



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ

Τμήμα Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Τεχνολογίας Υπολογιστών
Τομέας Συστημάτων και Αυτομάτου Ελέγχου
Εργαστήριο Αυτοματισμού και Ρομποτικής

Διπλωματική Εργασία

του φοιτητή του Τμήματος Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Τεχνολογίας
Υπολογιστών
της Πολυτεχνικής Σχολής του Πανεπιστημίου Πατρών

ΚΟΥΤΣΟΒΙΤΗΣ ΠΑΝΑΓΙΩΤΗΣ

Αριθμός Μητρώου: 7816

Θέμα

**«ΣΘΕΝΑΡΟΣ ΕΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ
ΥΠΟ ΑΚΡΑΙΕΣ ΔΙΑΤΑΡΑΧΕΣ ΑΕΡΑ»**

Επιβλέπων Καθηγητής
Δρ. ΚΟΥΣΟΥΛΑΣ ΝΙΚΟΛΑΟΣ

Αριθμός Διπλωματικής Εργασίας:....

Πάτρα, Μάιος 2019

ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ

Πιστοποιείται ότι η Διπλωματική Εργασία με θέμα

**«ΣΘΕΝΑΡΟΣ ΕΛΕΓΧΟΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΓΕΙΩΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ
ΥΠΟ ΑΚΡΑΙΕΣ ΔΙΑΤΑΡΑΧΕΣ ΑΕΡΑ»**

του φοιτητή του Τμήματος Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Τεχνολογίας
Υπολογιστών

ΚΟΥΤΣΟΒΙΤΗ ΠΑΝΑΓΙΩΤΗ του ΒΑΣΙΛΕΙΟΥ

Αριθμός Μητρώου: 7816

Παρουσιάστηκε δημόσια και εξετάστηκε στο Τμήμα Ηλεκτρολόγων
Μηχανικών και Τεχνολογίας Υπολογιστών στις

___/___/ 201_

Ο Επιβλέπων

Καθηγητής

Δρ. Κούσουλας Νικόλαος

Ο Διευθυντής του Τομέα

Καθηγητής

Δρ. Καζάκος Δημοσθένης

Πίνακας περιεχομένων

ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	5
2.ΚΙΝΗΣΗ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ.....	7
2.1 ΔΥΝΑΜΕΙΣ.....	7
2.2 ΑΞΟΝΕΣ ΠΕΡΙΣΤΡΟΦΗΣ.....	9
2.3 ΣΕΝΑΡΙΟ ΠΤΗΣΗΣ.....	14
3.ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΟΥ ΜΟΝΤΕΛΟΥ	16
3.1ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΜΕΓΕΘΩΝ ΚΑΙ ΟΝΟΜΑΤΟΛΟΓΙΑ	16
3.1.1.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΕΙΣΟΔΩΝ	16
3.1.2.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΚΑΤΑΣΤΑΣΕΩΝ	17
3.1.3.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΕΞΟΔΩΝ	17
3.1.4.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΠΑΡΑΜΕΤΡΩΝ	19
3.2 ΠΑΡΑΔΟΧΕΣ ΚΑΙ ΥΠΟΘΕΣΕΙΣ	21
3.3 ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑΣ.....	22
3.3.1.ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΚΙΝΗΣΗΣ ΑΚΑΜΠΤΟΥ ΣΩΜΑΤΟΣ	22
3.3.2.ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ	24
3.3.3.ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΚΙΝΗΣΗΣ ΣΤΟ ΧΩΡΟ ΚΑΤΑΣΤΑΣΗΣ	28
3.3.4.ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΤΟΙΧΕΙΩΝ ΚΙΝΗΤΗΡΑ	31
3.3.5.ΠΗΔΑΛΙΑ ΕΛΕΓΧΟΥ	32
3.3.5.ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝ	33
3.4 ΜΟΝΤΕΛΟ ΑΝΕΜΟΥ.....	34
4.ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΚΑΙ ΚΡΙΤΗΡΙΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ.....	35
4.1 ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ	35
4.2 ΦΑΣΕΙΣ ΠΤΗΣΗΣ.....	35
4.3 ΦΑΚΕΛΟΙ ΠΤΗΣΗΣ	36
4.4 ΕΠΙΠΕΔΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΠΤΗΣΗΣ.....	36
4.5 ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΠΤΗΣΗΣ	37
4.6 ΚΡΙΤΗΡΙΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ	39
4.7 ΕΠΙΤΡΕΠΤΕΣ ΤΙΜΕΣ ΜΕΤΑΒΛΗΤΩΝ	41
5.ΕΛΕΓΧΟΣ	44
5.1 ΤΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΕΛΕΓΧΟΥ ΤΟΥ RCAM.....	44
5.1.1.ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΔΥΝΑΜΙΚΗ	45
5.2 ΜΟΡΦΕΣ ΕΛΕΓΧΟΥ	53
5.3 EIGENSTRUCTUREASSIGNMENT(EA)	54
5.3.1.ΓΕΝΙΚΑ.....	54
5.3.2.ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΥ	56
5.3.3.ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΘΕΝΑΡΟΤΗΤΑΣ.....	60

5.3.4.ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΚΥΚΛΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ	63
5.4 QFT	72
5.4.1.ΓΕΝΙΚΑ.....	72
5.4.2.ΣΥΝΔΥΑΣΜΟΣ ΕΑ/QFΤΕΛΕΓΧΟΥ	74
5.4.3.ΚΑΘΟΡΙΣΜΟΣ ΠΕΡΙΟΡΙΣΜΩΝ	75
5.4.4.ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΤΕΛΙΚΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥ	77
6.ΤΕΛΙΚΗ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ	82
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ.....	89
Συντομογραφίες-Αρτικόλεξα.....	89
ΔΟΜΙΚΟ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ SIMULINK.....	92
Βιβλιογραφία	100

Σκοπός της συγκεκριμένης διπλωματικής εργασίας είναι ο σχεδιασμός συστήματος αυτόματου ελέγχου για την ομαλή προσγείωση επιβατικού αεροσκάφους.

Για λόγο αυτό χρησιμοποιήθηκε συνδυασμός τεχνικών ελέγχου ώστε στον σύστημα να αποδοθεί η απαραίτητη σθεναρότητα. Βασικό κομμάτι της μελέτης και των προσομοιώσεων είναι όχι μόνο η παρατήρηση της συμπεριφοράς του συστήματος και γενικότερα της αποτελεσματικότητας του ελέγχου σε φυσιολογικές συνθήκες, αλλά και το αν είναι δυνατή η κατασκευή ελεγκτή που να εξασφαλίζει ευστάθεια και ποιότητα κατά την προσγείωση, όταν το αεροσκάφος εκτεθεί σε ακραίες διαταραχές.

Οι διαταραχές αυτές, περιλαμβάνουν υψηλές και δύσκολα διαχειρίσιμες ταχύτητες ανέμου, καθώς και την απώλεια κινητήρα η οποία θα εξεταστεί μόνο αν επιτευχθεί ευστάθεια στις διαταραχές του αέρα.

Οι τεχνικές που χρησιμοποιήθηκαν είναι το QFT και το eigenstructure assignment. Το μοντέλο του αεροσκάφους προσομοιώθηκε με τη χρήση της matlab και ειδικότερα του περιβάλλοντος Simulink. Ο σχεδιασμός έγινε με βάση τις διαφορικές εξισώσεις που διέπουν την κίνηση του.

Αρχικά, γίνεται λόγος για τους άξονες περιστροφής και για τα συστήματα συντεταγμένων που χρησιμοποιούνται για να ερμηνεύσουν την κίνηση του σκάφους. Αναλύεται το σενάριο της πτήσης και ειδικότερα οι τροχιά και οι ελιγμοί που πραγματοποιούνται κατά την προσγείωση.

Έπειτα, αφού γίνει γραμμικοποίηση προχωράμε στην περιγραφή του μοντέλου. Καθορίζεται ο ρόλος των πηδαλίων και της ώσης των κινητήρων (είσοδοι συστήματος), όπως και το ποιές είναι οι είσοδοι και οι έξοδοι του συστήματος.

Γενικότερα, παρουσιάζεται μια εκτεταμένη μελέτη του συστήματος ανοιχτού βρόγχου, με το διαχωρισμό σε διαμήκη και εγκάρσια δυναμική και την επισήμανση σημαντικών χαρακτηριστικών, όπως το φυγοειδές, η μικρή περίοδος, η ολλανδική περιστροφή, η περιστροφική κίνηση και η σπειροειδής λειτουργία.

Στη συνέχεια αφού ληφθούν υπόψιν τα ποιοτικά χαρακτηριστικά και κριτήρια της πτήσης, περνάμε στο σχεδιασμό του ελεγκτή. Με τη χρήση των τεχνικών που αναφέρθηκαν παραπάνω και θα αναλυθούν εκτενώς στη συνέχεια (Κεφάλαιο 5), σχεδιάζεται ελεγκτής τόσο για τη διαμήκη, όσο και για την εγκάρσια δυναμική.

Τέλος, γίνεται προσομοίωση του σεναρίου προσγείωσης και καταγράφεται η απόκριση του συστήματος, ενώ γίνεται και απόπειρα ερμηνείας και ανάλυσης των αποτελεσμάτων, δηλαδή αν επιτεύχθη η απαραίτητη σθεναρότητα.

Η δομή της διπλωματικής εργασίας παρουσιάζεται αναλυτικά ανα κεφάλαιο παρακάτω:

Κεφάλαιο 2:Κίνηση του αεροσκάφους

Περιγράφονται αναλυτικά οι δυνάμεις που προκαλούν την πτήση,τα συστήματα συντεταγμένων που χρησιμοποιούνται για την περιγραφή της καθώς και το σενάριο πτήσης.

Κεφάλαιο 3:Περιγραφή μοντέλου

Πραγματοποιείται ο προσδιορισμός των μεγεθών του συστήματος(είσοδοι έξοδοι,παράμετροι ,πηδάλια).Επεξηγούνται οι παραδοχές και οι υποθέσεις που κάνουμε κατά τη μελέτη και γίνεται προσδιορισμός του περιβάλλοντος και του μοντέλου ανέμου.Τέλος, γίνεται η ανάλυση σε διαμήκη και εγκάρσια δυναμική και η παρουσίαση των αεροδυναμικών εξισώσεων καθώς και του συστήματος στο χώρο κατάστασης.

Κεφάλαιο 4:Χαρακτηριστικά συστήματος και κριτήρια σχεδιασμού

Γίνεται ταξινόμηση του αεροσκάφους.Παρουσιάζονται οι φάσεις και οι φάκελοι της πτήσης,ενώ περιγράφονται οι απαιτήσεις και τα επίπεδα των χαρακτηριστικών της πτήσης.Επίσης γίνεται αναφορά στα κριτήρια σχεδιασμού που πρέπει να λαμβάνονται υπόψιν.

Κεφάλαιο 5:Έλεγχος

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται εκτεταμένη ανάλυση των τεχνικών ελέγχου που χρησιμοποιούνται.Πραγματοποιείται μαθηματική περιγραφή της κάθε τεχνικής και παρουσίαση των πλεονεκτημάτων που η κάθε μια ξεχωριστά,αλλά και ο συνδυασμός τους μας προσφέρουν.Στο τέλος της ενότητας έχουμε και τον σχεδιασμό του ελεγχου που θα χρησιμοποιηθεί στην προσομοίωση.

Κεφάλαιο 6:Αποτελέσματα προσομοίωσης

Στο τελευταίο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της απόκρισης του συστήματος και γίνεται σχολιασμός και ερμηνεία των αποτελεσμάτων για κατά το πόσο τελικά ο έλεγχος ήταν αποτελεσματικός και αν απέδωσε την κατάλληλη σθεναρότητα.

2.ΚΙΝΗΣΗ ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

2.1 ΔΥΝΑΜΕΙΣ

Σε ένα αεροσκάφος υπάρχουν 4 δυνάμεις:

1)η δύναμη της ανύψωσης,

είναι αυτή που ωθεί το αεροπλάνο προς τα πάνω, εξαιτίας της συμπεριφοράς του (πχ επιτάχυνση κατά την απογείωση και ρύθμιση των φτερών για απογείωση)

2)η δύναμη της αντίστασης,

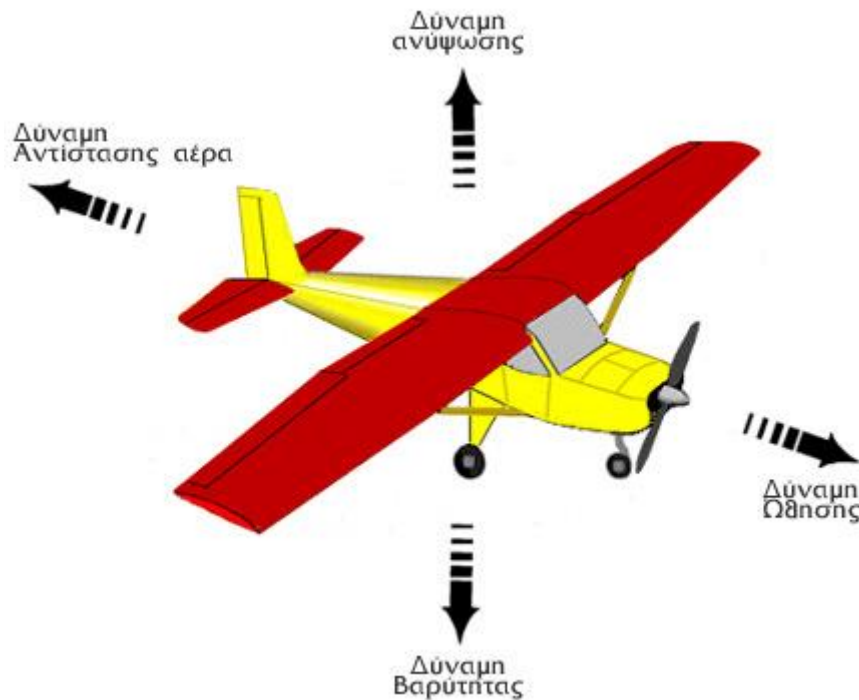
είναι η δύναμη της αντίστασης του αέρα

3)η δύναμη της ώθησης,

είναι η δύναμη που δίνει ο κινητήρας στο σκάφος για να επιταχύνει - κινείται

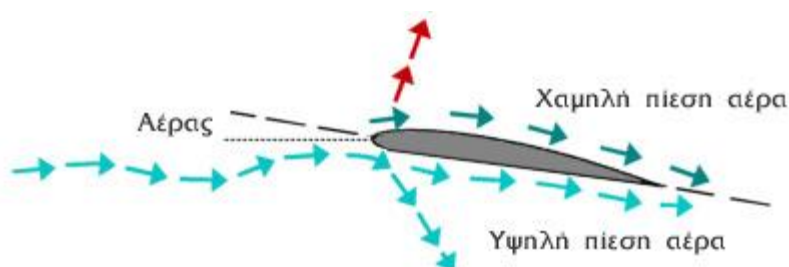
4)η δύναμη της βαρύτητας,

είναι αυτή που δημιουργείται από το βάρος του αεροσκάφους.



Έτσι, για να καταφέρει ένα αεροσκάφος να πετάξει, θα πρέπει η δύναμη της ώθησης να είναι μεγαλύτερη από τη δύναμη της αντίστασης του αέρα και η δύναμη της ανύψωσης μεγαλύτερη επίσης από τη δύναμη της βαρύτητας. Τα φτερά του αεροπλάνου, δεν είναι επίπεδα. Είναι ελαφρώς καμπύλα, κατά τρόπο αεροδυναμικό.

Κατά την πτήση μας, ο αέρας περνάει πάνω και κάτω από κάθε φτερό. Έτσι, τα φτερά έχουν μια ελαφρώς ανηφορική κλήση, ώστε να εξοστρακίζουν τον περισσότερο αέρα στο κάτω μέρος των φτερών, με αποτέλεσμα να δημιουργείται πίεση κάτω από τα φτερά. Αυτή η πίεση ωθεί το αεροπλάνο να πάει προς τα πάνω.

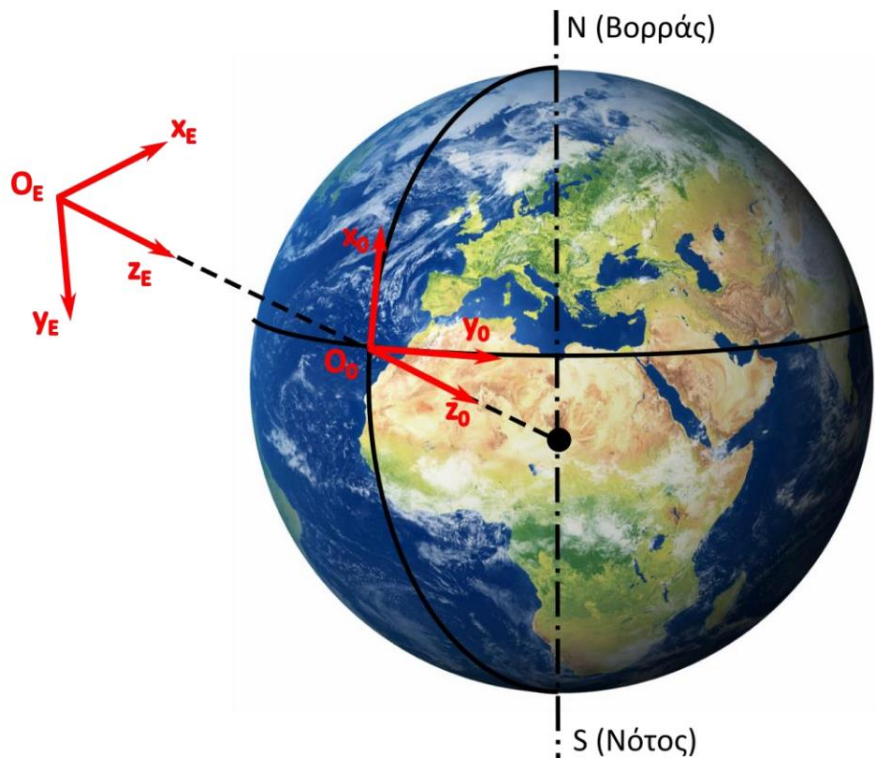


Κατά τη διάρκεια της πτήσης, όταν αποκτήσει το επιθυμητό ύψος, για να μη συνεχίσει να πηγαίνει κι άλλο επάνω, το πίσω μέρος των φτερών, παίρνει

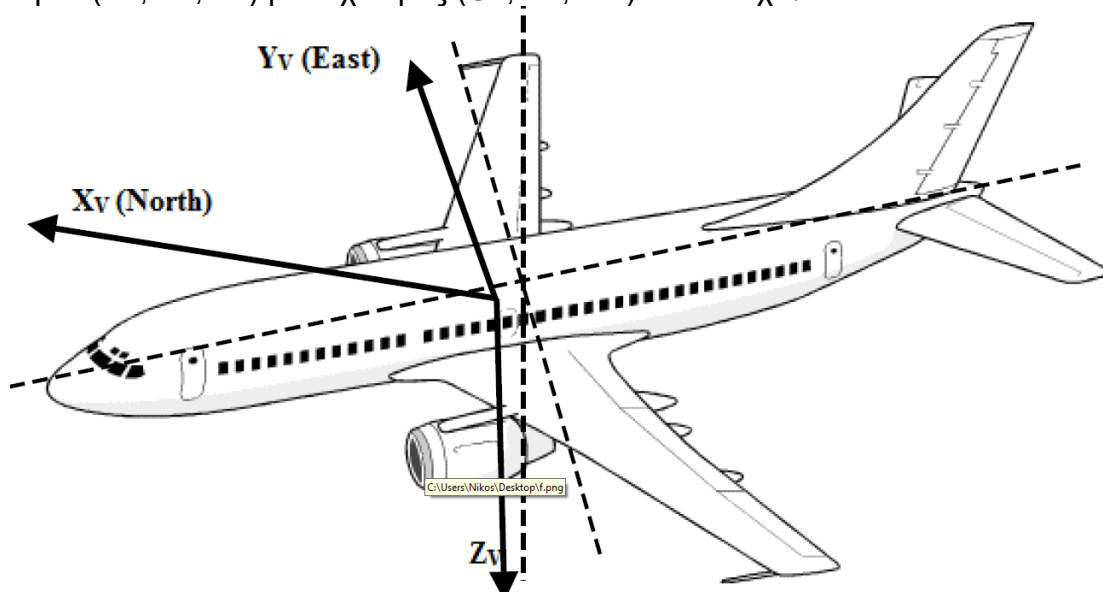
τέτοια κλήση, ώστε να ρυθμίσει την πίεση του αέρα που περνάει από τα φτερά: να την εξισορροπήσει εξίσου ίδια πάνω και κάτω από τα φτερά. Έτσι, το αεροπλάνο πηγαίνει ευθεία (και δεν ανεβαίνει προς τα πάνω). Αντίστοιχα, αν θέλουμε να κατέβει, το πίσω μέρος των φτερών αλλάζει κλήση, με αποτέλεσμα να χαλάει την ισορροπία της πίεσης πάνω και κάτω από τα φτερά: δημιουργεί μεγαλύτερη πίεση από πάνω και μικρότερη από κάτω από τα φτερά. Έτσι εδώ γίνεται το αντίστροφο, ωθεί το αεροπλάνο να κατέβει. Επίσης, για να στρίψει το αεροπλάνο με γύρσιμο, παίρνουν αντίστοιχες κλήσεις τα πίσω μέρη των φτερών, παίζοντας πάντα με την πίεση του αέρα.

2.2 ΑΞΟΝΕΣ ΠΕΡΙΣΤΡΟΦΗΣ

Αρχικά, βασικό σύστημα συντεταγμένων είναι το Γήινο σύστημα συντεταγμένων (earth-fixed axis system) που είναι το πιο σημαντικό, αφού αποτελεί το αδρανειακό σύστημα, πάνω στο οποίο εφαρμόζονται οι νόμοι του Νεύτωνα. Ο άξονας Χ έχει διεύθυνση προς τον βορρά, ο Υ προς την ανατολή και ο Ζ έχει την διεύθυνση της γης. Αυτό το σύστημα αναφοράς χρησιμοποιείται για πλοήγηση, γιατί μέσω αυτού μπορούμε να προσδιορίσουμε επακριβώς τη θέση του αεροσκάφους ως προς ένα συγκεκριμένο σημείο αναφοράς πάνω στη γη.



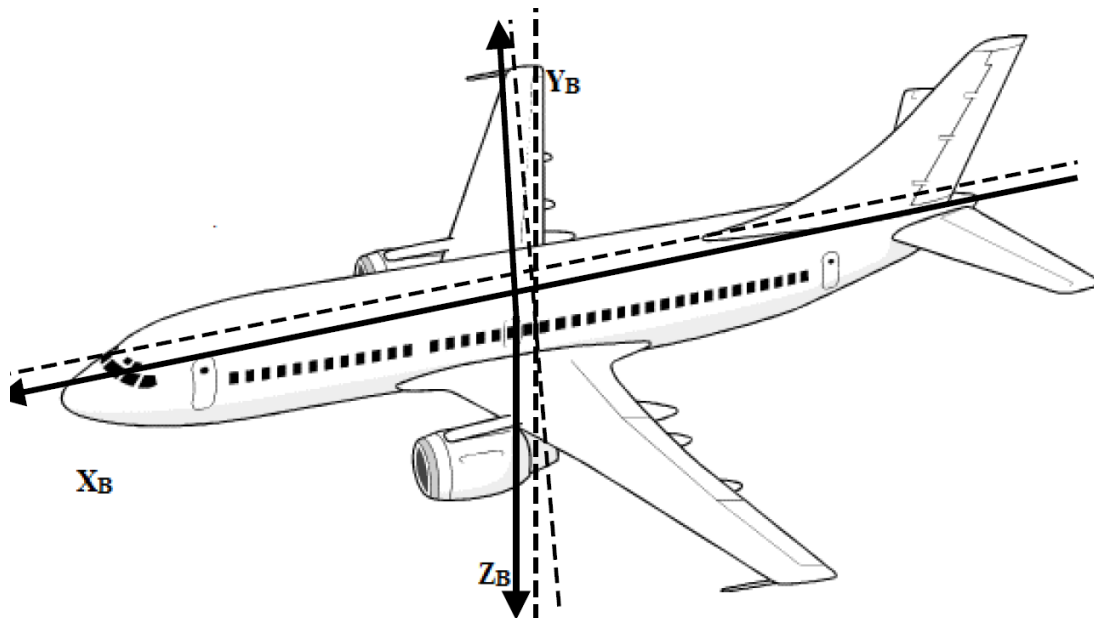
Αν τώρα μεταφέρουμε τους Γήινους άξονες στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους προκύπτει το κατακόρυφο σύστημα συντεταγμένων (vehicle-carried vertical axes system) το οποίο έχει τον ίδιο προσανατολισμό με το Γήινο (X_v, Y_v, Z_v) με ταχύτητες (U_v, V_v, W_v) αντίστοιχα.



Περιστρέφοντας το κατακόρυφο σύστημα ως προς τις γωνίες διεύθυνσης (heading angle) Ψ , πρόνευσης Θ (pitch angle) και κλίσης Φ (roll angle) προκύπτει το σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων (body-fixed axes system). Αυτές οι γωνίες σχηματίζουν το διάνυσμα Euler:

$$E = [\Psi, \Theta, \Phi]^T$$

και περιγράφουν την στάση του αεροσκάφους. Όσον αφορά το σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων ο άξονας X_B έχει διεύθυνση προς την μύτη του αεροσκάφους, ο Y_B προς την δεξιά πτέρυγα και ο Z_B προς το κάτω μέρος του αεροσκάφους. Οι συνιστώσες του διανύσματος ταχύτητας V , κατά μήκος των αξόνων είναι U_B , V_B , W_B . Τέλος, οι συνιστώσες των ρυθμών περιστροφής, Ω_B , γύρω από τους άξονες είναι αντίστοιχα ρυθμός περιστροφής P (roll rate), ρυθμός πρόνευσης Q (pitch rate) και ρυθμός εκτροπής R (yaw rate).



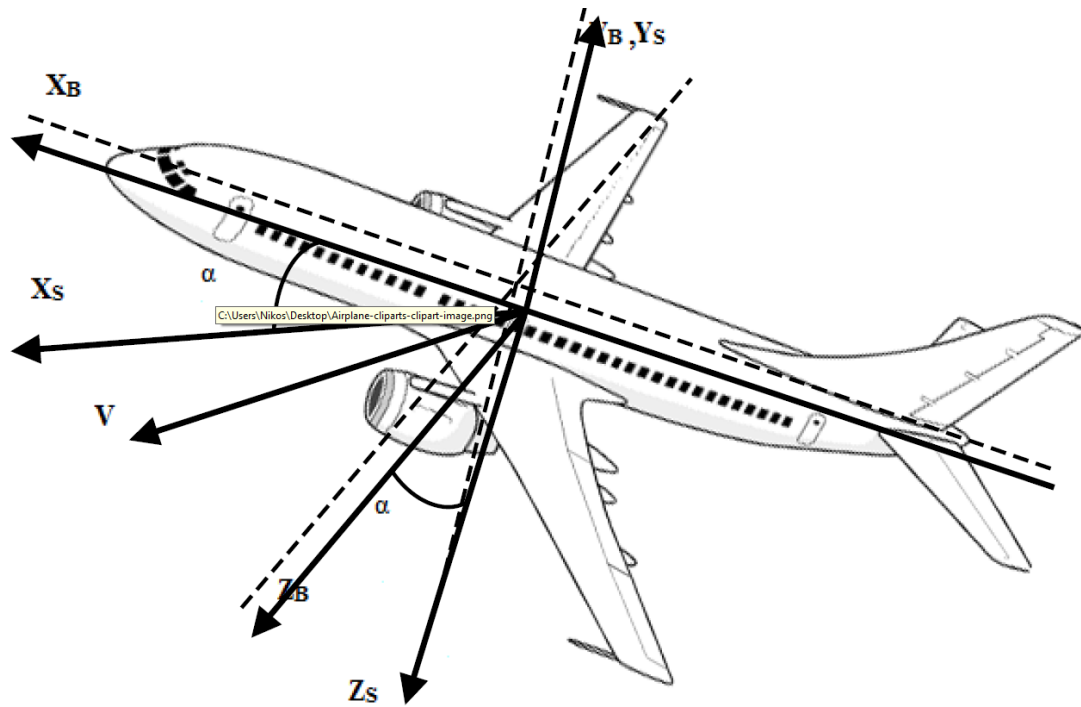
Στη συνέχεια, περιστρέφοντας το κατακόρυφο σύστημα συντεταγμένων γύρω από τον Z_B άξονα ως προς την γωνία τροχιάς (track angle), που συμβολίζεται με χ και γύρω από τον Y_B άξονα ως προς γωνία ίχνους πτήσης (flightpath angle), που συμβολίζεται με γ θα προκύψει το flightpath σύστημα συντεταγμένων, όπου ο άξονας X βρίσκεται στην διεύθυνση του διανύσματος ταχύτητας V . Οι γωνίες γ και χ είναι υπολογίσιμες και η μαθηματική τους έκφραση δίνεται από τις παρακάτω εξισώσεις :

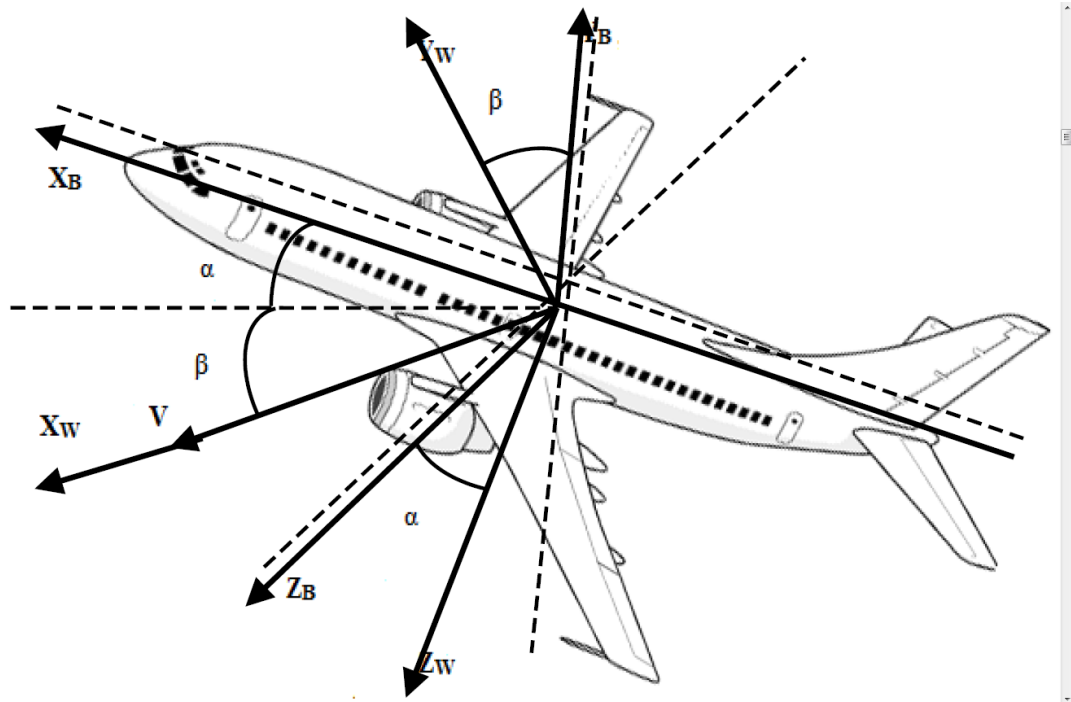
$$\tan \gamma = -W_V / \sqrt{U_V^2 + V_V^2}$$

$$\tan \chi = V_V / U_V$$

Αν τώρα, περιστρέψουμε το σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων επί της γωνίας πλαγιολίσθησης, που συμβολίζεται με β , και της γωνίας προσβολής,

που συμβολίζεται με α , προκύπτουν επιπρόσθετα το σύστημα συντεταγμένων ευστάθειας και το σύστημα συντεταγμένων ανέμου, όπως αυτά παρουσιάζονται στις παρακάτω εικόνες.





Πολύ συχνά στη μελέτη του συστήματος απαιτείται η μεταπήδηση από το ένα σύστημα συντεταγμένων στο άλλο. Για την μετατροπή και τον υπολογισμό των εκάστοτε μεγεθών χρησιμοποιούνται οι παρακάτω μήτρες:

A) Από σύστημα ανέμου σε σωματόδετο σύστημα:

$$R_{BW} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

B) Από σύστημα ευστάθειας σε σωματόδετο σύστημα:

$$R_{BS} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix}$$

Γ) Από κατακόρυφο σύστημα σε σωματόδετο σύστημα:

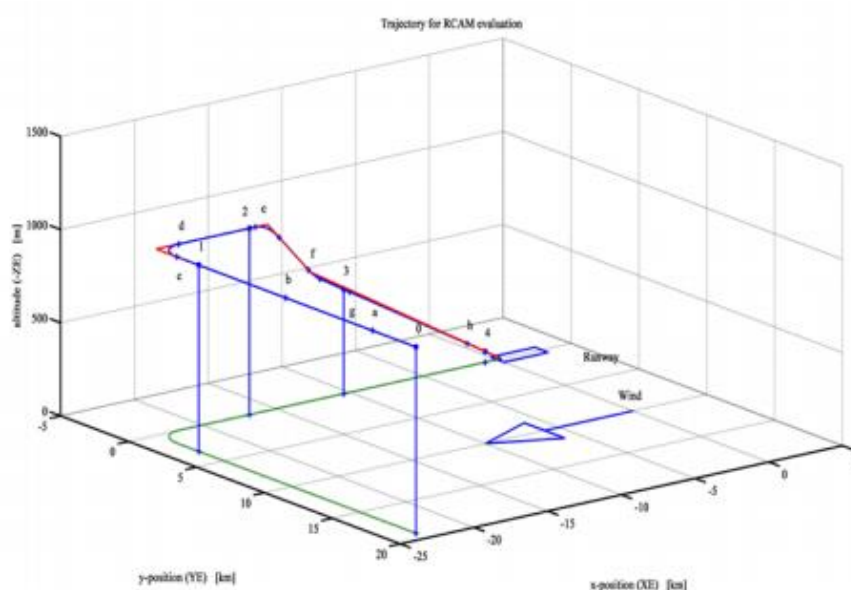
$$R_{BV} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Δ)Από κατακόρυφο σύστημα σε σύστημα flightpath:

$$R_{FV} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\chi & 0 & -\sin\chi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\chi & 0 & \cos\chi \end{bmatrix}$$

2.3 ΣΕΝΑΡΙΟ ΠΤΗΣΗΣ

Αφού έγινε αναφορά στις δυνάμεις που προκαλούν την πτήση,καθώς και στους άξονες γύρω από τους οποίους κινείται το αεροσκάφος,πρέπει να γίνει λόγος και για το σενάριο πτήσης και ειδικότερα για την συγκεκριμένη τροχιά που πρέπει να ακολουθήσει το αεροσκάφος ώστε να προσγειωθεί με ασφάλεια στον αεροδιάδρομο.



