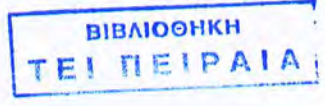
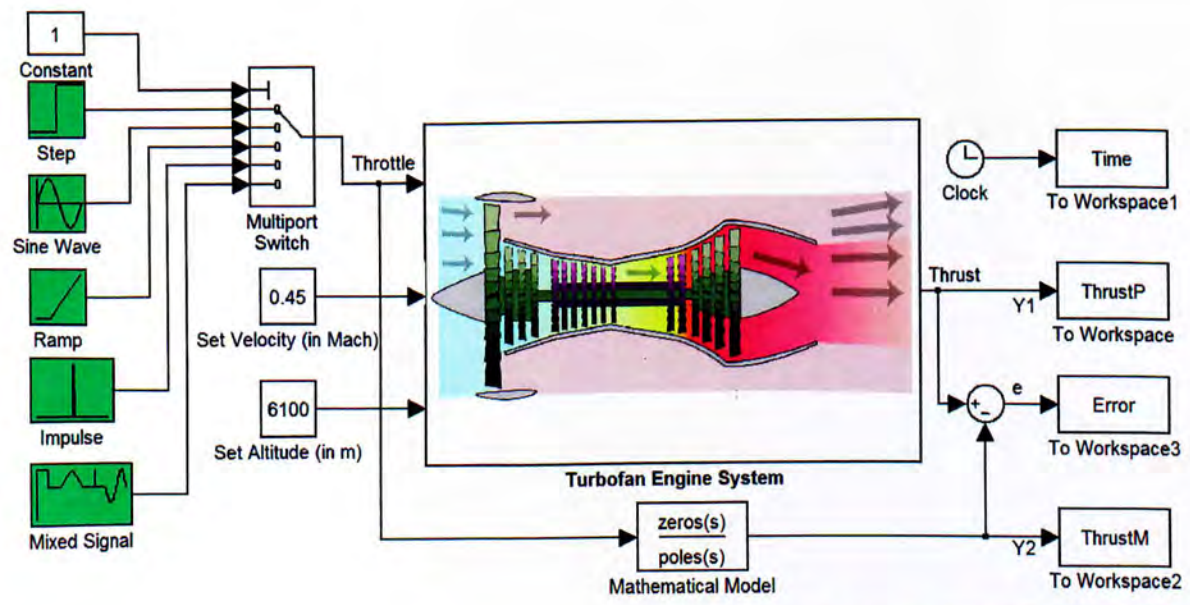


Πτυχιακή Εργασία

Θέμα: Αναγνώριση μοντέλου κινητήρα αεροσκάφους τύπου Turbofan για δεδομένες παραμέτρους υψομέτρου πτήσης και ταχύτητας (20000 ft, 0.45 Mach), διάγνωση λειτουργικής κατάστασης κινητήρα μέσω εντοπισμού και απομόνωσης βλαβών κατά τη λειτουργία του και σχεδιασμός ελεγκτή για την αντιστάθμιση πιθανών διαταραχών κατά την πτήση.

Συμμετέχοντες: Νίκας Γεώργιος
Σαμαράς Βασίλειος
Τσιμπούκης Αθανάσιος – Δημήτριος



ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1^ο μέρος

- Πρόλογος
- Περιγραφή του κινητήρα τύπου Turbofan
- Εισαγωγή

2^ο μέρος

ΚΕΦ 1 Εκτίμηση παραμέτρων του συστήματος

- 1.1 Αναγνώριση συστήματος (Identification)
- 1.2 Πρώτη επαφή με το φυσικό σύστημα
 - 1.2.1 Η έννοια των μαθηματικών μοντέλων
 - 1.2.2 Πρώτη εμπειρική εκτίμηση
- 1.3 Υπολογισμός χαρακτηριστικών μοντέλου από βηματική είσοδο
- 1.4 Διαγράμματα Bode
 - 1.4.1 Υπολογισμός Μέτρου από ημιτονοειδή είσοδο
 - 1.4.2 Υπολογισμός Φάσης
- 1.5 Τελικό διάγραμμα Bode
- 1.6 Υπολογισμός συνάρτησης μεταφοράς με χρήση διαγραμμάτων Bode
- 1.7 Σύνοψη

ΚΕΦ 2 Επικύρωση Μαθηματικού Μοντέλου του Φυσικού Συστήματος (Validation)

- 2.1 Η έννοια της επικύρωσης (Validation)
 - 2.1.1 Απόκριση του μοντέλου για διαφορετικές εισόδους
 - 2.1.2 Απόκριση του μοντέλου για μεικτό σήμα εισόδου (προσομοίωση συνθηκών πτήσης)
- 2.2 Ευρωστία του μοντέλου (Robustness)
 - 2.2.1 Έλεγχος ευρωστίας μοντέλου
- 2.3 Σύνοψη

ΚΕΦ 3 Εντοπισμός και διάγνωση-απομόνωση βλαβών (Fault Detection and Isolation)

- 3.1 Ασφάλεια κατά την πτήση
 - 3.1.2 Βλάβες Αισθητηρίων (Sensor faults)
 - 3.1.3 Βλάβες Τελικών Στοιχείων Ελέγχου (Actuator faults)
- 3.2 Ανίχνευση εμφάνισης βλάβης (Fault Detection)
- 3.3 Μετρήσεις με μόνιμη σταθερή απόκλιση λόγω βλάβης στο αισθητήριο (Bias Fault)
- 3.4 Μετρήσεις με θετική απόκλιση λόγω "παγωμένου" αισθητηρίου (Frozen Sensor Fault)
- 3.5 Μετρήσεις με αυξημένη διακύμανση λόγω θορύβου στο αισθητήριο (Increased Noise Fault)
- 3.6 Μετρήσεις με αρνητική απόκλιση λόγω μεταβολής των ορίων κορεσμού (Saturation Fault)
- 3.7 Σύνοψη

ΚΕΦ 4 Σχεδιασμός ελεγκτή και αντιστάθμιση αποτελέσματος βλάβης

- 4.1 Η έννοια της διαταραχής
- 4.2 Η έννοια της στρατηγικής ελέγχου
- 4.3 Είδη ελεγκτών
- 4.4 Μελέτη κλειστού βρόχου αντιστάθμισης
- 4.5 Υπολογισμός συντελεστών συνάρτησης μεταφοράς αισθητηρίων
- 4.6 Επιλογή τύπου ελεγκτή και υπολογισμός παραμέτρων του ανά είδος βλάβης
 - 4.6.1 Βλάβη που προκαλεί μόνιμη απόκλιση στις μετρούμενες τιμές
 - 4.6.1.α Ελεγκτής Αναλογίας
 - 4.6.1.β Ελεγκτής Αναλογίας – Ολοκλήρωσης
 - 4.6.2 Βλάβη που προσθέτει θόρυβο στις μετρούμενες τιμές
- 4.7 Σύνοψη

3^ο μέρος

Βιβλιογραφία - Πηγές - Αναφορές - Σύνδεσμοι

Παράρτημα Α: "SYSIDENTGUI"

Παράρτημα Β: "FAULTSGUI"

Παράρτημα Γ: "CONTROLLERGUI"

1ο Μέρος

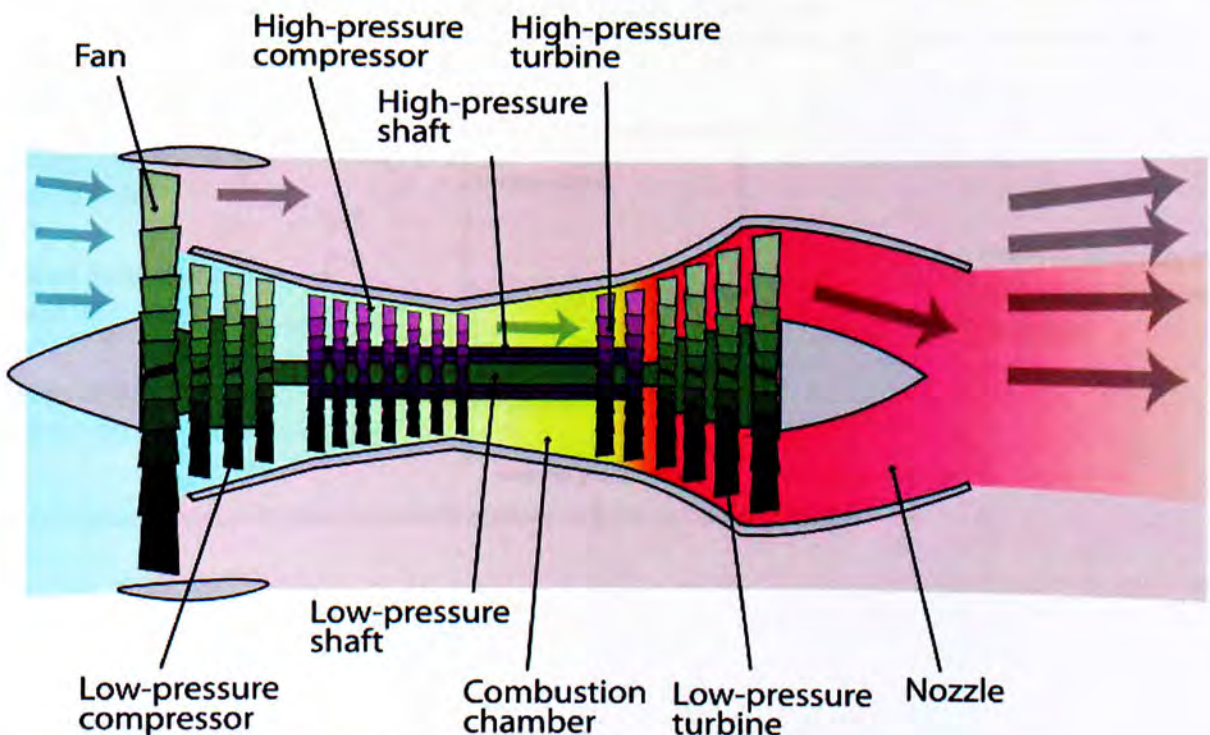
Πρόλογος

Στην παρούσα πτυχιακή εργασία γίνεται μελέτη ενός συστήματος κινητήρα αεροσκάφους τύπου Turbofan (εφεξής θα αναφέρεται ως φυσικό σύστημα), με σκοπό την αναγνώρισή του (**Identification**) και τον υπολογισμό των παραμέτρων του (**Parameter Estimation**). Μελετώντας τις αποκρίσεις του φυσικού συστήματος, εξάγουμε συμπεράσματα για την σύνθεση ενός αντιπροσωπευτικού μαθηματικού μοντέλου, πάνω στο οποίο μπορούμε πλέον να προχωρήσουμε σε κάθε είδους περαιτέρω μελέτη, μετατροπή ή δοκιμή που κανονικά θα ήταν απαγορευτική ή αδύνατη με το φυσικό σύστημα. Επίσης μελετάμε μεθόδους επαβεβαίωσης της πιστότητας του μαθηματικού μοντέλου (**Validation**) και της ανθεκτικότητας αυτού σε συνθήκες πέρα των προκαθορισμένων (**Robustness**). Στο επόμενο κομμάτι της εργασίας ασχολούμαστε με τη διάγνωση της λειτουργικής κατάστασης του συστήματος μέσω του εντοπισμού βλαβών στο σύστημα ή στα αισθητήρια του και γίνεται κατηγοριοποίηση των βλαβών αυτών (**Fault Detection & Identification**). Τέλος στα πλαίσια σχεδίασης ελεγκτών ανεκτικών σε εμφανιζόμενες στο σύστημα βλάβες (fault tolerant controllers), υπολογίσαμε τους κατάλληλους ελεγκτές (**PID Controllers**) που θα μπορούσαν να επαναφέρουν την λειτουργία του κινητήρα στα επιθυμητά επίπεδα στην περίπτωση που παρουσιαστεί κάποια από τις παραπάνω βλάβες.

Περιγραφή του κινητήρα τύπου Turbofan

Turbofan ονομάζεται ένας τύπος jet κινητήρων ο οποίος είναι ευρέως διαδεδομένος τόσο σε πολιτικά/ μεταγωγικά όσο και σε μαχητικά αεροσκάφη. Ο κινητήρας αποτελείται από δέκα βασικά κομμάτια-τιμήματα.

1. Τον ανεμιστήρα (Fan)
2. Τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης (Low Pressure Compressor)
3. Τον συμπιεστή υψηλής πίεσης (High Pressure Compressor)
4. Τον θάλαμο καύσης (Combustion Chamber)
5. Την τουρμπίνα υψηλής πίεσης (High Pressure Turbine)
6. Την τουρμπίνα χαμηλής πίεσης (Low Pressure Turbine)
7. Την παράκαμψη του εισερχόμενου αέρα (Air Flow Bypass)
8. Την απόληξη του κινητήρα (Nozzle)
9. Τον άξονα μετάδοσης κίνησης από την τουρμπίνα υψηλής πίεσης στον συμπιεστή υψηλής πίεσης (High Pressure Shaft)
10. Τον άξονα μετάδοσης κίνησης από την τουρμπίνα χαμηλής πίεσης στον συμπιεστή χαμηλής πίεσης (Low Pressure Shaft)



A.1) Σχηματικό διάγραμμα κινητήρα Turbofan

Η αρχή λειτουργίας είναι απλή. Οι κινητήρες τύπου jet παράγουν ώση χρησιμοποιώντας την πίεση και την ταχύτητα των καυσαερίων που παράγονται από την καύση ενός μείγματος αέρα/κηροζίνης, δημιουργώντας δύναμη ίση και αντίθετη από αυτή που κινούνται καθώς εξέρχονται από τον κινητήρα.

Κατά τη λειτουργία του κινητήρα ο εισερχόμενος αέρας συμπιέζεται με δύο ξεχωριστούς συμπιεστές προτού οδηγηθεί στον θάλαμο καύσης. Όσο μεγαλύτερη μάζα αέρα συμπιέζεται στον θάλαμο καύσης τόσο μεγαλύτερη είναι και η δύναμη που παράγεται με την καύση του μείγματος καυσίμου και την εκτόνωση των καυσαερίων. Η ύπαρξη δύο διαφορετικών συμπιεστών (ένας χαμηλής πίεσεως και ένας υψηλής πίεσεως) βοηθάει στην πιο αποτελεσματική συμπίεση του αέρα επιτυγχάνοντας μεγάλους λόγους συμπίεσης στον θάλαμο καύσης.

Τα καυσαέρια καθώς εξέρχονται με πίεση και ταχύτητα από τον θάλαμο καύσης δημιουργούν στις τουρμπίνες που ακολουθούν ροπή στρέψης. Αυτή η ροπή μεταφέρεται μέσω των αξόνων μετάδοσης κίνησης στους συμπιεστές οπότε και διατηρούν την πίεση στον θάλαμο σταθερή όταν δεν απαιτείται επιτάχυνση ενώ αυξάνουν αντίστοιχα την πίεση όταν ζητείται επιτάχυνση.

Προφανώς η αναφορά που γίνεται στον κινητήρα του αεροσκάφους σε αυτή την εργασία, είναι πολύ σύντομη εφόσον δεν είναι αυτό το αντικείμενο της. Για περισσότερες πληροφορίες, ο αναγνώστης μπορεί να ανατρέξει σε σχετική βιβλιογραφία κάτω από τους τίτλους "turbofan engines", "jet engines", "jet propulsion", "turbofan engine system", "aircraft engines", "air flow bypass engines". Ενδεικτικά αναφέρονται οι εξής πηγές:

<http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/aturbf.html>

Εισαγωγή

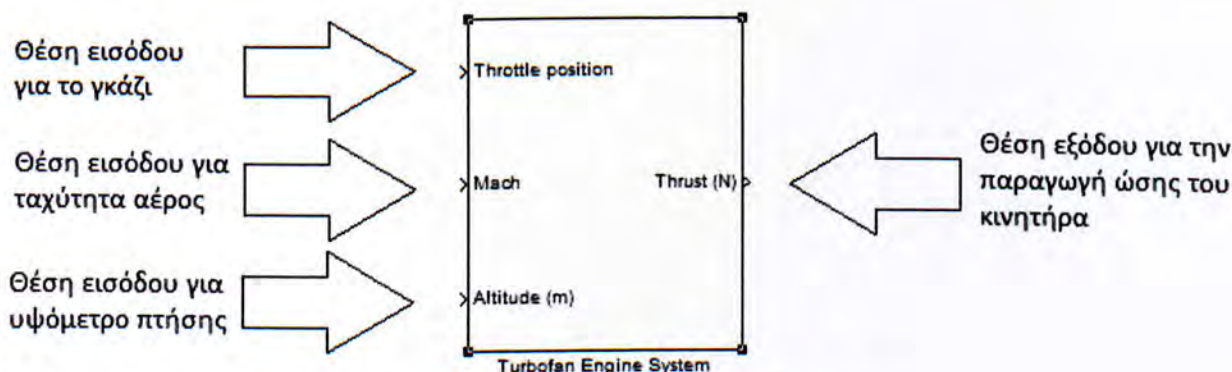
Ξεκινώντας χρησιμοποιήσαμε το με κατάλληλες μεταβολές μοντέλο του Turbofan κινητήρα που υπάρχει μέσα στη βιβλιοθήκη του Simulink όπως αυτό μας διατέθηκε. Επιλέξαμε να χρησιμοποιήσουμε ως μονάδα μέτρησης του υψομέτρου σε όλη την πορεία της εργασίας μέτρα αντί ποδών σύμφωνα με το μετρικό σύστημα.

Επιλέξαμε ύστερα από μελέτη με βηματικές εισόδους στην είσοδο του γκαζιού και με σταθερές τιμές στις εισόδους υψομέτρου και ταχύτητας, να κάνουμε χρήση διαγραμμάτων Bode ώστε να αποκτήσουμε μια πιο διαυγή και βαθύτερη εικόνα του φυσικού συστήματος. Έτσι μπορέσαμε να υπολογίσουμε τα χαρακτηριστικά του μοντέλου που θα αντιπροσωπεύσει το σύστημα μας για όλη την πορεία της εργασίας.

Έχοντας καταλήξει στη μορφή και τα χαρακτηριστικά του μοντέλου πραγματοποιούμε διαδοχικούς ελέγχους και δοκιμές για να επαληθεύσουμε αν το μαθηματικό μοντέλο που υπολογίσαμε αντιπροσωπεύει ικανοποιητικά το φυσικό σύστημα. Αρχικά χρησιμοποιούμε διαφορετικές εισόδους για να διεγείρουμε το μοντέλο μας και να δούμε αν ανταποκρίνεται το ίδιο ικανοποιητικά. Σε δεύτερο επίπεδο πραγματοποιήσαμε δοκιμές συμπεριφοράς για παραμέτρους πτήσης ελαφρώς εκτός των προκαθορισμένων προκειμένου να διαπιστώσουμε αν μπορεί και σε τι εύρος να χρησιμοποιηθεί το ίδιο μοντέλο αυτούσιο χωρίς την ανάγκη υπολογισμού από την αρχή.

Στο επόμενο κεφάλαιο της εργασίας σχεδιάζουμε ένα διαγνωστικό σύστημα όπου συγκρίνοντας την απόκριση του φυσικού συστήματος με αυτή του μαθηματικού μοντέλου θα μπορεί να εντοπίσει πιθανές βλάβες που ενδέχεται να εμφανιστούν κατά τη διάρκεια της πτήσης, καθώς και να αναγνωρίσει το είδος τους.

Τέλος κάνοντας χρήση ελεγκτών επιδιώξαμε να αντισταθμίσουμε βλάβες που μπορεί να εμφανιστούν κατά τη διάρκεια της πτήσης στο φυσικό μας σύστημα.



Πρ.1 Απεικόνιση του φυσικού συστήματος που θα χρησιμοποιηθεί καθ' όλη την πορεία της εργασίας.

2^ο μέρος

Κεφάλαιο 1: Εκτίμηση Παραμέτρων του συστήματος (Parameter Estimation)

1.1 Αναγνώριση Συστήματος (Identification)

Όταν μελετάμε ένα φυσικό σύστημα θέλουμε να γνωρίζουμε τη συμπεριφορά του σε διάφορες εισόδους έτσι ώστε να μπορούμε να βελτιστοποιήσουμε τη λειτουργία του. Πολλές φορές όμως δεν είναι δυνατόν να πειραματιστούμε με το ίδιο το φυσικό σύστημα. Γι' αυτό το λόγο χρησιμοποιούμε μαθηματικά μοντέλα.

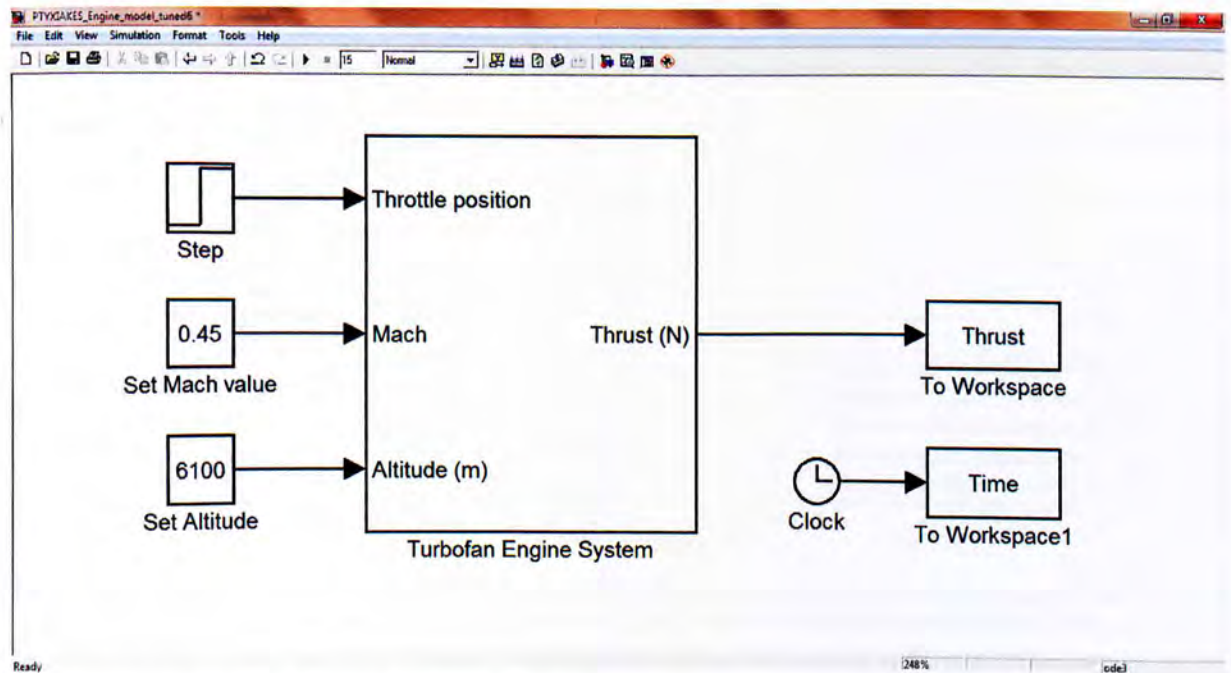
Τα μαθηματικά μοντέλα - και αντίστοιχα οι εισοδοί και εξοδοί αυτού - είναι ουσιαστικά συναρτήσεις - μαθηματικές και λογικές σχέσεις γενικότερα - που αναπαράγουν συμπεριφορά όμοια ή παραπλήσια με αυτή των φυσικών συστημάτων όταν υποστούν την ίδια διέγερση.

Με τον όρο Αναγνώριση Συστήματος εννοούμε το σύνολο των διεργασιών που κάνουμε έτσι ώστε να προσδιορίσουμε τις παραμέτρους του μαθηματικού μοντέλου ενός συστήματος. Οι παράμετροι ενός μοντέλου είναι ο βαθμός της συνάρτησης μεταφοράς του καθώς και οι συντελεστές της συνάρτησης αυτής. Ένα εργαλείο για να ανακαλύψουμε τις παραμέτρους αυτές είναι η απόκριση του μοντέλου σε τυπικές εισόδους (βηματική, κρουστική κλπ).

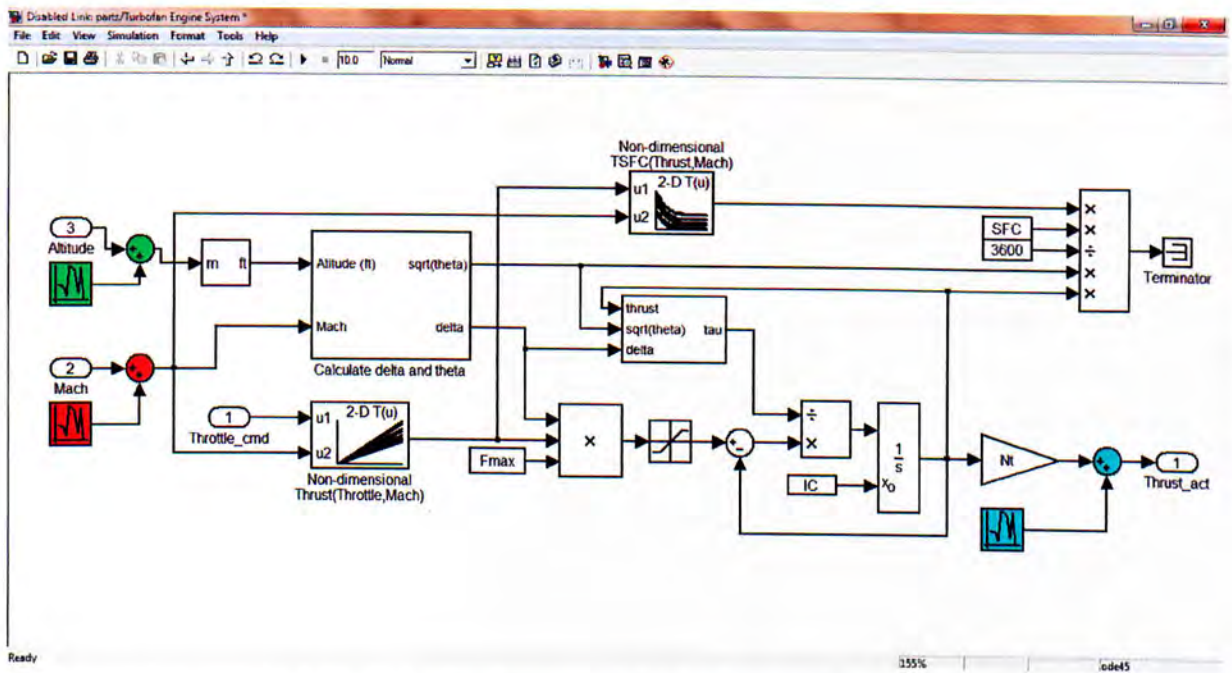
1.2 Πρώτη επαφή με το φυσικό σύστημα

Για φυσικό σύστημα χρησιμοποιήσαμε το μοντέλο Turbofan κινητήρα που υπάρχει στη βιβλιοθήκη του Simulink (σχήμα 1.1), τροποποιημένο με τρόπο τέτοιο ώστε τα σήματα εισόδου και εξόδου να είναι εμποτισμένα με θόρυβο (σχήμα 1.2) προκειμένου να είναι πιο ρεαλιστικές οι συνθήκες λειτουργίας, καθότι σε ένα αεροπλάνο όλα τα μετρούμενα σήματα έχουν θόρυβο.

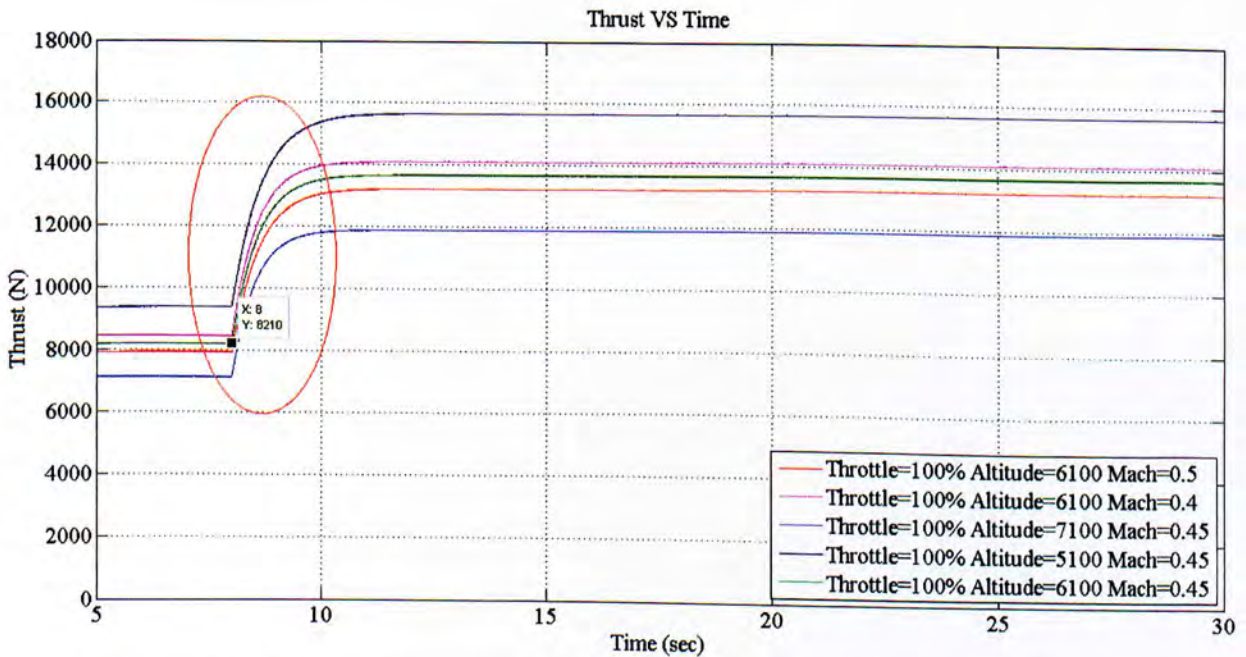
Η ώση που παράγει ο κινητήρας εξαρτάται από τρεις συνιστώσες: το υψόμετρο λειτουργίας, την ταχύτητα που έχει το αεροπλάνο και την παροχή του καυσίμου. Πραγματοποιώντας κάποιες δοκιμαστικές εξομοιώσεις, με διαφορετικές τιμές στις εισόδους μας κάθε φορά, παρατηρούμε πως επηρεάζει κάθε είσοδος την έξοδο του συστήματός μας (σχήμα 1.3).



1.1 Παράθυρο στο Simulink όπου φαίνεται το φυσικό σύστημα και οι εισοδοί του.

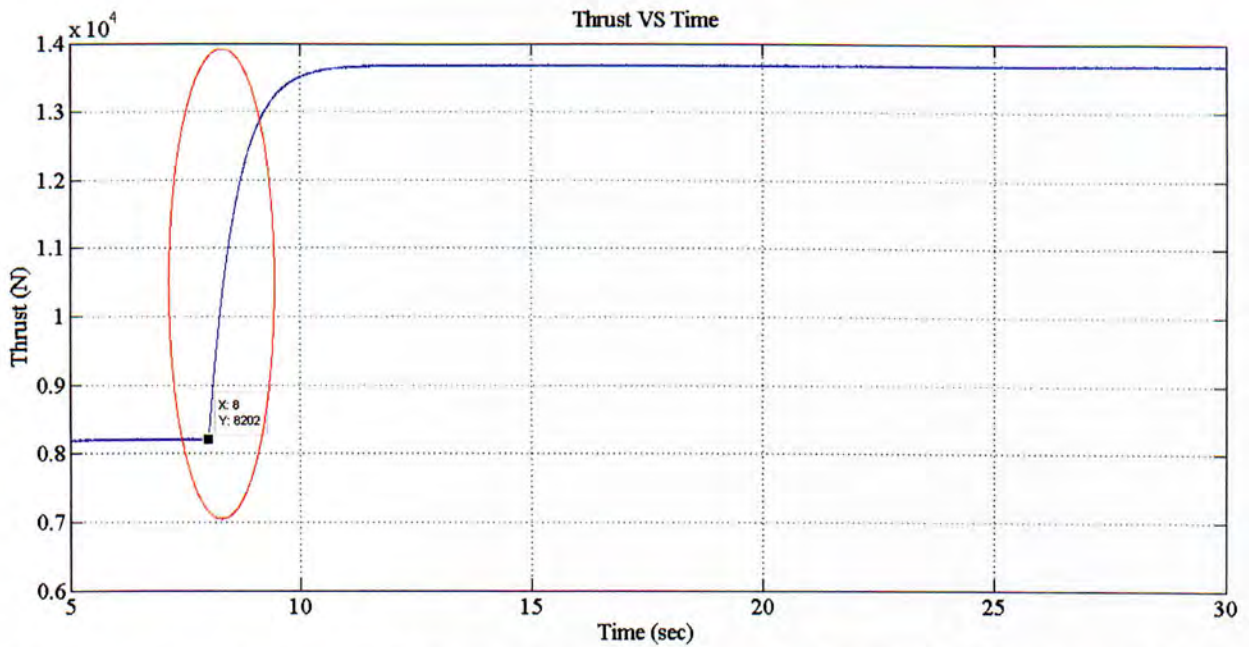


1.2 Εσωτερική δομή μοντέλου turbofan. Με πράσινο, κόκκινο και κίτρινο χρώμα έχει σημειωθεί ο θόρυβος που έχει προστεθεί στα σήματα υψόμετρου, ταχύτητας και ώσης αντίστοιχα για τις ανάγκες της εργασίας.



1.3 Αποκρίσεις φυσικού συστήματος για διαφορετικά σενερίδια. Σε κόκκινο κύκλο καταδεικνύεται η οριακή χρονική στιγμή από την οποία και έπειτα θα μελετήσουμε το σύστημα, καθώς μία από τις συνθήκες μελέτης του συστήματος είναι η απόκριση αυτού σε μεταβολές του γκαζιού 60% - 100%.

Για την εργασία μας, μας ζητήθηκε να μελετήσουμε το σύστημα μας σε σταθερή ταχύτητα 0.45 Mach, σταθερό υψόμετρο πτήσης στα 6100 μέτρα και με μόνο μεταβαλλόμενο μέγεθος το γκαζί (Throttle) για μεταβολές από 60% έως 100%. Εφαρμόζοντας βηματική είσοδο στο γκαζί στο όγδοο δευτερόλεπτο παίρνουμε την παρακάτω απόκριση (σχήμα 1.4). Σε όλη την πορεία της εργασίας, η όποια μελέτη θα γίνεται από το 8^ο δευτερόλεπτο και μετά (εκτός και αν ορίζεται διαφορετικά για τις εκάστοτε ανάγκες του κεφαλαίου) διότι τα συμπεράσματά μας έχουν να κάνουν με την μεταβατική περίοδο του συστήματος και την νέα κατάσταση στην οποία ισορροπεί μετά από ένα χρονικό διάστημα. Το χρονικό διάστημα πριν το 8^ο δευτερόλεπτο δεν μας δίνει κάποιο αξιοποιήσιμο στοιχείο.



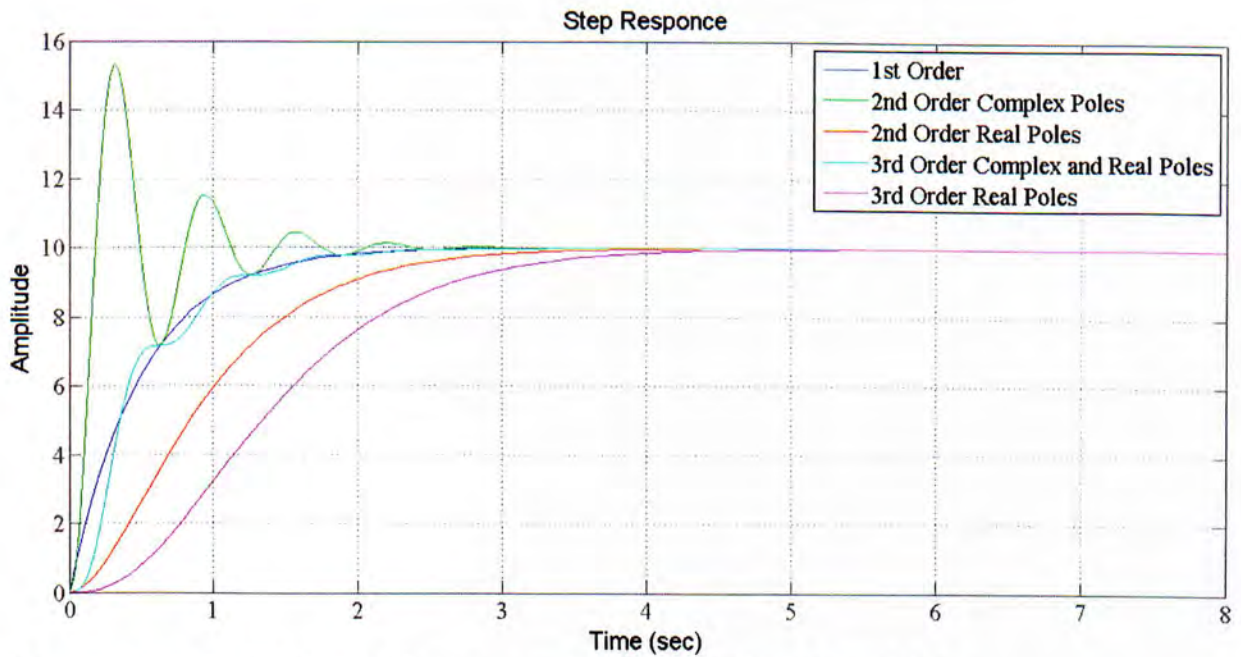
1.4 Απόκριση φυσικού συστήματος για προκαθορισμένες συνθήκες λειτουργίας (Γκάζι=60% - 100%, Υψόμετρο=6100 m, Ταχύτητα=0.45Mach). Σε κόκκινο κύκλο καταδεικνύεται η οριακή χρονική στιγμή από την οποία και έπειτα θα μελετήσουμε το σύστημα μας.

1.2.1 Η έννοια των μαθηματικών μοντέλων

Τα μαθηματικά μοντέλα όπως αναφέραμε είναι μαθηματικές ή λογικές συναρτήσεις της μορφής $Y = G * U$ όπου Y είναι η έξοδος του συστήματος, U η είσοδος του συστήματος και G η συνάρτηση μεταφοράς του συστήματος. Η συνάρτηση μεταφοράς είναι συνεπώς ο λόγος εξόδου - εισόδου του συστήματος και σαν κλάσμα έχει αριθμητή και παρονομαστή. Η πολυπλοκότητα ενός συστήματος έγκειται στην τάξη του πολυωνύμου τόσο του αριθμητή όσο και του παρονομαστή με τη διαφορά ότι η απόκριση του συστήματος καθορίζεται κατά κύριο λόγο από τον παρονομαστή της συνάρτησης μεταφοράς. Γι αυτό το λόγο το πολυώνυμο του παρονομαστή ονομάζεται και χαρακτηριστική εξίσωση του συστήματος.

1.2.2 Πρώτη εμπειρική εκτίμηση

Μπορούμε να κάνουμε μία αρχική εκτίμηση για την τάξη του μοντέλου που θα αντιπροσωπεύσει το σύστημα μας παρατηρώντας την απόκριση του φυσικού συστήματος και συγκρίνοντάς την με τις αποκρίσεις συστημάτων $1^{ης}$, $2^{ης}$ και $3^{ης}$ τάξης. Σε συστήματα $2^{ης}$ και ανωτέρας τάξης είναι δυνατό η χαρακτηριστική εξίσωση του συστήματος να έχει πραγματικές ή/και μιγαδικές ρίζες. Η ύπαρξη μιγαδικών ριζών στην χαρακτηριστική εξίσωση του συστήματος έχει ως συνέπεια το σύστημα μας να παρουσιάζει υπερύψωση ή/και ταλάντωση γύρω από την τελική τιμή όπου και ισορροπεί, σε αντίθεση με την περίπτωση που η χαρακτηριστική εξίσωση έχει πραγματικές ρίζες οπότε και δεν εμφανίζει κανενός είδους ταλάντωση ή υπερύψωση. Και στις δύο περιπτώσεις δεν είναι δυνατή η διάκριση μεταξύ συστημάτων $2^{ης}$ ή ανωτέρας τάξεως χωρίς να γίνει λεπτομερής ανάλυση των χαρακτηριστικών τους. Παρακάτω παρατίθενται αποκρίσεις συστημάτων $1^{ης}$, $2^{ης}$ και $3^{ης}$ τάξης με πραγματικές και μιγαδικές ρίζες στη χαρακτηριστική εξίσωση του συστήματος (σχήμα 1.5). Οι ρίζες της χαρακτηριστικής εξίσωσης του συστήματος λέγονται και πόλοι του συστήματος.



1.5 Αποκρίσεις συστημάτων 1^{ης}, 2^{ης} και 3^{ης} τάξης με πραγματικούς και μιγαδικούς πόλους σε βηματική είσοδο.

Από τη σύγκριση καθεμιάς των ανωτέρω αποκρίσεων με την απόκριση του φυσικού μας συστήματος θα μπορούσαμε να πούμε πως ομοιότερη στην απόκριση του συστήματος μας είναι η απόκριση του πρωτοβάθμιου συστήματος. Από την βηματική απόκριση μπορούμε να επιχειρήσουμε να υπολογίσουμε τις παραμέτρους της πρωτοβάθμιας συνάρτησης μεταφοράς του μοντέλου που θα χρησιμοποιήσουμε αντί του φυσικού συστήματος.

1.3 Υπολογισμός χαρακτηριστικών μοντέλου από βηματική είσοδο

Η συνάρτηση μεταφοράς του μοντέλου αποτελείται από έναν καθαρό θετικό πραγματικό αριθμό στον αριθμητή, ο οποίος αριθμός είναι το μόνιμο κέρδος του συστήματος και έναν πόλο στον παρονομαστή ο οποίος αντιστοιχεί στην χρονική σταθερά του φυσικού συστήματος εφόσον εκτιμήσαμε ότι ένα πρωτοβάθμιο μοντέλο επαρκεί. Οπότε ψάχνουμε για μια συνάρτηση μεταφοράς της μορφής:

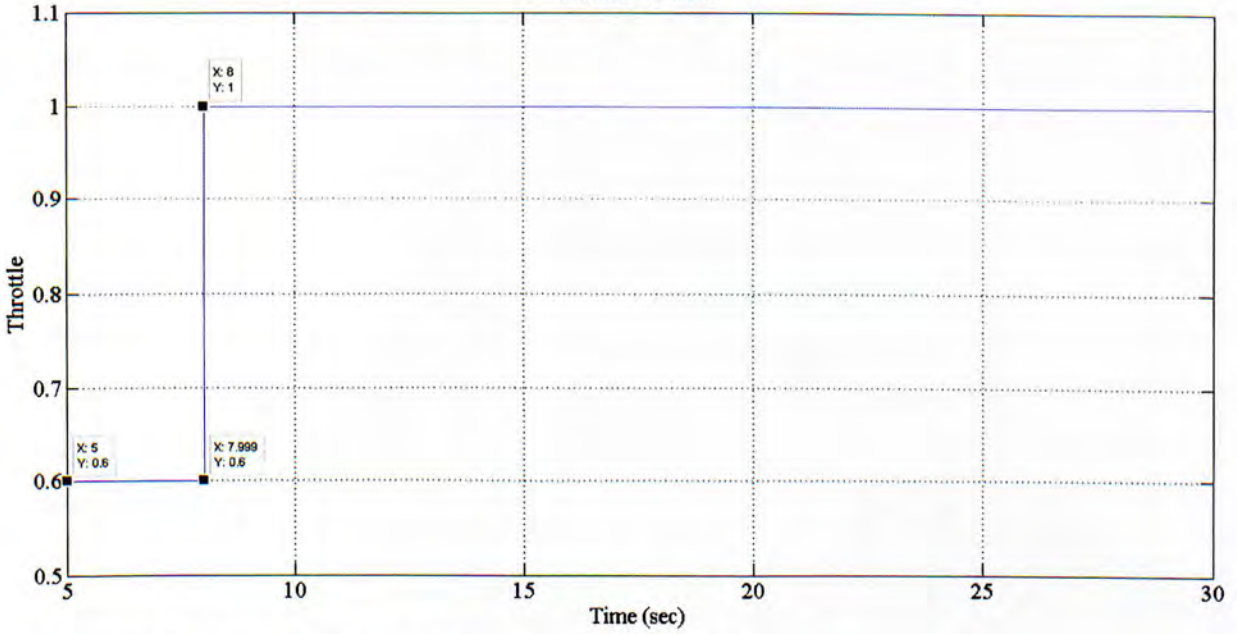
$$G(s) = \frac{A}{Ts + 1}$$

όπου A είναι το μόνιμο κέρδος του συστήματος και T η χρονική σταθερά του συστήματος ήτοι ο χρόνος που χρειάζεται το σύστημα για να φτάσει στο 63.2% της τελικής τιμής όπου και ισορροπεί.

Μία πρώτη ένδειξη για την τιμή του κέρδους στην συνάρτηση μεταφοράς του μαθηματικού μας μοντέλου, βρίσκεται από το μέγεθος της μεταβολής της απόκρισης ως προς την μεταβολή της εισόδου (σχήματα 1.7 και 1.6 αντίστοιχα).

