|  |
| --- |
| Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο |
| Εργασία δυναμικής πτήσης 2023 |
| Θέμα: Δυναμική ανάλυση και σχεδιασμός αυτόματου πιλότου για αεροσκάφος Piper M500  Μάθημα: Δυναμική πτήσης  Διδάσκων: Σ.Βουτσινάς.  Εξάμηνο: 9ο  Ακ. έτος: 2022-2023 |

|  |
| --- |
| Αντώνιος Καντούνιας – mc18004  2/1/2023 |

Contents

[Εισαγωγή 2](#_Toc108567486)

[Αρχική Διαστασιολόγιση 2](#_Toc108567487)

[Βασικοί παράμετροι σχεδιασμού 2](#_Toc108567488)

[Προδιαγραφές αεροδρομίου 2](#_Toc108567489)

[Συνθήκες αεροδρομίου 3](#_Toc108567490)

[Κριτήριο Προσγείωσης 3](#_Toc108567491)

[Κριτήριο Απογείωσης 3](#_Toc108567492)

[Προδιαγραφές ομαλής πτήσης 3](#_Toc108567493)

[Συνθήκες ύψους πτήσης 3](#_Toc108567494)

[Κριτήριο ταχύτητας πτήσης 4](#_Toc108567495)

[Κριτήριο ρυθμού ανόδου 4](#_Toc108567496)

[Οπτικοποίηση του βέλτιστου σημείου σχεδιαμού 4](#_Toc108567497)

[Σχεδιασμός για ελικοφόρο αεροσκάφος με της προδιαγραφές του Piper 5](#_Toc108567498)

[Παραμετρική ανάλυση 6](#_Toc108567499)

[Ανάλυση με παράμετρο τον λόγο επιμήκους του αεροσκάφους 6](#_Toc108567500)

[Ανάλυση με παραμέτρους που αφορούν την ταχύτητα πτήσης 7](#_Toc108567501)

[Ανάλυση για διαφόρους διαδρόμους προσγείωσης – απογείωσης 8](#_Toc108567502)

[Υπολογισμός βαρών και ισχύος για το υπολογιζόμενο σημείο σχεδιασμού 9](#_Toc108567503)

[Σχεδιασμός πτέρυγας 10](#_Toc108567504)

[Προσομοιώσεις με το λογισμικό X-Foil για αεροτομή χωρίς Flaps 10](#_Toc108567505)

[Προσομείωσεις αεροτομής εκτεταμένα Flaps στο λογισμικό x-foil 13](#_Toc108567506)

[Προσομοίωση στο λογισμικό aero και τελικός προκαταρκτικός σχεδιασμός της πτέρυγας 14](#_Toc108567507)

[Προσομοίωση της πτέρυγας σε συνθήκες ομαλής πτήσης 14](#_Toc108567508)

[Προσομοίωση της πτέρυγας κατά την προσγείωση 17](#_Toc108567509)

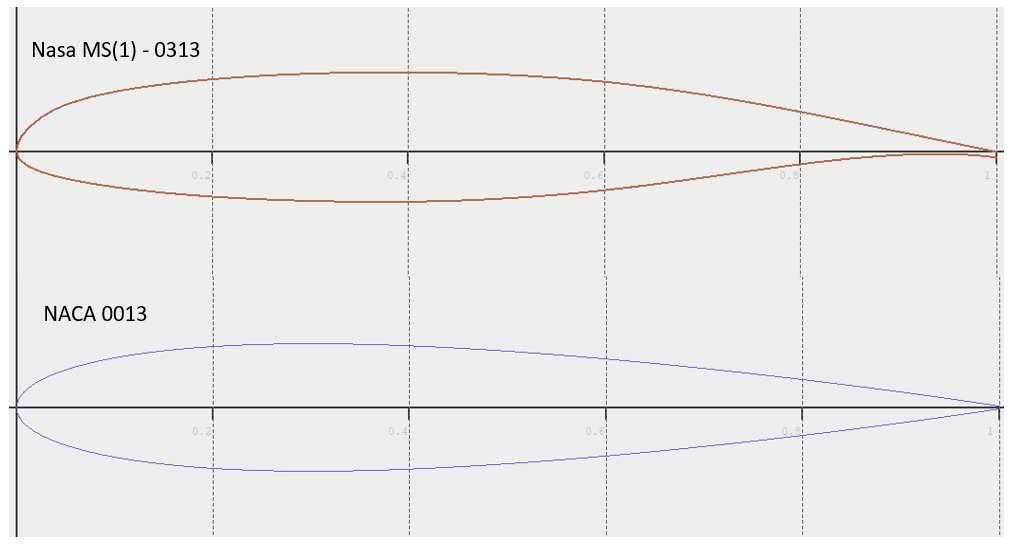
[Υπολογισμός της έλικας 18](#_Toc108567510)

# Εισαγωγή

# Μοντέλο αεροσκάφους

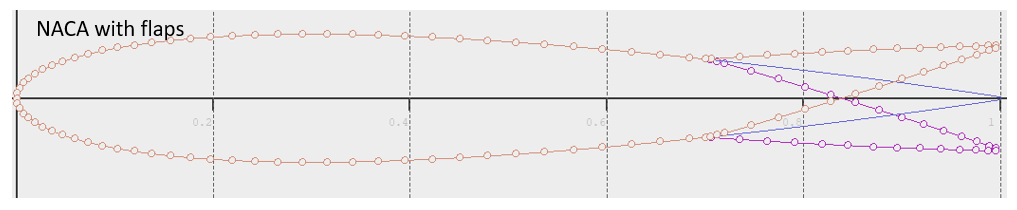
## Αεροτομές

Αρχικά εισάγονται οι αεροτομές του αεροσκάφους στο XFLR.



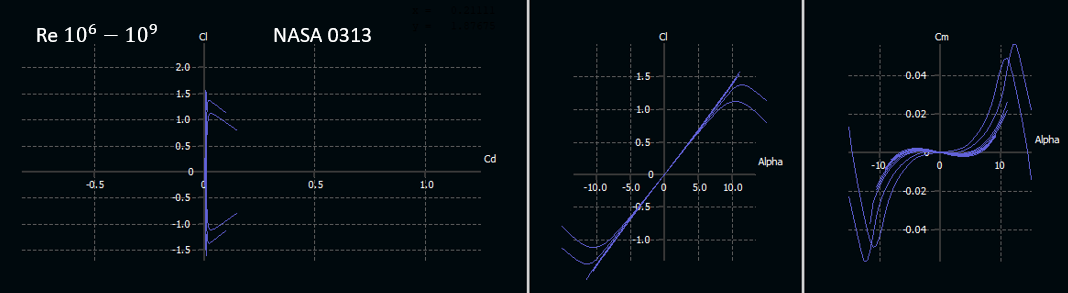
Εικόνα : Εισαγωγή της αεροτομής NASA MS(1) – 0313 και NACA 0013 στο πρόγραμμα xflr.

Στην συνέχεια εισάγονται τα flaps και στις δύο αεροτομές καθώς θα χρειαστούν για την μελέτη στην συνέχεια.



Εικόνα : Εισαγωγή flaps στις αεροτομές.