Στη δική μας περίπτωση,η επιθυμητή τροχιά παρουσιάζεται στην παραπάνω εικόνα και αποτελείται από επιμέρους στάδια,(καθένα με δικό του σενάριο πτήσης), για τα οποία γίνεται λόγος παρακάτω .

Αναλυτικότερα, πρέπει να υλοποιηθούν τα εξής:

i) **0 έως 1:**

Ξεκινώντας από υψόμετρο 1000 μέτρα και με γωνία τροχιάς $\chi = -90$ μοίρες (270° δυτικά), η ταχύτητα πρέπει να διατηρηθεί σταθερή στα 80 m/s. Επίσης στο σημείο a έχουμε κράτηση του κινητήρα 1, ο οποίος επανέρχεται στο σημείο b.

ii) **1 έως 2:**

Αυτό το στάδιο αποτελείται από μία στροφή μεταξύ των σημείων c και d, με ρυθμό εκτροπής $\dot{\psi} = 3$ μοίρες/sec. Η ταχύτητα του αεροσκάφους πρέπει να διατηρηθεί στα 80 m/s, η πλευρική επιτάχυνση να μηδενιστεί και η γωνία κλίσης να περιοριστεί στις $\varphi = 30$ μοίρες με συνεχόμενες εκτροπές των πηδαλίων διεύθυνσης και κλίσης.

iii) **2 έως 3:**

Η κάθοδος του αεροσκάφους προς τον αεροδιάδρομο αποτελείται, για λόγους μείωσης της ηχορύπανσης, από 2 φάσεις: μία με γωνία ίχνους πτήσης $\gamma = -6$ μοίρες/sec και μία με $\gamma = -3$ μοίρες/sec. Το αρχικό υψόμετρο είναι 1000 μέτρα και στο σημείο e θέτουμε $\gamma = -6$ μοίρες/sec μέχρι το σημείο f στο οποίο θέτουμε $\gamma = -3$ μοίρες/sec.

Η ταχύτητα πρέπει να διατηρηθεί στα 80 m/s.

iv) **3 έως 4:**

Η γωνία ίχνους πτήσης $\gamma = -3$ μοίρες/sec πρέπει να διατηρηθεί υπό την παρουσία σταθερού ανέμου μεταξύ των σημείων g και h. Το αεροσκάφος πρέπει να πληροί τα κριτήρια ασφάλειας και να μην αποκλίνει από την τροχιά του. Η ταχύτητα πρέπει να διατηρηθεί στα 80 m/s. [3,5,6]

Με βάση λοιπόν την απεικόνιση και όσα ειπώθηκαν παραπάνω μπορούμε να συμπυκνώσουμε το τι συμβαίνει στο κάθε σημείο της τροχιάς στον παρακάτω πίνακα:

Σημεία	Συμβάντα	Διαστήματα	Συνθήκες	Χρόνοι (sec)
0	-	$0 \rightarrow a$	Υψόμετρο: 1000m	40
a	Βλάβη κινητήρα 1	$a \rightarrow b$	$\chi = -90$ μοίρες	80
b	Επαναφορά κινητήρα 1	$b \rightarrow 1$	Ταχύτητα: 80m/s	80
1	-	$1 \rightarrow c$	Υψόμετρο: 1000 m	20
c	Έναρξη στροφής 90 μοιρών	$c \rightarrow d$	$\varphi = 30$ μοίρες $\dot{\psi} = 3$ μοίρες/sec	30
d	Τέλος στροφής 90 μοιρών	$d \rightarrow 2$	Ταχύτητα: 80 m/s	60
2	-	$2 \rightarrow e$	$\gamma = -6$ μοίρες/sec	5
e	Έναρξη καθόδου με -6deg/sec	$e \rightarrow f$	(e) $\gamma = -3$ μοίρες/sec (f)	45
f	Συνέχιση καθόδου με -3 deg/sec	$f \rightarrow 3$	Ταχύτητα: 80 m/s	30
3	-	$3 \rightarrow g$	$\gamma = -3$ μοίρες/sec	5
g	Έναρξη ρεύματος σταθερού ανέμου	$g \rightarrow h$	Ταχύτητα: 80 m/s	100
h	Τέλος ρεύματος σταθερού ανέμου	$h \rightarrow 4$		15
4	-			

3.ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΟΥ ΜΟΝΤΕΛΟΥ

3.1ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΜΕΓΕΘΩΝ ΚΑΙ ΟΝΟΜΑΤΟΛΟΓΙΑ

3.1.1.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΕΙΣΟΔΩΝ

Όσον αφορά τις εισόδους του μοντέλου,αυτές διακρίνονται σε 2 κατηγορίες:

- A) τις εισόδους του ελέγχου
- B) τις εισόδους του ανέμου,οι οποίες είναι ιδιαίτερα σημαντικές για τη μελέτη μας, αφού αποτελούν κομμάτι των διαταραχών που θα εφαρμοστούν στο μοντέλο ,ώστε να διαπιστώσουμε τη σθεναρότητα του ελέγχου.

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται συγκεντρωτικά οι είσοδοι με τα ονόματά τους ,τις μονάδες μέτρησης και τους συμβολισμούς τους:

Σύμβολο	Αλφαριθμητικό	Ονομασία	Μονάδες
ΕΙΣΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ			
δ_A	DA	u (1) = εκτροπή πηδαλίου κλίσης	rad
δ_T	DT	u (2) = εκτροπή πηδαλίου ανόδου-καθόδου	rad
δ_R	DR	u (3) = εκτροπή πηδαλίου διεύθυνσης	rad
δ_{TH1}	THROTTLE1	u (4) = ώση κινητήρα 1	rad
δ_{TH2}	THROTTLE2	u (5) = ώση κινητήρα 2	rad
ΕΙΣΟΔΟΙ ΑΝΕΜΟΥ			
W_{XE}	WXE	u (6) = ταχύτητα ανέμου στον x-άξονα του F_E	m/s
W_{YE}	WYE	u (7) = ταχύτητα ανέμου στον y-άξονα του F_E	m/s
W_{ZE}	WZE	u (8) = ταχύτητα ανέμου στον z-άξονα του F_E	m/s
W_{XB}	WXB	u (9) = ταχύτητα ανέμου στον x-άξονα του F_B	m/s
W_{YB}	WYB	u (10) = ταχύτητα ανέμου στον y-άξονα του F_B	m/s
W_{ZB}	WZB	u (11) = ταχύτητα ανέμου στον z-άξονα του F_B	m/s

3.1.2.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΚΑΤΑΣΤΑΣΕΩΝ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται οι καταστάσεις του μοντέλου

Σύμβολο	Αλφαριθμητικό	Ονομασία	Μονάδες
p	P	$x(1)$ = ρυθμός περιστροφής (F_B)	rad/s
q	Q	$x(2)$ = ρυθμός πρόνευσης (F_B)	rad/s
r	R	$x(3)$ = ρυθμός εκτροπής (F_B)	rad/s
φ	PHI	$x(4)$ = γωνία κλίσης	rad
θ	THETA	$x(5)$ = γωνία πρόνευσης	rad
ψ	PSI	$x(6)$ = γωνία διεύθυνσης	rad
u_B	UB	$x(7)$ = x συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_B	m/s
v_B	VB	$x(8)$ = y συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_B	m/s
w_B	WB	$x(9)$ = z συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_B	m/s

3.1.3.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΕΞΟΔΩΝ

Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται οι έξοδοι του μοντέλου:

Σύμβολο	Αλφαριθμητικό	Ονομασία	Μονάδες
q	Q	$y(1)$ = ρυθμός πρόνευσης = $x(2)$	rad/s
n_x	NX	$y(2)$ = συντελεστής οριζόντιου φορτίου σε $F_B(\frac{F_x}{mg})$	-
n_z	NZ	$y(3)$ = συντελεστής κάθετου φορτίου σε	-

		$F_B(\frac{F_z}{mg})$	
w_V	WV	y (4) = z συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_V	m/s
z	Z	y (5) = θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε $F_E = x$ (12)	m
V_A	VA	y (6) = ταχύτητα	m/s
V	V	y (7) = ολική αδρανειακή ταχύτητα	m/s
β	BETA	y (8) = γωνία πλαγιολίσθησης	rad
ρ	P	y (9) = ρυθμός περιστροφής = x (1)	rad/s
r	R	y (10) = ρυθμός εκτροπής = x (3)	rad/s
ϕ	PHI	y (11) = γωνία κλίσης = x (4)	rad
u_V	UV	y (12) = x συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_V	m/s
v_V	VV	y (13) = y συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας σε F_V	m/s
y	Y	y (14) = θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε $F_E = x$ (11)	m
χ	CHI	y (15) = αδρανειακή γωνία τροχιάς	rad
ψ	PSI	y (16) = γωνία διεύθυνσης = x (6)	rad
θ	THETA	y (17) = γωνία πρόνευσης = x (5)	rad
α	ALPHA	y (18) = γωνία προσβολής	rad
γ	GAMMA	y (19) = αδρανειακή γωνία ίχνους πτήσης	rad
x	X	y (20) = θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε $F_E = x$ (10)	m
n_y	NY	y (21) = πλευρικός συντελεστής φορτίου σε $F_B(\frac{F_y}{mg})$	-
X_{Tail}	XTAIL	y (22) = σήμα ελέγχου για εκτροπή πηδαλίου ανόδου/καθόδου	rad
$X_{Throttle}$	XTHROTTLE	y (23) = σήμα ελέγχου για	rad

		ώση κινητήρα1 ,ώσηκινητήρα2	
X_{Ail}	XAIL	y (24) = σήμα ελέγχου για εκτροπή πηδαλίου κλίσης	rad
X_{Rdr}	XRDR	y (25) = σήμα ελέγχου για εκτροπή πηδαλίου διεύθυνσης	rad

3.1.4.ΠΡΟΣΔΙΟΡΙΣΜΟΣ ΠΑΡΑΜΕΤΡΩΝ

Ο προσδιορισμός των παραμέτρων έχει να κάνει με τα κατασκευαστικά χαρακτηριστικά που επιλέγουμε να έχει το υπό μελέτη αεροσκάφος καθώς και το εύρος που επιτρέπεται να έχουν υπό φυσιολογικές συνθήκες οι παράμετροι αυτές.

Συνεπώς, στους παρακάτω πίνακες παρουσιάζονται οι προεπιλεγμένες τιμές των παραμέτρων και τα όρια που αυτές κινούνται .

Σύμβολο	Αλφαριθμητικό	Ονομασία	Τιμή	Μονάδες
Παράμετροιμάζας				
m	MASS	Ολική Μάζα Αεροσκάφους	1200 00	kg
Αδρανειακοί Παράμετροι				
I_x/m	$I_X/MASS$	Αδρανειακή Ροπή στον x_B -άξονα	40.0	m^2
I_y/m	$I_Y/MASS$	Αδρανειακή Ροπή στον y_B -άξονα	64.0	m^2
I_z/m	$I_Z/MASS$	Αδρανειακή Ροπή στον z_B -άξονα	100.0	m^2
ε_p	EPSILONP	Γωνία μεταξύ σωματόδετου άξονα και αδρανειακού	-2.0	deg
Αεροδυναμικοί Παράμετροι				
$\bar{c}$	CBAR	Μέση αεροδυναμική χορδή	6.6	m
b	B	Εκπέτασμα πτερύγων	44.84	m
l_t	LTAIL	Απόσταση μεταξύ αεροδυναμικού κέντρου των πτερύγων και του ουραίου	24.8	m
S	S	Επιφάνεια πτερύγων	260	m^2
S_t	STAIL	Επιφάνεια Ουραίου	64	m^2
X_{cg}	XCG	Θέση κέντρου βάρους	0.23 $\bar{c}$	m

		σε F_M		
Y_{cg}	YCG	Θέση κέντρου βάρους σε F_M	$0.0\bar{c}$	m
Z_{cg}	ZCG	Θέση κέντρου βάρους σε F_M	$0.1\bar{c}$	m
Παράμετροι Κινητήρα				
X_{APT1}	XAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M	0	m
Y_{APT1}	YAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M	7.94	m
Z_{APT1}	ZAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M	-1.9	m
X_{APT2}	XAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M	0	m
Y_{APT2}	YAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M	-7.94	m
Z_{APT2}	ZAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M	-1.9	m

Παράμετροι	Όρια	Ονομαστικές τιμές
m	$100000\text{ kg} < m < 150000\text{ kg}$	120000 kg
X_{cg}	$0.15\bar{c} < X_{cg} < 0.31\bar{c}$	$0.23\bar{c}$
Y_{cg}	$-0.03\bar{c} < Y_{cg} < 0.03\bar{c}$	$0.00\bar{c}$
Z_{cg}	$0.0\bar{c} < Z_{cg} < 0.21\bar{c}$	$0.10\bar{c}$

Σταθερές					
k	0.07				
k_q	1.3				
a_0	-0.21				
$d\varepsilon/da$	0.25 (rad)				
V_t^2/V^2	1.0				
Συντελεστές δυνάμεων					
C_{D0}	0.13	C_{L0}	0.45		
		C_{La}	6.07		
		C_{Lwba}	5.5		
		C_{Lta}	3.1		
		C_{Lq}	3.73		
		$C_{L\delta T}$	0.76		
				$C_{Y\beta}$	-1.6
				$C_{Y\delta R}$	0.24
Συντελεστές ροπών					

		C_{m0}	-0.01		
		C_{ma}	-2.1		
$C_{l\beta}$	-0.20			$C_{n\beta}$	0.14
				$C_{n\alpha\beta}$	-0.56
C_{lp}	-0.47			C_{np}	0.07
		C_{mq}	-14.0		
C_{lr}	0.21			C_{nr}	-0.49
$C_{l\delta A}$	-0.08			$C_{\delta A}$	0.0
		$C_{m\delta T}$	-2.8		
$C_{l\delta R}$	0.03			$C_{\delta R}$	-0.09

3.2 ΠΑΡΑΔΟΧΕΣ ΚΑΙ ΥΠΟΘΕΣΕΙΣ

Για την αποτελεσματικότερη μελέτη του συστήματος κάνουμε ορισμένες και υποθέσεις και παραδοχές, που έχουν σχέση κυρίως με τη μορφολογία του αεροσκάφους. Αναλυτικότερα:

i) Οι εξισώσεις κίνησης ισχύουν για ένα άκαμπτο σώμα, γεγονός που σημαίνει ότι όλοι οι ελαστικοί βαθμοί ελευθερίας οποιουδήποτε σημείου έχουν παραμεληθεί. Αυτή η υπόθεση ισχύει για όσο οι ιδιοσυχνότητες των ελαστικών μέσων είναι πολύ υψηλότερες από εκείνες του άκαμπτου σώματος.

ii) Η μάζα του αεροσκάφους είναι συνεχής, αφού η διάρκεια κατανάλωσης καυσίμου είναι πολύ μεγαλύτερη από τις σταθερές χρόνου λειτουργίας του άκαμπτου σώματος. Οι χρόνοι προσομοίωσης είναι της τάξης των λεπτών.

iii) Το αεροσκάφος είναι συμμετρικό ως προς τις διευθύνσεις $X_B - Z_B$. Για αυτό το λόγο τα στοιχεία I_{xy} και I_{yz} του αδρανειακού πίνακα απαλείφονται.

iv) Οι αλληλεπιδράσεις μεταξύ των μηχανών και των άλλων τμημάτων της ατράκτου δεν λαμβάνονται υπόψη. Αυτό σημαίνει ότι η πολλαπλή σύζευξη που προκαλείται από την περιστροφή των κινητήρων παραμελείται. Επιπλέον, οι αλληλεπιδράσεις μεταξύ του στρώματος αέρα που προέρχεται από τους κινητήρες και την ροή αέρα γύρω από την άτρακτο παραμελούνται.

v) Όλες οι δυνάμεις ασκούνται στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους. Οι δυνάμεις και ροπές που ασκούνται στο αεροσκάφος μπορούν να χωριστούν σε τρεις κατηγορίες:

- Αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές,
- Δυνάμεις και ροπές που παράγονται από το αεροσκάφος,
- Δυνάμεις βαρύτητας

Οι πρώτες δύο κατηγορίες αφορούν πολύπλοκες, πολυδιάστατες και μη γραμμικές δυνάμεις και ροπές που συνήθως προσεγγίζονται από πολυώνυμα. Οι εν λόγω δυνάμεις και ροπές εκφράζονται πολλές φορές σε διαφορετικά συστήματα συντεταγμένων.

Επιπρόσθετα, η γη παραμένει ακίνητη και θεωρείται επίπεδη. Έτσι κάθε πλαίσιο αναφοράς σε σχέση με την γη (θέση και προσανατολισμός) συμπεριφέρεται ως αδρανειακό σύστημα αναφοράς.

Όλα τα παραπάνω συμβάλουν στο να απλοποιηθούν οι ήδη πολύπλοκες μη γραμμικές διαφορικές εξισώσεις που διέπουν το σύστημα και έτσι να γίνεται ευκολότερη η ανάλυση της δυναμικής συμπεριφοράς του.

3.3 ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑΣ

Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο θα γίνει ανάλυση της δυναμικής συμπεριφοράς του συστήματος, με βασικούς άξονες τα ακόλουθα:

- Εξισώσεις κίνησης άκαμπτου σώματος
- Υπολογισμός ταχύτητας
- Αεροδυναμικές εξισώσεις
- Εξισώσεις κίνησης στο Χώρο Κατάστασης
- Υπολογισμός στοιχείων κινητήρα
- Πηδάλια Ελέγχου
- Μοντέλο Ανέμου
- Περιβάλλον

3.3.1.ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΚΙΝΗΣΗΣ ΑΚΑΜΠΤΟΥ ΣΩΜΑΤΟΣ

Το άκαμπτο σώμα εκτελεί 2 ειδών κινήσεις:

- α)τη μεταφορική κίνηση
- β)την περιστροφική κίνηση

Οι εξισώσεις για την μεταφορική κίνηση άκαμπτου σε σωματόδετους άξονες απορρέουν από το διάνυσμα των δυνάμεων:

$$F = m(a_B + \Omega \times V_B)$$

όπου:

- 1) F είναι το σύνολο των δυνάμεων από τους κινητήρες, των αεροδυναμικών δυνάμεων και της βαρύτητας.
- 2) V_B είναι το διάνυσμα της αδρανειακής ταχύτητας.
- 3) Ω είναι το διάνυσμα των γωνιακών ταχυτήτων εκφρασμένα σε σωματόδετους άξονες.

Η επιτάχυνση a_B , υπολογίζεται από την πρώτη παράγωγο της ταχύτητας ως προς τον χρόνο :

$$a_B = \frac{dV_B}{dt} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} = \frac{1}{m} R_{BS} \begin{bmatrix} F_{xA} \\ F_{yA} \\ F_{zA} \end{bmatrix}_S + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{xT} \\ F_{yT} \\ F_{zT} \end{bmatrix}_B + R_{BV} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}_V g - \Omega_B \times V_B \quad \text{εξ 3.1}$$

$$\mu\epsilon \Omega_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_B \quad V_B = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_B \quad R_{BV} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}_V \quad g = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \varphi \cos \theta \\ g \cos \varphi \sin \theta \end{bmatrix}$$

$$V_B = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_B$$

$$g = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \varphi \cos \theta \\ g \cos \varphi \sin \theta \end{bmatrix}$$

Η ταχύτητα υπολογίζεται από την πρώτη παράγωγο της θέσης ως προς τον χρόνο εκφρασμένη σε κατακόρυφους άξονες :

$$V_V = \frac{dX_V}{dt} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

Όσον αφορά την περιστροφική κίνηση του άκαμπτου σε σωματόδετους άξονες, οι εξισώσεις απορρέουν από το διάνυσμα των ροπών:

$$M = I \frac{d\Omega}{dt} + \Omega \times I \Omega$$

όπου:

M είναι το σύνολο των ροπών που ασκούνται στο κέντρο βάρους του αεροσκάφους και οφείλονται στους κινητήρες, τις αεροδυναμικές δυνάμεις και την βαρύτητα.

Η γωνιακή επιτάχυνση υπολογίζεται από την πρώτη παράγωγο της γωνιακής ταχύτητας ως προς τον χρόνο και τα μεγέθη εκφρασμένα σε σωματόδετους άξονες είναι:

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = I^{-1} \left(\begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_B \\ M_B \\ N_B \end{bmatrix} \right) - \Omega \times I \Omega \quad \text{Η σχέση μεταξύ των}$$

γωνιών Euler , $E = [\Psi, \theta, \phi]^T$, και των γωνιακών ταχυτήτων δίνεται από:

$$\frac{dE}{dt} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi / \cos \theta & \cos \varphi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Ο πίνακας ροπών αδράνειας είναι:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 40.07 & 0 & -2.0923 \\ 0 & 64 & 0 \\ -2.0923 & 0 & 99.92 \end{bmatrix}$$

Για τον υπολογισμό της ταχύτητας, V_a , μπορούμε να πούμε ότι είναι η διαφορά των αδρανειακών ταχυτήτων, V_B , και των ταχυτήτων ανέμου, W_B και W_E . Εκφρασμένο σε σωματόδετους άξονες το διάνυσμα της ταχύτητας ισούται με :

$$V_a = \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix} = V_B - W_B - R_{BV}W_E$$

με μέτρο $V_a = \sqrt{(u_a^2 + v_a^2 + w_a^2)}$

Η γωνία προσβολής, α , και η γωνία πλαγιολίσθησης, β υπολογίζονται αντίστοιχα από τους τύπους:

$$\tan \alpha = \frac{w_a}{u_a}$$

$$\sin \beta = \frac{v_a}{V_a}$$

3.3.2. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ

Οι αεροδυναμικές εξισώσεις περιγράφουν τις αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές, αυτές δηλαδή που προκύπτουν εξαιτίας του περιβάλλοντος αέρα. Καθορίζονται μέσω των αεροδυναμικών συντελεστών. Στη συγκεκριμένη μελέτη επιλέγουμε οι συντελεστές αυτοί να είναι εκφρασμένοι σε σύστημα αξόνων ευστάθειας.

Αρχικά, θα γίνει ανάλυση των αεροδυναμικών δυνάμεων. Οι αεροδυναμικοί συντελεστές που τις προσδιορίζουν είναι:

A) ο συντελεστής άνωσης (**CL**),

B) ο συντελεστής οπισθέλκουσας (**CD**),

Γ) ο συντελεστής πλάγιας δύναμης (**CY**)

Τα 3 παραπάνω μεγέθη είναι, όπως θα φανεί παρακάτω, συναρτήσεις των γωνιών προσβολής, πλαγιολίσθησης καθώς και των εκτροπών των πηδαλίων. Ειδικότερα:

Ο αεροδυναμικός συντελεστής άνωσης προσδιορίζεται ως εξής :

$$C_L = C_{Lwb} + C_{Lt} \frac{S_t}{S} \left(\frac{V_t}{V} \right)^2$$

όπου

i) $\left(\frac{V_t}{V} \right)^2 = 1$ είναι οι απώλειες δυναμικής πίεσης στο οριζόντιο ουραίο πτερύγιο.

ii) C_{Lwb} είναι ο αεροδυναμικός συντελεστής άνωσης των πτερύγων και του σώματος και ασκείται στο αεροδυναμικό κέντρο αυτών παράλληλα στον Z_S άξονα.

Για $\alpha < 19$ μοίρες τα μεγέθη αυτά προσδιορίζονται ως:

$$C_{Lwb} = 5.5(a - a_0) \quad \mu\epsilon \quad a \leq \frac{14.5\pi}{180} \text{ rad}$$

$$C_{Lwb} = -768.5a^3 + 609.2a^2 - 155.2a + 15.2 \quad \mu\epsilon \quad a > \frac{14.5\pi}{180} \text{ rad}$$

όπου το a_0 αναπαριστά τη γωνία προσβολής στην οποία η άνωση είναι μηδέν, δηλαδή $a_0 = -\frac{11.5\pi}{180 \text{ rad}}$

iii) C_{Lt} είναι ο αεροδυναμικός συντελεστής του ουραίου. Δρα στο αεροδυναμικό κέντρο του ουραίου είναι παράλληλος στον άξονα Z_S και δίνεται από τον τύπο :

$$C_{Lt} = C_{Lta} a_t$$

με το C_{Lta} να υποδηλώνει την παράγωγο του C_{Lt} ως προς a_t . Το a_t τώρα υποδηλώνει την γωνία προσβολής του ουραίου και υπολογίζεται από τους ακόλουθους τύπους :

$$a_t = a - \varepsilon + \delta_T + 1.3 \frac{ql_t}{V_A}$$

$$\varepsilon = \frac{d\varepsilon}{da} (a - a_0)$$

$$\frac{d\varepsilon}{da} = 0.25$$

με ε = γωνία κατωρεύματος (downwash angle)

δ_T = εκτροπή του πηδαλίου ουραίου

Ο αεροδυναμικός συντελεστής οπισθέλκουσας υπολογίζεται από τον ακόλουθο τύπο :

$$C_D = C_{D0} + k(C_{Lwb}(a - a_0) - C_{L0})^2$$

Όπως είναι προφανές, εξαρτάται μόνο από την γωνία προσβολής επειδή θεωρούμε ότι η οπισθέλκουσα στο ουραίο είναι αμελητέα και άρα η δύναμη ασκείται μόνο στο αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας και της ατράκτου.

Τέλος, ο αεροδυναμικός συντελεστής πλάγιας δύναμης προσδιορίζεται ως εξής :

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Y\delta_R}\delta_R$$

με β = γωνία πλαγιολίσθησης και

δ_R = εκτροπή του πηδαλίου διεύθυνσης

(Και εδώ επίσης θεωρείται τι δρα μόνο στο αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας και της ατράκτου)

Συνεπώς, οι αεροδυναμικές δυνάμεις προσδιορίζονται ως εξής:

- Αεροδυναμική δύναμη κατά μήκος του X_s – άξονα (οπισθέλκουσα, drag) :

$$X = -D = -C_D \frac{1}{2} \rho V_A^2 S$$

- Αεροδυναμική δύναμη κατά μήκος του Y_s – άξονα (πλάγια δύναμη, sideforce):

$$Y = -C_Y \frac{1}{2} \rho V_A^2 S$$

- Αεροδυναμική δύναμη κατά μήκος του Z_s – άξονα (άνωση, lift) :

$$Z = -L = -C_L \frac{1}{2} \rho V_A^2 S$$

Οι παραπάνω δυνάμεις, χρησιμοποιούνται για να υπολογίσουμε τις εξισώσεις της μεταφορικής κίνησης, που αναλύθηκαν σε προηγούμενη ενότητα. Για να

συμβεί αυτό απαιτείται να μετατραπούν σε σωματόδετους άξονες (F_{xA} , F_{yA} , F_{zA}). Αυτό γίνεται με τον μετασχηματισμό:

$$\begin{aligned} F_{xA} &= L \sin \alpha - D \cos \alpha \\ F_{yA} &= Y \\ F_{zA} &= -L \cos \alpha - D \sin \alpha \end{aligned}$$

Αφού λοιπόν αναπτύχθηκε ο τρόπος με τον οποίο προσδιορίζονται οι αεροδυναμικές δυνάμεις, ήρθε η στιγμή να γίνει το ίδιο και για τις αεροδυναμικές ροπές. Και αυτές με τη σειρά τους προσδιορίζονται από 3 αεροδυναμικούς συντελεστές C_l , C_m , C_n , όπου:

- A) C_l ο αεροδυναμικός συντελεστής ροπής περιστροφής
- B) C_m ο αεροδυναμικός συντελεστής ροπής πρόνευσης
- Γ) C_n ο αεροδυναμικός συντελεστής ροπής εκτροπής

Θεωρούμε ότι δρουν μόνο στο αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας και της ατράκτου και υπολογίζονται ως εξής, μετά από αντικατάσταση των σταθερών παραμέτρων :

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -1.4\beta \\ -0.59 - 3.1 \frac{S_t l_t}{S \bar{c}} (a - \varepsilon) \\ \left(1 - a \frac{180}{15\pi}\right) \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -11 & 0 & 5 \\ 0 & -4.03 \frac{S_t l_t^2}{S \bar{c}^2} & 0 \\ 1.7 & 0 & -11.5 \end{bmatrix} \frac{\bar{c}}{V_A} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} -0.6 & 0 & 0.22 \\ 0 & -3.1 \frac{S_t l_t}{S \bar{c}} & 0 \\ 0 & 0 & -0.63 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_T \\ \delta_R \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Όπου:

- δ_A = εκτροπή του πηδαλίου κλίσης,
- δ_T = εκτροπή του ουραίου πηδαλίου,
- δ_R = εκτροπή του πηδαλίου διεύθυνσης

Με βάση τα παραπάνω, η σχέση που μας περιγράφει τις αεροδυναμικές ροπές είναι η παρακάτω:

$$\begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix}_B = \frac{1}{2} \rho V_A^2 \bar{S} \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_A^2 \bar{S} \begin{bmatrix} \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \\ -\frac{y_{cg}}{\bar{c}} \\ \frac{z_{cg}}{\bar{c}} \end{bmatrix}_B \times \left(R_{BS} \begin{bmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{bmatrix}_S \right)_B$$

με :

$$\bar{S} = \begin{bmatrix} Sb & 0 & 0 \\ 0 & S\bar{c} & 0 \\ 0 & 0 & Sb \end{bmatrix}$$

L_A = ροπή περιστροφής σε σωματόδετους άξονες

M_A = ροπή πρόνευσης σε σωματόδετους άξονες

N_A = ροπή εκτροπής σε σωματόδετους άξονες

3.3.3.ΕΙΣΩΣΕΙΣ ΚΙΝΗΣΗΣ ΣΤΟ ΧΩΡΟ ΚΑΤΑΣΤΑΣΗΣ

Γραμμικοποιώντας το αρχικό μοντέλο,εξαγουμετις γραμμικές εξισώσεις στο χώρο κατάστασης που διέπουν το σύστημα.Για να επιτευχθεί αυτή γραμμικοποίηση και εν συνεχεία να δημιουργηθεί ο κατάλληλος έλεγχος,χρησιμοποιήθηκε το σημείο λειτουργίας με τα εξής χαρακτηριστικά:

- 1) $V_a = 80$ m/s
- 2) $m = 120000$
- 3) $X_{cg} = 0.23\bar{c}$
- 4) $Z_{cg} = 0.1\bar{c}$

Οι εξισώσεις κίνησης στο χώρο κατάστασης του γραμμικοποιημένου χρονικά αμετάβλητου συστήματος, ΓΧΑ, πολλών μεταβλητών μπορεί να γραφεί με την παρακάτω μορφή :

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

όπου:

$x(t)$: διάνυσμα n καταστάσεων,

$u(t)$: διάνυσμα εισόδου,

A :($n \times n$) πίνακας κατάστασης,

B :($n \times m$) πίνακας εισόδου,

$y(t)$:διάνυσμα r εξόδων,

C :($r \times n$) πίνακας εξόδου και

D :($r \times m$) άμεσος πίνακας.

Για μεγαλύτερη ευκολία κατά τη μελέτη, διαχωρίζουμε το σύστημα σε 2 μέρη. Το 1^ο αφορά τη διαμήκη κίνηση, ενώ το 2^ο την εγκάρσια κίνηση του αεροσκάφους. Αφού αποζεύξουμε τις εξισώσεις κίνησης στις αντίστοιχες διαμήκεις και εγκάρσιες μπορούμε να υπολογίσουμε τις εξισώσεις στο χώρο κατάστασης, που είναι οι ακόλουθες:

1) για τη διαμήκη δυναμική του συστήματος

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{u}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \delta_T \\ \delta_{TH1} \\ \delta_{TH2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{n}_z \\ \dot{w}_V \\ \dot{V}_A \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \delta_T \\ \delta_{TH1} \\ \delta_{TH2} \end{bmatrix}$$

Για διευκόλυνση, μελετάμε την απόκριση στον διαμήκη άξονα γύρω από ένα σημείο ισορροπίας όπου τα στοιχεία του κινητήρα διατηρούνται σταθερά. Επομένως το παραπάνω σύστημα μετασχηματίζεται ως εξής :

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{u}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + B \delta_T$$

Από την παραπάνω εξίσωση υπολογίζουμε τις τέσσερις συναρτήσεις μεταφοράς που έχουν την ακόλουθη μορφή:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{N(s)}{(s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2)(s^2 + 2\zeta_s \omega_s s + \omega_s^2)}$$

Κατανοούμε λοιπόν ότι η χαρακτηριστική εξίσωση του αεροσκάφους είναι τέταρτης τάξης, επομένως όπως φαίνεται και παραπάνω αποτελείται από 2 ζεύγη μιγαδικών πόλων δηλαδή τα

$$(s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2)(s^2 + 2\zeta_s \omega_s s + \omega_s^2) = 0$$

Κάθε ένας από τους όρους $(s^2 + 2\zeta \omega s + \omega^2)$ εκφράζει μια αρμονική κίνηση με λόγο απόσβεσης ζ και συχνότητα ω . Ο όρος με την μικρότερη συχνότητα ονομάζεται φυγοειδής κίνηση (phugoid) και εκφράζεται από τον όρο $(s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2)$, ενώ αυτός με την μεγαλύτερη συχνότητα, ταλάντωση μικρής

περιόδου (shorttermoscillation) και εκφράζεται από τον όρο $(s^2 + 2\zeta_s\omega_s s + \omega_s^2)$.

2)για τηνεγκάρσια δυναμική του συστήματος

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{v}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} p \\ r \\ \varphi \\ \theta \\ v_b \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \\ x \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} p \\ r \\ \varphi \\ \theta \\ v_b \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix}$$

Με την ίδια λογική με παραπάνω οι συναρτήσεις μεταφοράς του συστήματος θα έχουν τη μορφή:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{N(s)}{(s + \frac{1}{T_S})(s + \frac{1}{T_R})(s^2 + 2\zeta_d\omega_d s + \omega_d^2)}$$

Και σε αυτή την περίπτωση,η χαρακτηριστική εξίσωση τουαεροσκάφους είναι τέταρτης τάξης,ωστόσω στην εγκάρσια δυναμική έχουμε ένα ζεύγος μιγαδικών πόλων και 2 πραγματικούς πόλους,δηλαδή η χαρακτηριστική εξίσωση είναι :

$$\left(s + \frac{1}{T_S}\right)\left(s + \frac{1}{T_R}\right)(s^2 + 2\zeta_d\omega_d s + \omega_d^2) = 0$$

Ο πρώτος όρος εκφράζει τη σπειροειδή κίνηση (spiralmode), ο δεύτερος την περιστροφή (rollmotion), και ο τρίτος τον ολλανδικό διατοιχισμό (dutchroll).