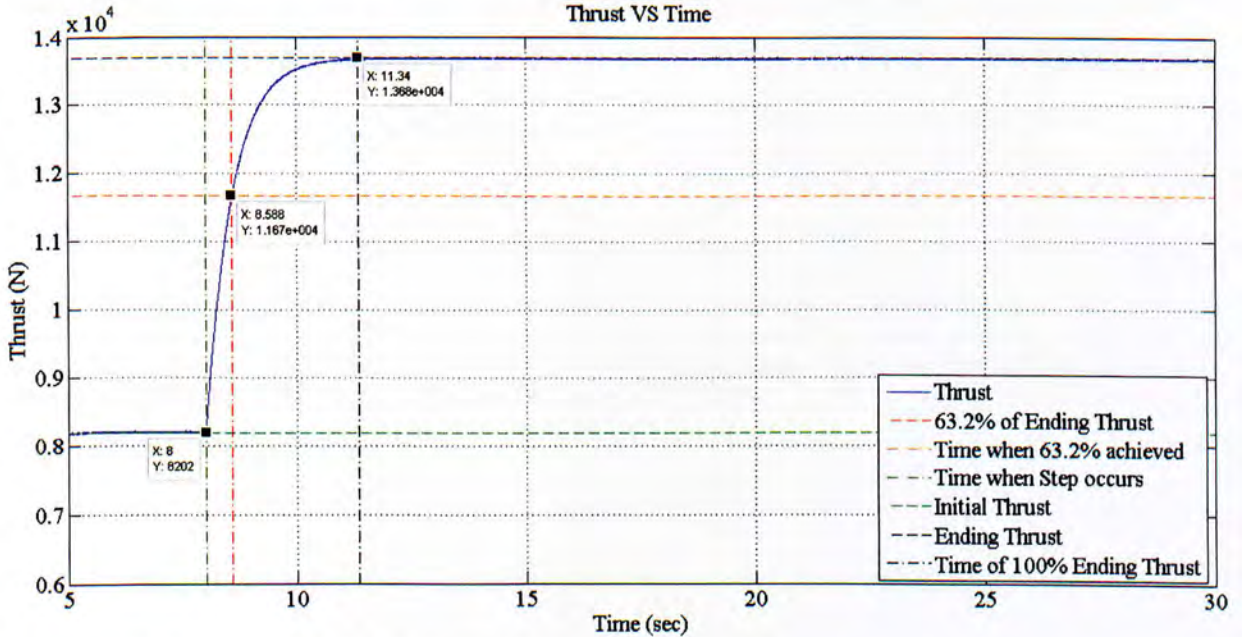
$$A = \text{κέρδος} = \frac{\text{τιμή της εξόδου}}{\text{τιμή της εισόδου}} \Big|_{\text{σε μόνιμη (σταθεροποιημένη) κατάσταση}}$$

Throttle VS Time



1.6 Απεικόνιση της μεταβολή της εισόδου του συστήματος.

Thrust VS Time



1.7 Απεικόνιση της μεταβολής της εξόδου του συστήματος σε βηματική είσοδο.

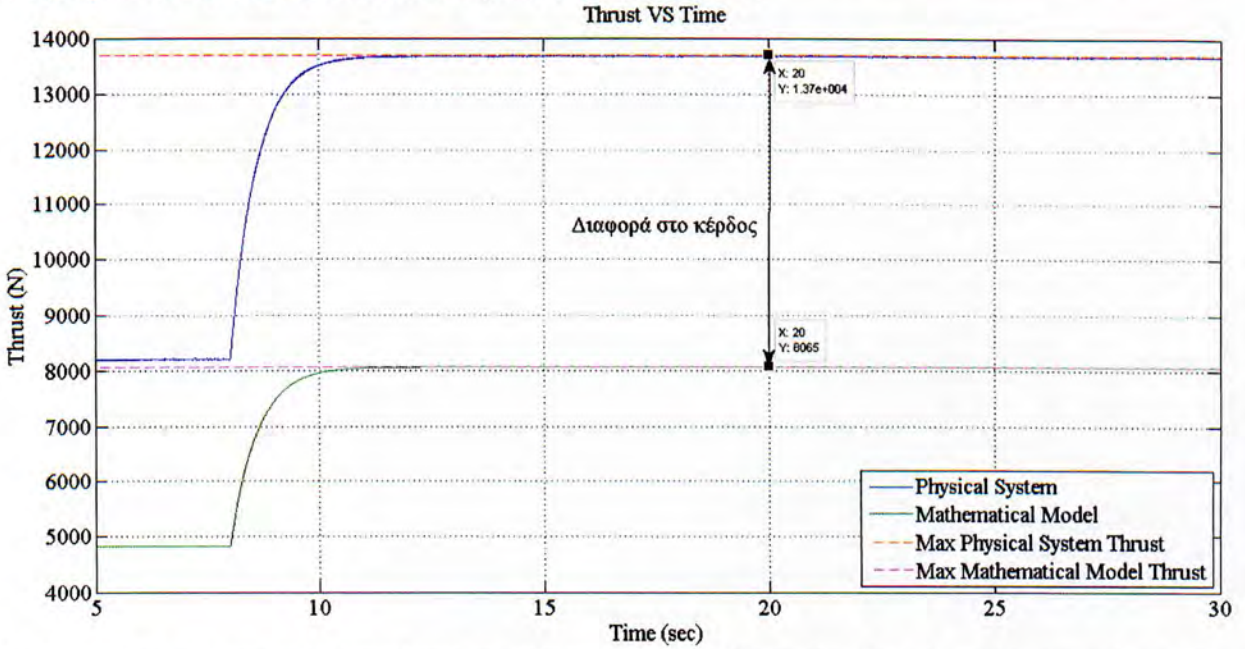
Όπως μπορούμε να δούμε από τα διαγράμματα 1.6 και 1.7, για βηματική είσοδο πλάτους 0.4 (αρχική τιμή 0.6 και τελική τιμή 1) έχουμε μεταβολή στην ώση που παράγει ο κινητήρας περίπου 5468 Newton (με αρχική τιμή 8202 Newton και τελική τιμή 13670 Newton) άρα $A = 5468 / 0.4 = 13670$. Το κέρδος που υπολογίστηκε αντιστοιχεί στο μόνιμο κέρδος του συστήματος. Επίσης από το διάγραμμα 1.7 μπορούμε να υπολογίσουμε τη χρονική σταθερά του πρωτοβάθμιου μοντέλου. Συνεπώς καταλήγουμε στην εξής συνάρτηση μεταφοράς:

$$G(s) = \frac{A}{Ts + 1} = \frac{13670}{0.59s + 1}$$

Ή ισοδύναμα

$$G(s) = \frac{A}{s + \frac{1}{T}} = \frac{A}{s + \omega_n} = \frac{13670}{s + 1.695}$$

Προχωρούμε κάνοντας αντιπαραβολή των αποκρίσεων του φυσικού συστήματος και του μαθηματικού μοντέλου που μόλις υπολογίσαμε προκειμένου να δούμε τις διαφορές τους (σχήμα 1.8).



1.8 Αντιπαραβολή απόκρισης φυσικού συστήματος και μαθηματικού μοντέλου. Παρατηρείται διαφορά μεταξύ τους η οποία σε πρώτη εκτίμηση αποδίδεται σε εσφαλμένο υπολογισμό του κέρδους. Υπενθυμίζουμε ότι το σύστημα εξετάζεται από το 8^ο δευτερόλεπτο και μετά.

Υπολογιστικά η τελική τιμή της απόκρισης ενός συστήματος βρίσκεται από το Θεώρημα Τελικής Τιμής

$$Y(s) = G(s) * U(s) = \frac{13670}{s + 1.695} \frac{1}{s}$$

$$y_{\infty} = \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{13670}{s + 1.695} \frac{1}{s} = \frac{13670}{1.695} = 8065$$

Συνεπώς χρειάζεται ένας συντελεστής στο κέρδος ο οποίος θα ακυρώνει την επίδραση του πόλου στο κέρδος του συστήματος. Αυτός ο συντελεστής είναι αναμενόμενο να έχει μέγεθος ίδιο με το μέγεθος του πόλου και γενικότερα μέγεθος ίσο με το μέγεθος του σταθερού όρου της χαρακτηριστικής εξίσωσης. Για το λόγο αυτό η θεωρία συστημάτων επιβάλει τις εξής μορφές στο σχεδιασμό συναρτήσεων μεταφοράς [1][2][6]:

Για πρωτοβάθμια συστήματα:

$$G(s) = \frac{A\omega_n}{s + \omega_n}$$

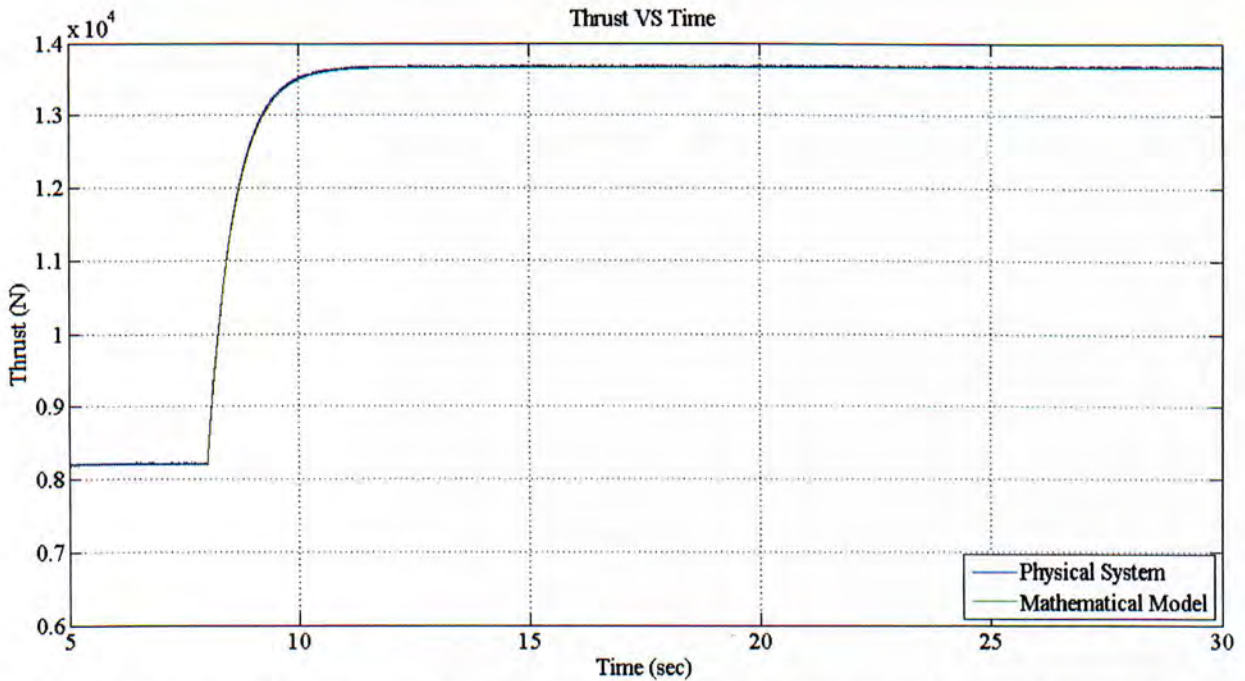
Για δευτεροβάθμια συστήματα:

$$G(s) = \frac{A\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$$

Συνεπώς η συνάρτηση μεταφοράς του μαθηματικού μας μοντέλου μεταβάλλεται ως ακολούθως:

$$G(s) = \frac{A\omega_n}{s + \omega_n} = \frac{13670 * 1.695}{s + 1.695} = \frac{23170.65}{s + 1.695}$$

Αντιπαραβάλλοντας ξανά τις δύο αποκρίσεις παρατηρούμε ότι η διαφορά στο κέρδος έχει όντως αντισταθμιστεί και η αποκρίσεις είναι πανομοιότυπες (σχήμα 1.9).



1.9 Αντιπαραβολή απόκρισης φυσικού συστήματος και μαθηματικού μοντέλου. Παρατηρείται ότι η διαφορά που υπήρχε πρότινος έχει εξαλειφθεί.

Φαινομενικά το μαθηματικό μοντέλο που αναπτύξαμε αντιπροσωπεύει πλήρως το φυσικό σύστημα. Παραμένει όμως άγνωστη η απόκριση του συστήματος σε διαφορετικούς τύπους εισόδων.

Από την κρουστική απόκριση του συστήματος δηλαδή την απόκριση αυτού σε κρουστική είσοδο, μπορούμε να λάβουμε στοιχεία (επιπλέον των υπολοίπων) σχετικά με την ύπαρξη ή όχι καθυστέρησης/νεκρού χρόνου στην απόκριση του συστήματος καθώς και το μέγεθος αυτής/αυτού. Στην εν λόγω όμως περίπτωση είναι προφανές και από την βηματική απόκριση ότι δεν υπάρχει κάποια καθυστέρηση ή νεκρός χρόνος στην απόκριση του φυσικού συστήματος που καλούμαστε να αναγνωρίσουμε, οπότε και δεν θα προχωρήσουμε σε ανάλυση της κρουστικής απόκρισης του φυσικού συστήματος.

Από την απόκριση του συστήματος σε είσοδο ράμπας δεν μπορούμε να λάβουμε κάποιο αξιοποιήσιμο στοιχείο για τον ακριβέστερο υπολογισμό του μαθηματικού μοντέλου οπότε και δεν συνεχίζουμε σε ανάλυση απόκρισης του συστήματος για αυτού του είδους την είσοδο.

Ως φυσικό επόμενο προσανατολιζόμαστε στην αναγνώριση της αρμονικής απόκρισης του φυσικού συστήματος, δηλαδή τη συμπεριφορά του σε ημιτονοειδείς εισόδους, καθότι αυτού του είδους η απόκριση μας δίνει συμπληρωματικά στοιχεία σχετικά με τα φυσικά χαρακτηριστικά του συστήματος. Συνεπώς το επόμενο βήμα θα είναι η σχεδίαση των διαγραμμάτων Bode του φυσικού συστήματος.

1.4 Διαγράμματα Bode

Τα διαγράμματα Bode είναι η απεικόνιση της ημιτονοειδούς απόκρισης του φυσικού συστήματος σε δεδομένη ημιτονοειδή είσοδο. Σε αντίθεση με την βηματική είσοδο όπου η μελέτη της απόκρισης γινόταν συναρτήσει του χρόνου, τα διαγράμματα Bode απεικονίζουν την απόκριση συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου. Κάθε σημείο δηλαδή στον οριζόντιο άξονα αντιστοιχεί και σε μία διαφορετική είσοδο με συγκεκριμένη συχνότητα. Για κάθε ημίτονο εισόδου (για κάθε σημείο στον οριζόντιο άξονα) αντιστοιχεί στα διαγράμματα Bode και ένα ζεύγος αριθμών. Αυτά είναι το Μέτρο (Magnitude) και η Φάση (Phase) του συστήματος. Το Μέτρο του συστήματος είναι το κέρδος του συστήματος σε λογαριθμική κλίμακα και υπολογίζεται από την σχέση:

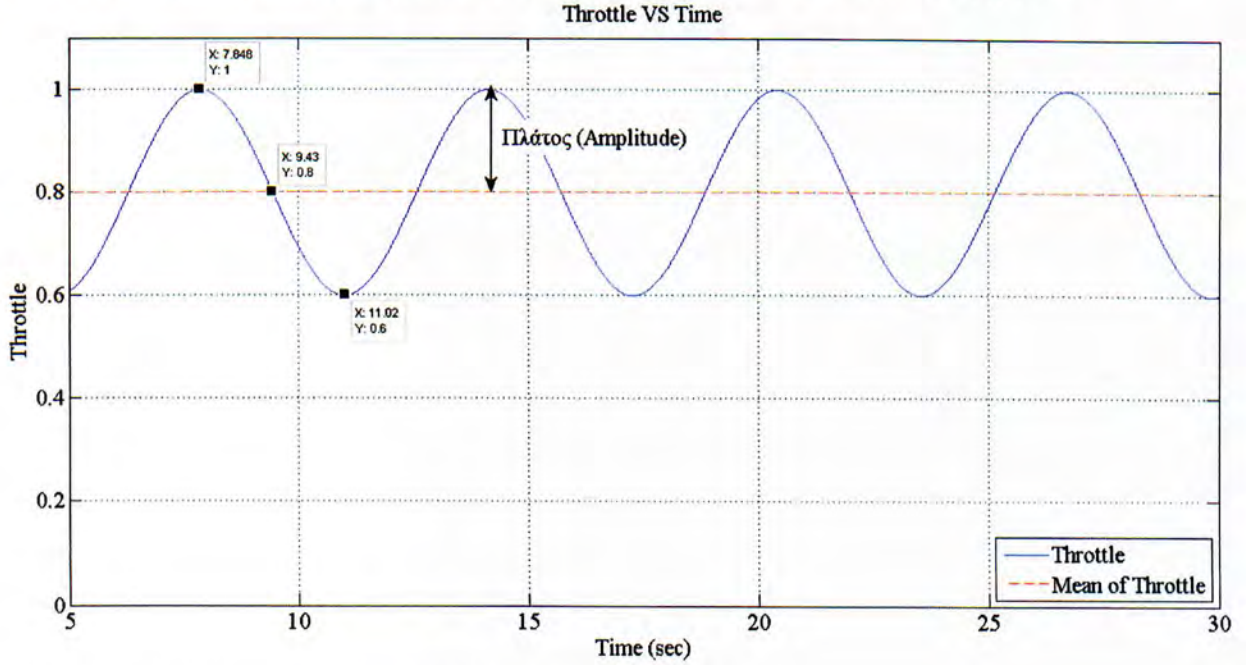
$$\text{Μέτρο (dB)} = 20 \log (A)$$

Η Φάση του συστήματος δείχνει την καθυστέρηση που προκαλεί το σύστημα στην έξοδο συγκριτικά με την είσοδο και εκφράζεται σε μοίρες. Η απεικόνιση της μεταβολής των δύο αυτών παραγόντων γίνεται σε δύο διαφορετικά ημιλογαριθμικά διαγράμματα ώστε να μην υπάρχει σύγχυση των κλιμάκων και των παραγόντων γενικότερα.

Τα σημεία καμψής στο διάγραμμα του Μέτρου καταδεικνύουν την ύπαρξη πόλου ή μηδενιστή στην εκάστοτε συχνότητα. Η συχνότητα αυτή ονομάζεται κρίσιμη συχνότητα και από την αλλαγή της κλίσης του διαγράμματος μπορούμε να ανιχνεύσουμε την ύπαρξη πόλου ή μηδενιστή στην συνάρτηση μεταφοράς. Πιο συγκεκριμένα αν η κλίση μεταβάλλεται θετικά τότε υπάρχει μηδενιστής στην εν λόγω κρίσιμη συχνότητα ενώ αν μεταβάλλεται αρνητικά υπάρχει πόλος. Σε περίπτωση πολλαπλών "ν" πόλων ή μηδενιστών σε μια κρίσιμη συχνότητα η κλίση μεταβάλλεται αντίστοιχα με $n \cdot 6 \text{dB/οκτάβα}$, όπου ως οκτάβα ορίζεται το διάστημα μεταξύ κάποιας συχνότητας και του διπλάσιου αυτής.

1.4.1 Υπολογισμός μέτρου από ημιτονοειδή είσοδο

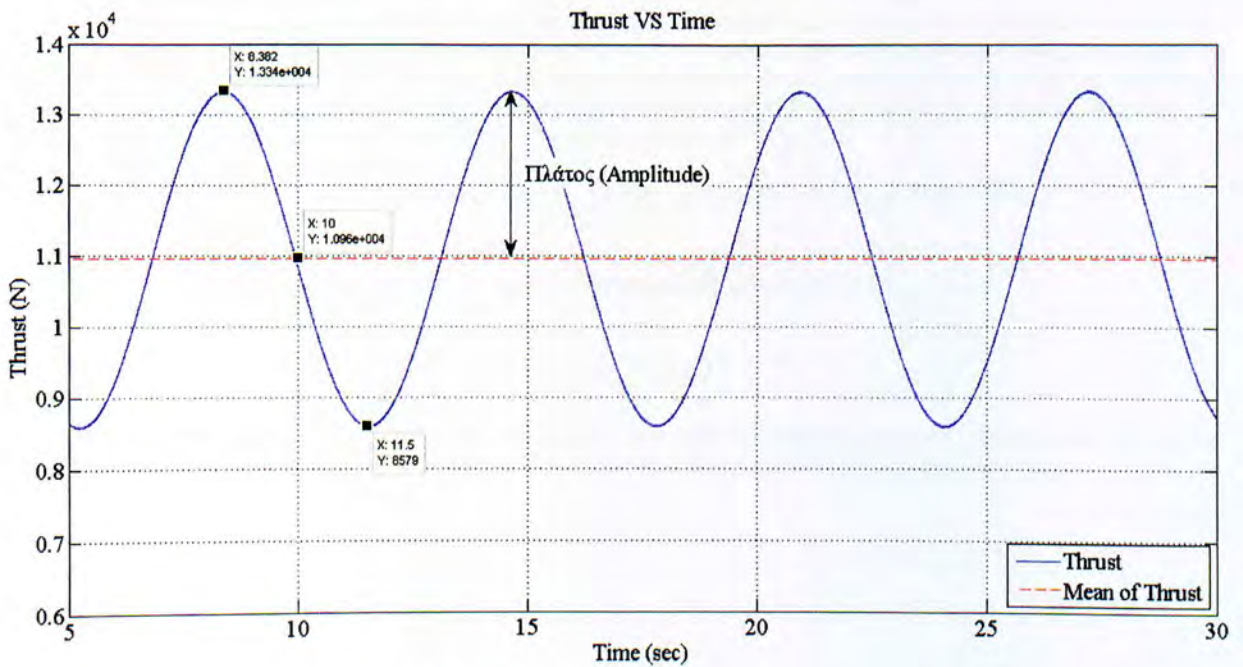
Για να δούμε πώς μεταβάλλεται το κέρδος του συστήματος για διάφορες ημιτονοειδείς εισόδους υπολογίζουμε το πλάτος της ημιτονοειδούς εξόδου προς το πλάτος της ημιτονοειδούς εισόδου για κάθε συχνότητα ξεχωριστά.



1.10 Ημιτονοειδής είσοδος γκαζιού συχνότητας 1rad/sec πλάτους 0.2 και όφσσετ 0.8

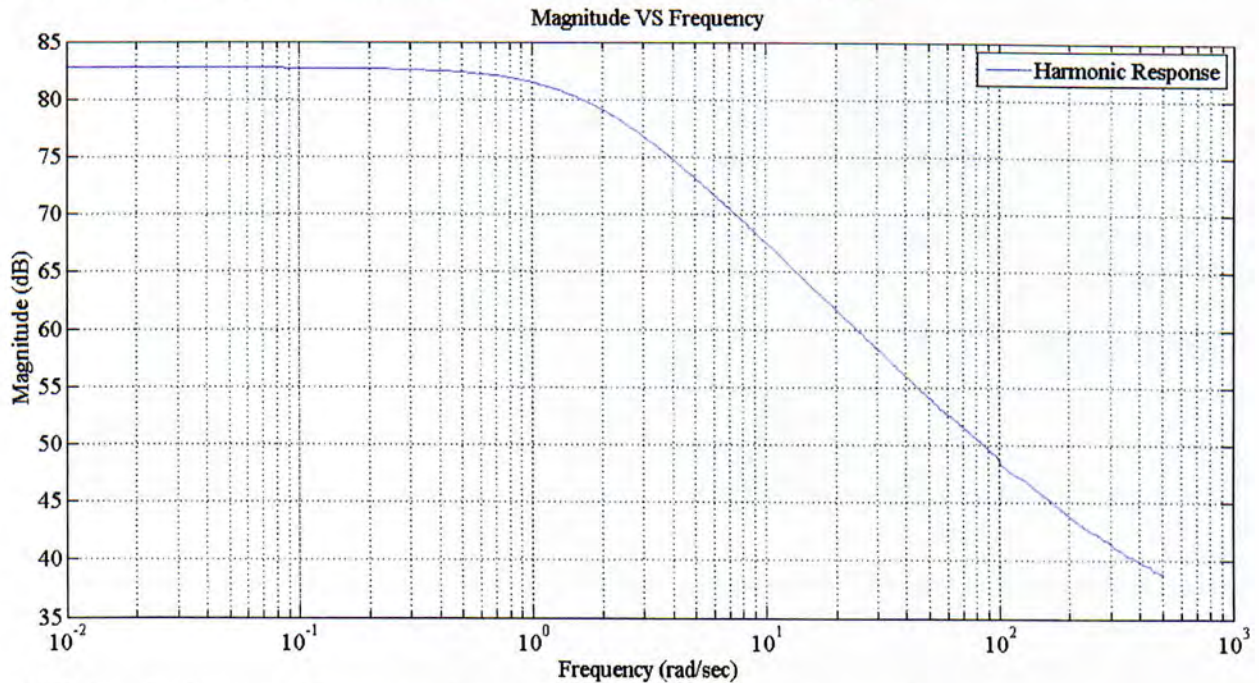
Σε ένα ημιτονοειδές σήμα πλάτος ονομάζεται η μέγιστη απόσταση από τη μέση τιμή του σήματος (σχήματα 1.10 και 1.11). Όπως φαίνεται και από την γραφική 1.10 το σήμα εισόδου γκαζιού του κινητήρα έχει πλάτος 0.2 και μέσο όρο το 0.8. Το πλάτος υπολογίζεται ως η απόλυτη τιμή της διαφοράς της μέγιστης ή της ελάχιστης τιμής του ημιτόνου από τον μέσο όρο αυτού δηλαδή:

$$\text{Πλάτος} = |(\text{Μέγιστη τιμή} - \text{Μ.Ο.})|$$



1.11 Ημιτονοειδής έξοδος συχνότητας 1rad/sec πλάτους 2380 και όφσσετ 10960

Γνωρίζοντας τώρα τα πλάτη και των δύο σημάτων (εισόδου και εξόδου) μπορούμε να βρούμε πόσο είναι το κέρδος του συστήματος για την συγκεκριμένη συχνότητα εισόδου. Επαναλαμβάνοντας την ίδια μέθοδο για ημιτονοειδείς εισόδους διαφορετικών συχνοτήτων μπορούμε να σχεδιάσουμε το λογαριθμικό Μέτρο του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου του συστήματος όπως φαίνεται στο επόμενο διάγραμμα.



1.12 Ημιλογαριθμικό διάγραμμα Μέτρου του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου.

1.4.2 Υπολογισμός φάσης

Έχοντας υπολογίσει το μέτρο του κέρδους του συστήματος προχωράμε στον υπολογισμό της φάσης του συστήματος. Ξεκινάμε δίνοντας αργά μεταβαλλόμενα ημίτονα στην είσοδο του συστήματος. Αναμένουμε ότι για αργά μεταβαλλόμενα ημίτονα το σύστημα θα είναι ικανό ώστε η έξοδος του να ακολουθεί όσο πιο "στενά" γίνεται την είσοδο. Για να διαπιστώσουμε αυτή τη καθυστέρηση που προκαλεί στην έξοδο το σύστημα μας λόγω αδυναμίας ακολουθίας του σήματος εισόδου – εξαιτίας φυσικών παραμέτρων αδράνειας και τριβών –, υιοθετήσαμε την ακόλουθη τακτική.

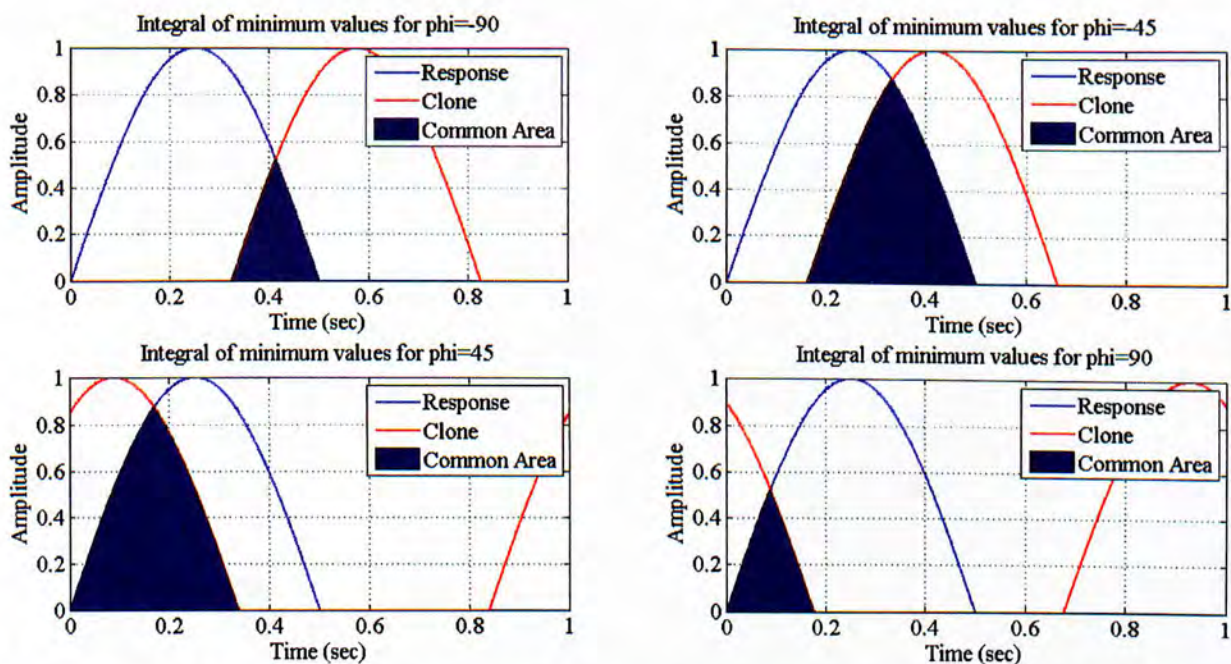
Για κάθε συχνότητα εισόδου συγκρίναμε την απόκριση του συστήματος με ημίτονα ίδιου πλάτους και συχνότητας αλλά διαφορετικής φάσης. Κατόπιν υπολογίστηκε η κοινή επιφάνεια μεταξύ των δύο σημάτων. Όπως είναι λογικό η μέγιστη επιφάνεια αντιστοιχεί στο ημίτονο που είναι απόλυτα συμφασικό με την απόκριση του συστήματος - δηλαδή η διαφορά φάσης μεταξύ τους είναι μηδέν - και η ελάχιστη επιφάνεια όταν η διαφορά φάσης μεταξύ τους είναι $\pm\pi$. Το ημίτονο που χρησιμοποιήθηκε για χάριν ευκολίας το ονομάσαμε Κλώνο (Clone).

$$Clone = OutputAmplitude \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot InputFrequency \cdot Time + \varphi)$$

$$F(t, \varphi) = \int_{t_1}^{t_2} \min(Thrust(t), Clone(t, \varphi)) dt$$

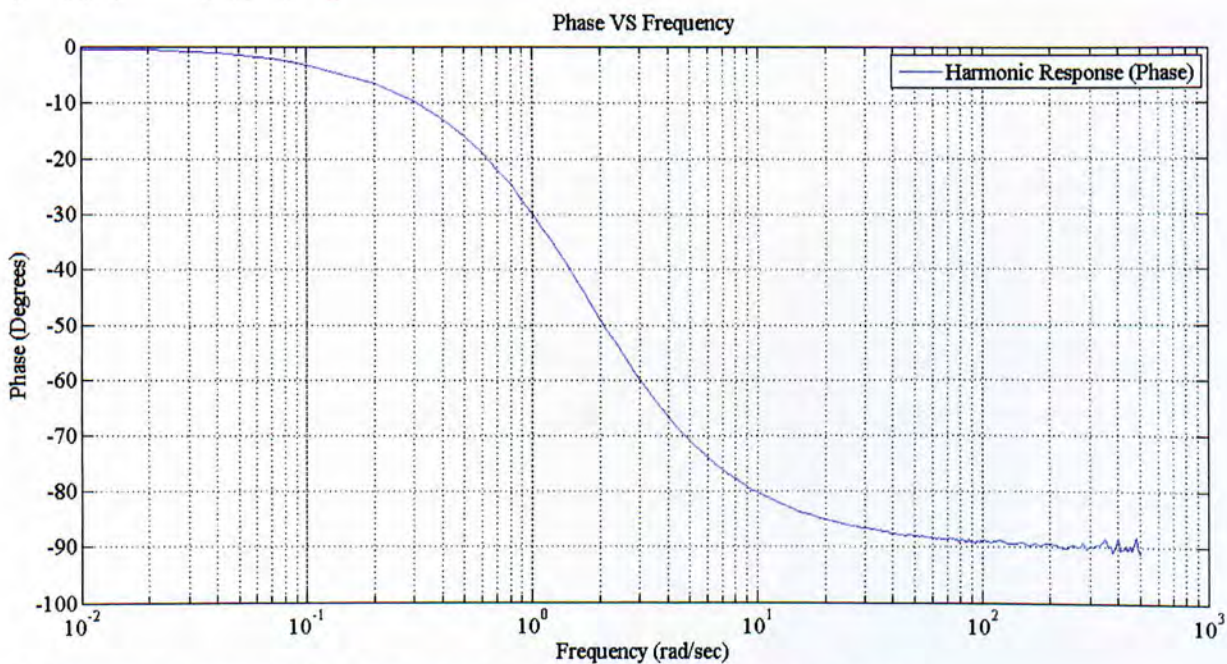
$$\Phi = \max(F(t, \varphi))$$

Για να γίνει πιο κατανοητή η λογική παραθέτουμε το ακόλουθο παράδειγμα όπου συγκρίνονται ημίτονα με διαφορές φάσης -90, -45, 45 και 90 μοιρών. Είναι εμφανής η μεταβολή του μεγέθους της κοινής επιφανείας.



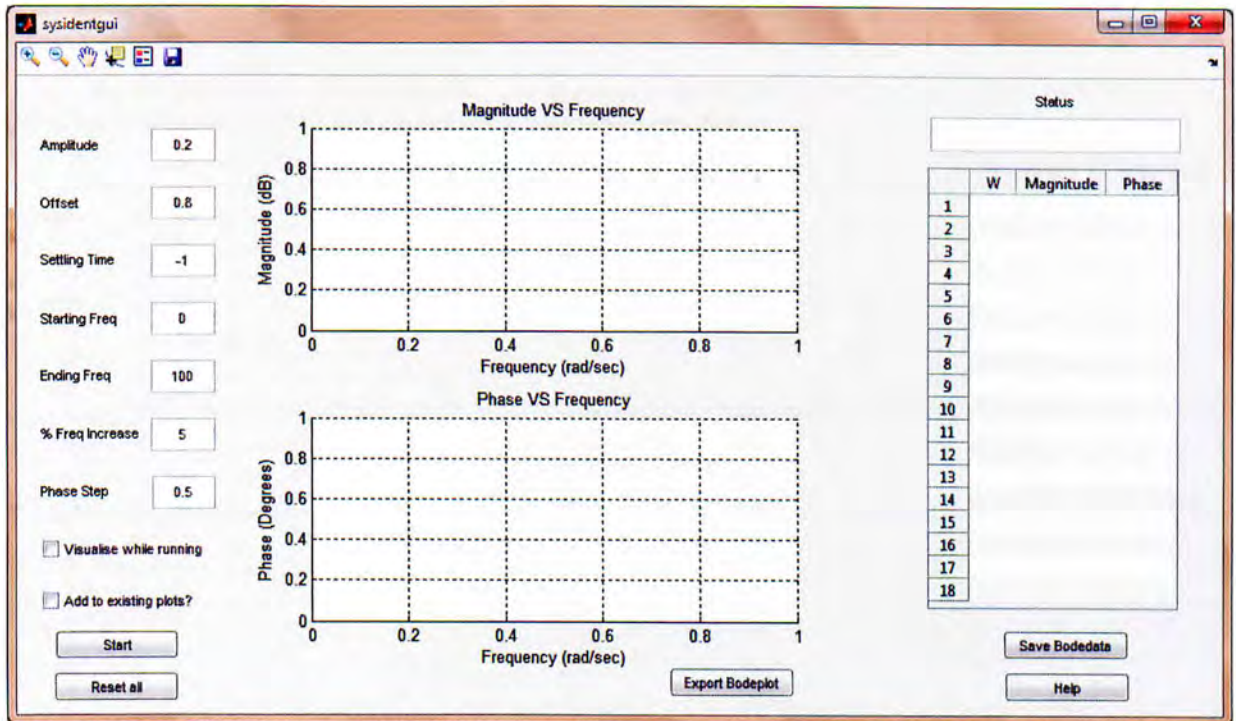
1.13 Αντιπαράβολή δύο ημιτονικών σημάτων ίδιου πλάτους και συχνότητας και διαφορετικής φάσης. Με μπλε γέμισμα τονίζεται η κοινή επιφάνεια των δύο σημάτων.

Εκτελώντας την ίδια διαδικασία για πλήθος διαφορετικών συχνοτήτων ημιτονοειδών εισόδων καταλήγουμε στο ακόλουθο ημιλογαριθμικό διάγραμμα φάσης.

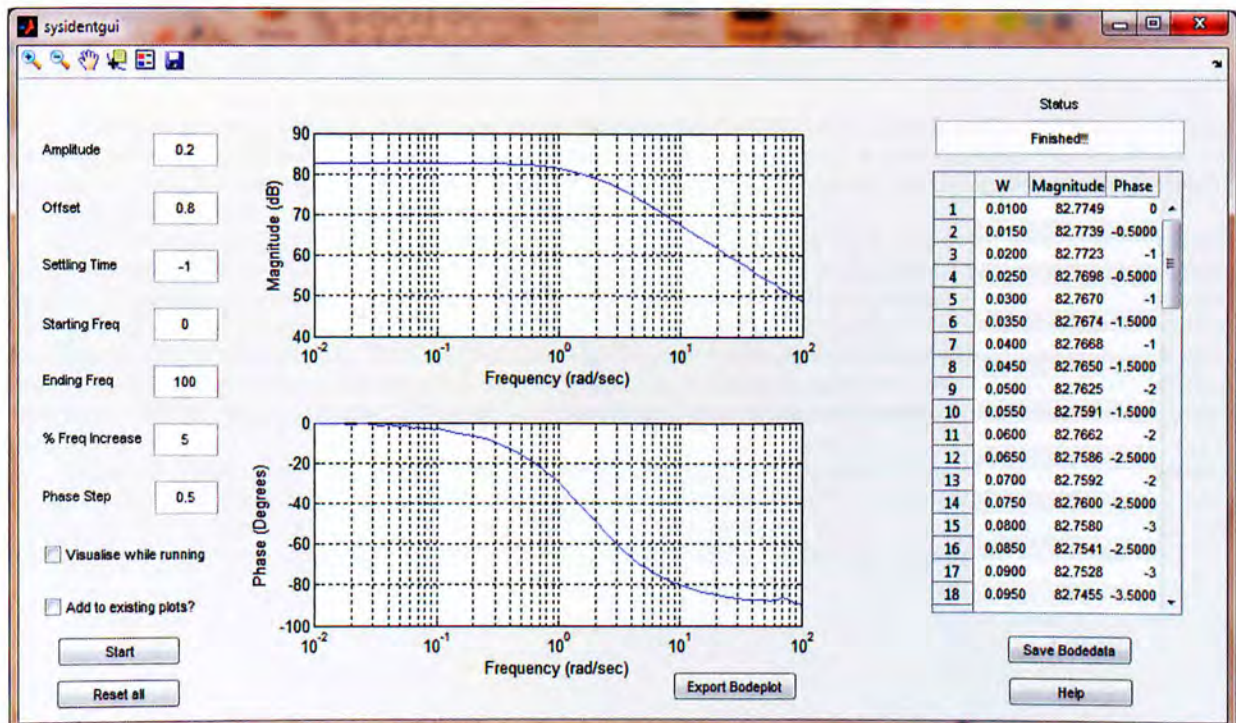


1.14 Ημιλογαριθμικό διάγραμμα Φάσης του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου.

Σε αυτό το σημείο αξίζει να αναφέρουμε ότι ένας από τους στόχους της εργασίας (και παραδοτέα) ήταν η ανάπτυξη ενός περιβάλλοντος διεπαφής όπου ο χρήστης μπορεί εύκολα και γρήγορα να μελετήσει την αρμονική απόκριση του συστήματος που τον ενδιαφέρει, ρυθμίζοντας μόνο κάποιες σχετικές παραμέτρους. Ειδικότερα ο χρήστης μπορεί να ορίσει το εύρος συχνοτήτων που τον ενδιαφέρει να μελετήσει, την ποσοστιαία αύξηση της συχνότητας συναρτήσει της λογαριθμικής δεκάδας όπου ανήκει καθώς και την ακρίβεια στον υπολογισμό της φάσης. Τα αποτελέσματα απεικονίζονται γραφικά στους άξονες που υπάρχουν στο μέσο του παραθύρου (σχήματα 1.15 και 1.16) και υπάρχει η δυνατότητα εξαγωγής και αποθήκευσης τόσο των γραφημάτων όσο και των δεδομένων.



1.15 Απεικόνιση παραθύρου διεπαφής SYSIDENTGUI. Αριστερά φαίνονται οι παράμετροι δοκιμών, στη μέση τα διαγράμματα όπου απεικονίζονται γραφικά τα αποτελέσματα και δεξιά ο πίνακας όπου καταχωρούνται όλες οι τιμές.



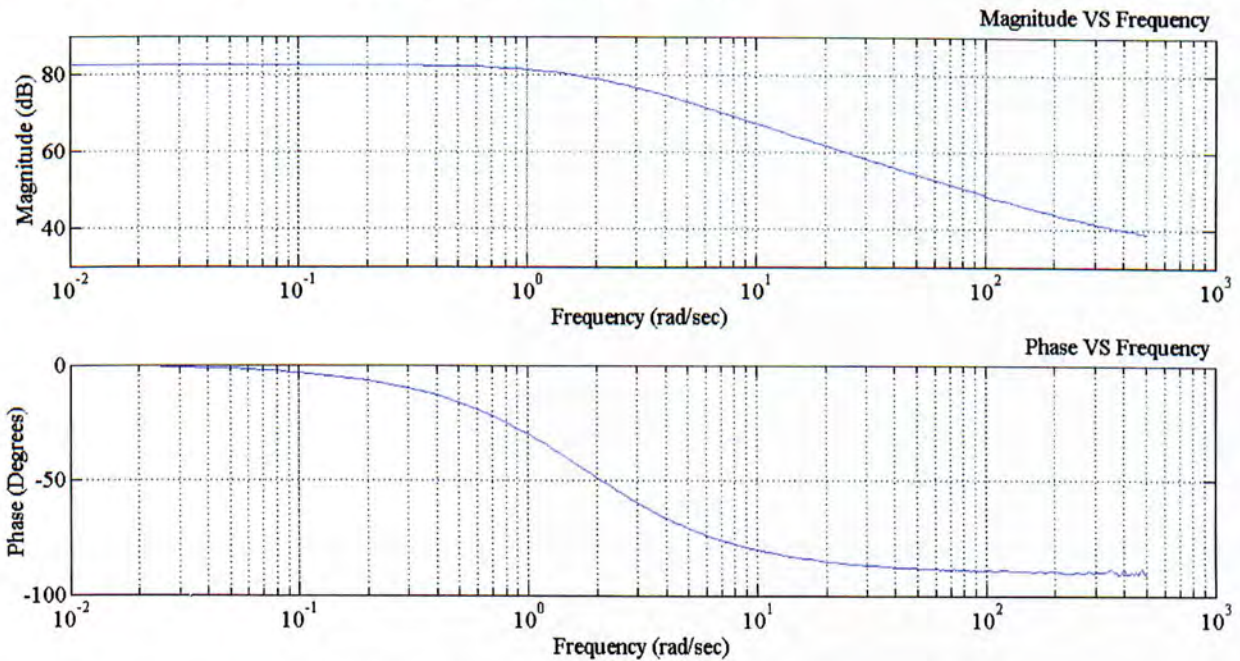
1.16 Απεικόνιση παραθύρου διεπαφής SYSIDENTGUI. Αριστερά φαίνονται οι παράμετροι δοκιμών, στη μέση τα διαγράμματα όπου απεικονίζονται γραφικά τα αποτελέσματα και δεξιά ο πίνακας όπου καταχωρούνται όλες οι τιμές.

Έχοντας εξασφαλίσει με αυτό τον τρόπο μία εύκολη και ταχεία μέθοδο υπολογισμού της πολύτιμης αρμονικής απόκρισης του φυσικού συστήματος, μπορούμε να προχωρήσουμε σε μελέτη του συστήματος σε συνθήκες πέραν των προκαθορισθέντων σε πρώτη ζήτηση.

Θεωρούμε ότι είναι ένα ιδιαίτερα χρήσιμο και εύχρηστο εργαλείο για όποιον ενδιαφέρεται στην μελέτη της αρμονικής απόκρισης συστημάτων σε περιβάλλον Simulink. Λεπτομερής αναφορά της λειτουργίας, του κώδικα και φωτογραφιών του περιβάλλοντος διεπαφής γίνεται στο Παράρτημα Α με τίτλο SYSIDENTGUI.

1.5 Τελικό διάγραμμα Bode

Στο διάγραμμα που ακολουθεί (σχήμα 1.17) παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα διαγράμματα Bode Μέτρου και Φάσης του συστήματος του κινητήρα μας όπως παρουσιάστηκαν χωρίτερα.



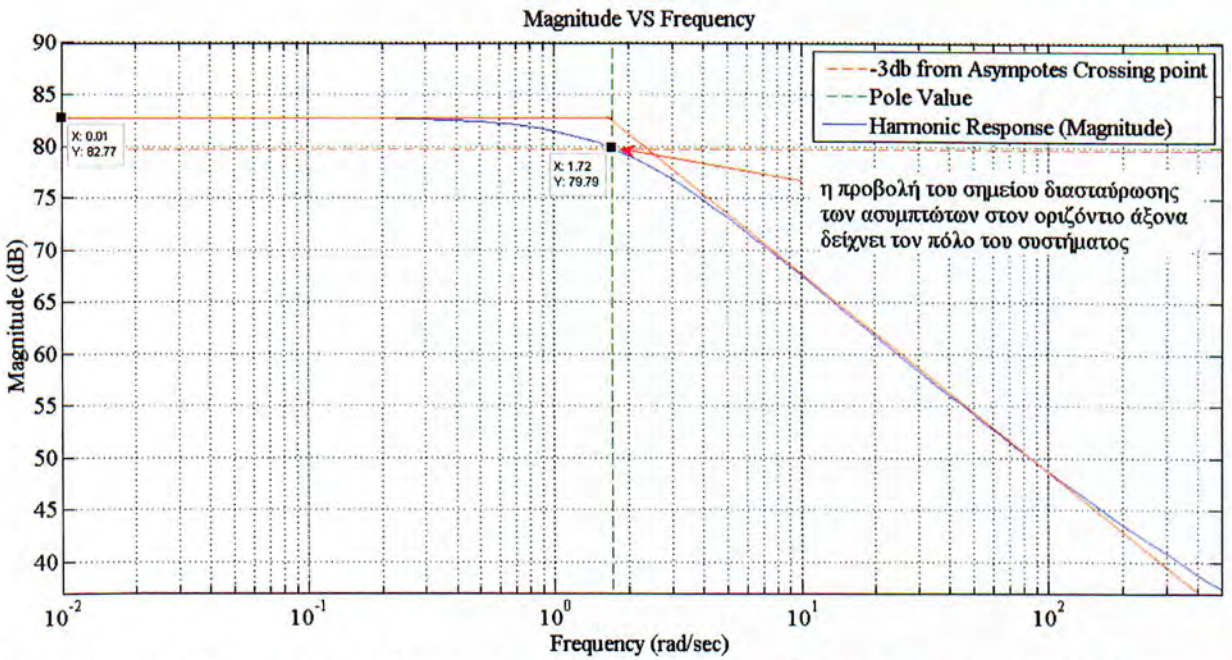
1.17 Ημιλογαριθμικό διάγραμμα Bode Μέτρου και Φάσης του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου.

