροσκάφους.

- Σχεδιασμός αυτόματου ελεγκτή που θα διορθώνει τις ανεπιθύμητες μεταβολές που εμφανίζονται κυρίως κατά την γκ διεύθυνση (pitch). Το μοντέλο παρουσίασε μια γενικότερη αστάθεια κατά την πτήση του και συνεπώς η ένταξη ενός συστήματος αυτομάτου ελέγχου κρίνεται αναγκαία και λόγω αυτού, αλλά και λόγω των απροσδόκητων εξωτερικών παραγόντων όπως ένα ρεύμα αέρα που θα διατάραζε την δυναμική ισορροπία.
- Σχεδιασμός αυτόματου πιλότου. Προς την επίτευξη διαφόρων ελιγμών και συνθηκών πτήσης και την επαναφορά στην αρχική θέση ισορροπίας ενδείκνυται η κατασκευή ενός συστήματος αυτόματου πιλότου που θα εκτελεί αυτόματα, βάση της ανάλυσης, τους επιθυμητούς ελιγμούς.
- Σχεδιασμός πρόσθετου μηχανισμού για μεταβολή κίνησης στο επίπεδο xz (yaw). Στο παρόν μοντέλο δεν σχεδιάστηκε ένας τέτοιος μηχανισμός διότι δεν θεωρήθηκε αναγκαίος για τους βασικούς ελιγμούς, αλλά θα μπορούσε να ενταχθεί για παράδειγμα ένας κινητήρας που θα περιστρέφει έναν δίσκο παράλληλα στο επίπεδο xz και θα δημιουργεί συνεπώς μια ροπή στο επίπεδο αυτό.

Κλείνοντας πρέπει να τονιστεί για άλλη μια φορά η σημασία της μελέτης εφόσον αναλύει μια μη εφαρμοσμένη πρακτική οδήγησης στα αεροσκάφη, που αφήνει μεγάλο περιθώριο εξέλιξης σε βιομηχανικό επίπεδο, ώστε να γίνει πιο γενικευμένη και για άλλους τύπους και μεγέθη αεροσκαφών.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α

ΚΩΔΙΚΕΣ ΜΑΤLAB

Εισαγωγή και γραφική απεικόνιση δεδομένων οπισθέλκουσας

```
%load excel data
Xdata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx','Graph
s','B102:B130');
Ydata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx','Graph
s','C101:I101');
Zdata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx','Graph
s','C102:I130');

%convert into columns

xdata=repmat(Xdata,7,1)
ydata=repelem(Ydata,29) '
zdata=Zdata(:)

data= [xdata,ydata,zdata]

%plot
x=data(:,1);
y=data(:,2);
z=data(:,3);
SamplePerDim=500;
X=linspace(min(x),max(x),SamplePerDim);
Y=linspace(min(y),max(y),SamplePerDim);
[X,Y]=ndgrid(X,Y);
F=scatteredInterpolant(x,y,z,'linear','none');
Z=F(X,Y);
figure(1),clf(1)
surf(X,Y,Z,'EdgeColor','none')
```

Εισαγωγή και γραφική απεικόνιση δεδομένων άνωσης

```
%load excel data
Xdata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx', 'Graph
s', 'B69:B97');
Ydata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx', 'Graph
s', 'C68:I68');
Zdata =
xlsread('C:\Users\giove\Stelios/Measurements.xlsx', 'Graph
s', 'C69:I97');

%convert into columns

xdata= repmat(Xdata,7,1)
ydata= repelem(Ydata,29) '
zdata=Zdata(:)

data= [xdata,ydata,zdata]

%plot
x=data(:,1);
y=data(:,2);
z=data(:,3);
SamplePerDim=500;
X=linspace(min(x),max(x),SamplePerDim);
Y=linspace(min(y),max(y),SamplePerDim);
[X,Y]=ndgrid(X,Y);
F=scatteredInterpolant(x,y,z,'linear','none');
Z=F(X,Y);
figure(1),clf(1)
surf(X,Y,Z,'EdgeColor','none')
```

Προσέγγιση οπισθέλκουσας με πολυώνυμο συναρτήσει V και θ

```
syms V th

%όπου th = angle of attack
%Coefficients
100 = 1.742;
110 = -0.02629;
101 = -0.3721;
120 = -0.02603;
111 = 0.003961;
102 = 0.03397;
130 = 0.0008884;
121 = 0.002357;
112 = -1.267e-05;
103 = -0.001398;
140 = 0.0003138;
131 = -0.0001313;
122 = -3.71e-05;
113 = 3.376e-07;
104 = 2.844e-05;
150 = -1.3e-05;
141 = -6.192e-06;
132 = 2.471e-06;
123 = 1.692e-06;
114 = 8.024e-09;
105 = -2.269e-07;

Drag = (100 + 110*th + 101*V + 120*th^2 + 111*th*V +
102*V^2 + 130*th^3 + 121*th^2*V + 112*th*V^2 + 103*V^3 +
140*th^4 + 131*th^3*V + 122*th^2*V^2 + 113*th*V^3 +
104*V^4 + 150*th^5 + 141*th^4*V + 132*th^3*V^2 +
123*th^2*V^3 + 114*th*V^4 + 105*V^5)
```

Προσέγγιση άνωσης με πολυώνυμο συναρτήσει V και θ

```
syms th V
```

```
%Coefficients
```

```
p00 = -0.02669;  
p10 = 0.01821;  
p01 = 0.00116;  
p20 = 0.00401;  
p11 = -0.0009117;  
p02 = 0.006511;  
p30 = -0.0004737;  
p21 = -0.0002281;  
p12 = 0.009726;
```

```
Lift = (p00 + p10*th + p01*V + p20*th^2 + p11*th*V +  
p02*V^2 + p30*th^3 + p21*th^2*V + p12*th*V^2) == 8.67204
```

Εξισώσεις ομαλής πτήσης

```
T=0.880350938327330;  
th=0.5;  
V=27.610440202169311;  
y=-0.50;  
l1=0.0156;  
l2=0.009206;  
d1=0.124012;  
d2=0.122594014085363;  
m=0.884;  
g=9.81;
```

%Coefficients lift

```
p00 = -0.02669;  
p10 = 0.01821;  
p01 = 0.00116;  
p20 = 0.00401;  
p11 = -0.0009117;  
p02 = 0.006511;  
p30 = -0.0004737;  
p21 = -0.0002281;  
p12 = 0.009726;
```

```
L = (p00 + p10*th + p01*V + p20*th^2 + p11*th*V +  
p02*V^2 + p30*th^3 + p21*th^2*V + p12*th*V^2);
```

%Coefficients drag

```
l00 = 1.742;  
l10 = -0.02629;  
l01 = -0.3721;  
l20 = -0.02603;  
l11 = 0.003961;  
l02 = 0.03397;  
l30 = 0.0008884;  
l21 = 0.002357;  
l12 = -1.267e-05;  
l03 = -0.001398;  
l40 = 0.0003138;  
l31 = -0.0001313;  
l22 = -3.71e-05;  
l13 = 3.376e-07;  
l04 = 2.844e-05;  
l50 = -1.3e-05;  
l41 = -6.192e-06;  
l32 = 2.471e-06;  
l23 = 1.692e-06;  
l14 = 8.024e-09;  
l05 = -2.269e-07;
```



```
D = (100 + 110*th + 101*v + 120*th^2 + 111*th*v + 102*v^2
+ 130*th^3 + 121*th^2*v + 112*th*v^2 + 103*v^3 + 140*th^4
+ 131*th^3*v + 122*th^2*v^2 + 113*th*v^3 + 104*v^4 +
150*th^5 + 141*th^4*v + 132*th^3*v^2 + 123*th^2*v^3 +
114*th*v^4 + 105*v^5);
```

```
SFx = T*cosd(th+y)-D
SFy = T*sind(th+y)+L-m*g
SM = (L*d1-D*l1-m*g*d2)*cosd(th)+(L*l1+D*d1-
m*g*l2)*sind(th)
```

Διαφορική εξίσωση pitch με στιγμιαία μετατόπιση μάζας

```
function dy = Test1(t, y)

if t>=0 && t<0.01
    ab = 1;
%επιτάχυνση μάζας
else
    ab = 0;
end

T = 0.880350938327330;
V = 27.610440202169311;
l1 = 0.0156;
l2 = 0.009206;
d1 = 0.124012;
d2 = 0.122594014085363;
m = 0.884;
g = 9.81;
Izz = 0.0218;
%κινούμενη μάζα
mb = 0.244;

dy = [
    y(2)
    pi*((L*d1-D*l1-m*g*d2)*cosd(y(1))+(L*l1+D*d1-
m*g*l2)*sind(y(1)) + mb*ab*l2)/(Izz*180)];

End
```

Διαφορική εξίσωση pitch με σταδιακή γραμμική μετατόπιση κέντρου βάρους

```
function dy = Test22(t, y)

if t>=0 && t<2
    d2 = 0.122594014085363 - t*0.005;
elseif t>=2 && t<4
    d2 = 0.122594014085363 + t*0.01;
elseif t>=4 && t<5
    d2 = 0.122594014085363 - t*0.01;
else
    d2 = 0.122594014085363;
end

T = 0.880350938327330;
V = 27.610440202169311;
l1 = 0.0156;
l2 = 0.009206;
d1 = 0.124012;
m = 0.884;
g = 9.81;
Izz = 0.0218;

dy = [
    y(2)
    pi*((L*d1-D*l1-m*g*d2)*cosd(y(1)) + (L*l1+D*d1-
m*g*l2)*sind(y(1)))/(Izz*180)];

end
```