3.3.4.ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΤΟΙΧΕΙΩΝ ΚΙΝΗΤΗΡΑ

Για τη συγκεκριμένη πτυχιακή το μοντέλο αεροσκάφους που χρησιμοποιήθηκε λαμβάνει ισχύ από δύο κινητήρες. Η ώθηση T_i κάθε κινητήρα υπολογίζεται από τη σχέση :

$$T_i = \delta_{THi} mg.$$

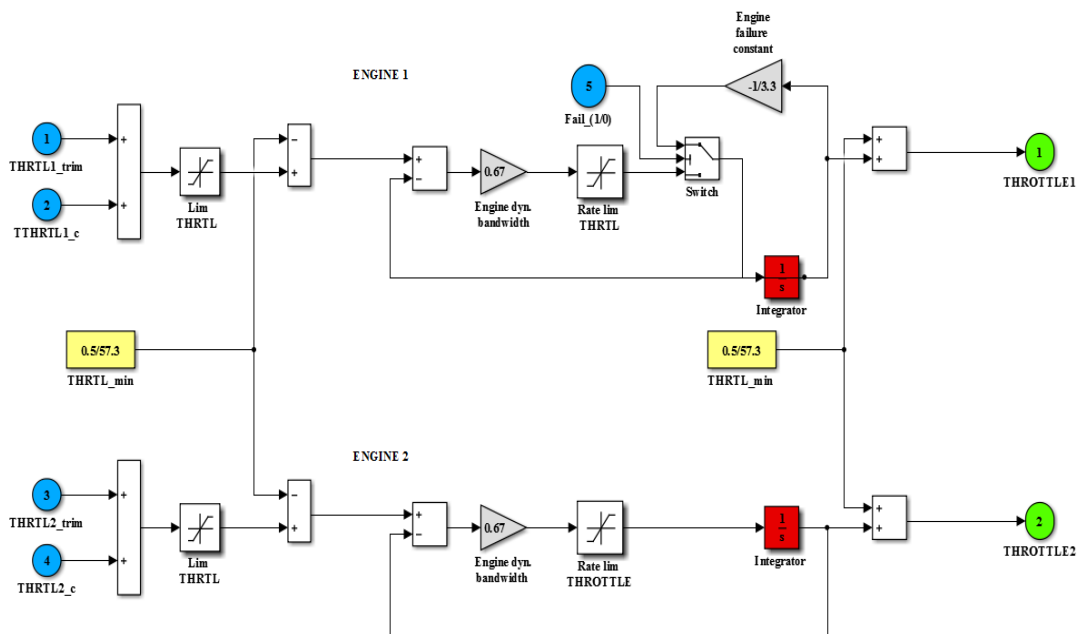
Η διεύθυνση της ώθησης του κινητήρα ταυτίζεται με τον x σωματόδετο άξονα , x_B , ενώ οι συνιστώσες στους y_B και z_B είναι μηδέν. Το διάνυσμα των δυνάμεων που οφείλονται στους κινητήρες είναι:

$$\begin{bmatrix} F_{xT} \\ F_{yT} \\ F_{zT} \end{bmatrix}_B = \begin{bmatrix} T_1 + T_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_B$$

Κατά αντιστοιχία το διάνυσμα των ροπών που οφείλονται στους κινητήρες είναι :

$$M_{Ti} = \begin{bmatrix} -x_{cg} - x_{APTi} \\ -y_{cg} + y_{APTi} \\ -z_{cg} - z_{APTi} \end{bmatrix}_B \times \begin{bmatrix} T_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_B$$

Παρακάτω παρουσιάζεται η εξομοίωση του κινητήρα στο περιβάλλον του Simulink:



3.3.5.ΠΗΔΑΛΙΑ ΕΛΕΓΧΟΥ

Στο υπό μελέτη αεροσκάφος απαρτίζεται από 3 πηδάλια ελέγχου, τα οποία ελέγχουν αντίστοιχα 3 επιφάνειες. Αναλυτικότερα :

A) το πηδάλιο κλίσης (aileron, δ_A) για την επιφάνεια των πτερυγίων κλίσης

B) το πηδάλιο διεύθυνσης (rudder, δ_R) για την επιφάνεια του οριζόντιου ουραίου

Γ) το πηδάλιο ανόδου-καθόδου (tailplane, δ_T) για την επιφάνεια του κάθετου ουραίου.

Οι συναρτήσεις μεταφοράς για κάθε ένα από αυτά είναι οι εξής :

$$H_{\delta_A} = \frac{1}{0.15s + 1}$$

$$H_{\delta_T} = \frac{1}{0.15s + 1}$$

$$H_{\delta_R} = \frac{1}{0.3s + 1}$$

ενώ η αντίστοιχη συνάρτηση μεταφοράς για τα στοιχεία του κινητήρα είναι :

$$H_{\delta_{TH}} = \frac{1}{1.5s + 1}$$

Τα πηδάλια ελέγχου αποτελούν στην ουσία τις εισόδους του συστήματος και όπως είναι φυσικό υπάρχουν περιορισμοί όσον αφορά τις τιμές που μπορούν να πάρουν. Τα όρια αυτά παρουσιάζονται παρακάτω:

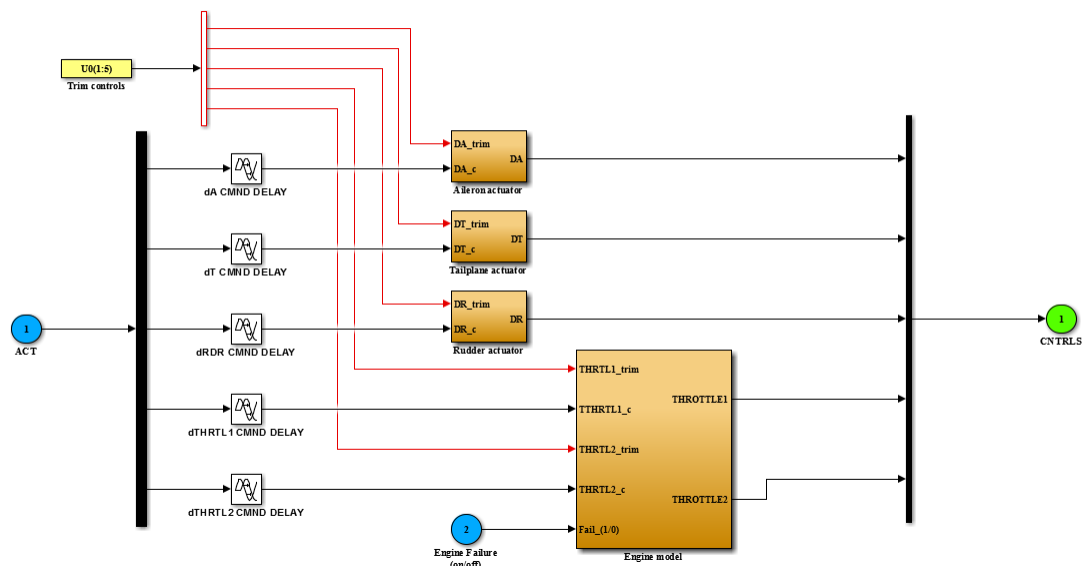
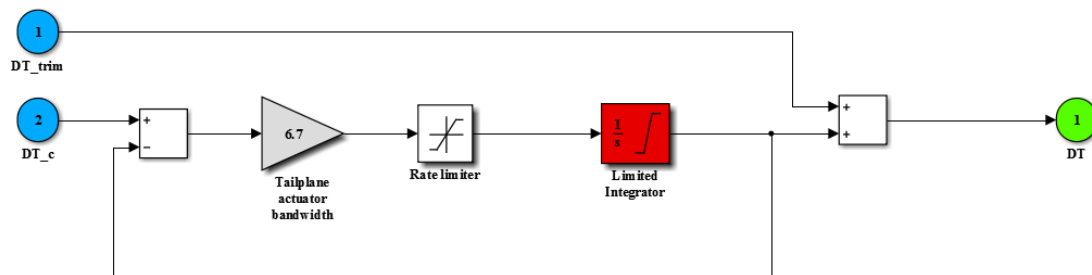
$$-25^\circ < \delta_A < 25^\circ \text{ και } \frac{d\delta_A}{dt} < 25 \text{ deg/s}$$

$$-25^\circ < \delta_T < 10^\circ \text{ και } \frac{d\delta_T}{dt} < 15 \text{ deg/s}$$

$$-30^\circ < \delta_R < 30^\circ \text{ και } \frac{d\delta_R}{dt} < 25 \text{ deg/s}$$

$$-0.5^\circ < \delta_{THi} < 10^\circ \text{ και } \frac{d\delta_{THi}}{dt} < 1.6 \text{ deg/s}$$

Στις παρακάτω εικόνες παρουσιάζονται (στην πάνω) το δομικό διάγραμμα του σήματος ελέγχου του πηδαλίου ανόδου-καθόδου και (στην κάτω) το διάγραμμα με όλα τα σήματα ελέγχου στο περιβάλλον του Simulink.



3.3.5.ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝ

Το περιβάλλον στο οποίο κινείται το αεροσκάφος και στο οποίο γίνεται μελέτη της συμπεριφοράς του, δηλαδή η ατμόσφαιρα, θεωρείται ότι είναι συνεχής ανεξάρτητα ύψους και θέσης. Παράλληλα για την επιφάνεια της θάλασσας χρησιμοποιήθηκαν οι εξής τιμές :

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$P = 101325.0 \text{ N/m}^2$$

$$T = 288.15 \text{ K}$$

όπου:

ρ = πυκνότητα του αέρα,

P = στατική πίεση αέρα

T = απόλυτη θερμοκρασία.

Επίσης η βαρύτητα δεν θεωρείται συνάρτηση του ύψους, είναι σταθερή και ίση με:
 $g = 9.81\text{m/s}.$

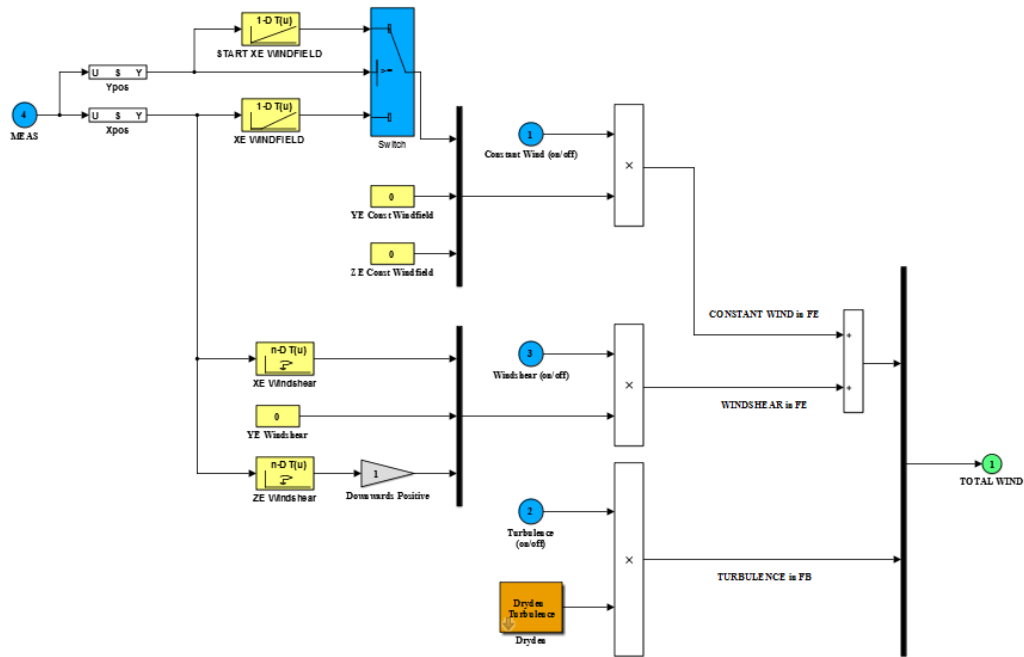
3.4 ΜΟΝΤΕΛΟ ΑΝΕΜΟΥ

Στο τέλος της γενικότερης περιγραφής του συστήματος, πρέπει να γίνει λόγος και για το μοντέλο του ανέμου που εισάγεται σε αυτό.

Προκειμένου οι προσομοιώσεις, τόσο του ανοιχτού βρόχου όσο και του κλειστού, να γίνουν όσο το δυνατόν πιο ρεαλιστικές, το μη γραμμικό μοντέλο έχει εισόδους για συνεχή άνεμο και για μεταβαλλόμενο. Χρησιμοποιούνται τρία είδη ανέμου:

- Σταθερός Άνεμος: Εφαρμόζεται σταθερός άνεμος κατά την διεύθυνση X_E του αδρανειακού συστήματος συντεταγμένων.
- Μοντέλο Ριπής Αέρα: Πρόκειται για στοχαστική διαδικασία, η οποία ορίζεται από φάσματα ταχυτήτων και αναπαράγει ριπές αέρα κατά την διάρκεια των προσομοιώσεων.
- Πεδίο Μεταβλητού Ανέμου: Χρησιμοποιείται ένα μοντέλο δύο διαστάσεων και συμμετρικό ως προς τους άξονες Y-Z. Το μοντέλο υλοποιείται σε αδρανειακό σύστημα συντεταγμένων με τις αντίστοιχες ταχύτητες ανέμου W_{XE} και W_{ZE} , ενώ η ταχύτητα W_{YE} θεωρείται μηδέν.

Παρακάτω παρουσιάζεται η εξομοίωση του μοντέλου του ανέμου σε περιβάλλον Simulink:



4.ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΚΑΙ ΚΡΙΤΗΡΙΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

4.1 ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

Τα αεροσκάφη ταξινομούνται ανάλογα με το μέγεθος και το βάρος τους ως εξής :

- Κλάση 1** Μικρά, ελαφριά αεροσκάφη
- Κλάση 2** Μεσαίου μεγέθους, χαμηλή με μεσαία ικανότητα ελιγμών
- Κλάση 3** Μεγάλα, βαριά, χαμηλή με μεσαία ικανότητα ελιγμών αεροσκάφη
- Κλάση 4** Υψηλής ικανότητας ελιγμών αεροσκάφη

Το υπό μελέτη αεροσκάφος είναι κλάσης 3, δηλαδή ανήκει στα μεγάλα, βαριά, με χαμηλή ή μεσαία ικανότητα ελιγμών αεροσκάφη.

4.2 ΦΑΣΕΙΣ ΠΤΗΣΗΣ

Μια αποστολή πτήσης, μπορεί γενικότερα να περιγραφεί ως μια διαδοχή πτητικών φάσεων οι οποίες περιλαμβάνουν διάφορους ελιγμούς ή αλλιώς piloting tasks.

Με βάση αυτό οι φάσεις της πτήσης ομαδοποιούνται σε τρεις κατηγορίες οι οποίες περιλαμβάνουν μια ποικιλία από ελιγμούς που απαιτούν παρόμοια χαρακτηριστικά πτήσης για την επιτυχή τους εκτέλεση. Οι κατηγορίες των φάσεων της πτήσης ορίζονται ως εξής:

- i)**Κατηγορία Α:** μη τερματικές φάσεις που απαιτούν ταχείς ελιγμούς, ακρίβεια στη διόρθωση, precision tracking, ή ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.
- ii)**Κατηγορία Β:** μη τερματικές φάσεις που απαιτούν βαθμιαίους ελιγμούς, λιγότερη ακρίβεια στη διόρθωση και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.
- iii)**Κατηγορία C:** τερματική φάση που απαιτεί βαθμιαίους ελιγμούς και ακριβή έλεγχο του ίχνους πτήσης.

4.3 ΦΑΚΕΛΟΙ ΠΤΗΣΗΣ

Οι φάκελοι πτήσης χρησιμοποιούνται, ώστε να περιγράψουν τα απόλυτα όρια του σκάφους, καθώς και τα λειτουργικά όρια για την εκτέλεση μιας συγκεκριμένης αποστολής ή φάσης πτήσης. Προσδιορίζονται από τα επιχειρησιακά όρια που αφορούν το ύψος, τον αριθμό Mach και τον κάθετο συντελεστή φόρτισης. Ειδικότερα:

- i)**Επιτρεπόμενος φάκελος πτήσης (permissible flight envelope):** αφορά στα όρια των συνθηκών πτήσης εντός των οποίων ένα αεροσκάφος μπορεί να πετάξει και να ανακτήσει την κανονική του πτητική λειτουργία χωρίς επίδειξη εξαιρετικών ικανοτήτων από πλευράς του πιλότου.
- ii) **Επιχειρησιακός φάκελος πτήσης (service flight envelope):** καθορίζει τα όρια ύψους, αριθμού Mach και κάθετου συντελεστή φόρτισης που συμπεριλαμβάνει όλες τις απαιτήσεις της αποστολής. Αυτός ο φάκελος ορίζει τα όρια εντός των οποίων ένα αεροσκάφος μπορεί να πετάξει κανονικά χωρίς κίνδυνο να ξεπεράσει τον επιτρεπόμενο φάκελο πτήσης.
- iii) **Φάκελος λειτουργίας (operational flight envelope):** βρίσκεται εντός του υπηρεσιακού φακέλου πτήσης και ορίζει τα όρια του ύψους, αριθμού Mach και κάθετου συντελεστή φόρτισης για κάθε φάση της πτήσης.

4.4 ΕΠΙΠΕΔΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΠΤΗΣΗΣ

Τα επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης, περιγράφουν ποσοτικά την ικανότητά του αεροσκάφους να εκτελεί με επιτυχία την αποστολή που του έχει ανατεθεί. Τα τρία επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης, διερευνούν το φόρτο πτήσης του πιλότου και ορίζονται ως εξής:

- i)Επίπεδο 1: χαρακτηριστικά πτήσης που είναι επαρκή για τη φάση της αποστολής .
- ii)Επίπεδο 2: χαρακτηριστικά πτήσης που είναι επαρκή για τη φάση της αποστολής αλλά με αύξηση στο φόρτο ή/και υποβάθμιση στην αποτελεσματικότητά της αποστολής .
- iii)Επίπεδο 3: υποβαθμισμένα χαρακτηριστικά πτήσης τέτοια ώστε το αεροσκάφος να μπορεί να ελεγχθεί, αλλά με μη επαρκές επίπεδο εκπλήρωσης της αποστολής και υψηλό ή οριακό φόρτο για τον πιλότο.

Τα χαρακτηριστικά πτήσης του επιπέδου 1 υπονοούν ένα πλήρες λειτουργικό αεροσκάφος το οποίο είναι ικανό κατά 100% να επιτύχει στην αποστολή του, με αποδεκτό πάντοτε φόρτο για τον πιλότο. Επομένως μπορούμε να πούμε ότι κάθε λάθος ή βλάβη που θα συμβεί στο σκάφος, τους κινητήρες ή σε κάποιο σύστημα υποβαθμίζει το επίπεδο των χαρακτηριστικών πτήσης. Κατά συνέπεια η πιθανότητα να συμβεί μια τέτοια κατάσταση κατά τη διάρκεια μιας αποστολής καθίσταται ένα σημαντικό θέμα προς επίλυση. Έτσι τα επίπεδα των χαρακτηριστικών πτήσης εξαρτώνται κατά ένα μεγάλο βαθμό από την αξιοπιστία των κρίσιμων εξαρτημάτων του αεροσκάφους.

4.5 ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΠΤΗΣΗΣ

Όσον αφορά τα χαρακτηριστικά της πτήσης, απαιτούνται ορισμένες προδιαγραφές, ώστε να εξασφαλίζεται η δυναμική ευστάθεια. Και εδώ θα γίνει διαχωρισμός μεταξύ διαμήκων και εγκάρσιων χαρακτηριστικών.

1) Για τα διαμήκη χαρακτηριστικά:

Όσον αφορά τη μικρή περίοδο τα αποδεκτά όρια περιγράφονται ποσοτικά ως προς τις μέγιστες και τις ελάχιστες τιμές του λόγου απόσβεσης, σε σχέση με τις μεταβολές στο επίπεδο των χαρακτηριστικών πτήσης και με τις μεταβολές στη κατηγορία της φάσης. Στον παρακάτω πίνακα απεικονίζονται οι αποδεκτές οριακές τιμές του λόγου απόσβεσης μικρής περιόδου:

	Επίπεδο 1		Επίπεδο 2		Επίπεδο 3
Φάσεις Πτήσης	$\zeta_s \min$	$\zeta_s \max$	$\zeta_s \min$	$\zeta_s \max$	$\zeta_s \min$
CAT A	0.35	1.30	0.25	2.00	0.10
CAT B	0.30	2.00	0.20	2.00	0.10
CAT C	0.50	1.30	0.35	2.00	0.25

Όσον αφορά το φυγοειδές τώρα οι μέγιστες και οι ελάχιστες τιμές για τη συχνότητά του δεν μπορούν να περιγραφούν ποσοτικά.. Έχει προταθεί, ωστόσο ότι οι δυσκολίες στον χειρισμό μπορεί να γίνουν ενοχλητικές εφόσον ο λόγος φυσικής συχνότητας μεταξύ μικρής περιόδου και φυγοειδούς γίνει $\omega_p/\omega_s > 0,1$ (λαμβάνοντας υπόψιν ότι οι συχνότητες του φυγοειδούς και της μικρής περιόδου να είναι επαρκώς διαχωρισμένες). Επιπρόσθετα, στον παρακάτω πίνακα απεικονίζονται τα όρια μέσα στα οποία πρέπει να βρίσκεται και ο λόγος απόσβεσης:

Επίπεδο χαρακτηριστικών πτήσης	$\zeta_p \min$
1	0.04

2	0.00
3	Ασταθές, περίοδος $T_p > 55 \text{ sec}$

2) Για τα εγκάρσια χαρακτηριστικά:

Γενικά η στατική ευστάθεια στην εγκάρσια διεύθυνση είναι ανεξάρτητη από τη θέση του κέντρου βάρους και τις συνθήκες πτήσης, ενώ εφόσον καθοριστεί από τον αεροδυναμικό σχεδιασμό του αεροσκάφους, δεν μεταβάλλεται σημαντικά. Οι περισσότερες αμφιβολίες επικεντρώνονται στην πρόβλεψη της ύπαρξης επαρκούς ισχύος ελέγχου, ειδικά σε μόνιμες ασύμμετρες συνθήκες πτήσης, ή σε κάποιες άλλες, ενδεχομένως οριακές συνθήκες κατά τη συμμετρική πτήση.

Όσον αφορά την **περιστροφή(rollmotion)**, επειδή αυτή η μορφή περιγράφει τη βραχυπρόθεσμη εγκάρσια δυναμική, αποτελεί παράγοντα κρίσιμης σημασίας στον καθορισμό των εγκάρσιων χαρακτηριστικών ευκολίας χειρισμού. Για αυτόν τον λόγο, οι αποδεκτές οριακές τιμές της χρονικής σταθερά T_r της περιστροφής φαίνεται στον παρακάτω πίνακα :

Μέγιστη τιμή $T_r(s)$				
Κλάση Αεροσκάφους	Φάση Πτήσης	Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
1,4	A,C	1.0	1.4	-
2,3	A,C	1.4	3.0	-
1,2,3,4	B	1.4	3.0	-

Είναι επίσης συνηθισμένο να προδιαγράφεται η απόδοση της περιστροφής με όρους μεταβολής της γωνίας περιστροφής σε συγκεκριμένο χρονικό διάστημα, σαν απόκριση σε μια εντολή μεταβολής περιστροφής μοναδιαίας βαθμίδας.

Οι σχετικές γωνίες περιστροφής και οι απαιτούμενοι χρόνοι φαίνονται στον παρακάτω πίνακα:

Κλάση	Φάση Πτήσης	Γωνία Περιστροφής		
		Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
3	A	30° σε 1.5 sec	30° σε 1.3 sec	30° σε 3.0 sec
	B	30° σε 2.0 sec	30° σε 2.0 sec	30° σε 4.0 sec
	C	30° σε 3.0 sec	30° σε 3.0 sec	30° σε 6.0 sec

Όσον αφορά το **σπειροειδές**, η ευστάθεια του είναι αποδεκτή, ανεξάρτητα από τη χρονική σταθερά. Επειδή η μορφή αυτή προκαλεί μια πολύ αργή δυναμική συμπεριφορά, δεν αποτελεί τόσο κρίσιμο παράγοντα για την ευκολία χειρισμού εκτός και εάν είναι πολύ ασταθής. Για αυτόν τον λόγο, ο ελάχιστος αποδεκτός βαθμός της αστάθειας ποσοτικοποιείται ως προς τον απαιτούμενο χρόνο T_2 διπλασιασμού της γωνίας περιστροφής, σε μια αρχική διαταραχή της γωνίας περιστροφής έως 20 μοίρες. Οι σχετικές οριακές τιμές φαίνονται στον παρακάτω πίνακα:

Μέγιστη τιμή $T_2(s)$			
Φάση Πτήσης	Επίπεδο 1	Επίπεδο 2	Επίπεδο 3
A,C	12	8	5
B	20	8	5

Τέλος όσον αφορά τον **ολλανδικό διατοιχισμό**, επειδή είναι βραχυπρόθεσμη μορφή, επηρεάζει σημαντικά τα χαρακτηριστικά ευκολίας χειρισμού και συνεπώς οι απαιτήσεις στην απόσβεση και στη συχνότητα καθορίζονται με αρκετή λεπτομέρεια. Ο ολλανδικός διατοιχισμός είναι το ανάλογο της διαμήκου μορφής ταλάντωσης της μικρής περιόδου στην εγκάρσια διεύθυνση και έχει συχνότητα της ίδιας τάξης μεγέθους. Όμως, σε αντίθεση με την ταλάντωση της μικρής περιόδου, ο ολλανδικός διατοιχισμός δεν είναι τόσο κρίσιμος για την ευκολία χειρισμού. Για την ακρίβεια, η περίπτωση ολλανδικής περιστροφής με χαμηλή απόσβεση γίνεται αντιληπτή ουσιαστικά ως κάτι ενοχλητικό στον χειρισμό του αεροσκάφους, παρά ως ένα σοβαρό πρόβλημα ευστάθειας. Τα αποδεκτά ελάχιστα όρια για το λόγο απόσβεσης, τη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση και το γινόμενο του λόγου απόσβεσης με τη συχνότητα καθορίζονται για διαφορετικούς συνδυασμούς κλάσης του αεροσκάφους και κατηγορία φάσης της πτήσης όπως φαίνεται στον παρακάτω πίνακα :

		Επίπεδο 1			Επίπεδο 2			Επίπεδο 3	
Κλάση Αεροσκάφους	Φάσεις Πτήσης	ζ	$\zeta\omega$	ω	ζ	$\zeta\omega$	ω	ζ	ω
2,3	CAT A	0.19	0.25	0.50	0.02	0.05	0.50	0.00	0.40
1,2,3,4	CAT B,C	0.08	0.15	0.50	0.02	0.05	0.50	0.00	0.40

4.6 ΚΡΙΤΗΡΙΑ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

Σχεδιάζοντας τον επιθυμητό ελεγκτή, είναι φανερό ότι παράλληλα με την ευστάθεια είναι απαραίτητο να ικανοποιούνται και κάποια άλλα κριτήρια που έχουν σχέση με την ποιότητα της πτήσης και γενικότερα με το πόσο καλά

αντιδρά το σύστημα ελέγχου σε αβεβαιότητες και πόσο βιώσιμη είναι η χρήση του.

Συγκεκριμένα το πρόβλημα σχεδιασμού ελέγχου για το μοντέλο αποτελείται από πέντε ομάδες κριτηρίων :

- i)Επίδοσης (PerformancePC)
- ii)Σθεναρότητας (RobustnessRC)
- iii)Ποιότητας πτήσης (RideQualityRQC)
- iv)Ασφάλειας (SafetySC)
- v)Διαδικασίας ελέγχου (ControlActivityCAC).

Αναλυτικότερα:

i)Κριτήρια επίδοσης:συμπεριλαμβάνουν σφάλματα παρακολούθησης και απόρριψη διαταραχών συγκεκριμένων σημάτων,όπως φαίνεται στον παρακάτω πίνακα:

Αποκρίσεις	t_r	t_s	M_p	RMSE
Ύψος	< 12 sec	<45 sec	<5%	9,15 m
Γωνία ίχνους πτήσης	<5 sec	<20 sec	<5%	-
Γωνία Διεύθυνσης	< 10 sec	<30 sec	<5%	-
Ταχύτητα	< 12 sec	<45 sec	<5%	<5%
Γωνία πρόνευσης	< 12 sec	<45 sec	<5%	$\pm 0.5^\circ$

Με:

t_r = χρόνος ανόδου, ο χρόνος που χρειάζεται η απόκριση για να φτάσει από το 10% της τελικής της τιμής στο 90%,δηλαδή $t_r = t(y_{90\%}) - t(y_{10\%})$.

t_s = χρόνος αποκατάστασης (settlingtime), ο χρόνος που χρειάζεται η απόκριση για να φτάσει στο 99% της τελικής της τιμής.

RMSE = η ρίζα του μέσου τετραγωνικού σφάλματος.

ii)Κριτήρια σθεναρότητας: συμπεριλαμβάνουν όρια ευστάθειας ως προς τις μεταβολές των παραμέτρων. Πιο συγκεκριμένα η ευστάθεια και οι ικανοποιητικές επιδόσεις του αεροσκάφους θα πρέπει να διατηρούνται:

- 1) Για μεταβολές του οριζόντιου κέντρο βάρους από 15% έως 31% και του κάθετου από 0 έως 21%
- 2) Για μεταβολές της μάζας από 100000 έως 150000 kg.
- 3) Για καθυστερήσεις μεταφοράς από 0 έως 100 ms.
- 4) Για μεταβολές της ταχύτητας από 60 έως 90 m/s.

iii)Κριτήρια ποιότητας πτήσης: συμπεριλαμβάνουν όρια σε μέγιστα επίπεδα επιτάχυνσης και ελάχιστα επίπεδα απόσβεσης με σκοπό την διασφάλιση ικανοποιητικών ανέσεων για τους επιβάτες και τους πιλότους.

1)Υπό κανονικές συνθήκες (χωρίς στροβιλισμό) η κάθετη επιτάχυνση στο κέντρο βάρους πρέπει να είναι ελαχιστοποιημένη. Κατά την διάρκεια ευθείας

οριζόντιας πτήσης (ΕΟΠ) πρέπει να είναι μικρότερη από ± 0.05 g, ενώ κατά την διάρκεια στροφής 30 μοιρών μικρότερη από ± 0.2 g.

2)Υπό κανονικές συνθήκες (χωρίς στροβιλισμό) η πλευρική επιτάχυνση στο κέντρο βάρους πρέπει να είναι ελαχιστοποιημένη. Κατά την διάρκεια ευθείας οριζόντιας πτήσης (ΕΟΠ) πρέπει να είναι μικρότερη από ± 0.02 g, ενώ κατά την διάρκεια στροφής 30 μοιρών μικρότερη από ± 0.04 g.

3)Πάνω από τα 305 m, 1000 ft, δεν θα πρέπει να υπάρχει καθόλου υπέρβαση σε καμία βηματική απόκριση καμιάς μεταβλητής ελέγχου. Κάτω από τα 305 m η υπέρβαση μπορεί να αυξηθεί μέχρι 30% με σκοπό να εξασφαλίσουμε μεγαλύτερη επίδοση παρακολούθησης.

iv)Κριτήρια ασφάλειας: συμπεριλαμβάνουν θέματα ασφάλειας πτήσης και αποτελούνται από τα παρακάτω :

1)Η ταχύτητα πρέπει πάντα να είναι μεγαλύτερη από $1.05 * V_{stall}$, όπου V_{stall} είναι η ταχύτητα στην οποία από αυτήν και κάτω το αεροσκάφος δεν μπορεί να πετάξει. Υπολογίζεται από την σχέση: $mg = \frac{1}{2} \rho S V_{stall}^2 C_{Lmax}$

2)Η μέγιστη γωνία προσβολής ορίζεται στις 18 μοίρες

3)Η μεγαλύτερη γωνίας περιστροφής περιορίζεται στις 30 μοίρες.

4)Η γωνία πλαγιολίσθησης πρέπει να ελαχιστοποιείται.

v)Κριτήρια διαδικασίας ελέγχου: συμπεριλαμβάνουν μετρήσεις της καταναλωμένης ενέργειας καθώς και αποτελέσματα κόπωσης και αποτελούνται από τα παρακάτω :

1)Υπό συνθήκες στροβιλισμού οι μέσες εκτροπές των πηδαλίων κλίσης, ουραίου και διεύθυνσης θα πρέπει να είναι λιγότερες από το 33% των μέγιστων εκτροπών.

2)Υπό συνθήκες στροβιλισμού η μέση ώση από τους κινητήρες θα πρέπει να είναι λιγότερη από το 15% της μέγιστης.

4.7 ΕΠΙΤΡΕΠΤΕΣ ΤΙΜΕΣ ΜΕΤΑΒΛΗΤΩΝ

Λαμβάνοντας υπόψιν τα παραπάνω κριτήρια σχεδιασμού, παρακάτω παρατίθενται οι μέγιστες επιτρεπτές τιμές ορισμένων μεταβλητών για το καθένα στάδιο της τροχιάς ξεχωριστά.

A)Από 0 έως 1

a)Επίδοσης:

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|e_{yb}(t)|}{100} + \frac{|e_{yb}(t_1)|}{20} \right) < 1$$

b)Σθεναρότητας:

$$\Delta_{eyb}(t) = \max(|e_{ybmax}(t) - e_{yb}(t)|, |e_{ybmmin}(t) - e_{yb}(t)|)$$

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|\Delta_{eyb}(t)|}{10} + \frac{|\Delta_{eyb}(t_1)|}{2} \right) < 1$$

c)Ποιότητας πτήσης:

$$\max_t \left(\frac{n_y(t)}{0.2} \right) < 1$$

d)Ασφάλειας:

$$\max_t \left(\frac{a(t)}{12} \right)^3 < 1$$

e)Διαδικασίας ελέγχου:

$$\int_{t_b}^{t_1} \delta_R^2 dt$$

Στη συνέχεια, για τη φάση 1 έως 2, η μέγιστη επιτρεπτή πλευρική απόκλιση e_{yb} είναι 200 μέτρα και πρέπει να έχει μειωθεί σε λιγότερο από 20 μέχρι το σημείο 2.

B)Από 1 έως 2:

a)Επίδοσης:

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|e_{yb}(t)|}{200} + \frac{|e_{yb}(t_2)|}{20} \right) < 1$$

b)Σθεναρότητας:

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|\Delta_{eyb}(t)|}{20} + \frac{|\Delta_{eyb}(t_2)|}{2} \right) < 1$$

c)Ποιότητας πτήσης:

$$\max_t \left(\frac{n_y(t)}{0.02} \right) < 1$$

d)Ασφάλειας:

$$\max_t \left(\frac{a(t)}{12} \right)^3 < 1$$

e)Διαδικασίας ελέγχου:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta_R^2 + \delta_A^2) dt$$

Για την φάση προσγείωσης 2-3 το e_{zb} εκφράζει την μέγιστη επιτρεπτή κάθετη απόκλιση, t_3 είναι ο χρόνος που αντιστοιχεί στο σημείο 3 και $V_{Ac} = 80$ m/s.