1.6 Υπολογισμός συνάρτησης μεταφοράς με χρήση διαγραμμάτων Bode

Όπως αναφέραμε εν συντομία νωρίτερα, μπορούμε μέσω των διαγραμμάτων Bode ενός συστήματος να χτίσουμε μια συνάρτηση μεταφοράς που να το αντιπροσωπεύει. Εννοούμε δηλαδή το σύστημα που θα προκύψει, για ίδια είσοδο, να έχει την ίδια απόκριση με το φυσικό σύστημα. Το κατά πόσο το μοντέλο που θα χτιστεί θα εκπληρώνει τις προδιαγραφές που θέσαμε παραπάνω θα το εξετάσουμε στο επόμενο κεφάλαιο.

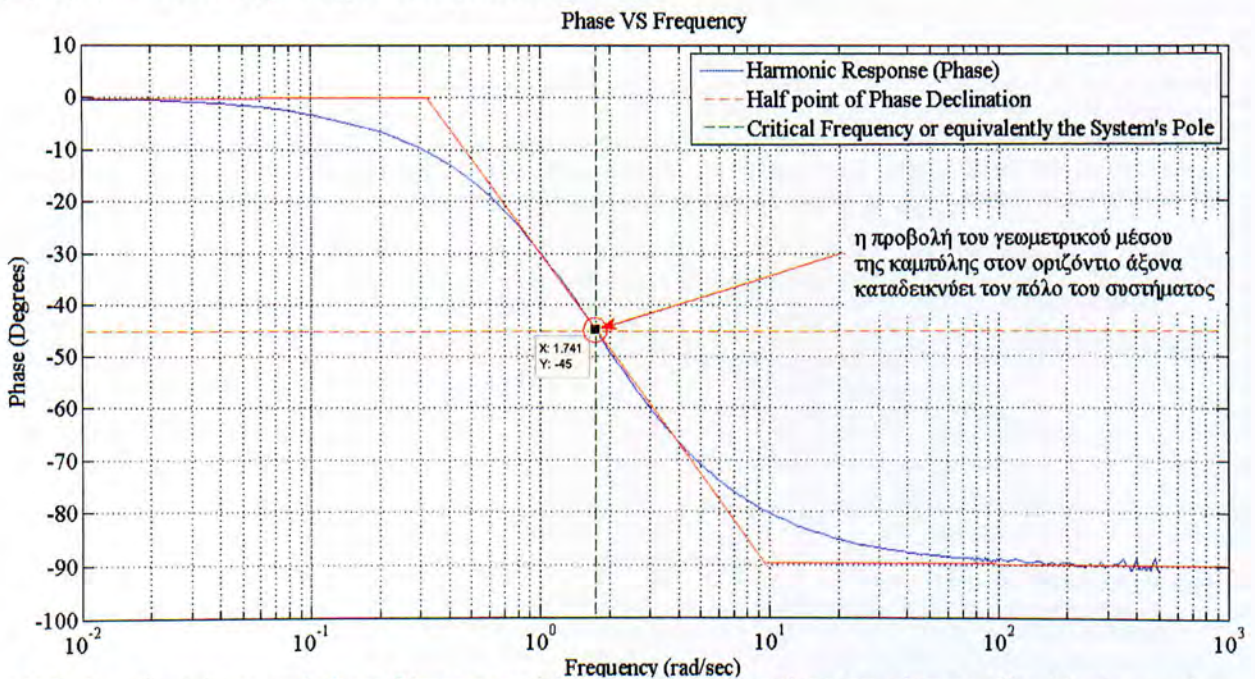
Εκ πρώτης όψεως στο διάγραμμα Μέτρου του συστήματος παρατηρούμε ότι το μέτρο παραμένει σχεδόν σταθερό για ημιτονοειδείς εισόδους με συχνότητα μέχρι και 0.2 rad/sec. Από εκεί και πέρα ξεκινάει μια ελαφριά κλίση μέχρι περίπου το 1 rad/sec και κατόπιν το μέτρο καταποντίζεται με κλίση περίπου 6 dB ανά οκτάβα. Από αυτά τα δύο στοιχεία (την αρνητική κλίση του μέτρου και το μέγεθος της κλίσης) κατανοούμε ότι υπάρχει ένας απλός πόλος σε κάποια συχνότητα μεταξύ 0.3 και 3 rad/sec. Για να βρούμε ποιά είναι ακριβώς η κρίσιμη συχνότητα ή αλλιώς ποια είναι η τιμή του πόλου, σχεδιάζουμε ασύμπτωτες ευθείες πάνω στο διάγραμμα του μέτρου που εφάπτονται στα ευθύγραμμα τμήματα της απόκρισης. Ο πόλος του συστήματος αντιστοιχεί στην συχνότητα στην οποία διασταυρώνονται οι ασύμπτωτες (σχήμα 1.18).

Από τη στιγμή που δεν παρατηρείται κάποια αλλαγή στη γεωμετρία της καμπύλης του Μέτρου του συστήματος μας μπορούμε να υποθέσουμε ότι δεν υπάρχει κάποιος άλλος πόλος ή μηδενιστής στο σύστημα μας, τουλάχιστον για σήματα εισόδου με λογικές συχνότητες. Λέγοντας λογικές εννοούμε εμπειρικά το όριο των 2Hz ή αλλιώς 12.57 rad/sec έχοντας υπόψη ότι οι τιμές που παίρνει το throttle αντιστοιχούν στην πράξη στην κίνηση της μανέτας του γκαζιού.



1.18 Ημιλογαριθμικό διάγραμμα Bode του Μέτρου του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου. Με κόκκινο χρώμα φαίνονται οι ασύμπτωτες και με το κόκκινο βέλος καταδεικνύεται ο πόλος του συστήματος μας.

Η ύπαρξη του πόλου μπορεί να επιβεβαιωθεί και από το διάγραμμα της φάσης του συστήματος, χρησιμοποιώντας πάλι ως οδηγό τις ασύμπτωτες (σχήμα 1.19). Πιο συγκεκριμένα ο πόλος εντοπίζεται στο μέσο της ασύμπτωτης που εφάπτεται στο ευθύγραμμο τμήμα της καμπύλης όπου συναντάται η μέγιστη κλίση, δηλαδή στο τμήμα εκείνο όπου η φάση "πέφτει" με ρυθμό -45 μοιρών ανά δεκάδα μεταξύ των σημείων καμπής. Επίσης το ότι η φάση ισορροπεί στις -90 μοίρες μας επιβεβαιώνει ότι υπάρχει ένας μόνο πόλος στο σύστημα μας.



1.19 Ημιλογαριθμικό διάγραμμα Bode της Φάσης του συστήματος συναρτήσει της συχνότητας του σήματος εισόδου. Με κόκκινο χρώμα φαίνονται οι ασύμπτωτες και με το κόκκινο βέλος καταδεικνύεται ο πόλος του συστήματος μας.

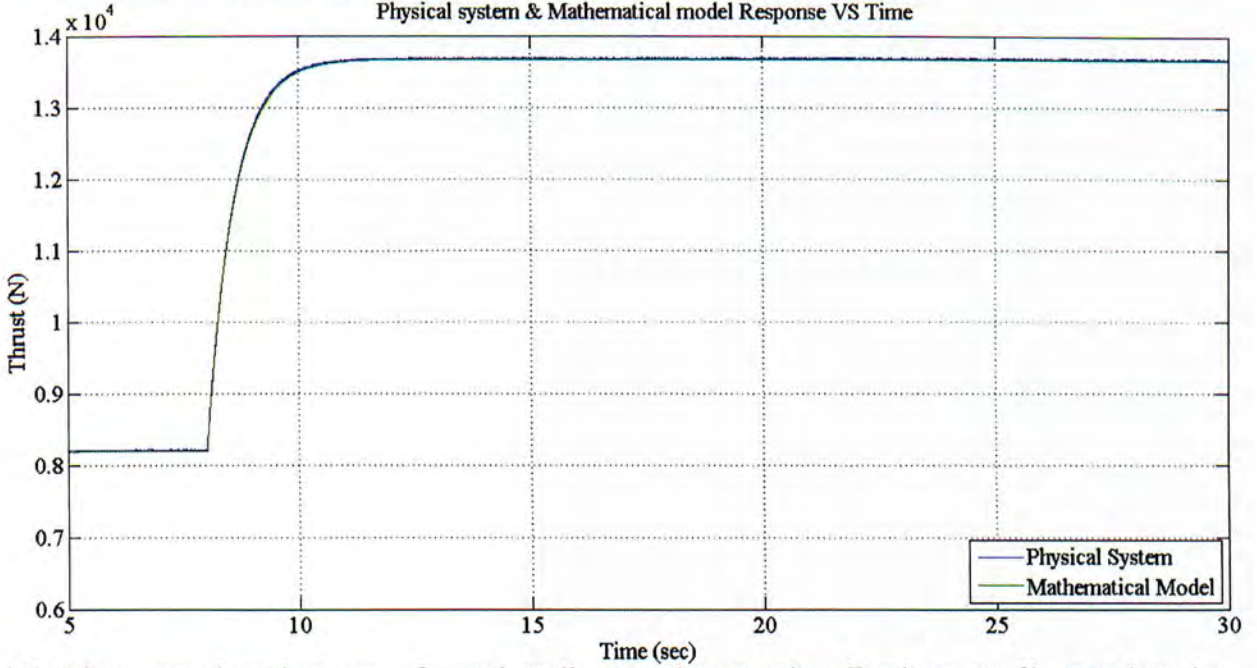
Τελικώς από τα διαγράμματα Bode καταλήγουμε στα εξής συμπεράσματα:

- Το μοντέλο θα είναι πρωτοβάθμιο
- Το μοντέλο θα έχει μόνιμο κέρδος $A \approx 13680$
- Το μοντέλο δεν θα εμπεριέχει μηδενιστές
- Το μοντέλο θα έχει έναν απλό πόλο στο $p = -1.72$

Συμπερασματικά καταλήγουμε σε μια συνάρτηση μεταφοράς:

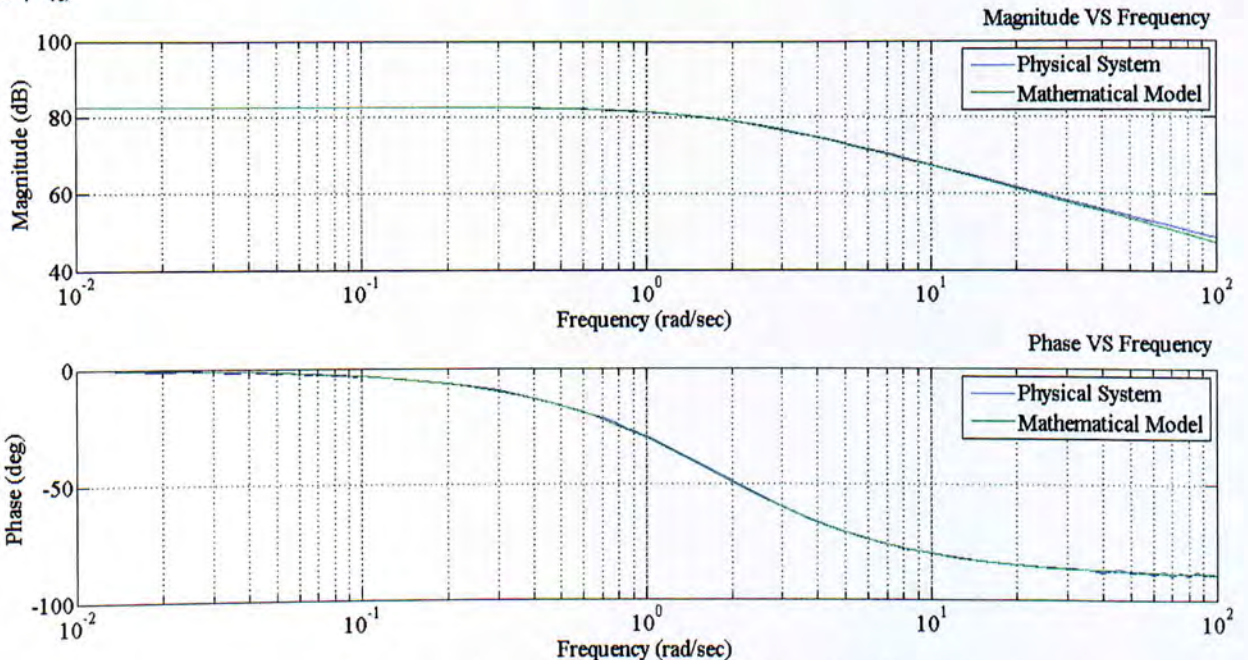
$$G(s) = \frac{A\omega_n}{s + \omega_n} = \frac{23530}{s + 1,72}$$

Κάνοντας αντιπαραβολή των βηματικών αποκρίσεων του φυσικού συστήματος και του μαθηματικού μοντέλου που μόλις υπολογίσαμε καταλήγουμε στο ακόλουθο γράφημα.



1.20 Απόκριση φυσικού συστήματος και μαθηματικού μοντέλου συναρτήσει του χρόνου. Η απόκριση των δύο συστημάτων είναι πανομοιότυπη.

Από την ομοιότητα των δύο αποκρίσεων στο πεδίο του χρόνου θεωρούμε ότι το μοντέλο μας είναι ικανοποιητικό για βηματικές μεταβολές στην είσοδο του γκαζιού. Απομένει να δούμε αν τα δύο συστήματα έχουν και την ίδια αρμονική απόκριση. Όπως φαίνεται και στο ακόλουθο διάγραμμα (σχήμα 1.21) οι αρμονικές αποκρίσεις των δύο συστημάτων είναι πανομοιότυπες οπότε και έχουμε εξασφαλίσει έτσι την επάρκεια του μαθηματικού μας μοντέλου και για ημιτονικές εισόδους (πάντα για τις συγκεκριμένες σταθερές συνθήκες λειτουργίας αναφορικά με το υψόμετρο και την ταχύτητα πτήσης).



1.21 Διάγραμμα Bode Μέτρου και Φάσης του φυσικού συστήματος και του μαθηματικού μοντέλου. Παρατηρούμε ότι η απόκριση των δύο συστημάτων είναι όμοια σε ικανοποιητικό βαθμό ώστε να μπορούμε να πούμε ασφαλώς ότι το μοντέλο μας αντιπροσωπεύει επιτυχημένα το φυσικό σύστημα.

1.7 Σύνοψη

Εμπειρικά μέσω της γεωμετρίας της βηματικής απόκρισης του φυσικού συστήματος κάναμε μια εκτίμηση σχετικά με την τάξη της συνάρτησης μεταφοράς του μαθηματικού μοντέλου που θα χρησιμοποιηθεί στη συνέχεια και θα είναι αντιπροσωπευτικό του φυσικού συστήματος. Καταλήξαμε ότι ένα πρωτοβάθμιο μοντέλο μας ικανοποιεί.

Κατόπιν με βαθύτερη μελέτη της βηματικής απόκρισης του φυσικού συστήματος υπολογίσαμε τις επιμέρους παραμέτρους της πρωτοβάθμιας συνάρτησης μεταφοράς του μοντέλου που θα χρησιμοποιήσουμε, δηλαδή το κέρδος A και τη χρονική σταθερά του συστήματος. Εφόσον καταλήξαμε σε μια συνάρτηση μεταφοράς, συγκρίναμε τις βηματικές αποκρίσεις για να διαπιστώσουμε την αποτελεσματικότητα του μοντέλου. Κρίθηκε ικανοποιητικό για βηματικές εισόδους αλλά δεν μπορούσαμε να εξασφαλίσουμε την επάρκεια του και για αποκρίσεις σε ημιτονοειδείς εισόδους καθότι δεν μπορούμε να εξάγουμε τέτοιου είδους συμπεράσματα από την βηματική απόκριση του φυσικού συστήματος.

Συνεπώς προχωρήσαμε σε μελέτη της αρμονικής απόκρισης του φυσικού συστήματος για πλήθος ημιτονοειδών εισόδων. Από τις αποκρίσεις του συστήματος σε αυτές τις εισόδους σχεδιάσαμε τα διαγράμματα Bode Μέτρου και Φάσης του φυσικού συστήματος. Από την γεωμετρία των καμπύλων εξάγαμε συμπεράσματα σχετικά με την τάξη της συνάρτησης μεταφοράς του μοντέλου που επιζητούμε, το πλήθος των πόλων και μηδενιστών που την αποτελούν καθώς και το μέγεθος τους όπως επίσης και για το μόνιμο κέρδος του συστήματος.

Κεφάλαιο 2: Επικύρωση Μαθηματικού Μοντέλου του Φυσικού Συστήματος (Validation)

2.1 Η έννοια της επικύρωσης (Validation)

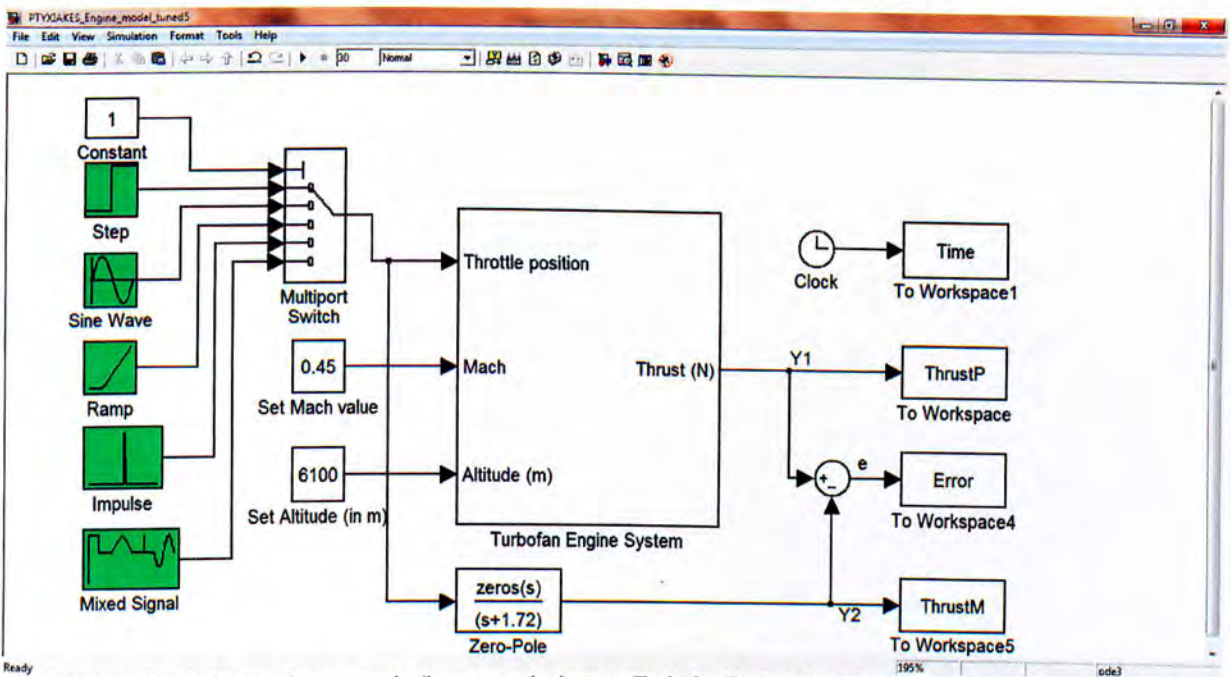
Με τον όρο Επικύρωση εννοούμε τη διαδικασία κατά την οποία επαληθεύουμε τα αποτελέσματα που προέκυψαν κατά τη διαδικασία της αναγνώρισης του συστήματος (Κεφάλαιο 1). Σε αυτή την φάση της εργασίας κάνουμε χρήση διαφορετικών τυπικών εισόδων για να εξακριβώσουμε το κατά πόσο οι παράμετροι που έχουμε υπολογίσει συμφωνούν με το φυσικό μοντέλο. Επίσης κρίναμε απαραίτητο τον έλεγχο της απόκρισης του μοντέλου για μη-τυπικές εισόδους ώστε να δούμε πως συμπεριφέρεται σε πιο ρεαλιστικές εντολές του γκαζιού.

2.1.1 Απόκριση του μοντέλου για διαφορετικές εισόδους

Έχοντας καταλήξει στη συνάρτηση μεταφοράς του επιθυμητού μοντέλου, εφαρμόζουμε στο μοντέλο καθώς και στο φυσικό σύστημα διαφορετικά είδη εισόδου, συγκρίνουμε τις αποκρίσεις τους και εξαγάγουμε το σφάλμα [5][6] (σχήμα 2.1). Για κάθε είσοδο που εφαρμόζουμε, αναζητούμε από ένα εύρος πόλων (κοντά σε αυτόν που έχουμε υπολογίσει), αυτόν για τον οποίο το σφάλμα ελαχιστοποιείται.

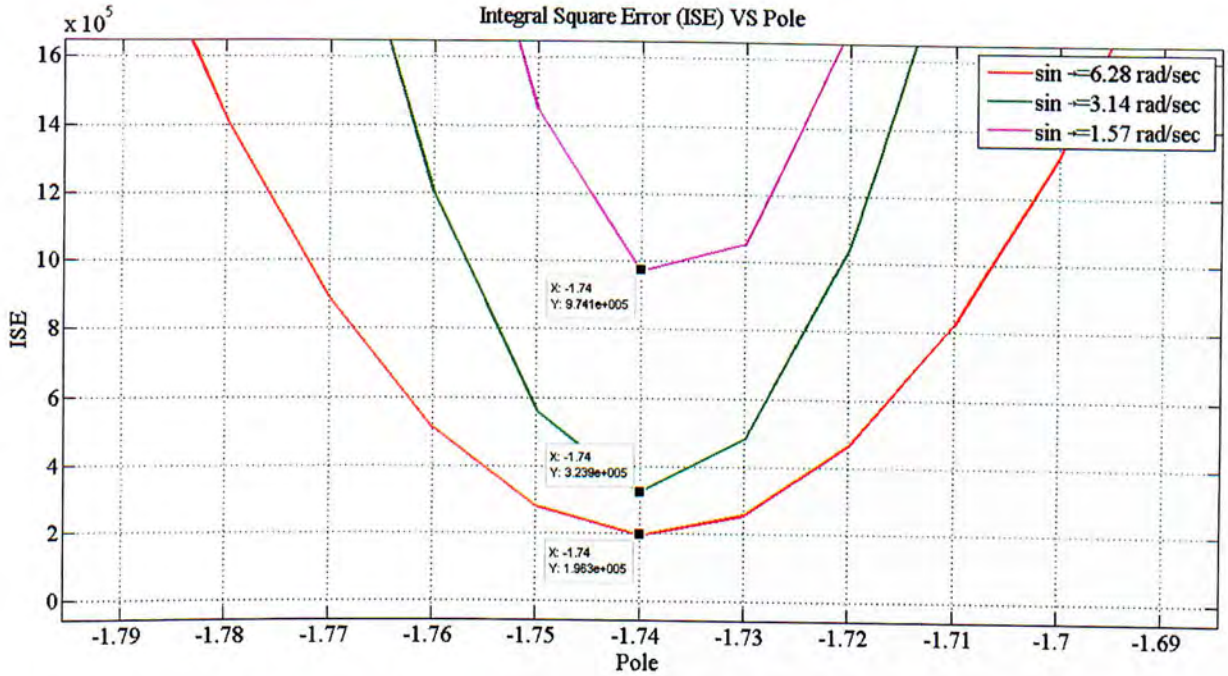
Το κριτήριο που χρησιμοποιήθηκε για τον υπολογισμό του σφάλματος ήταν το Ολοκλήρωμα του Τετραγωνικού Σφάλματος - ISE (Integral Square Error) [6].

$$ISE = \int_{t_1}^{t_2} e^2(t) dt$$



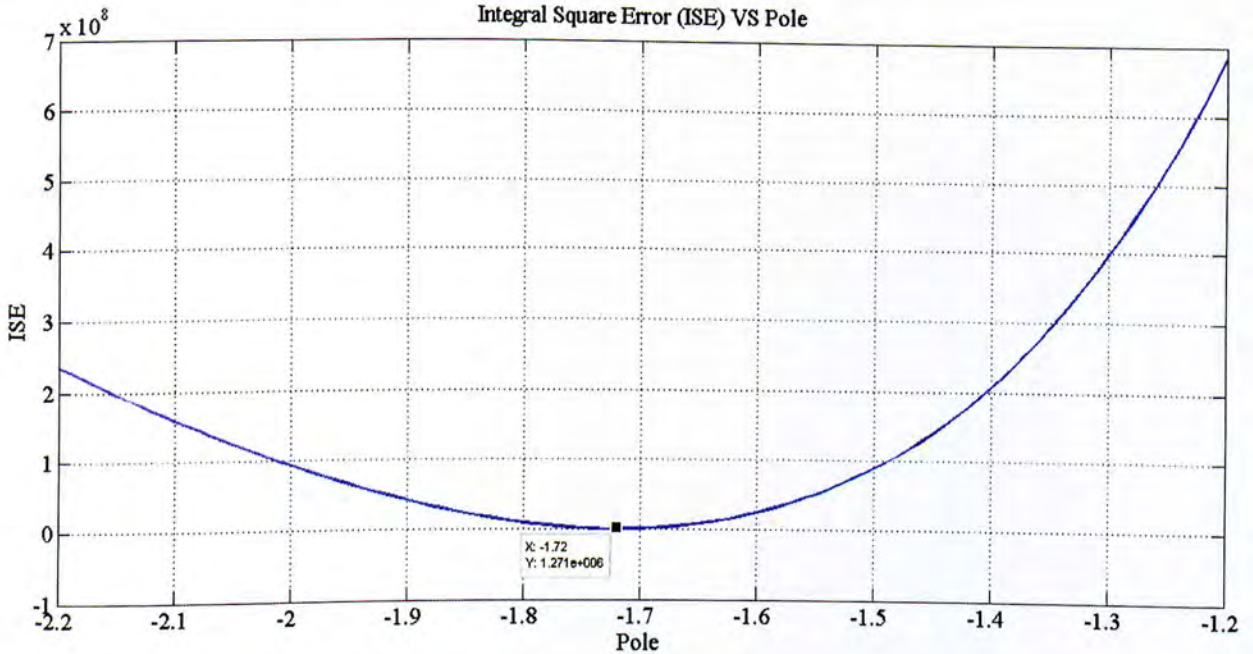
2.1 Παράθυρο Simulink όπου είναι σε παράταξη το φυσικό σύστημα (Turbofan Engine System) και το μαθηματικό μοντέλο που έχουμε υπολογίσει. Οι έξοδοι των δύο συστημάτων (Y1, Y2) οδηγούνται σε έναν συγκριτή από την έξοδο του οποίου λαμβάνουμε το σφάλμα (e) με την ανάλυση του οποίου θα γίνει μελέτη για την επικύρωση του μοντέλου. Με πράσινο χρώμα ξεχωρίζουν οι διάφορες εισόδους που θα χρησιμοποιηθούν στην όλη διαδικασία.

- Ημιτονική είσοδος $u(t) = 0.2 \cdot \sin(\omega \cdot t) + 0.8 = 0.2 \cdot \sin(\omega \cdot t) + 0.8$, $\omega = 6.28, 3.14, 1.57$ (rad/sec)



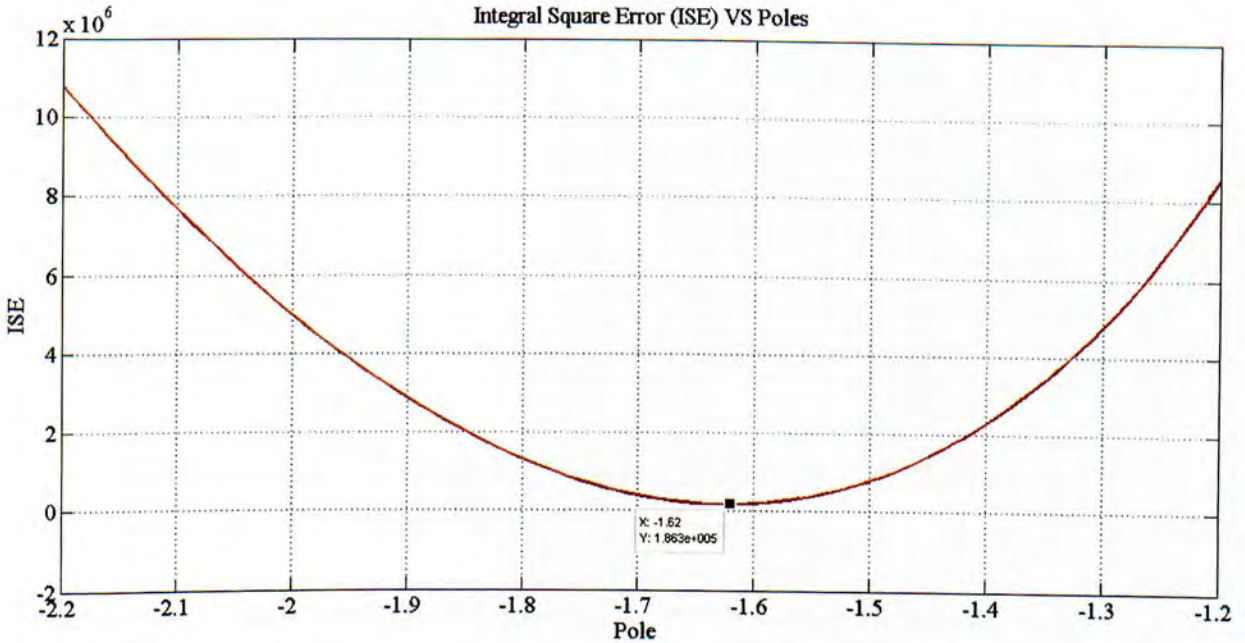
2.2 Αντιπαραβολή του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων. Παρατηρούμε ότι για πλήθος πόλων το μικρότερο ΟΤΣ επιτυγχάνεται για πόλο στο -1.74 και για τις τρεις ημιτονικές εισόδους.

- Βηματική είσοδος $u(t) = \begin{cases} 1, & t \geq 8 \text{ sec} \\ 0.6, & t < 8 \text{ sec} \end{cases}$



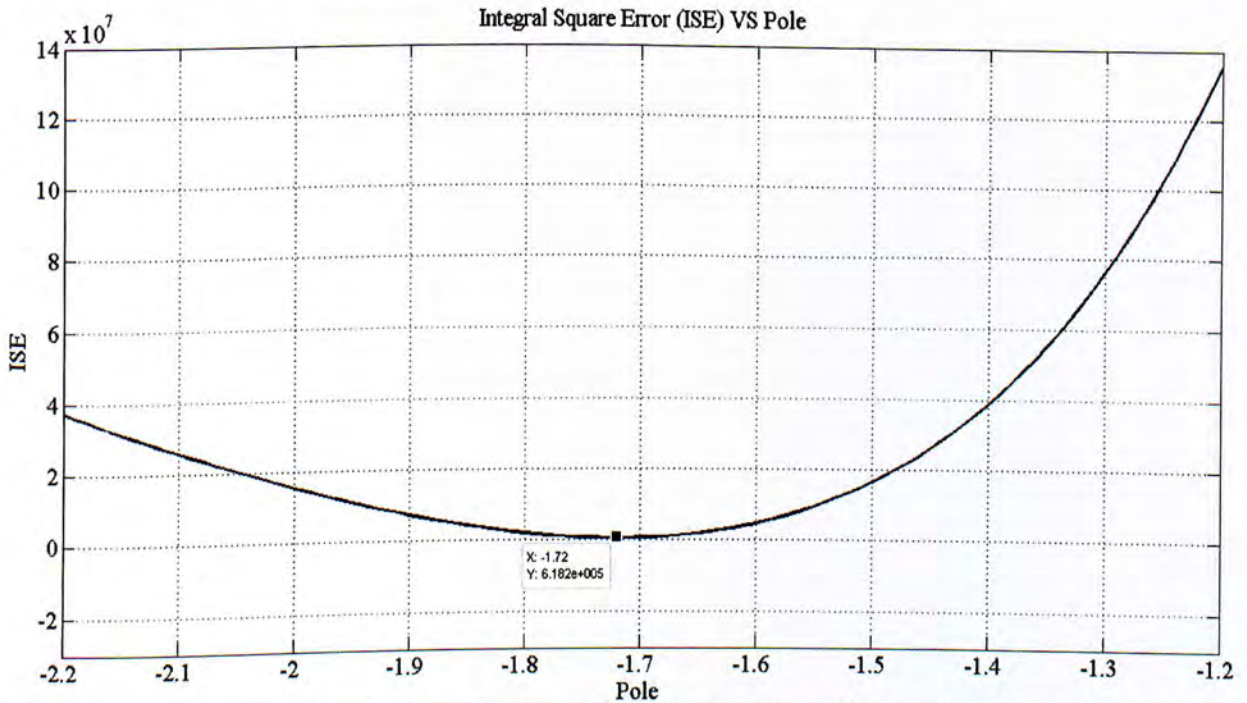
2.3 Απεικόνιση του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων. Παρατηρούμε ότι για πλήθος πόλων το μικρότερο ΟΤΣ επιτυγχάνεται για πόλο στο -1.72 .

- Κρουστική είσοδος $\delta(t) = \begin{cases} 10^3, & t = 8 \text{ sec} \\ 0.6, & t \neq 8 \text{ sec} \end{cases}$



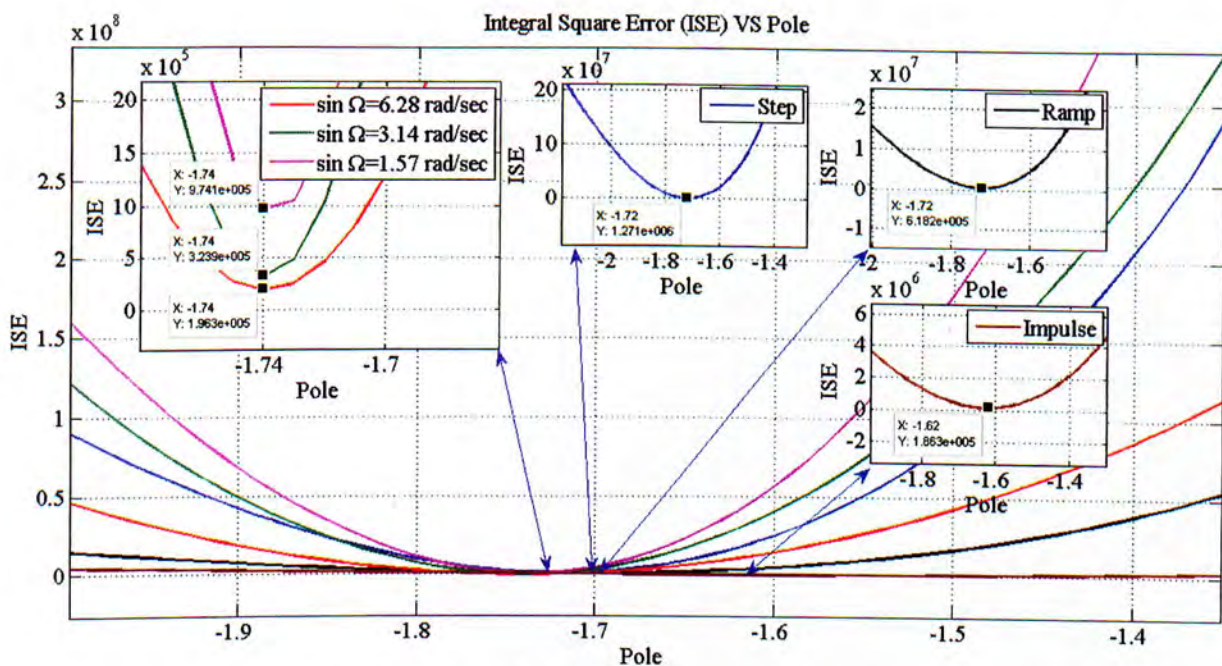
2.4 Απεικόνιση του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων. Παρατηρούμε ότι για πλήθος πόλων το μικρότερο ΟΤΣ επιτυγχάνεται για πόλο στο -1.62.

- Είσοδος τύπου Ράμπας $u(t) = \begin{cases} 0.6 + 0.04 \cdot t, & t \geq 8 \text{ sec} \\ 0.6, & t < 8 \text{ sec} \end{cases}$



2.5 Απεικόνιση του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων. Παρατηρούμε ότι για πλήθος πόλων το μικρότερο ΟΤΣ επιτυγχάνεται για πόλο στο -1.72.

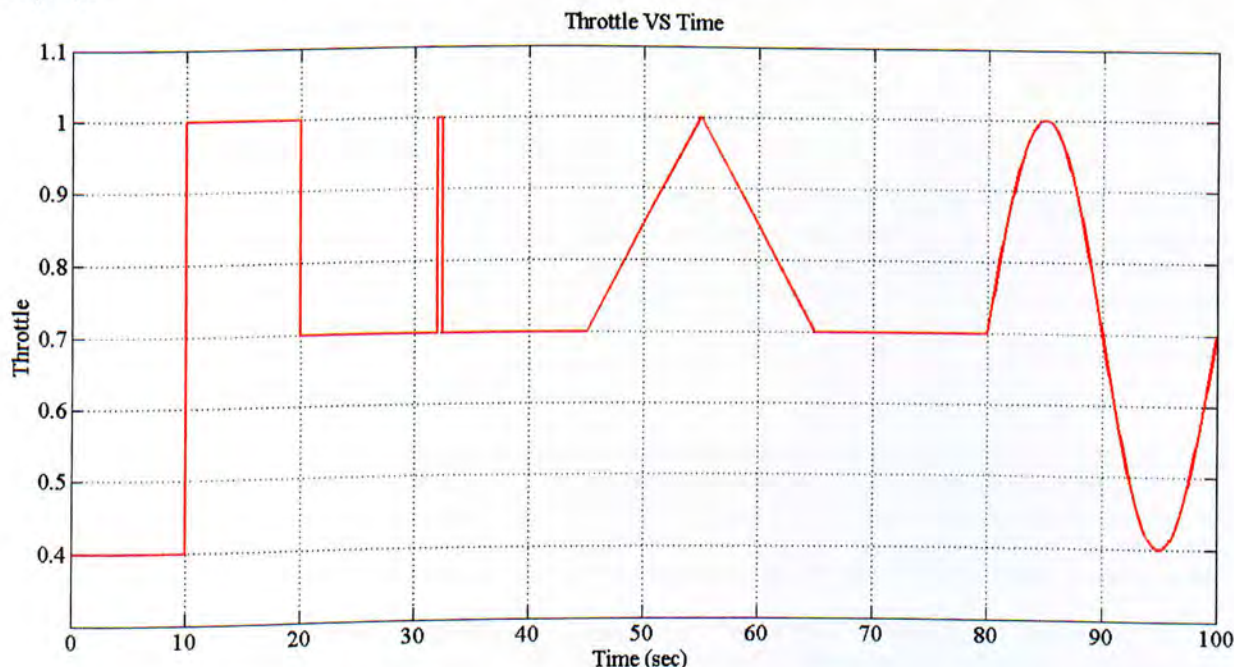
Βλέποντας συγκεντρωτικά όλες τις εισόδους μαζί παρατηρούμε ότι οι πόλοι υποψηφίων μοντέλων που αντιστοιχούν στο ελάχιστο σφάλμα για κάθε είσοδο είναι σχετικά κοντά μεταξύ τους και δεν υπάρχει κάποιος πόλος που να έχει μεγάλη απόκλιση από τους υπόλοιπους. Όπως είναι λογικό δεν είναι δυνατόν όλοι οι πόλοι να συμπίπτουν στην ίδια τιμή γιατί προσπαθούμε να αναπαραγάγουμε ένα φυσικό σύστημα που εμπεριέχει και την συνιστώσα του θορύβου. Το σημαντικό είναι ότι κανείς από τους πόλους που έχουμε βρει δεν έχει σημαντική απόκλιση σε σύγκριση με τους υπόλοιπους γιατί κάτι τέτοιο θα υποδείκνυε εσφαλμένη εκτίμηση παραμέτρων.



2.6 Αντιπαράβολή του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων για όλους τους τύπους σημάτων εισόδου.

2.1.2 Απόκριση του μοντέλου για μεικτό σήμα εισόδου (προσομοίωση συνθηκών πτήσης)

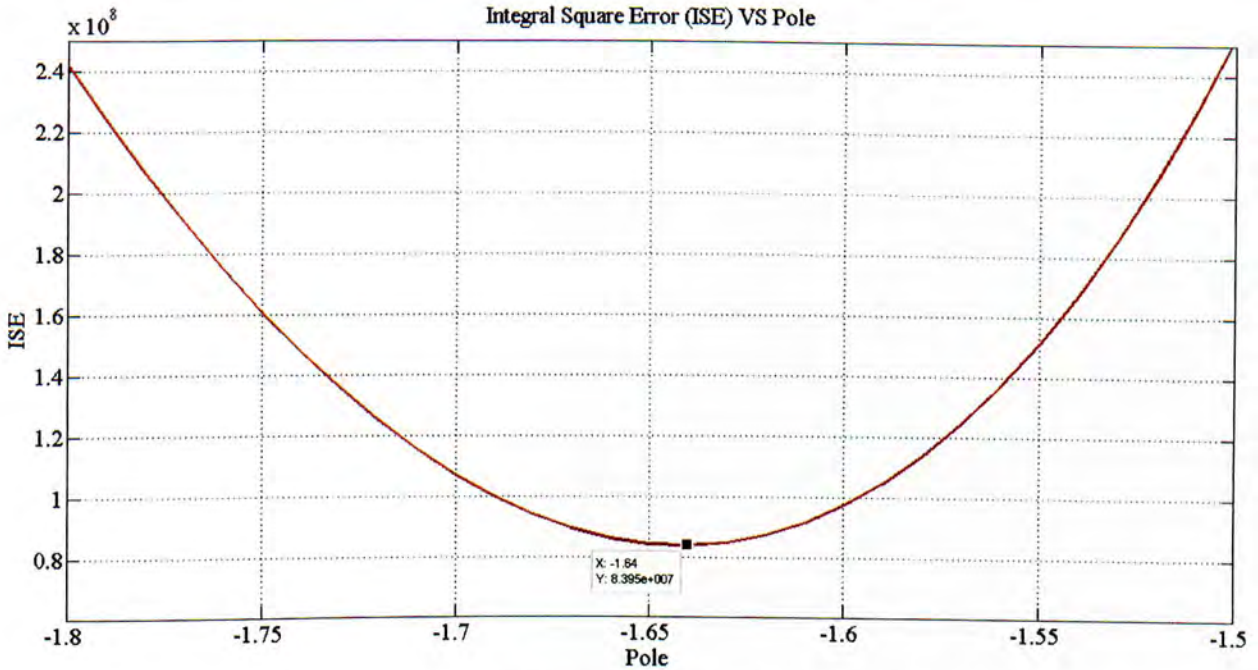
Κατά την διάρκεια της πτήσης του αεροσκάφους η κίνηση της μανέτας του γκαζιού (Throttle), συνήθως είναι πιο σύνθετη από αυτές που μελετήσαμε πιο πάνω. Σε μια προσπάθεια μας να μελετήσουμε όλες τις πιθανές συνθήκες που μπορούν να υπάρξουν σε μία πτήση, χρησιμοποιήσαμε μέσα από την βιβλιοθήκη του Simulink το εργαλείο Signal Builder έτσι ώστε να δημιουργήσουμε ένα σύνθετο σήμα που θα περιλαμβάνει όλα τα σήματα που μελετήσαμε ξεχωριστά ωριότερα.



2.7 Απεικόνιση μεικτού σήματος εισόδου ως πιο ρεαλιστική (αν και ακραία) είσοδος του γκαζιού.

Είναι προφανές ότι το σήμα που κατασκευάσαμε δεν αντιστοιχεί στην κίνηση της μανέτας του γκαζιού κατά την διάρκεια μιας τυπικής πτήσης καθώς το χρονικό διάστημα μεταβολής των τιμών του γκαζιού είναι πολύ μικρό ενώ η μεταβολή των μεγέθους των τιμών πολύ μεγάλη. Συνήθως η κίνηση της μανέτας είναι πιο ομαλή και δεν έχει αυτές τις απότομες μεταβολές. Ο λόγος που χρησιμοποιήσαμε αυτό το σήμα για μελέτη είναι για να δοκιμάσουμε το μοντέλο μας σε

ακραίες συνθήκες και να δούμε πως συμπεριφέρεται σε αυτές, πάντα σε σχέση με το φυσικό σύστημα. Ομοίως με πιο πάνω, για είσοδο αυτή την φορά το μεικτό σήμα που συνθέσαμε, ελέγξαμε την διαφορά των αποκρίσεων (σφάλμα) για διάφορους πόλους έτσι ώστε να εντοπίζουμε για ποιον πόλο ελαχιστοποιείται το σφάλμα (σχήμα 2.8).



2.8 Απεικόνιση του Ολοκληρώματος του Τετραγωνικού Σφάλματος (ISE) των αποκρίσεων των δύο συστημάτων για μικτό σήμα εισόδου. Παρατηρούμε ότι για πλήθος πόλων το μικρότερο ΟΤΣ επιτυγχάνεται για πόλο στο -1.64.

Συγκεντρωτικά έχουμε τους εξής υποψήφιους πόλους για το μοντέλο μας βάσει του ΟΤΣ (ISE) ανά τύπο εισόδου.