Διαφορική εξίσωση pitch με ημιτονοειδή μετατόπιση κέντρου βάρους

```
function dy = Test3(t, y)

fi = 0;
w = 10;
y0 = 0.001*1*t;
d2 = 0.122594014085363 + y0.*sin(w*t+fi);

T = 0.880350938327330;
V = 27.610440202169311;
l1 = 0.0156;
l2 = 0.009206;
d1 = 0.124012;
m = 0.884;
g = 9.81;
Izz = 0.0218;
mb = 0.244;

dy = [
    y(2)
    pi*((L*d1-D*l1-m*g*d2)*cosd(y(1))+(L*l1+D*d1-
m*g*l2)*sind(y(1)))/(Izz*180)];

end
```

Επίλυση και πλοτάρισμα διαφορικών εξισώσεων

%Εισάγεται στη θέση Testχ όποια συνάρτηση χρειάζεται κάθε φορά

```
f = @(t, y) Testχ(t, y)

tf = 5;
y0 = [0.5 0];

opts = odeset('MaxStep',0.0001);
[t, y] = ode45(f, [0 tf], y0, opts);

figure;
plot(t, y(:,1));
xlabel('t(s)');
ylabel('angle of attack');
grid on;
```

Σύστημα εξισώσεων για ομαλή ανοδική πτήση με κλίση 8°

%Παράμετροι σταθερής ανοδικής πτήσης

```
clc;
clear;

k = 8;
T = 0.874297301154464;
th = 0.5;
V = 27.475880507940943;
m = 0.884;
g = 9.81;
y=-0.50;
l1=0.0156;
l2=0.009206;
d1=0.124012;
d2=0.121444895239202;
```

%Coefficients lift

```
p00 = -0.02669;
p10 = 0.01821;
p01 = 0.00116;
p20 = 0.00401;
p11 = -0.0009117;
p02 = 0.006511;
p30 = -0.0004737;
p21 = -0.0002281;
p12 = 0.009726;
```

```
L = (p00 + p10*th + p01*V + p20*th^2 + p11*th*V +
p02*V^2 + p30*th^3 + p21*th^2*V + p12*th*V^2);
```

%Coefficients drag

```
l00 = 1.742;
l10 = -0.02629;
l01 = -0.3721;
l20 = -0.02603;
l11 = 0.003961;
l02 = 0.03397;
l30 = 0.0008884;
l21 = 0.002357;
l12 = -1.267e-05;
l03 = -0.001398;
l40 = 0.0003138;
l31 = -0.0001313;
l22 = -3.71e-05;
l13 = 3.376e-07;
l04 = 2.844e-05;
```

```

150 = -1.3e-05;
141 = -6.192e-06;
132 = 2.471e-06;
123 = 1.692e-06;
114 = 8.024e-09;
105 = -2.269e-07;

```

```

D = (100 + 110*th + 101*V + 120*th^2 + 111*th*V + 102*V^2
+ 130*th^3 + 121*th^2*V + 112*th*V^2 + 103*V^3 + 140*th^4
+ 131*th^3*V + 122*th^2*V^2 + 113*th*V^3 + 104*V^4 +
150*th^5 + 141*th^4*V + 132*th^3*V^2 + 123*th^2*V^3 +
114*th*V^4 + 105*V^5);

```

```

%d2 = (L*d1*cosd(th)+L*l1*sind(th)-
Drag*l1*cosd(th)+Drag*d1*sind(th)-
m*g*l2*sind(th+k)) / (m*g*cosd(th+k))

```

```

SFx = T*cosd(th+y)-D
SFy = T*sind(th+y)+L-m*g*cosd(k)
SM = (L*d1-D*l1)*cosd(th)-
m*g*d2*cosd(th+k)+(L*l1+D*d1)*sind(th)-m*g*l2*sind(th+k)

```

Ανάλυση πτήσης για pitch up σε διακριτά διαστήματα χρόνου και υπολογισμός γραμμικών επιταχύνσεων, ταχυτήτων και γωνίας πτήσης.

```
%flight parameters
```

```
T = 0.874297301154464;
l1 = 0.0156;
l2 = 0.009206;
d1 = 0.124012;
m = 0.884;
g = 9.81;
Izz = 0.0218;
y=-0.50;
th(1)=0.5;
thu(1)=0;
V(1)=27.610440202169311;
Vy(1)=0;
Vx(1)=27.610440202169311;
k(1)=0;
t(1001)=10.01;

for i = [1:1000]
    t(i) = i/100;
    d2 = 0.121444895239202;

    L(i) = (p00 + p10*th(i) + p01*V(i) + p20*th(i)^2 +
p11*th(i)*V(i) + p02*V(i)^2 + p30*th(i)^3 +
p21*th(i)^2*V(i) + p12*th(i)*V(i)^2);

    D(i) = (l00 + l10*th(i) + l01*V(i) + l20*th(i)^2 +
l11*th(i)*V(i) + l02*V(i)^2 + l30*th(i)^3 +
l21*th(i)^2*V(i) + l12*th(i)*V(i)^2 + l03*V(i)^3 +
l40*th(i)^4 + l31*th(i)^3*V(i) + l22*th(i)^2*V(i)^2 +
l13*th(i)*V(i)^3 + l04*V(i)^4 + l50*th(i)^5 +
l41*th(i)^4*V(i) + l32*th(i)^3*V(i)^2 +
l23*th(i)^2*V(i)^3 + l14*th(i)*V(i)^4 + l05*V(i)^5);

    tha(i) = (pi/180)*((L(i)*d1-D(i)*l1)*cosd(th(i))-
m*g*d2*cosd(th(i)+k(i))+(L(i)*l1+D(i)*d1)*sind(th(i))-
m*g*l2*sind(th(i)+k(i)))/Izz;
    thu(i+1) = thu(i) + 0.01*tha(i);
    th(i+1) = th(i) + thu(i)*0.01 + 0.5*tha(i)*(0.01^2);

    L(i) = (p00 + p10*th(i) + p01*V(i) + p20*th(i)^2 +
p11*th(i)*V(i) + p02*V(i)^2 + p30*th(i)^3 +
p21*th(i)^2*V(i) + p12*th(i)*V(i)^2);
```

```

D(i) = (100 + 110*th(i) + 101*V(i) + 120*th(i)^2 +
111*th(i)*V(i) + 102*V(i)^2 + 130*th(i)^3 +
121*th(i)^2*V(i) + 112*th(i)*V(i)^2 + 103*V(i)^3 +
140*th(i)^4 + 131*th(i)^3*V(i) + 122*th(i)^2*V(i)^2 +
113*th(i)*V(i)^3 + 104*V(i)^4 + 150*th(i)^5 +
141*th(i)^4*V(i) + 132*th(i)^3*V(i)^2 +
123*th(i)^2*V(i)^3 + 114*th(i)*V(i)^4 + 105*V(i)^5);

%linear velocity and speed
ax(i) = (T*cosd(th(i+1)+k(i)+y)-D(i)*cosd(k(i))-
L(i)*sind(k(i)))/m;
Vx(i+1) = Vx(i) + 0.01*ax(i);
ay(i) = (T*sind(th(i+1)+k(i)+y)-
D(i)*sind(k(i))+L(i)*cosd(k(i))-m*g)/m;
Vy(i+1) = Vy(i) + 0.01*ay(i);

k(i+1) = atand(Vy(i+1)/Vx(i+1));
V(i+1) = sqrt(Vy(i+1)^2+Vx(i+1)^2);

Calc(1,i) = t(i);
Calc(2,i) = th(i);
Calc(3,i) = k(i);
Calc(4,i) = V(i);

end

figure;
plot(t, V);
xlabel('t(s)');
ylabel('speed of flight(deg)');
grid on;

```

Διαφορική εξίσωση Roll με γραμμικές μετατοπίσεις κέντρου βάρους για ελιγμό σε κλίση 35° και επαναφορά

```
function dy = Roll(t, y)

if t>=0 && t<2
    d3 = 0.02*t;
elseif t>=2 && t<13.5
    d3 = 0.04;
elseif t>=13.3 && t<17.3
    d3 = 0.04 - (t-13.3)*0.02;
elseif t>=17.3 && t<28.2
    d3 = -0.04;
elseif t>=28.2 && t<30.2
    d3 = -0.04 + (t-28.2)*0.02;
elseif t>=28.2 && t<45.0
    d3=0.006446110596759;
elseif t>=45.0 && t<47.0
    d3 = 0 - (t-45)*0.02;
elseif t>=47.0 && t<58
    d3 = -0.04;
elseif t>=58 && t<62
    d3 = -0.04 + (t-58)*0.02;
elseif t>=62 && t<73.3
    d3=0.04;
elseif t>=73.3 && t<75.3
    d3=0.04-(t-73.3)*0.02;
else
    d3=0.0;
end

l2 = 0.009206;
m = 0.884;
g = 9.81;
Ixx = 0.0344;

dy = [
    y(2)
    pi*(m*g*d3*cosd(y(1)) -
m*g*l2*sind(y(1)))/(Ixx*180)];

end
```


Διαφορική εξίσωση Roll με γραμμικές μετατοπίσεις κέντρου βάρους για ελιγμό σε κλίση 15° και επαναφορά

```
function dy = Roll2(t, y)

if t>=0 && t<2
    d3 = 0.01*t;
elseif t>=2 && t<12.5
    d3 = 0.02;
elseif t>=12.5 && t<16.5
    d3 = 0.02 - (t-12.5)*0.01;
elseif t>=16.5 && t<25.6
    d3 = -0.02;
elseif t>=25.6 && t<27.6
    d3 = -0.02 + (t-25.6)*0.01;
elseif t>=27.6 && t<45.0
    d3=0.002466740265521;
elseif t>=45.0 && t<47.0
    d3 = 0 - (t-45)*0.01;
elseif t>=47.0 && t<56.2
    d3 = -0.02;
elseif t>=56.2 && t<60.2
    d3 = -0.02 + (t-56.2)*0.01;
elseif t>=60.2 && t<70.6
    d3=0.02;
elseif t>=70.6 && t<72.6
    d3=0.02-(t-70.6)*0.01;
else
    d3=0.0;
end

l2 = 0.009206;
m = 0.884;
g = 9.81;
Ixx = 0.0344;

dy = [
    y(2)
    pi*(m*g*d3*cosd(y(1)) -
m*g*l2*sind(y(1)))/(Ixx*180)];

end
```