Γ) Από 2 έως 3 :

α) Επίδοσης:

$$\frac{1}{3} \max_t \left(\frac{|e_{zb}(t)|}{20} + \frac{|e_{zb}(t_3)|}{6} + \frac{|V_A - V_{Ac}|}{4} \right) < 1$$

β) Σθεναρότητας:

$$\Delta_{ezb}(t) = \max(|e_{zbmax}(t) - e_{zb}(t)|, |e_{zbmin}(t) - e_{zb}(t)|)$$

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|\Delta_{ezb}(t)|}{2} + \frac{|\Delta_{ezb}(t_3)|}{0.6} \right) < 1$$

γ) Ποιότητας πτήσης:

$$\max_t \left(\frac{n_y(t)}{0.05} \right) < 1$$

δ) Ασφάλειας:

$$\max_t \left(\frac{a(t)}{12} \right)^3 < 1$$

ε) Διαδικασίας ελέγχου:

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta_T^2 dt$$

Δ) Από 3 έως 4 :

α) Επίδοσης:

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|e_{zb}(t)|}{20} + \frac{|e_{zb}(t_4)|}{1.5} \right) < 1$$

β) Σθεναρότητας:

$$\frac{1}{2} \max_t \left(\frac{|\Delta_{ezb}(t)|}{2} + \frac{|\Delta_{ezb}(t_4)|}{0.15} \right) < 1$$

c)Ποιότητας πτήσης:

$$\max_t \left(\frac{n_y(t)}{0.2} \right) < 1$$

d)Ασφάλειας:

$$\sqrt{\frac{1}{3} \left(\left(\frac{e_{yb}}{5} \right)^2 + \left(\frac{e_{zb}}{1.5} \right)^2 + \left(\frac{V_A - V_{Ac}}{3} \right)^2 \right)} < 1$$

e)Διαδικασίας ελέγχου:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta_T^2 + (\delta_{TH1} + \delta_{TH2})^2) dt$$

5.ΕΛΕΓΧΟΣ

Στο κεφάλαιο αυτό θα αναλυθούν διεξοδικά τόσο το σύστημα ελέγχου που θα εφαρμοστεί στο μοντέλο του RCAM, καθώς και οι τύποι των ελέγχων με βάση τους οποίους θα γίνει προσπάθεια να επιτευχθεί ευστάθεια. Υπενθυμίζεται, ότι στα πλαίσια της συγκεκριμένης μελέτης το σύστημα θα εκτεθεί σε ακραίες διαταραχές, κάτι που με τη σειρά του απαιτεί ο τελικός έλεγχος να παρουσιάζει ιδιαίτερη σθεναρότητα.

5.1 ΤΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΕΛΕΓΧΟΥ ΤΟΥ RCAM

Γενικά, Το σύστημα ελέγχου που εφαρμόζεται στο μοντέλο, αποτελείται από δύο βρόγχους ελέγχου: τον εσωτερικό (inner loop) και τον εξωτερικό (outer loop). Αξίζει να γίνει ειδική αναφορά στον εξωτερικό βρόχο, που αποτελείται από δύο P ελεγκτές, ένα για τη διαμήκη δυναμική και ένα για την εγκάρσια δυναμική. Ο P ελεγκτής της διαμήκουσ δυναμικής είναι υπεύθυνος για τον έλεγχο του υψομέτρου, ενώ αυτός της εγκάρσιας δυναμικής για την πλευρική απόκλιση. Για λόγους μείωσης της πολυπλοκότητας του συστήματος αλλά και μεγαλύτερης ευκολίας στον υπολογισμό των διαφορικών εξισώσεων, χωρίζουμε τις εξισώσεις κίνησης σε διαμήκεις, longitudinal, και εγκάρσιες, lateral. Όποτε και ο ελεγκτής που θα υλοποιηθεί, θα αποτελείται από ένα διαμήκη και από ένα εγκάρσιο μέρος.

5.1.1.ΔΙΑΜΗΚΗΣ ΔΥΝΑΜΙΚΗ

Αφού γραμμικοποιήσουμε το σύστημα γύρω από ένα σημείο λειτουργίας, επιλέγουμε τις επιθυμητές μεταβλητές (εισόδους, εξόδους και καταστάσεις) και τις μετασχηματίζουμε αναλόγως.

Αρχικά έχουμε το σύστημα:

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{u}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} d_e \\ d_{th1} \\ d_{th2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} q \\ n_z \\ w_v \\ V_a \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} d_e \\ d_{th1} \\ d_{th2} \end{bmatrix}$$

Το σύστημα μετασχηματίζεται ώστε να έχει 2εισόδους,τις :

1) d_e

2) $d_{th} = d_{th1} + d_{th2}$

Επομένως το σύστημα εξισώσεων γίνεται:

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{u}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} d_e \\ d_{th} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} q \\ n_z \\ w_v \\ V_a \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} d_e \\ d_{th} \end{bmatrix}$$

Στη συνέχεια, εισάγεται από ένα φίλτρο πρώτης τάξης για τα σήματα ελέγχου, d_e και d_{th} .

Για το σήμα ελέγχου d_e επιλέγεται συχνότητα $\Omega_t = 6.67 \text{ rad/sec}$, ενώ για το σήμα ελέγχου d_{th} , $\Omega_t = 0.67 \text{ rad/sec}$, δημιουργώντας έτσι δύο ενεργοποιητές.

Το επόμενο βήμα είναι οι εξοδοι να μετατραπούν σε καταστάσεις. Αυτό επιτυγχάνεται μέσω του παρακάτω μετασχηματισμού ομοιότητας. Απαραίτητη προϋπόθεση είναι ο πίνακας D να είναι μηδενικός και ο C αντιστρέψιμος.

Ο μετασχηματισμός ομοιότητας γίνεται με τους ακόλουθους τύπους:

$$A_{new} = CAC^{-1}$$

$$B_{new} = CB$$

$$C_{new} = eye(length(A_{new}))$$

$$D_{new} = zeroes(length(A_{new}))$$

Αφού έχουν μετασχηματιστεί οι έξοδοι σε καταστάσεις, εισάγονται 2 ολοκληρωτικοί όροι:

A) ένας για την z-συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας (w_v)

B) ένας για την ταχύτητα του αεροσκάφους (V_A).

Η χρήση των ολοκληρωτικών όρων γίνεται ώστε το σύστημα να ακολουθεί τα σήματα αναφοράς με μηδενικό σφάλμα μόνιμης κατάστασης.

Γενικά είναι επιθυμητό η έξοδος του συστήματος να ακολουθεί τα σήματα αναφοράς που θέλουμε τα οποία στην προκειμένη περίπτωση είναι ref_{w_v} και ref_{V_A} . Επειδή είναι και τα δύο σταθερά χρειαζόμαστε λοιπόν έναν ολοκληρωτικό όρο για το καθένα.

Την εισαγωγή των ολοκληρωτικών όρων, διαδέχεται η δημιουργία των κριτηρίων εξόδου. Πρόκειται για δύο φίλτρα δεύτερης τάξης, ένα για κάθε μεταβλητή προς ρύθμιση, δηλαδή, ένα για την z-συνιστώσα αδρανειακής ταχύτητας (w_v) και ένα για την ταχύτητα του αεροσκάφους (V_A).

Το πρώτο φίλτρο βελτιώνει την κίνηση μικρής περιόδου (sp), ενώ το δεύτερο το φυγοειδές (ph). Οι συναρτήσεις μεταφοράς κάθε φίλτρου είναι:

$$w_{v_{criteria}} = \frac{(s^2 + 2z_{sp}w_{sp}s + w_{sp}^2)w_v}{s}$$

$$V_{a_{criteria}} = \frac{(s^2 + 2z_{ph}w_{ph}s + w_{ph}^2)V_a}{s}$$

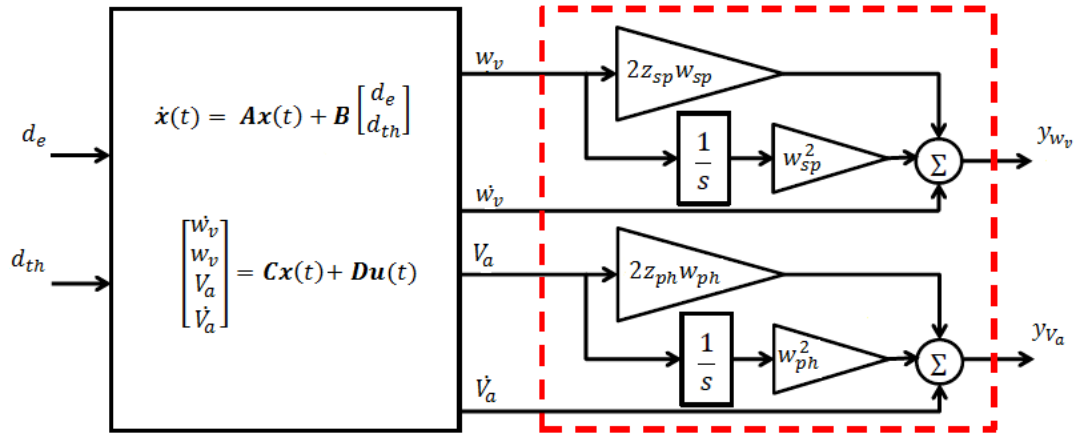
$$\text{με: } w_{sp} = 1.15$$

$$z_{sp} = 0.75$$

$$w_{ph} = 0.45$$

$$z_{ph} = 0.75$$

Το σχηματικό διάγραμμα με τα κριτήρια εξόδου απεικονίζεται παρακάτω:



Ο ελεγκτής, τώρα, του εσωτερικού βρόχου του συστήματος εκφρασμένος στο χώρο κατάστασης έχει την εξής μορφή:

$$\begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \end{bmatrix} = A_c \begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \end{bmatrix} + B_{c1} \begin{bmatrix} q \\ n_z \\ w_V \\ V_A \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \end{bmatrix} + B_{c2} \begin{bmatrix} ref_{w_v} \\ ref_{V_A} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} d_e \\ d_{th} \end{bmatrix} = C_c \begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \end{bmatrix} + D_{c1} \begin{bmatrix} q \\ n_z \\ w_V \\ V_A \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \end{bmatrix} + D_{c2} \begin{bmatrix} ref_{w_v} \\ ref_{V_A} \end{bmatrix}$$

Όπου:

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{c1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{c2} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$C_c = -LonK_i$$

$$D_{c1} = -LonK_p$$

$$D_{c2} = 0$$

Οι μήτρες $LonK_i$ και $LonK_p$, περιέχουν τα κέρδη ανάδρασης για τους ολοκληρωτικούς όρους και τις εξόδους του συστήματος γ αντίστοιχα, όπως φαίνεται στον παρακάτω πίνακα:

$$\begin{matrix} d_e \\ d_{th} \end{matrix} \begin{bmatrix} q & n_z & w_v & V_a & X_{Tail} & X_{Throttle} & ie_{w_v} & ie_{v_a} \\ K_{1,1} & K_{1,2} & K_{1,3} & K_{1,4} & K_{1,5} & K_{1,6} & K_{1,7} & K_{1,8} \\ K_{2,1} & K_{2,2} & K_{2,3} & K_{2,4} & K_{2,5} & K_{2,6} & K_{2,7} & K_{2,8} \end{bmatrix}$$

$\underbrace{\hspace{15em}}_{LonK_p}$
 $\underbrace{\hspace{5em}}_{LonK_i}$

Αφού έχει δημιουργηθεί το μοντέλο σύνθεσης, σειρά έχει η δημιουργία του μοντέλου ανάλυσης. Το εν λόγω μοντέλο είναι μεγαλύτερης τάξης και σαφώς πολυπλοκότερο. Προστίθενται στις προηγούμενες μεταβλητές, η μεταβλητή εξόδου γωνίας ίχνους πτήσης (γ) και η μεταβλητή εισόδου ταχύτητας ανέμου στον x-άξονα (W_{XE}).

Έπειτα, προστίθεται ένα φίλτρο πρώτης τάξης για κάθε μία από τις μεταβλητές X_T και X_{Thr} , το οποίο εισάγει χρονική καθυστέρηση 0.1 sec στο σύστημα.

Τα εν λόγω φίλτρα προσθέτουν άλλες δύο καταστάσεις τις: $delay_T$ και $delay_{Thr}$.

Τα παραπάνω αποτελούν τον εσωτερικό βρόχο του συστήματος ελέγχου. Συνδέοντας και τον εξωτερικό βρόχο, ο οποίος πραγματεύεται τον έλεγχο του υψομέτρου (h) μέσω ενός P κέρδους, προκύπτει το μοντέλο ανάλυσης. Το μοντέλο του ελεγκτή του εξωτερικού βρόχου του συστήματος είναι:

$$\begin{aligned} [\dot{h}] &= A_{ex}[h] + B_{ex}[w_V] \\ [h] &= C_{ex}[h] + D_{ex}[w_V] \end{aligned}$$

$$A_{ex} = D_{ex} = 0$$

$$C_{ex} = B_{ex} = 1$$

Το κέρδος του P ελεγκτή ισούται με $gain = 0.110$. Το παρακάτω μοντέλο αποτελεί τον κλειστό βρόχο του συστήματος στο χώρο κατάστασης και έχει την εξής μορφή:

$$\begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ u_b \\ \dot{w}_b \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \\ delay_{Tail} \\ delay_{Throttle} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \\ q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \\ delay_{Tail} \\ delay_{Throttle} \\ h \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} ref_{w_v} \\ ref_{V_A} \\ W_{XE} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} h \\ \gamma \\ q \\ n_z \\ w_v \\ V_a \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \\ delay_{Tail} \\ delay_{Throttle} \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} ie_{w_v} \\ ie_{V_A} \\ q \\ \theta \\ u_b \\ w_b \\ X_{Tail} \\ X_{Throttle} \\ delay_{Tail} \\ delay_{Throttle} \\ h \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} ref_{w_v} \\ ref_{V_A} \\ W_{XE} \end{bmatrix}$$

και αποτελεί τον κλειστό βρόγχο του συστήματος.

5.1.2.ΕΓΚΑΡΣΙΑ ΔΥΝΑΜΙΚΗ

Σε αντιστοιχία με την διαμήκη δυναμική, επιλέγουμε τις επιθυμητές μεταβλητές (εισόδους, εξόδους και καταστάσεις) και γίνονται οι απαραίτητοι μετασχηματισμοί.

Αρχικά, το μοντέλο είναι:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{v}_b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_b \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} d_a \\ d_r \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \chi \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_b \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} d_a \\ d_r \end{bmatrix}$$

Όπως και πριν, εισάγεται από ένα φίλτρο πρώτης τάξης για τα σήματα ελέγχου, d_a και d_r .

Για το σήμα ελέγχου d_a επιλέγεται συχνότητα $\Omega_a = 6.6667 \text{ rad/sec}$, ενώ για το σήμα ελέγχου d_r , $\Omega_r = 3.3334 \text{ rad/sec}$, δημιουργώντας τους ενεργοποιητές.

Έπειτα, εισάγονται οι 2 ολοκληρωτικοί όροι:

A) ένας για την γωνία πλαγιολίσθησης (β)

B) και ένας για την γωνία τροχιάς (χ).

Εν συνεχεία, εισάγεται από έναν ολοκληρωτικό όρο για τα σήματα αναφοράς ref_β και ref_χ που θέλουμε να ακολουθεί η έξοδος του συστήματος.

Αφού έχουν εισαχθεί και οι ολοκληρωτικοί όροι, δημιουργούνται τα κριτήρια εξόδου. Πρόκειται για ένα φίλτρο πρώτης τάξης και για ένα δεύτερης. Το φίλτρο πρώτης τάξης εφαρμόζεται στην γωνία τροχιάς, ενώ το φίλτρο δεύτερης τάξης στην γωνία πλαγιολίσθησης. Το φίλτρο δεύτερης τάξης βελτιώνει την κίνηση της ολλανδικής περιστροφής (dr), ενώ αυτό της πρώτης τάξης βελτιώνει την κατάσταση γωνίας ίχνους πτήση (l). Οι συναρτήσεις μεταφοράς κάθε φίλτρου είναι:

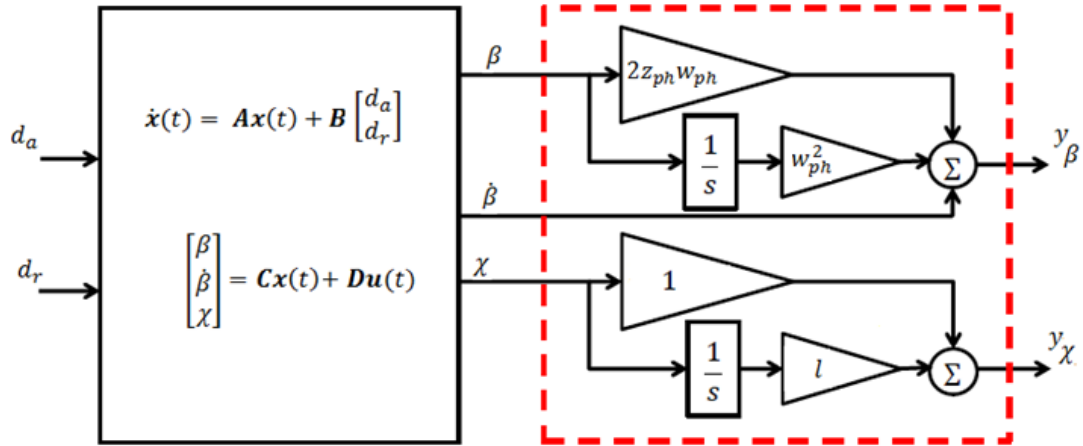
$$\beta_{criteria} = \frac{(s^2 + 2z_{dr}w_{dr}s + w_{dr}^2)\beta}{s}$$

$$\chi_{criteria} = \frac{(s + l)\chi}{s}$$

$$\text{με } z_{dr} = 1.4$$

$$w_{dr} = 2l = 0.4$$

Το σχηματικό διάγραμμα με τα κριτήρια εξόδου απεικονίζεται παρακάτω:



Ο ελεγκτής του εσωτερικού βρόχου του συστήματος εκφρασμένος στο χώρο κατάστασης έχει την εξής μορφή:

$$\begin{bmatrix} \iota \dot{e}_\beta \\ \iota \dot{e}_\chi \end{bmatrix} = A_c \begin{bmatrix} ie_\beta \\ ie_\chi \end{bmatrix} + B_{c1} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \\ \chi \\ X_{Ail} \\ X_{Rdr} \end{bmatrix} + B_{c2} \begin{bmatrix} ref_\beta \\ ref_\chi \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} d_\alpha \\ d_r \end{bmatrix} = C_c \begin{bmatrix} ie_\beta \\ ie_\chi \end{bmatrix} + D_{c1} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \varphi \\ \chi \\ X_{Ail} \\ X_{Rdr} \end{bmatrix} + D_{c2} \begin{bmatrix} ref_\beta \\ ref_\chi \end{bmatrix}$$

όπου:

$$A_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{c1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{c2} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$C_c = -LatK_i$$

$$D_{c1} = -LatK_p \quad D_{c2} = 0$$

Οι μήτρες Lat_{K_i} και Lat_{K_p} , περιέχουν τα κέρδη ανάδρασης για τους ολοκληρωτικούς όρους και τις εξόδους του συστήματος y αντίστοιχα.

$$\begin{matrix} d_a \\ d_r \end{matrix} \begin{bmatrix} \beta & p & r & \varphi & \chi & X_{Ail} & X_{Rdr} & ie_\beta & ie_\chi \\ K_{1,1} & K_{1,2} & K_{1,3} & K_{1,4} & K_{1,5} & K_{1,6} & K_{1,7} & K_{1,8} & K_{1,9} \\ K_{2,1} & K_{2,2} & K_{2,3} & K_{2,4} & K_{2,5} & K_{2,6} & K_{2,7} & K_{2,8} & K_{2,9} \end{bmatrix}$$

Lat_{K_p}
 Lat_{K_i}

Αφού έχει δημιουργηθεί το μοντέλο σύνθεσης, σειρά έχει η δημιουργία του μοντέλου ανάλυσης. Αντίστοιχα με την διαμήκη δυναμική, προστίθενται:

- 1) η μεταβλητή εξόδου y -συνιστώσας αδρανειακής ταχύτητας (v_v) και
- 2) η μεταβλητή εισόδου ταχύτητας ανέμου στον y -άξονα (W_{YE}).

Προστίθεται επιπλέον: ένα φίλτρο πρώτης τάξης για κάθε μία από τις μεταβλητές X_{Ail} και X_{Rdr} , το οποίο εισάγει χρονική καθυστέρηση 0.1 sec. Τα εν λόγω φίλτρα προσθέτουν άλλες δύο καταστάσεις στο σύστημα: τις $delay_{Ail}$ και $delay_{Rdr}$.

Τα παραπάνω αποτελούν τον εσωτερικό βρόχο του συστήματος ελέγχου. Συνδέοντας στα παραπάνω και τον εξωτερικό βρόχο, ο οποίος πραγματεύεται τον έλεγχο της πλευρικής απόκλισης (y) μέσω ενός P κέρδους, προκύπτει το μοντέλο ανάλυσης. Το μοντέλο του ελεγκτή του εξωτερικού βρόχου του συστήματος είναι:

$$\begin{aligned} [\dot{y}] &= A_{ex}[y] + B_{ex}[V_V] \\ [y] &= C_{ex}[y] + D_{ex}[V_V] \end{aligned}$$

με: $A_{ex} = D_{ex} = 0$ και

$$C_{ex} = B_{ex} = 1$$

Το κέρδος του P ελεγκτή ισούται με $y_{gain} = 0.001207$

Το παρακάτω μοντέλο αποτελεί τον κλειστό βρόχο του συστήματος στο χώρο κατάστασης και έχει την εξής μορφή:

$$\begin{bmatrix} i\dot{e}_\beta \\ i\dot{e}_\chi \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\chi} \\ \dot{X}_{Ail} \\ \dot{X}_{Rdr} \\ \dot{delay}_{Ail} \\ \dot{delay}_{Rdr} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} ie_\beta \\ ie_\chi \\ p \\ r \\ \varphi \\ \psi \\ \chi \\ X_{Ail} \\ X_{Rdr} \\ delay_{Ail} \\ delay_{Rdr} \\ y \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} ref_\beta \\ ref_\chi \\ W_{YE} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} y \\ \beta \\ p \\ r \\ \varphi \\ \chi \\ \psi \\ X_{Ail} \\ X_{Rdr} \\ delay_{Ail} \\ delay_{Rdr} \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} ie_\beta \\ ie_\chi \\ p \\ r \\ \varphi \\ \psi \\ \chi \\ X_{Ail} \\ X_{Rdr} \\ delay_{Ail} \\ delay_{Rdr} \\ y \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} ref_\beta \\ ref_\chi \\ W_{YE} \end{bmatrix}$$

5.2 ΜΟΡΦΕΣ ΕΛΕΓΧΟΥ

Σε αυτό το σημείο έχει έρθει η στιγμή να γίνει μία αρχική αναφορά των τεχνικών ελέγχου που θα εφαρμοστούν. Στη συγκεκριμένη μελέτη θα ασχοληθούμε με τον τον συνδυασμό 2 μεθόδων ελέγχου:

- i) του eigenstructure assignment (EA) και
- ii) του QFT (Quantitative feedback theory)

Όπως θα φανεί αναλυτικότερα στη συνέχεια με τον συνδυαστικό αυτό έλεγχο θα επιχειρήσουμε, αφενός να μετατοπίσουμε τις ιδιοτιμές και τα ιδιοδιανύσματα του συστήματος σε τιμές που θα δώσουν στο μοντέλο επιθυμητά χαρακτηριστικά, να επιτύχουμε απόζευξη (θα αναλυθεί παρακάτω) και ειδικότερα με τον QFT να προσδώσουμε σθεναρότητα στο σύστημα απέναντι στις σφοδρές διαταραχές που θα δεχτεί.

5.3 EIGENSTRUCTURE ASSIGNMENT (EA)

5.3.1 ΓΕΝΙΚΑ

Για ένα σύστημα LTI, είναι γνωστό από τη θεωρία των γραμμικών συστημάτων πολλαπλών μεταβλητών, ότι κάθε λύση αντιπροσωπεύει μια ελεύθερη αποκρίση και εξαρτάται κυρίως από 3 ποσότητες:

i) τις ιδιοτιμές της μήτρας του συστήματος, που καθορίζουν την αποσύνθεση / ρυθμό ανάπτυξης των αντίστοιχων καταστάσεων

(ii) τα ιδιοδιανύσματα της μήτρας του συστήματος, τα οποία καθορίζουν τις σχέσεις σύζευξης μεταξύ των διαφόρων καταστάσεων

(iii) τις αρχικές συνθήκες των μεταβλητών κατάστασής του, οι οποίες καθορίζονται βαθμό στον οποίο κάθε λειτουργία θα συμμετάσχει στην ελεύθερη αποκρίση.

Η βασική αρχή του eigenstructure assignment είναι η εκχώρηση των ιδιοτιμών και των ιδιοδιανυσμάτων ενός συστήματος ελέγχου κλειστού βρόχου στις επιθυμητές τιμές μέσω στρατηγικών ανατροφοδότησης εξόδου ή ανατροφοδότησης κατάστασης.

Για μια συγκεκριμένη κατάσταση, αν κάποια στοιχεία στο αντίστοιχο ιδιοδιάνυσμα μπορούν να αντιστοιχηθούν στο μηδέν, μέσω κατάλληλου σχεδιασμού του συστήματος, μπορούν να πραγματοποιηθούν αποζευγμένες αποκρίσεις μεταξύ αυτής της κατάστασης και των άλλων σχετικών καταστάσεων.

Γενικά, η συγκεκριμένη τεχνική έχει εφαρμοστεί ευρέως στο σχεδιασμό συστημάτων ελέγχου πτήσης και είναι γνωστό γεγονός ότι η χρήση της απαιτεί μια εις βάθος γνώση του υπό έλεγχο συστήματος.

Το κύριο χαρακτηριστικό αυτής της μεθόδου είναι ότι επιτρέπει στον σχεδιαστή να ικανοποιεί άμεσα τις προδιαγραφές όσον αφορά την μεταβατική αποκρίση και την απόζευξη μεταξύ των λειτουργιών.

Αν και μια τέτοια μέθοδος δεν αποσκοπεί στην ενίσχυση της σθεναρότητας, προτείνεται σε αρκετές περιπτώσεις. Στη συγκεκριμένη μελέτη, η μεταβολή των ιδιοτιμών γίνεται με τέτοιο τρόπο έτσι ώστε να αποκτηθούν καλά κέρδη βρόγχου και ευσταθή περιθώρια φάσης.

Ο σχεδιασμός μας στοχεύει στην απόκτηση ενός ελεγκτή που είναι αρκετά σθεναρός ώστε να διατηρηθούν τα κριτήρια απόδοσης στο σύνολο του φακέλου πτήσης.

Γενικότερα τα βασικά οφέλη του eigenstructure assignment είναι ότι:

i) Κάνει δυνατή την εύρεση και την εξέταση των προβλημάτων της επίδοσης σε βάθος

ii)Οι παράμετροι στον ελεγκτή, προσφέρουν διαφανή σχέση αιτίου-αποτελέσματος ανάμεσα στις μεταβολές των μεταβλητών σχεδιασμού και την επακόλουθη μεταβολή στην απόκριση του συστήματος. Έχουμε δηλαδή άμεση επαφή με τη φύση του προβλήματος και την αλληλεξάρτηση των μεταβλητών

iii)Διευκολύνονται οι χειρίσμοί του πιλότου

iv)Οι υπολογισμοί γίνονται απλούστερα

Ωστόσο παρουσιάζονται και μειονεκτήματα, τα οποία πηγάζουν από το γεγονός ότι αν υπάρχουν περιορισμοί, μπορεί να είναι αδύνατη η εκχώρηση των ιδιοτιμών κλειστού βρόχου στις επιθυμητές τοποθεσίες. Παρόλα αυτά, αν οι ιδιοτιμές είναι κοντινές προκύπτουσα δυναμική συμπεριφορά μπορεί να είναι αποδεκτή από τον σχεδιαστή.

Στη συγκεκριμένη διπλωματική, το σύστημα στο οποίο θα εφαρμοστεί το eigenstructure assignment είναι ένα πολιτικό αεροσκάφος, όπως έχει αναφερθεί και σε προηγούμενο κεφάλαιο. Πριν προχωρήσουμε στο σχεδιασμό του ελεγκτή, καλό είναι να προσδιοριστούν τόσο οι ανεξάρτητες μεταβλητές ελέγχου, όσο και οι υπό ρύθμιση μεταβλητές.

Όσον αφορά την διαμήκη δυναμική ως μεταβλητές ελέγχου επιλέγονται:

A)Η εκτροπή του πηδαλίου ανόδου-καθόδου

B)Η ώση του κινητήρα

ενώ ως οι μεταβλητές προς ρύθμιση:

A)το υψόμετρο

B)η ταχύτητα

Αντίστοιχα, όσον αφορά την διαμήκη δυναμική ως μεταβλητές ελέγχου επιλέγονται:

A)Η εκτροπή του πηδαλίου κλίσης

B)Η εκτροπή του πηδαλίου διεύθυνσης

ενώ ως οι μεταβλητές προς ρύθμιση:

A)η γωνία πλαγιολίσθησης

B)η γωνία τροχιάς

Γίνεται κατανοητό, ότι το σκάφος είναι ένα MIMO σύστημα. Με τον ελεγκτή θα γίνει προσπάθεια να ανακατασκευαστεί σε κάποιο αριθμό SISO υποσυστημάτων, τα οποία μπορούν να βελτιστοποιηθούν ένα-ένα. Ειδικά σε συστήματα ελέγχου αεροσκαφών, είναι αναγκαία η μείωση της ζεύξης μεταξύ μεταξύ των αξόνων. Γι' αυτό διαλέγουμε συγκεκριμένα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους να επηρεάζονται σχεδόν καθολικά από επιλεγμένες μεταβλητές, μέσω κατάλληλου σχηματισμού των ιδιοδιανυσμάτων. Αυτή η τεχνική απόζευξης των χαρακτηριστικών, βελτιώνει επίσης τη σθεναρότητα του συστήματος ελέγχου.

Στη συγκεκριμένη μελέτη, ο ελεγκτής που θα υλοποιηθεί θα αποτελείται από έναν εσωτερικό και έναν εξωτερικό βρόχο σταθερής μήτρας κέρδους. Θα γίνει προσπάθεια απόκτησης ικανοποιητικών περιθωρίων ευστάθειας κέρδους και φάσης, όπως και υψηλής απόδοσης.

5.3.2.ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΗΣ ΜΕΘΟΔΟΥ

Ο έλεγχος eigenstructure assignment, βασίζεται στον κλασικό έλεγχο τοποθέτησης πόλων (rootlocus), όμως πραγματοποιεί τροποποίηση και των ιδιοτιμών και των ιδιοδιανυσμάτων του δυναμικού συστήματος για την ταυτόχρονη ικανοποίησή τους, χρησιμοποιώντας ανατροφοδότηση.

Έστω το κλασικό γραμμικό χρονικά αμετάβλητο σύστημα στο χώρο κατάστασης:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx$$

όπου ο αριθμός των καταστάσεων είναι n , ο αριθμός των εισόδων είναι n_u , και ο αριθμός των εξόδων είναι n_y .

Οι A , B και C είναι μήτρες κατάλληλων διαστάσεων. Θεωρούμε ότι ο πίνακας άμεσης μετάδοσης D του συστήματος είναι μηδέν για χάρη της απλότητας. Αυτή η παραδοχή είναι συχνά ικανοποιημένη, δεδομένου ότι τα περισσότερα χρονικά αμετάβλητα συστήματα έχουν μια αυστηρά σωστή μήτρα μεταφοράς, και αυτή θα είναι η περίπτωση του γραμμικού συστήματος που θα ασχοληθούμε.

Τα εξωγενή σήματα και ο θόρυβος δεν επηρεάζουν την ιδιομορφική δομή και έτσι μεταφέρονται στο μηδέν. Επίσης, πρέπει να γίνουν οι ακόλουθες τυποποιημένες παραδοχές:

I) οι B και C είναι πλήρους βαθμού

II) (A, B) είναι ελέγξιμο και (A, C) είναι παρατηρήσιμο

Όπως είναι πολύ γνωστό, η λύση είναι

$$x(t) = e^{At}x_0 + \int_0^t e^{A(t-\tau)}Bu(\tau)d\tau$$

$$y(t) = Ce^{At}x_0 + \int_0^t Ce^{A(t-\tau)}Bu(\tau)d\tau$$

Μια πιο αντιπροσωπευτική λύση μπορεί να συνταχθεί με βάση τις ιδιοτιμές και τα ιδιοδιανύσματα της μήτρας A . Αν υποθέσουμε ότι το A έχει διακριτές ιδιοτιμές με αντίστοιχα ιδιοδιανύσματα v_i ορίζουμε τις $(n \times n)$ μήτρες:

$$V = [v_1 v_2 v_3 \dots v_n]$$

$$\Lambda = [\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 \dots \lambda_n]$$

Τότε:

$$AV = V\Lambda$$

Η μήτρα V λέγεται μήτρα ιδιοδιανυσμάτων

Αντίστοιχα ορίζεται διάνυσμα $W = [v_1 v_2 v_3 \dots v_n]^H$, ώστε:

$$WA = \Lambda W$$

$$WV = VW = I$$

Έτσι, οι λύσεις εναλλακτικά γράφονται:

$$x(t) = \sum_1^n e^{\lambda_i t} v_i \left[w_i^H x_0 + \int_0^t e^{-\lambda_i \tau} w_i^H B u(\tau) d\tau \right]$$

$$y(t) = \sum_1^n e^{\lambda_i t} C v_i \left[w_i^H x_0 + \int_0^t e^{-\lambda_i \tau} w_i^H B u(\tau) d\tau \right]$$

με μήτρα συνάτησης μεταφοράς την:

$$G(s) = \sum_1^n (s - \lambda_i)^{-1} C v_i w_i^H B$$

Επίσης, η απόκριση μηδενικής εισόδου της κατάστασης θα είναι

$$x(t) = \sum_1^n e^{\lambda_i t} a_i v_i$$

με a_i τα κλιμακωτά $w_i^H x_0$

Από τα παραπάνω, είναι ξεκάθαρο ότι η απόκριση είναι ένας συνδυασμός πολύ μικρών κινήσεων των ιδιοδιανυσμάτων της μήτρα A , οι οποίες ονομάζονται *system modes*. Σε κάθε *mode* η ιδιοτιμή καθορίζει την καθυστέρηση και το ρυθμό ανόδου της απόκρισης, ενώ τα ιδιοδιανύσματα τη σχέση ζεύξης του κάθε χαρακτηριστικού με την κατάσταση.

Απ' την εξίσωση της εξόδου βλέπουμε πως η ζεύξη του i -οστού *mode* με την έξοδο δίνεται από το Cv_i . Αν $Cv_i = 0$ τότε το χαρακτηριστικό δεν συνεισφέρει στην έξοδο.

Παράλληλα, το $w_i^H B$ μετρά την ζεύξη ανάμεσα στο διάνυσμα εισόδου και το i -οστό *mode*. Αν $w_i^H B u = 0$ το χαρακτηριστικό i δεν επηρεάζεται από τη συγκεκριμένη είσοδο.