- $p=-1.74$ για ημιτονικές εισόδους
- $p=-1.72$ για βηματικές και τύπου ράμπας εισόδους
- $p=-1.64$ για μεικτού τύπου εισόδους
- $p=-1.62$ για κρουστικές εισόδους

Από τη ποικιλία τιμών θα επιλέξουμε για ιδανικότερο ω του μοντέλου μας για λόγους συμβιβασμού τον πόλο στο -1.72. Αυτό διότι οι τυπικές εισοδοί κατά την πτήση είναι είτε βηματικές είτε αργά μεταβαλλόμενες ράμπας. Επίσης αυτή η τιμή συμπίπτει και με αυτήν που είχαμε υπολογίσει από το πρώτο κεφάλαιο μέσω των διαγραμμάτων Bode. Εξάλλου η επιλογή αυτής τιμής, για τον πόλο του μοντέλου εξασφαλίζει και μικρή (αν όχι ελάχιστη) τιμή σφάλματος στο σύνολο των παραπάνω ακραίων χειρισμών, όπως δείχνει το διάγραμμα 2.6.

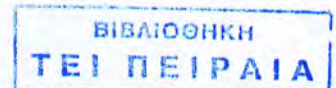
2.2 Ευρωστία του μοντέλου (Robustness)

Η ευρωστία του μοντέλου ενός συστήματος, δείχνει πόσο καλά ανταποκρίνεται το μοντέλο όταν λειτουργεί εκτός των προκαθορισμένων συνθηκών και κατά πόσο είναι αξιόπιστο για λειτουργία πλησίον των ιδανικών συνθηκών.

Στην προκειμένη περίπτωση θα μελετήσουμε την απόκριση του μοντέλου έναντι του φυσικού συστήματος για συνθήκες πτήσης μέχρι $\approx \pm 15\%$ επί των προκαθορισμένων τόσο για συνθήκες υψομέτρου όσο και για ταχύτητας. Μιλώντας σε απόλυτους αριθμούς, το μοντέλο θα εξεταστεί για υψόμετρα από 5100 έως 7100 μέτρα και για ταχύτητες από 0.4 έως 0.5 Mach.

Τέλος θα εξετάσουμε την συμπεριφορά του μοντέλου για ταυτόχρονες μεταβολές του υψομέτρου και της ταχύτητας. Σαν μέτρο σύγκρισης θα λαμβάνεται το ολοκλήρωμα της απόλυτης διαφοράς της απόκρισης του μοντέλου και της απόκρισης του φυσικού συστήματος ως προς το ολοκλήρωμα της απόκρισης του φυσικού συστήματος.

2.2.1 Έλεγχος ευρωστίας μοντέλου



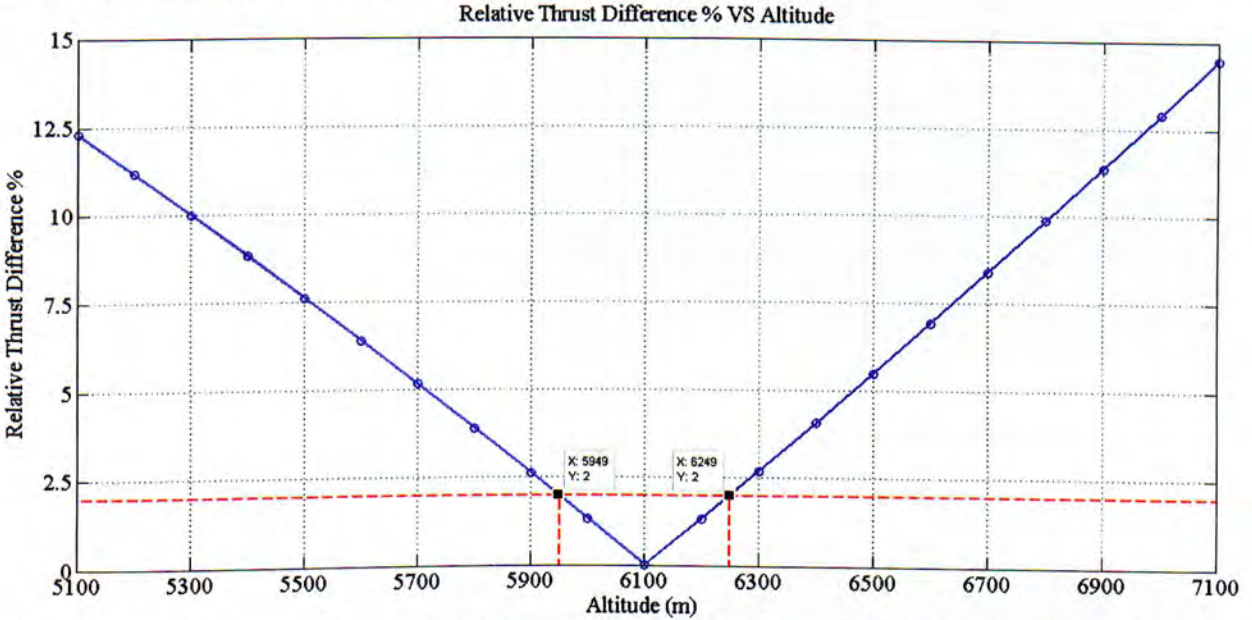
Στα διαγράμματα που ακολουθούν απεικονίζεται κάθε φορά η σχετική απόλυτη διαφορά της ώσης του φυσικού συστήματος και του μοντέλου σύμφωνα με τη μεταβολή της εκάστοτε παραμέτρου πτήσης. Προκαθορίζουμε ότι για να

μπορεί να θεωρηθεί το μοντέλο μας εύρωστο θα πρέπει η σχετική διαφορά των αποκρίσεων να είναι $\leq 2\%$. Το κριτήριο που χρησιμοποιείται για την εύρεση της σχετικής μεταβολής της ώσης είναι το Ολοκλήρωμα της Απόλυτης Διαφοράς των αποκρίσεων προς το Ολοκλήρωμα της απόκρισης του φυσικού συστήματος, δηλαδή:

$$\text{Σχετική Μεταβολή \%} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} |Thrust_{Physical}(t) - Thrust_{Model}(t)| dt}{\int_{t_1}^{t_2} Thrust_{Physical}(t) dt} \cdot 100\%$$

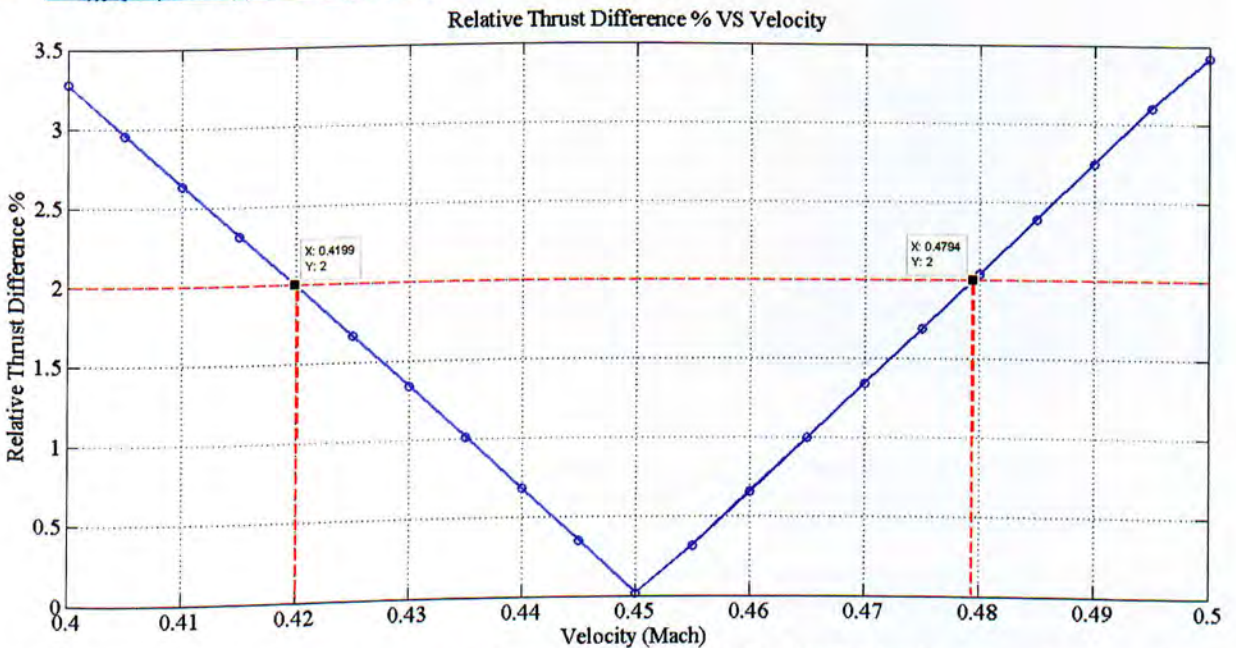
Βάσει του παραπάνω κριτηρίου προχωράμε στους παρακάτω ελέγχους ευρωστίας

- Έλεγχος ευρωστίας μοντέλου για διαφορετικό υψόμετρο πτήσης



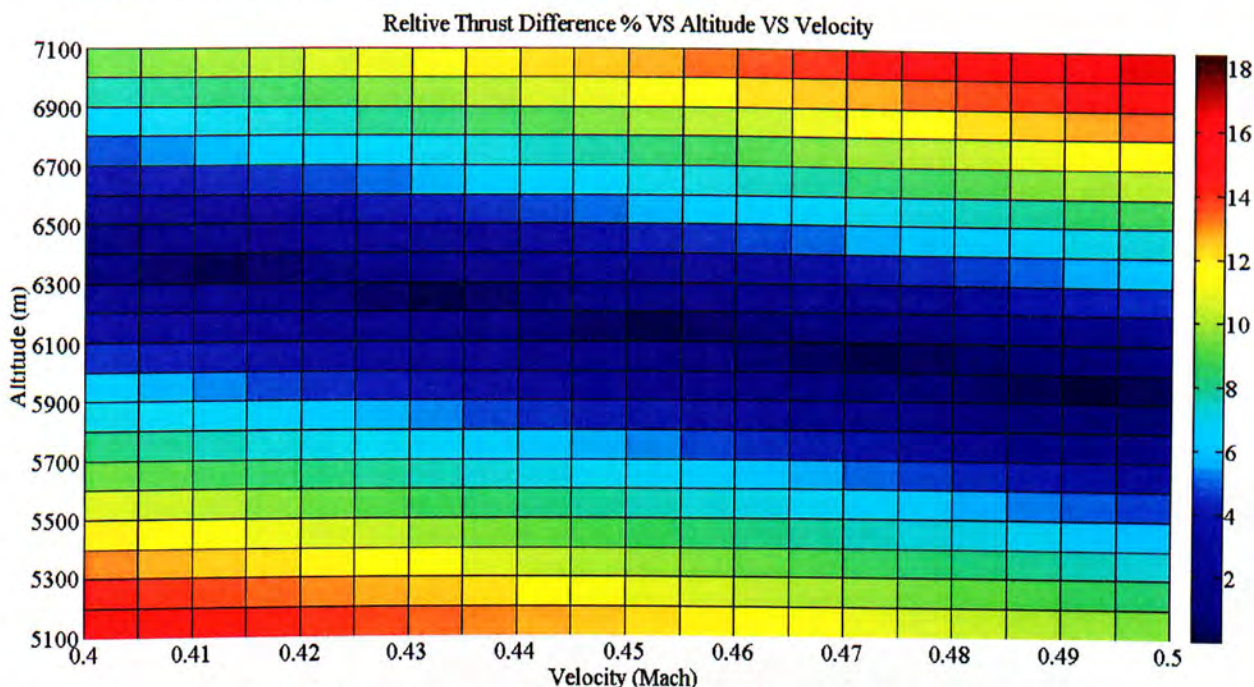
2.9 Απεικόνιση της σχετικής μεταβολής της ώσης για διαφορετικά υψόμετρα πτήσης. Παρατηρούμε ότι στις οριακές τιμές που έχουμε θέσει η σχετική διαφορά στην απόκριση των δύο συστημάτων αγγίζει σχεδόν το 15%. Με κόκκινη διακεκομμένη γραμμή απεικονίζεται το όριο του 2% για το οποίο το σύστημα θεωρείται εύρωστο. Σε απόλυτους αριθμούς το μοντέλο μας μπορεί να χρησιμοποιηθεί για υψόμετρα πτήσης από 5949 έως 6249 μέτρα.

- Έλεγχος ευρωστίας μοντέλου για διαφορετική ταχύτητα πτήσης

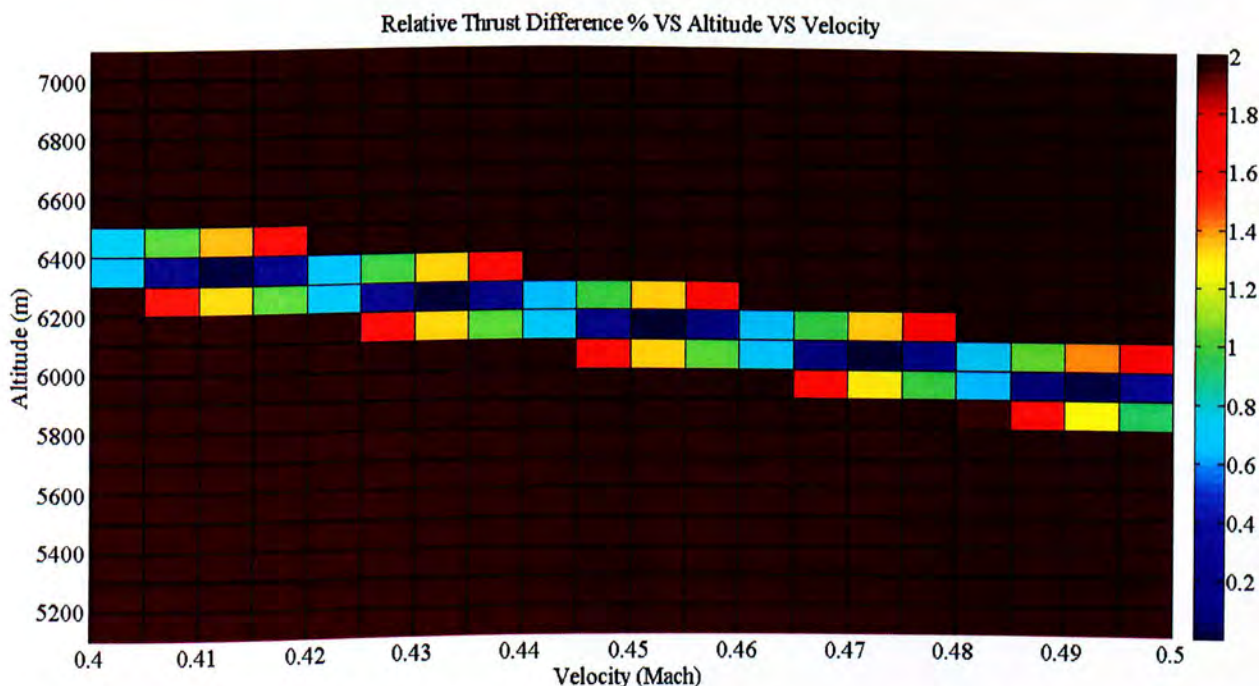


2.10 Απεικόνιση της σχετικής μεταβολής της ώσης για διαφορετικές ταχύτητες πτήσης. Παρατηρούμε ότι στις οριακές τιμές που έχουμε θέσει η σχετική διαφορά στην απόκριση των δύο συστημάτων αγγίζει σχεδόν το 3.5%. Με κόκκινη διακεκομμένη γραμμή απεικονίζεται το όριο του 2% για το οποίο το σύστημα θεωρείται εύρωστο. Σε απόλυτους αριθμούς το μοντέλο μας μπορεί να χρησιμοποιηθεί για ταχύτητες πτήσης από 0.42 έως 0.48 Mach.

- Έλεγχος ευρωστίας μοντέλου για συνδυασμό παραμέτρων πτήσης



2.11 Απεικόνιση της σχετικής μεταβολής της ώσης για συνδυασμό συνθηκών πτήσης. Παρατηρούμε ότι για αρκετούς συνδυασμούς η σχετική διαφορά των αποκρίσεων παίρνει τιμές κάτω του 2%.



2.12 Απεικόνιση της σχετικής μεταβολής της ώσης για συνδυασμό συνθηκών πτήσης. Έχει υιοθετηθεί το κόκκινο χρώμα για όλες τις τιμές ώσης με σχετική απόκλιση μεγαλύτερη του 2% ώστε να είναι πιο ευδιάκριτα τα οριακά ζεύγη υψόμετρου – ταχύτητας για τα οποία θεωρούμε το μοντέλο μας εύρωστο. Παρατηρούμε ότι οι τιμές ενώνονται μεταξύ τους και σχηματίζουν μια πεπλατυσμένη εσθεία.

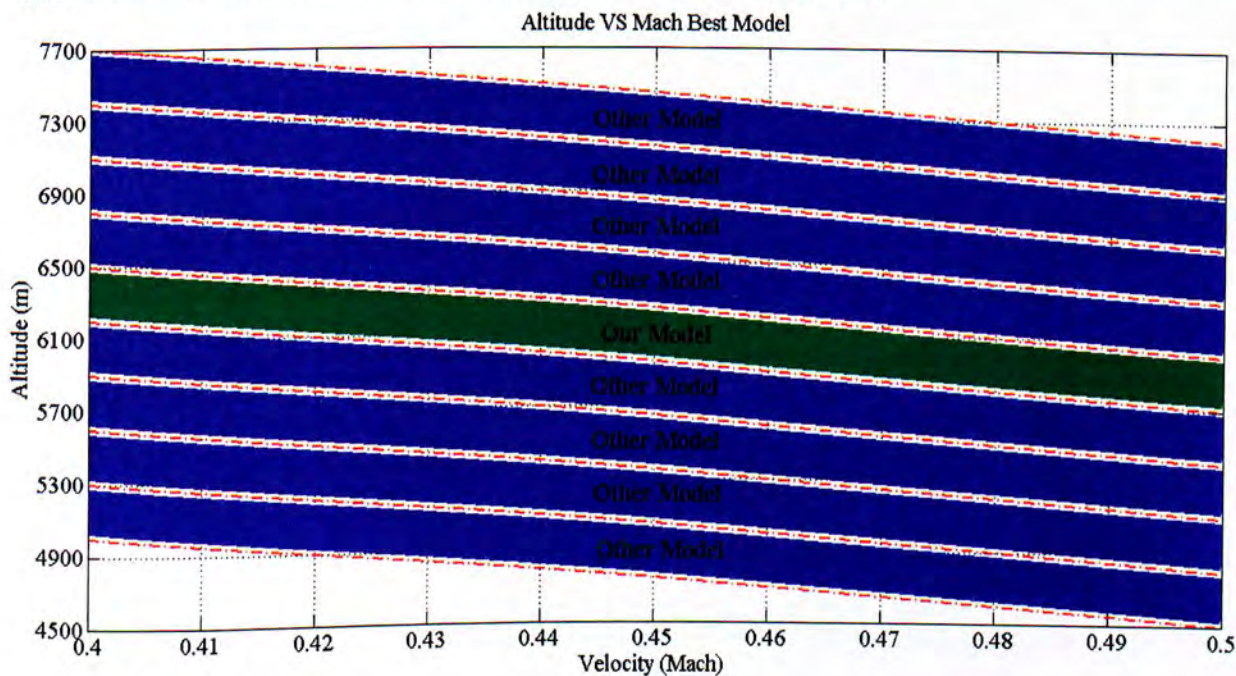
Από τα αποτελέσματα των ελέγχων καταλήξαμε ότι μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε το μοντέλο μας για ένα πλήθος συνδυασμών συνθηκών πτήσης οι οποίες δείχνουν να έχουν μία συνοχή μεταξύ τους (σχήμα 2.12). Η τελευταία παρατήρησή μας επιτρέπει να υποθέσουμε ότι μοντέλα αναπτυγμένα για γειτονικές συνθήκες λειτουργίας (πέραν των συνθηκών που εξυπηρετούν το όριο ευρωστίας 2% που έχουμε θέσει) θα καλύπτουν αντίστοιχα ένα εύρος συνθηκών που το δικό μας μοντέλο θεωρείται ανεπαρκές.

2.3 Σύνοψη

Κατόπιν της αναγνώρισης και κατασκευής ενός μαθηματικού μοντέλου με τη μεθοδολογία που αναπτύχθηκε στο πρώτο κεφάλαιο, το επόμενο βήμα είναι η δοκιμασία απόκρισης του σε ένα ευρύτερο φάσμα εισόδων προκειμένου να δούμε αν συμπεριφέρεται και πάλι όπως το φυσικό σύστημα ή αν πρέπει να διορθωθεί κάποια από τις παραμέτρους του. Τα αποτελέσματα από τις δοκιμές ήταν θετικά, χωρίς μεγάλες αποκλίσεις από τα υπολογισθέντα, και έτσι επικυρώθηκαν οι επιλεγμένες παράμετροι του μοντέλου.

Έχοντας ξεπεράσει τις όποιες αμφιβολίες περί σωστής αναγνώρισης του μοντέλου του συστήματος, απομένει να το δοκιμάσουμε σε συνθήκες πτήσης κοντά στις προκαθορισθέντες, προκειμένου να δούμε εάν και κατά πόσο μπορούμε να το χρησιμοποιήσουμε αυτούσιο χωρίς να χρειαστεί να κάνουμε από την αρχή αναγνώριση για άλλες συνθήκες λειτουργίας και πτήσης και ακολούθως δοκιμές επικύρωσης. Θέσαμε για το μοντέλο μας ένα όριο ανοχής στην απόκριση της τάξης του 2% εντός του οποίου μπορούμε να το χρησιμοποιήσουμε. Από τις δοκιμές ευρωστίας συμπεραίνουμε ότι το μοντέλο μας μπορεί να χρησιμοποιηθεί και για τιμές ή ζεύγη τιμών πέραν των προκαθορισθέντων.

Εάν οι συνθήκες επιβάλουν την χρήση του μοντέλου για μεταβολές των συνθηκών πτήσης που προκαλούν μεταβολή στην ώση άνω του 2%, προτείνεται ο εκ νέου υπολογισμός του μοντέλου για τις συγκεκριμένες συνθήκες μέσω του κώδικα που έχουμε αναπτύξει για τις ανάγκες του πρώτου κεφαλαίου. Η ταχύτητα και η ευκολία υπολογισμού του νέου μοντέλου με χρήση αυτού του εργαλείου υποσκελίζουν την ανάγκη για εξαιρετικά εύρωστα και συνεπώς πολύπλοκα μοντέλα με δυνατότητα χρήσης σε μεγαλύτερα εύρη συνθηκών, αφού μπορούμε σχεδόν για κάθε σημείο στο φάκελο πτήσης (flight envelope) να έχουμε και από ένα απλό (όχι πολύπλοκο) μοντέλο που θα συμπεριφέρεται ικανοποιητικά για τις συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης. Μια ομάδα τέτοιων μοντέλων θα μπορούσε να είναι όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα όπου κάθε μοντέλο δύναται να χρησιμοποιηθεί για τις εκάστοτε συνθήκες πτήσης.



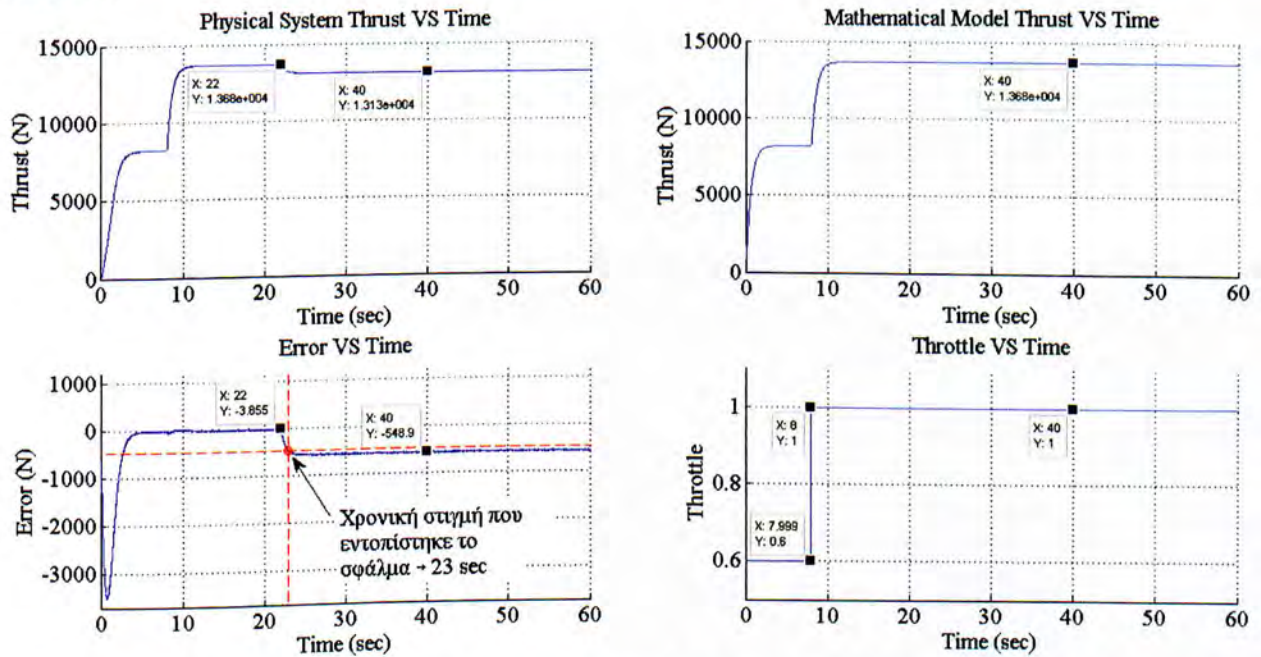
2.13 Απεικόνιση μιας μικρής περιοχής του φακέλου πτήσης όπου για κάθε συνδυασμό παραμέτρων πτήσης χρησιμοποιείται και ένα μοντέλο που ικανοποιεί το όριο ανοχής 2% που θέσαμε προηγουμένως.

Κεφάλαιο 3: Εντοπισμός και διάγνωση-απομόνωση βλαβών (Fault Detection and Isolation)

3.1 Ασφάλεια κατά την πτήση

Κατά την διάρκεια μιας πτήσης είναι σύνηθες να παρουσιαστεί κάποια βλάβη σε (δευτερεύουσα) συστήματα του αεροσκάφους και να επηρεαστεί έτσι η ομαλή λειτουργία του. Παρά τις όποιες δικλίδες ασφαλείας θέτει ο κατασκευαστής για να διασφαλίσει την εύρυθμη λειτουργία όλων των συστημάτων, είναι κρίσιμο να γίνει έγκαιρος εντοπισμός τέτοιου τύπου βλάβης. Για τον λόγο αυτό μεγάλα χρηματικά ποσά δαπανώνται κάθε χρόνο σε μελέτες και έρευνες πάνω στον τομέα του εντοπισμού σφαλμάτων. Η δυσκολία του εγχειρήματος έγκειται στην ύπαρξη πλήθους εξωτερικών αστάθμητων παραγόντων οι οποίοι μπορούν να επηρεάσουν με απρόβλεπτο τρόπο την ομαλή λειτουργία του αεροσκάφους.

Κύριο μέλημα μας στην προσπάθεια αυτή είναι να βρούμε μεθόδους εντοπισμού και κατηγοριοποίησης βλαβών οι οποίες αφενός θα είναι αξιόπιστες, αφετέρου όμως θα πρέπει να είναι και οικονομικά συμφέρουσες έτσι ώστε να μην έχουν μεγάλο κόστος εγκατάστασης και κυρίως συντήρησης. Η διάγνωση γίνεται με αλγοριθμικό τρόπο συγκρίνοντας τις αποκρίσεις των μοντέλων αυτών με εκείνες των φυσικών συστημάτων και κατόπιν με ανάλυση των υπολοίπων που προκύπτουν δημιουργείται το συμπέρασμα σχετικά με τη λειτουργική κατάσταση του κινητήρα και των αισθητήρων [8][9] (σχήμα 3.1).



3.1 Αναπαράσταση βλάβης εν ώρα πτήσης. Είναι ευδιάκριτες οι διαφορές των αποκρίσεων (λόγω βλάβης στο φυσικό σύστημα) μέσω εξέτασης των υπολοίπων.

Παρότι βλέπουμε ότι το γκάζι είναι σταθερό (κάτω δεξιά γράφημα Throttle VS Time) όπως και η απόκριση του μοντέλου (πάνω δεξιά γράφημα Mathematical Model Thrust VS Time) στο φυσικό σύστημα (πάνω αριστερά γράφημα Physical System Thrust VS Time) παρουσιάζεται ξαφνικά στο 22ο δευτερόλεπτο πτήσης απρόκλητη μεταβολή στην ώση του κινητήρα. Από τη διαφορά των αποκρίσεων (κάτω αριστερά γράφημα Error VS Time) καλούμαστε να εντοπίσουμε σε ένα εύλογο χρονικό διάστημα την βλάβη.

3.1.2 Βλάβες Αισθητήριων (Sensor faults)

Οι πιο συχνά εντοπιζόμενες βλάβες παρουσιάζονται σε αισθητήρια του αεροσκάφους. Τα αισθητήρια είναι υπεύθυνα για την μέτρηση και καταγραφή πληθώρας παραμέτρων, σημαντικών για την λειτουργία του αεροσκάφους. Για παράδειγμα ανά πάσα στιγμή θα πρέπει να είναι διαθέσιμες οι πληροφορίες που αφορούν το υψόμετρο πτήσης του αεροσκάφους, την ταχύτητά του, την θέση του, την πίεση της καμπίνας του όπως επίσης και μετρήσεις που αφορούν τα ενεργά μέρη του όπως την πίεση του λαδιού του κινητήρα ή την παραγόμενη ώση του. Όταν η μετρούμενη τιμή από το αισθητήριο έχει "σημαντική" απόκλιση από την πραγματική τιμή τότε θεωρούμε ότι στο αισθητήριο υπάρχει βλάβη. Η εσφαλμένη αυτή μέτρηση μπορεί να επηρεάσει με δύο τρόπους την πτήση του αεροσκάφους. Η μία περίπτωση είναι να αναγνωστεί από τον χειριστή και αναλόγως της εμπειρίας του να προχωρήσει σε λήψη απόφασης είτε ορθής είτε λανθασμένης και η δεύτερη είναι αν η μέτρηση συμμετέχει σε μια αυτοματοποιημένη διεργασία να οδηγήσει πιθανόν σε λάθος χειρισμό μέσω άλλου συστήματος που αποφασίζει στη βάση αυτής της λανθασμένης μέτρησης (π.χ. αυτόματος

πιλότος). Στην παρούσα εργασία θα ασχοληθούμε με τις βλάβες αισθητηρίων που επηρεάζουν άμεσα την παραγωγή ώσης του κινητήρα.

Θα μελετήσουμε βλάβες που οδηγούν σε:

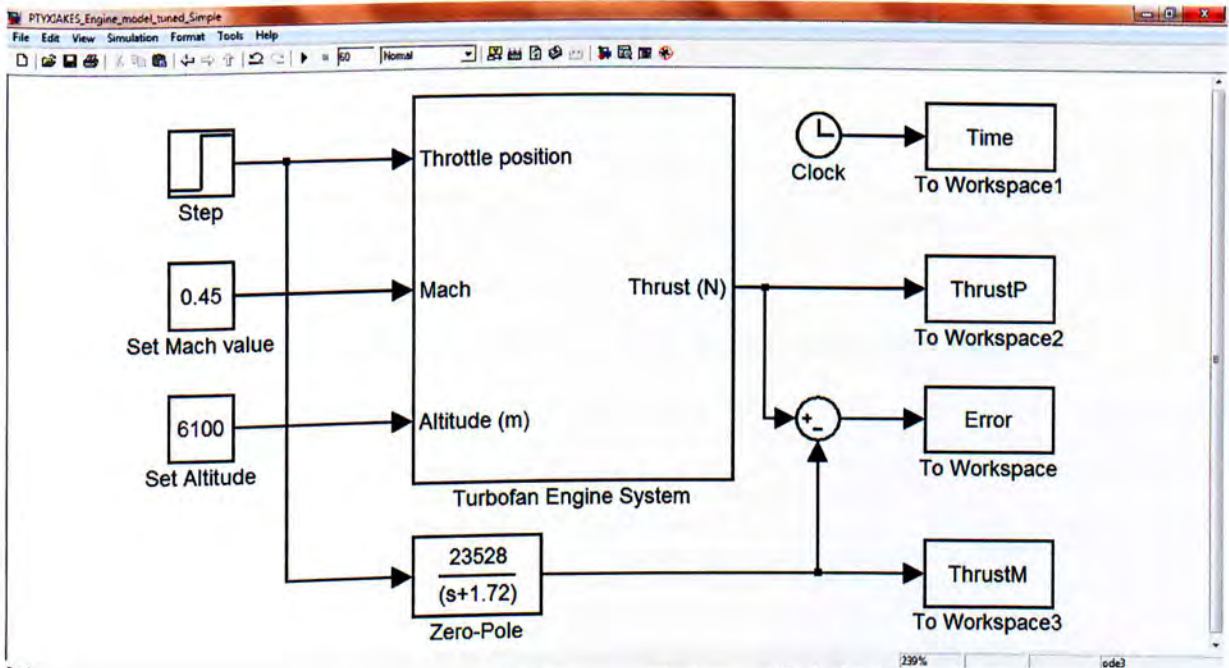
- Μετρήσεις με μόνιμη σταθερή απόκλιση ενδεικνυόμενης τιμής (Bias Fault)
- Μετρήσεις με αυξημένη τυπική απόκλιση ενδεικνυόμενης τιμής λόγω θορύβου από το αισθητήριο (Increased Noise Fault)
- Μηδενικές μετρήσεις-Μη αξιοποιήσιμες λόγω χαλασμένου αισθητηρίου (Frozen/Offline Sensor)

3.1.3 Βλάβες Τελικών Στοιχείων Ελέγχου (Actuator faults)

Βλάβες επίσης μπορούν να παρουσιαστούν στα Τελικά Στοιχεία Ελέγχου (actuators). Παρόλο που βλάβες τέτοιου τύπου είναι λιγότερο πιθανό να εμφανιστούν λόγω τακτικής συντήρησης, μπορούν να αποβούν πολύ επικίνδυνες αν παρουσιαστούν κατά τη διάρκεια μιας πτήσης διότι σε αντίθεση με τις περισσότερες βλάβες αισθητηρίων είναι δυσκολότερο να αντιμετωπιστούν κατά την πτήση. Μία τέτοιου είδους βλάβη μπορεί να παρουσιαστεί στο σύστημα ψεκασμού κηροζίνης στον θάλαμο καύσης του κινητήρα λόγω προβλημάτων στο σύστημα ελέγχου που ενδεχομένως οδηγήσει σε αλλαγή των ορίων κορεσμού κατά την παραγωγή ώσης (Saturation Fault).

3.2 Ανίχνευση εμφάνισης σφάλματος (Fault Detection)

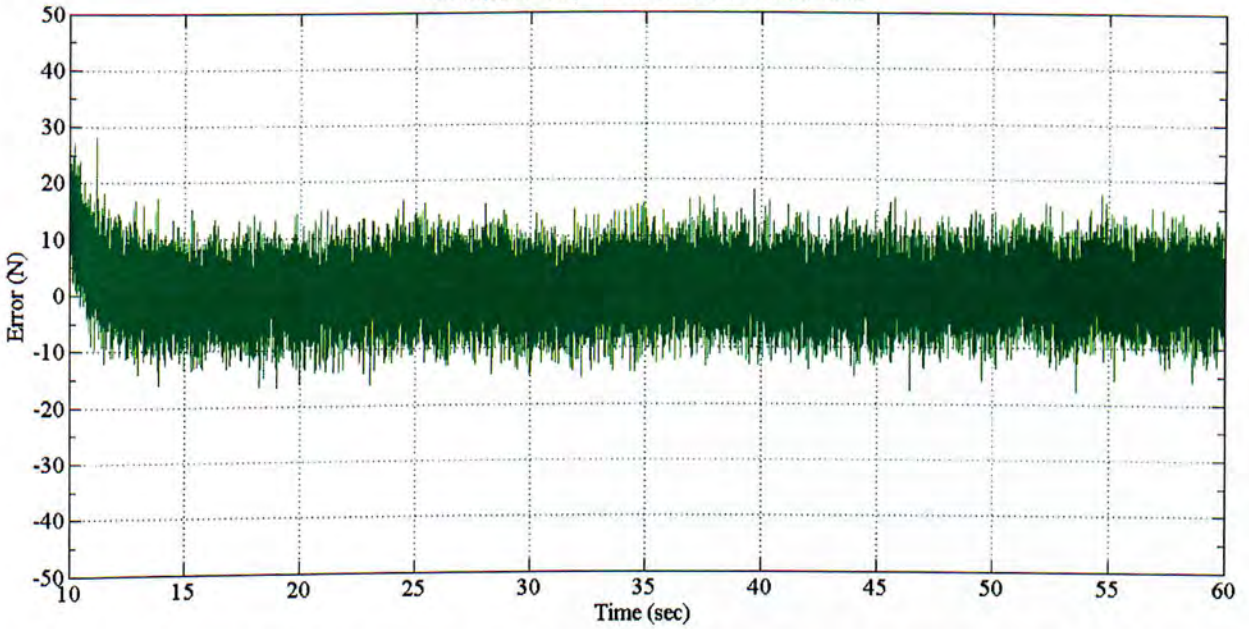
Όπως αναφέραμε και πιο πάνω η σύγκριση της εξόδου του φυσικού συστήματος με την έξοδο του αντίστοιχου μαθηματικού μοντέλου μπορεί να μας δώσει σαφή εικόνα για την λειτουργική κατάσταση του συστήματος. Στην περίπτωση μας, για να ελέγξουμε την λειτουργία του turbofan κινητήρα, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε το μαθηματικό μοντέλο που υπολογίσαμε στο πρώτο κεφάλαιο. Με την χρήση ενός συγκριτή και διεγείροντας και τα δυο με την ίδια είσοδο μπορούμε να μελετήσουμε τα υπόλοιπα που προκύπτουν (residuals).



3.2 Παράθυρο στο Simulink όπου φαίνονται σε παράταξη το φυσικό σύστημα (Turbofan Engine System) και το μοντέλο που αναπτύξαμε.

Από την στιγμή που το μοντέλο που χρησιμοποιούμε είναι αξιόπιστο, στην έξοδο του συγκριτή είναι λογικό να βλέπουμε τιμές πολύ κοντά στο μηδέν, όπως άλλωστε αποδείξαμε και στο δεύτερο κεφάλαιο.

Error (Residuals) VS Time without malfunctions



3.3 Απεικόνιση υπολοίπων σε απροβληματίστη λειτουργία. Επιλέγουμε να απεικονίσουμε από το 10^ο δευτερόλεπτο και μετά καθότι τα προηγούμενα δευτερόλεπτα περιλαμβάνουν την μεταβατική κατάσταση του μοντέλου μετά την εφαρμογή της βηματικής. Η μελέτη των υπολοίπων για βλάβες θα πραγματοποιηθεί για μη μεταβατικές χρονικές περιόδους.

Εάν σε κάποιο σημείο παρατηρούσαμε κάποια σημαντική μεταβολή θα ήταν ένδειξη ότι στο χρονικό σημείο αυτό μπορεί να είχαμε κάποια βλάβη. Για να γίνει ο έλεγχος αυτός κάνουμε χρήση συρόμενου παραθύρου (sliding window) το οποίο σαρώνει το εύρος εκατό τιμών του σφάλματος. Αυτές τις εκατό τιμές μπορούμε να αξιολογήσουμε μέσω κατάλληλου κανόνα ώστε να παρατηρήσουμε αν στο εύρος του παραθύρου έχει σημειωθεί αξιοσημείωτη αύξηση των υπολοίπων. Έτσι ο κανόνας που επιλέχθηκε (ανάμεσα στους πολλούς διαθέσιμους) είναι αυτός του αθροιστικού τετραγωνισμού των υπολοίπων (residual sum of squares). Με απλά λόγια τετραγωνίζουμε και προσθέτουμε τις τιμές των υπολοίπων που είναι εντός του παραθύρου. Η διαδικασία αυτή συνεχίζεται μέχρι να σαρωθούν όλες οι τιμές και για κάθε νέο παράθυρο που δημιουργείται αποθηκεύεται το άθροισμα του σε ένα πίνακα. Εάν δούμε σε κάποιο σημείο οι τιμές που έχουν τα παράθυρα να είναι πολύ μεγαλύτερες από τις τιμές που είχαν μέχρι πρότινος τότε πιθανόν υπάρχει κάποια βλάβη στο σύστημά μας και βάσει του αριθμού του παραθύρου που παρουσιάστηκε η μεταβολή μπορούμε να πούμε με ικανοποιητική χρονική ακρίβεια το πότε ακριβώς παρουσιάστηκε η βλάβη.

3.3 Μετρήσεις με μόνιμη σταθερή απόκλιση λόγω βλάβης στο αισθητήριο (Bias Fault)

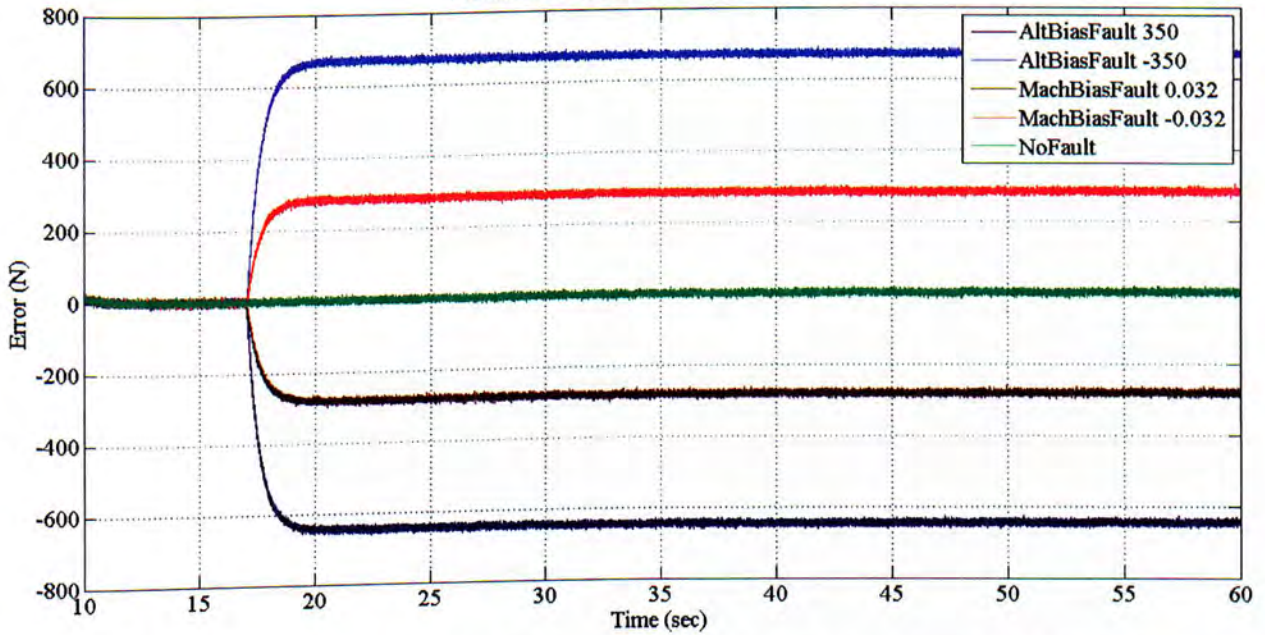
Όπως αναφέραμε και πιο πάνω μια από τις βλάβες που μπορούμε να συναντήσουμε στα αισθητήρια ενός αεροσκάφους είναι η ύπαρξη μιας σταθερής απόκλισης των μετρούμενων τιμών από την πραγματική. Στην ενότητα αυτή θα μελετήσουμε πως μπορούμε να εντοπίσουμε πότε τα αισθητήρια που μετράνε την ταχύτητα του αεροσκάφους και τα αισθητήρια που μετράνε το υψόμετρο πτήσης παρουσιάζουν αυτού του είδους την βλάβη.

Αρχικά κάνοντας χρήση της διάταξης του σχήματος 3.2 τροποποιήσαμε το μπλοκ του κινητήρα (Παράρτημα Γ) έτσι ώστε παρόλο που εμείς θα δίνουμε στον κινητήρα τις τιμές για τις προκαθορισμένες συνθήκες λειτουργίας, ο κινητήρας θα «διαβάζει» τις τιμές αυτές με μία σταθερή απόκλιση. Επιλέξαμε να κάνουμε μελέτη για σταθερές αποκλίσεις κλίμακας από 3,5% έως 9% τις αρχικές τιμές και για το υψόμετρο και για την ταχύτητα. Θεωρούμε ότι μια απόκλιση μικρότερη του 3,5% είναι πολύ μικρή και για να φάνει αλλά και για να επηρεάσει σημαντικά την λειτουργία του αεροσκάφους καθώς επίσης ότι μια απόκλιση μεγαλύτερη του 9-10% θα είναι οφθαλμοφανής καθώς πρόκειται για πολύ μεγάλη διαφορά από την πραγματική.

Bias	Πραγματική τιμή	Κατώτατο ανιχνεύσιμο όριο	Ποσοστό επί της αρχικής τιμής	Ανώτατο ανιχνεύσιμο όριο	Ποσοστό επί της αρχικής τιμής
Altitude	6100 m	± 216 m	3,5%	± 550 m	9,02%
Mach	0.45 Mach	± 0.016Mach	3,56%	± 0.04 Mach	8,89%

Πραγματοποιώντας κάποιες εξομοιώσεις με τυχαίες βλάβες εντός των παραπάνω ορίων και υπολογίζοντας τα υπόλοιπα παίρνουμε τα αποτελέσματα που φαίνονται στο ακόλουθο διάγραμμα (σχήμα 3.4).