Στην συνέχεια ακολουθεί αεροδυναμική ανάλυση των αεροτομών σε διάφορους αριθμούς Reynolds. Ενδεικτικά παρουσιάζεται η ανάλυση της απλή αεροτομής NASA 0313 με τα flaps ουδέτερη κατάσταση.



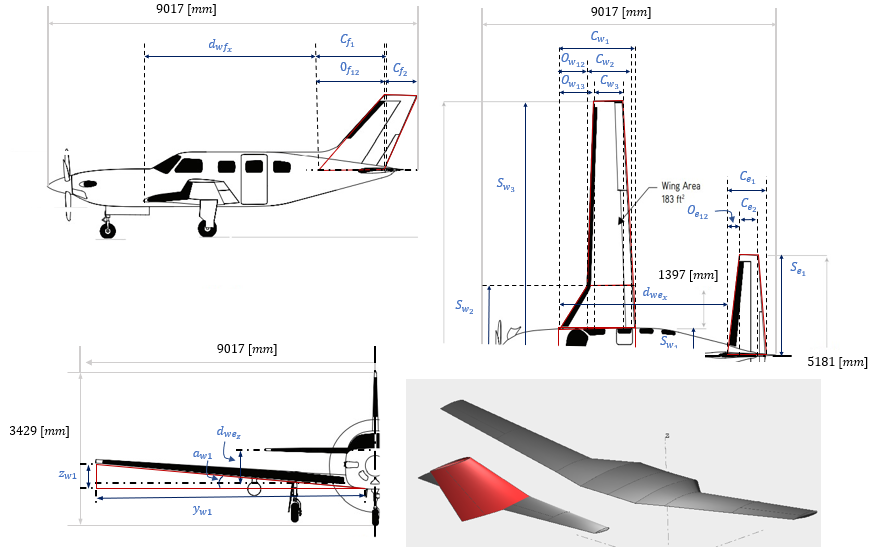
Εικόνα : Polars για NASA 0313.

Στο σημείο αυτό πρέπει να σημειωθεί ότι οι πολικές των αεροτομών υπολογίστηκαν:

* Για αριθμούς Mach: (Η ταχύτητα ονομαστική ταχύτητα πτήσης είναι )
* Και για αριθμούς Reynolds: (Ο αριθμός Reynolds για την ονομαστική ταχύτητα πτήσης θα είναι )

## Γεωμετρία πτερύγων

Αρχικά τοποθετούμε τις πτέρυγες του αεροσκάφους στο XFLR με βάση τα υπάρχοντα σχέδια και αναλογίες.



Εικόνα : Αναπαραγωγή της γεωμετρία του αεροσκάφους με βάση τις εικόνες που δίνονται στο φυλλάδιο πώλησης.

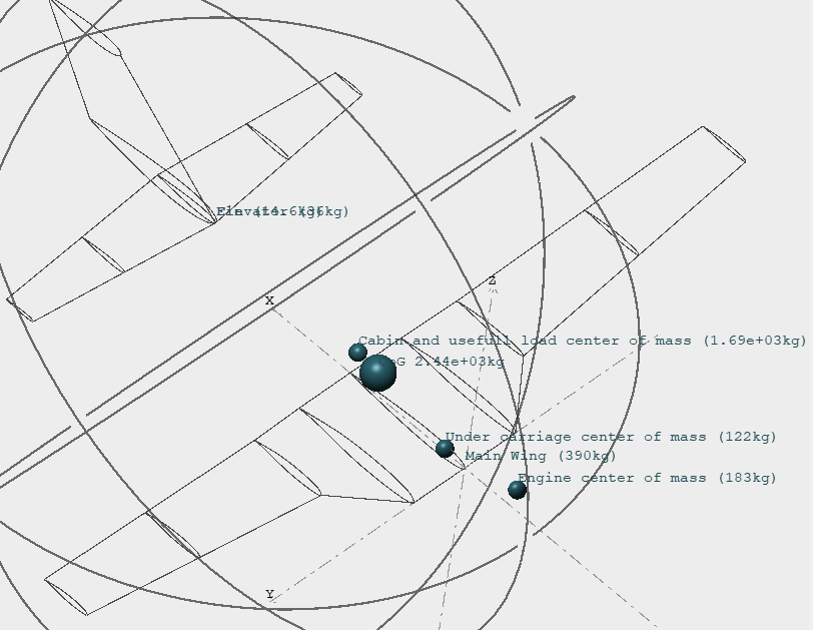
## Κατανομή μάζας

Στην συνέχεια είναι σημαντικό να γίνει εκτίμηση των κέντρων μάζας και το βάρος των επιμέρους υποσυστημάτων προκειμένου να εκτιμηθεί το κέντρο βάρους συνολικά καθώς οι ροπές αδράνειας του αεροσκάφους. Τα μεγέθη αυτά όπως θα φανεί στην συνέχεια, θα καθορίσουν την δυναμική του συστήματος.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Δομικό στοιχείο – Υποσύστημα | Ποσοστό βάρους | Βάρος [kg] |
| Δεξαμενή καυσίμου | 0.09 | 219.6 |
| Κύρια πτέρυγα | 0.07 | 170.8 |
| Κατακόρυφο ουραίο | 0.015 | 36.6 |
| Οριζόντιο ουραίο | 0.006 | 14.6 |
| Σύστημα προσγείωσης | 0.05 | 122.0 |
| Καμπίνα επιβατών | 0.3784 | 923.4 |
| Κινητήρας αεροσκάφους | 0.0750 | 183.0 |
| Ωφέλιμο φορτίο | 0.3156 | 770.0 |

Πίνακας : Υπολογισμός των βαρών τον επιμέρους υποσυστημάτων. Με μπλε χρώμα χαρακτηρίζονται τα μεγέθη που θεωρήθηκαν γνωστά είτε από τον κατασκευαστή είτε από την βιβλιογραφία. Με πορτοκαλί χρώμα χαρακτηρίζονται μόνο η καμπίνα των επιβατών η οποία προκύπτει ως υπόλοιπο των προηγούμενων μεγεθών.

Στην συνέχεια κέντρα βάρους τοποθετήθηκαν στο αεροσκάφος όπως φαίνεται παρακάτω. Σημειώνεται ότι δεν ήταν γνωστά όλες οι θέσεις των κέντρων βάρους. Για αυτό τον λόγο ορισμένα κέντρα εκτιμήθηκαν. Η εκτίμηση αυτή αποτελεί μια μέθοδο προκειμένου το αεροσκάφος να χαρακτηρισθεί από στατική ευστάθεια.



Εικόνα : Παρουσίαση κέντρων μάζας του αεροσκάφους και την θέση τους σε αυτό.

# Χαρακτηριστικά πτήσης

## Στατική ευστάθεια

Προκειμένου να πετύχουμε στατική ευστάθεια για το αεροσκάφος θέτουμε σαν προδιαγραφή να έχουμε 15% περιθώριο στατικής ευστάθειας.

Αρχικά επιλέγεται να γίνει ‘fixed lift’ ανάλυση. Προκειμένου να υπολογιστεί η απαιτούμενη ταχύτητα του αεροσκάφους προκειμένου να επιτευχθεί πτήση σταθερής κατάστασης για το εκάστοτε angle of attack.