Στόχος μας είναι να βρούμε ένα σύστημα ανάδρασης του οποίου η δομή κλειστού βρόχου είναι η επιθυμητή. Πιο συγκεκριμένα, το πρόβλημα μπορεί να δηλωθεί ως εξής: δεδομένου ενός συνόλου επιθυμητών ιδιοτιμών λ_i^d και αντίστοιχων ιδιοδιανυσμάτων v_i^d προσπαθούμε να βρούμε μια $n_u \times n_y$ μήτρα K , τέτοια ώστε οι ιδιοτιμές του συστήματος κλειστού βρόχου ($A-BKC$), να περιλαμβάνουν τις λ_i^d ως υποσύνολο και τα ιδιοδιανύσματά της να είσαι όσο κοντά γίνεται στα v_i^d . Ο νόμος ελέγχου ανατροφοδότησης εξόδου είναι της μορφής:

$$u = -Ky$$

Προχωρώντας στη σύνθεση του ελεγκτή, έστω λ_i, v_i τα ζεύγη ιδιοτιμών-ιδιοδιανυσμάτων του συστήματος κλειστού βρόχου. Τότε:

$$\lambda_i v_i = (A - BKC)v_i$$

ή αλλιώς

$$v_i = -(\lambda_i I - A)^{-1} BKC v_i$$

Αν ορίσουμε τις L_i μήτρες ως:

$$L_i = (\lambda_i I - A)^{-1} B$$

και τα z_i βοηθητικά διανύσματα ως:

$$z_i = -KC v_i$$

Τότε $v_i = L_i z_i$

δηλαδή ένα επιθυμητό ιδιοδιάνυσμα v_i^d πρέπει να υπάρχει στον υποχώρο που ορίζουν οι στήλες της μήτρας L_i και είναι n_y διάστασης.

Για να έχουμε το προκύπτον ιδιοδιάνυσμα όσο το δυνατόν πιο κοντά στο επιθυμητό, γίνεται μια βέλτιστη επιλογή: η προβολή του επιθυμητού ιδιοδιανύσματος πάνω στον επιτεύξιμο υποχώρο z_i , υπολογίζεται ελαχιστοποιώντας το παρακάτω κριτήριο.

$$J_i = \min_{z_i} [v_i^d - L_i z_i]^T R_i [v_i^d - L_i z_i]$$

όπου:

α) z_i η προβολή των επιθυμητών ιδιοδιανυσμάτων στον επιτεύξιμο υποχώρο
β) R_i μια μήτρα βάρους τουλάχιστον n_y διάστασης.

Τα βέλτιστα z_i υπολογίζονται ως:

$$z_i = (L_i^T R_i L_i)^{-1} L_i^T R_i v_i^d$$

ενώ τα επιτεύξιμα ιδιοδιανύσματα ως:

$$v_i^a = L_i z_i, \text{ για } i = 1, \dots, n_y$$

Για να βρεθεί τη μήτρα κέρδους ανάδρασης εξόδου K , επιλέγεται ο μετασχηματισμός ομοιότητας T

$$T = [BP]$$

όπου η P είναι οποιαδήποτε μήτρα κάνει την T να έχει πλήρη τάξη.

Να σημειωθεί ότι αυτό μπορεί να γίνει πάντα αφού έχουμε υποθέσει ότι η μήτρα B είναι πλήρους τάξης.

Έχουμε τότε:

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} = T^{-1}B$$

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \end{bmatrix} = T^{-1}AT$$

$$\bar{C} = CT$$

όπου η A έχει χωριστεί στις πρώτες n_u γραμμές και τις τελευταίες $n_y - n_u$.

Η κατάσταση, οι ιδιοτιμές και οι επιτεύξιμοι ιδιοδιανύτες του μετασχηματισμένου συστήματος δίνονται από:

$$\bar{x} = T^{-1}x$$

$$\bar{\lambda}_i = \lambda_i$$

$$\bar{v}_i^a = \begin{bmatrix} \bar{s}_i \\ \bar{w}_i \end{bmatrix} = T^{-1} v_i^a$$

Μπορούμε να δούμε ότι οι ιδιοτιμές του νέου συστήματος είναι ίσες με τις ιδιοτιμές του αρχικού συστήματος.

Στη συνέχεια, η μήτρα κέρδους K δίνεται από

$$K = -(\bar{S} - \bar{A}_1 \bar{V})(\bar{C} \bar{V})^{-1}$$

όπου

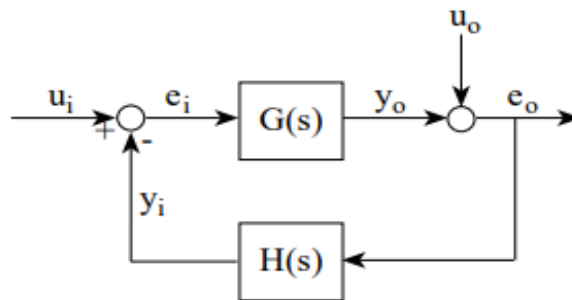
$$\bar{S} = [\lambda_1^d \bar{s}_1, \dots, \lambda_{n_y}^d \bar{s}_{n_y}]$$

$$\bar{V} = [\bar{v}_1^a, \dots, \bar{v}_{n_y}^a]$$

5.3.3.ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΘΕΝΑΡΟΤΗΤΑΣ

Το κριτήριο που θα χρησιμοποιήσουμε για την επιλογή του eigenstructure είναι ένα μέτρο της σθεναρότητας του βρόχου. Πιο κατανοητά:

Έστω ότι ορίζουμε το σύστημα κλειστού βρόχου, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Για να κάνουμε μία εκτίμηση της των περιθωρίων ευστάθειας, ορίζουμε τις συναρτήσεις:

1) ευαισθησίας:

$$S = (I + L)^{-1}$$

2) συμπληρωματικής ευαισθησίας:

$$T = L(I + L)^{-1}$$

3) ισορροπημένης ευαισθησίας:

$$S + T$$

- όπου: i) L είναι η συνάρτηση κέρδους ανοιχτού βρόχου
 ii) S είναι η μήτρα μεταφοράς από την είσοδο u στην έξοδο e ,
 iii) $S+T$ είναι η συνάρτηση μεταφοράς από την είσοδο u στην έξοδο $e+y$

Η τιμή μεγίστου της μέγιστης τιμής των S , T , $S+T$ δίνει εγγύησησθεναρότητας για κάθε συχνότητα.

Οι τύποι που εφαρμόζονται για τον υπολογισμό του περιθωρίου κέρδους GM και του περιθωρίου φάσης PM χρησιμοποιώντας τη συνάρτηση ευαισθησίας είναι οι εξής:

Λειτουργία S :

$$K_m = 1/\sigma(S)$$

$$GM = \left[\frac{1}{1+K_m}, \frac{1}{1-K_m} \right]$$

$$PM = \pm 2\sin^{-1}\left(\frac{K_m}{2}\right)$$

με $K_m \leq 1$

Η ερμηνεία των παραπάνω σχέσεων είναι η ακόλουθη:

Τα κέρδη των βρόχων μπορούν να διαταραχθούν ταυτόχρονα από κέρδη Δi που ικανοποιούν τη σχέση:

$$1/(1+K_m) < \Delta i < 1 = (1-K_m)$$

χωρίς να αποσταθεροποιούν το σύστημα κλειστού βρόχου.

Δηλαδή, το περιθώριο ανοδικού κέρδους είναι τουλάχιστον τόσο μεγάλο όσο $1/(1-K_m)$ και το περιθώριο μείωσης κέρδους τόσο μικρό όσο $1 = (1+K_m)$. Ομοίως, οι βρόχοι ανατροφοδότηση μπορεί να διαταράσσονται ταυτόχρονα από τις φάσεις Φi που ικανοποιούν την σχέση:

$$|\Phi i| < 2\sin^{-1}(K_m/2), \text{ χωρίς αποσταθεροποίηση του συστήματος κλειστού βρόχου.}$$

Το καλύτερα δυνατά περιθώρια κέρδους και περιθώρια φάσης αποκτούνται όταν $\sigma(S)=1$.

Στην περίπτωση αυτή το περιθώριο κέρδους είναι

$$GM = [-6dB, \infty dB]$$

και το περιθώριο φάσης είναι

$$PM = \pm 60^\circ$$

Οι τύποι που χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό του περιθωρίου κέρδους GM και του περιθωρίου φάσης PM χρησιμοποιώντας τη συμπληρωματική συνάρτηση ευαισθησίας είναι οι εξής:

Λειτουργία T :

$$K_m = 1/\sigma(T)$$

$$GM = [1 - K_m, 1 + K_m]$$

$$PM = \pm 2 \sin^{-1} \left(\frac{K_m}{2} \right)$$

με $K_m \leq 1$

Η ερμηνεία είναι παρόμοια με την περίπτωση λειτουργίας ευαισθησίας S. Το καλύτερο δυνατό περιθώριο κέρδους είναι τώρα

$$GM = [-\infty dB, 6dB], \text{ όταν } \overline{\sigma(S)} = 1$$

και το καλύτερο δυνατό περιθώριο φάσης είναι

$$PM = \pm 60^\circ.$$

Τέλος, οι τύποι που εφαρμόζονται για τον υπολογισμό του περιθωρίου κέρδους GM και το περιθώριου φάσης PM χρησιμοποιώντας τη λειτουργία ισορροπημένης ευαισθησίας είναι οι εξής:

Λειτουργία S + T:

$$K_m = 1/\overline{\sigma(S+T)}$$

$$GM = [(1 - K_m)/(1 + K_m), (1 + K_m)/(1 - K_m)]$$

$$PM = \pm 2 \sin^{-1} \left(\frac{K_m}{2} \right)$$

με $K_m \leq 1$

Η ερμηνεία είναι παρόμοια με την περίπτωση λειτουργίας ευαισθησίας. Εδώ το καλύτερο δυνατό περιθώριο κέρδους είναι

$$GM = [-\infty dB, \infty dB] \text{ όταν } \overline{\sigma(S+T)} = 1$$

και το καλύτερο δυνατό περιθώριο φάσης είναι

$$PM = \pm 90^\circ.$$

5.3.4.ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΚΥΚΛΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

Ο κύκλος σχεδιασμού συνοψίζεται στο ακόλουθο σχήμα:

1. Ανάλυση του γραμμικού και μη γραμμικού μοντέλου της εγκατάστασης.
2. Επιλογή του eigenstructure και υπολογισμός κέρδους.
3. Ανάλυση του συστήματος ανοιχτού και κλειστού βρόχου (γραμμικό και μη γραμμικό μοντέλο).
4. Διαδικασία σθεναροποίησης(επανάληψη).
- 5.Επανάληψη των παραπάνω

Όπως είδαμε στην προηγούμενη ενότητα, μεταξύ όλων των κριτηρίων σχεδιασμού μόνο αυτά τηςεπίδοσης ,που σχετίζονται άμεσα με την μεταβατική απόκριση του συστήματος, μπορούν να ερμηνευθούν σχεδόν άμεσα από την άποψη των ιδιοτιμών. Τα υπόλοιπα πρέπει να αναλυθούν αφού έχει επιλεγεί ένα σύνολο ιδιοτιμών και έχει βρεθεί ο ελεγκτής. Για αυτό τα κριτήρια αυτά αποτελούν βάση για το σχεδιασμό που ακολουθεί.

Η μέθοδος που έχουμε χρησιμοποιήσει για την επιλογή ενός eigenstructure εξηγείται παρακάτω:

i) αναλύουμε τα κριτήρια σχεδιασμού και τη ζεύξη των χαρακτηριστικών του μοντέλου με τις καταστάσεις, τις εισόδους και τις εξόδους. Αυτή η ανάλυση χρησιμοποιείται ως οδηγός για την επιλογή των αποτελεσμάτων για την ανατροφοδότηση και γιατο eigenstructure.

ii)επιλέγεται ένα σύνολο ιδιοτιμών που πληρούν τα όρια της μεταβατικής απόκρισης σύμφωνα με τις απαιτήσεις και είναι κοντά στα φυσικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Μετά από αυτό, τα συσχετισμένα ιδιοδιανύσματα τους επιλέγονται για να επιτύχουν την επιθυμητή απόζευξη μεταξύ των των χαρακτηριστικών του αεροσκάφους.

iii) με το επιλεγμένο eigenstructure υπολογίζουμε το κέρδος ανάδρασης και αναλύουμε:

- την ευστάθεια και τα περιθώρια ευστάθειας
- τον χρόνο απόκρισης του συστήματος
- την απόζευξη των αποκτημένων λειτουργιών(modes)

Την παραπάνω διαδικασία σχεδιασμού την επαναλαμβάνουμε μέχρι να θεωρήσουμε πως δεν υπάρχουν πλέον περιθώρια βελτίωσης.

Στη συνέχεια του κεφαλαίου παρουσιάζονται εκτεταμένα οι αναλύσεις της εγκάρσιας και της διαμήκους δυναμικής για την κατασκευή των αντίστοιχων ελεγκτών.

5.3.4.1. διαμίκης δυναμική

Ο παρακάτω πίνακας,δίνει τις ιδιοτιμές και ορισμένες σχετιζόμενες παραμέτρους του μοντέλου.Παρουσιάζονται 4 λειτουργίες.Οι πρώτες 2 αντιστοιχούν στο φυγοειδές και τη μικρή περίοδο αντίστοιχα ενώ η τρίτη και τέταρτη στους ενεργοποιητές. Χρήσιμες πληροφορίες για τη φάση σχεδιασμού μπορούν να ληφθούν μελετώντας τη ζεύξη των λειτουργιών με τις καταστάσεις, τις εξόδους και τα σήματα εισόδου.

Eigenvalues	$-0.0115 \pm 0.1237i$	$-0.8299 \pm 1.0797i$	-0.6667	-6.6667
Damping	0.0926	0.6094	-	-
Freq.(rad/s)	0.1242	1.3618	-	-
Rise time(s)	7.9	1.30	3.30	0.33
Settling time(s)	400	5.83	6.91	0.69

Παράλληλα ,η παρακάτω εικόνα δείχνει για κάθε ιδιοτιμή, την απόλυτη τιμή του αντίστοιχου κανονικοποιημένου ιδιοδιανύσματος μιας κατάστασης. Εξετάζοντας τις γραμμές παίρνουμε πληροφορίες σχετικά με τη ζεύξη μιας κατάστασης με κάθε χαρακτηριστικό, ενώ κοιτώντας τις στήλες παίρνουμε πληροφορίες σχετικά με την ζεύξη ενός χαρακτηριστικού με κάθε κατάσταση.

Mode	Phugoid	Short Period	Throttle	Tailplane
η	0.0016	0.0140	0.0018	0.0940
θ	0.0129	0.0103	0.0026	0.0141
u_B	0.9887	0.0154	0.6155	0.0154
w_B	0.1496	0.9997	0.7879	0.9695
X_T	0	0	0	0.2253
X_{TH}	0	0	0.0180	0

Γίνεται αντιληπτό ότι:

- i)Το φυγοειδές είναι έντονα συζευγμένο με την u_B και λιγότερο με την w_B
- ii)Η μικρή περίοδος είναι έντονα συζευγμένη με την w_B και λιγότερο με την u_B
- iii)Το η είναι έντονα συζευγμένο με την μικρή περίοδο και λιγότερο με το φυγοειδές
- iv)Το θ είναι έντονα συζευγμένο με το φυγοειδές και λιγότερο με τη μικρή περίοδο
- v)Η ώθηση έχει σχεδόν την ίδια ζεύξη με τις u_B και w_B οπότε έχει και ίδια ζεύξη με τοφυγοειδές και τη μικρή περίοδο

vi) Η άνοδος/κάθοδος είναι έντονα συζευγμένη με την w_B και λιγότερο με την u_B , επομένως είναι εντονότερα συζευγμένη με τη μικρή περίοδο από ότι με το φυγοειδές.

Συμπερασματικά, Το φυγοειδές είναι κυρίως χαρακτηριστικό της αεροδυναμικής ταχύτητας ενώ η μικρή περίοδος της γωνίας προσβολής και του ρυθμού πρόνευσης.

Λαμβάνοντας υπόψιν τα παραπάνω, καθώς και τις απόλυτες τιμές των διανυσμάτων Cv_i που φαίνονται παρακάτω:

Mode	Phugoid	Short Period	Throttle	Tailplane
η	0.0016	0.0140	0.0018	0.0940
n_x	0.0044	0.0075	0.0440	0.0024
n_z	0.0130	0.0680	0.0390	0.1081
w_V	1.0022	0.4948	0.5952	0.1560
V_A	0.9838	0.0447	0.5920	0.0132

κατανοούμε πως:

i) το φυγοειδές είναι ισχυρά συζευγμένο με τα w_V και V_A , με πρακτικά την ίδια ισχύ αλλά, ενώ η μικρή περίοδος είναι ελαφρώς συζευγμένη με τη V_A , συνδέεται έντονα και με τη w_V .

ii) το n_z έχει μια ισχυρότερη σύζευξη με την μικρή περίοδο από ό, τι έχει το φυγοειδές

iii) το n_z έχει σχεδόν την ίδια σύζευξη τόσο με τη μικρή περίοδο όσο και με το φυγοειδές. επίσης ισχυρότερη σύζευξη με την ώθηση, απ' ότι με την άνοδο/κάθοδο.

Τέλος, παρουσιάζεται η σύζευξη των λειτουργιών με τις εισόδους. Εξετάζοντας τον επόμενο πίνακα που δείχνει την απόλυτη τιμή του διανύσματος $w_i^T B$, συμπεραλινόμε ότι η είσοδος της ώθησης έχει σχεδόν την ίδια σύζευξη και με το φυγοειδές και τη μικρή περίοδο, αλλά η είσοδος του tailplane έχει ισχυρότερη σύζευξη με τη μικρή περίοδο απ' ότι με το φυγοειδές

Modes	δ_T	δ_{TH}
Phugoid	33.4	14.4
Short Period	98.2	12.8
Throttle	0	36.9
Tailplane	29.6	0

Στη συνέχεια, γίνεται η επιλογή εξόδων για ανατροφοδότηση. Μπορούμε να καθορίσουμε τόσες ιδιοτιμές κλειστού βρόχου, όσες οι εξοδοί που θα ανατροφοδοτήσουμε. Έτσι, χρειαζόμαστε τέσσερις μετρήσεις τις q, n_z, w_v, V_A . Αφού πρέπει το αεροσκάφος να ακολουθεί εντολές για το υψόμετρο, την γωνία ίχνους πτήσης και την ταχύτητα, προσθέτουμε από έναν ολοκληρωτή σε κάθε μια από τις δύο τελευταίες μεταβλητές και με την πρώτη θα ασχοληθούμε στον εξωτερικό βρόχο.

Η επιθυμητή κατασκευή των ιδιοτιμών και ιδιοδιανυσμάτων του συστήματος κλειστού βρόχου, που επιλέξαμε μετά τις αναλύσεις μας, για τον εσωτερικό βρόχο, φαίνεται παρακάτω, όπου θέτουμε 1 στα στοιχεία των ιδιοδιανυσμάτων όπου επιθυμούμε απόλυτη ζεύξη και 0 όπου επιθυμούμε πλήρη απόζευξη:

Mode	Phugoid	Short Period	Throttle	$\int w_V$	$\int V_A$
Eigenvalues	-0.4376 $\pm 0.0624i$	-0.9059 $\pm 0.4388i$	-0.5	-2.0000	-1.9000
q	x x	1 x	x	x	x
θ	x 1	x x	x	x	x
u_B	1 x	0 0	x	0	x
w_B	0 0	x 1	x	x	0
X_T	x x	x x	x	x	x
X_{TH}	x x	x x	1	x	x
$delay \delta_T$	x x	x x	x	x	x
$delay \delta_{TH}$	x x	x x	x	x	x
$\int w_V$	0 0	x x	x	1	0
$\int V_A$	x x	0 0	x	0	1

Γίνεται κατανοητό ότι:

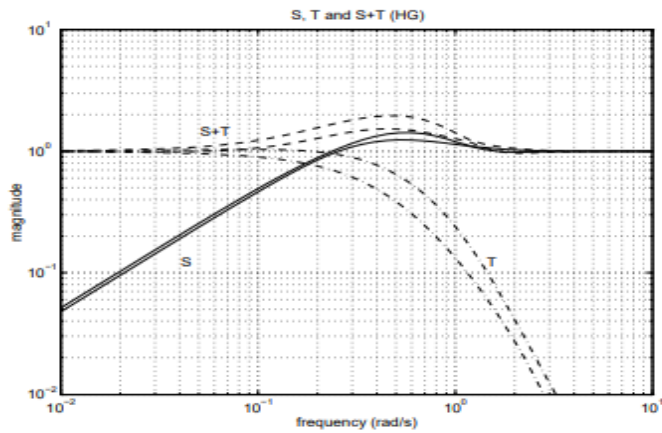
- i) Στα ιδιοδιανύσματα του φυγοειδούς η γωνία προσβολής και η κατά πρόσωπο ταχύτητα είναι συζευγμένες ενώ η εγκάρσια ταχύτητα και το ολοκληρωμένο σφάλμα της w_v έχουν ρυθμιστεί στο μηδέν.
- ii) Στα ιδιοδιανύσματα του φυγοειδούς η γωνία προσβολής και η κατά πρόσωπο ταχύτητα είναι συζευγμένες ενώ η εγκάρσια ταχύτητα και το ολοκληρωμένο σφάλμα της w_v έχουν ρυθμιστεί στο μηδέν.

Για τον υπολογισμό της μήτρας κέρδους χρησιμοποιήθηκε, κατάλληλα σχεδιασμένος κώδικας Matlab. Τελικά, μετά τους υπολογισμούς, προκύπτουν οι εξής απόλυτες τιμές των Cv_i του εσωτερικού κλειστού βρόγχου:

Mode	Phugoid	Short Period	Throttle	$\int w_V$	$\int V_A$	Tailplane
Eigenvalues	-0.4376 $\pm 0.0624i$	-0.9059 $\pm 0.4388i$	-0.5	-2.0000	-1.9000	-2.4880
q	0.0007	0.0056	0.0003	0.0181	0.0008	0.0252
n_x	0.0196	0.0057	0.0183	0.0060	0.1708	0.0127
n_z	0.0014	0.0539	0.0138	0.0533	0.0066	0.0464
w_V	0.0166	0.5291	0.2814	0.2658	0.0083	0.1878
V_A	0.4014	0.0126	0.3386	0.0234	0.8804	0.0042
$\int w_V$	0.0376	0.5257	0.5628	0.1329	0.0044	0.0755
$\int V_A$	0.9081	0.0125	0.6773	0.0117	0.4634	0.0017

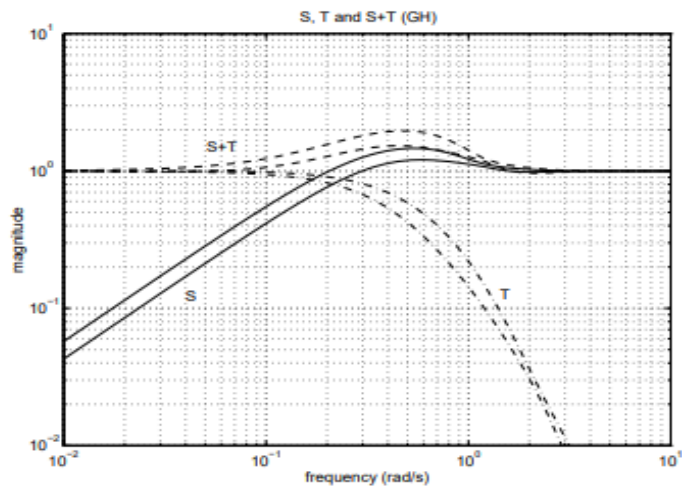
Το φυγοειδές εξαρτάται κυρίως από τη V_A και η μικρή περίοδος από τη w_v .

Τώρα, ως προς τα περιθώρια ευστάθειας στην είσοδο, με βάση προηγούμενες αναλύσεις, προκύπτουν τα παρακάτω όρια:



Function	$\bar{\sigma}$	ω	$K_m = 1/\bar{\sigma}$	Gain margin (dB)	Phase margin (deg)
S	1.42	0.57	0.70	[-4.6, 10.6]	± 41.2
T	1.03	0.09	0.98	[-29.7, 5.9]	± 57.8
$S + T$	1.96	0.48	0.51	[-9.8, 9.8]	± 54.1

Ενώ αντίστοιχα, όσον αφορά τα περιθώρια ευστάθειας στην έξοδο έχουμε:



Function	$\bar{\sigma}$	ω	$K_m = 1/\bar{\sigma}$	Gain margin (dB)	Phase margin (deg)
S	1.47	0.54	0.68	[-4.5, 10.0]	± 39.9
T	1.00	0.02	1.00	[-54.4, 6.0]	± 59.9
$S + T$	1.96	0.46	0.51	[-9.8, 9.8]	± 54.1

5.3.4.2. εγκαρσία δυναμική

Η ακολουθούμενη διαδικασία είναι ανάλογη με αυτή που χρησιμοποιείται με το διαμήκες μοντέλο. Αρχικά, όπως φαίνεται στους παρακάτω 2 πίνακες μελετούμε τους ενεργοποιητές, τις ιδιοτιμές, τα ιδιοδιανύσματα και ορισμένες σχετιζόμενες παραμέτρους του μοντέλου ανοιχτού βρόγχου.

Eigenvalues	0	-0.2512 $\pm 0.5953i$	-0.1537	-1.3012	-6.6667	-3.3333
Damping	-	0.3888	-	-	-	-
Freq.(rad/s)	-	0.6461	-	-	-	-
Rise time(s)	-	1.9793	14.2991	1.6886	0.3296	0.6592
Settling time(s)	-	18.6590	29.9695	3.5390	0.6908	1.3816

Mode	Heading	Dutch roll	Spiral	Roll Sub.	Aileron	Rudder
Eigenvalues	0	-0.2512 $\pm 0.5953i$	-0.1537	-1.3012	-6.6667	-3.3333
p	0	0.0170	0.0140	0.7897	0.1536	0.0524
r	0	0.0057	0.0103	0.0524	0.0015	0.0467
ϕ	0	0.0262	0.0894	0.6057	0.0230	0.0153
ψ	1	0.0089	0.0673	0.0402	0.0002	0.0140
v_B	0	0.9995	0.9936	0.0712	0.0011	0.9143
X_A	0	0	0	0	0.9879	0
X_R	0	0	0	0	0	0.3984

Σε αντιπαραβολή με τη διαμήκη δυναμική, στους παρακάτω 2 πίνακες παρουσιάζονται οι απόλυτες τιμές των Cv_i και $w_i^T B$, που καθορίζουν τη ζεύξη των χαρακτηριστικών με τις εξόδους και εισόδους αντίστοιχα:

	Heading	Dutch roll	Spiral	Roll Sub.	Aileron	Rudder
Outputs	0	-0.2512 $\pm 0.5953i$	-0.1537	-1.3012	-6.6667	-3.3333
β	0	0.0125	0.0124	0.0009	0.0000	0.0114
p	0	0.0170	0.0140	0.7897	0.1536	0.0524
r	0	0.0057	0.0103	0.0524	0.0015	0.0467
ϕ	0	0.0262	0.0894	0.6057	0.0230	0.0153
χ	1.0000	0.0035	0.0575	0.0568	0.0004	0.0030

Modes	δ_A	δ_R
Heading	0.4933	0.6742
Dutch roll	4.6841	26.8198
Spiral	9.3696	13.7765
Roll sub.	1.3080	0.0096
Aileron	6.7485	0
Rudder	0	8.3678

Η επιλογή των ιδιοδιανυσμάτων γίνεται με τέτοιο τρόπο, ώστε να παραχθεί η απαραίτητη απόζευξη μεταξύ των καταστάσεων και των εξόδων. Από τους παραπάνω πίνακες παρατηρούμε ότι:

- i) Στην περιστροφική κίνηση δίνεται έμφαση στην περιστροφή ενώ ο ρυθμός εκτροπής και η v_B θέτονται στο μηδέν.
- ii) Στο σπειροειδές δίνεται έμφαση στη γωνία περιστροφής ενώ η v_B τίθεται στο μηδέν για να αποφύγουμε την πλαγιολίσθηση σε σταθερές στροφές.
- iii) Η κατεύθυνση εξαρτάται αποκλειστικά από τη γωνία διεύθυνσης ψ και η v_B τίθεται στο μηδέν για να αποφύγουμε την πλαγιολίσθηση σε σταθερές στροφές.
- iv) Στο σφάλμα πλαγιολίσθησης η γωνία και ο ρυθμός περιστροφής είναι μηδέν, ενώ
- v) στο σφάλμα τροχιάς η v_B είναι μηδέν. Και τα δύο χαρακτηριστικά εξαρτώνται αποκλειστικά από τις αντίστοιχες καταστάσεις
- vi) Στην ολλανδική περιστροφή ο ρυθμός εκτροπής και η εγκάρσια ταχύτητα είναι συζευγμένα ενώ η ζεύξη με τη γωνία και το ρυθμό περιστροφής καταστέλλεται

Με βάση τα παραπάνω, το ιδανικό eigenstructure assignment, συνοψίζεται στον παρακάτω πίνακα:

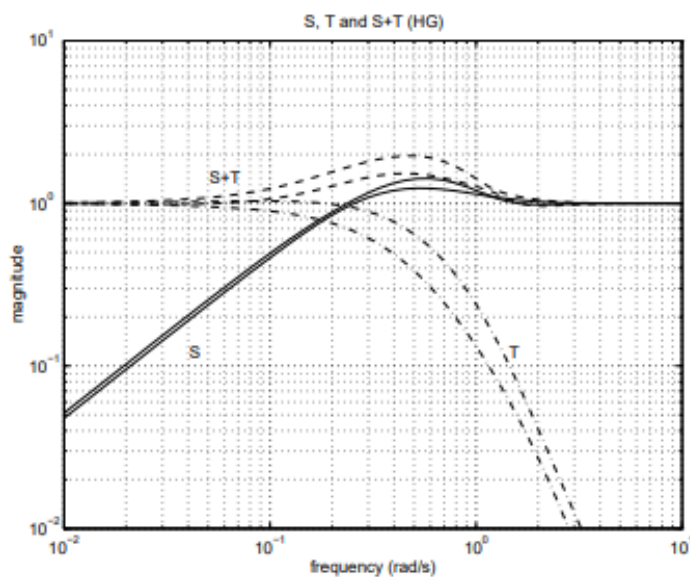
Mode	Dutch roll	Spiral	Roll Sub.	Heading	$\int \beta$	$\int \chi$
Eigenvalues	$-0.8 \pm 0.6i$	-0.4	-1	-0.8	-1.5	-1.4
p	0 0	x	1	x	0	x
r	1 x	x	0	x	x	x
ϕ	0 0	1	x	x	0	x
ψ	x x	x	x	1	x	x
v_B	x 1	0	0	0	x	0
X_A	x x	x	x	x	x	x
X_R	x x	x	x	x	x	x
Delay δ_a	x x	x	x	x	x	x
Delay δ_r	x x	x	x	x	x	x
$\int \beta$	x x	x	x	x	1	x
$\int \chi$	x x	x	x	x	x	1

Για τον υπολογισμό της μήτρας κέρδους χρησιμοποιήθηκε όπως και πριν, κατάλληλα σχεδιασμένος κώδικας Matlab. Τελικά, μετά τους

υπολογισμούς, προκύπτουν οι εξής απόλυτες τιμές των Cv_i του εσωτερικού κλειστού βρόγχου:

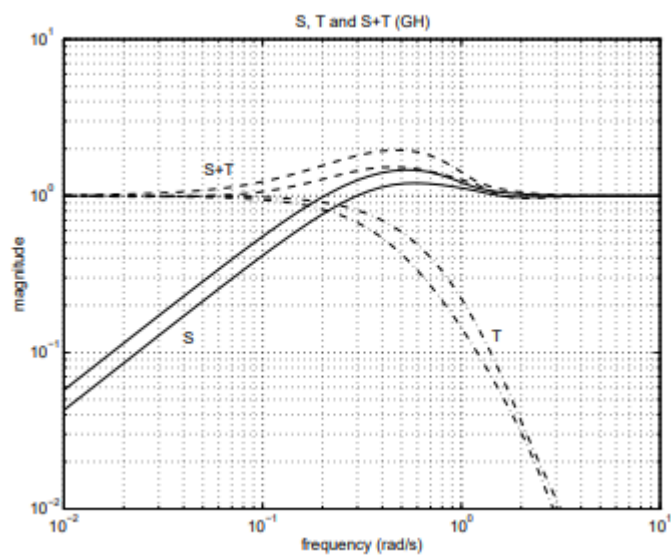
Mode	Heading	Dutch Roll	Spiral	Roll Sub.	Aileron	Rudder	$\int \beta$	$\int \chi$
Eigenvalues	-0.8000	-0.8000 $\pm 0.6000i$	-0.4000	-1.0000	-3.0478	-0.6075	-1.5000	-1.4000
β	0.0000	0.0125	0.0000	0.0000	0.0014	0.0124	0.0125	0.0000
p	0.5727	0.0002	0.2825	0.6789	0.4154	0.0625	0.0002	0.8083
r	0.0695	0.0113	0.0745	0.0625	0.0004	0.0047	0.0183	0.0473
ϕ	0.7134	0.0002	0.7090	0.6771	0.1363	0.1026	0.0002	0.5764
χ	0.1075	0.0020	0.2088	0.0821	0.0054	0.0230	0.0003	0.0504
$\int \beta$	0.0000	0.0125	0.0000	0.0000	0.0004	0.0203	0.0083	0.0000
$\int \chi$	0.1344	0.0020	0.5219	0.0821	0.0018	0.0379	0.0002	0.0360

Όσον αφορά τα περιθώρια ευστάθειας στην είσοδο, από τον κατάλληλο κώδικα matlab προκύπτουν τα εξής όρια:



Function	$\bar{\sigma}$	ω	$K_m = 1/\bar{\sigma}$	Gain margin (dB)	Phase margin (deg)
S	1.43	0.65	0.70	[-4.6, 10.4]	± 40.8
T	1.18	0.21	0.85	[-16.2, 5.3]	± 50.0
$S + T$	2.19	0.46	0.46	[-8.6, 8.6]	± 49.2

Αντίστοιχα, τα περιθώρια ευστάθειας στην έξοδο προκύπτουν:



Function	$\bar{\sigma}$	ω	$K_m = 1/\bar{\sigma}$	Gain margin(dB)	Phase margin deg)
S	1.71	0.50	0.59	$[-4.0, 7.7]$	± 34.1
T	1.01	0.04	0.99	$[-43.3, 6.0]$	± 59.5
$S + T$	2.19	0.46	0.46	$[-8.6, 8.6]$	± 49.2

Τα παραπάνω αποτελέσματα, όπως και αυτά της διαμήκους δυναμικής, προκύπτουν ιδιαίτερα ικανοποιητικά.

5.4 QFT

5.4.1.ΓΕΝΙΚΑ

Αφού κατέστη δυνατόν να ελαχιστοποιήσουμε όσο ήταν δυνατόν τη ζεύξη μεταξύ των καταστάσεων, προχωρούμε και στην υλοποίηση του δεύτερου ελέγχου, μέσω της τεχνικής του QFT. Σχεδιάζουμε ουσιαστικά τον QFT ελεγκτή σαν εξωτερικό βρόχο του eigenstructure. Επιλεγουμε να το κάνουμε αυτό για να προσδώσουμε επιπλέον σθεναρότητα στο σύστημα, καθώς η τεχνική του eigenstructure assignment δεν μας καλύπτει πλήρως, ειδικά όσον αφορά τις μεταβολές στη σθεναρότητα που παρουσιάζονται όταν αλλάζουμε το σημείο ισορροπίας ή λόγω των αβεβαιοτήτων στις παραμέτρους του συστήματος.