Residuals VS Time with various malfunctions

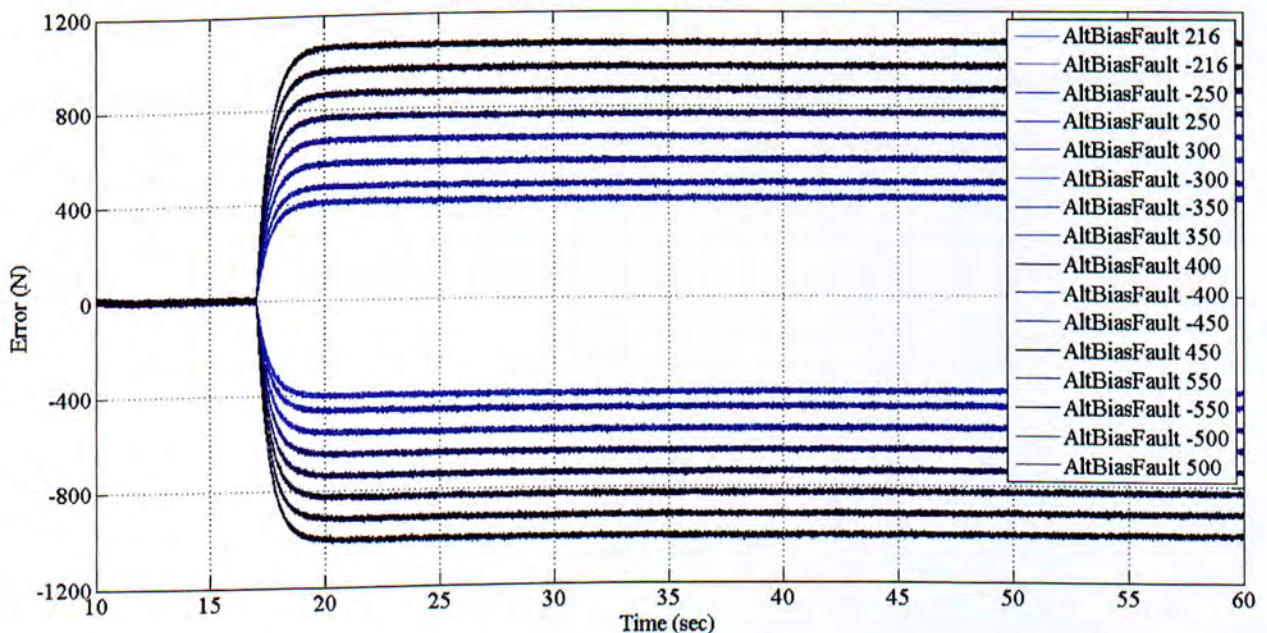


3.4 Απεικόνιση υπολοίπων για διάφορες βλάβες που προκαλούν μόνιμη σταθερή απόκλιση στις μετρούμενες τιμές και ως επακόλουθο επηρεάζουν την ομαλή παραγωγή ώσης.

Μπορούμε να δούμε ότι το σφάλμα αλλάζει και από σχεδόν μηδενικό που ήταν στην αρχή, για διαφορετικές βλάβες παίρνει διαφορετικές τιμές. Επίσης παρατηρούμε ότι όταν το αισθητήριο διαβάζει θετικότερες τιμές από τις πραγματικές τα υπόλοιπα είναι αρνητικά, καθώς επίσης και όταν αισθητήριο διαβάζει αρνητικότερες των πραγματικών τιμές τα υπόλοιπα παίρνουν θετικές τιμές. Αυτό εξηγείται αν σκεφτούμε ότι όταν έχουμε εσφαλμένως μετρούμενες θετικές τιμές το αεροσκάφος θεωρητικά πετάει σε υψηλότερο υψόμετρο οπότε και παράγει λιγότερη ώση αφού ο αέρας είναι πιο αραιός αλλά για τον ίδιο λόγο έχει μικρότερες αεροδυναμικές αντιστάσεις οπότε και δεν είναι απαραίτητη η παραγωγή μεγάλης ώσης μειώνοντας έτσι την κατανάλωση.

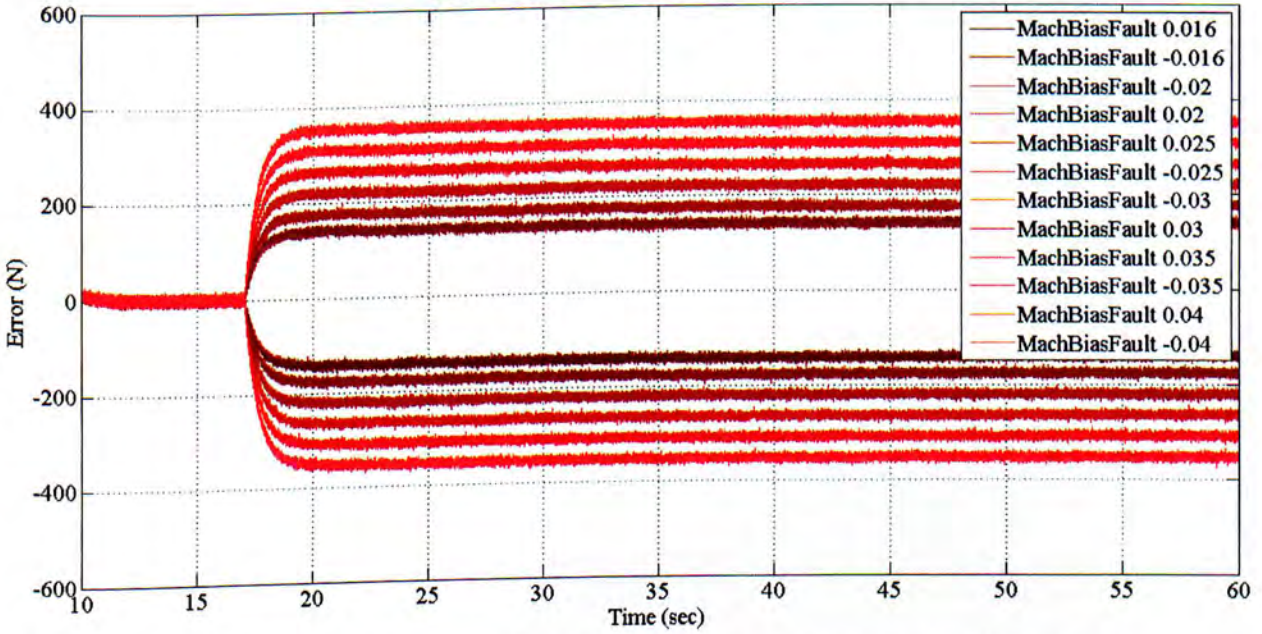
Δεδομένης της παρατήρησής μας ότι για διαφορετικές βλάβες έχουμε διαφορετικές τιμές στο σφάλμα, προχωρήσαμε σε εξομοίωση πλήθους βλαβών της ίδια κατηγορίας για να δούμε που κυμαίνονται οι τιμές του σφάλματος για κάθε κατηγορία βλάβης (σχήματα 3.5 και 3.6). Παρατηρούμε ότι υπάρχει λογική συνάφεια και συνέπεια στις τιμές που παίρνουμε για κάθε βλάβη καθώς και ότι οι τιμές αυτές είναι διαφορετικές για κάθε κατηγορία, έχουμε δηλαδή διαφορετικές τιμές σφάλματος για μόνιμες αποκλίσεις στον αισθητήρα υψομέτρου και διαφορετικές για μόνιμες αποκλίσεις στον αισθητήρα ταχύτητας.

Residuals VS Time for Altitude Sensor Bias Fault



3.5 Απεικόνιση υπολοίπων με μόνιμη σταθερή απόκλιση στις μετρούμενες τιμές για βλάβες στο αισθητήριο του υψομέτρου

Residuals VS Time for Velocity Sensor Bias Fault



3.6 Απεικόνιση υπολοίπων με μόνιμη σταθερή απόκλιση στις μετρούμενες τιμές για βλάβες στο αισθητήριο της ταχύτητας

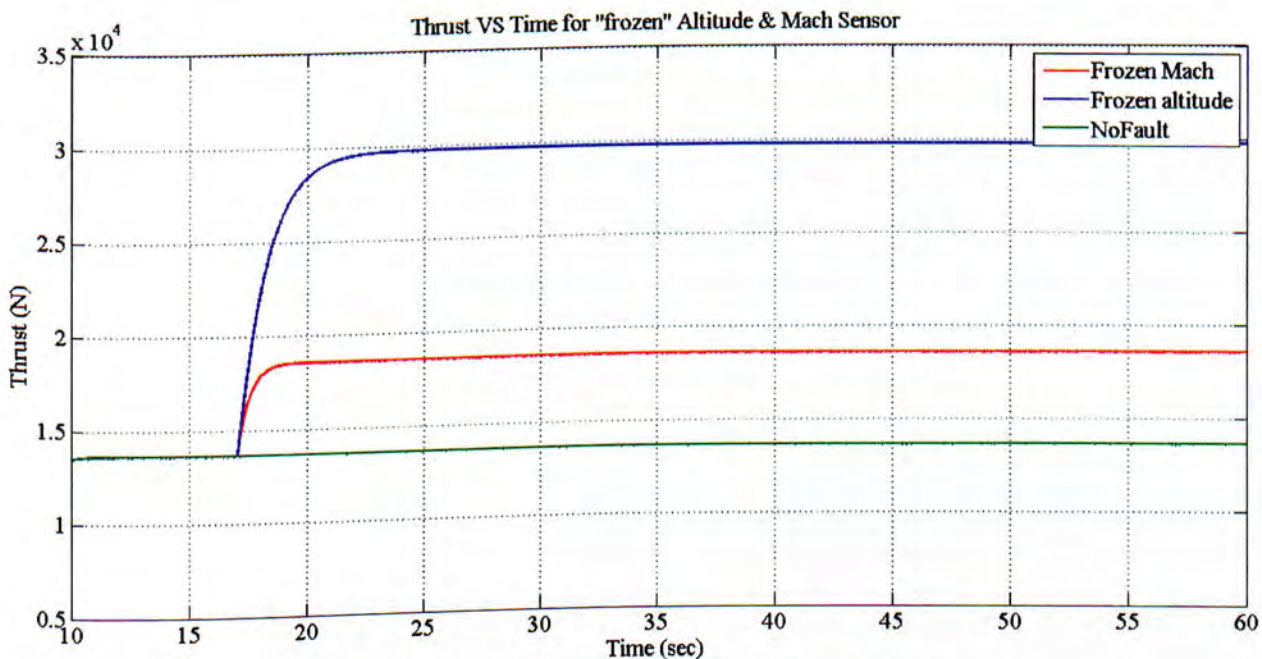
Μελετώντας πιο προσεκτικά το διάγραμμα βλέπουμε ότι μπορούμε να οριοθετήσουμε αναλυτικά τις τιμές των υπολοίπων ανάλογα με την κάθε βλάβη. Συγκεκριμένα βλέπουμε ότι ισχύει:

Τύπος βλάβης	Μέγιστη απόκλιση	Μέγιστο σφάλμα	Ελάχιστη απόκλιση	Ελάχιστο σφάλμα
Θετική Απόκλιση Υψομέτρου	550 m	-1040 N	216 m	-375 N
Αρνητική Απόκλιση Υψομέτρου	-550 m	1090 N	-216 m	375 N
Θετική Απόκλιση Ταχύτητας	0.04 Mach	-375 N	0.016 Mach	-115 N
Αρνητική Απόκλιση Ταχύτητας	-0.04 Mach	380 N	-0.016 Mach	115 N

Συνεπώς από την στιγμή που βλέπουμε ότι έχουμε ξεκάθαρα τα όρια που παίρνει το σφάλμα για κάθε διαφορετική βλάβη και από την στιγμή που τα πεδία αυτά δεν έχουν κοινές τιμές μεταξύ τους μπορούμε να πούμε ότι όταν παρουσιαστεί μια βλάβη, βάσει της μέγιστης τιμής που παίρνουν τα υπόλοιπα, μας δίνεται η δυνατότητα να εντοπίσουμε αν πρόκειται για βλάβη στο αισθητήριο του υψομέτρου ή της ταχύτητας.

3.4 Μετρήσεις με θετική απόκλιση λόγω "παγωμένου" αισθητηρίου (Frozen Sensor Fault)

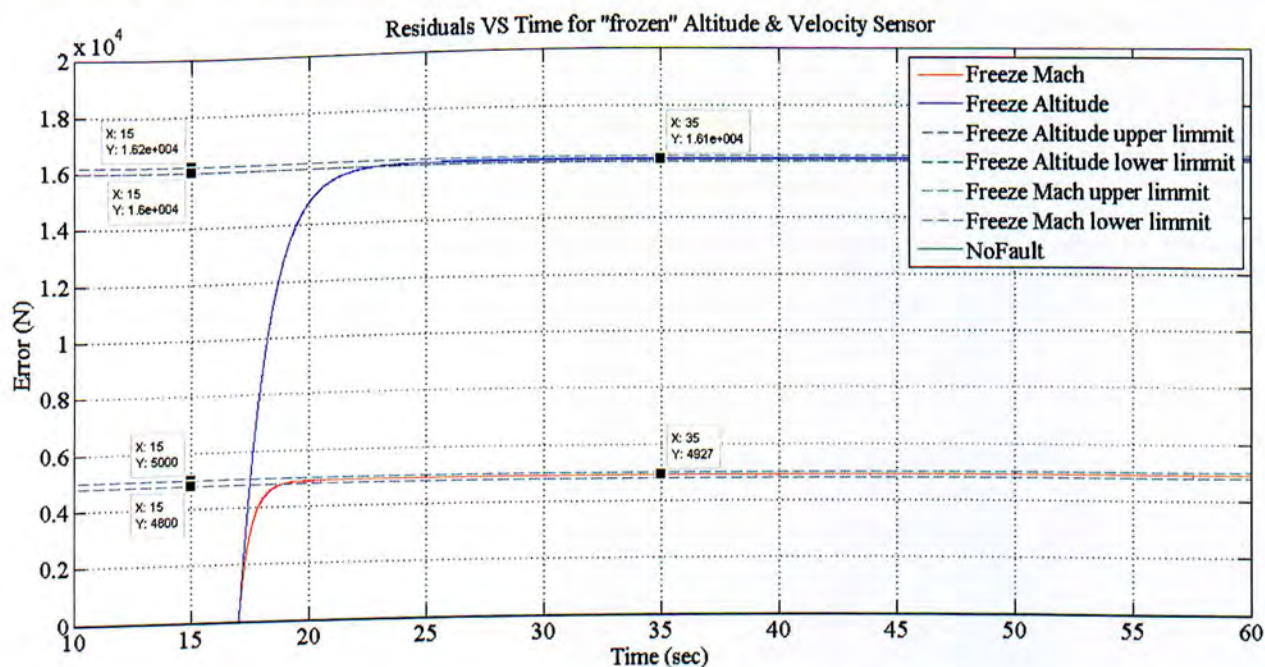
Ένα άλλο είδος βλάβης που μπορεί να παρουσιαστεί σε ένα αεροσκάφος είναι οι ενδείξεις κάποιων αισθητηρίων να "παγώσουν" προσωρινά (freeze). Για να κατανοήσουμε καλύτερα τι επιπτώσεις έχει αυτή η βλάβη στην λειτουργία του κινητήρα μας, αποσυνδέσαμε εναλλάξ τα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας από τον κινητήρα προκειμένου να δούμε την επίδραση τους στην παραγωγή ώσης. Προχωρώντας στην εξομοίωση υπό αυτές τις συνθήκες έχουμε τα αποτελέσματα του παρακάτω διαγράμματος (σχήμα 3.7).



3.7 Απεικόνιση απόκρισης του φυσικού συστήματος για "παγωμένα" αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας.

Είναι προφανές ότι για μηδενική τιμή υψομέτρου ή ταχύτητας στην είσοδο του κινητήρα η ώση που παράγεται είναι εξαιρετικά μεγαλύτερη της ώσης σε κανονική πτήση. Η αντίδραση αυτή του συστήματος είναι αναμενόμενη καθότι είτε σε μηδενικό υψόμετρο είτε σε μηδενική ταχύτητα απαιτείται μεγάλη ώση προκειμένου το αεροσκάφος να υπερνικήσει τις όποιες δυνάμεις που αντιστέκονται στην μεταβολή της κινητικής του κατάστασης. Οι δυνάμεις αυτές είναι συνισταμένες των αεροδυναμικών αντιστάσεων, της οπισθέλκουσας, της βαρύτητας, της αδράνειας και άλλων.

Από το διάγραμμα του σφάλματος βλέπουμε ότι για "παγωμένα" αισθητήρια τα υπόλοιπα παίρνουν πολύ μεγάλες τιμές γεγονός που μας δίνει την δυνατότητα, σε περίπτωση εμφάνισης τέτοιου είδους βλάβης να μπορούμε να την εντοπίσουμε με ευκολία. Χρησιμοποιώντας την μέθοδο που εξηγήσαμε στην προηγούμενη ενότητα, αρχικά μπορούμε να οριοθετήσουμε τα πεδία των τιμών που παίρνει το σφάλμα για κάθε βλάβη και έπειτα ελέγχοντας την μέγιστη τιμή που παίρνουν τα υπόλοιπα, μπορούμε να διαπιστώσουμε αν η βλάβη που έχουμε εντοπίσει προέρχεται από παγωμένο αισθητήριο μέτρησης υψομέτρου ή ταχύτητας.

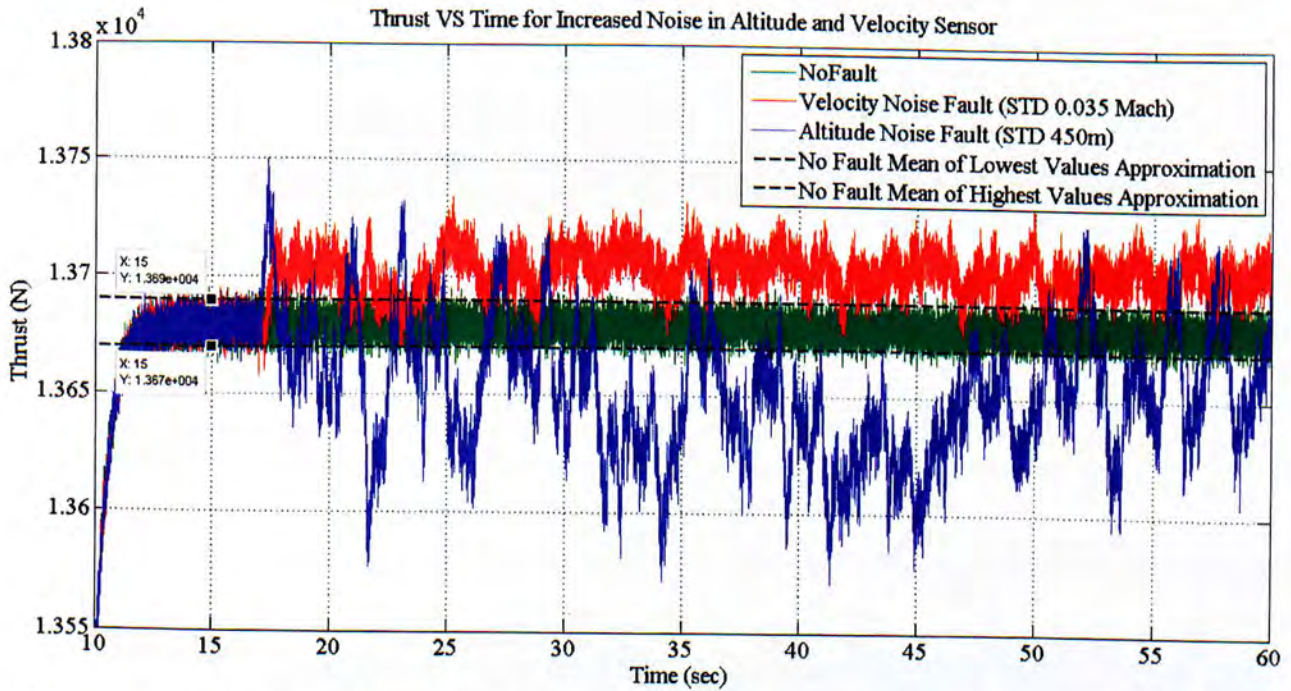


3.8 Απεικόνιση υπολοίπων για παγωμένα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας. Με διακεκομμένες γραμμές οριοθετούνται οι ζώνες εντός των οποίων το σύστημα διάγνωσης θεωρεί ότι υπάρχει βλάβη παγωμένου αισθητηρίου. Οι ζώνες οριοθετήθηκαν λαμβάνοντας υπόψη τις μέγιστες τιμές των υπολοίπων από πλήθος επαναλήψεων του συγκεκριμένου είδους βλάβης.

3.5 Μετρήσεις με αυξημένη διακύμανση λόγω θορύβου στο αισθητήριο (Increased Noise Fault)

Όπως είναι γνωστό, σε όλα τα φυσικά συστήματα παρατηρείται μια μικρή διακύμανση των τιμών της εξόδου τους γνωστή ως θόρυβος. Όταν η διακύμανση αυτή κυμαίνεται σε μικρά επίπεδα δεν είναι ικανή να δημιουργήσει προβλήματα όμως ο αυξημένος θόρυβος είναι ικανός να διαταράξει την λειτουργία του συστήματός μας.

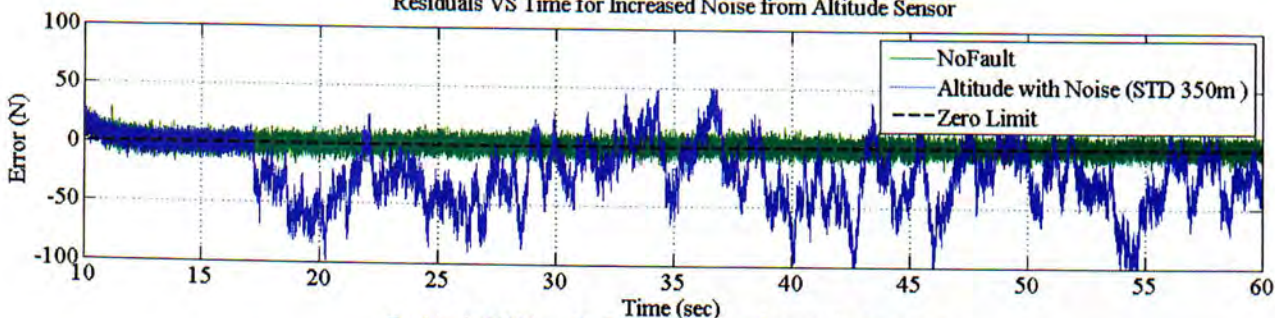
Στο σύστημα κινητήρα που μελετούμε μπορεί να παρουσιαστεί αυξημένος θόρυβος σε κάποιο αισθητήριο για διάφορους λόγους όπως για παράδειγμα ύπαρξη κάποιας ελαττωματικής γείωσης κοντά στο κύκλωμα του αισθητηρίου, κακής κατάστασης δικτύου ή ακόμα και ελαττωματικού αισθητηρίου. Από τα παρακάτω διαγράμματα, μπορούμε πολύ εύκολα να παρατηρήσουμε την επίδραση αυξημένου θορύβου στον κινητήρα μας, έχοντας προσθέσει λευκό θόρυβο στα αισθητήρια ταχύτητας και υψομέτρου,. Είναι φανερό ότι όσο περισσότερο θόρυβο έχουμε τόσο μεγαλύτερη διακύμανση έχουν οι τιμές της εξόδου συνεπώς έχουμε και μεγαλύτερο σφάλμα.



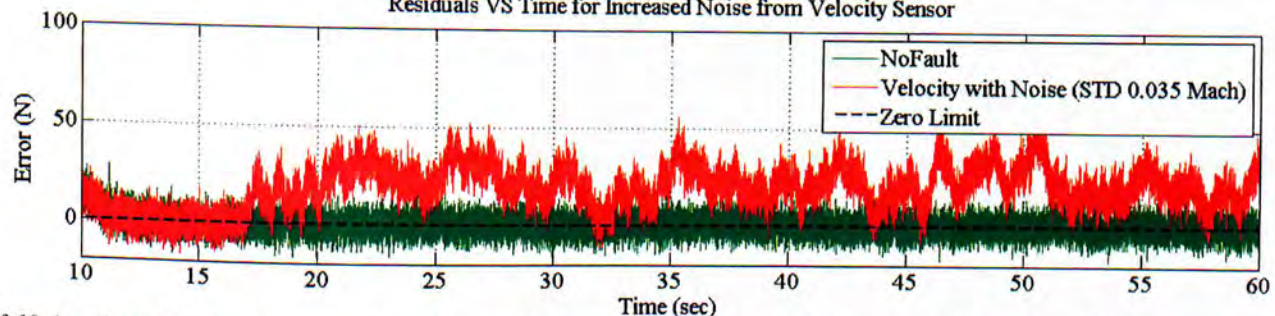
3.9 Απεικόνιση απόκρισης του φυσικού συστήματος για αυξημένο θόρυβο στα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας. Με διακεκομμένες γραμμές οριοθετείται προσεγγιστικά η περιοχή εντός της οποίας κατανέμονται οι τιμές των υπολοίπων όταν δεν υπάρχει κάποια βλάβη που να προσθέτει εξτρά θόρυβο στο σύστημα μας από τον ήδη υπάρχοντα.

Μπορούμε εύκολα να διαχωρίσουμε τις βλάβες που προκαλούν αυξημένο θόρυβο στις εισόδους του φυσικού συστήματος από τις υπόλοιπες, αναλύοντας την διακύμανση των υπολοίπων. Σε αντίθεση με τις βλάβες που μελετήσαμε νωρίτερα, δεν μπορούμε να βασιστούμε στις μέγιστες ή τις ελάχιστες τιμές που παίρνουν τα υπόλοιπα για να διαπιστώσουμε από πιο αισθητήριο προέρχεται ο θόρυβος. Αυτό που παρατηρούμε όμως είναι ότι όταν έχουμε θόρυβο στο αισθητήριο του υψομέτρου μεγαλύτερο πλήθος τιμών από τα υπόλοιπα παίρνουν αρνητικές τιμές σε αντίθεση με την περίπτωση που έχουμε βλάβη στο αισθητήριο της ταχύτητας όπου μεγαλύτερο πλήθος τιμών από τα υπόλοιπα παίρνουν θετικές τιμές. Τα διαγράμματα που ακολουθούν (σχήματα 3.10 και 3.11) συνοψίζουν την παραπάνω παρατήρηση για βλάβες στα αισθητήρια του υψομέτρου και της ταχύτητας που προσθέτουν επιπλέον θόρυβο στην έξοδο τους.

Residuals VS Time for Increased Noise from Altitude Sensor



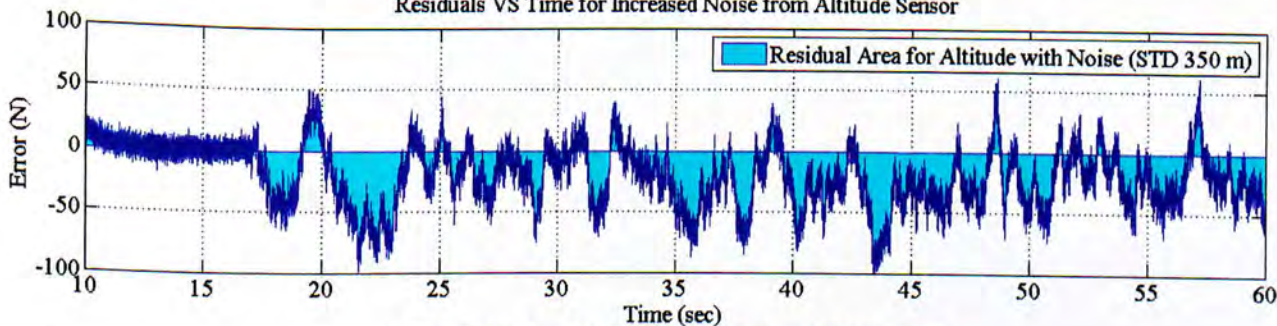
Residuals VS Time for Increased Noise from Velocity Sensor



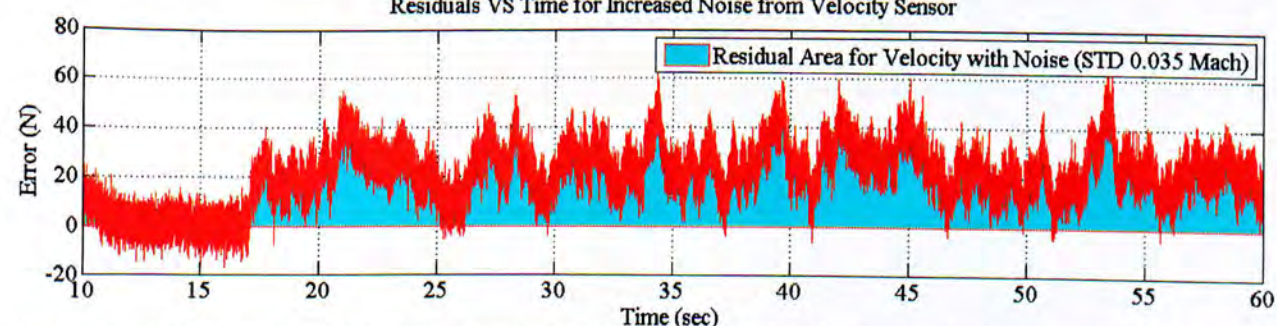
3.10 Απεικόνιση υπολοίπων του φυσικού συστήματος για αυξημένο θόρυβο στα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας. Με διακεκομμένες γραμμές τονίζεται ο μέσος όρος των υπολοίπων στο μηδέν όταν η λειτουργία των αισθητηρίων είναι απροβληματίστη, ώστε να δοθεί έμφαση στην απόκλιση η οποία προκαλείται από τον αυξημένο θόρυβο που παράγουν τα αισθητήρια λόγω βλάβης.

Παρόλο που δεν μπορούμε να βγάλουμε ασφαλή συμπεράσματα απλά από τις τιμές που παίρνει το σφάλμα, από την στιγμή που η πλειοψηφία των τιμών του σφάλματος για του δύο τύπους βλάβης παίρνουν αντίθετα πρόσημα μπορούμε εξετάζοντας το εμβαδόν τους να αντλήσουμε χρήσιμες πληροφορίες για την πηγή της βλάβης (σχήμα 3.11).

Residuals VS Time for Increased Noise from Altitude Sensor



Residuals VS Time for Increased Noise from Velocity Sensor



3.11 Απεικόνιση υπολοίπων και εμβαδού αυτών, του φυσικού συστήματος για αυξημένο θόρυβο στα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας.

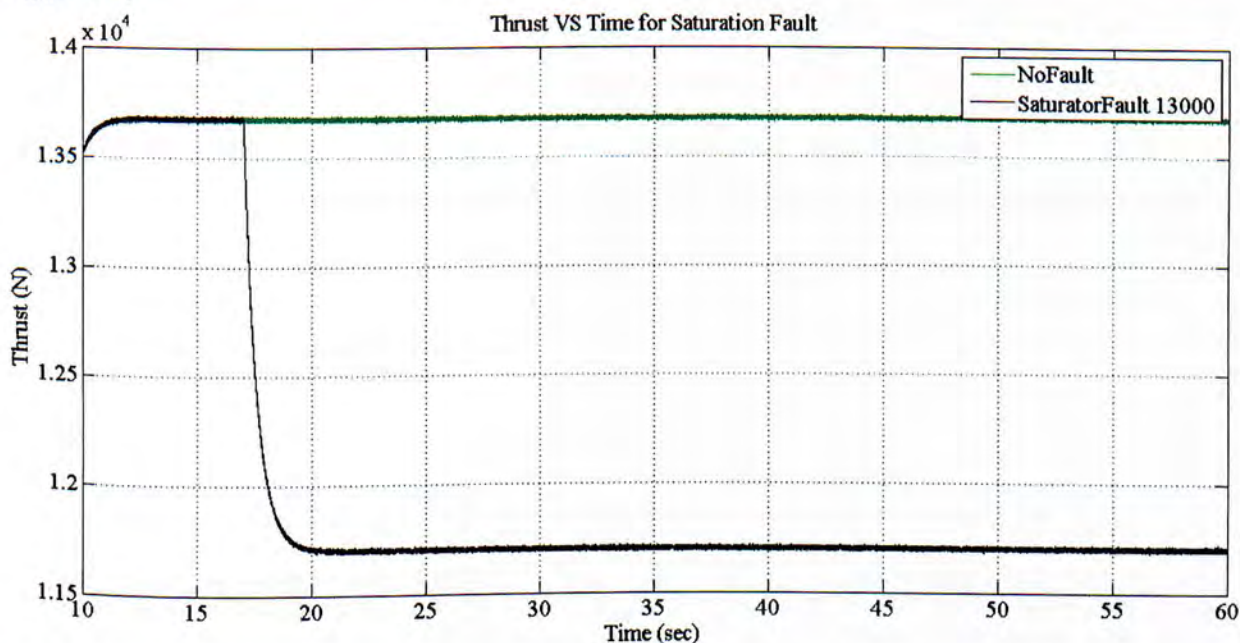
Έχοντας επικεντρωθεί στον υπολογισμό του ολοκληρώματος των υπολοίπων ή πιο απλά στον υπολογισμό της επιφάνειας που περικλείει η καμπύλη των υπολοίπων, πραγματοποιήσαμε πλήθος εξομοιώσεων (άνω των 2000), όπου ο λευκός θόρυβος που είχε προστεθεί στην ένδειξη του αισθητηρίου ήταν κάθε φορά διαφορετικός, ως αποτέλεσμα χρήσης διαφορετικής αρχικής τιμής (seed number) στη γεννήτρια τυχαίων αριθμών λευκού θορύβου του MATLAB.

Οι εξομοιώσεις μας έδειξαν ότι το εμβαδόν της επιφάνειας των υπολοίπων παίρνει αρνητικές τιμές για βλάβες στο αισθητήριο του υψομέτρου ενώ για βλάβες στο αισθητήριο της ταχύτητας οι τιμές είναι θετικές. Τα αποτελέσματα αυτά είναι απόλυτος λογικά αφού όπως είδαμε και πιο πάνω ακόμα και αν έχουμε κάποιες τιμές με διαφορετικό πρόσημο από την πλειοψηφία των τιμών του σφάλματος, το εμβαδό των υπολοίπων για κάθε βλάβη θα είναι ομόσημο με το πλήθος των τιμών. Συνεπώς, όταν εντοπίσουμε αυξημένο θόρυβο στην απόκριση του φυσικού συστήματος υπολογίζοντας το πρόσημο του εμβαδού των υπολοίπων μπορούμε να διαπιστώσουμε αν πρόκειται για θόρυβο από το αισθητήριο της ταχύτητας ή του υψομέτρου.

3.6 Μετρήσεις με αρνητική απόκλιση λόγω μεταβολής των ορίων κορεσμού (Saturation Fault)

Όπως αναφέραμε στην αρχή του κεφαλαίου εκτός από τις βλάβες που μπορεί να παρουσιαστούν στα αισθητήρια, βλάβες μπορεί να έχουμε και στα μηχανικά μέρη ενός αεροσκάφους. Στην ενότητα αυτή επιλέξαμε να μελετήσουμε τι επιπτώσεις μπορεί να έχει στην απόκριση του κινητήρα μας μία βλάβη στο σύστημα ψεκασμού κηροζίνης του θαλάμου καύσεως, η οποία θα έχει ως αποτέλεσμα να μην είναι δυνατό να έχουμε την μέγιστη δυνατή παροχή καυσίμου στον κινητήρα μας. Το σύστημα αυτό λειτουργεί ως ελεγκτής του ανώτατου ορίου παραγωγής ώσης, οπότε από την στιγμή που δεν θα έχουμε την απαραίτητη παροχή καυσίμου θα παρατηρήσουμε και κάποια μείωση της απόδοσης του κινητήρα μας (saturation fault).

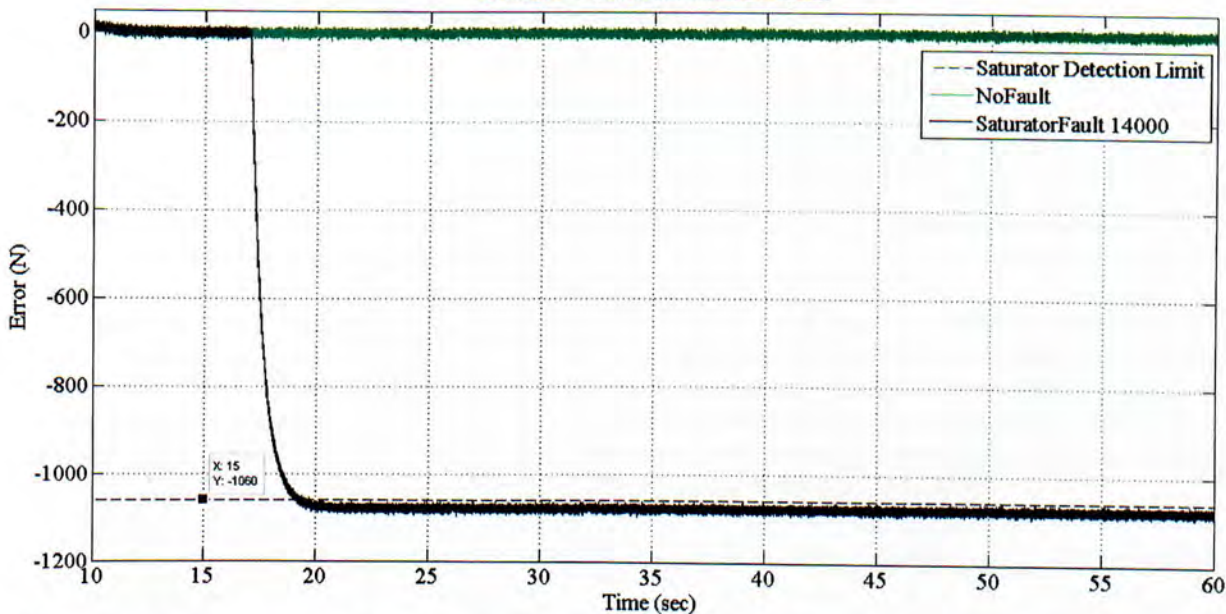
Κάνοντας τις απαραίτητες μετατροπές στο block του κινητήρα μειώνουμε το μέγιστο όριο παραγωγής ώσης και σχεδιάζοντας το διάγραμμα απόκρισης του κινητήρα παίρνουμε το αποτέλεσμα που φαίνεται στο ακόλουθο διάγραμμα (σχήμα 3.12).



3.12 Απεικόνιση της απόκρισης του φυσικού συστήματος για βλάβη στα όρια κορεσμού.

Όπως ήταν αναμενόμενο παρατηρούμε μια πολύ μεγάλη πτώση στην απόκριση του κινητήρα μας εφόσον έχουμε μειώσει το ανώτατο όριο παραγωγής ώσης. Από το διάγραμμα των υπολοίπων βλέπουμε ότι το σφάλμα αυξάνεται σε μεγάλο βαθμό γεγονός όμως που μπορεί να μας βοηθήσει στην διάγνωση της βλάβης αυτής. Ελέγχοντας το κατώτατο όριο των τιμών που μπορεί να πάρει μια βλάβη στα όρια κορεσμού ή πιο απλά στον "κόφτη", δεδομένου ότι αφενός το σφάλμα είναι πολύ μεγαλύτερο από οποιοδήποτε που μπορεί να παρουσιαστεί σε περιπτώσεις βλαβών όπου έχουμε μόνιμη σταθερή απόκλιση των μετρούμενων τιμών και αφετέρου τα υπόλοιπα παίρνουν αρνητικές τιμές οπότε δεν υπάρχει περίπτωση να γίνει σύγκριση με βλάβες από "παγωμένα" αισθητήρια, μπορούμε να ανιχνεύσουμε αν υπάρχει βλάβη στα όρια κορεσμού.

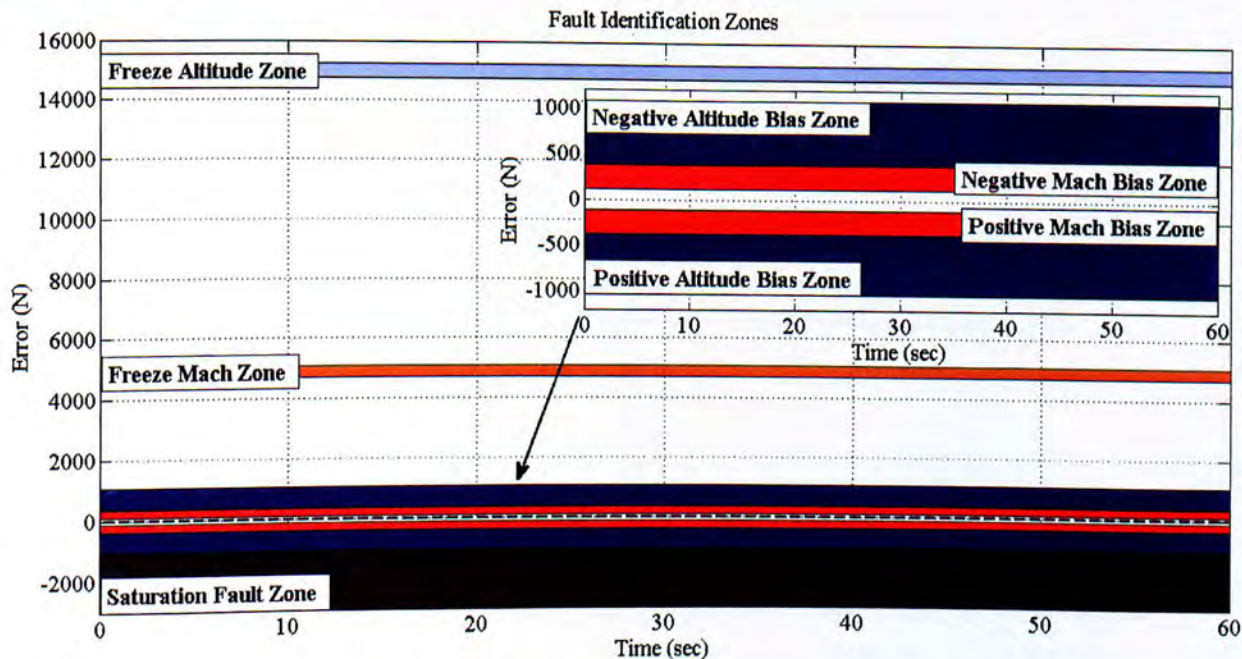
Residuals VS Time for Saturation Fault



3.13 Απεικόνιση υπολοίπων του φυσικού συστήματος για βλάβη στα όρια κορεσμού. Με διακεκομμένη γραμμή διακρίνεται το όριο κάτω του οποίου μπορεί να γίνει διάκριση της βλάβης.

3.7 Σύνοψη

Στο κεφάλαιο που κλείνει αναπτύχθηκαν, μελετήθηκαν και τεκμηριώθηκαν μέθοδοι αλγοριθμικού εντοπισμού και απομόνωσης βλαβών κατά τη διάρκεια της πτήσης του αεροσκάφους. Κοινό σημείο αναφοράς και σημαντικότερο στοιχείο του συστήματος είναι η ύπαρξη ενός καλού μοντέλου του φυσικού συστήματος το οποίο ελεύθερο από διαταραχές οριοθετεί την ορθή λειτουργία των συστημάτων. Κατόπιν από την μορφή της απόκρισης συμπεραίνουμε αν πρόκειται για βλάβη στα τελικά στοιχεία ελέγχου ή στα αισθητήρια μέτρησης. Έπειτα μπορεί να γίνει και υποκατηγοριοποίηση της βλάβης. Στο ακόλουθο σχήμα φαίνονται συνοπτικά οι περιοχές εντός των οποίων μπορεί να γίνει ταυτοποίηση κάποιου είδους βλάβης.



3.14 Απεικόνιση των ζωνών ταυτοποίησης που έχουμε οριοθετήσει και εντός των οποίων γίνεται κατηγοριοποίηση της ανιχνευμένης βλάβης.

Κεφάλαιο 4: Σχεδιασμός ελεγκτή και αντιστάθμιση αποτελέσματος βλάβης

4.1 Η έννοια της διαταραχής

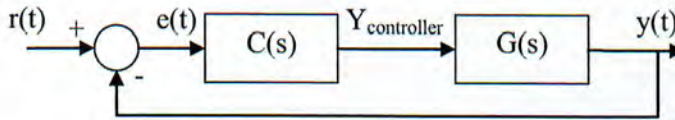
Σε πλήθος περιπτώσεων κατά τη διάρκεια μιας διεργασίας, αστάθμητοι παράγοντες εμφανίζονται επηρεάζοντας έτσι το τελικό αποτέλεσμα της διεργασίας. Αυτοί οι παράγοντες χαρακτηρίζονται με το γενικό όρο διαταραχές. Το πόσο επηρεάζεται το προϊόν μιας διεργασίας από μια διαταραχή εξαρτάται τόσο από το μέγεθος της διαταραχής και τη μορφή της όσο και από την ευαισθησία της ίδιας της διεργασίας.

Ευαίσθητα σε διαταραχές κατά κύριο λόγο είναι τα συστήματα ανοιχτού βρόχου όπου επειδή δεν υπάρχει κάποιος δείκτης εύρυθμης λειτουργίας (π.χ. σφάλμα), δεν είναι δυνατός ο εντοπισμός της διαταραχής και συνεπώς ο αυτοέλεγχος του συστήματος. Γι' αυτό το λόγο έχει υιοθετηθεί ευρέως η λογική ελέγχου κλειστού βρόχου όπου η έξοδος του συστήματος ανατροφοδοτείται στην είσοδο και μέσω ενός συγκριτή, το σφάλμα (η διαφορά εισόδου-εξόδου) καταλήγει σε έναν ελεγκτή ο οποίος και καθορίζει την οδήγηση του συστήματος προκειμένου να αντισταθμιστεί το όποιο σφάλμα προκύπτει, είτε αυτό οφείλεται στο ίδιο το σύστημα είτε σε κάποιο εξωγενή παράγοντα (διαταραχή).

Η ίδια αρχή για την αντιμετώπιση διαταραχών ισχύει και για την αντιμετώπιση βλαβών όπως αυτές παρουσιάστηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο. Στο κεφάλαιο αυτό θα δούμε πως με χρήση ελεγκτών μπορεί να γίνει αντιστάθμιση των αποτελεσμάτων μιας βλάβης.