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασία και δεδομένου ότι οι τοποθεσίες τον κέντρων βαρών δεν είναι πλήρως καθορισμένες, κρίνεται σκόπιμο να υπολογισθεί το σημείο ουδέτερης ευστάθειας του αεροσκάφους και με βάση αυτό να επιλεγεί το κέντρο βάρους να τοποθετηθεί σε ένα σημείο λογικού περιθωρίου ευστάθειας. Ο καλύτερος τρόπος τοποθέτησης του κέντρου βάρους αποτελεί η μετατόπιση κέντρου βάρους της καμπίνας.

Στην συνέχεια προκειμένου το αεροσκάφος να πετυχαίνει την προδιαγεγραμμένη ταχύτητα, κρίνεται σκόπιμη η μελέτη της γωνία σφήνωσης της κύρια πτέρυγας. Συνοπτικά πρέπει να ισχύει:

Όπου

: Η διαμήκης απόσταση του κέντρου βάρους από την αρχή τον αξόνων

: Η διαμήκης απόσταση του ουδέτερου σημείου από την αρχή τον αξόνων

:

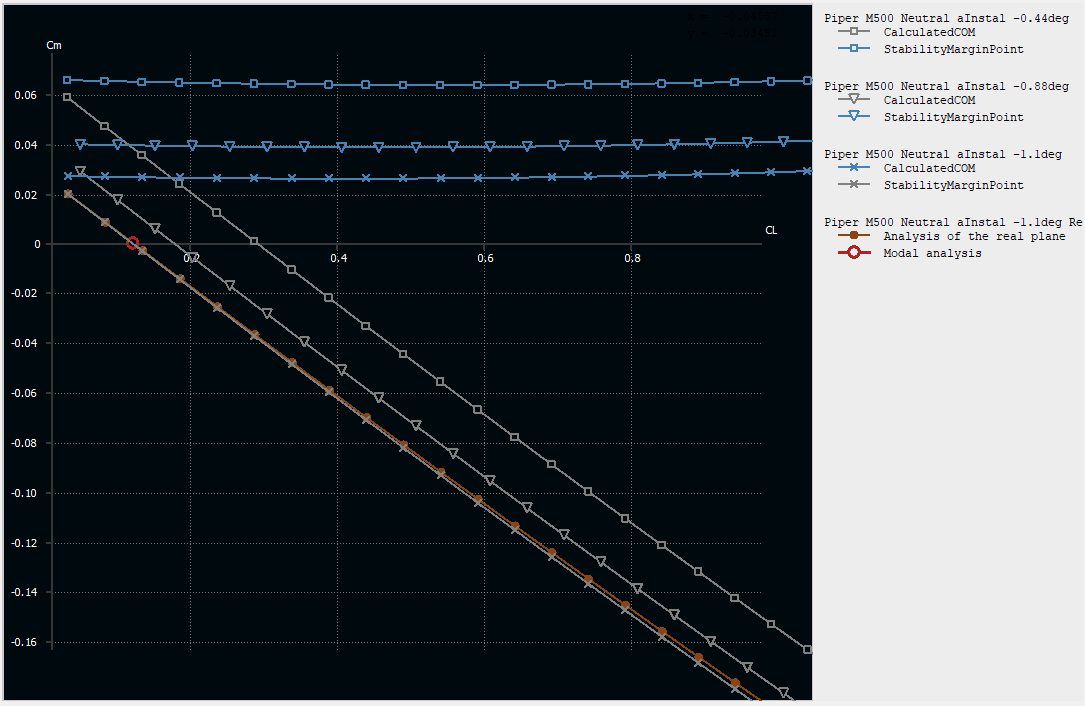
:

:

Στην συνέχεια παρατίθεται πίνακας με τις τιμές για το συγκεκριμένο αεροσκάφος.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |
|  |  |
|  |  |
|  |  |
|  |  |
|  |  |
|  |  |

Εικόνα : Πίνακας τιμών που καθορίζουν την στατική ευστάθεια του αεροσκάφους.



Εικόνα : Παρουσίαση των προσομοιώσεων για την επιλογή του κέντρου βάρους και της γωνίας σφήνωσης του αεροσκάφους.

Σε σχέση με το παραπάνω διάγραμμα σημειώνονται τα εξής.

* Η διαμήκης ευστάθεια του αεροσκάφους επηρεάζεται μονάχα από την θέση του κέντρου βάρους.
* Η ταχύτητα του αεροσκάφους στο σημείο ευστάθειας εξαρτάτε από τον συντελεστή άνωσης ο οποίος επηρεάζεται και από την παράμετρο της θέσης του κέντρου βάρους αλλά και από την παράμετρο της γωνίας σφήνωσης της κύριας πτέρυγας.

Τελικά τα το κέντρο το αεροσκάφος που προκύπτει από την ανάλυση αυτή χαρακτηρίζεται από τα εξής μεγέθη.

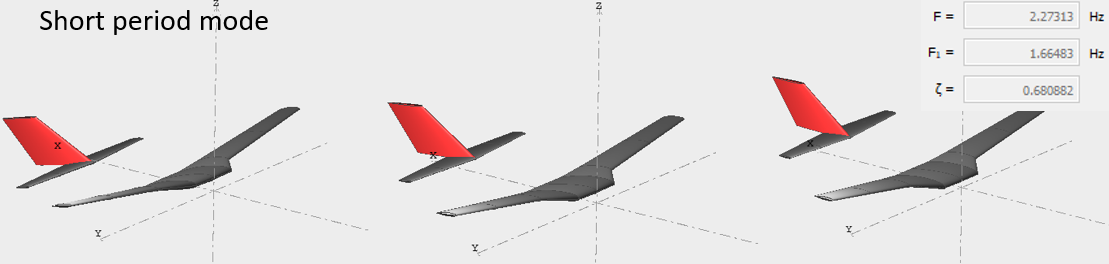
|  |  |
| --- | --- |
| Μέγεθος | Τιμή |
|  |  |
|  |  |
|  |  |

Πίνακας : Ονομαστικά μεγέθη σταθερής ομαλής πτήσης.

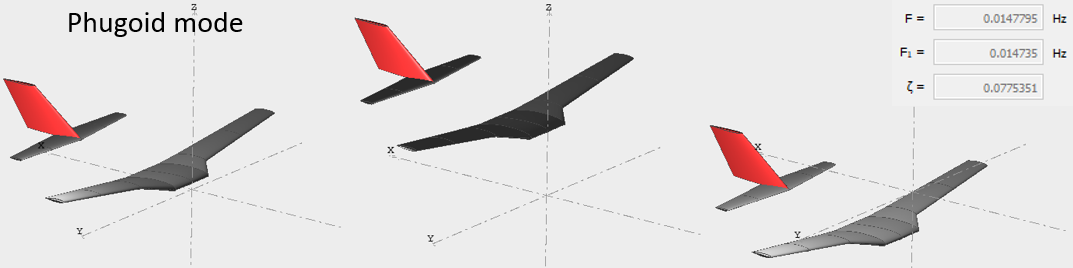
## Ιδιόμορφές αεροσκάφους

Προκειμένου να εξαχθεί ο χώρος κατάστασης που χαρακτηρίζει την δυναμική του αεροσκάφους γίνεται ανάλυση ιδιόμορφών και ιδιοσυχνοτήτων. Παρακάτω παρουσιάζονται οι ιδιομορφές και οι αντίστοιχες ιδιοσυχνότητες που χαρακτηρίζουν το αεροσκάφος.