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β

ΔΕΔΟΜΕΝΑ CFD

Alpha	Cp (from tip)	V	CL	Cm	CL/CD	CD
-5	25,625	12 m/s	-0,2898	-0,0137	-15,5867	0,0186
-4,5	25,504		-0,2565	-0,0133	-15,6584	0,0164
-4	25,351		-0,2231	-0,0128	-15,8912	0,0140
-3,5	25,148		-0,1897	-0,0124	-14,6044	0,0130
-3	24,861		-0,1563	-0,0119	-12,5498	0,0125
-2,5	24,423		-0,1228	-0,0115	-10,1587	0,0121
-2	23,66		-0,0893	-0,0111	-7,5220	0,0119
-1,5	21,984		-0,0557	-0,0106	-4,7192	0,0118
-1	15,253		-0,0222	-0,0102	-1,8635	0,0119
-0,5	48,28		0,0114	-0,0097	0,9343	0,0122
0	31,958		0,0449	-0,0093	3,6029	0,0125
0,5	29,596		0,0784	-0,0088	6,0840	0,0129
1	28,651		0,1120	-0,0084	8,3101	0,0135
1,5	28,144		0,1455	-0,0079	10,2575	0,0142
2	27,829		0,1790	-0,0075	11,9367	0,0150
2,5	27,616		0,2124	-0,0070	13,3473	0,0159
3	27,464		0,2458	-0,0065	14,5561	0,0169
3,5	27,35		0,2792	-0,0061	15,5124	0,0180
4	27,264		0,3125	-0,0056	16,2744	0,0192
4,5	27,197		0,3457	-0,0052	16,8605	0,0205
5	27,145	0,3789	-0,0047	17,2563	0,0220	
5,5	27,104	0,4120	-0,0042	17,4981	0,0235	
6	27,072	0,4450	-0,0038	17,4129	0,0256	
6,5	27,047	0,4780	-0,0033	16,6018	0,0288	
7	27,028	0,5108	-0,0029	15,9886	0,0319	
7,5	27,015	0,5436	-0,0024	15,4604	0,0352	
8	27,006	0,5762	-0,0020	14,8876	0,0387	
8,5	27,001	0,6088	-0,0015	14,2219	0,0428	
9	26,999	0,6412	-0,0011	13,6957	0,0468	

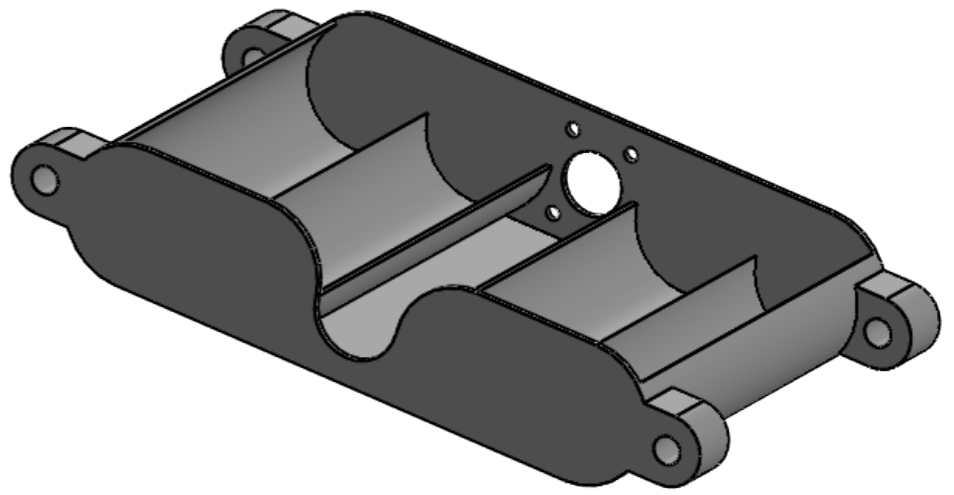
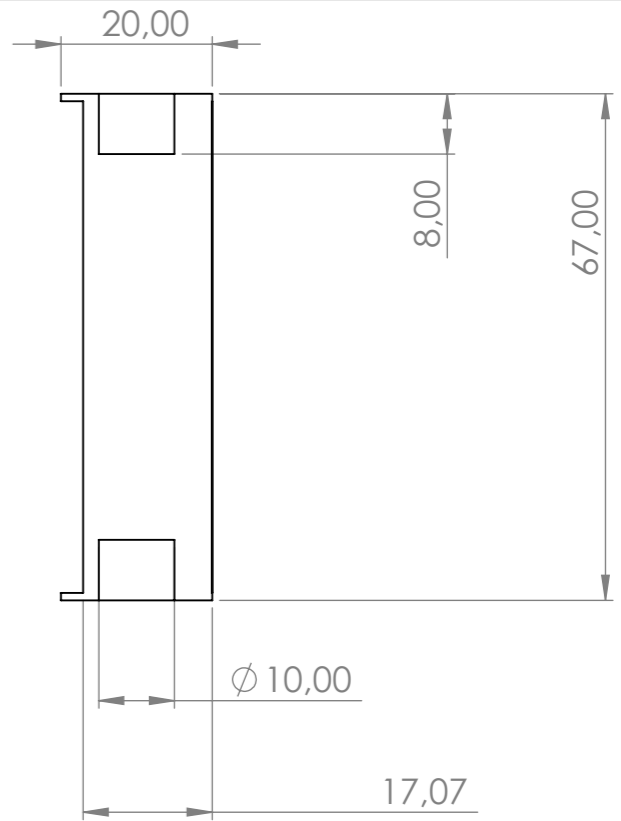
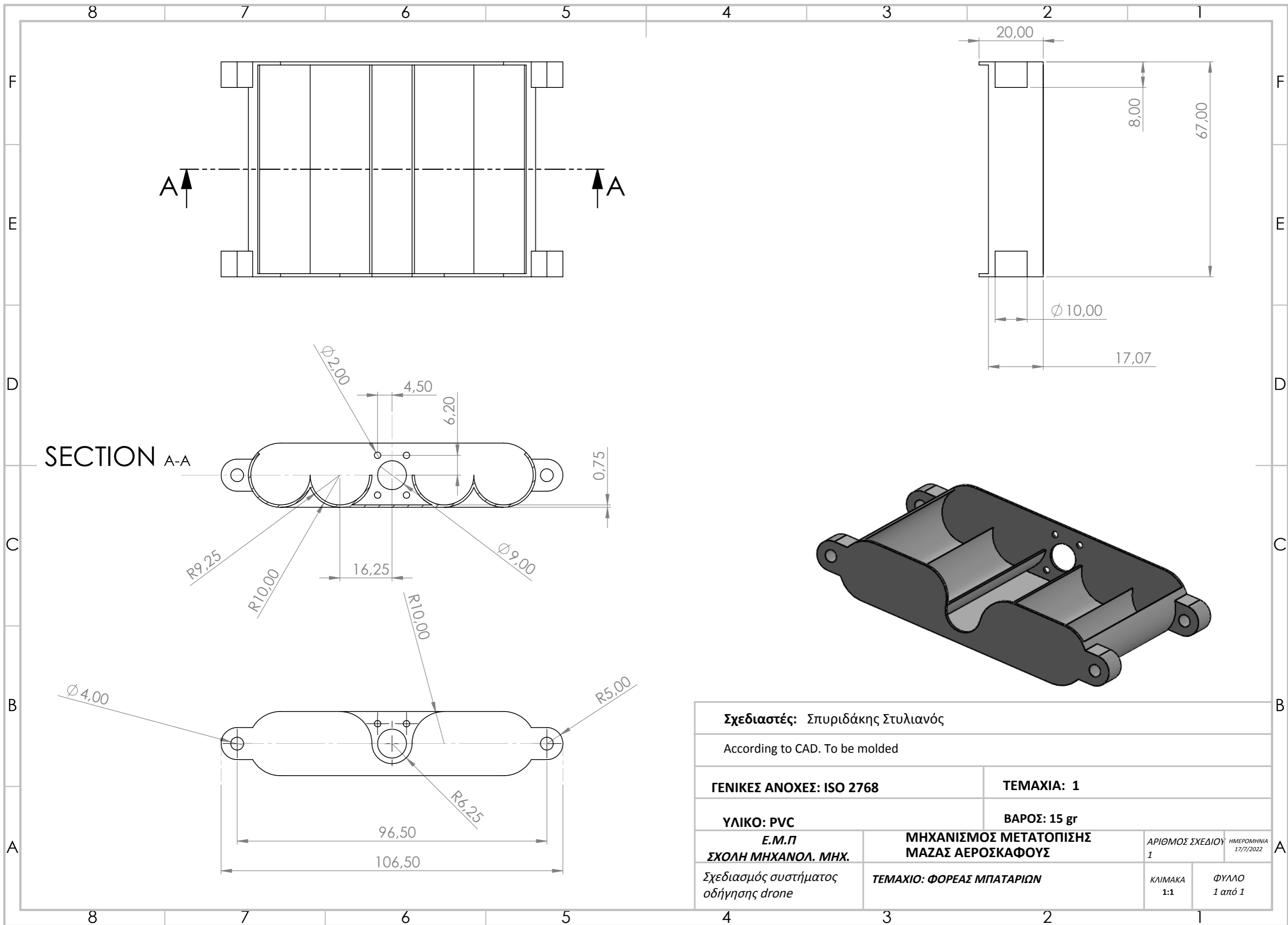
Alpha	V	CL/CD	CD	Lift	Drag	V	CL/CD	CD	Lift	Drag
-5	15 m/s	-16,3090	0,0178	-9,4571	0,5799	18 m/s	-16,9935	0,0171	-13,6183	0,8014
-4,5		-16,5101	0,0155	-8,3700	0,5070		-17,0284	0,0151	-12,0528	0,7078
-4		-16,7603	0,0133	-7,2811	0,4344		-16,9444	0,0132	-10,4848	0,6188
-3,5		-16,0386	0,0118	-6,1908	0,3860		-16,8340	0,0113	-8,9147	0,5296
-3		-14,3261	0,0109	-5,0992	0,3559		-15,7347	0,0099	-7,3428	0,4667
-2,5		-11,8066	0,0104	-4,0065	0,3393		-13,1986	0,0093	-5,7693	0,4371
-2		-8,7753	0,0102	-2,9129	0,3319		-9,8512	0,0091	-4,1946	0,4258
-1,5		-5,4991	0,0101	-1,8188	0,3307		-6,1867	0,0090	-2,6190	0,4233
-1		-2,1638	0,0103	-0,7242	0,3347		-2,4339	0,0091	-1,0428	0,4285
-0,5		1,0791	0,0105	0,3706	0,3435		1,2108	0,0094	0,5337	0,4408
0		4,1271	0,0109	1,4654	0,3551		4,5966	0,0098	2,1102	0,4591
0,5		6,8865	0,0114	2,5599	0,3717		7,6060	0,0103	3,6863	0,4847
1		9,2919	0,0121	3,6540	0,3932		10,1738	0,0110	5,2618	0,5172
1,5		11,3291	0,0128	4,7475	0,4191		12,2818	0,0118	6,8364	0,5566
2		13,0049	0,0138	5,8400	0,4491		13,9892	0,0128	8,4097	0,6012
2,5		14,3512	0,0148	6,9315	0,4830		15,3382	0,0138	9,9814	0,6508
3		15,4520	0,0159	8,0217	0,5191		16,3490	0,0150	11,5512	0,7065
3,5		16,3141	0,0171	9,1103	0,5584		17,1176	0,0163	13,1189	0,7664
4		16,9701	0,0184	10,1973	0,6009		17,6424	0,0177	14,6840	0,8323
4,5		17,3626	0,0199	11,2822	0,6498		17,8218	0,0194	16,2464	0,9116
5	17,5029	0,0216	12,3651	0,7065	17,6428	0,0215	17,8057	1,0092		
5,5	17,3836	0,0237	13,4455	0,7735	17,1185	0,0241	19,3615	1,1310		
6	17,2090	0,0259	14,5234	0,8439	16,8198	0,0265	20,9137	1,2434		
6,5	16,6096	0,0288	15,5985	0,9391	16,5155	0,0289	22,4618	1,3600		
7	16,1399	0,0317	16,6706	1,0329	16,2292	0,0315	24,0057	1,4792		
7,5	15,5701	0,0349	17,7395	1,1393						
8	15,1119	0,0381	18,8051	1,2444						
8,5	14,5321	0,0419	19,8670	1,3671						
9	13,9369	0,0460	20,9251	1,5014						