4.2 Η έννοια της στρατηγικής ελέγχου

Για να είναι αποτελεσματικός ο έλεγχος του συστήματος πρέπει να διατυπωθούν πρώτα απ' όλα κάποια ερωτήματα σχετικά με το τι θέλουμε να επιτύχουμε με το σύστημα ελέγχου προτού προχωρήσουμε στην σύνθεση του ελεγκτή. Συνεπώς έχουμε και ποσοτικά και ποιοτικά κριτήρια τα οποία πρέπει να ληφθούν υπόψη. Σε ένα κλειστό σύστημα ελέγχου με ελεγκτή και μοναδιαία ανατροφοδότηση ισχύει ότι:



4.1 Απεικόνιση μπλοκ διαγράμματος ενός συστήματος ελέγχου κλειστού βρόχου με ελεγκτή

Αν έχουμε δευτεροβάθμιο σύστημα με συνάρτηση μεταφοράς :

$$G(s) = \frac{K}{\alpha_1 s^2 + \beta_1 s + \gamma_1}$$

Συγκρίνοντας την με την γενική μορφή της συνάρτησης μεταφοράς δευτεροβάθμιου συστήματος δηλαδή την:

$$G(s) = \frac{K}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$$

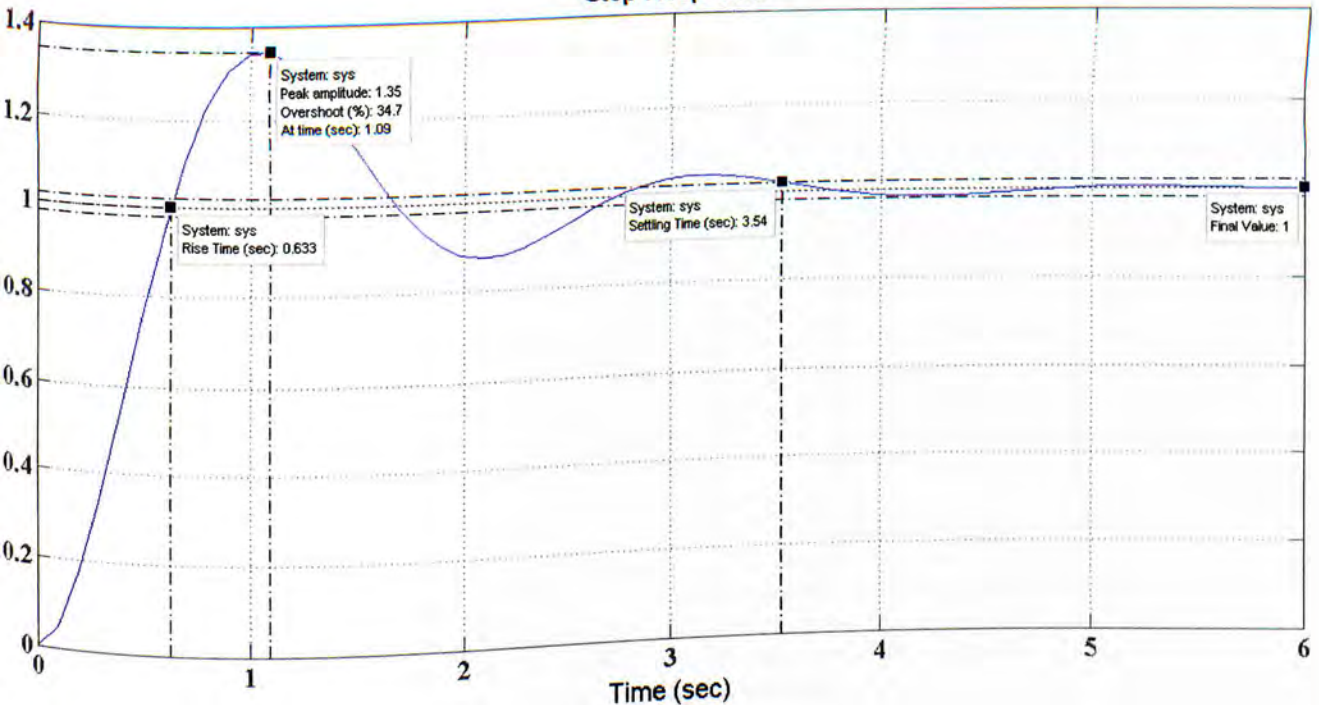
προκύπτει ότι $\omega_n^2 = \frac{\gamma_1}{\alpha_1}$ και $2\zeta\omega_n = \frac{\beta_1}{\alpha_1}$ όπου $\omega_n = \sqrt{\frac{\gamma_1}{\alpha_1}}$ και $\zeta = \frac{\beta_1}{2\omega_n} = \frac{\beta_1}{2\sqrt{\frac{\gamma_1}{\alpha_1}}}$. Να υπενθυμίσουμε ότι $K =$

$K_{\text{steady gain}} \cdot \omega_n^2$, ω_n η φυσική συχνότητα του συστήματος και ζ ο συντελεστής απόσβεσης του συστήματος. Στον κλειστό βρόχο (Closed Loop) με ελεγκτή η ολική συνάρτηση μεταφοράς εισόδου - εξόδου μεταβάλλεται ως εξής:

$$G_0(s) = \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)} = \frac{C(s) \cdot K}{\alpha_1 s^2 + \beta_1 s + \gamma_1 + C(s) \cdot K}$$

Παρατηρούμε ότι επειδή οι παράμετροι στη χαρακτηριστική εξίσωση ενός συστήματος είναι αλληλένδετοι η προσθήκη *έστω ενός μικρού κέρδους στο σύστημα εάν γίνει αυθαίρετα μπορεί να επηρεάσει σε απρόβλεπτο βαθμό την απόκριση του συστήματος ή ακόμα και να το ρίξει στην αστάθεια.*

Step Response



4.2 Απεικόνιση χρονικής απόκρισης υποαποσβενόμενου δευτεροβάθμιου συστήματος. Έχουν σημειωθεί στο διάγραμμα ο χρόνος ανόδου, ο χρόνος αποκατάστασης, το μέγεθος της υπέρψωσης, η τελική τιμή και τα όρια $\pm 2\%$ αυτής.

Σε αυτό το σημείο θα υποδείξουμε κάποιες χαρακτηριστικές ποσότητες της χρονικής απόκρισης συστημάτων με μιγαδικούς πόλους [1][2][7].

- Χρόνος ανόδου (Rise Time): ο χρόνος που απαιτείται για να φτάσει η απόκριση από το 0% - 100% για υποαποσβενόμενα συστήματα, από το 5% έως το 95% για κρίσιμα αποσβενόμενα και από το 10% έως το 90% για υπεραποσβενόμενα συστήματα.
- Χρόνος αποκατάστασης (Settling Time): η διάρκεια της μεταβατικής περιόδου στην οποία η έξοδος παραμένει μέσα σε μια ζώνη απόκλισης $\pm e\%$ γύρω από την τελική τιμή που παίρνει η έξοδος μετά από μεγάλο χρονικό διάστημα (y_∞ για μεγάλο t). Επίσης ο χρόνος αποκατάστασης έχει άμεση σχέση με την φυσική συχνότητα του συστήματος καθότι ορίζεται ότι $T_s = \frac{4}{\zeta\omega_n}$.
- Υπέρψωση (Overshoot): η σχετική μέγιστη απόκλιση της εξόδου ως προς την τελική τιμή της εξόδου

$$\text{Υπέρψωση} = \frac{\text{Peak Amplitude} - \text{Final Value}}{\text{Final Value}} \cdot 100\%$$

- Μόνιμο σφάλμα (Steady State Error): η μόνιμη απόκλιση της εξόδου του συστήματος (y^*) από την επιθυμητή έξοδο (y)

$$\text{Μόνιμο σφάλμα} = y^* - y$$

- Ευαισθησία σε διαταραχές (Sensitivity): η σχετική μεταβολή της εξόδου χωρίς διαταραχή (y_{ol}) ως προς την έξοδο με διαταραχή (y_{ol+d}).

$$\text{Ευαισθησία} = \frac{(y_{ol+d} - y_{ol})}{y_{ol}} \cdot 100\%$$

- Ευστάθεια (Stability): η δυνατότητα του συστήματος να ισορροπεί σε μία τιμή ύστερα από μία διέγερση και να επιστρέφει στην αρχική του κατάσταση όταν σταματήσει η διέγερση.

Το ζητούμενο για το σύστημα μας είναι ευστάθεια, πολύ μικρό μόνιμο σφάλμα, μηδενική υπερύψωση, γρήγορη απόσβεση των διαταραχών, μικρή ευαισθησία έναντι διαταραχών και γρήγορη απόκριση. Έχοντας ξεκαθαρίσει τις απαιτήσεις μας από το φυσικό σύστημα και συνεπώς από το σύστημα ελέγχου μπορούμε να προχωρήσουμε στη σύνθεση του ελεγκτή.

4.3 Είδη ελεγκτών

Ελεγκτής ονομάζεται ένα στοιχείο ή μια διάταξη στοιχείων τα οποία χρησιμοποιούνται σε ένα φυσικό σύστημα προκειμένου να βελτιώσουν την απόδοση ή/και την ευστάθεια αυτού. Ελεγκτές βρίσκουμε τόσο σε ανοιχτά όσο και σε κλειστά συστήματα ελέγχου αλλά πιο αποτελεσματική χρήση γίνεται σε συστήματα κλειστού βρόχου με αρνητική ανατροφοδότηση.

Οι συμβατικοί ελεγκτές που είναι και οι πιο διαδεδομένοι - συγκριτικά με άλλα είδη ελεγκτών όπως ελεγκτές ασαφούς λογικής - αποδίδουν εξαιρετικά και ρυθμίζονται εύκολα καθότι υπάρχουν πέρα από τα μαθηματικά εργαλεία (σύνθεση με χρήση τόπου ριζών, αναλυτική σύνθεση μέσω συνάρτησης μεταφοράς) και εμπειρικά εργαλεία υπολογισμού των παραμέτρων τους (μέθοδος Ziegler-Nichols, μέθοδος Cohen-Coon). Σε αυτό το σημείο κρίνουμε απαραίτητο να αναφέρουμε συνοπτικά τα είδη των ελεγκτών καθώς και τις επιδράσεις τους σε ένα σύστημα.

- Ελεγκτής Αναλογίας (P): Οι ελεγκτές αναλογίας δέχονται σαν είσοδο την απόκλιση της πραγματικής τιμής της απόκρισης από την επιθυμητή (σφάλμα) και η έξοδος τους (ρυθμιστικό σήμα) είναι το γινόμενο του σφάλματος επί μία σταθερά. Οι ελεγκτές αυτού του είδους έχουν μεγάλη ταχύτητα ρύθμισης αλλά μειονεκτούν επειδή δεν μπορούν να μηδενίσουν το σφάλμα, με εξαίρεση αν το ρυθμιζόμενο σύστημα παρουσιάζει ολοκληρωτική συμπεριφορά οπότε έμμεσα ικανοποιούν και αυτή τη συνθήκη. Σχετικά με την ευστάθεια οι ελεγκτές αναλογίας επιδρούν είτε θετικά είτε αρνητικά αναλόγως του είδους του συστήματος.

$$U_{controller} = K_p \cdot e(t)$$

- Ελεγκτής Ολοκλήρωσης (I): Οι ελεγκτές ολοκλήρωσης δέχονται σαν είσοδο το σφάλμα της απόκρισης και υπολογίζουν το ολοκλήρωμα του για ένα συγκεκριμένο χρονικό διάστημα. Η έξοδος τους είναι η τιμή του ολοκληρώματος επί μία σταθερά. Λόγω του ότι η έξοδος του ελεγκτή βασίζεται σε παλαιότερες τιμές του σφάλματος, ο ελεγκτής προκαλεί βραδυπορία στο σύστημα, υπερύψωση και συνεπώς ελάττωση ευστάθειας στην απόκριση του συστήματος αλλά παράλληλα εκμηδενίζει το μόνιμο σφάλμα.

$$U_{controller} = K_I \cdot \int_0^t e(T_I) \cdot dT_I$$

- Ελεγκτής Διαφορίσης (D): Οι ελεγκτές διαφορίσης υπολογίζουν την παράγωγο του σφάλματος και δίνουν σαν έξοδο την τιμή της παραγωγού επί μία σταθερά. Οι ελεγκτές αυτού του είδους επιδρούν θετικά στην ταχύτητα του συστήματος, μειώνουν την υπερύψωση, επιδρούν θετικά στην ευστάθεια του συστήματος αλλά είναι εξαιρετικά ευαίσθητοι στον θόρυβο οπότε πρέπει να χρησιμοποιούνται πάντα σε συνδυασμό με ελεγκτές αναλογίας.

$$U_{controller} = K_D \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

- Ελεγκτής Αναλογίας - Ολοκλήρωσης (PI): Συνδυάζει τα πλεονεκτήματα των ελεγκτών αναλογίας και ολοκλήρωσης. Μηδενίζει το σφάλμα και ελαττώνει τον χρόνο αποκατάστασης και ανόδου.

$$U_{controller} = e(t) \cdot K_p + K_I \cdot \int_0^t e(T_I) \cdot dT_I$$

- Ελεγκτής Αναλογίας - Διαφορίσης (PD): Συνδυάζει τα πλεονεκτήματα των ελεγκτών αναλογίας και διαφορίσης. Προσδίδει ταχύτητα στο ρυθμιζόμενο σύστημα και καλή απόκριση σε ταχείς μεταβολές του ρυθμιζόμενου συστήματος.

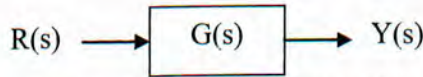
$$U_{controller} = K_P e(t) + K_D \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

- Ελεγκτής Αναλογίας - Ολοκλήρωσης - Διαφόρισης (PID): Συνδυασμός των πλεονεκτημάτων και των τριών όρων. Συνήθως οι ελεγκτές τριών όρων είναι και οι πιο αποτελεσματικοί αλλά είναι ταυτόχρονα και οι πιο δύσκολα ρυθμιζόμενοι.

$$U_{controller} = K_P \cdot e(t) + K_I \cdot \int_0^t e(T_I) \cdot dT_I + K_D \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

4.4 Μελέτη κλειστού βρόχου αντιστάθμισης

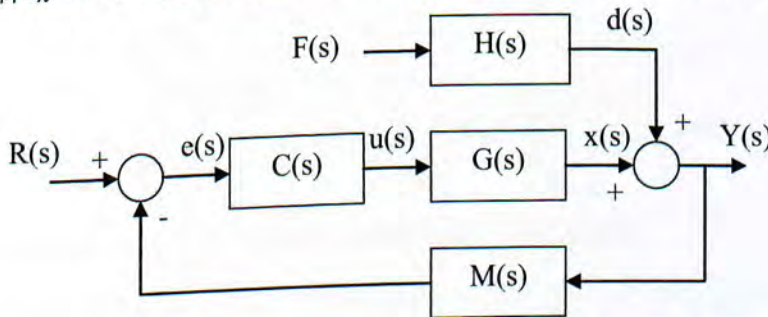
Στο σύστημα μας ο ελεγκτής θα ενεργοποιείται με την ειδοποίηση βλάβης οπότε και θα κλείνει ο βρόχος της ανατροφοδότησης. Συνεπώς η συνάρτηση μεταφοράς του συστήματος πριν και μετά την εμφάνιση βλάβης διαφέρει αρκετά όπως θα δούμε ακολούθως. Ισχύει για το σύστημα μας ότι προτού εμφανιστεί βλάβη, το σύστημα μας είναι σε ανοιχτό βρόχο οπότε η συνάρτηση μεταφοράς του συστήματος είναι:



4.3 Απεικόνιση μπλοκ διαγράμματος συστήματος ελέγχου ανοιχτού βρόχου χωρίς ελεγκτή

$$G(s) = \frac{13679 \cdot 1.72}{s + 1.72}$$

Η στρατηγική αντιστάθμισης έχει ως εξής: Κατόπιν ειδοποίησης (από σχετικό σύστημα όπως αυτό που παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο) για την εμφάνιση βλάβης, ενεργοποιείται ο ελεγκτής και το σύστημα μας εισέρχεται σε κλειστό βρόχο. Η νέα δομή του συστήματος που περιλαμβάνει πλέον και τον ελεγκτή είναι:



4.4 Απεικόνιση μπλοκ διαγράμματος συστήματος ελέγχου κλειστού βρόχου με ελεγκτή και διαταραχή. Η διαταραχή απεικονίζεται με το σύμβολο d (disturbance) στο διάγραμμα.

Τα στοιχεία του νέου συστήματος είναι τα εξής:

R(s): Βηματική είσοδος που αντιστοιχεί κατ' αναλογία στην επιθυμητή τιμή εξόδου $R(s) = \frac{1}{s}$

F(s): Παρασιτική είσοδος που δημιουργεί την βλάβη $d(s)$ $F(s) = \frac{x}{s}$
(λόγω του ότι η παρασιτική είσοδος μπορεί να πάρει διάφορα μεγέθη – είτε της τάξης των εκατοντάδων για την περίπτωση του υψομέτρου είτε της τάξης των εκατοστών για την περίπτωση της ταχύτητας – επιλέγουμε το μέγεθος της να το αναπαραστήσουμε με μία μεταβλητή)

G(s): Φυσικό σύστημα με συνάρτηση μεταφοράς $G(s) = \frac{23528}{s+1.72}$

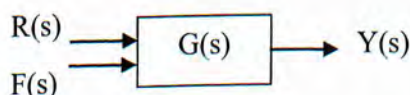
M(s): Ενισχυτής στην ανάδραση με συνάρτηση μεταφοράς $M(s) = \frac{1}{13679}$

H(s): Συνάρτηση μεταφοράς που περιγράφει την βλάβη που έχει εισαχθεί στο σύστημα $H(s) = \frac{K_f}{s+p_f}$

(λόγω του ότι στο σύστημα μας οι βλάβες που προκαλούν μόνιμη σταθερή απόκλιση των μετρούμενων τιμών μεταβάλουν την απόκριση με τρόπο που ομοιάζει απόκριση πρωτοβάθμιων συστημάτων έχει επιλεγεί η βλάβη να απεικονιστεί στις εξισώσεις μας σαν συνάρτηση μεταφοράς πρωτοβάθμιου συστήματος με κέρδος K_f και φυσική συχνότητα p_f . Σαφώς για το κάθε αισθητήριο αντιστοιχεί και διαφορετική συνάρτηση μεταφοράς.)

C(s): Ελεγκτής συστήματος με συνάρτηση μεταφοράς υπό διερεύνηση ανάλογα με το είδος της βλάβης που θέλουμε να αντισταθμίσουμε.

Άρα θεωρείται ότι πλέον το σύστημα μας έχει δύο εισόδους, μία που αντιστοιχεί στην είσοδο αναφοράς και άλλη μία που αντιστοιχεί στην είσοδο βλάβης. Έτσι το διάγραμμα βαθμίδων έχει την εξής μορφή:



4.5 Απεικόνιση μπλοκ διαγράμματος συστήματος με δύο εισόδους

Η συνάρτηση μεταφοράς θορύβου - εξόδου του συστήματος είναι:

$$G_F(s) = \frac{H(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} = \frac{K_f s + 1.72K_f}{s^2 + (1.72C(s) + 1.72 + p_f)s + 1.72(C(s) + 1)p_f}$$

Η συνάρτηση μεταφοράς εισόδου - εξόδου του συστήματος είναι:

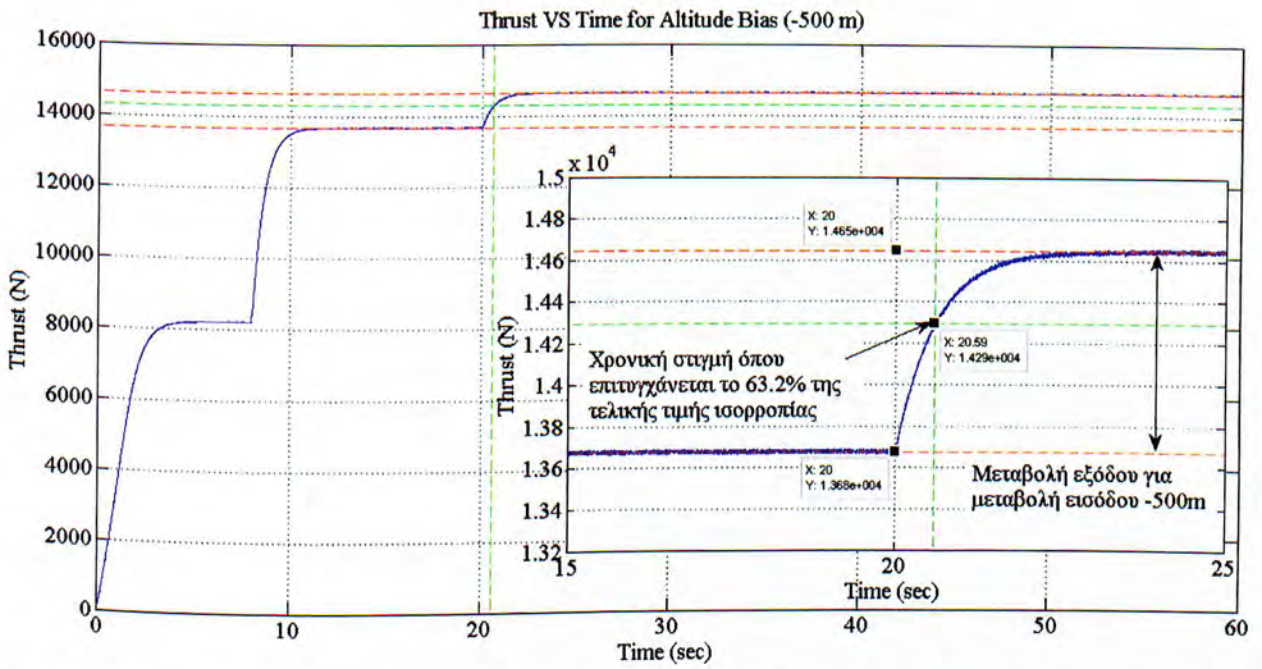
$$G_R(s) = \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} = \frac{C(s)23528}{s + 1.72 + C(s)1.72}$$

Οπότε:

$$Y(s) = \frac{H(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} F(s) + \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} R(s)$$

4.5 Υπολογισμός συντελεστών συνάρτησης μεταφοράς αισθητηρίων

Σε μια προσπάθεια απλοποίησης της σχέσης θορύβου - εξόδου όταν το σύστημα είναι σε κλειστό βρόχο επιχειρήθηκε να βρεθεί η συνάρτηση μεταφοράς του κάθε αισθητηρίου μελετώντας την απόκριση με την βλάβη σε ανοιχτό βρόχο. Με ανάλυση της απόκρισης του φυσικού συστήματος όταν παρουσιάζεται τεχνητά μια βλάβη υπολογίζουμε τις παραμέτρους της συνάρτησης μεταφοράς (όμοια με την ενότητα 1.4). Λόγω του ότι βλάβες μπορούν να παρουσιαστούν και στα δύο αισθητήρια θα πρέπει να έχουμε και ισάριθμες συναρτήσεις μεταφοράς θορύβου-εξόδου. Στο διάγραμμα που ακολουθεί (σχήμα 4.6) βλέπουμε την μεταβολή της απόκρισης για βλάβη στο αισθητήριο του υψομέτρου.

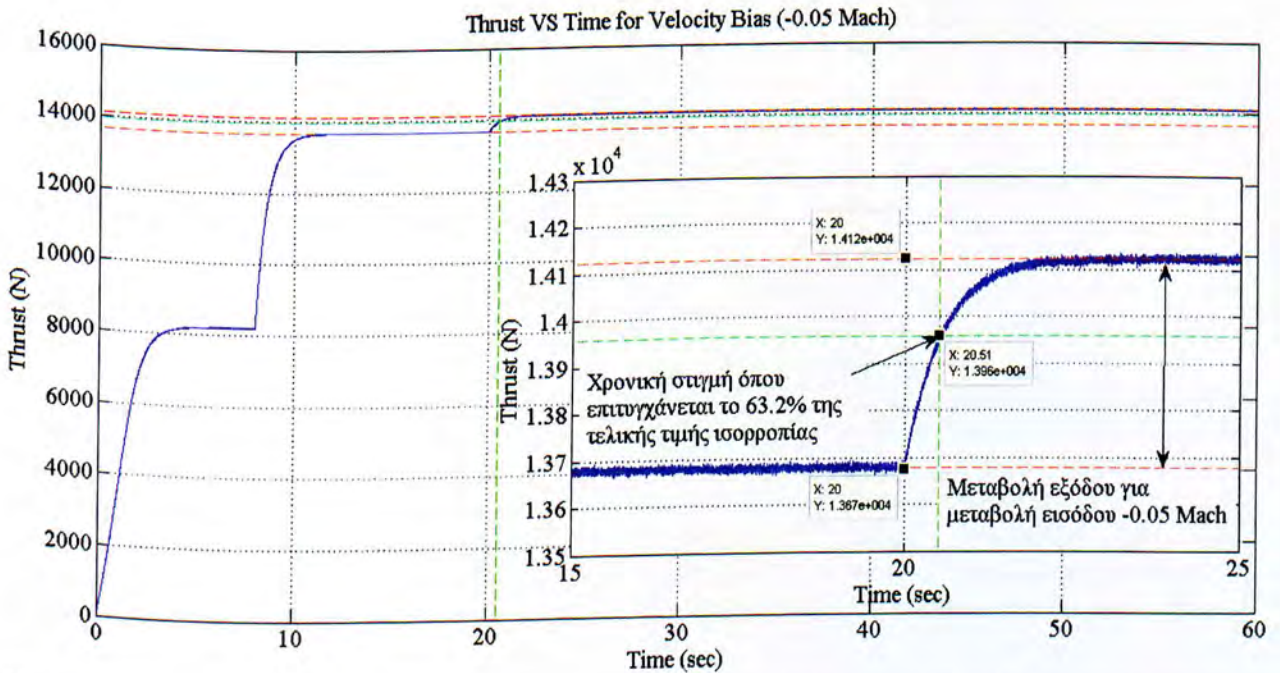


4.6 Απεικόνιση της απόκρισης του φυσικού συστήματος για περίπτωση βλάβης στο αισθητήριο του υψομέτρου. Από την χρονική στιγμή που παρουσιάζεται τεχνητά η βλάβη (20^ο δευτερόλεπτο) και μετά ελάγουμε συμπεράσματα σχετικά με τις παραμέτρους της συνάρτησης μεταφοράς του αισθητηρίου υψομέτρου.

Από την χρονική απόκριση της βλάβης καταλήγουμε σε ένα πρωτοβάθμιο σύστημα με συνάρτηση μεταφοράς

$$H_{Altitude}(s) = -\frac{3.295}{s + 1.7036}$$

Στο διάγραμμα που ακολουθεί (σχήμα 4.7) βλέπουμε την μεταβολή της απόκρισης για βλάβη στο αισθητήριο της ταχύτητας.



4.7 Απεικόνιση της απόκρισης του φυσικού συστήματος για περίπτωση βλάβης στο αισθητήριο της ταχύτητας. Από την χρονική στιγμή που παρουσιάζεται τεχνητά η βλάβη (20^ο δευτερόλεπτο) και μετά ελάγουμε συμπεράσματα σχετικά με τις παραμέτρους της συνάρτησης μεταφοράς του αισθητηρίου ταχύτητας.

Από την χρονική απόκριση της βλάβης καταλήγουμε σε ένα πρωτοβάθμιο σύστημα με συνάρτηση μεταφοράς:

$$H_{Velocity}(s) = -\frac{17047}{s + 1.92}$$

Έχοντας υπολογίσει τις συναρτήσεις μεταφοράς των δύο αισθητηρίων μπορούμε να δώσουμε σταθερές τιμές στη συνάρτηση μεταφοράς θορύβου εξόδου του συστήματος όπου και συμμετέχουν.

4.6 Επιλογή τύπου ελεγκτή και υπολογισμός παραμέτρων του ανά είδος βλάβης

Λόγω του ότι δεν έχει κάθε τύπος βλάβης την ίδια επίδραση στο φυσικό σύστημα όπως είδαμε εκτενώς και στο κεφάλαιο 3, είναι άστοχο να προσπαθήσουμε να μελετήσουμε εξαρχής έναν ελεγκτή ο οποίος θα μπορεί να καλύψει τις προδιαγραφές που έχουμε θέσει για το σύστημα μας (ενότητα 4.2). Είναι πιθανό όμως στην πορεία να καταλήξουμε σε έναν ο οποίος θα δρα ικανοποιητικά για ένα πλήθος βλαβών.

4.6.1 Βλάβη που προκαλεί μόνιμη απόκλιση στις μετρούμενες τιμές

Για αυτόν τύπο βλάβης έχουμε επιλέξει να μελετήσουμε την απόδοση των Ελεγκτών Αναλογίας λόγω ταχύτητας και απλότητας και Αναλογίας - Ολοκλήρωσης καθότι μηδενίζουν το σφάλμα είναι ταχύτεροι από τους ελεγκτές Ολοκλήρωσης και υπό προϋποθέσεις δεν δημιουργούν υπερύψωση.

4.6.1.a Ελεγκτής Αναλογίας

Ο ελεγκτής αναλογίας όπως είπαμε πολλαπλασιάζει το σφάλμα επί ένα κέρδος και το δίνει στην έξοδο ως ρυθμιστικό σήμα. Συνεπώς η συνάρτηση μεταφοράς του ελεγκτή είναι $C(s) = K_p$. Αντικαθιστώντας στην συνάρτηση μεταφοράς του κλειστού συστήματος έχουμε:

$$Y(s) = Y_1(s) + Y_2(s)$$

$$Y_1(s) = \frac{H(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} F(s) = -\frac{K_f s + 1.72K_f}{s^2 + (1.72K_p + 1.72 + p_f)s + 1.72(K_p + 1)p_f} \frac{x}{s}$$

$$Y_2(s) = \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} R(s) = \frac{K_p 23528}{s + 1.72(K_p + 1)} \frac{1}{s}$$

Από το Θεώρημα Τελικής Τιμής προκύπτει ότι :

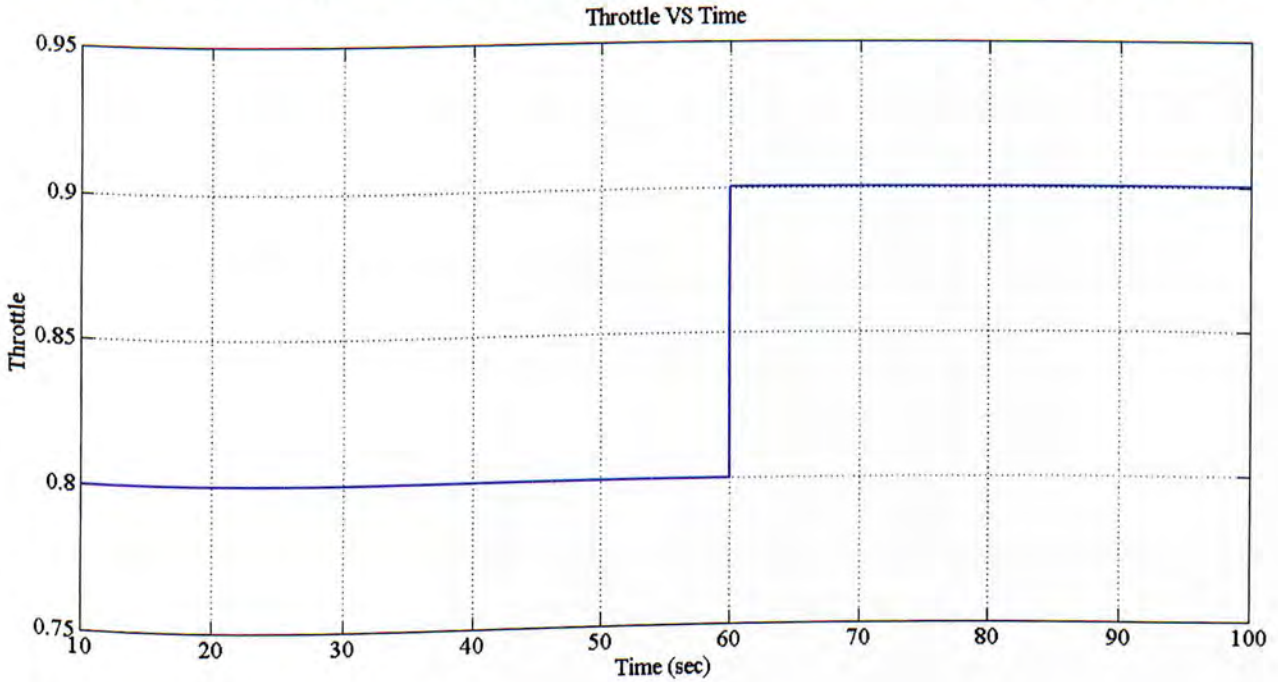
$$y_{\infty} = y_{1\infty} + y_{2\infty} = \lim_{s \rightarrow 0} s (Y_1(s) + Y_2(s)) = -\frac{K_f x}{p_f(K_p + 1)} + \frac{K_p 13679}{K_p + 1}$$

Παρατηρούμε ότι το αναλογικό κέρδος πέραν του ότι ελαττώνει το μέγεθος της διαταραχής επηρεάζει σημαντικά και την τελική τιμή της απόκρισης στη μόνιμη κατάσταση. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα ο ελεγκτής να αντισταθμίζει την διαταραχή ικανοποιητικά με κάποιο κέρδος αλλά να μην επιτυγχάνεται για την ίδια τιμή η μόνιμη κατάσταση που επιθυμούμε η οποία είναι η μόνιμη κατάσταση πριν την εμφάνιση της βλάβης. Συμπερασματικά θα πρέπει το κέρδος του ελεγκτή να είναι πολλές φορές μεγαλύτερο του γινομένου $K_f x$ προκειμένου η διαταραχή να πλησιάσει το μηδέν. Γενικά όμως μία τέτοια λύση αποφεύγεται καθότι μεγάλα κέρδη στην πράξη μπορούν να ρίξουν ένα σύστημα στην αστάθεια. Με εφαρμογή του κριτηρίου ευστάθειας Routh, μπορούμε να υπολογίσουμε για ποιες τιμές του κέρδους K_p το κλειστό σύστημα γίνεται ασταθές. Σύμφωνα με το κριτήριο Routh για να είναι ένα σύστημα ευσταθές στον κλειστό βρόχο θα πρέπει στην πρώτη στήλη του πίνακα Routh να μην υπάρχει κάποια αλλαγή προσήμου. Η αλλαγή στο πρόσημο επισημαίνει την ύπαρξη κάποιου ασταθούς πόλου στο σύστημα.

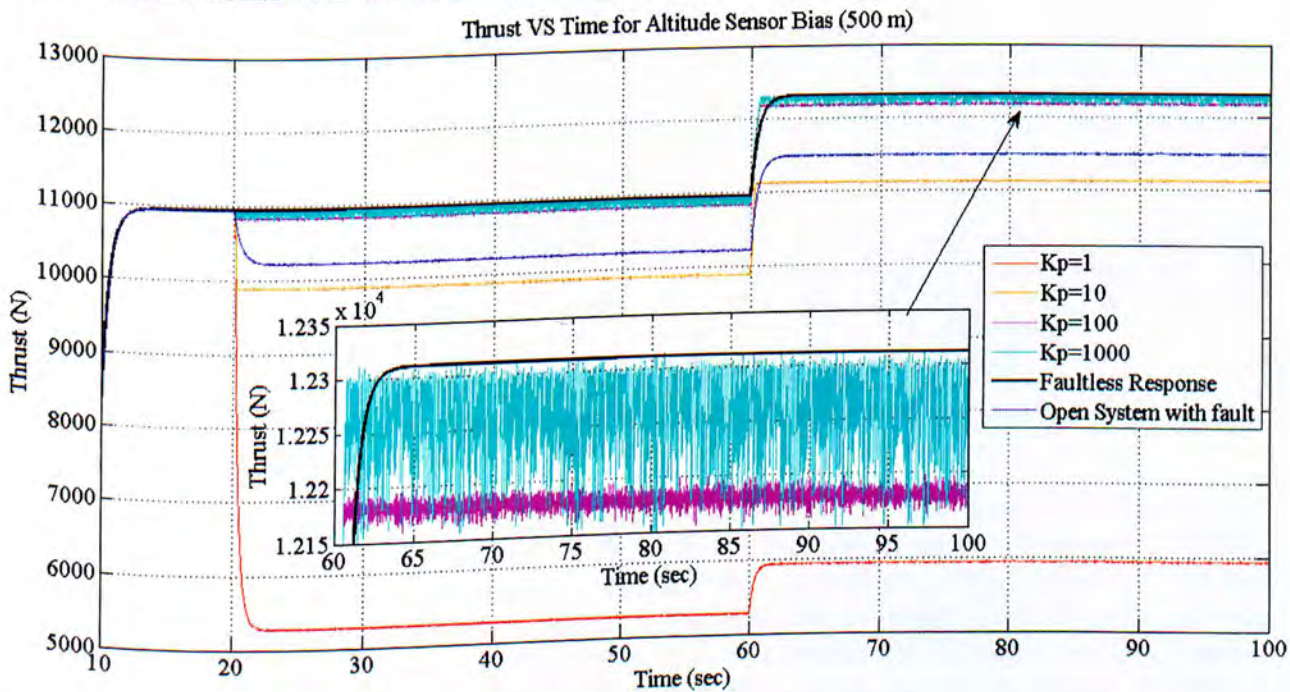
Πίνακας Routh

1	1	-
0	$1.72(K_p + 1)$	-

Από τον πίνακα Routh καταλήγουμε ότι πρέπει $1.72(K_p + 1) \geq 0$ οπότε $K_p \geq -1$ λόγω όμως ότι το κέρδος δεν είναι επιθυμητό να παίρνει αρνητικές τιμές δεχόμαστε ότι $K_p \geq 0$. Συνεπώς δεν υπάρχει κάποια κρίσιμη τιμή κέρδους πέρα από την οποία το σύστημα να γίνεται ασταθές. Ρίχνοντας μια ματιά στην χρονική απόκριση του συστήματος στην βηματική είσοδο του σχήματος 4.8 κατανοούμε καλύτερα την επίδραση του ελεγκτή στην απόκριση του συστήματος (σχήμα 4.8).



4.8 Απεικόνιση μεταβολής της εισόδου του γκαζιού συναρτήσει του χρόνου.



4.9 Αντιπαραβολή αποκρίσεων κλειστού συστήματος για εμφάνιση βλάβης στο 20^ο δευτερόλεπτο και για κέρδος ελεγκτή $K_p=1, 10, 100, 1000$. Είναι εμφανής η επίδραση του ελεγκτή όχι μόνο στην διαταραχή αλλά και στην μόνιμη κατάσταση του συστήματος. Επίσης είναι εμφανής και μια αύξηση του πλάτους του θορύβου που εμπεριέχει το σύστημα.

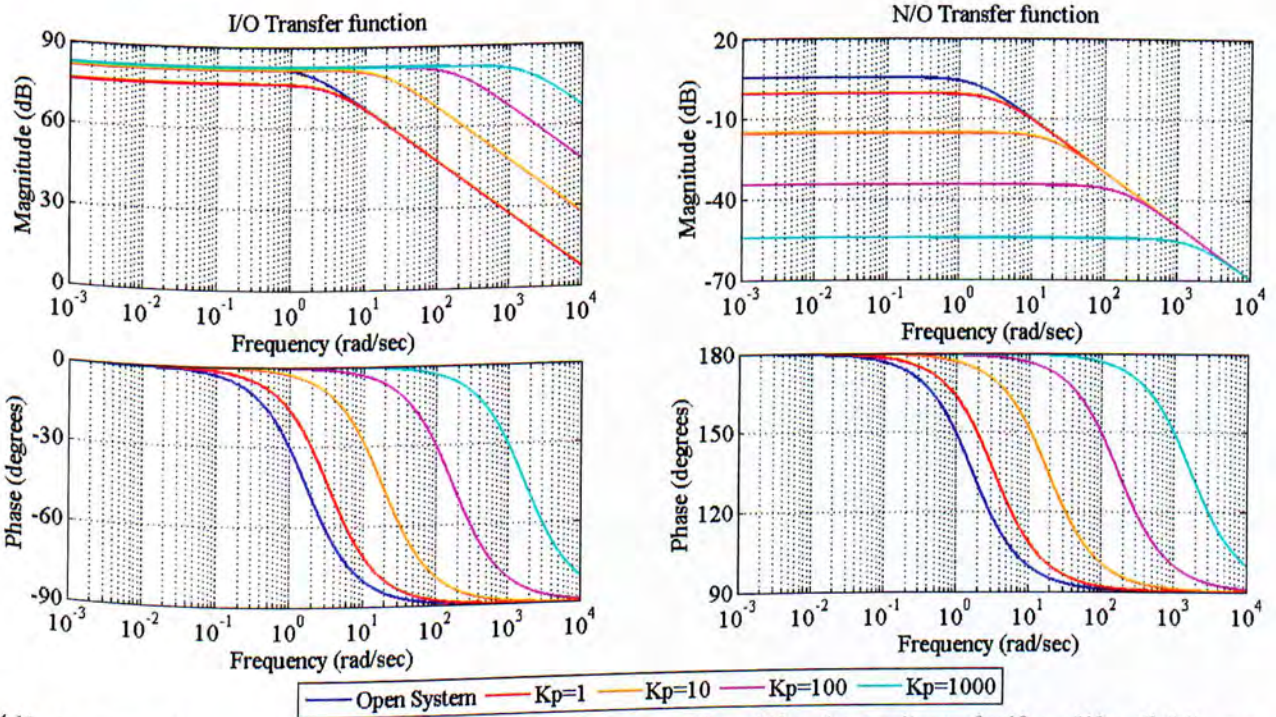
Παρατηρούμε την χαρακτηριστική επίδραση του ελεγκτή στη μόνιμη κατάσταση. Αν θέσουμε σαν προϋπόθεση και μόνιμο σφάλμα της τάξης του 1% σε βηματική είσοδο 80% του γκαζιού χωρίς να λάβουμε υπόψη την διαταραχή, το κέρδος που χρειάζεται προκειμένου να επιτευχθεί ο στόχος μας είναι:

$$e_{\infty} = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{sR(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} = \frac{0.8}{K_P + 1} = 1\% \rightarrow \boxed{K_P = 79}$$

Έχοντας υπολογίσει το απαιτούμενο κέρδος μπορούμε να υπολογίσουμε τόσο το μέγεθος της διαταραχής στον κλειστό βρόχο όσο και την μόνιμη κατάσταση του συστήματος. Στον πίνακα που ακολουθεί βλέπουμε συγκεντρωτικά τις μεταβολές στην απόκριση όταν παρουσιάζεται διαταραχή στο ανοιχτό και στο κλειστό σύστημα (για 1% μόνιμο σφάλμα) καθώς και τις τελικές τιμές ισορροπίας του συστήματος.

$r(t) = 80\%$, $f(t) = 500m$	$y_{1\infty}(N)$	$y_{2\infty}(N)$	$y_{\infty}(N)$	$(y_{\infty} - y_{1\infty OpenLoop})/y_{1\infty OpenLoop}\%$
Ανοιχτό Σύστημα (Open Loop)	10943.2	-967.06	9967.14	-8.92
Κλειστό Σύστημα (Closed Loop)	10806.41	-10.75	10795.66	-1.35

Μία πολύ ενδιαφέρουσα παρατήρηση στην χρονική απόκριση του συστήματος είναι το πλάτος του θορύβου στην έξοδο του συστήματος. Εφόσον δεν έγινε εισαγωγή περισσότερου θορύβου από αυτόν που υπάρχει ενδόμυχα στο σύστημα θεωρούμε ότι ο ελεγκτής μεγέθυνε τον εσωτερικό θόρυβο του συστήματος. Ως επιβεβαίωση μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε διαγράμματα Bode για να δούμε τι έχει αλλάξει στην αρμονική απόκριση του συστήματος πριν και μετά τη χρήση του ελεγκτή.



4.10 Απεικόνιση διαγραμμάτων Bode των συναρτήσεων μεταφοράς εισόδου-εξόδου (αριστερά) και θορύβου εξόδου (δεξιά) του συστήματος για ελεγκτή τύπου P και για διάφορες τιμές του κέρδους K_P .

Από τα διαγράμματα Bode της συνάρτησης μεταφοράς θορύβου εξόδου (δεξιά διαγράμματα του σχήματος 4.10) παρατηρούμε ότι με την αύξηση του κέρδους του ελεγκτή το μέτρο της συνάρτησης μεταφοράς ελαττώνεται, το οποίο σημαίνει στην πράξη και ελάττωση του μεγέθους της διαταραχής. Παράλληλα μετατοπίζεται και η κρίσιμη συχνότητα του συστήματος. Η ίδια μετατόπιση της κρίσιμης συχνότητας παρουσιάζεται και στο διάγραμμα μέτρου της συνάρτησης μεταφοράς εισόδου-εξόδου. Όπως έχουμε αναφέρει και στην αρχή της εργασίας το σύστημα έχει εσωτερικά θόρυβο ο οποίος κατά ένα μέρος εμφανίζεται και στην έξοδο. Λόγω της μετατόπισης της κρίσιμης συχνότητας μέρος του θορύβου που κοβότανε από το σύστημα στον ανοιχτό βρόχο ή εμφανιζόταν στην έξοδο εξασθενημένος, πλέον περνάει αφιltrάριστος και προστίθεται στην απόκριση του συστήματος εμφανίζοντας μεγαλύτερη διακύμανση και συνεπώς

μεγαλύτερο πλάτος. Καθότι αυτό το φαινόμενο παρουσιάζεται για μεγάλες τιμές του αναλογικού κέρδους προτείνεται η αποφυγή μεγάλων τιμών αυτού.

Συνοψίζοντας ο ελεγκτής αναλογίας μπορεί να αποδώσει αρκετά ικανοποιητικά αν ρυθμιστεί σωστά και αν μετριάσουμε τις απαιτήσεις μας σχετικά με την ακρίβεια του συστήματος (μόνιμο σφάλμα) και τις παρενέργειες που προκαλεί ο ίδιος ο ελεγκτής στην αρμονική απόκριση του συστήματος.