Longitudinal modes:

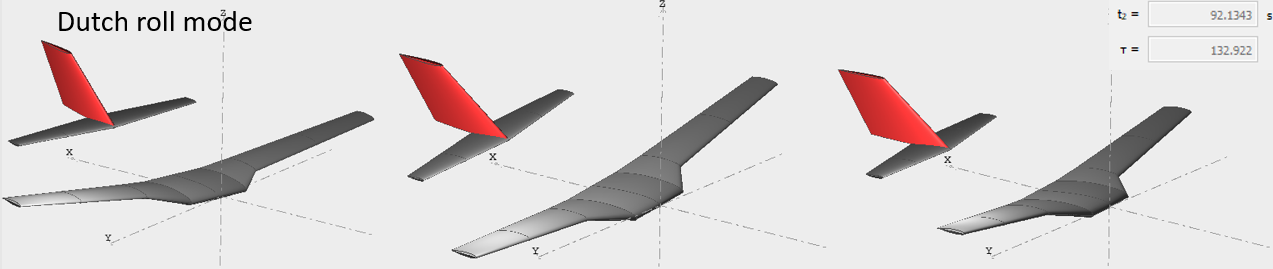


Εικόνα : Short period mode.

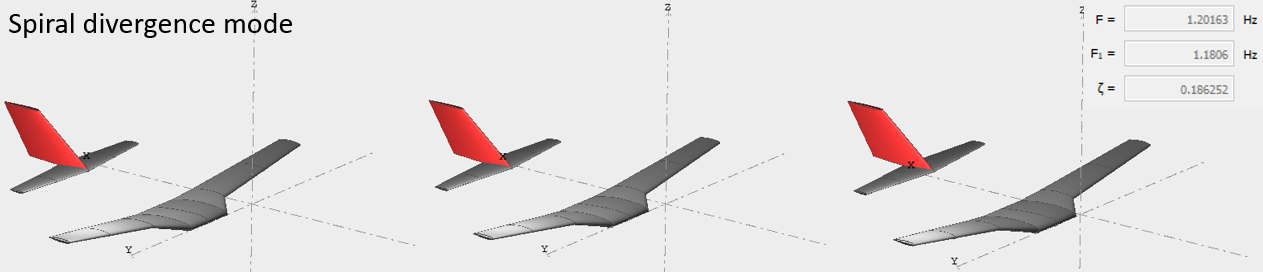


Εικόνα 9: Phugoid mode.

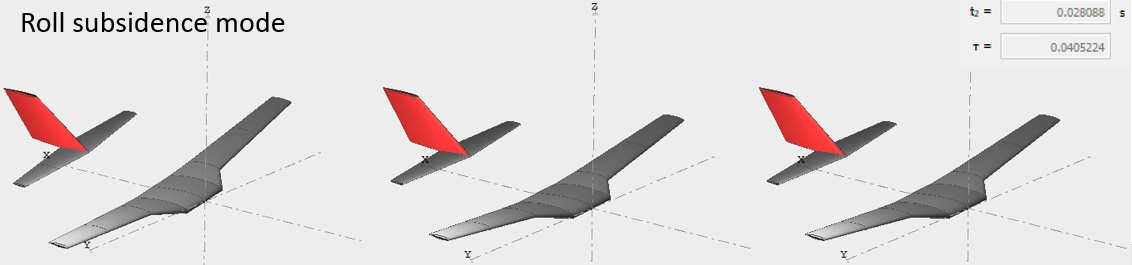
Lateral modes:



Εικόνα : Dutch roll mode.

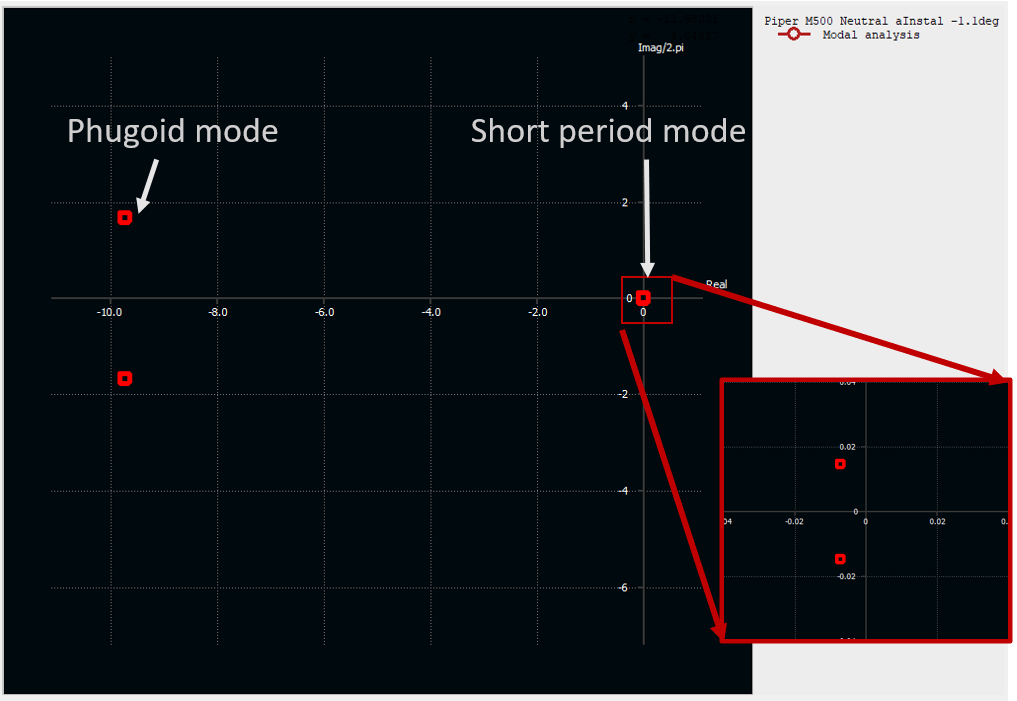


Εικόνα : Spiral divergence mode.



Εικόνα : Roll subsidence mode.

Στον τόπο των ριζών μπορούμε να δούμε σε τι πόλους αντιστοιχούν οι παραπάνω ιδιομορφές.



Εικόνα : Τόπος των ριζών για τα longitudinal modes.

Για τα Longitudinal modes παρατηρούμε τα εξής:

* Η short period ιδιομορφές χαρακτηρίζονται από μικρή απόσβεση και μεγάλη περίοδο.
* Η phugoid ιδιομορφές χαρακτηρίζονται από μεγάλη απόσβεση και μικρή περίοδο.

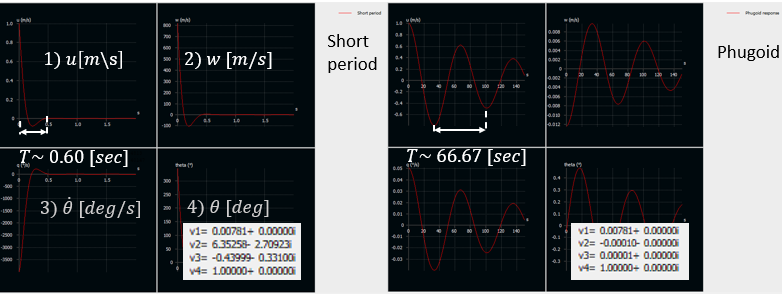


Εικόνα : Τόπος των ριζών για τa Lateral modes.