Γενικότερα, ο έλεγχος QFT (Quantitative feedback theory), σχεδιάστηκε αρχικά για να σχεδιάσει ανθεκτικούς ελεγκτές για πολύ αβέβαια, γραμμικά χρονικά-αμετάβλητα συστήματα (LTI), μονής εισόδου (SISO), μέσω δομής σχεδιασμού δύο βαθμών ελευθερίας. Τα πρακτικά συστήματα ελέγχου έχουν συχνά πολλαπλές εισόδους και πολλαπλές εξόδους, όπως είναι το σύστημα ελέγχου πτήσης που ασχολούμαστε.

Η βασική αρχή είναι να μετατραπεί το σύστημα MIMO σε ένα αριθμό υποσυστημάτων MISO ενός βρόχου, όπου τα αποτελέσματα σύζευξης μεταξύ των υποσυστημάτων αντιμετωπίζονται ως εισροές διαταραχών. Αυτά τα αποτελέσματα συζεύξεως πρέπει να απορριφθούν στο σχεδιασμό QFT κάθε υποσυστήματος.

Χρησιμοποιώντας τη θεωρία σταθερών σημείων, το πρόβλημα MIMO για ένα σύστημα $m \times m$ μπορεί να διαχωριστεί σε m ισοδύναμα συστήματα MISO και σε m^2 προβλήματα προ-φίλτρου / πολλαπλής ζεύξης.

Αυτά μπορούν να σχεδιαστούν από την τεχνική σχεδιασμού SISO QFT.

Ένα ευεργετικό παραπροϊόν του σχεδιασμού MIMO QFT είναι η κατά προσέγγιση απόζευξη του προκύπτοντος συστήματος ελέγχου κλειστού βρόχου. Ωστόσο, οι απαιτήσεις απόρριψης-διαταραχής συχνά κυριαρχούν στις απαιτήσεις επιδόσεων παρακολούθησης στο σχεδιασμό κάθε υποσυστήματος.

Αυτό μπορεί να οδηγήσει σε υψηλά κέρδη ελέγχου που μπορούν να προκαλέσουν κορεσμό του ενεργοποιητή και να μειώσουν την απόδοση του βρόχου ελέγχου καθώς και να οδηγήσουν σε overdesign (μεγαλύτερα περιθώρια από τα απαιτούμενα). Για να ξεπεραστούν αυτά τα προβλήματα, το QFT συνδυάζεται με άλλες τεχνικές ελέγχου. Με το σωστό σχεδιασμό του ΕΑ, μπορεί να επιτευχθεί καλή απόδοση απόζευξης στο μοντέλο του συστήματος, κάτι το οποίο μπορεί να επιτρέψει την αποδόμηση του συστήματος MIMO σε αποζευγμένα SISO υποσυστήματα. Στη συνέχεια, μπορεί να χρησιμοποιηθεί η τεχνική SISO QFT.

Στη βασική προσέγγιση SISO QFT εφαρμόζεται μια δομή ελέγχου ανατροφοδότησης δύο βαθμών ελευθερίας, όπως απεικονίζεται παρακάτω:



όπου το P είναι το σύνολο συναρτήσεων μεταφοράς που περιγράφει τις αβεβαιότητες των παραμέτρων του μοντέλου, G είναι ο αντισταθμιστής και F συνάρτηση μεταφοράς στην είσοδο που έχει το ρόλο του προ-φίλτρου.

Η μέθοδος QFT λαμβάνει υπόψη τις "ποσοτικές" πληροφορίες σχετικά με τη μεταβλητότητα (αβεβαιότητα) της εγκατάστασης, τις ισχυρές απαιτήσεις επιδόσεων, τις προδιαγραφές παρακολούθησης-απόδοσης και το αναμενόμενο εύρος διαταραχών.

Η έξοδος $y(t)$ απαιτείται να παρακολουθεί το σήμα εισόδου $r(t)$ και να απορρίπτει τις εξωτερικές διαταραχές $d_1(t)$ και $d_2(t)$. Ο αντισταθμιστής από την άλλη πρέπει να είναι σχεδιασμένος έτσι ώστε οι μεταβολές του $y(t)$ να βρίσκονται σε ένα επιθυμητό εύρος τιμών με πολύ μικρή επίδραση από τις διαταραχές, ενώ το φίλτρο πρέπει να σχεδιαστεί ώστε να έχουμε την επιθυμητή ακολούθηση του σήματος αναφοράς $r(t)$.

Ο σχεδιασμός του QFT πραγματοποιείται χρησιμοποιώντας τα διάγράμματα Nichols. Επειδή το ολικό μοντέλο θεωρείται ένα σύνολο συστημάτων και όχι ένα μόνο σύστημα, το μέγεθος και η φάση των συστημάτων (σε κάθε επιλεγμένη συχνότητα) αποδίδει ένα σύνολο από σημεία στο διάγραμμα Nichols, τα οποία σχηματίζουν μια συνδεδεμένη περιοχή ή ένα σύνολο αποσυνδεδεμένες περιοχές, που ονομάζεται template (περίγραμμα). Τα μεγαλύτερα templates δηλώνουν μεγαλύτερη αβεβαιότητα. Αυτά τα templates χρησιμοποιούνται στη συνέχεια, μαζί με τις προδιαγραφές απόδοσης, για να καθοριστούν ο τομέας της συχνότητας που πρέπει να βρίσκεται η απόκριση συχνοτήτων ανοιχτού βρόχου του συστήματος. Τα «όρια σταθερότητας» υπολογίζονται χρησιμοποιώντας αυτά τα πρότυπα και το περιθώριο φάσης. Τα «όρια παρακολούθησης-απόδοσης» παράγονται χρησιμοποιώντας τα templates και τα άνω και κάτω όρια στις αποκρίσεις στον τομέα συχνοτήτων. Το ανώτερο όριο των «ορίων διαταραχής» προκύπτει βάση των προδιαγραφών απόρριψης διαταραχών. Ορισμένα άλλα όρια απόδοσης, όπως όρια ελέγχου-προσπάθειας, όρια απόρριψης θορύβου κλπ., εξάγονται επίσης με βάση τα templates και τα αντίστοιχα όρια απόδοσης. Τέλος, τα «σύνθετα όρια απόδοσης» κατασκευάζονται λαμβάνοντας τις πιο περιοριστικές περιοχές όλων των λαμβανόμενων υπόψιν ορίων απόδοσης. Ο αντισταθμιστής σχεδιάζεται μέσω μιας διαδικασίας «διαμόρφωσης βρόχου» στο επίπεδο Nichols, όπου τα σύνθετα όρια που εκτιμώνται στις δοκιμαστικές συχνότητες και τα χαρακτηριστικά της ονομαστικής λειτουργίας μεταφοράς ανοικτού βρόχου παρουσιάζονται με γραφικό τρόπο. Η σχεδίαση γίνεται με την προσθήκη κέρδους ή δυναμικών στοιχείων στις ονομαστικές αποκρίσεις συχνότητας για να αλλάξει το σχήμα της συνάρτησης μεταφοράς ανοιχτού βρόχου ώστε να ικανοποιούνται τα όρια που θέσαμε νωρίτερα, για κάθε

δοκιμαστική συχνότητα . Ο τελικός αντισταθμιστής είναι απλά το σύνολο των κερδών και των δυναμικών στοιχείων.

Στη συγκεκριμένη εργασία, ο σχεδιασμός έγινε με τη βοήθεια του QFT toolbox του Matlab, μέσω διαδραστικού γραφικού περιβάλλοντος, όπου τα αποτελέσματα της πρόσθεσης κέρδους, μηδενικού ή πόλου είναι εύκολα και άμεσα εμφανή, οπότε είναι άμεση η σύγκριση περιπλοκότητας και απόδοσης μεταξύ διαφορετικών σχεδιασμών ελεγκτών.

Ο σχεδιασμός του φίλτρου απ' την άλλη, επιτυγχάνεται από ένα διάγραμμα Bode για να σχηματίσει την απόκριση συχνότητας κλειστού βρόχου και να ακολουθείται το σήμα αναφοράς ικανοποιώντας τις απαιτήσεις που έχουμε θέσει.

5.4.2.ΣΥΝΔΥΑΣΜΟΣ ΕΑ/QFΤΕΛΕΓΧΟΥ

Με τα αποτελέσματα του eigenstructure assignment, οι νέες μήτρες που περιγράφουν το σύστημα κλειστού βρόχου στο χώρο κατάστασης είναι οι παρακάτω:

$$A_c = A - BKC$$

$$B_c = B$$

(Κ είναι το κέρδος που προέκυψε μέσω του eigenstructure assignment).

Τότε, συνδυάζοντας τα παραπάνω με την τεχνική του QFT, προκύπτει η εξής μήτρα συναρτήσεων μεταφοράς για το κλειστό σύστημα:

$$P = C_c(sI - A_c)^{-1}B_c$$

όπου ο P αποτελεί πίνακα, κάθε στοιχείο του οποίου είναι μια συνάρτηση μεταφοράς από μία είσοδο προς μία έξοδο.

Ωστόσο, αφού έχει επιτευχθεί απόζευξη ανάμεσα στις καταστάσεις και τα χαρακτηριστικά της πτήσης, οι συναρτήσεις μεταφοράς που παριστάνουν τη σχέση μεταξύ μιας εισόδου και μιας εξόδου διαφορετικής από την αντίστοιχη είσοδο, δηλαδή τα μη διαγώνια στοιχεία της μήτρας P μπορούν να θεωρηθούν ίσα με μηδέν, δηλαδή ο P είναι ένας διαγώνιος πίνακας.

Είναι φανερό λοιπόν ότι με τις παραπάνω διεργασίες, το αρχικό MIMO σύστημα μετατρέπεται σε πολλά ανεξάρτητα SISO υποσυστήματα. Κάθε υποσύστημα θα έχει ως συνάρτηση μεταφοράς το αντίστοιχο διαγώνιο στοιχείο της P.

Στη συνέχεια, σε κάθε ανεξάρτητο SISO υποσύστημα πραγματοποιείται ο SISO QFT έλεγχος για λόγους αύξησης της σθεναρότητας.

Στη συγκεκριμένη εργασία, επιλέχθηκαν 4 SISO υποσυστήματα στα οποία πραγματοποιήθηκε ο SISO QFT έλεγχος.

Από τη διαμήκη δυναμική επιλέχθηκαν τα υποσυστήματα με μεταβλητές

1) την οριζόντια ταχύτητα u_B

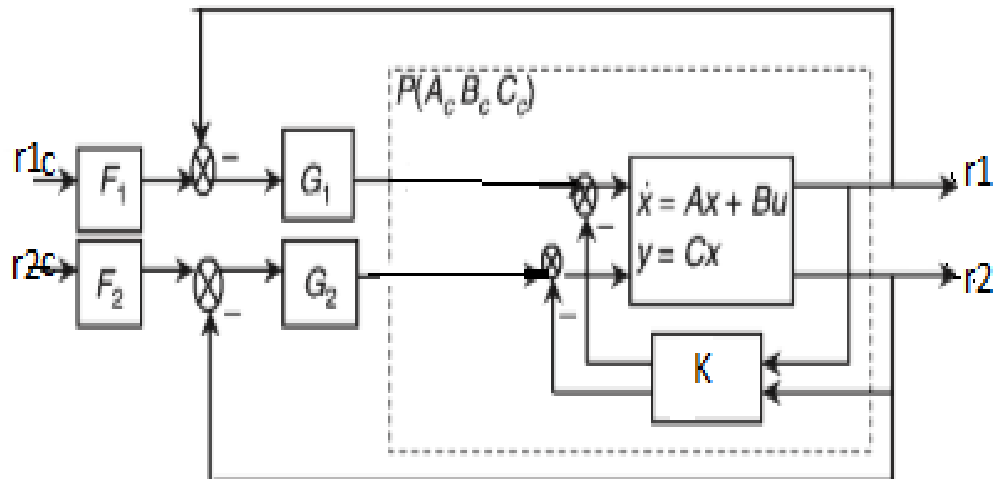
2)την κάθετη ταχύτητα w_b

Αντίστοιχα ,από την εγκάρσια δυναμική επιλέχθηκαν τα υποσυστήματα με μεταβλητές

1)τον ρυθμό περιστροφής(roll rate p)

2)τον ρυθμό εκτροπής(yaw rate r)

Κάθε ελεγκτής θα έχει την παρακάτω μορφή:



5.4.3.ΚΑΘΟΡΙΣΜΟΣ ΠΕΡΙΟΡΙΣΜΩΝ

Για κάθε μεταβλητή των SISO υποσυστημάτων, παρουσιάζονται όρια και περιορισμοί, τα οποία καθορίσουν εν τέλει και τη σθεναρότητα του υπό μελέτη συστήματος. Γενικά, οι περιορισμοί αυτοί έχουν να κάνουν:

- a) με απαιτήσεις ακολούθησης σήματος
- b) με απαιτήσεις ευστάθειας
- c) με απαιτήσεις απόρριψης διαταραχών

Όσον αφορά την ακολούθηση σήματος, πρέπει να ικανοποιούνται τα παρακάτω κριτήρια:

- i) υπερύψωση μικρότερη από 2%
- ii) χρόνος σταθεροποίησης μικρότερος από 6sec
- iii) τα ισοδύναμα άνω και κάτω όρια για τη συνάρτηση μεταφοράς να είναι

$$T_{RU}(s) = \frac{0.7(s+1)}{s^2 + 1.306s + 0.7}$$

$$T_{RL}(s) = \frac{2}{(s + 0.5)(s + 1)(s + 4)}$$

Όσον αφορά την ευστάθεια, αυτή καθορίζεται από τη σχέση:

$$\left| \frac{q_{ii}(s)g_i(s)}{1 + q_{ii}(s)g_i(s)} \right| < \mu = 1.2$$

όπου g_i είναι ο ο αντισταθμιστής του i υποσυστήματος και $q_{ii}(s)$ είναι το i διαγώνιο στοιχείο της μήτρας συναρτήσεων μεταφοράς P .

Από την παραπάνω σχέση προκύπτουν και τα περιθώρια κέρδους και φάσης που χρησιμοποιούμε, τα οποία είναι αντίστοιχα:

$$K_M = 1 + \frac{1}{\mu} = 1.833 = 5.26 \text{ dB}$$

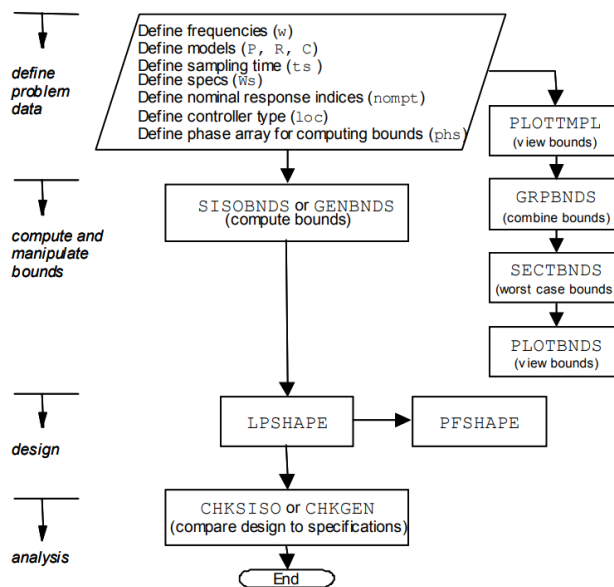
$$\Phi_M = 180^\circ - \cos^{-1} \left(\frac{0.5}{\mu^2} - 1 \right) = 49.25^\circ$$

Τέλος, οι απαιτήσεις απόρριψης διαταραχών θεωρούνται μηδέν και δεν λαμβάνονται υπ' όψιν όπως έχει αναλυθεί σε προηγούμενο κεφάλαιο.

Πιο πρακτικά, τα παραπάνω μπορούν να υπολογιστούν και να απεικονιστούν με τη βοήθεια του QFT toolbox. Στα διαγράμματα Nichols που προκύπτουν, η κλειστή στρογγυλή γραμμή στην κεντρική περιοχή αναπαριστά το όριο ευστάθειας ενώ οι γραμμές στην πιο πάνω περιοχή παριστάνουν τις απαιτήσεις ακολούθησης. Η γραμμή τροχιάς πρέπει να μην βρίσκεται εντός της κλειστής περιοχής και να υπερβαίνει τις γραμμές της πάνω περιοχής. Αυτό επιτυγχάνεται είτε (σε απλές περιπτώσεις όπου η αρχική τροχιά δεν περνούσε καθόλου εντός της κλειστής γραμμής) με απλή αύξηση του κέρδους, είτε με την προσθήκη πόλων και μηδενικών. Επιπλέον, μπορεί να γίνει χρήση ειδικού προ-φίλτρου ώστε να επιτευχθεί βέλτιστη απόκριση του συστήματος κλειστού βρόγχου.

5.4.4.ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΤΕΛΙΚΟΥ ΕΛΕΓΧΟΥ

Στο σημείο αυτό θα περιγραφεί και ο τελικός σχεδιασμός, δηλαδή αυτός του QFT ελεγκτή. Για την υλοποίηση του χρησιμοποιήθηκε το QFT toolbox του Matlab το οποίο αποτελείται από ειδικές συναρτήσεις, με τη χρήση των οποίων καθώς και με αλληπάλληλες προσομοιώσεις γίνεται προσπάθεια ώστε ο τελικός έλεγχος να έχει την απαραίτητη σθεναρότητα. Διαγραμματικά, οι βασικές συναρτήσεις που χρησιμοποιήθηκαν, καθώς και τα βασικά βήματα που πραγματοποιούνται κατά τον υπολογισμό του ελεγκτή παρουσιάζονται στο παρακάτω δομικό διάγραμμα:



Flow chart showing basic steps in a QFT design

Όπως θα φανεί και παρακάτω το πλεονέκτημα του QFT toolbox είναι ότι μας προσφέρει τη δυνατότητα σχεδιασμού σε γραφικό περιβάλλον, οπότε έχουμε οπτική αντίληψη των ορίων και των περιορισμών που δεν πρέπει ξεπεραστούν. Αυτό μας βοηθάει σημαντικά, αν αναλογιστεί κανείς το μεγάλο πλήθος δοκιμών που θα γίνουν λόγω της περαμένης περιπλοκότητας του συστήματος, αφού είναι αδύνατον να επιτευχθεί πλήρης απόξευση καταστάσεων και λειτουργιών.

Τα όρια λοιπόν που δεν πρέπει να ξεπεραστούν στο γραφικό περιβάλλον, είναι συνοπτικά τα παρακάτω:

Α) Τα κέρδη των ελεγκτών πρέπει να επιλέγονται έτσι, ώστε να έχουν σχετικά μικρό μέτρο

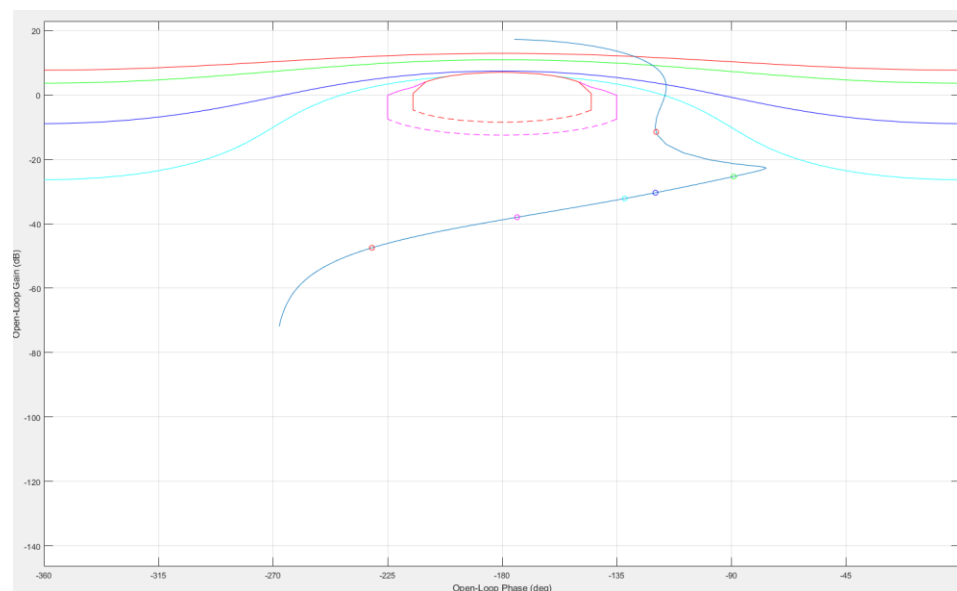
Β) μετά την προσθήκη ελεγκτή η απόκριση να μην βρίσκεται στην κλειστή κυκλική περιοχή

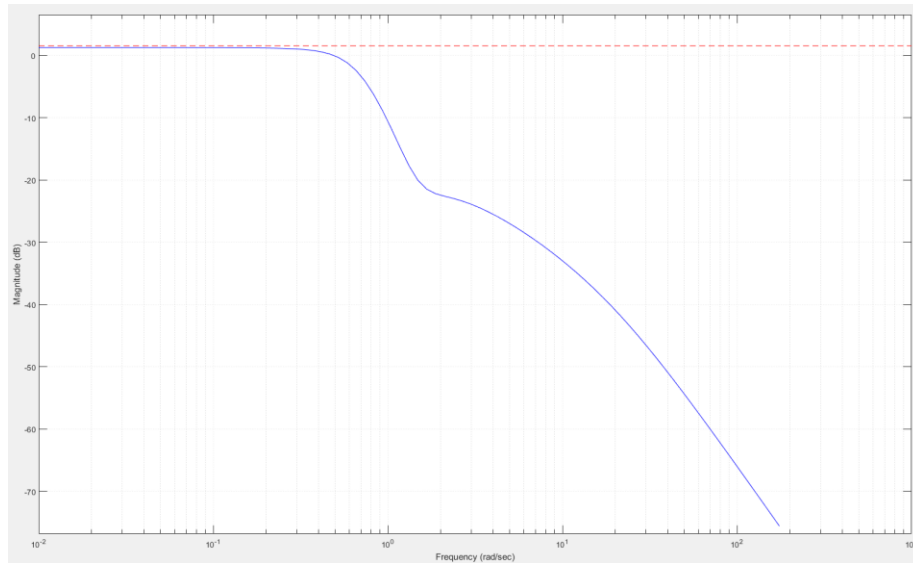
Γ) στο σχεδιασμό των προ-φίλτρων να μην υπερβαίνουμε την οριζόντια οριακή γραμμή και να βρισκόμαστε ταυτόχρονα σχετικά κοντά της
 Δ) Η οριζόντια μπλε γραμμή να αποτελεί άνω όριο στα διαγράμματα περιθωρίων κέρδους/φάσης

Στη συνέχεια θα γίνει παρουσίαση των αντισταθμιστών που χρησιμοποιήθηκαν και πως με τη χρήση τους ικανοποιήθηκαν οι παραπάνω προϋποθέσεις ευστάθειας. Όπως και στα προηγούμενα κεφάλαια, θα γίνει διαχωρισμός σε διαμήκη και εγκάρσια δυναμική.

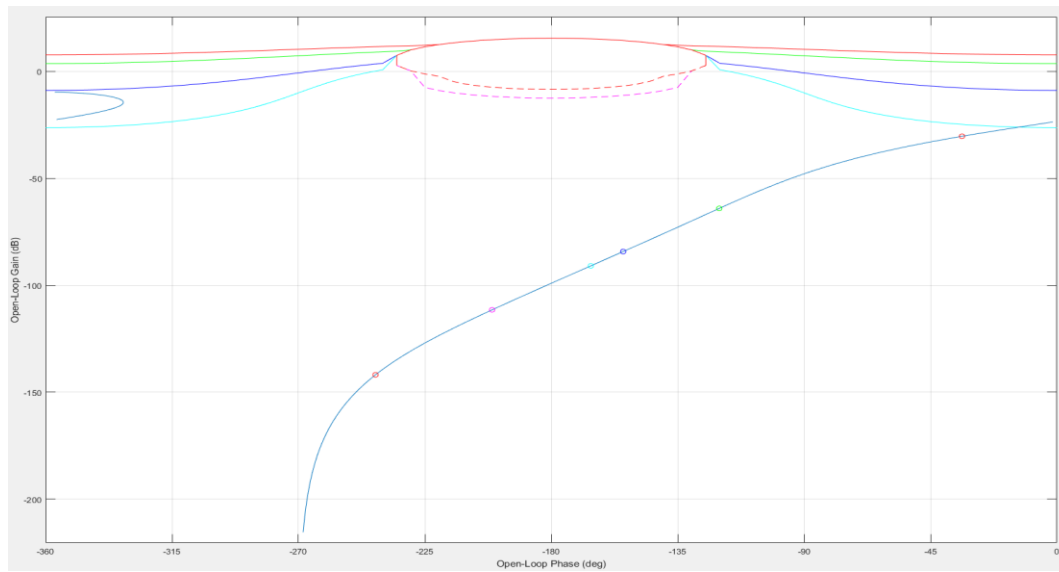
Για την διαμήκη δυναμική:

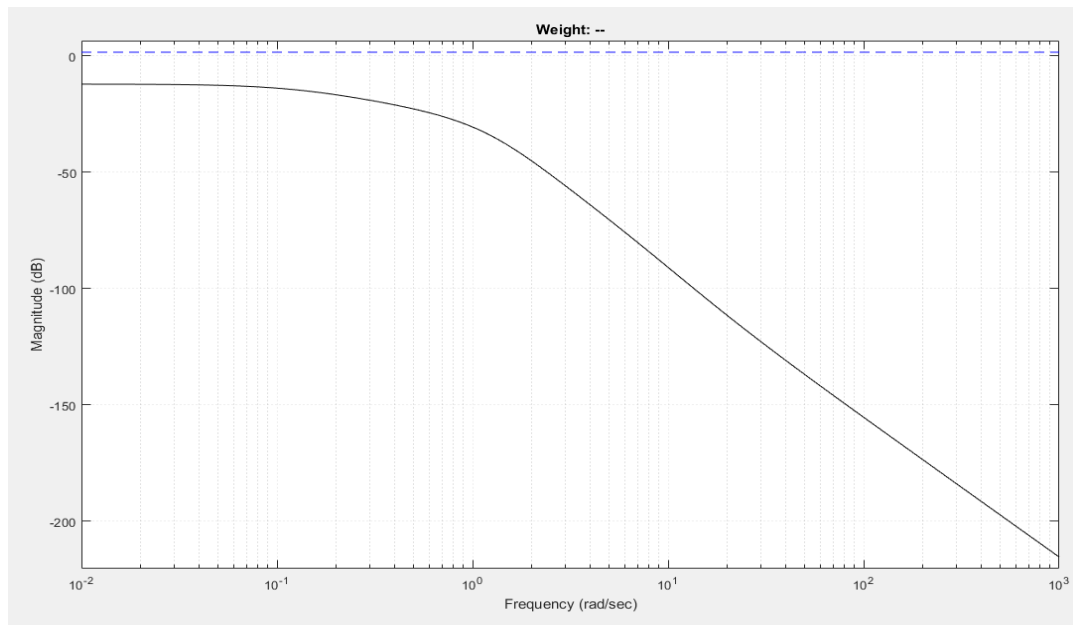
α) Όσον αφορά την οριζόντια ταχύτητα για αντισταθμιστή $G = 2 \frac{s+0.75}{s+0.54}$ και προ-φίλτρο $F = 1$ το γραφικό περιβάλλον σχεδιασμού και ο έλεγχος περιθωρίων κέρδους και φάσης έχουν τη μορφή





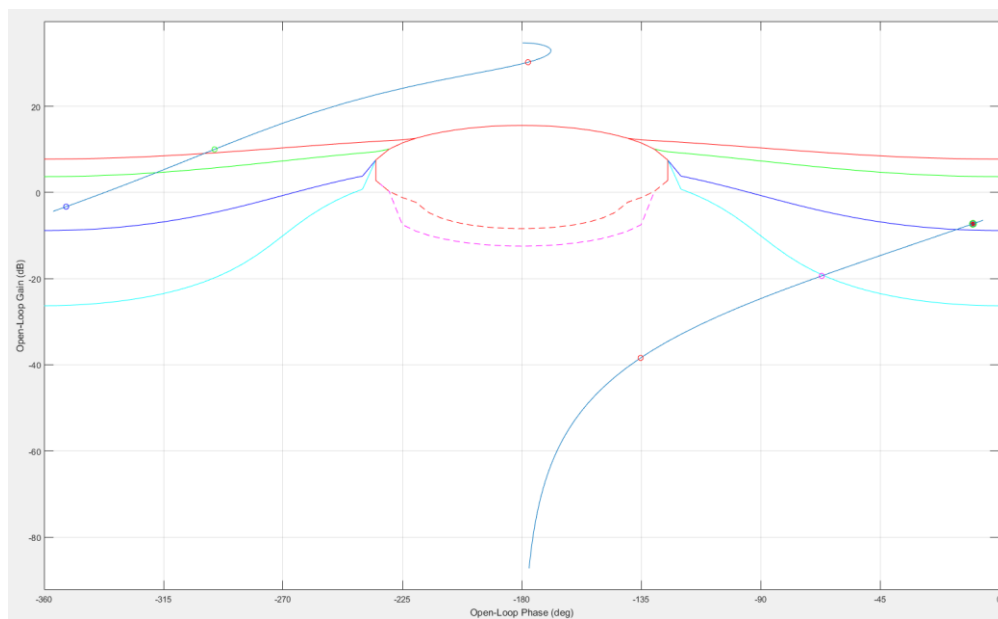
β) Όσον αφορά την κάθετη ταχύτητα για αντισταθμιστή $G = 1.7 \frac{s+1.8}{s+6.3}$ και προ-φίλτρο $F = 0.27$ το γραφικό περιβάλλον σχεδιασμού και ο έλεγχος περιθωρίων κέρδους και φάσης έχουν τη μορφή

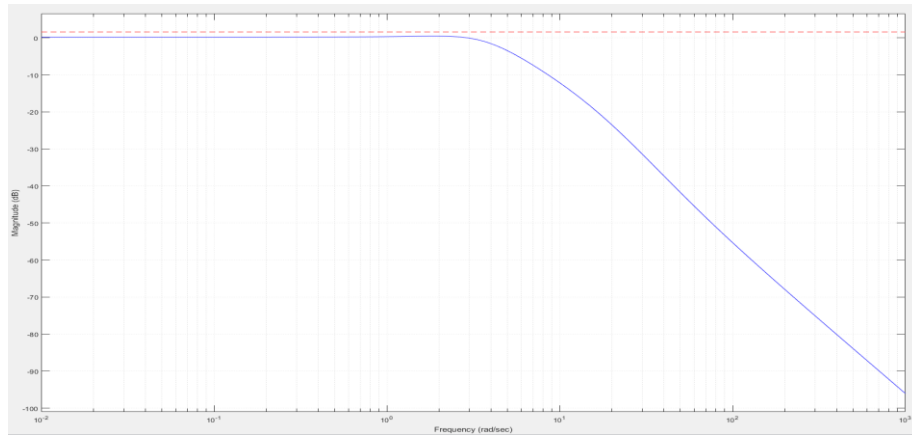




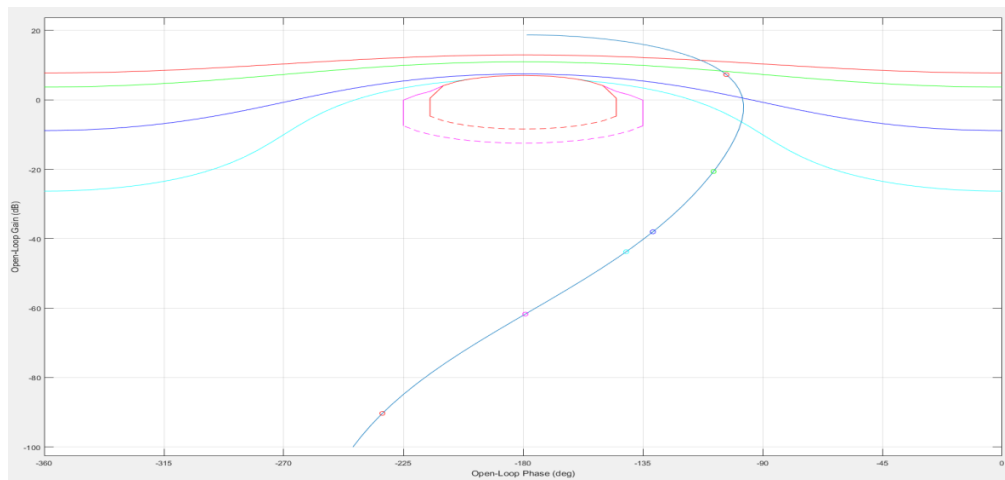
Για την εγκάρσια δυναμική:

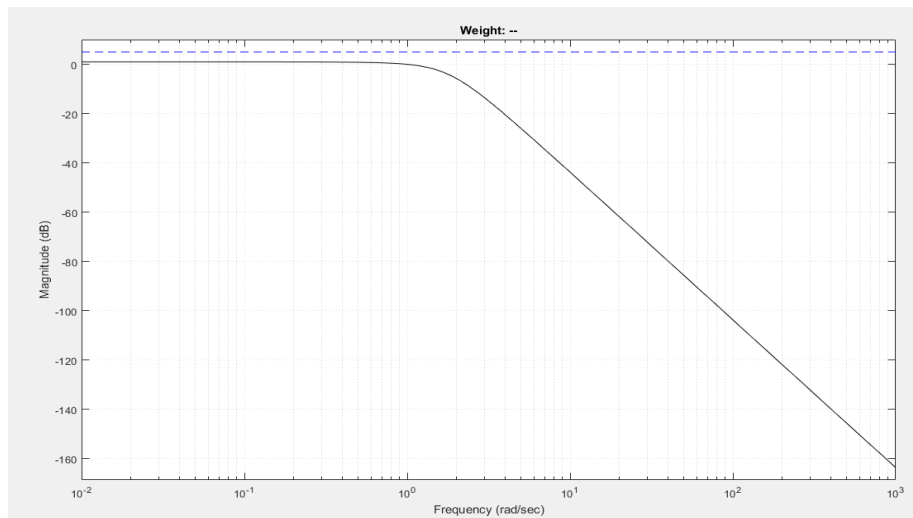
α) Όσον αφορά την γωνία πλαγιολίσθησης για αντισταθμιστή $G = \frac{s+2.4}{s+0.6}$ και προ-φίλτρο $F = 0$ το γραφικό περιβάλλον σχεδιασμού και ο έλεγχος περιθωρίων κέρδους και φάσης έχουν τη μορφή





β) Όσον αφορά την γωνία τροχιάς για αντισταθμιστή $G = 1.2 \frac{s+1.2}{s+1.2}$ και προ-φίλτρο $F = 0.3 \frac{1}{s+23}$ το γραφικό περιβάλλον σχεδιασμού και ο έλεγχος περιθωρίων κέρδους και φάσης έχουν τη μορφή