Alpha	V	CL/CD	CD	Lift	Drag	V	CL/CD	CD	Lift	Drag
-5	25 m/s	-18,0419	0,0161	-26,2698	1,4560	28m/s	-18,4400	0,0157	-32,9528	1,7870
-4,5		-17,8599	0,0144	-23,2499	1,3018		-18,2336	0,0141	-29,1647	1,5995
-4		-17,6415	0,0126	-20,2253	1,1465		-17,9318	0,0124	-25,3707	1,4148
-3,5		-17,5132	0,0108	-17,1966	0,9819		-17,6018	0,0108	-21,5714	1,2255
-3		-16,8986	0,0092	-14,1643	0,8382		-17,0625	0,0092	-17,7677	1,0413
-2,5		-15,1267	0,0081	-11,1291	0,7357		-15,7761	0,0078	-13,9603	0,8849
-2		-11,4924	0,0078	-8,0915	0,7041		-12,0998	0,0074	-10,1500	0,8389
-1,5		-7,3113	0,0076	-5,0521	0,6910		-7,7554	0,0072	-6,3374	0,8172
-1		-2,8936	0,0077	-2,0116	0,6952		-3,0812	0,0072	-2,5234	0,8190
-0,5		1,4418	0,0079	1,0295	0,7140		1,5381	0,0074	1,2914	0,8396
0		5,4507	0,0082	4,0705	0,7468		5,8156	0,0077	5,1061	0,8780
0,5		8,9639	0,0088	7,1109	0,7933		9,5553	0,0082	8,9199	0,9335
1		11,8927	0,0094	10,1501	0,8535		12,6512	0,0089	12,7323	1,0064
1,5		14,1935	0,0102	13,1874	0,9291		15,0429	0,0097	16,5423	1,0997
2		15,9335	0,0112	16,2223	1,0181		16,7867	0,0107	20,3493	1,2122
2,5		17,2127	0,0123	19,2542	1,1186		18,0081	0,0118	24,1525	1,3412
3		18,0064	0,0137	22,2825	1,2375		18,6797	0,0132	27,9511	1,4963
3,5		18,4269	0,0151	25,3065	1,3733		18,9154	0,0148	31,7445	1,6782
4		17,9316	0,0174	28,3257	1,5797		17,9188	0,0174	35,5318	1,9829
4,5		17,8791	0,0193	31,3395	1,7529		17,7491	0,0195	39,3123	2,2149
5	17,6999	0,0214	34,3474	1,9405	17,6483	0,0215	43,0853	2,4413		
5,5	17,2995	0,0238	37,3486	2,1589	17,3997	0,0237	46,8501	2,6926		
6	16,9302	0,0263	40,3428	2,3829	17,0729	0,0261	50,6060	2,9641		
6,5	16,5879	0,0288	43,3292	2,6121	16,7095	0,0286	54,3521	3,2528		
7	16,2494	0,0314	46,3072	2,8498						

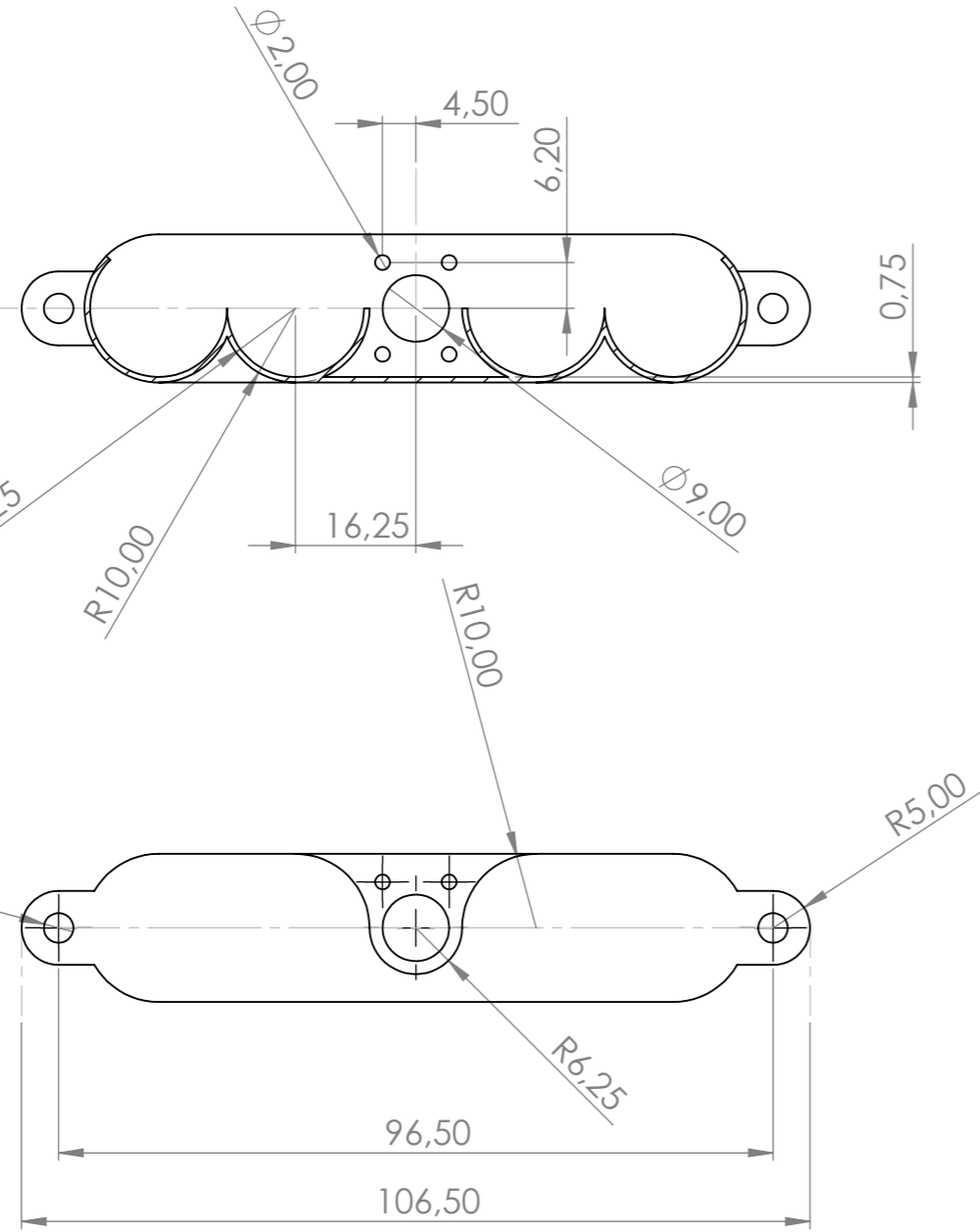
Alpha	V	CL/CD	CD	Lift	Drag	V	CL/CD	CD	Lift	Drag
-5	32 m/s	-18,8813	0,0153	-43,0404	2,2795	35 m/s	-19,0920	0,0152	-51,4888	2,6969
-4,5		-18,6548	0,0137	-38,0927	2,0420		-18,8642	0,0136	-45,5699	2,4157
-4		-18,2554	0,0122	-33,1372	1,8152		-18,4131	0,0121	-39,6417	2,1529
-3,5		-17,7303	0,0107	-28,1749	1,5891		-17,8288	0,0106	-33,7054	1,8905
-3		-17,2476	0,0091	-23,2068	1,3455		-17,3556	0,0090	-27,7621	1,5996
-2,5		-16,4156	0,0075	-18,2339	1,1108		-16,5789	0,0074	-21,8130	1,3157
-2		-12,7767	0,0070	-13,2571	1,0376		-13,0587	0,0068	-15,8593	1,2145
-1,5		-8,2948	0,0067	-8,2774	0,9979		-8,5815	0,0065	-9,9022	1,1539
-1		-3,3161	0,0067	-3,2958	0,9939		-3,4500	0,0064	-3,9428	1,1428
-0,5		1,6600	0,0068	1,6867	1,0160		1,7309	0,0066	2,0178	1,1658
0		6,2787	0,0072	6,6691	1,0622		6,5500	0,0069	7,9782	1,2180
0,5		10,3054	0,0076	11,6505	1,1305		10,7449	0,0073	13,9374	1,2971
1		13,6092	0,0082	16,6299	1,2220		14,1687	0,0079	19,8942	1,4041
1,5		16,1093	0,0090	21,6063	1,3412		16,7326	0,0087	25,8474	1,5447
2		17,8191	0,0100	26,5787	1,4916		18,3715	0,0097	31,7958	1,7307
2,5		18,8881	0,0112	31,5461	1,6702		19,2620	0,0110	37,7383	1,9592
3	19,3904	0,0127	36,5076	1,8828	19,6573	0,0125	43,6736	2,2217		
3,5	19,4051	0,0144	41,4622	2,1367	19,6044	0,0142	49,6007	2,5301		
4	18,0311	0,0173	46,4088	2,5738	18,2857	0,0171	55,5184	3,0362		
4,5	17,6945	0,0195	51,3467	2,9018	17,7751	0,0194	61,4255	3,4557		
5	17,6431	0,0215	56,2747	3,1896	17,6876	0,0214	67,3209	3,8061		
5,5	17,5131	0,0235	61,1920	3,4941	17,5531	0,0235	73,2033	4,1704		