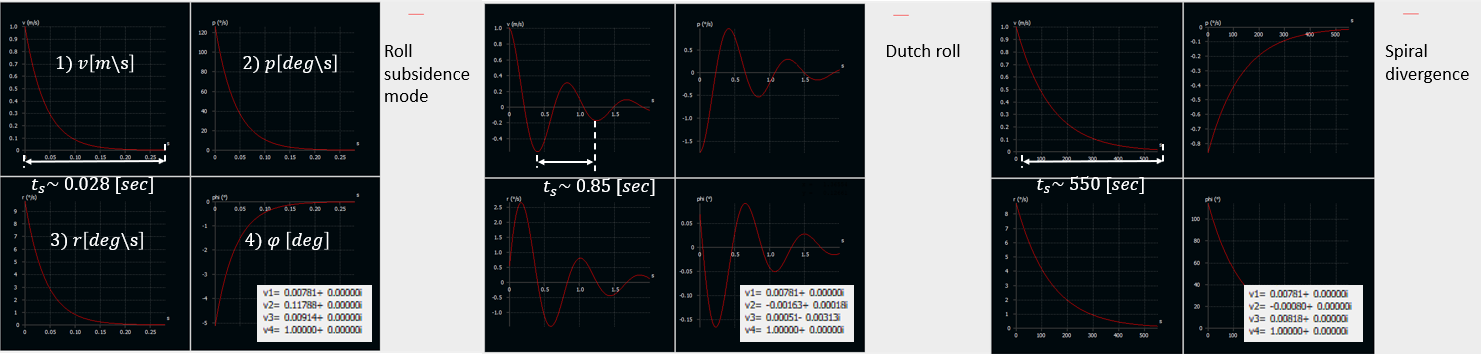
Για τα Lateral modes παρατηρούμε τα εξής:

* To Roll subsidence mode χαρακτηρίζεται από μεγάλη απόσβεση και μη ταλαντοτικής συμπεριφορά.
* Το Spiral divergence mode έχει πόλο πολύ κοντά στο μηδέν. (Πόλος στο 0 ισοδυναμεί με πόλο με μεταφορική κίνηση)
* Το Dutch roll έχει και ταντοτική συμπεριφορά.

Στην συνέχεια αξίζει να παρατεθούν οι αποκρίσεις των ιδιόμορφών του αεροσκάφους στο πεδίο το χρόνου.



Εικόνα : Απόκριση των longitudinal ιδιομορφών.



Εικόνα : Απόκριση των Lateral ιδιομορφών.

Από τα παραπάνω διαγράμματα αξίζει να παρατηρήσεις κανείς του βαθμούς ελευθερίας που κυριαρχούν στην κάθε ιδιομορφή. Αυτό γίνεται αντιληπτό συγκρίνοντας τις τιμές που αντιστοιχούν σε κάθε βαθμό ελευθερίας για το κάθε ιδιοδιανύσμα.

# Αυτόματος πιλότος

## Υπολογισμός του χώρου κατάστασης

Αρχικά ο χώρος κατάστασης του αεροσκάφους υπολογίζεται XFLR υλοποιώντας ένα stability analysis γύρω από σημείο ισορροπίας του αεροσκάφους. Το αρχείο εξόδου περιέχει του πίνακες κατάστασης του αεροσκάφους στην Lateral και στην Longitudinal κατάστασης.

Στην συνέχεια προκειμένου να υπολογίσουμε την επίδραση των επενεργητών, γίνεται γραμμικοποίση της επίδρασης τους γύρο από το σημείο ισσοροπίας. Η γραμμικοποιήση αυτή προκείπτει πάλι με ένα stability analysis για τον κάθε επενεργητή ξεχωριστά. Γίνεται γραμμικοποίση για τα Elevators, τα Alierons και το Rudder που είναι αντίστοιχα.

Τα elevator έχουν επίδραση μονάχα στην longitudinal διεύθυνση όπως φέναιτε παρακάτω

Τα alieron και το fin έχουν επίδραση μονάχα στην lateral διεύθυνση όπως φέναιτε παρακάτω

Οι παραπάνω πίνακες κατάστασης στην συνέχεια είσαγονται στο λογισμικό Matlab προκειμένου να μοντελοποιηθεί τα γραμμικοποιημένο σύστημα του αεροσκάφους και στην συνέχεια να υλοποιηθεί ο αντίστοιχος έλεγχος.

## Longitudinal control

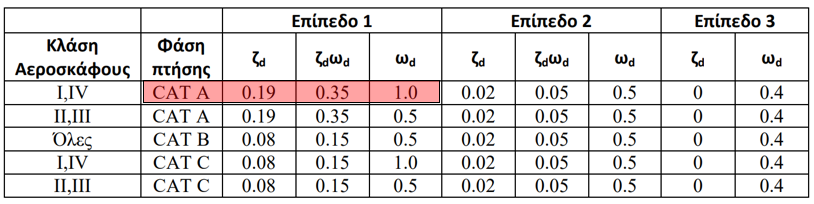
## Lateral control

Ο σχεδιασμός συστημάτων ελέγχου της εγκάρσια δυναμικής είναι αρκετά πιο σύνθετος από αυτόν της διαμήκους. Συνήθως υλοποιείτε με σε σύνθετα συστήματα ελέγχου όπου οι κινήσεις των πηδαλίων ταυτίζονται. Στο πλαίσιο της παρούσας εργασία θα σχεδιαστεί σύστημα ελέγχου με μονάχα μια αεροδυναμική επιφάνεια.

### Προδιαγραφές

Προκειμένου να αποφανθεί η επιθυμητή απόκριση του αεροσκάφους στην ολλανδική περιστροφή κρίνεται σκόπιμη η στου πίνακες ελάχιστων ορίων που παρατίθενται στο βιβλίο του μαθήματος.

Σημειώνεται ότι η κλάση του αεροσκάφους είναι ενώ μπορούμε να θεωρίσουμε την περισσότερο απαιτητική φάση πτήσης . Τέλος δεδομένου ότι ο έλεγχος θα γίνει μονάχα με το εγκάρσιο ουραίο, θεωρείτε ότι το επίπεδο 1 είναι απαιτητικό επίπεδο ελέγχου.



Πίνακας : Ελάχιστα όρια λόγου απόσβεσης και συχνότητας Ολλανδικής περιστροφής.