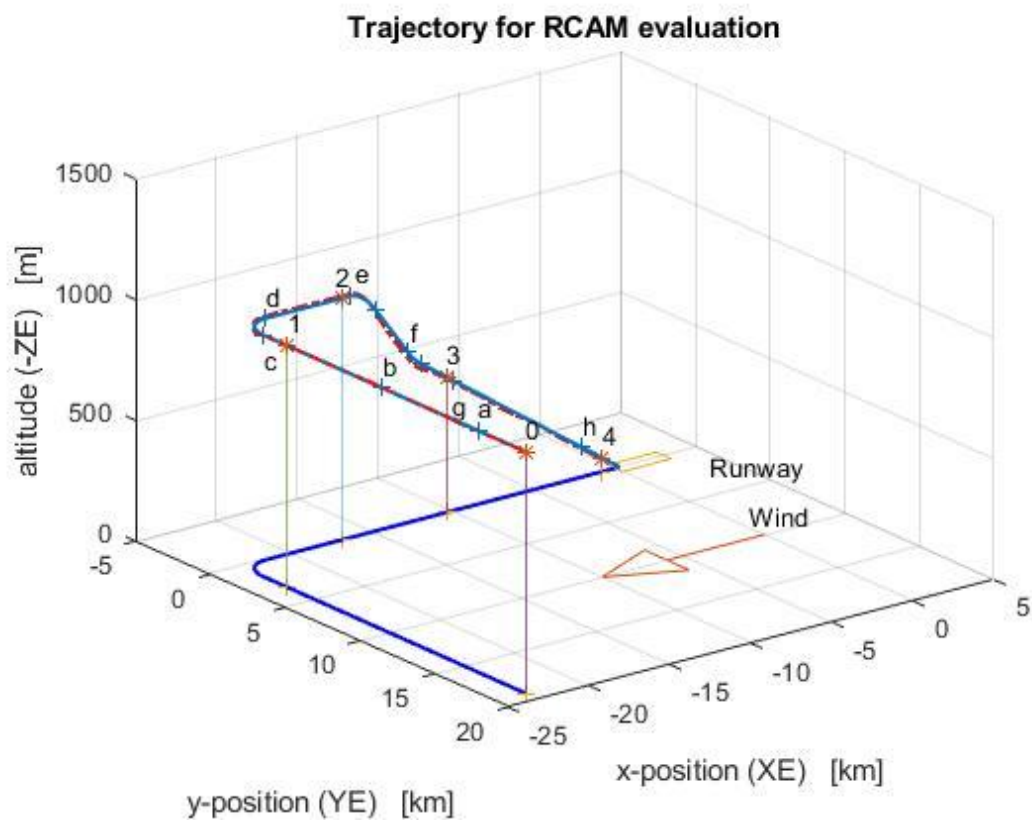




6.ΤΕΛΙΚΗ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ

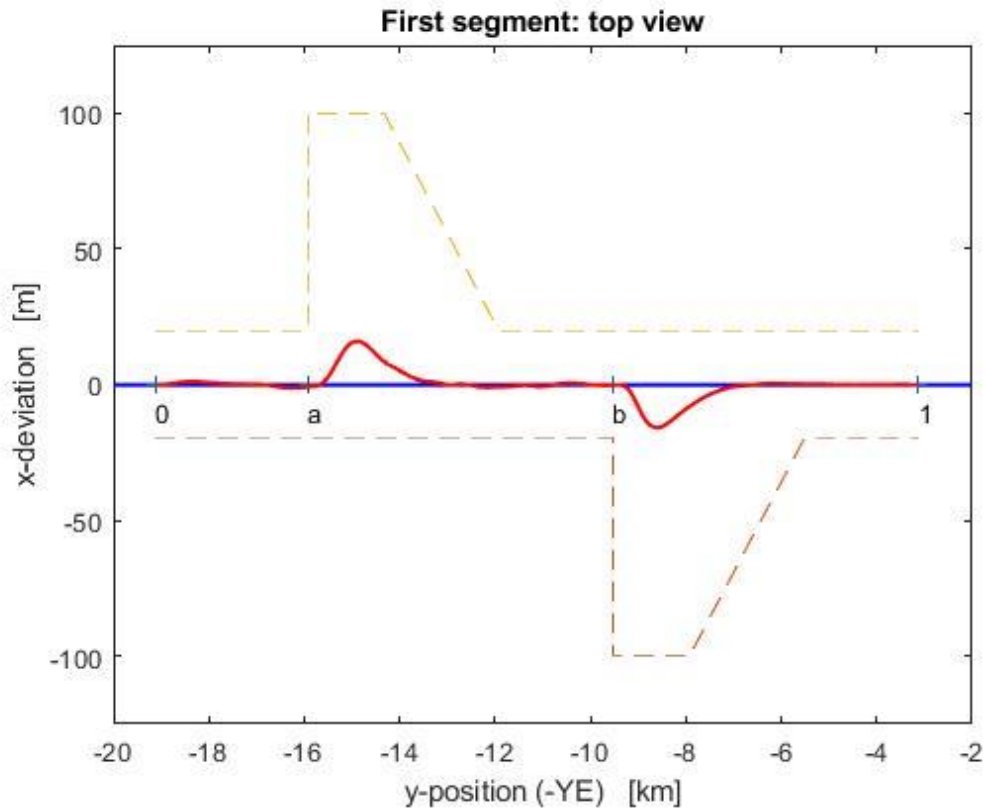
Το τελευταίο κεφάλαιο, πραγματεύεται την παρουσίαση προσομοιώσεων στο πεδίο του χρόνου. Στην ουσία θα εφαρμόσουμε τον έλεγχο τον οποίο σχεδιάσαμε με βάση το γραμμικοποιημένο μοντέλο, πάνω στο μη γραμμικό μοντέλο κατά τη διάρκεια της προσγείωσης. Το ιδιαίτερο στοιχείο της συγκεκριμένης μελέτης είναι ότι ο έλεγχος θα πρέπει να επιδείξει ιδιαίτερη σθεναρότητα, καθώς το αεροσκάφος θα εκτεθεί σε ακραίες συνθήκες ανέμου της τάξεως των 24m/s , που είναι πολύ πιο υψηλή ταχύτητα από τα 48km/h που αποτελεί και το όριο επίτρεψης πτήσης και προσγείωσης. Επιπρόσθετα, ο ένας κινητήρας του αεροσκάφους θα είναι σε κατάσταση βλάβης, δηλαδή αποσυνδεδεμένος. Το αεροσκάφος θα πρέπει να ακολουθεί την επιθυμητή τροχιά, ικανοποιώντας τα αρχικά κριτήρια σχεδιασμού. Οι προσομοιώσεις έχουν γίνει για 81 διαφορετικές τιμές ταχύτητας, κέντρου βάρους και μάζας. Παρακάτω, απεικονίζεται ολόκληρη η τροχιά του αεροσκάφους και για τα τέσσερα τμήματα, στο τρισδιάστατο αδρανειακό σύστημα συντεταγμένων xyz. .Η επιθυμητή τροχιά είναι σε κάθε διάγραμμα η συνεχής μπλε γραμμή και τα όρια που δεν πρέπει η πραγματική πορεία να ξεπερνά είναι οι διακεκομμένες μπλε ή πορτοκαλί γραμμές.

Μετά από πολλές δοκιμές τα καλύτερα αποτελέσματα προσομοίωσης που προέκυψαν είναι τα παρακάτω:



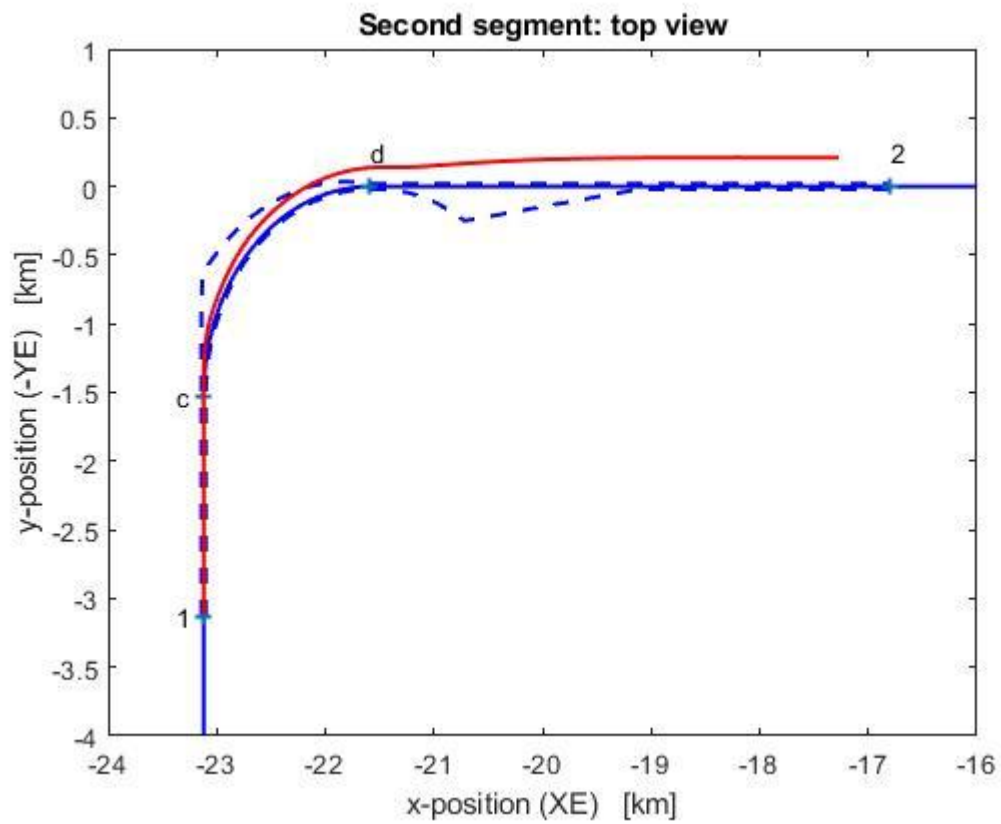
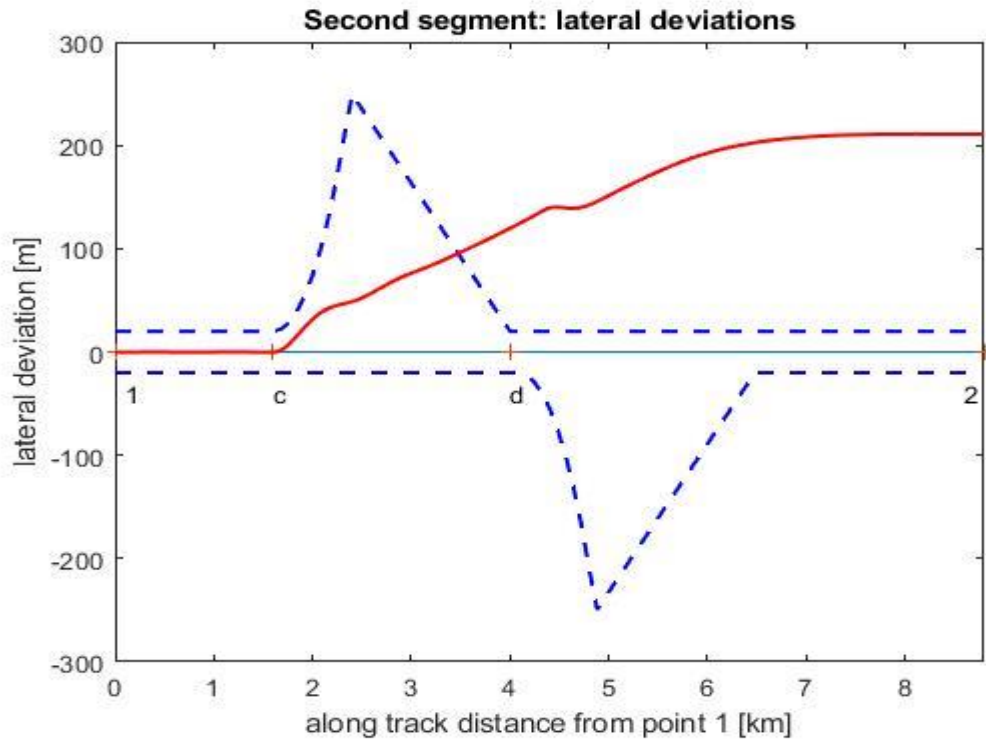
Πρώτο Τμήμα: Βλάβη Κινητήρα

Στο πρώτο τμήμα επιδρά η βλάβη στον ένα κινητήρα. Κατά την διάρκεια της βλάβης επιτρέπεται μια μέγιστη πλευρική απόκλιση των 100 m, η οποία θα πρέπει να έχει μειωθεί σε λιγότερο από 20 m μέχρι το τέλος του τμήματος. Από την κάτοψη παρατηρούμε ότι η χρήση του ελεγκτή ήταν επιτυχημένη, αφού υπήρξε ελάχιστη απόκλιση από την επιθυμητή πορεία



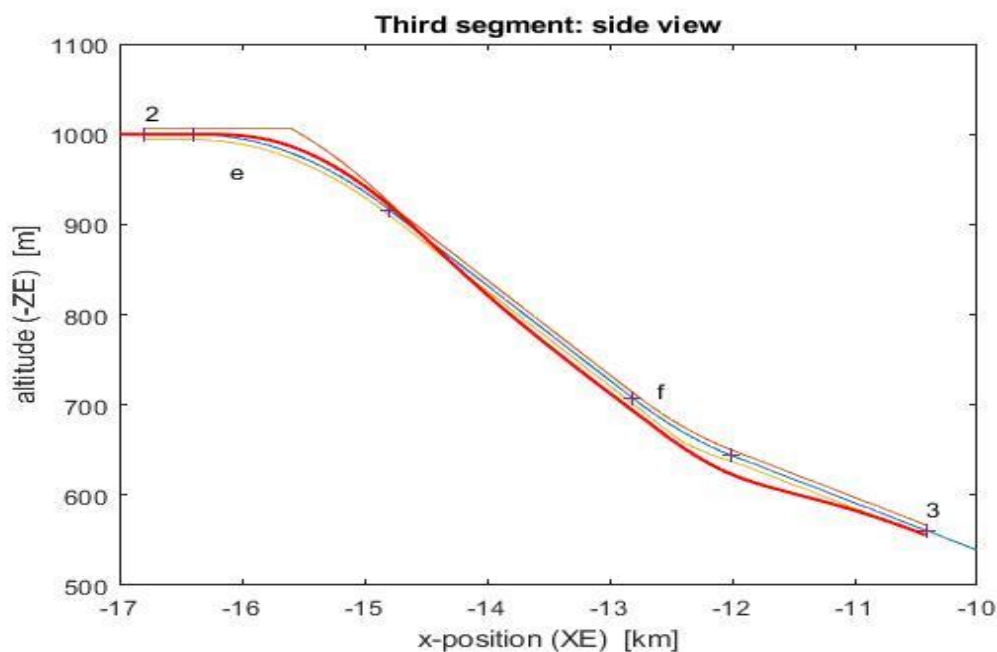
Δεύτερο Τμήμα: Στροφή 90 μοιρών

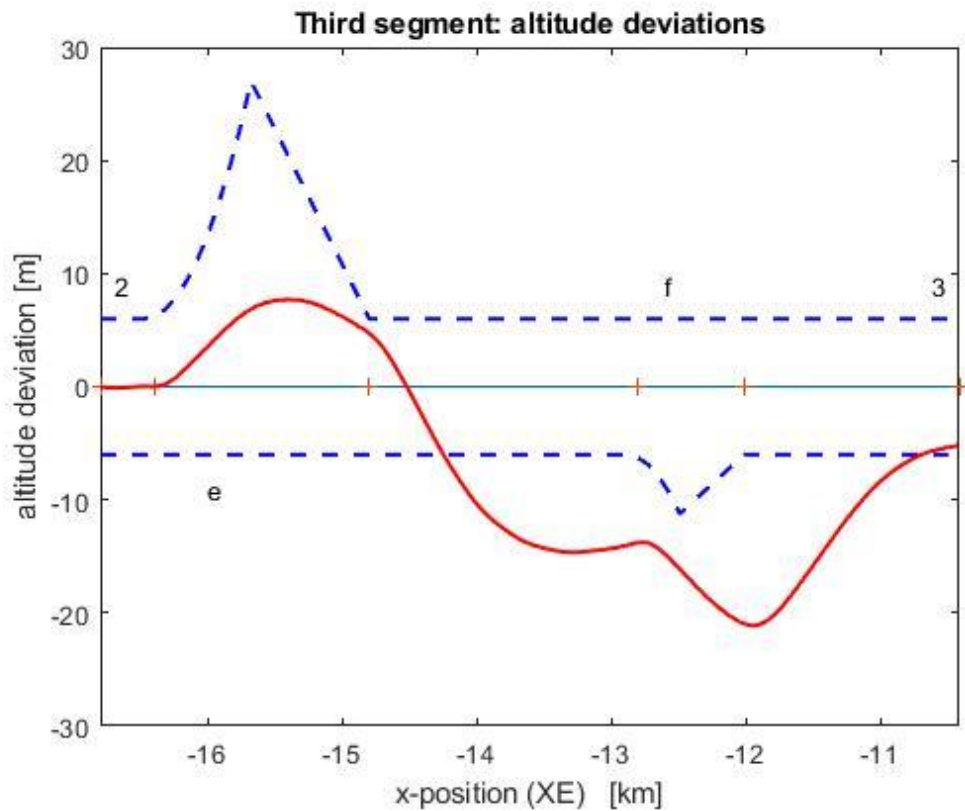
Κατά την διάρκεια της στροφής θα πρέπει να διατηρηθεί σταθερή ταχύτητα 80 m/s, οι πλευρικές επιταχύνσεις κοντά στο μηδέν, να περιοριστεί η γωνία περιστροφής στις 30 μοίρες με συνεχές εκτροπές των πηδαλίων διεύθυνσης και κλίσης, όχι υπέρβαση της πλευρικής απόκλισης πάνω από 200m. Εδώ παρατηρούμε ότι παρά την προσπάθεια δημιουργίας βέλτιστου ελεγκτή, υπάρχει πολλή μεγάλη πλευρική απόκλιση, ενώ από την κάτοψη φαίνεται ότι το σύστημα έχει βγει ελαφρώς εκτός πορείας.



Τρίτο Τμήμα: Κάθοδος

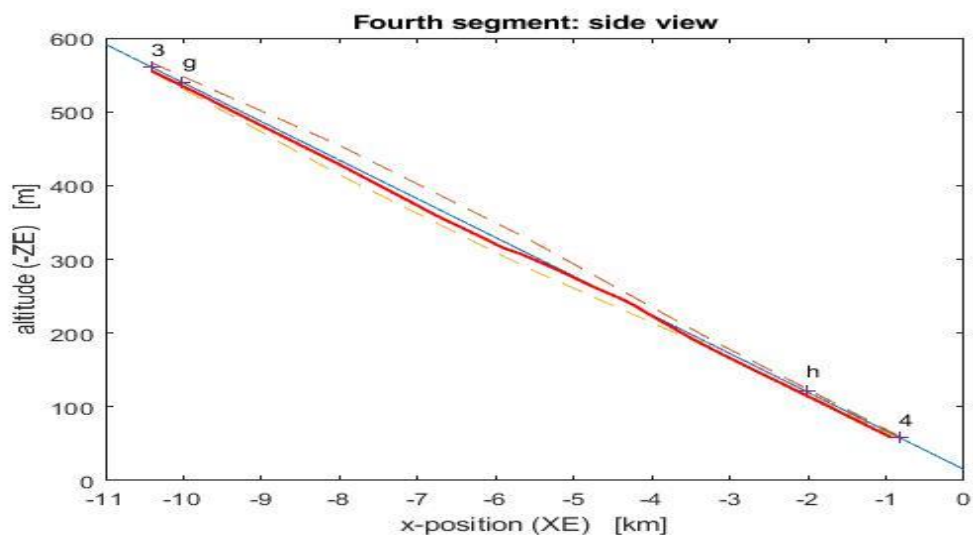
Σε αυτό το τμήμα μετά από ένα μικρό χρονικό διάστημα πτήσης ΕΟΠ στα 1000m, η γωνία ίχνους πτήσης τίθεται $\gamma = -6 \text{ deg}$ στο σημείο **e** και $\gamma = -6 \text{ deg}$ στο σημείο **f**. Το αεροσκάφος πρέπει να διατηρεί σταθερή ταχύτητα 80 m/s, με αποκλίσεις μικρότερες της τάξης των 5%. Η μέγιστη κάθετη επιτάχυνση δεν πρέπει να ξεπερνά τα 0.05g και η κάθετη απόκλιση στον άξονα z να μην ξεπερνά τα 20m. Και εδώ είναι έκδηλο ότι υπάρχει σημαντική και επικίνδυνη απόκλιση από το επιθυμητό υψόμετρο, ενώ από την πλάγια όψη παρατηρούμε ότι και πάλι το σκάφος είναι λίγο εκτός της επιθυμητής πορείας, σύμφωνα με το φάκελο πτήσης.

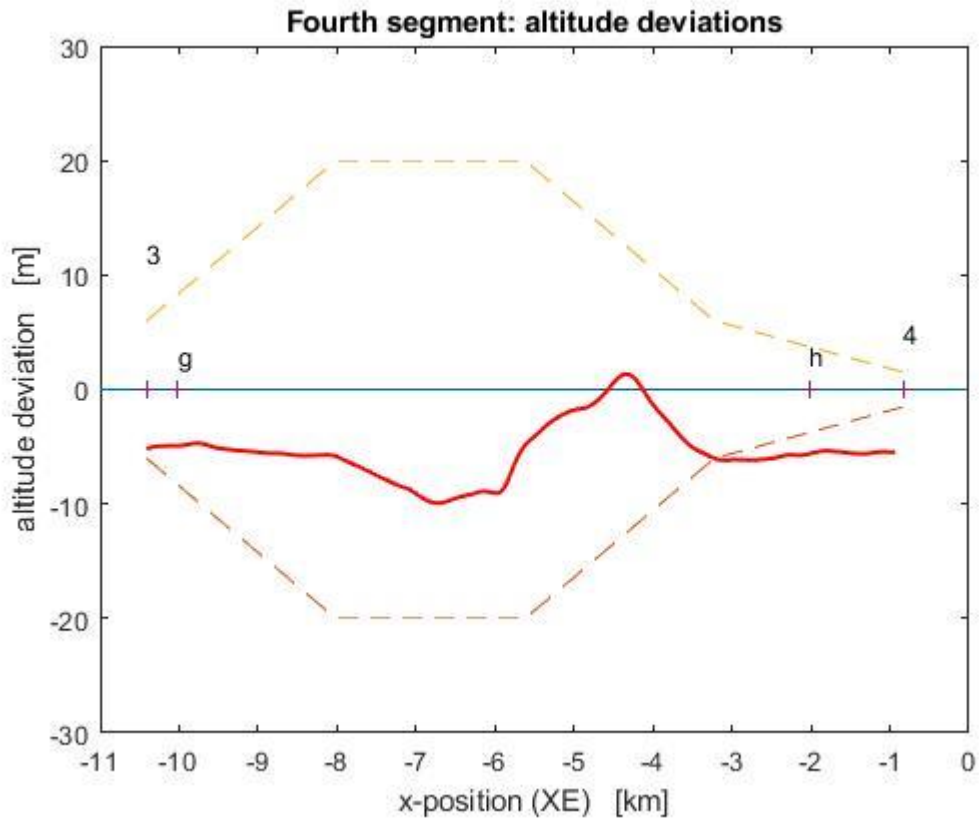




Τέταρτο Τμήμα: Τελική Προσέγγιση

Και στο τελικό τμήμα παρατηρούμε ανωμαλίες όσον αφορά τη συμπεριφορά του αεροσκάφους, όπως φαίνεται παρακάτω, αφού και πάλι οι αποκλίσεις στην ύψωση είναι εκτός ορίων.





Συμπερασματικά, καταλήγουμε στο γεγονός ότι ο συνδυαστικός έλεγχος ΕΑ/QFT, δεν κατάφερε να αποδώσει την αναμενόμενη απαραίτητη σθεναρότητα και ευστάθεια στο σύστημα. Παρά τις ορισμένες βελτιώσεις, οι αποκλίσεις από την καθορισμένη πορεία κατά την προσγείωση ήταν σημαντικές. Μπορεί από άλλες μελέτες να έχει διαπιστωθεί ότι ο συγκεκριμένος έλεγχος είναι αποτελεσματικός, ωστόσο αυτό ισχύει όταν οι διαταραχές βρίσκονται μέσα σε ορισμένα όρια. Σε ακραίες συνθήκες αέρα και μάλιστα ήταν αδύνατο να επιτευχθεί η απαραίτητη ευστάθεια, που συνεπάγεται και ασφάλεια κατά την προσγείωση.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

Συντομογραφίες-Αρτικόλεξα

P		Στατική πίεση αέρα
T		Απόλυτη θερμοκρασία
g	G	Επιτάχυνση βαρύτητας $g=9.80665$
m	MASS	Ολική μάζα αεροσκάφους
ρ	RHO	Πυκνότητα αέρα
$\bar{c}$	CBAR	Μέση αεροδυναμική χορδή
b	B	Εκπέτασμα πτερυγίων
lt	LTAIL	Απόσταση μεταξύ αεροδυναμικού κέντρου και ουραίου
S	S	Επιφάνεια πτερυγίων
St	STAIL	Επιφάνεια Ουραίου
ε_ρ	EPSILON	Γωνία μεταξύ σωματόδετο άξονα και αδρανειακού
k_q		Συντελεστής διόρθωσης σφάλματος για μικρή μεταβολή της α κατά την περιστροφή
V_a	VAVEC	Διάνυσμα ταχύτητας σε F_B
V_A	VA	Ολική ταχύτητα $V_A = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + w_a^2}$
u_a		x-συνιστώσα της V_a σε F_B
v_a		y-συνιστώσα της V_a σε F_B
w_a		z-συνιστώσα της V_a σε F_B
u_B	UB	x-συνιστώσα ταχύτητας στο σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων
v_B	VB	y-συνιστώσα ταχύτητας στο σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων
w_B	WB	z-συνιστώσα ταχύτητας στο σωματόδετο σύστημα συντεταγμένων
u_V	UV	x-συνιστώσα ταχύτητας στο κατακόρυφο σύστημα συντεταγμένων
v_V	VV	y-συνιστώσα ταχύτητας στο κατακόρυφο σύστημα συντεταγμένων
w_V	WV	z-συνιστώσα ταχύτητας στο κατακόρυφο σύστημα συντεταγμένων
V_t		Πραγματική ταχύτητα
W_{XE}	WXE	Ταχύτητα ανέμου στον x-άξονα του F_E
W_{YE}	WYE	Ταχύτητα ανέμου στον y-άξονα του F_E
W_{ZE}	WZE	Ταχύτητα ανέμου στον z-άξονα του F_E
W_{XB}	WXB	Ταχύτητα ανέμου στον x-άξονα του F_B
W_{YB}	WYB	Ταχύτητα ανέμου στον y-άξονα του F_B
W_{ZB}	WZB	Ταχύτητα ανέμου στον z-άξονα του F_B
δ_A	DA	Εκτροπή πηδαλίου κλίσης
δ_T	DT	Εκτροπή πηδαλίου ανόδου-καθόδου
δ_R	DR	Εκτροπή πηδαλίου διεύθυνσης
δ_{TH1}	THROTTLE1	Ώση κινητήρα 1
δ_{TH2}	THROTTLE2	Ώση κινητήρα 2
Ω_B		Διάνυσμα ρυθμών περιστροφής (F_B)
p	P	Ρυθμός περιστροφής (F_B)

q	Q	Ρυθμός πρόνευσης (F_B)
r	R	Ρυθμός εκτροπής (F_B)
φ	PHI	Γωνία κλίσης
ψ	PSI	Γωνία διεύθυνσης
θ	THETA	Γωνία πρόνευσης
α	ALPHA	Γωνίας προσβολής
α_t		Γωνία προσβολής του ουραίου
a_0		Γωνία προσβολής κατά την οποία $C_{Lwb} = 0$
β	BETA	Γωνία πλαγιολίσθησης
χ	CHI	Αδρανειακή γωνία τροχιάς
γ	GAMMA	Αδρανειακή γωνία ίχνους πτήσης
dε/da		Παράγωγος της downwash γωνίας ως προς την γωνία προσβολής
x	X	Θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε F_E
y	Y	Θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε F_E
z	Z	Θέση κέντρου βάρους αεροσκάφους σε F_E
Xcg	XCG	Θέση κέντρου βάρους σε F_M
Ycg	YCG	Θέση κέντρου βάρους σε F_M
Zcg	ZCG	Θέση κέντρου βάρους σε F_M
X_{APT1}	XAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M
Y_{APT1}	YAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M
Z_{APT1}	ZAPT1	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 1 σε F_M
X_{APT2}	XAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M
Y_{APT2}	YAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M
Z_{APT2}	ZAPT2	Θέση εφαρμογής ώσης κινητήρα 2 σε F_M
C_{L0}		Συντελεστής άντωσης σε μηδενική γωνία προσβολής
C_{La}		Συντελεστής άντωσης ως προς την γωνία
προσβολής		
C_{Lwba}		Παράγωγος του C_{Lwb} ως προς την α
C_{Lwb}		Συντελεστής άντωσης της ατράκτου-πτερυγών
C_{Lta}		Παράγωγος του C_L ως προς την α_t
C_{Lq}		Συντελεστής άντωσης ως προς τον ρυθμό
πρόνευσης		
$C_{L\delta T}$		Συντελεστής άντωσης ως προς την εκτροπή του
πηδαλίου		
ανόδου-καθόδου		
C_{D0}		Συντελεστής οπισθέλκουσας σε μηδενική γωνία
προσβολής		
$C_{Y\beta}$		Συντελεστής πλαγιολίσθησης ως προς την γωνία
πλαγιολίσθησης		
$C_{Y\delta R}$		Συντελεστής πλαγιολίσθησης ως προς την εκτροπή
του πηδαλίου διεύθυνσης		
$C_{l\beta}$		Συντελεστής ροπής περιστροφής ως προς την γωνία
πλαγιολίσθησης		
C_{lp}		Συντελεστής ροπής περιστροφής ως προς τον ρυθμό
περιστροφής		
C_{lr}		Συντελεστής ροπής περιστροφής ως προς τον ρυθμό
εκτροπής		
$C_{l\delta A}$		Συντελεστής ροπής περιστροφής ως προς την

εκτροπή του πηδαλίου κλίσης	
$C_{l\delta R}$	Συντελεστής ροπής περιστροφής ως προς την
εκτροπή του πηδαλίου διεύθυνσης	
C_{m0}	Συντελεστής ροπής πρόνευσης σε μηδενική γωνία
προσβολής	
C_{ma}	Συντελεστής ροπής πρόνευσης ως προς την γωνία
προσβολής	
C_{mq}	Συντελεστής ροπής πρόνευσης ως προς τον ρυθμό
πρόνευσης	
$C_{m\delta T}$	Συντελεστής ροπής πρόνευσης ως προς την
εκτροπή του πηδαλίου ανόδου-καθόδου	
$C_{n\beta}$	Συντελεστής ροπής εκτροπής ως προς την γωνία
πλαγιολίσθησης	
C_{np}	Συντελεστής ροπής εκτροπής ως προς τον ρυθμό
περιστροφής	
C_{nr}	Συντελεστής ροπής εκτροπής ως προς τον ρυθμό
κλίσης	
$C_{n\delta A}$	Συντελεστής ροπής εκτροπής ως προς την εκτροπή
του	
πηδαλίου διεύθυνσης	
$C_{n\delta R}$	Συντελεστής ροπής εκτροπής ως προς την εκτροπή
του	
πηδαλίου διεύθυνσης	
F	Το σύνολο των δυνάμεων από τους κινητήρες, των
αεροδυναμικών δυνάμεων και της βαρύτητας	
M	Το σύνολο των ροπών που ασκούνται στο κέντρο
βάρους του αεροσκάφους και οφείλονται στους κινητήρες, τις	
αεροδυναμικές δυνάμεις και την βαρύτητα	
ω	Το διάνυσμα των γωνιακών ταχυτήτων εκφρασμένα
σε σωματόδετους άξονες	
a_B	Το διάνυσμα της επιτάχυνσης εκφρασμένο σε
σωματόδετους άξονες	
F_{xT}	x-συνιστώσα διανύσματος δυνάμεων που
οφείλονται στον κινητήρα	
F_{yT}	y-συνιστώσα διανύσματος δυνάμεων που
οφείλονται στον κινητήρα	
F_{zT}	z-συνιστώσα διανύσματος δυνάμεων που
οφείλονται στον κινητήρα	
L_A	Ροπή περιστροφής σε σωματόδετους άξονες
M_A	Ροπή πρόνευσης σε σωματόδετους άξονες
N_A	Ροπή εκτροπής σε σωματόδετους άξονες
I	Αδρανειακός πίνακας ροπών αδράνειας
I_x	x-συνιστώσα σωματόδετου άξονα αδρανειακής
ροπής	
I_y	y-συνιστώσα σωματόδετου άξονα αδρανειακής
ροπής	
I_z	z-συνιστώσα σωματόδετου άξονα αδρανειακής
ροπής	
I_{xy}	x-y γινόμενο σωματόδετου άξονα αδρανειακής

ροπής		
I_{xz}		x-z γινόμενο σωματόδετου άξονα αδρανειακής
ροπής		
I_{yz}		y-z γινόμενο σωματόδετου άξονα αδρανειακής
ροπής		
n_x	NX	Συντελεστής οριζόντιου φορτίου σε F_B (F_x/mg)
n_y	NY	Πλευρικός συντελεστής φορτίου σε F_B (F_y/mg)
n_z	NZ	Συντελεστής κάθετου φορτίου σε F_B (F_z/mg)
ζ_p		Λόγος απόσβεσης φυγοειδούς
ω_p		Συχνότητα φυγοειδούς
T_p		Περίοδος φυγοειδούς
ζ_s		Λόγος απόσβεσης μικρής περιόδου
ω_s		Συχνότητα μικρής περιόδου
T_s		Περίοδος μικρής περιόδου
x(t)		Το διάνυσμα m καταστάσεων
y(t)		Το διάνυσμα r εξόδων
A		O (n×n) πίνακας κατάστασης
B		O (n×m) πίνακας εισόδου
C		O (r×n) πίνακας εξόδου
D		O (r×m) άμεσος πίνακας