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Γ

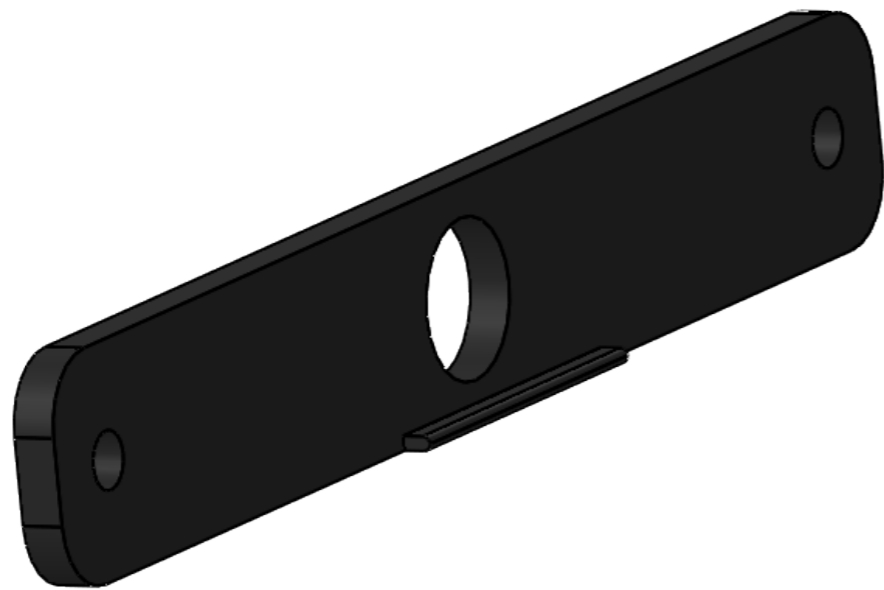
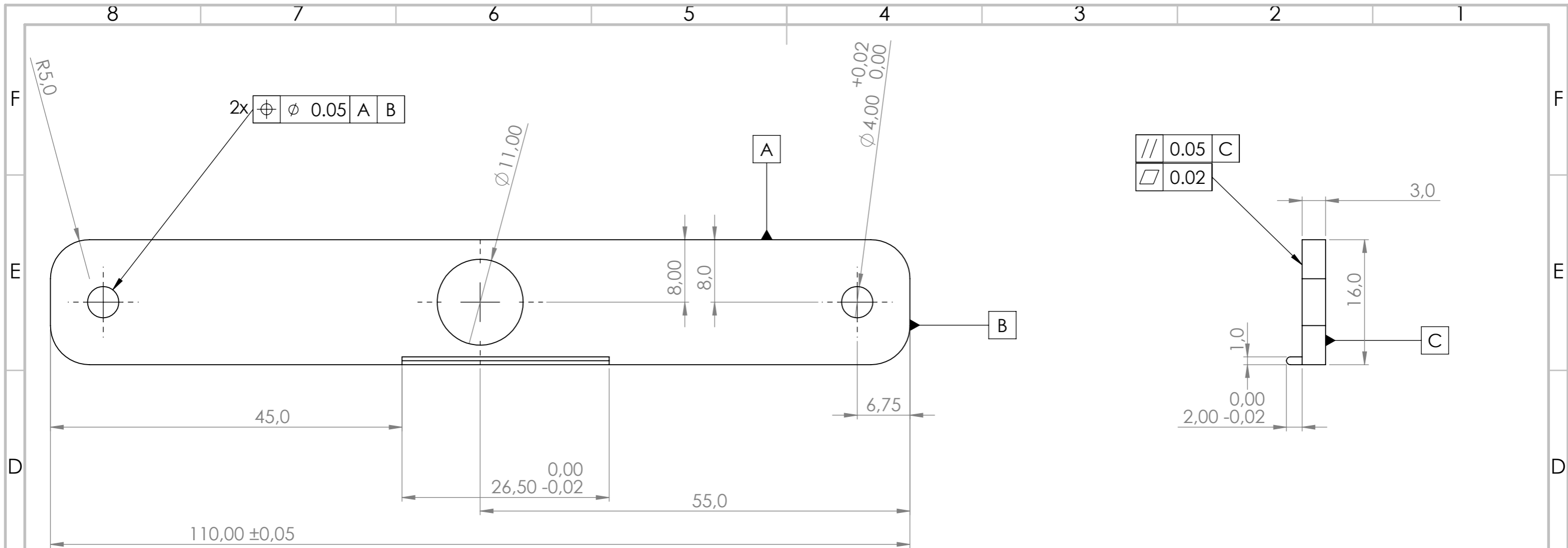
ΣΧΕΔΙΑ