Προκειμένου να τοποθετήσουμε αυτές τις προδιαγραφές στο μιγαδικό επίπεδο έγινε η παρακάτω ανάλυση:

Για την προδιαγραφή 1 έχουμε:

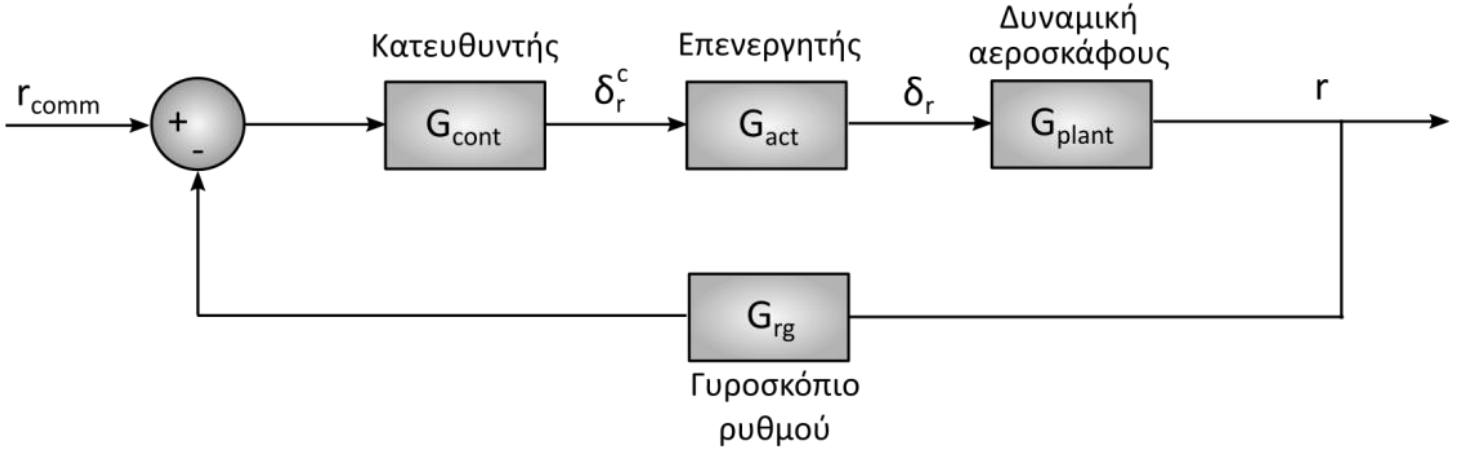
Για την προδιαγραφή 2 έχουμε:

Για την προδιαγραφή 3 έχουμε:

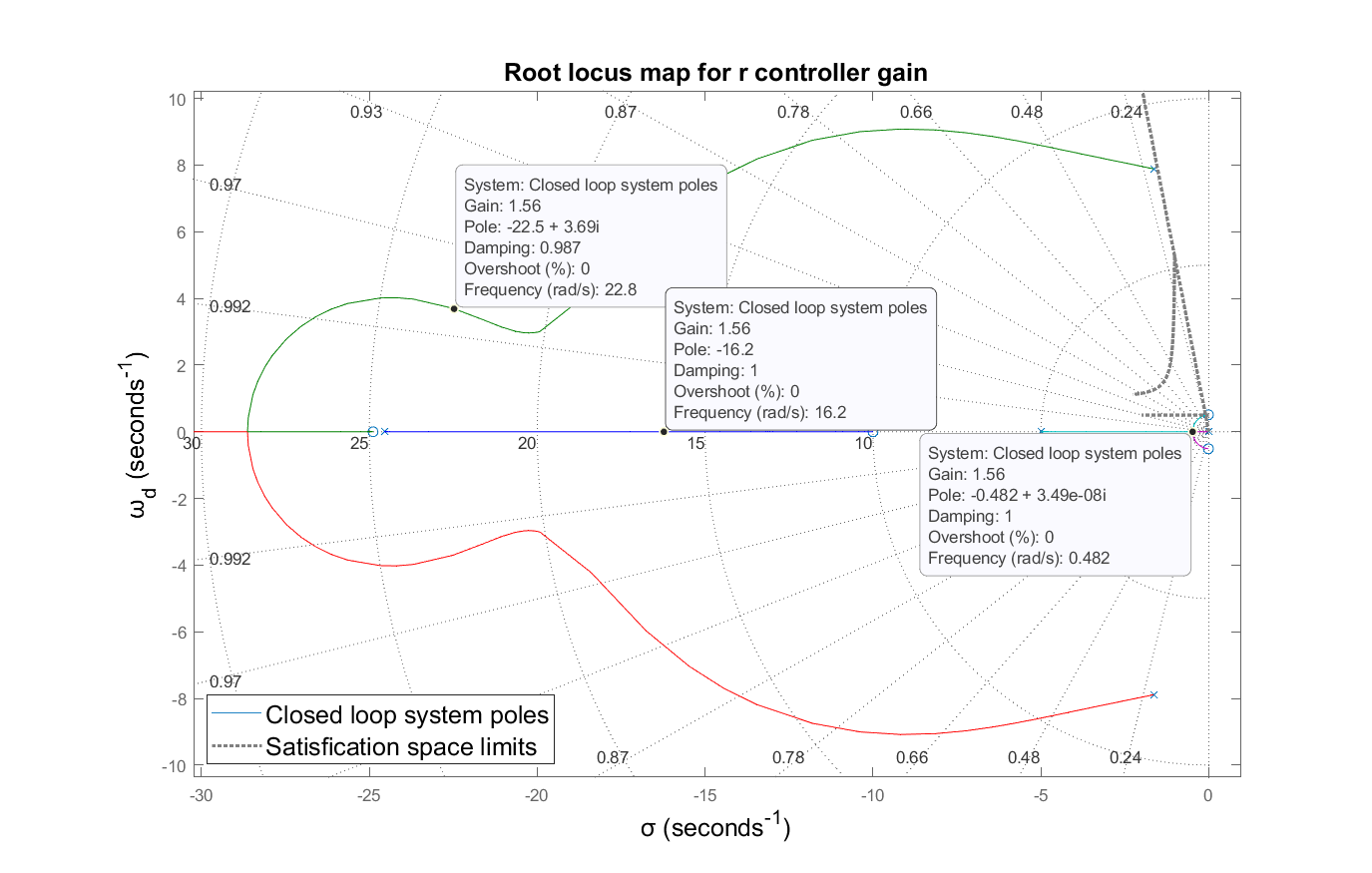
### Σχεδιασμός νόμου ελέγχους για απόσβεση της Ολλανδικής περιστροφής

Στην συνέχεια αφού η προδιαγραφές έχουν τεθεί ακολουθεί η επιλογή της αρχιτεκτονικής ελέγχου. Στο πλαίσιο της παρούσας εργασία εξετάζεται ο νόμος ελέγχου με χρήση P η PD controller.

Όπως περιγράφεται και στην Longitudinal περίπτωση η μεθοδολογία που ακολουθείτε είναι αυτή της δοκιμής και λάθους. Συγκεκριμένα η χρονική σταθερά του D όρου ώστε ο μηδενιστής που εισάγει στο σύστημα ανοιχτού βρόχου να επηρεάζει βέλτιστα ο τόπος των ριζών. Στην συνέχεια επιλέγεται το καταλληλότερο κέρδος.



Εικόνα : Δομικό διάγραμμα συστήματος επαύξησης της απόσβεση εκτροπής με έλεγχο του ρυθμού εκτροπής.