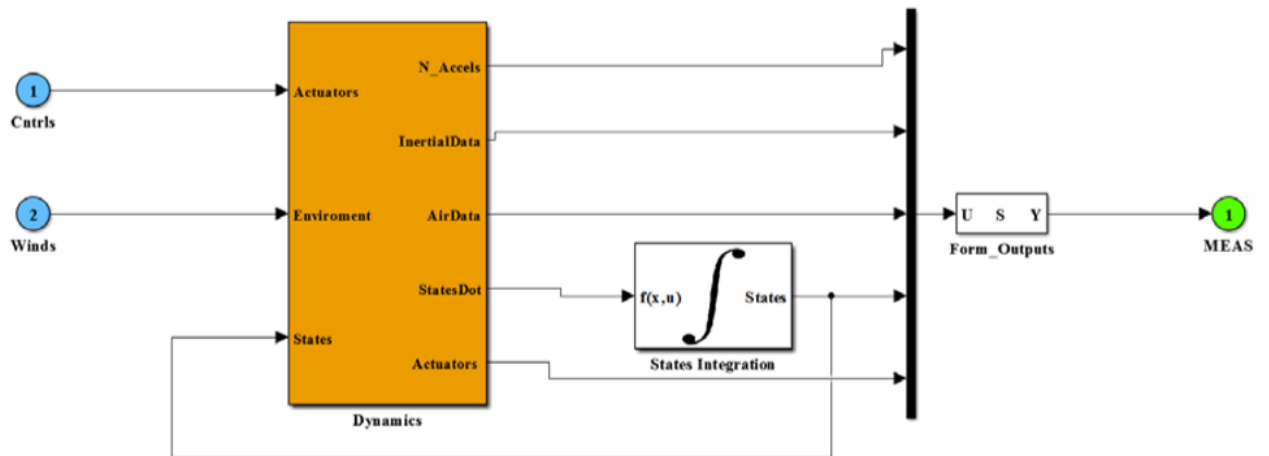
ΔΟΜΙΚΟ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ SIMULINK

Το Simulink είναι ένα γραφικό περιβάλλον προγραμματισμού για την μοντελοποίηση, προσομοίωση και ανάλυση πολλών τομέων των δυναμικών συστημάτων. Κύρια διασύνδεση του είναι ένα γραφικό εργαλείο μπλοκ διαγραμμάτων και ένα προσαρμόσιμο σύνολο μπλοκ βιβλιοθηκών. Προσφέρει στενή ενοποίηση με το λογισμικό MATLAB®, επιτρέποντας έτσι την δυνατότητα εκμετάλλευσης πολλών λειτουργιών αυτού. Το Simulink χρησιμοποιείται ευρέως στον αυτόματο έλεγχο αλλά και σε άλλους τομείς όπως η ψηφιακή επεξεργασία σημάτων για σχεδιασμό και προσομοίωση. Παρακάτω παρατίθενται ενδεικτικά κάποιες εικόνες από το δομικό διάγραμμα του μοντέλου που χρησιμοποιήθηκε:

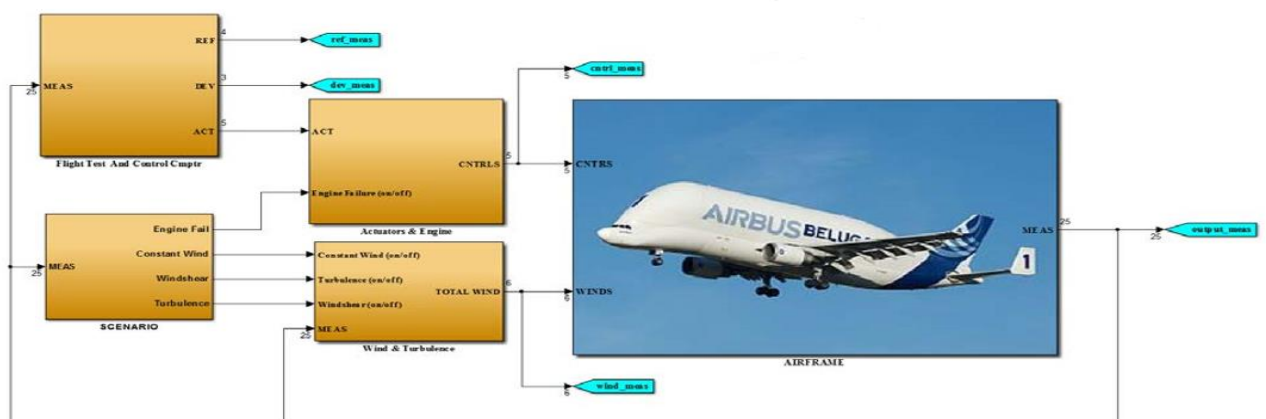
Δομικό Διάγραμμα του αεροσκάφους (Simulink I)



Δομικό Διάγραμμα του αεροσκάφους (SimulinkII)

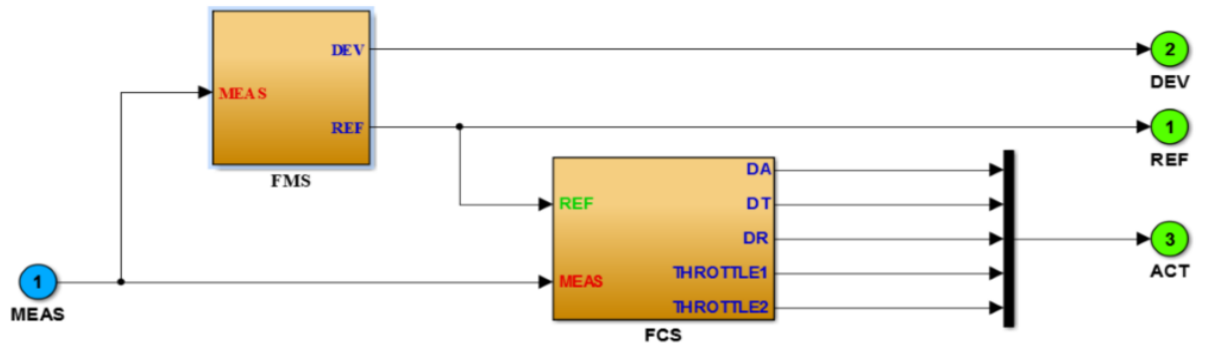


Το ολοκληρωμένο δομικό διάγραμμα

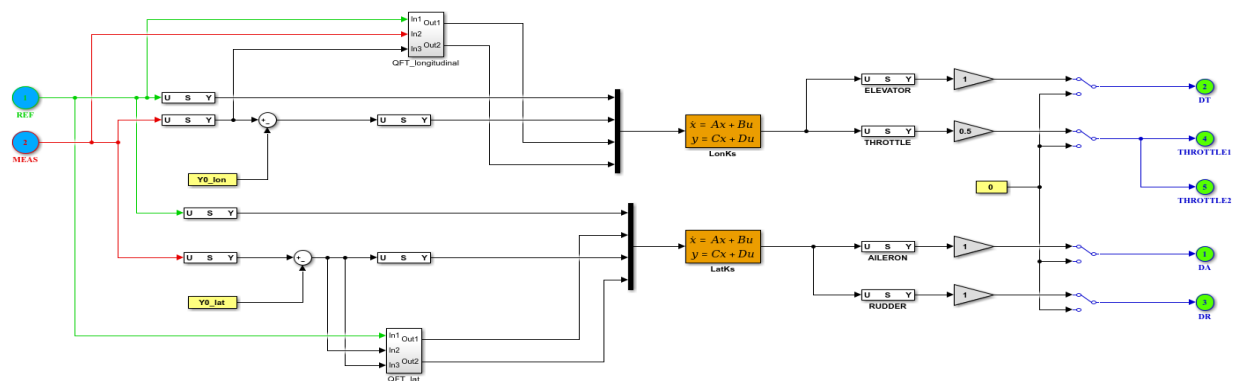


To Flight Management System, FMS, μαζί με το Flight Control system,

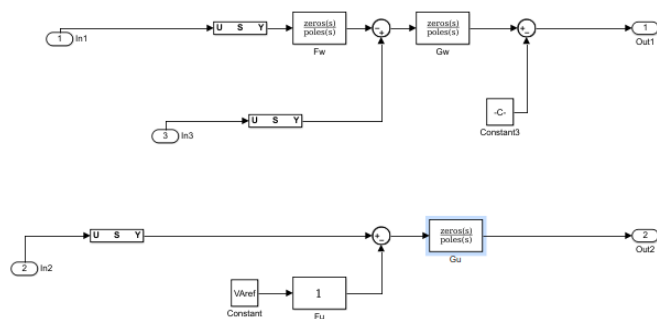
FCS



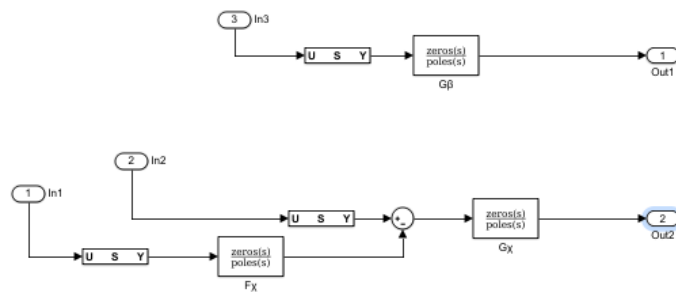
To FlightControlSystemFCS



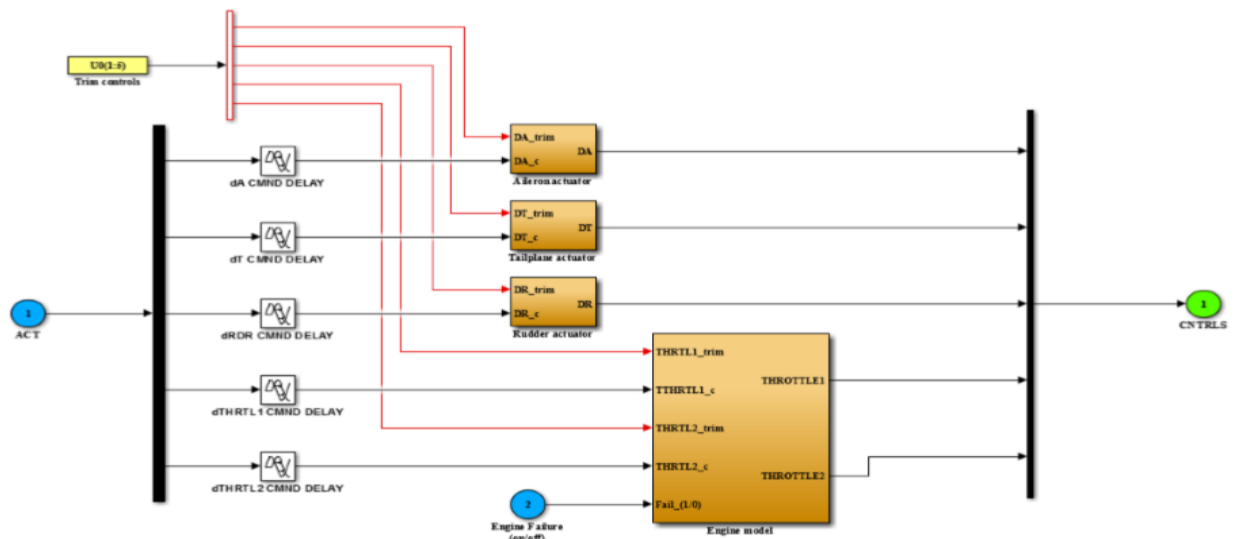
OQFT_longitudinalcontroller



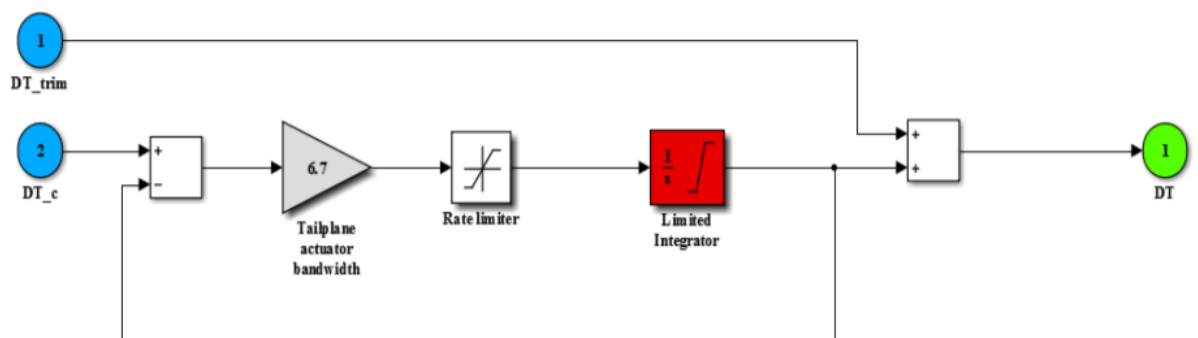
OQFT_lateralcontroller



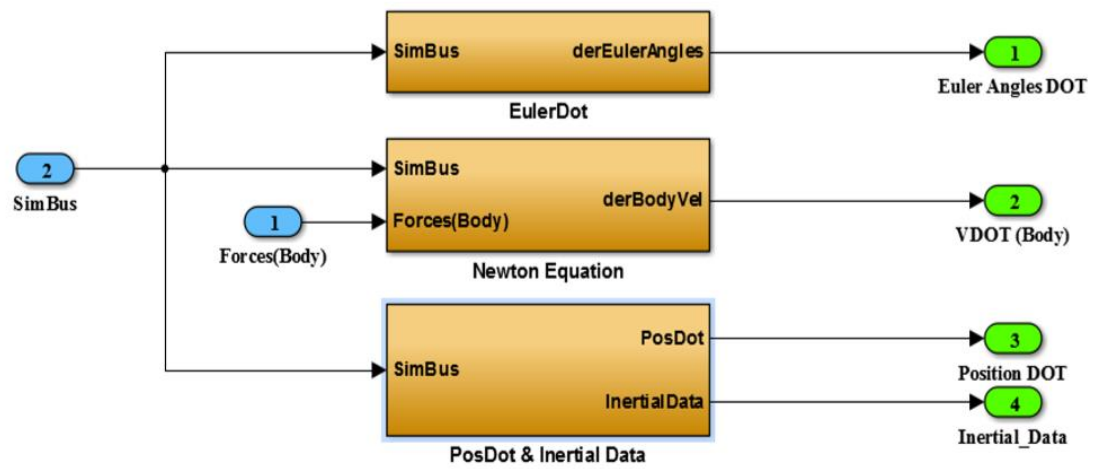
Δομικό Διάγραμμα Σημάτων Ελέγχου



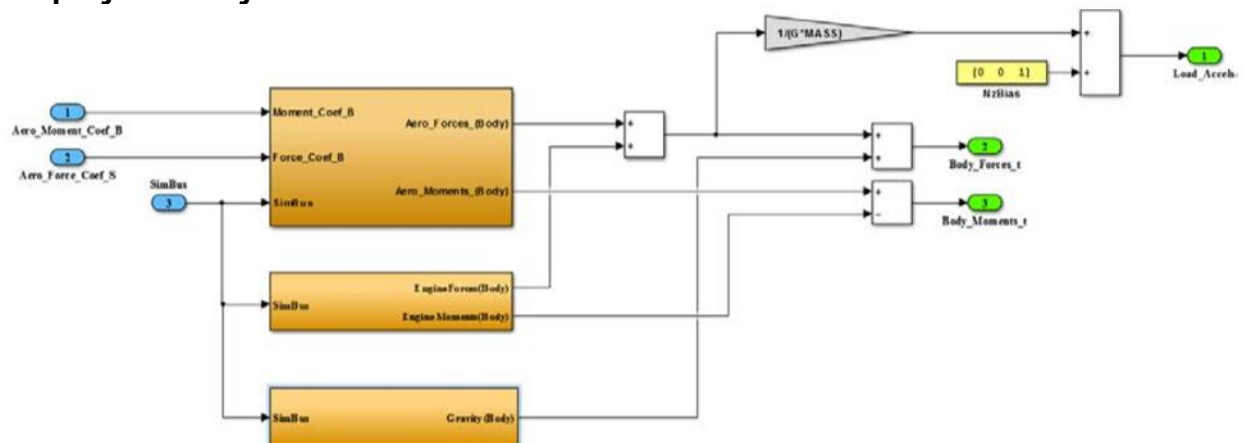
Δομικό Διάγραμμα σήματος ελέγχου του πηδαλίου ανόδου-καθόδου



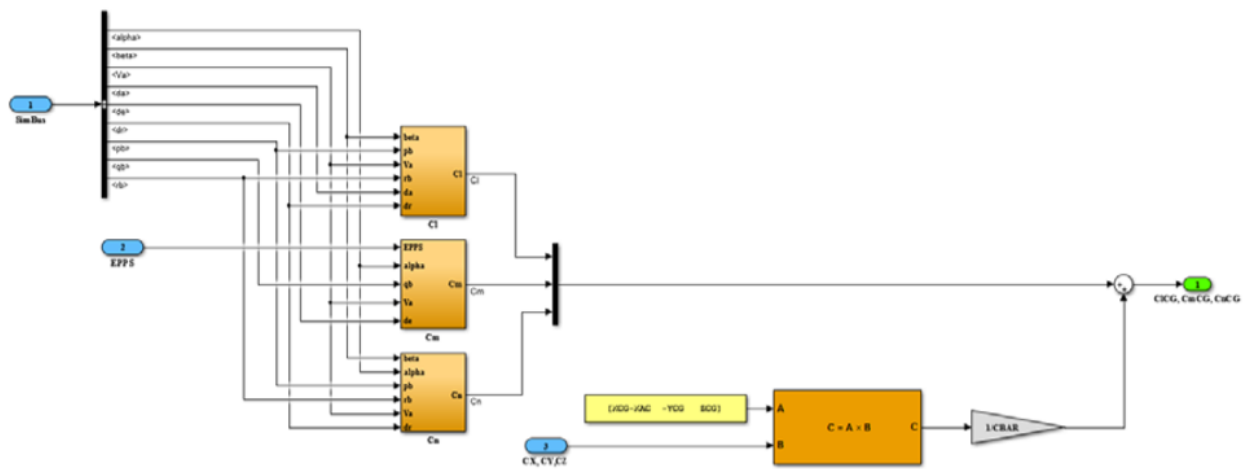
Εξισώσεις Κίνησης



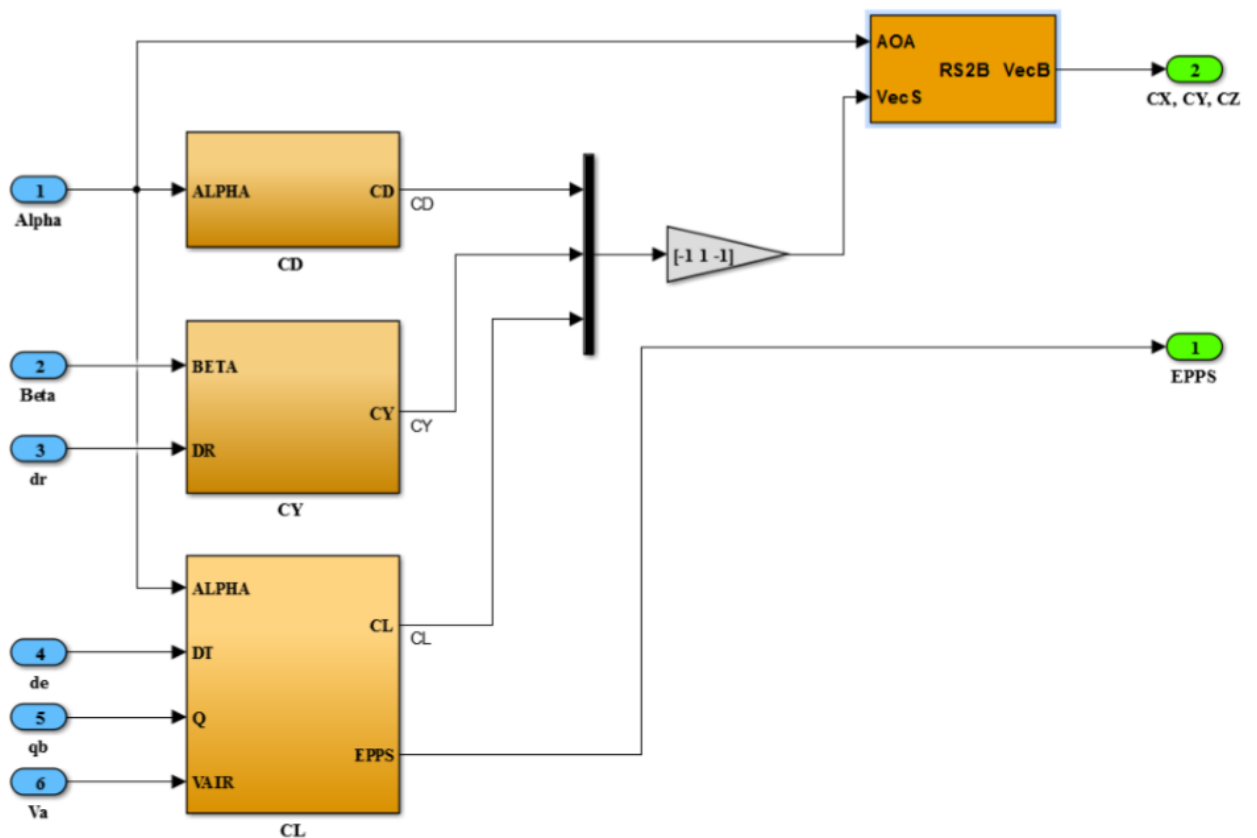
Δυνάμεις & Ροπές



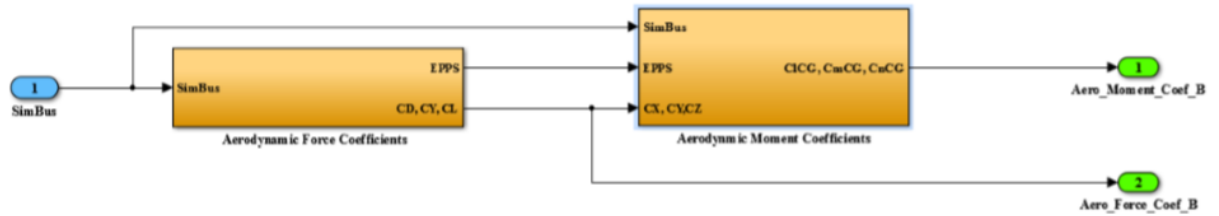
Αεροδυναμικοί Συντελεστές Ροπών



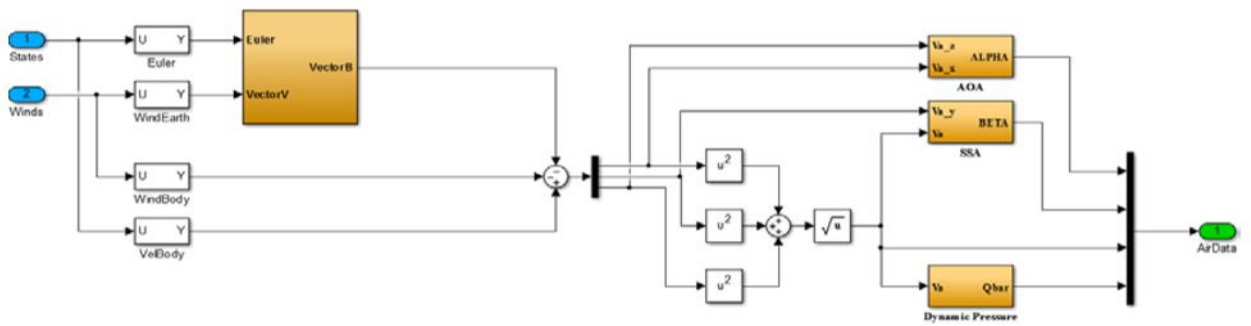
Αεροδυναμικοί Συντελεστές Δυνάμεων



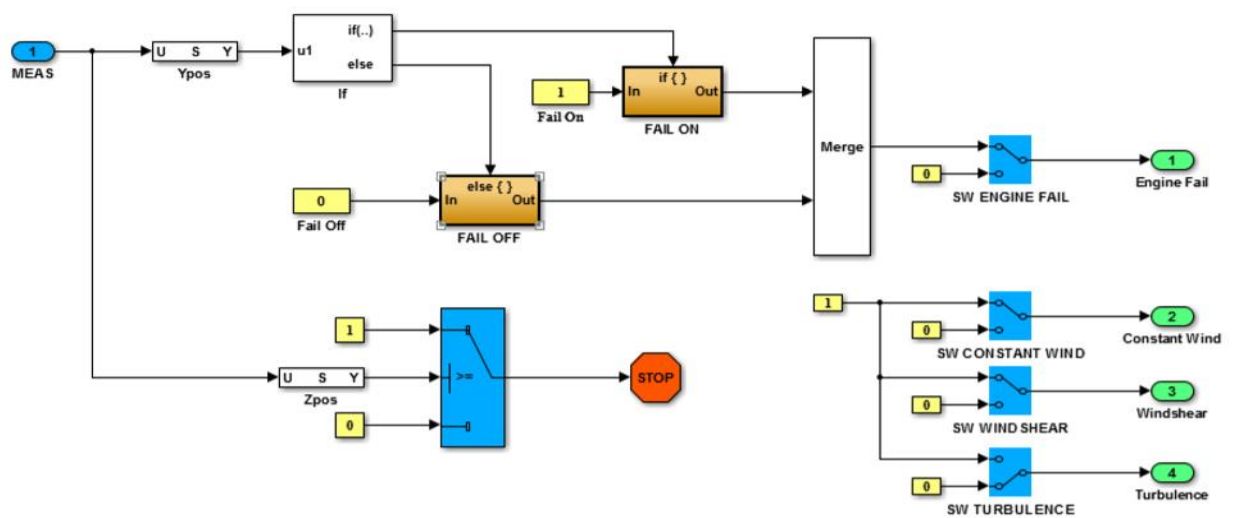
Αεροδυναμικοί Συντελεστές



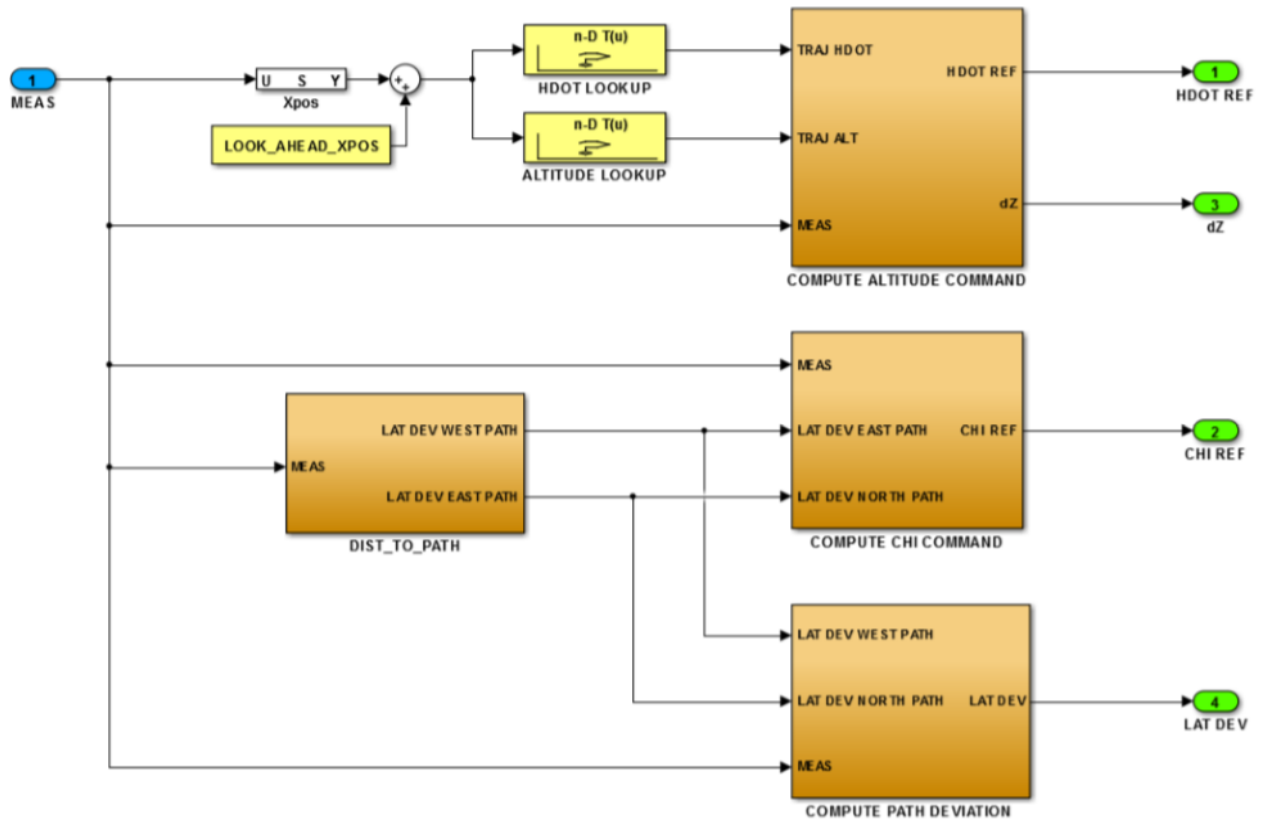
Δεδομένα Αεροδυναμικού Συστήματος



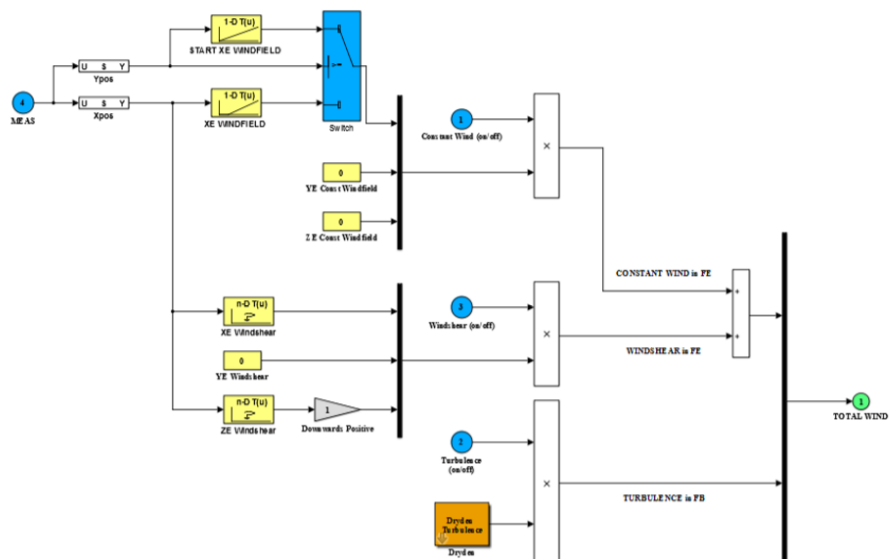
Υλοποίηση του σεναρίου πτήσης



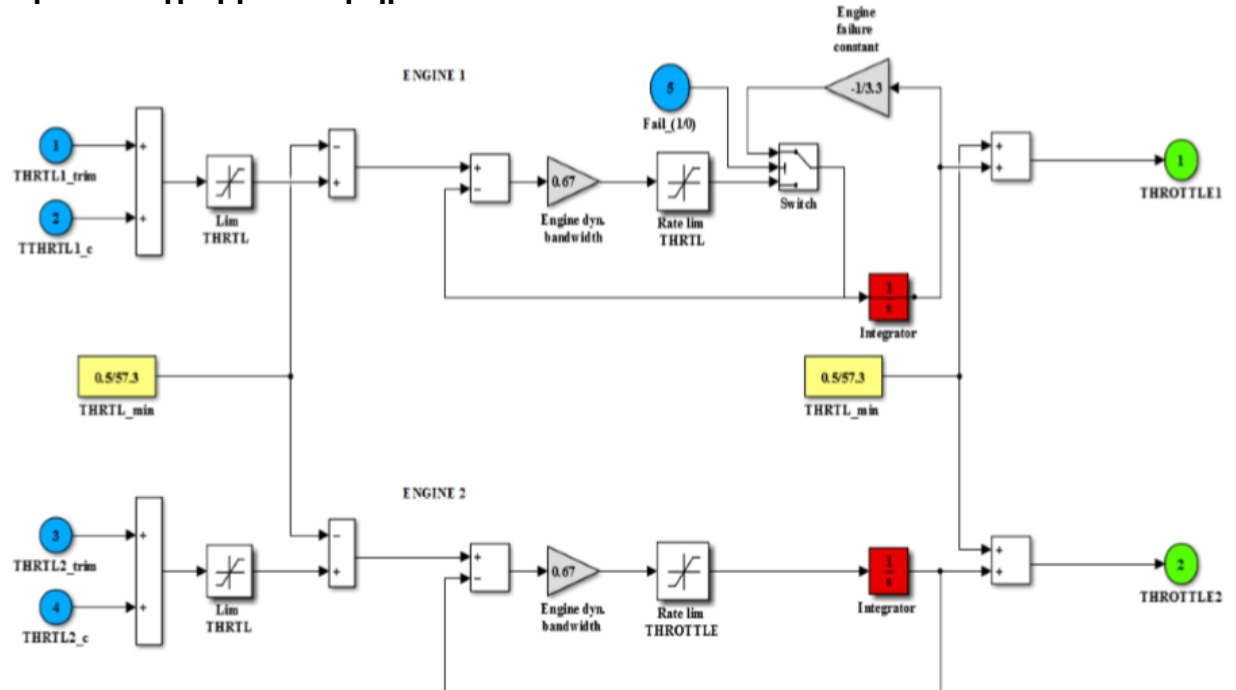
Υλοποίηση της καθοδήγησης



Το μοντέλο Ανέμου



Δομικό Διάγραμμα Κινητήρα



Βιβλιογραφία

Andrea L’Afflitto (2016) A Mathematical Perspective on Flight Dynamics and Control

Michael V. Cook BSc, MSc, CEng, FRAeS, CMath, FIMA (2013 Third Edition) Flight Dynamics Principles. A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control

Διπλωματική Εργασία,
Σχεδιασμός Ελεγκτή για την Αυτόματη Προσγείωση Αεροσκάφους με Χρήση Κλασικών Μεθόδων Ελέγχου, Ν. Τσοκανάς 2017

Mathworks- Makers of MATLAB and Simulink- MATLAB & Simulink
(<https://www.mathworks.com>)

GARTEUR: J.M. de la Cruz P. Ruiperez J. Aranda (1997) RCAM Design Challenge Presentation Document: An Eigenstructure Assignment Approach

GARTEUR: Paul Lambrechts, Samir Bennani, Gertjan Looye, Anders Helmersson (1997) Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the Research Civil Aircraft Model (RCAM)

S. Srinathkumar (London 2011) Eigenstructure Control Algorithms
Applications to aircraft/rotorcraft handling qualities design

Liu Patton (1999) B-Eigenstructure Assignment

Eugene Lavretsky, Kevin A. Wise (2013) Robust and Adaptive Control with
Aerospace Applications Αγγλία: Springer

S.-F. Wu, W. Wei and M.J. Grimble (2004) Robust MIMO control-system
design using eigenstructure assignment and QFT

Thomas Wagner and John Valasek (2007) Digital Autoland Control Laws
Using Quantitative Feedback Theory and Direct Digital Design

] Mario García-Sanz (2016) Robust Control Engineering Practical QFT
Solutions

Isaac Horowitz (1991) Survey of QFT, Int. J. Control

Oded Yaniv, Yossi Chait, Craig Borghesani (1997) The QFT Frequency
Domain Control Design Toolbox For Use with MATLAB