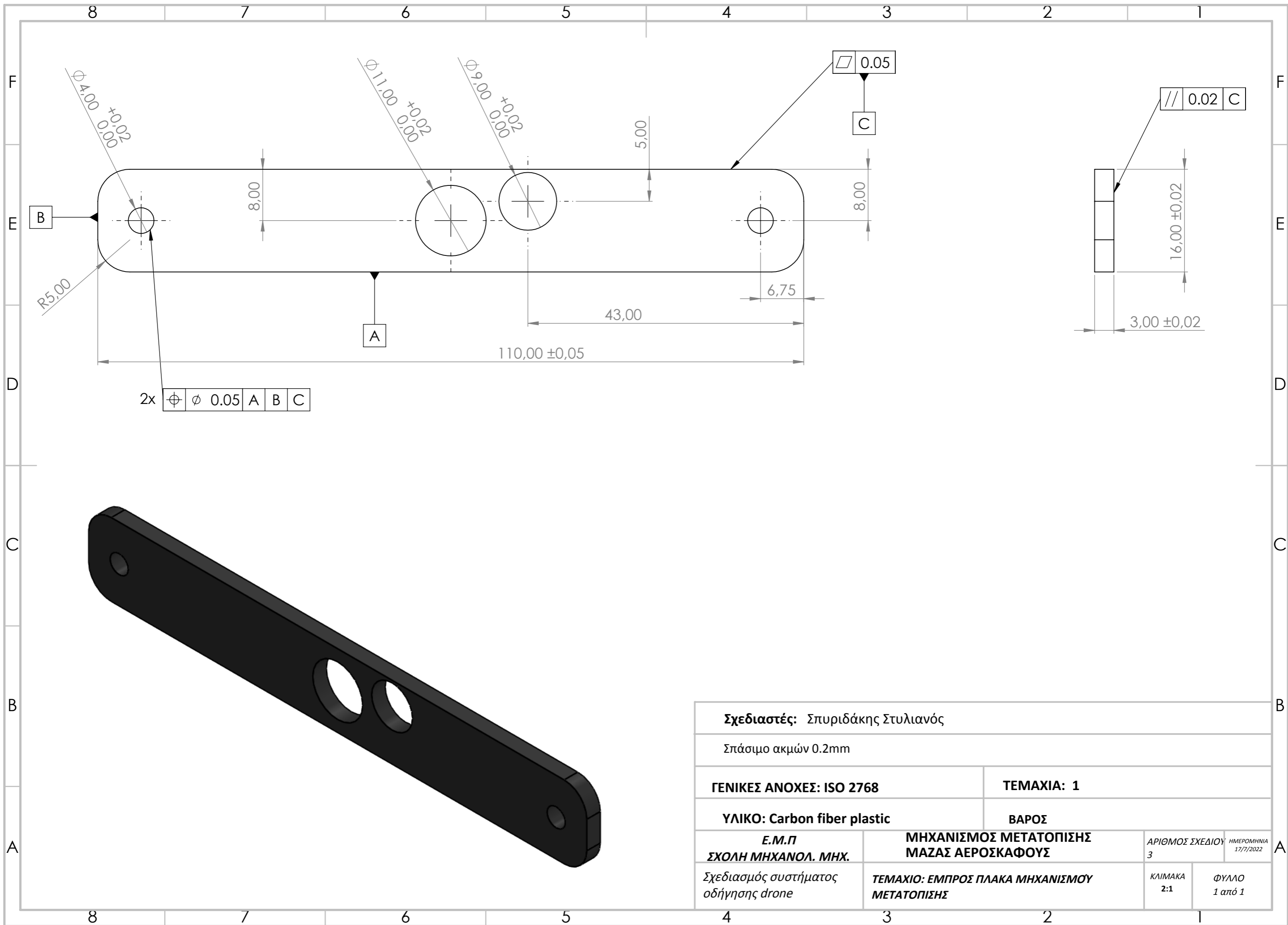
SECTION A-A



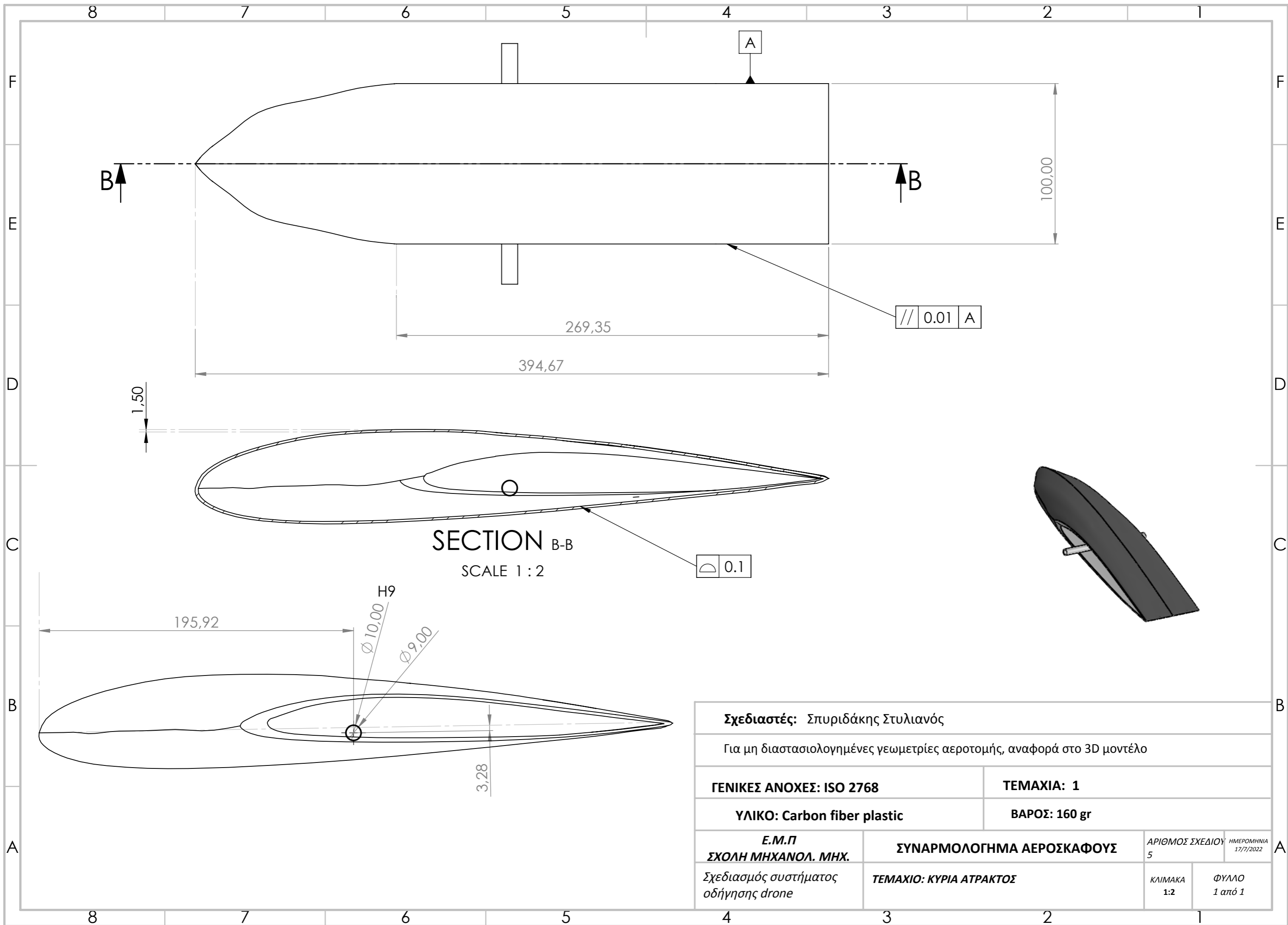
Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός			
According to CAD. To be molded			
ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768		ΤΕΜΑΧΙΑ: 1	
ΥΛΙΚΟ: PVC		ΒΑΡΟΣ: 15 gr	
Ε.Μ.Π		ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ	
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.		ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	
Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης drone		ΤΕΜΑΧΙΟ: ΦΟΡΕΑΣ ΜΠΑΤΑΡΙΩΝ	
		ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ 1	ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ 17/7/2022
		ΚΛΙΜΑΚΑ 1:1	ΦΥΛΛΟ 1 από 1



Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός			
Σπάσιμο ακμών 0.2mm			
ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768		ΤΕΜΑΧΙΑ: 1	
ΥΛΙΚΟ: Carbon fiber plastic		ΒΑΡΟΣ	
Ε.Μ.Π ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.		ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	
Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης drone		ΤΕΜΑΧΙΟ: ΠΙΣΩ ΠΛΑΚΑ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΥ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ	
		ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ 2	ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ 17/7/2022
		ΚΛΙΜΑΚΑ 2:1	ΦΥΛΛΟ 1 από 1



Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός			
Σπάσιμο ακμών 0.2mm			
ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768		ΤΕΜΑΧΙΑ: 1	
ΥΛΙΚΟ: Carbon fiber plastic		ΒΑΡΟΣ	
Ε.Μ.Π ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.	ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ		ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ 3
Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης drone	ΤΕΜΑΧΙΟ: ΕΜΠΡΟΣ ΠΛΑΚΑ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΥ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ	ΚΛΙΜΑΚΑ 2:1	ΦΥΛΛΟ 1 από 1
		ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ 17/7/2022	



B

A

B

100,00

269,35

394,67

1,50

SECTION B-B
SCALE 1 : 2

0.1

// 0.01 A

195,92

H9

Φ 10,00

Φ 9,00

3,28

Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός

Για μη διαστασιολογημένες γεωμετρικές αεροτομές, αναφορά στο 3D μοντέλο

ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768

ΤΕΜΑΧΙΑ: 1

ΥΛΙΚΟ: Carbon fiber plastic

ΒΑΡΟΣ: 160 gr

Ε.Μ.Π
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.

ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΜΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ
5