4.6.1.β Ελεγκτής Αναλογίας – Ολοκλήρωσης

Το ρυθμιστικό σήμα που παράγει ο ελεγκτής αναλογίας – ολοκλήρωσης αποτελείται από το άθροισμα του ολοκληρώματος του σφάλματος και της τιμής του σφάλματος πολλαπλασιασμένη με ένα συντελεστή. Η συνάρτηση μεταφοράς του ελεγκτή περιγράφεται από την σχέση $C(s) = K_p \left(1 + K_I \frac{1}{s} \right)$ όπου K_p είναι το κέρδος του αναλογικού ελεγκτή και K_I είναι το κέρδος του ελεγκτή ολοκλήρωσης. Να υπενθυμίσουμε ότι το K_I^{-1} καθορίζει και τον χρόνο ολοκλήρωσης. Αντικαθιστώντας στην συνάρτηση μεταφοράς του κλειστού συστήματος έχουμε:

$$Y(s) = Y_1(s) + Y_2(s)$$

$$Y_1(s) = \frac{H(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} F(s)$$

$$Y_1(s) = - \frac{K_f s^2 + 1.72 K_f s}{s^3 + (1.72 K_p + 1.72 + p_f) s^2 + 1.72 (K_p K_I + K_p p_f + p_f) s + 1.72 K_p K_I p_f} \frac{x}{s}$$

$$Y_2(s) = \frac{C(s)G(s)}{1 + C(s)G(s)M(s)} R(s) = \frac{13679 * 1.72 K_p s + 13679 * 1.72 K_p K_I}{s^2 + 1.72 (K_p + 1) s + 1.72 K_p K_I} \frac{1}{s}$$

Η ύπαρξη της μεταβλητής s και στους δύο όρους του αριθμητή της $Y_1(s)$ ευθύνεται για τον μηδενισμό του κλάσματος, σύμφωνα πάντα με το Θεώρημα Τελικής Τιμής.

$$y_\infty = y_{1\infty} + y_{2\infty} = \lim_{s \rightarrow 0} s (Y_1(s) + Y_2(s)) = 0 + 13679 = 13679$$

Με το Θεώρημα Τελικής Τιμής αποδεικνύεται επίσης ότι ανεξαρτήτως παραμέτρων K_p και K_I του PI ελεγκτή, η απόκριση του κλειστού συστήματος θα είναι ίδια σε βάθος χρόνου με την απόκριση του ανοιχτού συστήματος. Για να εξετάσουμε αν υπάρχουν οριακές τιμές στα κέρδη πέρα από τις οποίες το σύστημα γίνεται ασταθές χρησιμοποιούμε το κριτήριο Routh και συμπληρώνουμε τον αντίστοιχο πίνακα.

Πίνακας Routh

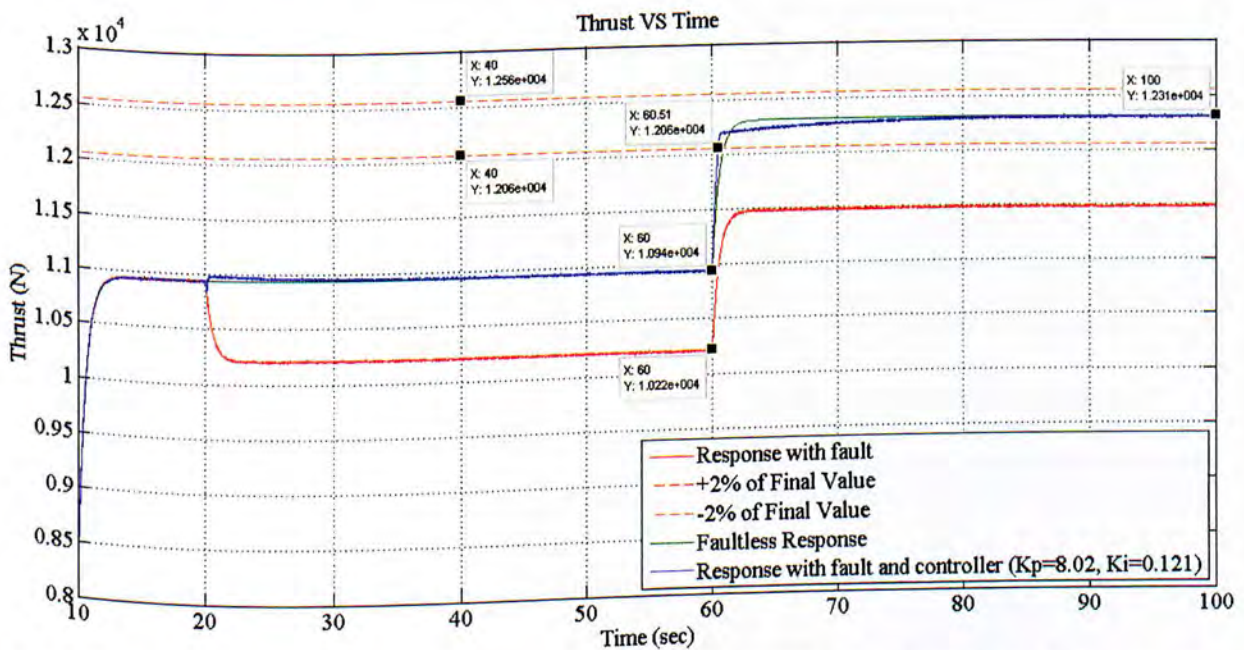
2	1	$1.72 K_p K_I$
1	$1.72 (K_p + 1)$	-
0	$1.72 K_p K_I$	-

Καταλήγουμε ότι πρέπει $1.72 (K_p + 1) \geq 0$ και $1.72 K_p K_I \geq 0$ για να είναι ευσταθές το σύστημα μας. Οπότε έχουμε τους περιορισμούς από την πρώτη σχέση $K_p \geq -1$ και από την δεύτερη σχέση $K_p \geq 0$ και $K_I \geq 0$. Όπως αποδείχθηκε προηγουμένως η χρήση ελεγκτή αναλογίας – ολοκλήρωσης επιφέρει τα επιθυμητά αποτελέσματα στην αντιστάθμιση διαταραχής. Θα πρέπει να δούμε όμως και κατά πόσο τα θεωρητικά αποτελέσματα ισχύουν και στην πράξη.

Από την $Y_2(s)$ προκύπτει ότι $2\zeta \omega_n = 1.72 (K_p + 1)$ και $\omega_n^2 = 1.72 K_p K_I$. Παρατηρούμε ότι ο πιο επίμαχος όρος του συστήματος είναι ο ω_n και αυτό διότι:

- i. μεταβάλλοντας αυτόν είτε με μεταβολή του αναλογικού κέρδους είτε με μεταβολή του κέρδους του ολοκληρωτή μεταβάλλεται αυτόματα και το συνολικό κέρδος του συστήματος. Επίσης λόγω του ότι ο βρόχος κλείνει και ενεργοποιείται ο ελεγκτής όταν εμφανιστεί η βλάβη έχουμε και αστραπιαία μεταβολή των χαρακτηριστικών του συστήματος. Συνεπώς αν δεν γίνει σωστή προσαρμογή του κέρδους της συνάρτησης μεταφοράς του ανοιχτού βρόχου με το κέρδος της συνάρτησης μεταφοράς του κλειστού βρόχου είναι σχεδόν σίγουρο ότι κατά τη μετάβαση θα έχουμε υπερύψωση ή καταπόντιση της απόκρισης λόγω διαφορετικού κέρδους.
- ii. λόγω του ότι η φυσική συχνότητα ω_n εμφανίζεται σε δύο όρους στην χαρακτηριστική εξίσωση του συστήματος ($2\zeta\omega_n$ και ω_n^2) επηρεάζει άμεσα και βαθύτερα η όποια μεταβολή της την απόκριση του συστήματος.

Για αυτούς τους λόγους επιλέγουμε να συσχετίσουμε τις δύο παραμέτρους του ελεγκτή (K_p και K_i) με τρόπο τέτοιο ώστε οι σταθεροί όροι στις δύο συναρτήσεις μεταφοράς (ανοιχτού και κλειστού βρόχου) να είναι ίδιοι. Πρέπει δηλαδή $\omega_{n_{\alpha\beta}} = \omega_{n_{\kappa\beta}}$. Με αυτόν τον τρόπο εξασφαλίζουμε την σωστή προσαρμογή του κέρδους κατά την μετάβαση εξομαλύνοντας κατά πολύ την διαδικασία. Συνεπώς επιλέγεται μια συσχέτιση των συντελεστών του ελεγκτή της μορφής $K_i = \frac{1}{K_p}$ και αντίστροφα. Έτσι το ένα κέρδος αντισταθμίζει το άλλο. Θέτοντας ως προδιαγραφή ο χρόνος αποκατάστασης του συστήματος σε κλειστό βρόχο να είναι 0.5sec καταλήγουμε από τη σχέση $T_s = \frac{4}{\zeta\omega_n}$ σε ένα ζευγάρι πόλων $p_1 = -15.72$ και $p_2 = -0.11$ τα οποία αντιστοιχούν σε $\zeta = 6.01$ και $\omega_n^2 = 1.72 = \omega_{n_{\text{ανοιχτού βρόχου}}}$ και ικανοποιούν τις προδιαγραφές και τους στόχους που έχουμε θέσει.

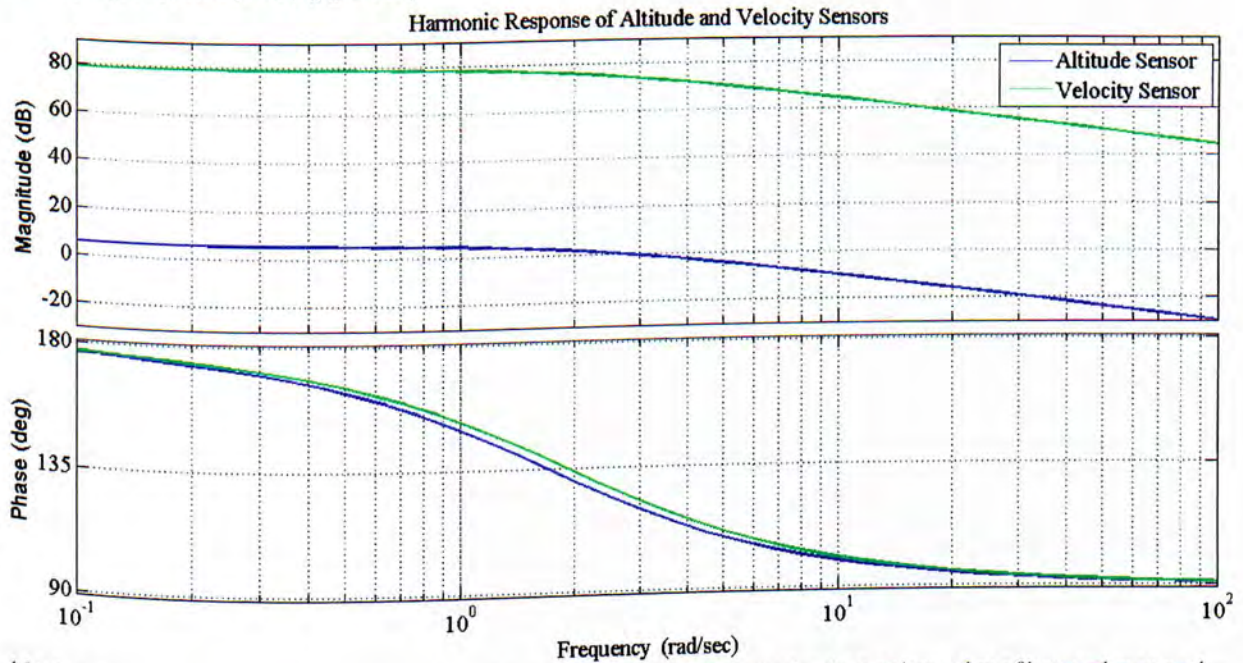


4.10 Απεικόνιση απόκρισης του συστήματος σε βηματική είσοδο (σχήμα 4.8). Με μπλε χρώμα απεικονίζεται η απόκριση του συστήματος σε παρουσία βλάβης και την ανάληψη ελέγχου από τον ελεγκτή, με πράσινο χρώμα η απόκριση του συστήματος χωρίς βλάβη και με κόκκινο χρώμα η απόκριση του συστήματος με βλάβη. Παρατηρούμε ότι το σύστημα ελέγχου κλειστού βρόχου με ελεγκτή αποδίδει εξαιρετικά καλότι ελαχιστοποιεί το σφάλμα και δεν υποβιβάζει σε μεγάλο βαθμό την ταχύτητα του συστήματος.

4.6.2 Βλάβη που προσθέτει θόρυβο στις μετρούμενες τιμές

Σε αυτή τη περίπτωση σφάλματος, λευκός θόρυβος που γεννάται στο αισθητήριο είτε του υψομέτρου είτε της ταχύτητας λόγω βλάβης, επηρεάζει την απόκριση του συστήματος. Ο θόρυβος γενικά προσεγγίζεται ως ένα άθροισμα άπειρων (μεγάλου πλήθους) ημιτόνων διαφορετικών συχνοτήτων που στην περίπτωση του λευκού θορύβου όλες οι συχνότητες έχουν το ίδιο πλάτος. Ο λευκός αυτός θόρυβος όμως περνώντας από το αισθητήριο φιλτράρεται κατά ένα μέρος οπότε και εξέρχεται πλέον "χρωματισμένος" (δηλαδή δεν έχουν όλες οι συχνότητες που απαρτίζουν τον θόρυβο το ίδιο βάρος). Αυτό συμβαίνει επειδή το ίδιο το αισθητήριο είναι και αυτό ένα σύστημα το οποίο περιγράφεται από μια συνάρτηση μεταφοράς που απαρτίζεται από κάποιες παραμέτρους (όπως και το σύστημα κινητήρα που εξετάζουμε).

Συνεπώς αναμένουμε ότι στην καλύτερη περίπτωση η αρμονική απόκριση του αισθητηρίου θα έχει φθίνουσα τάση από κάποιο σημείο και μετά οπότε και θα εξασθενεί ή και θα αποκόπτει μεγάλο μέρος του λευκού θορύβου που δέχεται στην είσοδο. Πράγματι από την μελέτη που έγινε νορίτερα (ενότητα 4.5) βλέπουμε ότι τα αισθητήρια περιγράφονται από πρωτοβάθμιες συναρτήσεις μεταφοράς χωρίς μηδενιστές οπότε η αρμονική τους απόκριση έχει πτωτική τάση από μια κρίσιμη συχνότητα και μετά (σχήμα 4.11).



4.11 Απεικόνιση αρμονικής απόκρισης αισθητηρίων ταχύτητας και υψομέτρου. Παρατηρούμε ότι η απόκριση έχει φθίνουσα τάση το οποίο σημαίνει στην πράξη ότι για συχνότητες εισόδου μεγαλύτερες από την κρίσιμη συχνότητα του συστήματος (πόλο του συστήματος ή ισοδύναμα φυσική συχνότητα του πρωτοβάθμιου συστήματος) το σύστημα στην έξοδο του τις αναπαράγει εξασθενημένες.

Ένας τρόπος επίλυσης του εν λόγω προβλήματος είναι η χρησιμοποίηση του ελεγκτή ως χαμηλοπερατό φίλτρο το οποίο θα επιτελεί κατά το δυνατόν δύο βασικές λειτουργίες, α) την αποκοπή μέρους των συχνοτήτων που συντελούν τον θόρυβο και β) την μείωση του πλάτους στο σύνολο του θορύβου ακόμα και για τις συχνότητες που δεν φιλτράρονται. Για αυτό το λόγο και θα επικεντρωθούμε περισσότερο στην συνάρτηση μεταφοράς θορύβου εξόδου του κλειστού συστήματος. Σαφώς η όποια επιλογή παραμέτρων δεν μπορεί να γίνει αφήφιστα διότι οι ίδιες παράμετροι θα επηρεάσουν και τη συνάρτηση μεταφοράς εισόδου εξόδου του συστήματος.

Ο θόρυβος όπως είπαμε είναι ένα άθροισμα άπειρων (μεγάλου πλήθους) ημιτόνων διαφορετικών συχνοτήτων. Για το λόγο αυτό σε αυτή την περίπτωση βλάβης θα κάνουμε χρήση διαγραμμάτων Bode για να δούμε την επίπτωση των παραμέτρων του ελεγκτή στην αρμονική απόκριση του συστήματος, η οποία στην συνέχεια θα μας υποδείξει κατά πόσο και αν φιλτράρονται οι επιθυμητές συχνότητες. Αναλύοντας την συνάρτηση μεταφοράς θορύβου εξόδου του συστήματος σε ρίζες και πόλους για διάφορα είδη ελεγκτή έχουμε:

Για P ελεγκτή:

$$G_F(s) = -\frac{K_f(s + 1.72)}{(s + p_f)(s + 1.72(K_P + 1))} \rightarrow$$

$$z_1 = -1.72, \quad p_1 = -p_f, \quad p_2 = -1.72(K_P + 1)$$

Για I ελεγκτή:

$$G_F(s) = -\frac{K_f s(s + 1.72)}{(s + p_f)(s^2 + 1.72s + 1.72K_I)} \rightarrow$$

$$z_1 = 0, \quad z_2 = -1.72, \quad p_1 = -p_f, \quad p_{2,3} = \frac{-1.72 \pm \sqrt{1.72(1.72 - 4K_I)}}{2}$$

Για PI ελεγκτή:

$$G_F(s) = -\frac{K_f s(s + 1.72)}{(s + p_f)(s^2 + 1.72(K_p + 1)s + 1.72K_p K_I)} \rightarrow$$

$$z_1 = 0, \quad z_2 = -1.72, \quad p_1 = -p_f, \quad p_{2,3} = \frac{-1.72(K_p + 1) \pm \sqrt{1.72^2(K_p + 1)^2 - 4 \cdot 1.72K_p K_I}}{2}$$

Για PD ελεγκτή:

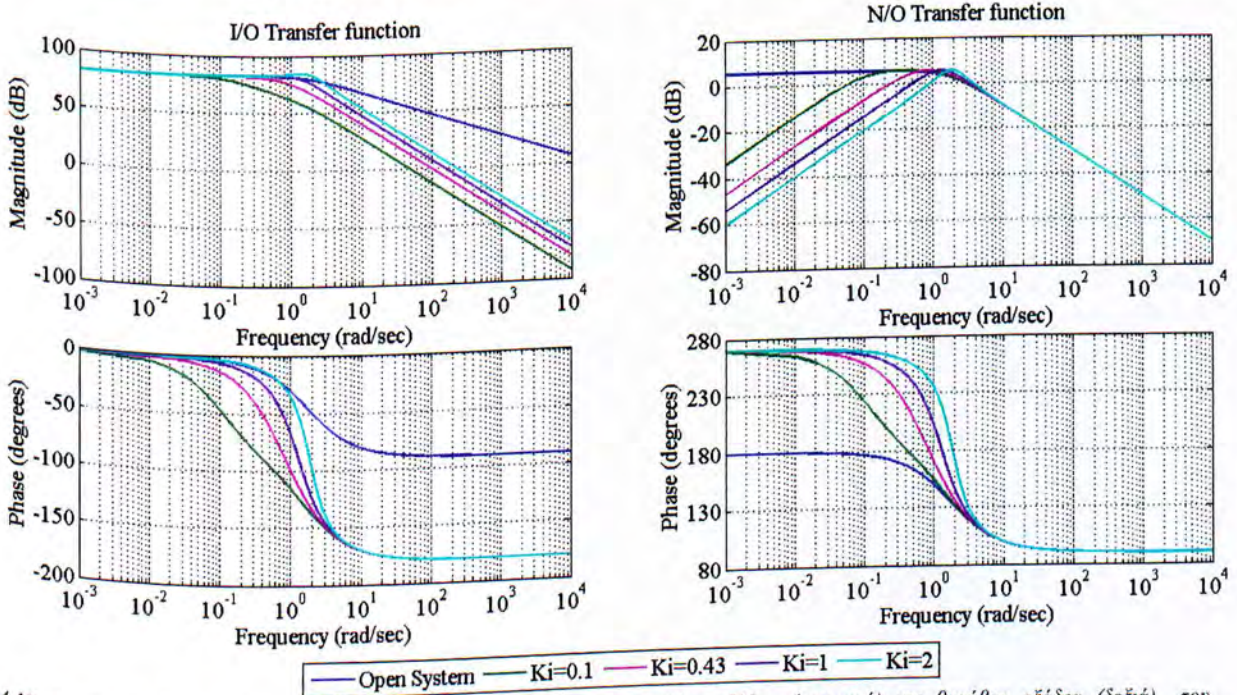
$$G_F(s) = -\frac{K_f(s + 1.72)}{(s + p_f)((1.72K_p K_D + 1)s + 1.72(K_p + 1))} \rightarrow$$

$$z_1 = -1.72, \quad p_1 = -p_f, \quad p_2 = -\frac{1.72(K_p + 1)}{1.72K_p K_D + 1}$$

Παρατηρούμε ότι σε όλες τις περιπτώσεις έχουμε έναν μηδενιστή ($z_1 = -1.72$) και έναν πόλο ($p_1 = -p_f$) τους οποίους δεν μπορούμε να μετακινήσουμε και έναν μηδενιστή που κατά περίπτωση εμφανίζεται (ισχύει για I, PI και PID ελεγκτές) και ο οποίος επίσης δεν μπορεί να μετακινηθεί. Να υπενθυμίσουμε σε αυτό το σημείο ότι $p_f = 1.7$ ή 1.92 αναλόγως το αισθητήριο από το οποίο προέρχεται ο θόρυβος. Συνεπώς κατά περίπτωση μόνο ένας ή δύο πόλοι μπορούν να μετακινηθούν.

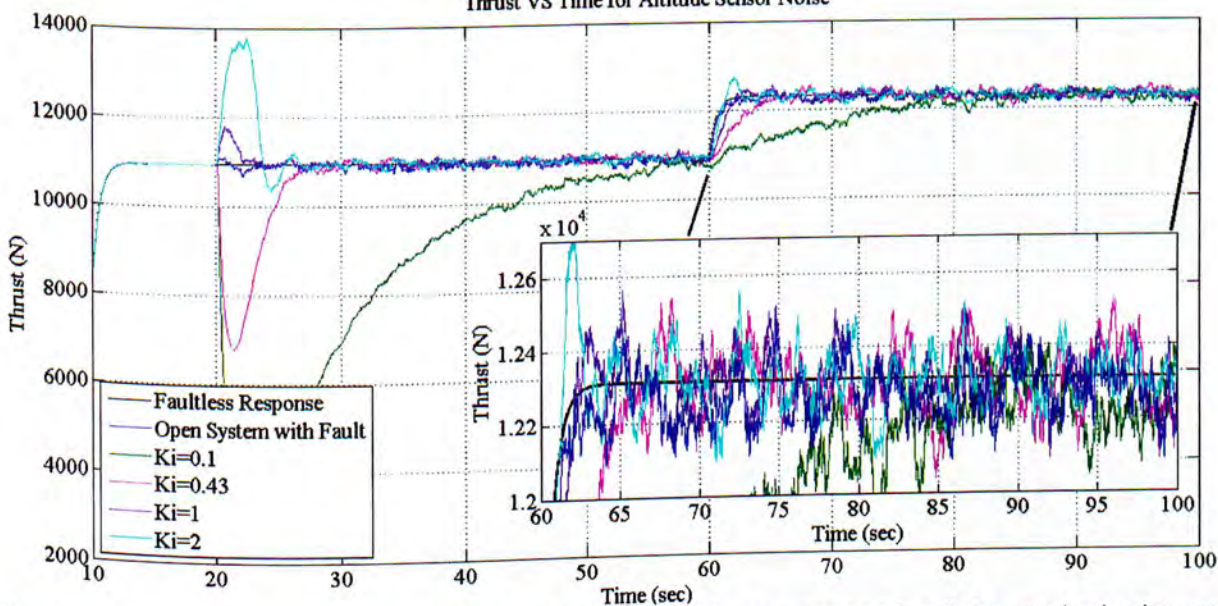
Ο στόχος όμως δεν είναι απλά να μετακινηθούν αλλά να μετατοπιστούν πιο αριστερά στο πεδίο συχνοτήτων και αν είναι δυνατό να πλησιάσουν το μηδέν ώστε να φιλτραριστούν όσο το δυνατόν περισσότερες συχνότητες. Όπως μπορούμε να παρατηρήσουμε από τις εξισώσεις που ορίζουν την θέση των μη σταθερών πόλων μπορούμε να μετακινήσουμε τον πόλο σε συχνότητα αποκοπής μικρότερη από αυτήν του αισθητηρίου στις περιπτώσεις που έχουμε I, PI, PD και PID ελεγκτές. Για αυτό το λόγο ο ελεγκτής P απορρίπτεται.

Στον ελεγκτή I ορίζοντας πολύ μικρό κέρδος μπορούμε να μετατοπίσουμε έναν από τους δύο πόλους που προκύπτουν από την δευτεροβάθμια χαρακτηριστική εξίσωση του κλειστού συστήματος κοντά στο μηδέν αλλά αυτό έχει μεγάλη επίπτωση στην ταχύτητα του συστήματος. Αυξάνοντας το κέρδος πάνω από το 0.43 περνάμε σε μιγαδικούς πόλους οπότε και αρχίζει να φαίνεται απώλεια της ευστάθειας (σχήμα 4.12 και 4.13). Ακόμα όμως και στην οριακή αυτή τιμή ο ελεγκτής δεν λειτουργεί ικανοποιητικά ως φίλτρο οπότε και απορρίπτεται (σχήμα 4.13).



4.12 Απεικόνιση διαγραμμάτων Bode των συναρτήσεων μεταφοράς εισόδου-εξόδου (αριστερά) και θορύβου-εξόδου (δεξιά) του συστήματος για ελεγκτή τύπου I και για διάφορες τιμές του κέρδους K_I . Σε πρώτη ματιά ο ελεγκτής συμπεριφέρεται σχεδόν όπως θα θέλαμε αλλά θα πρέπει να δούμε και στην χρονική απόκριση τι επίδραση έχει ο ελεγκτής.

Thrust VS Time for Altitude Sensor Noise



4.13 Απεικόνιση απόκρισης φυσικού συστήματος για ελεγκτή τύπου I και για διάφορες τιμές του κέρδους K_I . Παρατηρούμε ότι πέραν της έντονης (ανεπιθύμητης) αντίδρασης του ελεγκτή κατά την ενεργοποίηση του (λόγω μεταβολής του κέρδους με το κλείσιμο του βρόχου όπως αναφέραμε νωρίτερα), ο ελεγκτής δεν λειτουργεί στην πράξη όπως επιθυμούμε γι' αυτό και απορρίπτεται.

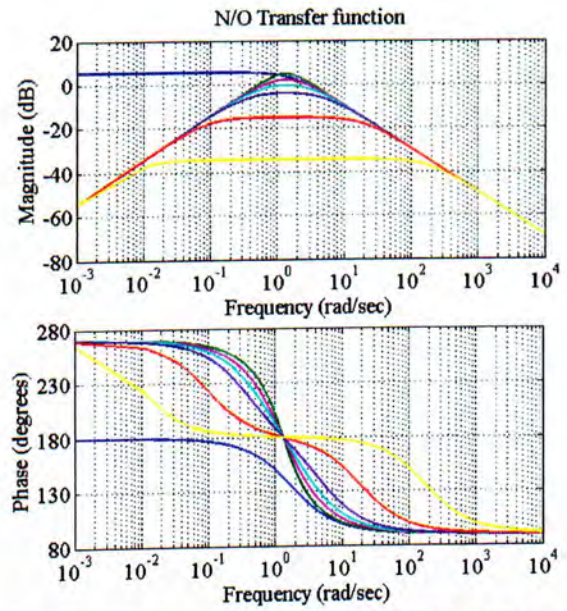
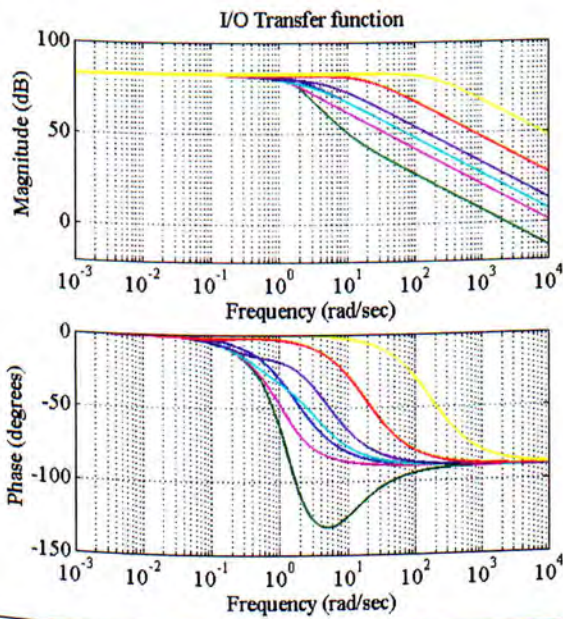
Με τον ελεγκτή PD θα μπορούσαμε να μετατοπίσουμε τον πόλο του συστήματος όπου επιθυμούμε λόγω όμως του ότι προσθέτει ένα μηδενιστή στη συνάρτηση μεταφοράς εισόδου εξόδου του συστήματος η αρμονική απόκριση του συστήματος από φθίνουσα γίνεται σταθερή. Επίσης επειδή η μετατόπιση του πόλου αριστερά στο πεδίο των συχνοτήτων γίνεται προσθέτοντας διαφορικό κέρδος η χρονική απόκριση του συστήματος είναι έντονα επηρεασμένη από θόρυβο. Συνεπώς και αυτός ο ελεγκτής απορρίπτεται.

Με τον ελεγκτή PI ρυθμίζοντας τα κέρδη K_P και K_I και διατηρώντας την αναλογία που ορίσαμε νωρίτερα (δηλαδή $K_P = \frac{1}{K_I}$ και αντίστροφα) καταλήγουμε σε τρεις δυνατές περιπτώσεις, $K_P < K_I$, $K_P = K_I = 1$ και $K_P > K_I$.

Στην πρώτη περίπτωση όπου $K_P < K_I$ το καλύτερο που μπορούμε να επιτύχουμε είναι η μετατροπή των πραγματικών πόλων σε μιγαδικούς (άρα διπλός πόλος σε μία συχνότητα) αφού η αύξηση του κέρδους του ολοκληρωτή πέραν του ότι δεν έχει επίδραση στο σύστημα (εφόσον δεν υπάρχει κάποιο μόνιμο σφάλμα), καθυστερεί το σύστημα μειώνοντας παράλληλα και την ευστάθεια του.

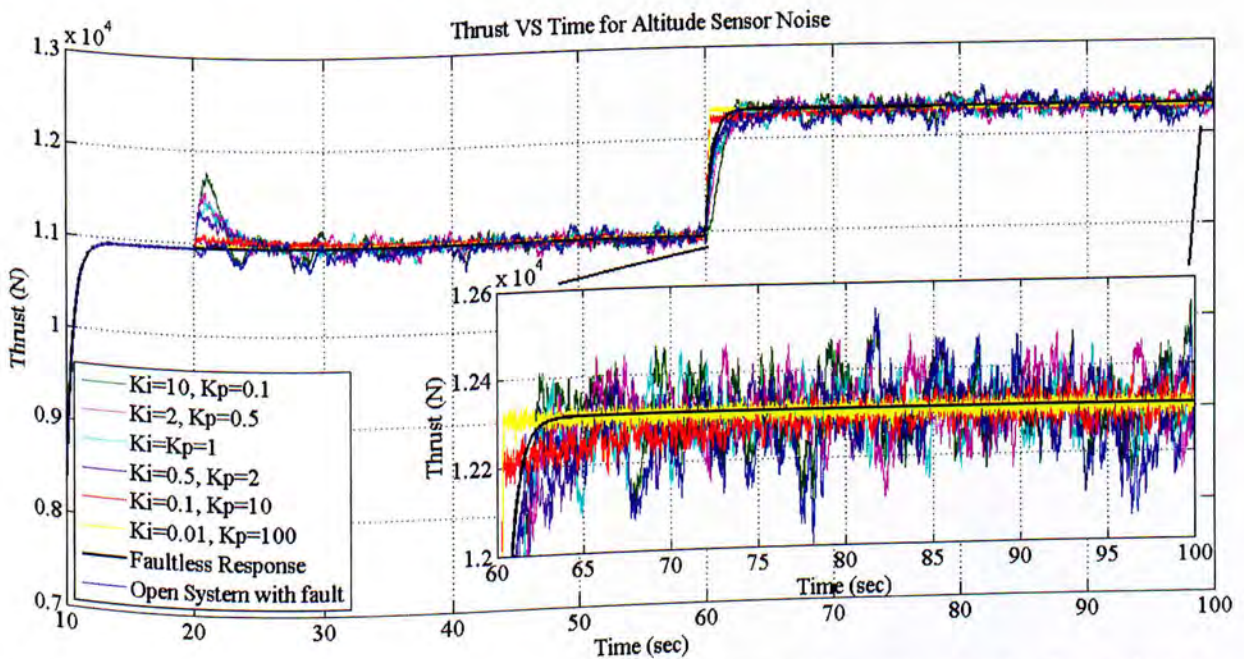
Για την περίπτωση όπου $K_P = K_I = 1$ ο ελεγκτής λειτουργεί περισσότερο ως ζωνοπερατό φίλτρο για τον θόρυβο του συστήματος το οποίο όμως όπως φαίνεται και στην χρονική απόκριση του συστήματος δεν έχει μεγάλη επίδραση.

Για την τελευταία περίπτωση όπου $K_P > K_I$ παρατηρούμε ότι οι δύο πόλοι του συστήματος μετακινούνται αντίθετα ο ένας προς τον άλλο οπότε είναι δυνατό να έχουμε έναν πόλο πολύ κοντά στο μηδέν όπως επιθυμούσαμε. Παράλληλα μειώνεται και το μέγεθος του θορύβου καθότι αυξάνοντας το κέρδος η συνάρτηση μεταφοράς θορύβου εξόδου ελαχιστοποιείται. Ιδιαίτερη προσοχή πρέπει να δοθεί στο γεγονός ότι με την αύξηση του αναλογικού κέρδους, ο εσωτερικός θόρυβος του συστήματος γίνεται πιο έντονος καθότι μετατοπίζεται η συχνότητα αποκοπής του συστήματος οπότε και δεν φιλτράρονται πλέον συχνότητες που προηγουμένως αποκόπτονταν όπως είδαμε και νωρίτερα (σχήματα 4.8 και 4.9). Στα διαγράμματα που ακολουθούν βλέπουμε την επίδραση του ελεγκτή στο φυσικό σύστημα και πως μεταβάλλει την αρμονική (σχήμα 4.15) και την χρονική απόκριση (σχήμα 4.16) αυτού για διάφορους συνδυασμούς κερδών.



— Open System
— $K_i=10, K_p=0.1$
— $K_i=2, K_p=0.5$
— $K_i=K_p=1$
— $K_i=0.5, K_p=2$
— $K_i=0.1, K_p=10$
— $K_i=0.01, K_p=100$

4.15 Απεικόνιση Διαγραμμάτων Bode των συναρτήσεων μεταφοράς εισόδου εξόδου (αριστερά) και θορύβου εξόδου (δεξιά) του συστήματος για ελεγκτή τύπου PI και για διάφορες τιμές του κέρδους K_i και K_p . Σε πρώτη ματιά ο ελεγκτής συμπεριφέρεται σχεδόν όπως θα θέλαμε αλλά θα πρέπει να δούμε και στην χρονική απόκριση τι επίδραση έχει ο ελεγκτής.



4.15 Απεικόνιση απόκρισης φυσικού συστήματος για ελεγκτή τύπου PI και για διάφορες τιμές του κέρδους K_i και K_p . Παρατηρούμε ότι ο ελεγκτής λειτουργεί σε πολύ ικανοποιητικό βαθμό με μεγάλο αναλογικό κέρδος ($K_p = 100$).

Συμπερασματικά καταλήγουμε ότι ο PI ελεγκτής μπορεί να χρησιμοποιηθεί και σε αυτή την περίπτωση βλάβης, αποδίδοντας πολύ καλύτερα συγκριτικά με άλλα είδη ελεγκτή. Εφόσον επιθυμούμε μια συχνότητα αποκοπής πολύ μικρότερη από αυτήν του αισθητηρίου και όσο το δυνατόν πιο κοντά στο μηδέν, επιλέγουμε κέρδος $K_p = 100$ και $K_i = 0.01$ ώστε να έχουμε $p_1 = -0.01$ και $p_2 = -172$.

4.7 Σύνοψη

Η ύπαρξη διαταραχών σε ένα σύστημα είναι ίσως ο μόνος παράγοντας για τον οποίο μπορούμε να είμαστε απολύτως βέβαιοι κατά τη σχεδίαση ενός συστήματος αυτομάτου ελέγχου και γι' αυτό πρέπει να λαμβάνεται υπόψη και να μην παραμελείται.

Είδαμε σε αυτό το κεφάλαιο ότι αναλόγως της μορφής της βλάβης, την επίδραση που έχει στο σύστημα μας και των στόχων που θέτουμε ή μας τίθενται σχεδιάζουμε και τη στρατηγική ελέγχου η οποία μας οδηγεί στην επιλογή βέλτιστου ελεγκτή για την περίπτωση μας. Κατόπιν μέσω των διαφορικών εξισώσεων, των διαγραμμάτων Bode και των χρονικών αποκρίσεων μπορούμε να προσδιορίσουμε τις τιμές των παραμέτρων του ελεγκτή.

Βιβλιογραφία – Πηγές – Αναφορές – Σύνδεσμοι

- [1]. Δ. Καλλιγερόπουλος, Σ Βασιλειάδου, *Συστήματα Αυτομάτου Ελέγχου Ι, Σύγχρονη Εκδοτική*, ISBN: 960-8165-84-9
- [2]. Δ. Καλλιγερόπουλος, Σ Βασιλειάδου, *Συστήματα Αυτομάτου Ελέγχου ΙΙ, Σύγχρονη Εκδοτική*, ISBN: 960-8165-85-7
- [3]. Γ. Πολίτης, Π. Μπούσλης, *Συστήματα Αυτομάτου Ελέγχου Ι για μηχανικούς, Σειρά Αυτοματισμός V Εκδόσεις Μ&Ρ*
- [4]. Ι. Αιγνός, Π. Μπούσλης, Γ. Πολίτης, Γ. Χαμηλοθώρης, *Αυτοματισμοί & Συστήματα Αυτομάτου Ελέγχου [B' Τεύχος] ΟΕΔΒ*
- [5]. Δ. Τσελές, *CAD/CAM, Σύγχρονη Εκδοτική*, ISBN: 960-8165-60-1
- [6]. Richard C. Dorf, Robert H. Bishop, *Σύγχρονα Συστήματα Αυτομάτου Ελέγχου [11^η Έκδοση]*, Εκδόσεις Τζιόλα, ISBN: 978-960-418-211-4
- [7]. Cary R. Spitzer, *The Avionics Handbook*, ISBN: 0-8493-8348-X
- [8]. D. Dimogianopoulos, J. Hios, S. Fassois, *Aircraft engine health management via stochastic modelling of flight data interrelations, Aerospace Science and Technology Volume 16 2012 Issue 1 (January–February 2012) 70–81, Elsevier B.V.*
- [9]. N. Aretakis, K. Mathioudakis, S. Stamatis, *Identification of sensor faults on turbofan engines using pattern recognition techniques, Control Engineering Practice 12 (July 2004) 827–836.*
- [10]. R. Haber, L. Keviczky, *Nonlinear System Identification – Input–Output Modelling Approach, Kluwer Academic Publishers, The Netherlands, 1999, pp. 127–128.*
- [11]. A. Marcos, G. Balas, D. Mylaraswamy, *Robust identification and residual generation application to a turbofan engine, in: 2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings, March 2004, pp. 3384–3395.*
- [12]. Wikipedia http://en.wikipedia.org/wiki/Control_theory
- [13]. Wikipedia <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>
- [14]. Wikipedia http://en.wikipedia.org/wiki/System_identification
- [15]. NASA <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/aturbf.html>

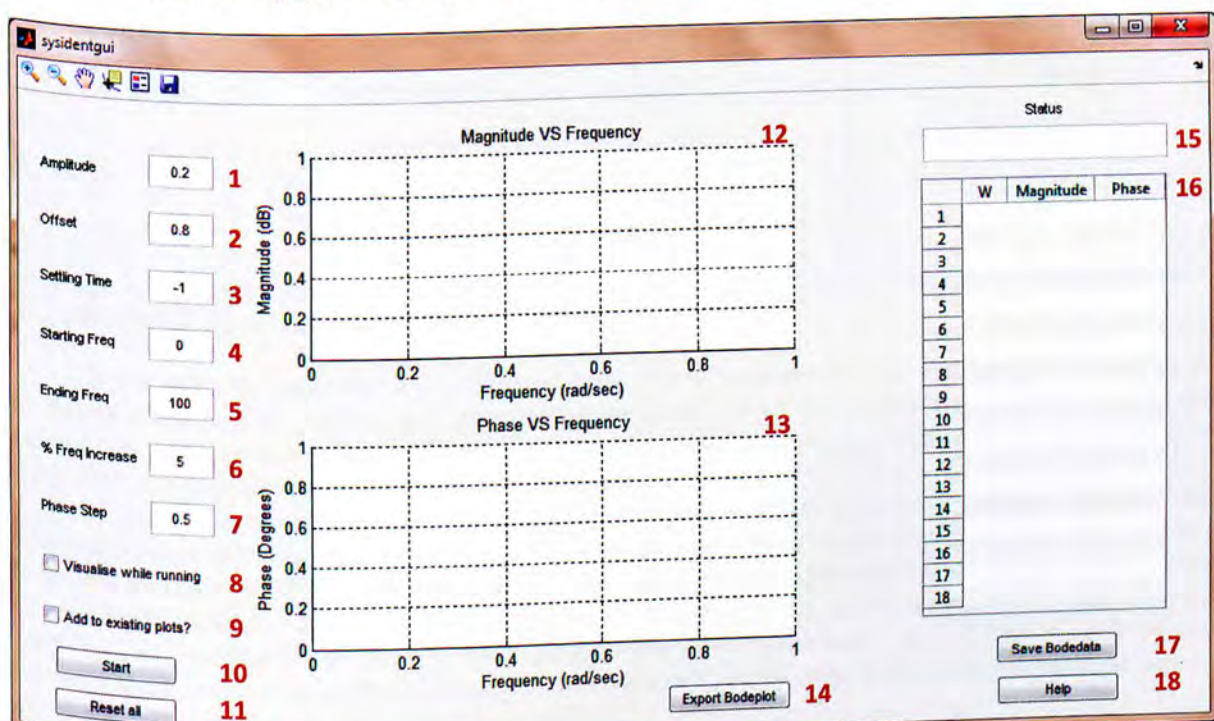
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α

System Identification Graphics User Interface (SYSIDENTGUI)

Εισαγωγή

Ένα από τα προϊόντα της εν λόγω πτυχιακής εργασίας είναι το περιβάλλον διεπαφής που παρουσιάζεται σε αυτό το παράρτημα. Αναπτύχθηκε με την προοπτική να διευκολύνει και να επιταχύνει την μελέτη της αρμονικής απόκρισης συστημάτων. Η πλατφόρμα SYSIDENTGUI αποτελείται από 3 μέρη:

1. Το περιβάλλον διεπαφής (σχήμα ΠΑ.1).
2. Το αρχείο του Simulink στο οποίο γίνεται η εξομοίωση της απόκρισης του φυσικού συστήματος σε ημιτονοειδή είσοδο (σχήμα ΠΑ.2).
3. Το αρχείο του Matlab το οποίο περιέχει τον κώδικα που ελέγχει την αυτόματη λειτουργία της διαδικασίας βάσει των επιλογών του χρήστη από το περιβάλλον διεπαφής.



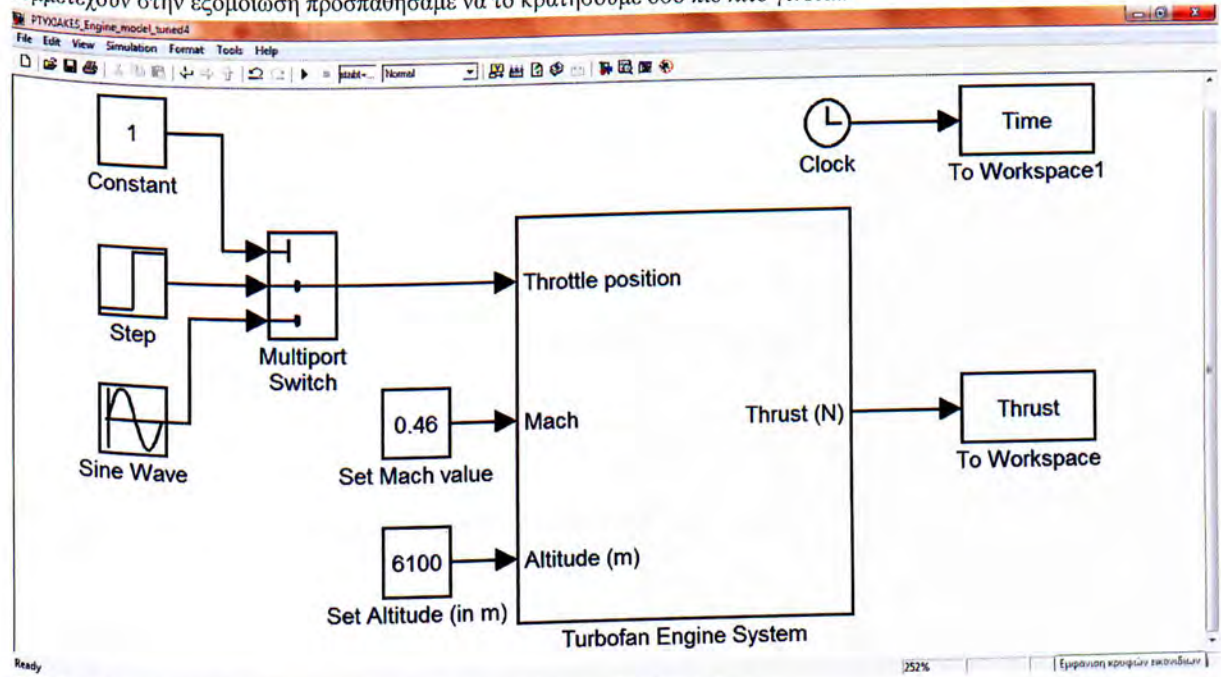
ΠΑ.1 Απεικόνιση παραθύρου διεπαφής που αναπτύχθηκε στα πλαίσια της εργασίας

Στον πίνακα που ακολουθεί περιγράφονται συνοπτικά τα χειριστήρια

1. Πλάτος ημιτονικού σήματος εισόδου	2. Όφσσετ ημιτονικού σήματος εισόδου
3. Χρόνος ισορροπίας συστήματος σε βηματική είσοδο	4. Μικρότερη συχνότητα ημιτονικού σήματος εισόδου (σε rad/sec)
5. Μεγαλύτερη συχνότητα ημιτονικού σήματος εισόδου (σε rad/sec)	6. Ποσοστιαία αύξηση της συχνότητας του ημιτονικού σήματος εισόδου ανά λογαριθμική δεκάδα
7. Βήμα υπολογισμού της γωνίας φάσης (σε μοίρες)	8. Οπτικοποίηση αποτελεσμάτων κατά την λειτουργία
9. Αντιπαραβολή με προηγούμενα διαγράμματα	10. Έναρξη διαδικασίας
11. Διαγραφή δεδομένων	12. Διάγραμμα Μέτρου
13. Διάγραμμα Φάσης	14. Εξαγωγή διαγράμματος Bode
15. Κατάσταση διαδικασίας	16. Πίνακας δεδομένων Μέτρου και Φάσης
17. Αποθήκευση διαγράμματος Bode	18. Άνοιγμα φόρμας βοήθειας

Ταχύτητα κώδικα και χρόνος εξομοίωσης

Ιδιαίτερη έμφαση δόθηκε στην ταχύτητα του κώδικα καθότι σε πρώιμες εκδόσεις χρειαζόνταν ώρες προκειμένου να τελειώσει η διαδικασία. Στο σχήμα που ακολουθεί βλέπουμε το αρχείο του Simulink που χρησιμοποιήθηκε σε όλη την εργασία (σχήμα ΠΑ.2). Λόγω του ότι η ταχύτητα των εξομοιώσεων εξαρτάται άμεσα από το πλήθος των στοιχείων που συμμετέχουν στην εξομοίωση προσπαθήσαμε να το κρατήσουμε όσο πιο λιτό γίνεται.