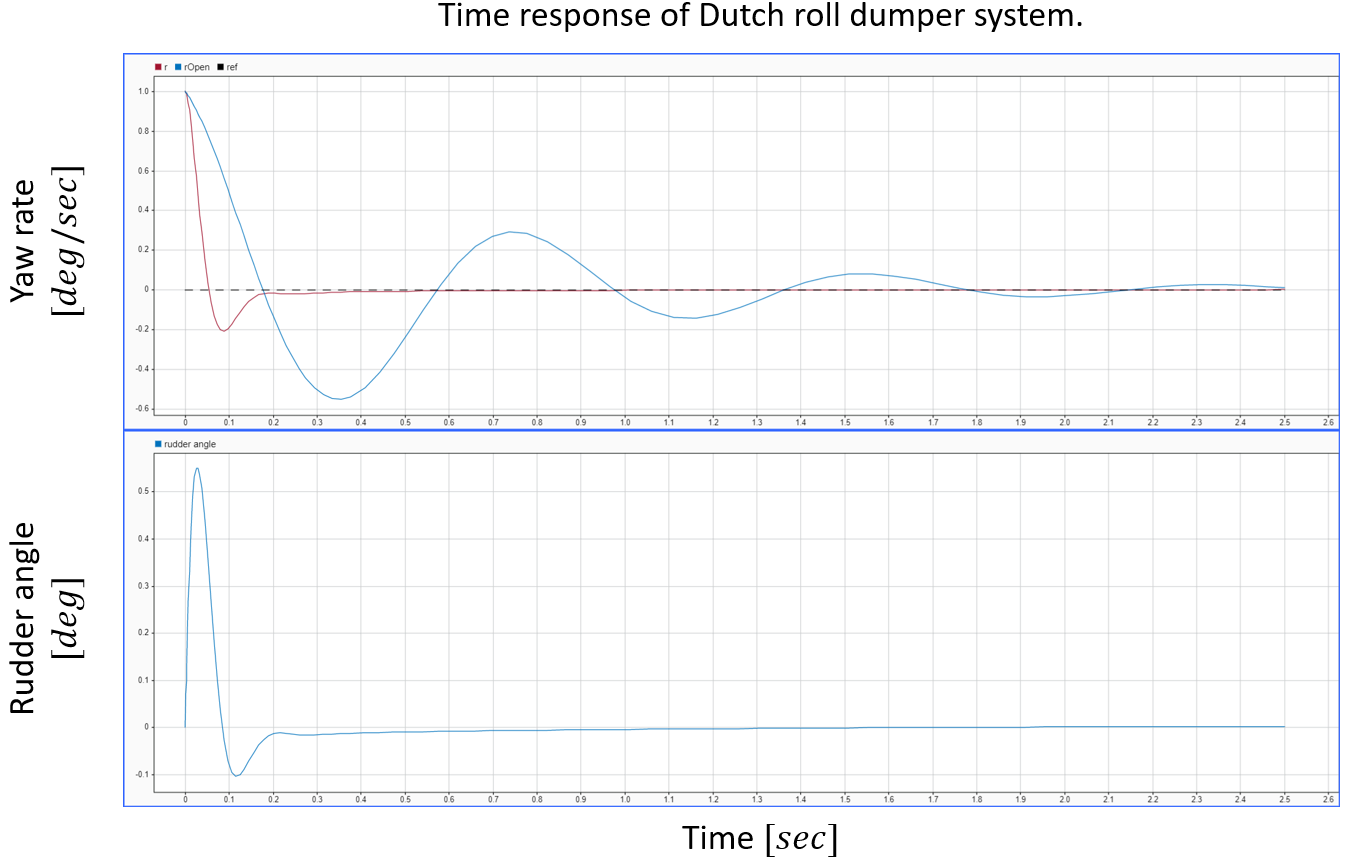


Εικόνα : Τόπος των ριζών και επιλογή κέρδους ανατροφοδότησης για το lateral σύστημα.

Από το παραπάνω σχήμα παρατηρούνται τα εξής:

* Το κέρδος επιλέγεται ώστε το σύστημα να είναι το ταχύτερο δυνατό. Συγκεκριμένα για το κέρδος . έχουμε συνάντηση των δύο ταχύτερων πόλων στον πραγματικό άξονα.
* Ο μηδενιστής το η χρονική σταθερά διαφόρισης επιλέγεται να είναι . Με αυτόν το τρόπο πετυχαίνουμε πολύ σημαντική απομάκρυνση των γρήγορων πόλων που αντιστοιχούν στην Ολλανδική περιστροφή.
* Η προδιαγραφές πληρούνται πλήρως.

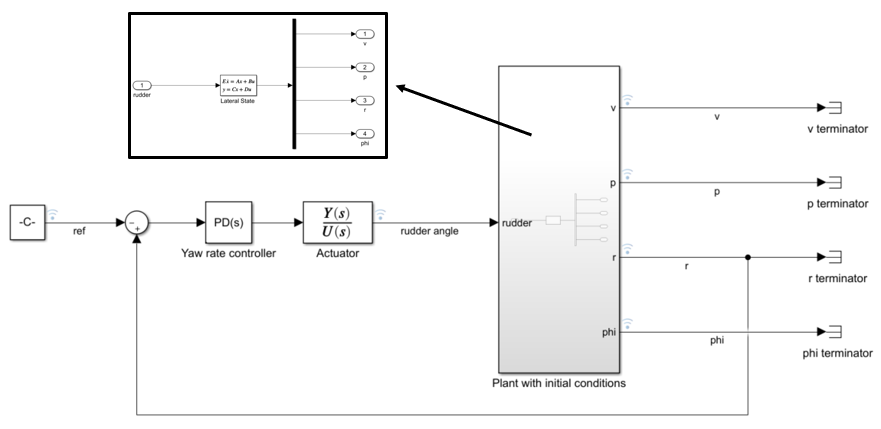
Προκείμενου να διαπιστωθεί η αποτελεσματικότης της επαύξησης της απόσβεσης υλοποιούνται η προσομοίωση της απόκρισης του συστήματος ανοιχτού βρόχου και κλειστού βρόχου, υπό αρχική συνθήκη



Εικόνα : Σύγκριση της απόκρισης υπό αρχικές συνθήκες για το σύστημα ανοιχτού και κλειστού βρόχου.

Από την παραπάνω εικόνα εξάγονται οι εξής παρατηρήσεις.

* Το επαυξημένο σύστημα αποσβένει σημαντικά ταχύτερα συγκεκριμένα σε μόλις 0.2 sec.
* Το επαυξημένο σύστημα έχει μια υπερακοντίσει της τάξεως του 20%.
* Κρίνεται σκόπιμο να μοντελοποιηθεί με μεγαλύτερη λεπτομέρεια ο επενέργηση προκειμένου να εξετασθεί αν αυτή η ταχύτητα ελέγχου είναι εφικτή για το μηχανικό σύστημα.



Εικόνα : Μοντελοποίηση του lateral συστήματος στο Simulink.

### Σύστημα επαύξησης της απόσβεσης της εκτροπής με κύκλωμα Washout στην ανάδραση

Στις πραγματικές συνθήκες πτήσης υπάρχουν ελιγμοί, όπως η σταθερή στροφή, που απαιτείται ένας σταθερός ρυθμός εκτροπής. Σε τέτοιες περιπτώσεις ελιγμών είναι σημαντικό το σύστημα να μην προβαίνει στην απόσβεση τους.