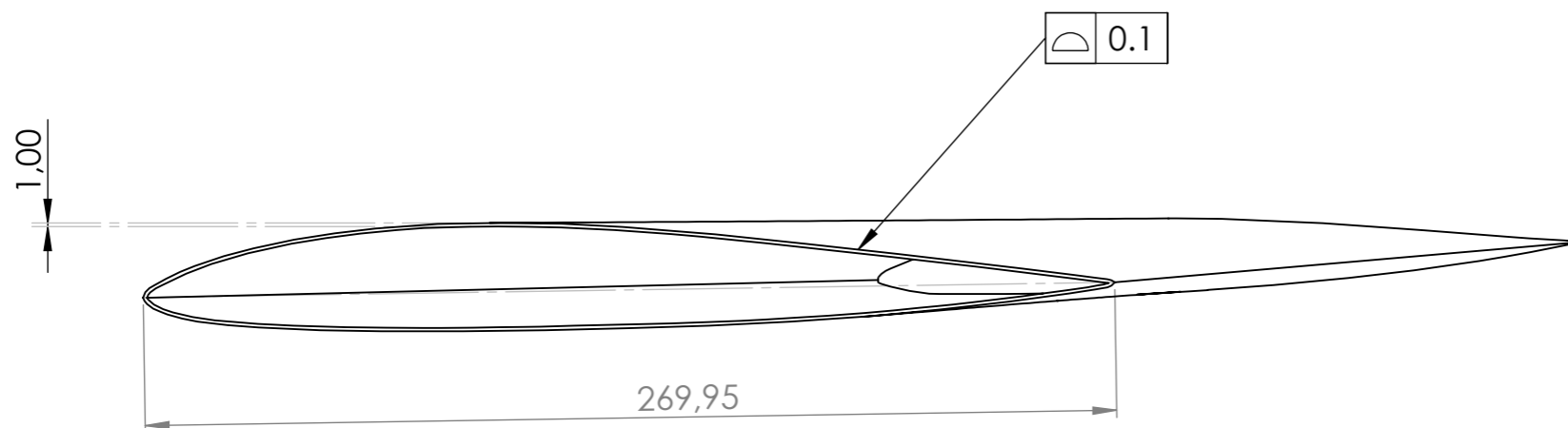
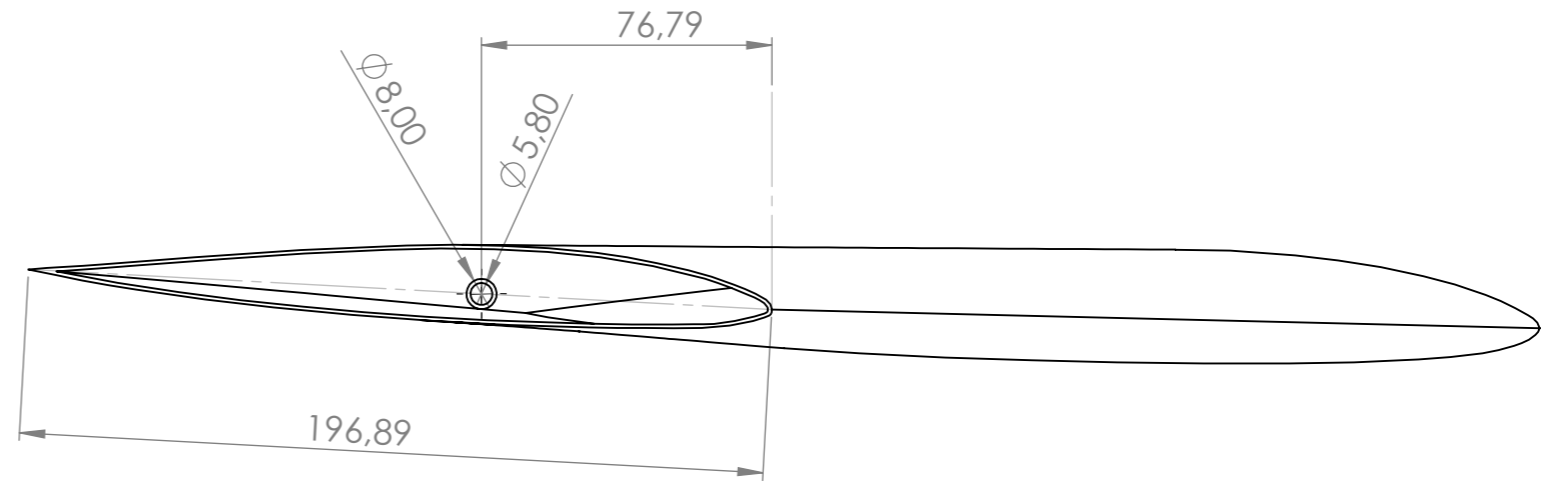
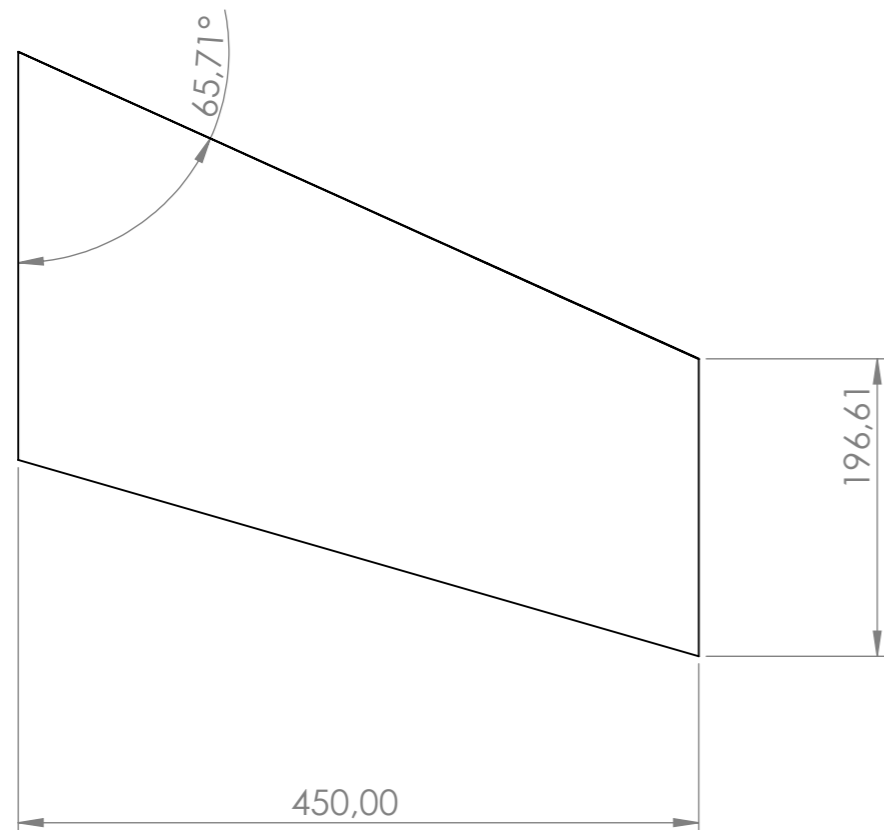
ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ
17/7/2022

Σχεδιασμός συστήματος
οδήγησης drone

ΤΕΜΑΧΙΟ: ΚΥΡΙΑ ΑΤΡΑΚΤΟΣ

ΚΛΙΜΑΚΑ
1:2

ΦΥΛΛΟ
1 από 1



Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός

Για μη διαστασιολογημένες γεωμετρίες αεροτομής, αναφορά στο 3D μοντέλο

ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768

ΤΕΜΑΧΙΑ: 1 (+ 1 mirror)

ΥΛΙΚΟ: Carbon fiber plastic

ΒΑΡΟΣ: 153 gr

Ε.Μ.Π
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.

ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΜΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

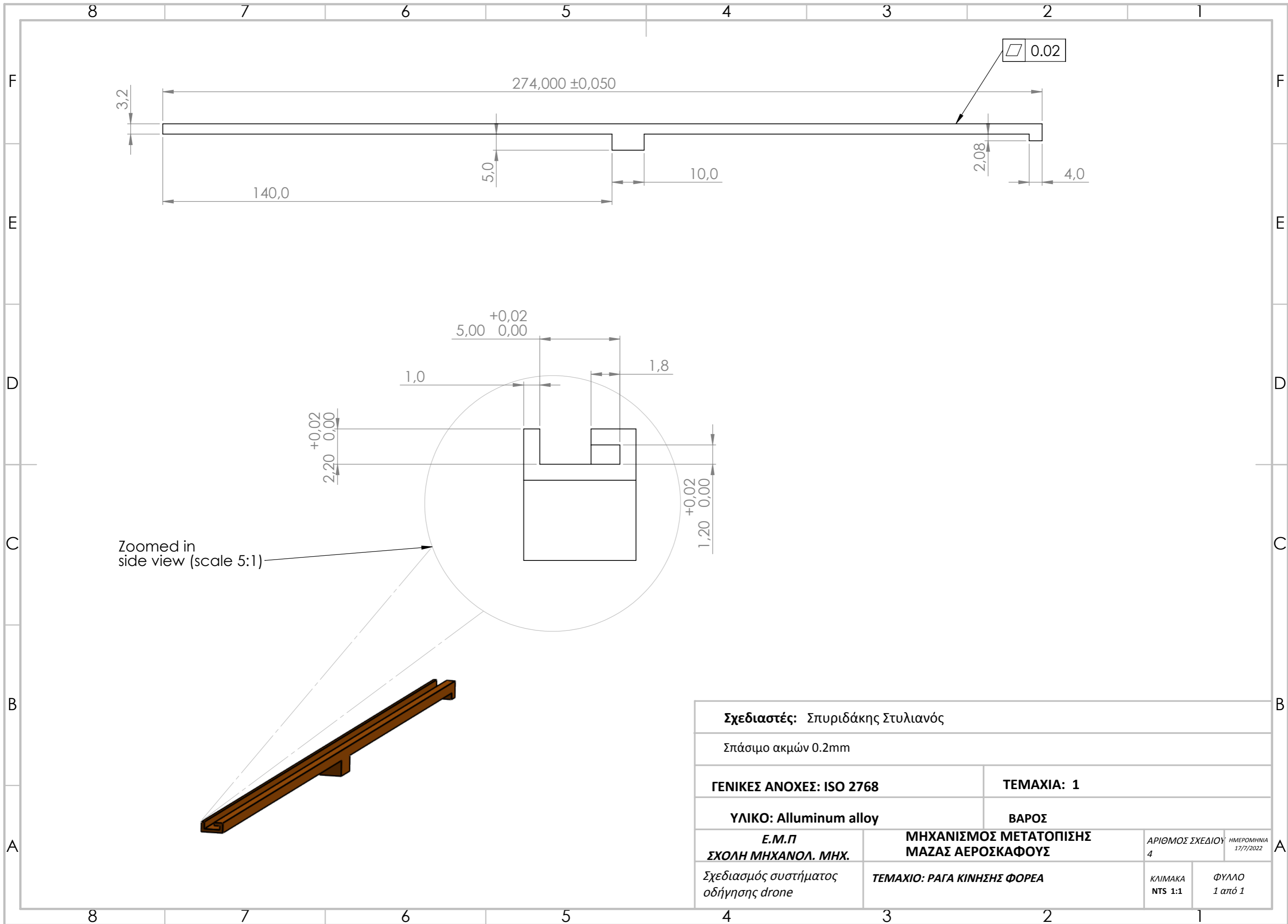
ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ
6
ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ
17/7/2022