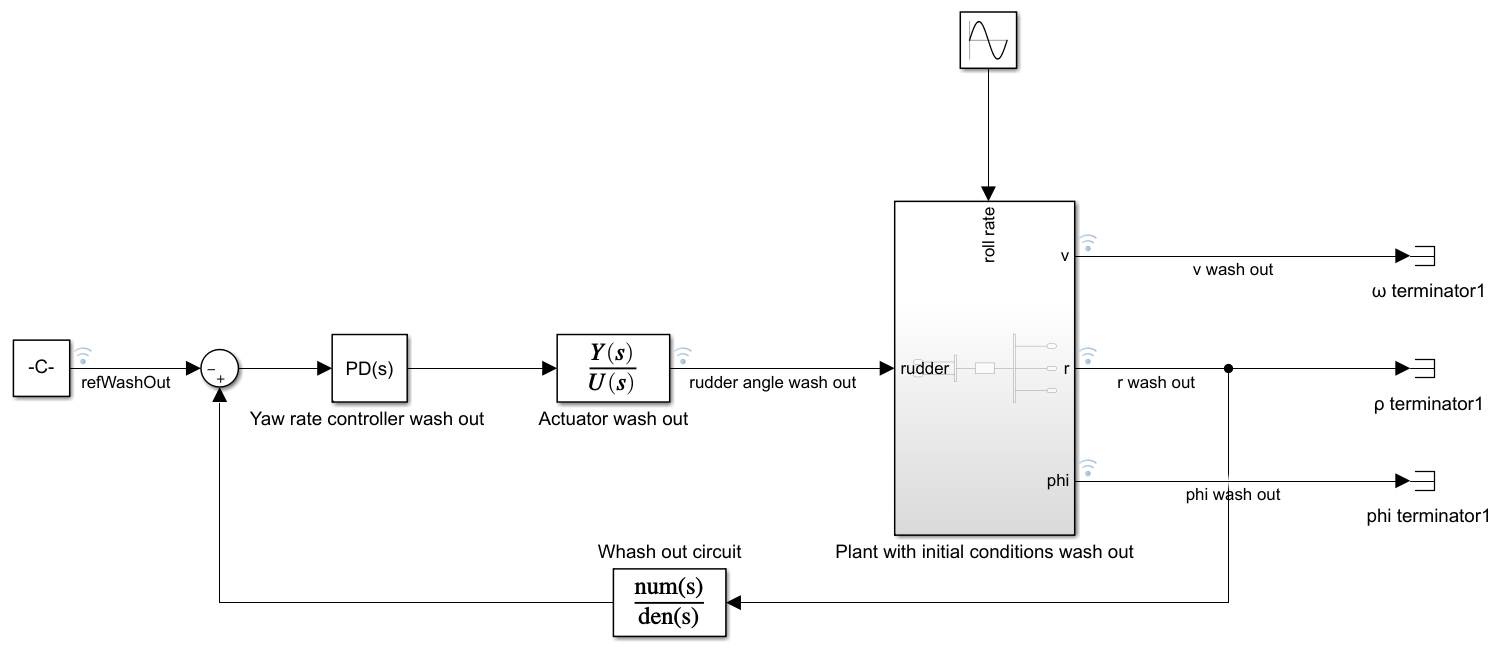
Ως εκ τούτου γίνεται χρήση κυκλώματος washout στην ανάδραση. Το κύκλωμα αυτό λειτουργεί ως υψηπερατό φίλτρο. Έπεται ότι σήματα μικρής συχνότητας (όπως αυτά το προαναφερθέντων ελιγμών) να φιλτράρονται και να μην ανατροφοδοτούνται στο σύστημα απόσβεσης.

Χαρακτηριστικά θεωρείτε επαρκής η χρονική σταθερά του φίλτρου να είναι . Έτσι έχουμε:

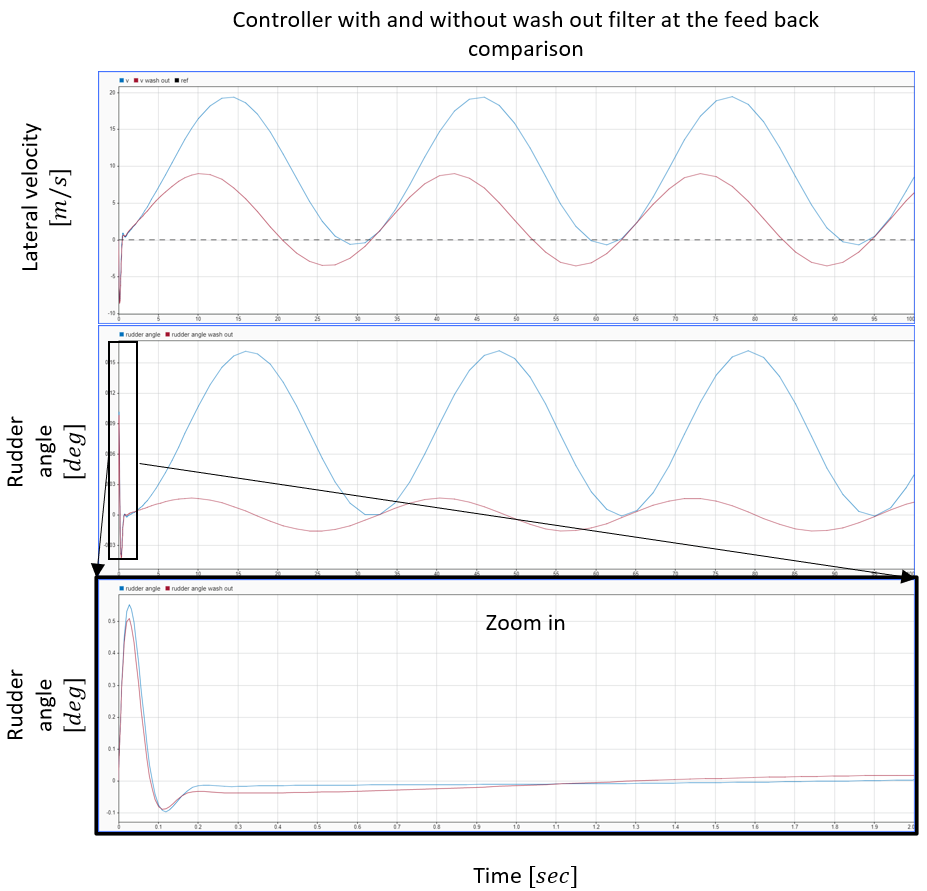
Προκειμένου να εξετασθεί η αποτελεσματικότητα του συστήματος wash out. Αρχικά αναδιαμορφώθηκε το μοντέλο της εγκατάστασης του αεροσκάφους θεωρώντας την roll περιστροφή σαν είσοδο.

Στην συνέχεια σαν είσοδος .

Η αποκρίσεις του συστήματος χωρίς και με το washout κύκλωμα καταγράφονται και παρουσιάζονται παρακάτω.



Εικόνα : Σύστημα επαυξημένης ευστάθειας με χρήση κυκλώματος wash out



Εικόνα : Σύγκρισή συστήματος επαυξημένης ευστάθειας με washout και χωρίς washout ανάδραση.

Από τη παραπάνω εικόνα εξάγονται οι εξής παρατηρήσεις:

* Η το σήμα μεγάλης περιόδου δεν παρακολουθείτε σε μεγάλο βαθμό από την ανάδραση με αποτέλεσμα ο έλεγχος να των πηδαλίων να έχει πολύ μικρότερο πλάτος.
* Το σήμα μικρής περιόδου (Dutch roll ιδιόμορφή) παρακολουθείτε κανονικά. Για αυτό και αποσβένεται από το σύστημα επαυξημένης ευστάθειάς χωρίς κανένα πρόβλημα.