Σχεδιασμός συστήματος
οδήγησης drone

ΤΕΜΑΧΙΟ: ΠΤΕΡΥΓΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

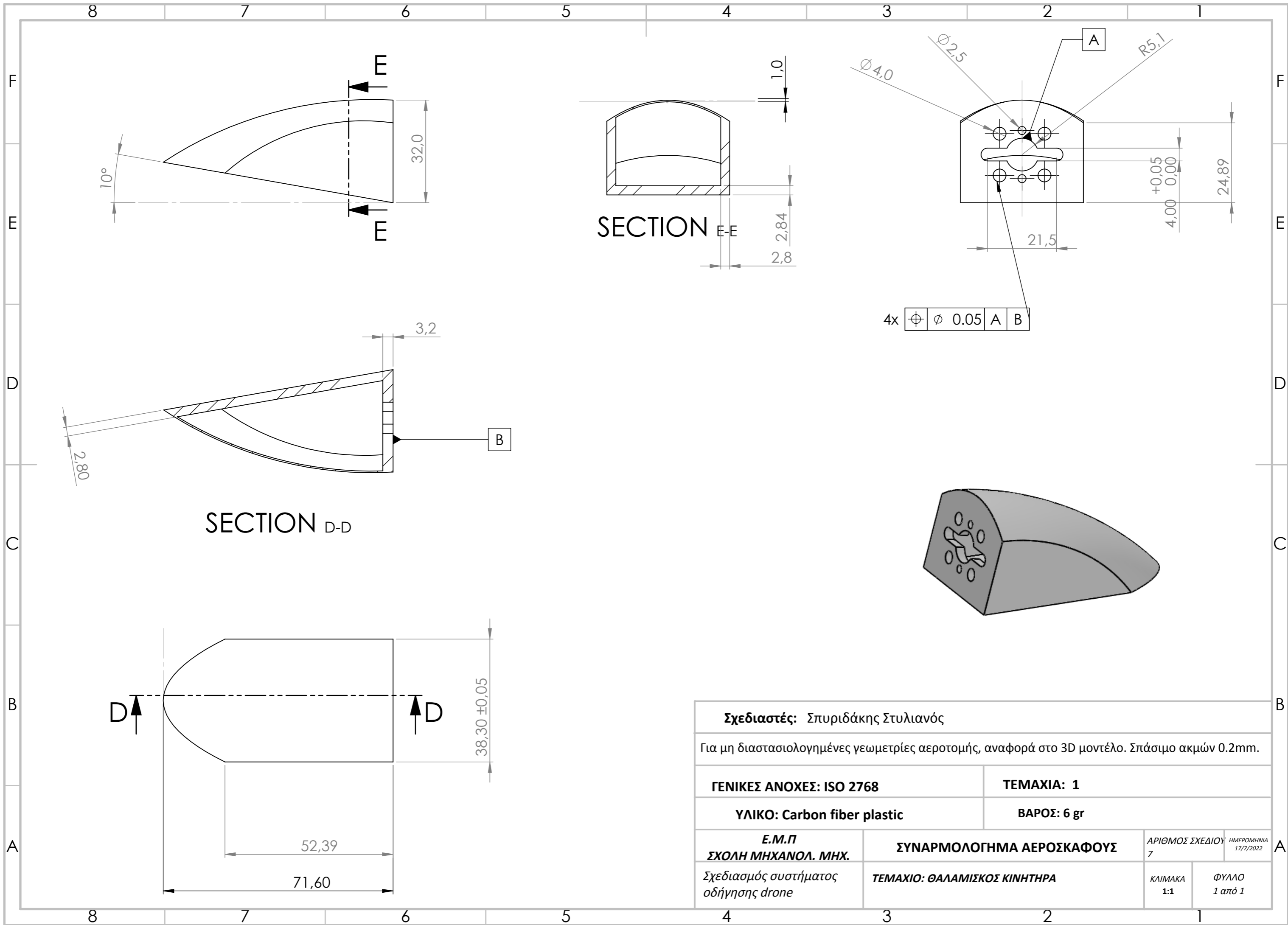
ΚΛΙΜΑΚΑ
1:2(sides)
1:5 (top)

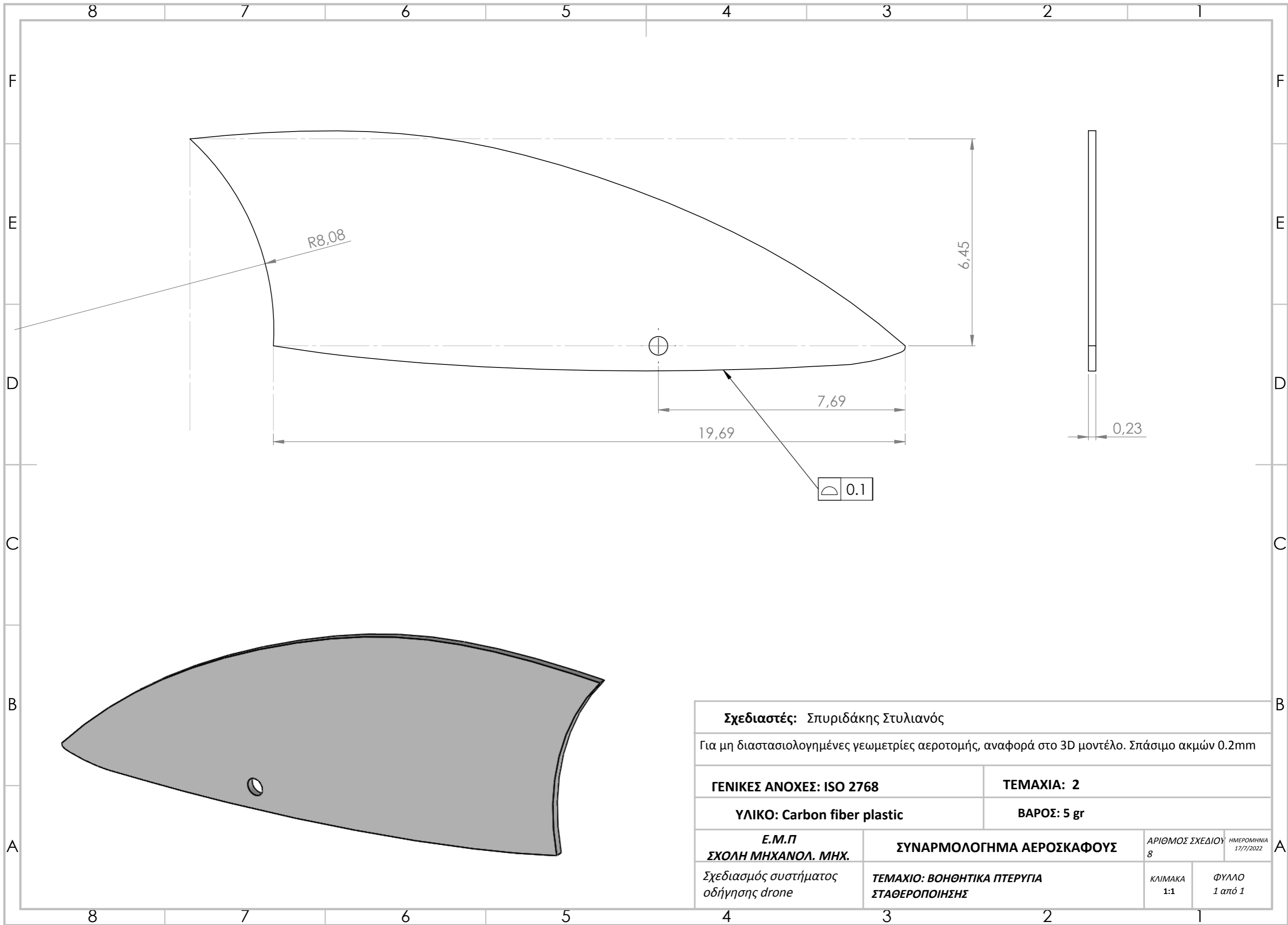
ΦΥΛΛΟ
1 από 1



Zoomed in side view (scale 5:1)

Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός			
Σπάσιμο ακμών 0.2mm			
ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768		ΤΕΜΑΧΙΑ: 1	
ΥΛΙΚΟ: Alluminum alloy		ΒΑΡΟΣ	
Ε.Μ.Π ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.	ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΤΟΠΙΣΗΣ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ		ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ 4
Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης drone	ΤΕΜΑΧΙΟ: ΡΑΓΑ ΚΙΝΗΣΗΣ ΦΟΡΕΑ		ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ 17/7/2022
		ΚΛΙΜΑΚΑ NTS 1:1	ΦΥΛΛΟ 1 από 1





Σχεδιαστές: Σπυριδάκης Στυλιανός			
Για μη διαστασιολογημένες γεωμετρίες αεροτομής, αναφορά στο 3D μοντέλο. Σπάσιμο ακμών 0.2mm			
ΓΕΝΙΚΕΣ ΑΝΟΧΕΣ: ISO 2768		ΤΕΜΑΧΙΑ: 2	
ΥΛΙΚΟ: Carbon fiber plastic		ΒΑΡΟΣ: 5 gr	
Ε.Μ.Π	ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΜΑ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ		ΑΡΙΘΜΟΣ ΣΧΕΔΙΟΥ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛ. ΜΗΧ.			ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ
Σχεδιασμός συστήματος οδήγησης drone	ΤΕΜΑΧΙΟ: ΒΟΗΘΗΤΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΣΤΑΘΕΡΟΠΟΙΗΣΗΣ		ΚΛΙΜΑΚΑ
			ΦΥΛΛΟ
			1 από 1
			8
			17/7/2022