ΠΑ.2 Απεικόνιση παραθύρου Simulink όπου είναι παραταγμένο το υπό μελέτη σύστημα.

Προκειμένου να τρέξει σωστά ο κώδικας επιλέχθηκε solver σταθερού βήματος αντί μεταβλητού που έχει ως προεπιλογή το Simulink. Για αργά ημίτονα (με συχνότητα μικρότερη του 0.1 rad/sec) ο solver που χρησιμοποιείται έχει ανάλυση 0.01 (1e-2) sec ενώ για ταχύτερα ημίτονα η ανάλυση ανεβαίνει στο 0.001 (1e-3) sec. Αυτό γίνεται επίσης για να επιταχυνθεί η όλη διαδικασία.

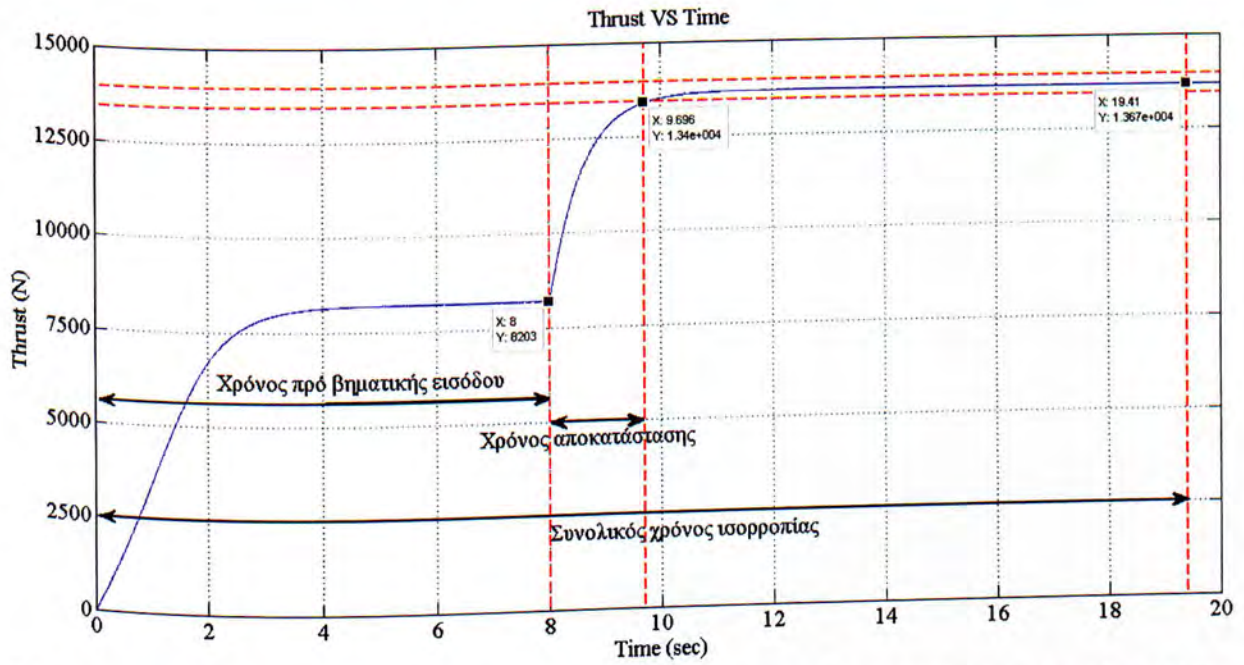
Ο χρόνος εξομοίωσης ρυθμίζεται κάθε φορά αυτόματα από τον κώδικα για λόγους ταχύτητας. Ένα μέρος του χρόνου εξομοίωσης αντιστοιχεί στον χρόνο που χρειάζεται το σύστημα ώστε να ισορροπήσει στην νέα μόνιμη κατάσταση συν ύστερα από βηματική εισόδο. Έχει επιλεγθεί ο χρόνος αυτός να αντιστοιχεί στο διπλάσιο του χρόνου αποκατάστασης συν του χρόνου προ της βηματικής εισόδου. Ο χρόνος ισορροπίας μπορεί επίσης να οριστεί και χειροκίνητα. Αναλόγως της συχνότητας της ημιτονοειδούς εισόδου ορίζεται το υπόλοιπο του χρόνου εξομοίωσης. Για αργά ημίτονα (με συχνότητα μικρότερη του 0.1 rad/sec) προστίθεται χρόνος ίσος με 3 περιόδους του σήματος εισόδου ενώ για ταχύτερα ημίτονα προστίθεται χρόνος ίσος με 6 περιόδους του σήματος εισόδου.

$$\text{Χρόνος ισορροπίας} = 2 \cdot (\text{χρόνος προ βηματικής εισόδου} + \text{χρόνος αποκατάστασης})$$

$$\text{Χρόνος εξομοίωσης} = \text{Χρόνος ισορροπίας} + T$$

όπου

$$T = \begin{cases} 3 \cdot \frac{2\pi}{\omega}, & \omega < 0.1 \text{ rad/sec} \\ 6 \cdot \frac{2\pi}{\omega}, & \omega \geq 0.1 \text{ rad/sec} \end{cases}$$



ΠΑ.3 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος σε βηματική είσοδο. Έχουν επισημανθεί οι χρόνοι που συντελούν στον υπολογισμό του χρόνου ισορροπίας.

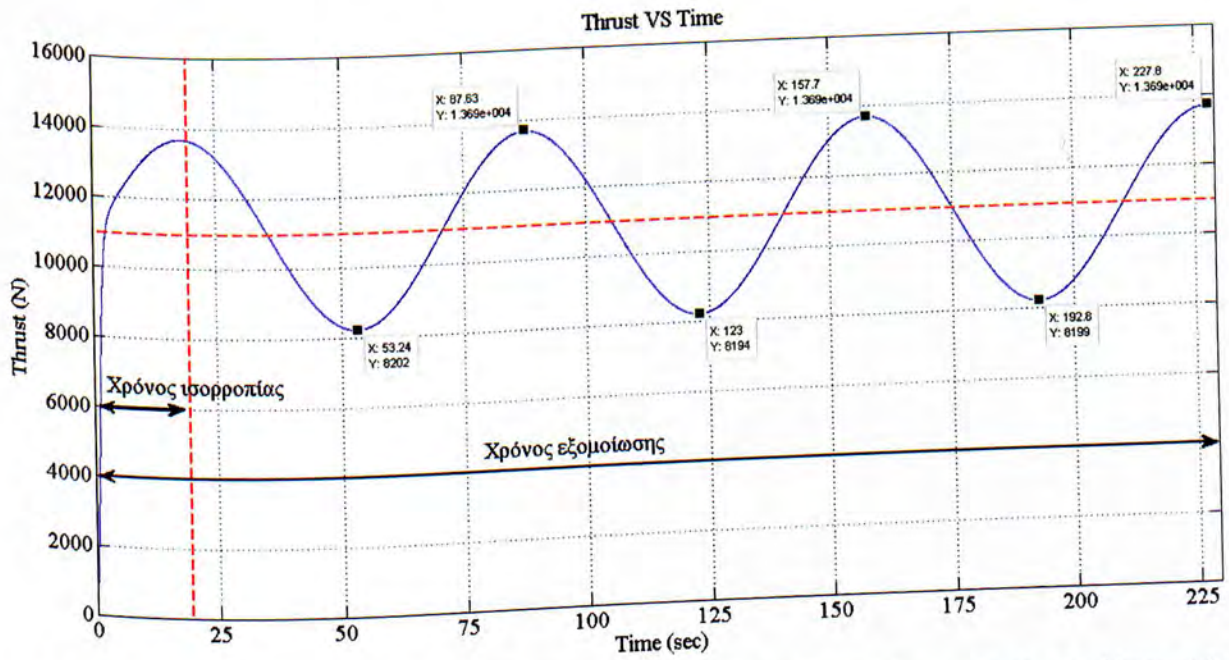
Υπολογισμός Μέτρου

Έχοντας ορίσει τον χρόνο εξομοίωσης προχωράμε στο κυρίως μέρος του κώδικα. Διεγείρουμε το υπό μελέτη σύστημα με ημιτονικές εισόδους διαφορετικής συχνότητας και εξάγουμε την απόκριση του στο Matlab. Ο κώδικας υπολογίζει αρχικά το κέρδος του συστήματος βρίσκοντας αρχικά τις μέγιστες και τις ελάχιστες τιμές για κάθε περίοδο της ημιτονοειδούς απόκρισης (σχήμα ΠΑ.5 και σχήμα ΠΑ.6). Στη συνέχεια υπολογίζει το μέσο όρο των μέγιστων τιμών και τον μέσο όρο των ελάχιστων τιμών. Αφαιρώντας τις δύο τιμές και διαιρώντας το υπόλοιπο τους δια 2 υπολογίζεται το πλάτος της ημιτονοειδούς απόκρισης. Διαιρώντας εν τέλει με το πλάτος του σήματος εισόδου έχει υπολογιστεί το κέρδος του συστήματος από το οποίο προκύπτει και το λογαριθμικό μέτρο.

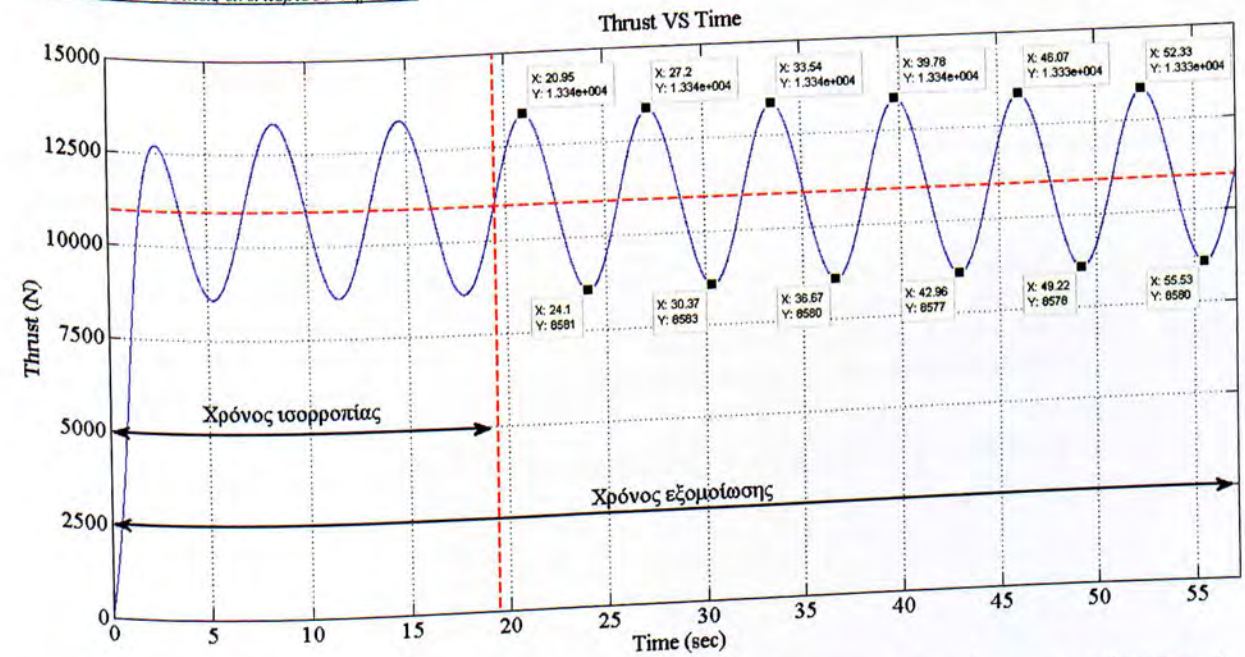
$$\text{Πλάτος ημιτονοειδούς απόκρισης} = \frac{\text{Μέσος Όρος Μεγίστων} - \text{Μέσο Όρο Ελαχίστων}}{2}$$

$$\text{Κέρδος} = \frac{\text{Πλάτος ημιτονοειδούς απόκρισης}}{\text{Πλάτος ημιτονοειδούς εισόδου}}$$

$$\text{Μέτρο του κέρδους} = 20 \log_{10} \text{Κέρδος}$$



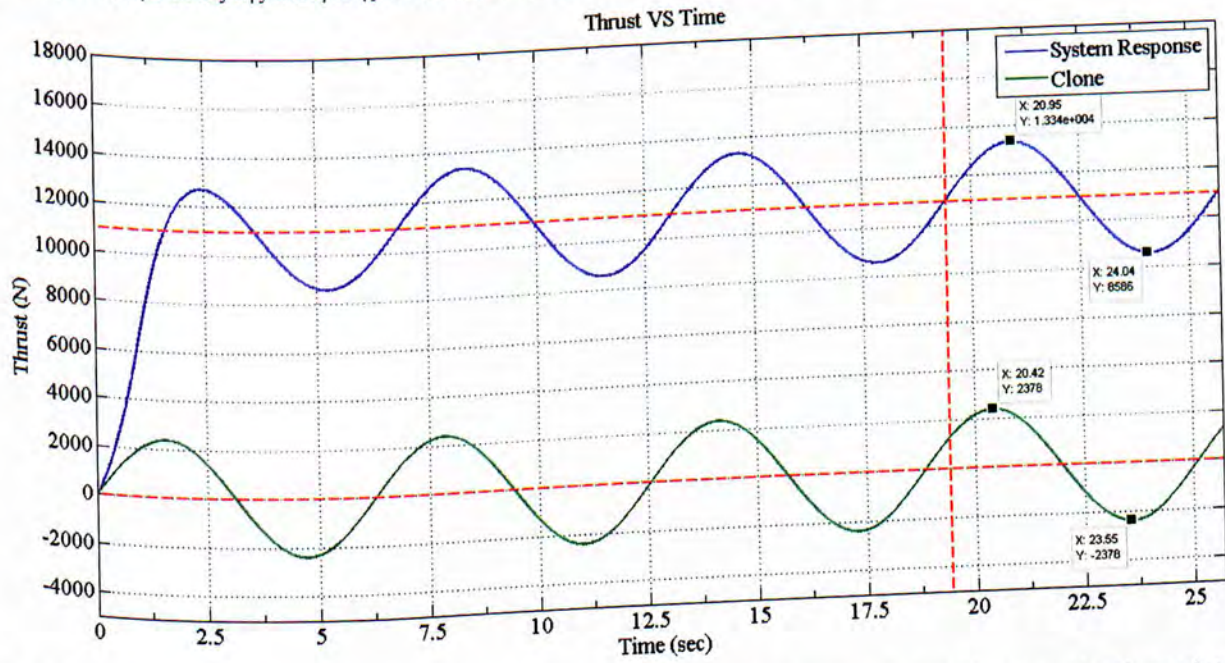
ΠΑ.4 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 0.09 rad/sec . Παρατηρούμε τις μέγιστες και τις ελάχιστες τιμές που εντοπίζει ο κώδικας ανά περίοδο σήματος.



ΠΑ.5 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 1 rad/sec . Παρατηρούμε τις μέγιστες και τις ελάχιστες τιμές που εντοπίζει ο κώδικας ανά περίοδο σήματος. Επίσης βλέπουμε τις τιμές των πρώτων περιόδων που απορρίπτονται απ' τον κώδικα καθώς εντοπίζονται χρονικά πριν το όριο του χρόνου ισορροπίας που έχουμε ορίσει.

Υπολογισμός φάσης

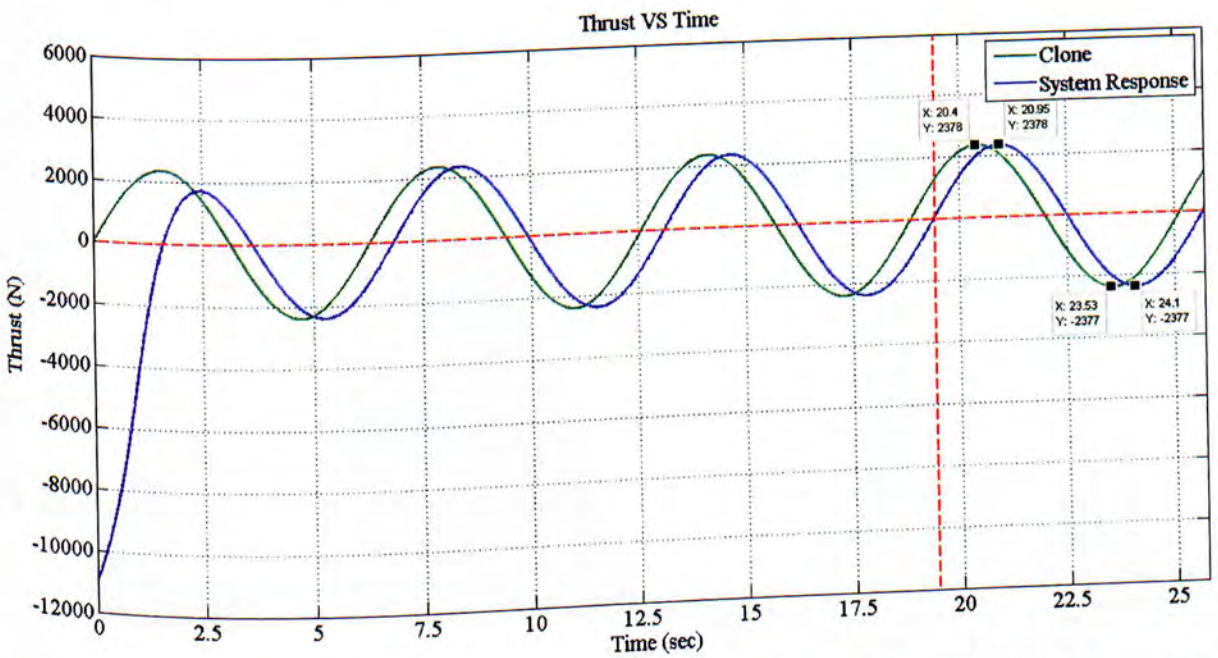
Γνωρίζοντας πλέον το κέρδος του συστήματος μπορούμε να παράγουμε ένα ημίτονο ίδιου πλάτους και συχνότητας με την απόκριση του συστήματος (σχήμα ΠΑ.7). Όπως αναφερθήκαμε και στο κυρίως μέρος της εργασίας αυτό το ημίτονο χρειάζεται ώστε μεταβάλλοντας κάθε φορά την γωνία φάσης του και κάνοντας κάθε φορά αντιπαραβολή των τιμών του με αυτές της απόκρισης να υπολογίσουμε την καθυστέρηση φάσης που προκαλεί το σύστημα.



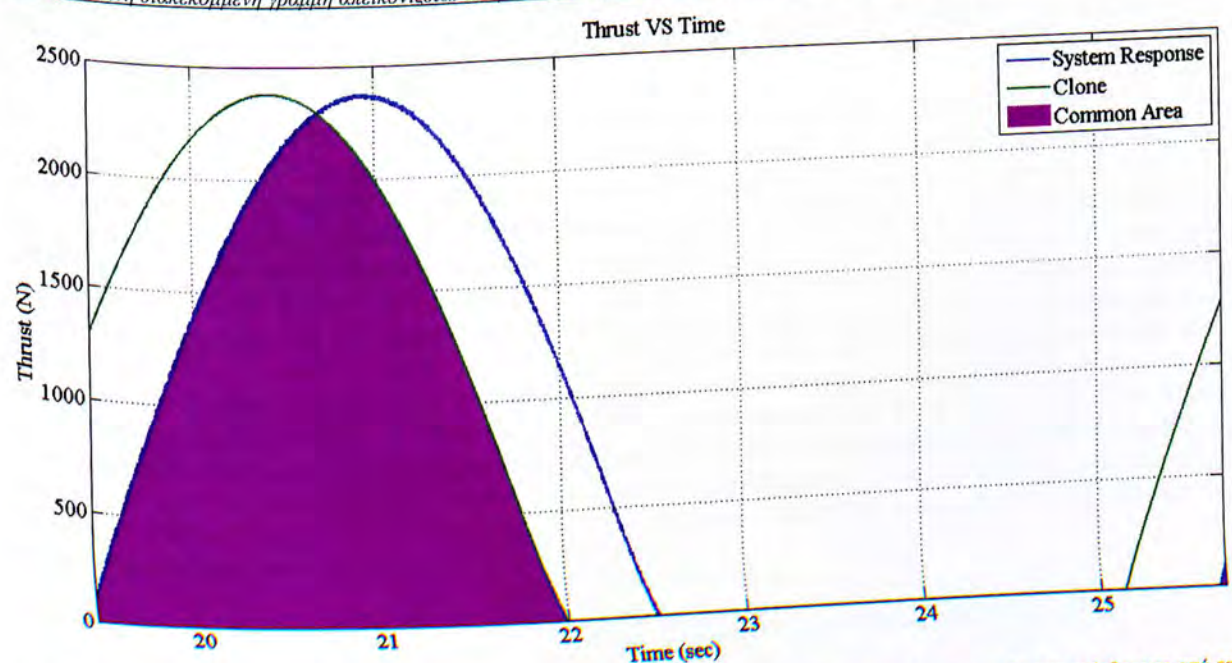
ΠΑ.7 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 1 rad/sec. Παρατηρούμε τον κλώνο ως πιστό αντίγραφο (ως προς μέγεθος και συχνότητα) της ημιτονοειδούς απόκρισης με μηδενική φάση. Με κάθετη κόκκινη διακεκομμένη γραμμή απεικονίζεται το όριο από το οποίο και μετά γίνεται ανάλυση του σήματος.

Έχοντας δημιουργήσει τον κλώνο αφαιρούμε από την απόκριση του συστήματος το όφσετ ώστε ο μέσος όρος του τώρα να είναι στο μηδέν. Έπειτα κόβουμε και από τα δύο σήματα τις αρνητικές ημιπεριόδους ώστε να μην επηρεάζεται το ολοκλήρωμα από τις αρνητικές τιμές (σχήμα ΠΑ.8). Τέλος υπολογίζεται η κοινή επιφάνεια των δύο σημάτων (σχήμα ΠΑ.9). Η μέγιστη επιφάνεια μεταξύ των κλώνων διαφορετικής φάσης υποδεικνύει και την αντίστοιχη γωνία.

$$\text{Γωνία φάσης } \Phi = \varphi \propto \max \left(\int \min(\text{Thrust}(t), \text{Clone}(t, \varphi)) dt \right) \quad | -180^\circ < \varphi < 180^\circ$$

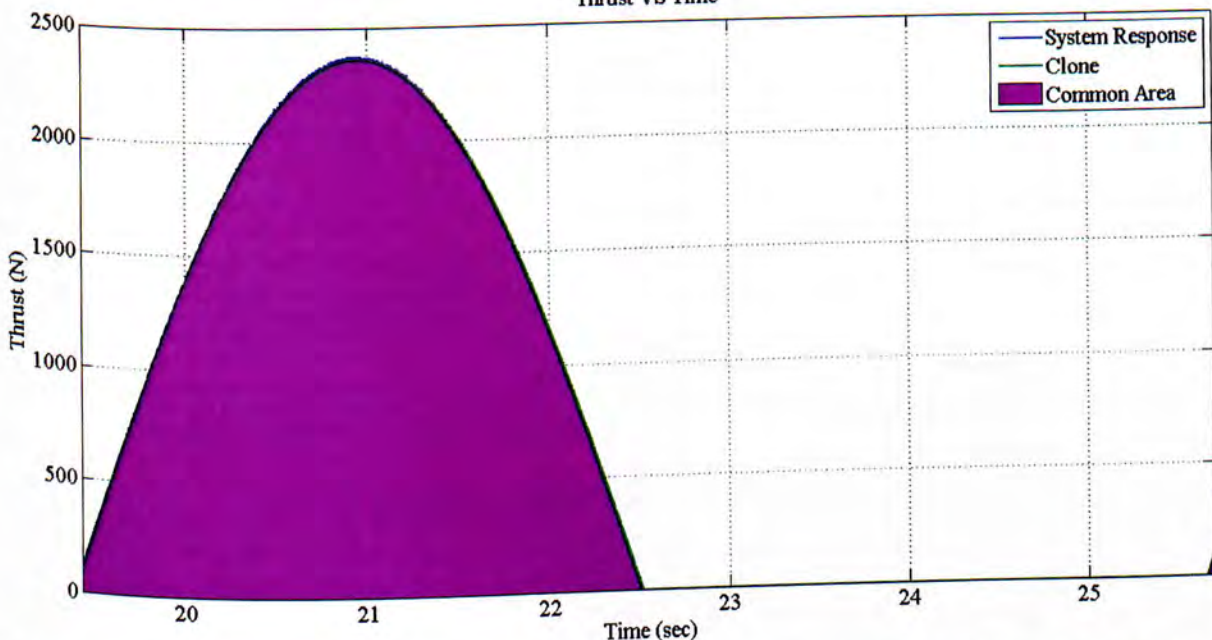


ΠΑ.8 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 1 rad/sec. Έχει αφαιρεθεί το όφους από την απόκριση και με κάθετη κόκκινη διακεκομμένη γραμμή απεικονίζεται το όριο από το οποίο και μετά γίνεται ανάλυση του σήματος.



ΠΑ.9 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 1 rad/sec. Έχουν κοπεί οι αρνητικές ημιπερίοδοι και από τα δύο σήματα και απεικονίζεται η κοινή περιοχή των δύο σημάτων. Να υπενθυμίσουμε ότι ο κλώνος έχει μηδενική γωνία φάσης.

Thrust VS Time



ΠΑ.10 Απεικόνιση απόκρισης συστήματος για ημιτονοειδή είσοδο συχνότητας 1 rad/sec. Έχουν κοπεί οι αρνητικές ημιπερίοδοι και από τα δύο σήματα και απεικονίζεται η κοινή περιοχή των δύο σημάτων. Εδώ ο κλώνος έχει γωνία φάσης -30 μοίρες. Παρατηρούμε ότι η κοινή περιοχή τους είναι η μέγιστη δυνατή συνεπώς τα δύο σήματα είναι συμφασικά. Συμπερασματικά καταλήγουμε ότι για συχνότητες εισόδου 1rad/sec το σύστημα προκαλεί καθυστέρηση φάσης 30 μοιρών.

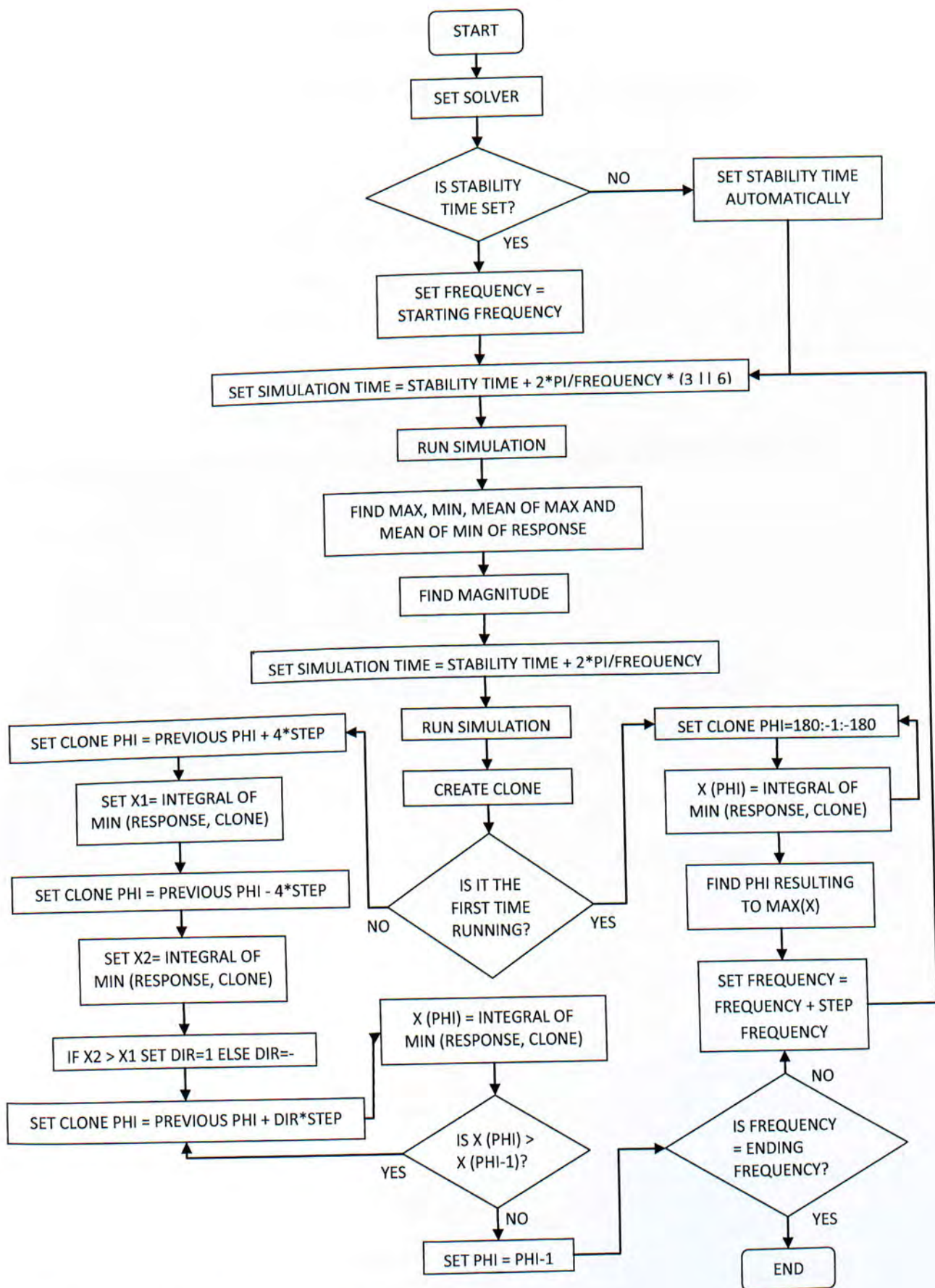
Λόγω του ότι η μελέτη του συστήματος δεν περιορίζεται σε ένα συγκεκριμένο εύρος συχνοτήτων (ο χρήστης επιλέγει το εύρος για το οποίο θα γίνει η ανάλυση της ημιτονοειδούς απόκρισης) κατά την ανάλυση του πρώτου ημιτόνου δοκιμάζονται κλώνοι με γωνία φάσης από 180 έως -180 μοίρες με βήμα φάσης μίας μοίρας ώστε να βρεθεί η πρώτη γωνία. Για το επόμενο ημίτονο όμως δεν συμβαίνει το ίδιο. Συγκεκριμένα δοκιμάζονται δύο κλώνοι με φάση 4*βήμα φάσης και -4*βήμα φάσης από την γωνία φάσης που είχε βρεθεί στο προηγούμενο ημίτονο ώστε να βρεθεί αν η καθυστέρηση του συστήματος έχει αυξηθεί ή μειωθεί και αντίστοιχα να αναζητηθούν γωνίες φάσης μικρότερες ή μεγαλύτερες. Με τη μέθοδο αυτή δεν χρειάζεται για κάθε ημίτονο να δοκιμάζουμε όλες τις δυνατές γωνίες κάτι που έχει αντίκτυπο και στον συνολικό χρόνο της διαδικασίας. Επίσης όταν η τρέχουσα τιμή του κοινής επιφάνειας είναι μικρότερη από την προηγούμενη τότε ο κώδικας τερματίζει την διαδικασία και επιστρέφει την προηγούμενη γωνία φάσης.

Έχοντας υπολογίσει πλέον το μέτρο και τη φάση του συγκεκριμένου ημιτόνου προχωράει η διαδικασία στο επόμενο ημίτονο. Το επόμενο ημίτονο υπολογίζεται βάσει του βήματος που έχει προκαθορίσει και επιθυμεί ο χρήστης. Λόγω του ότι μια γραμμική αύξηση της συχνότητας του ημιτόνου απεικονισμένη σε λογαριθμική κλίμακα δεν είναι ιδιαίτερα χρήσιμη επιλέξαμε το βήμα να είναι ποσοστιαίο βάσει της λογαριθμικής δεκάδας στην οποία ανήκει η συχνότητα του προηγούμενου ημιτόνου.

$$Frequency_x = Frequency_{x-1} + \frac{Frequency_{step}}{100} \cdot 10^{\text{ceil}(\log_{10} Frequency_{x-1})}$$

Στο τέλος της διαδικασίας δίνεται η δυνατότητα στον χρήστη να αποθηκεύσει το διάγραμμα σαν figure όπως επίσης και να αποθηκεύσει και τα δεδομένα που προέκυψαν για μελλοντική χρήση. Τα δεδομένα αποθηκεύονται στον ίδιο φάκελο που βρίσκεται και το αρχείο του κώδικα, με την ονομασία BODE_DATA.mat. Το αρχείο αυτό περιέχει μια μεταβλητή με ονομασία bodedata η οποία αποτελείται από τρεις στήλες. Η πρώτη στήλη αποτελείται από τα ημίτονα που χρησιμοποιήθηκαν σαν εισόδοι, η δεύτερη στήλη αποτελείται από το μέτρο του κάθε ημιτόνου και η τρίτη στήλη αποτελείται από τη γωνία φάσης κάθε ημιτόνου σε μοίρες.

Η λογική του κώδικα περιγράφεται συνοπτικά στο διάγραμμα ροής που ακολουθεί.



ΠΑ.11 Διάγραμμα ροής που απεικονίζει την λογική συνέχεια του κώδικα.

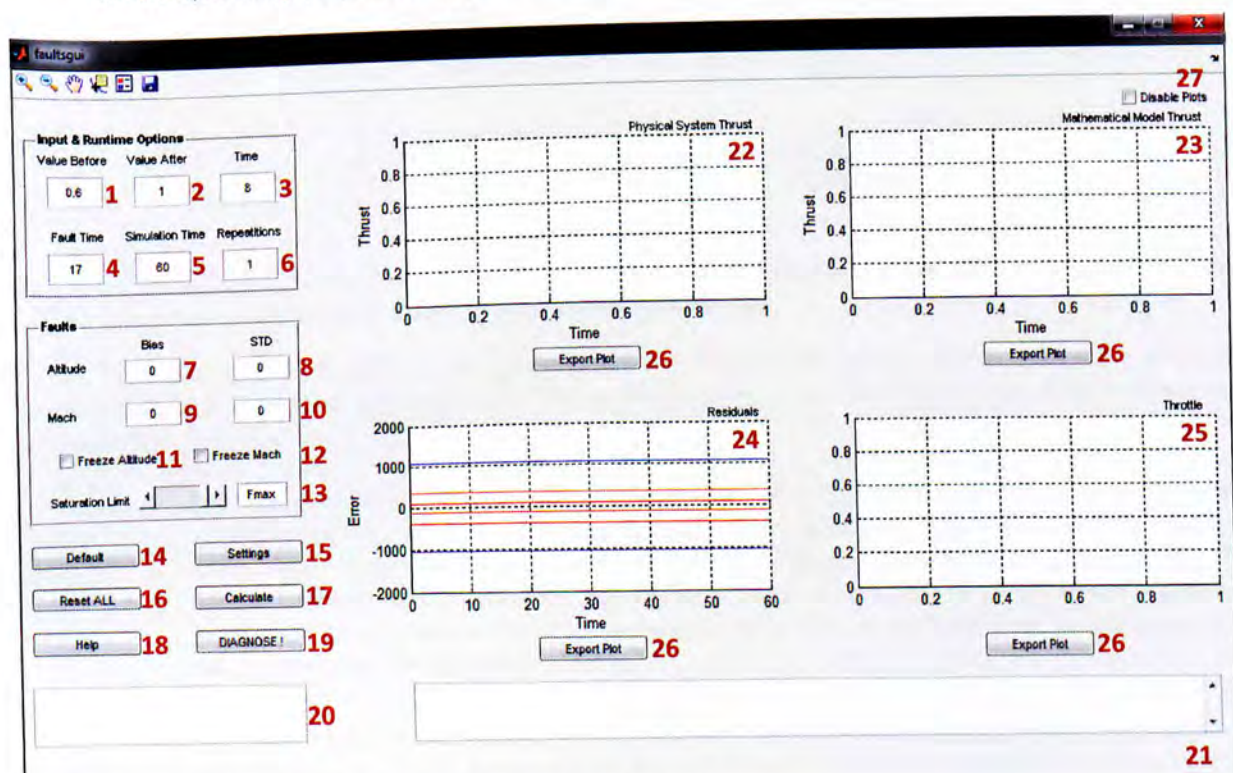
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β

Fault Detection and Identification Graphics User Interface (FAULTSGUI)

Εισαγωγή

Προκειμένου να μπορέσουμε να παρουσιάσουμε την μελέτη που κάναμε στο κεφάλαιο 3 αναπτύξαμε μια πλατφόρμα στην οποία ο χρήστης μπορεί να κάνει εξομοιώσεις διαφόρων βλαβών και στην συνέχεια με εφαρμογή των μεθόδων που αναλύσαμε να πραγματοποιείται αναγνώριση της βλάβης. Η πλατφόρμα αποτελείται από 3 μέρη:

1. Το περιβάλλον διεπαφής (σχήμα ΠΒ.1).
2. Το αρχείο του Simulink στο οποίο γίνεται η εξομοίωση της απόκρισης του φυσικού συστήματος σε βηματική είσοδο (σχήμα ΠΒ.2).
3. Το αρχείο του Matlab το οποίο περιέχει τον κώδικα που ελέγχει την αυτόματη λειτουργία της διαδικασίας βάσει των επιλογών του χρήστη από το περιβάλλον διεπαφής

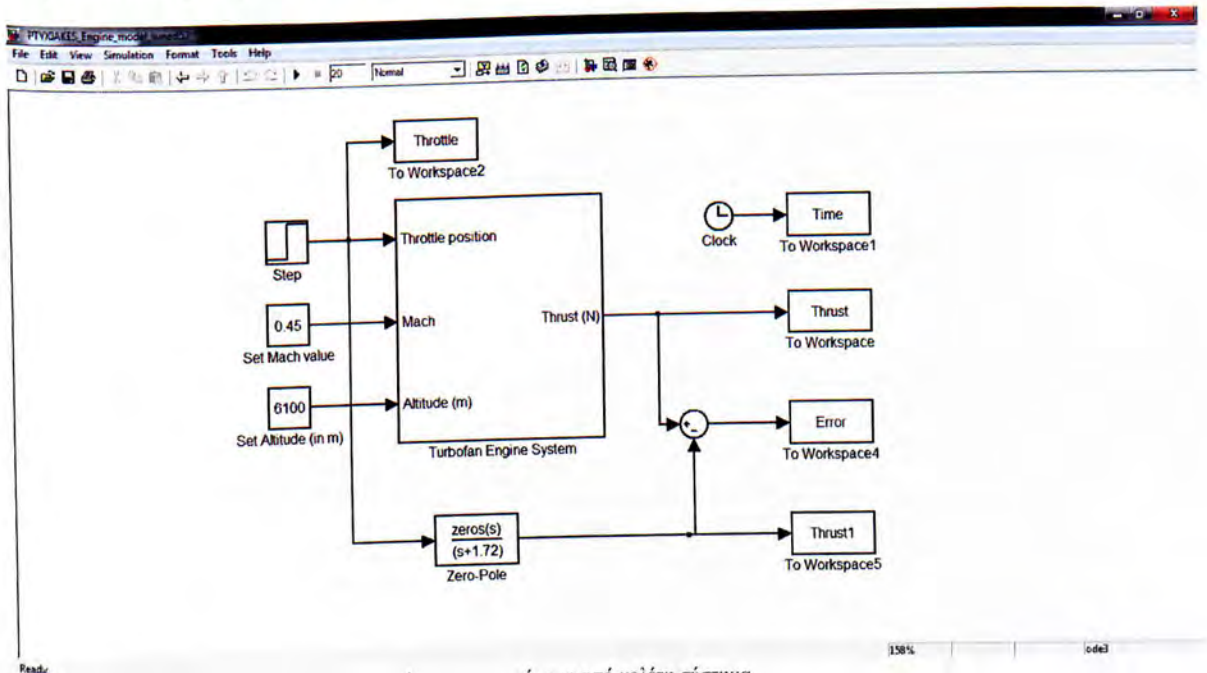


ΠΑ.1 Απεικόνιση παραθύρου διεπαφής που αναπτύχθηκε στα πλαίσια της εργασίας

1. Αρχική τιμή εισόδου	2. Τελική τιμή εισόδου	3. Χρονική στιγμή βηματικής εισόδου
4. Χρόνος στιγμή βλάβης	5. Χρόνος εξομοίωσης	6. Πλήθος επαναλήψεων εξομοίωσης
7. Μέγεθος βλάβης Altitude Bias	8. Μέγεθος βλάβης Altitude STD	9. Μέγεθος βλάβης Mach Bias
10. Μέγεθος βλάβης Mach STD	11. Επιλογή παγώματος αισθητηρίου υψομέτρου	12. Επιλογή παγώματος αισθητηρίου ταχύτητας
13. Μέγεθος βλάβης τύπου Saturation	14. Αφαίρεση βλαβών	15. Ρυθμίσεις εξαγωγής μεταβλητών
16. Καθαρισμός διαγραμμάτων	17. Έναρξη εξομοίωσης	18. Μενού βοήθειας
19. Διάγνωση βλάβης	20. Αποτέλεσμα διάγνωσης	21. Καταγραφή παραμέτρων εξομοίωσης
22. Απόκριση φυσικού συστήματος	23. Απόκριση μαθηματικού μοντέλου	24. Διάγραμμα σφάλματος
25. Διάγραμμα θέσης γκαζιού	26. Εξαγωγή διαγραμμάτων	27. Απενεργοποίηση διαγραμμάτων

Προσθήκη βλάβης

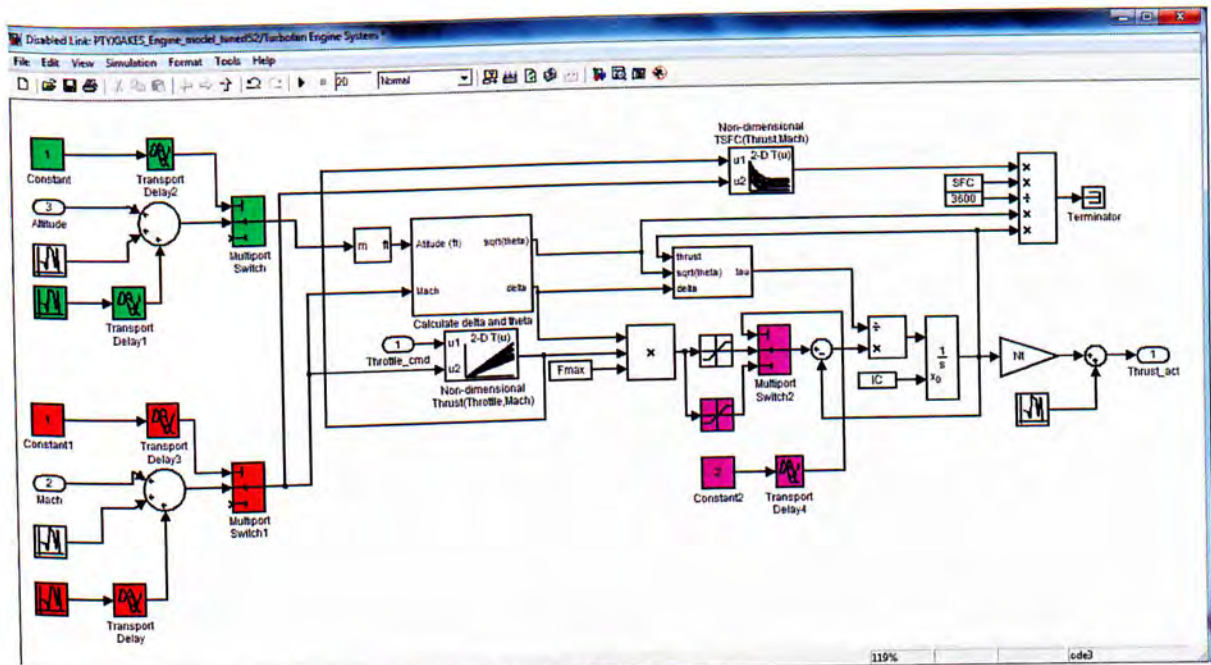
Για να έχουμε όσο το δυνατόν πιο μικρό χρόνο εξομοίωσης επιλέξαμε να κατασκευάσουμε στο Simulink ένα απλό μοντέλο εξομοίωσης. Η ενότητα της ανίχνευσης και αναγνώρισης βλαβών βασίζεται στην σύγκριση της απόκρισης του φυσικού συστήματος με την απόκριση του μαθηματικού μοντέλου που υπολογίσαμε στο κεφάλαιο 1 (σχήμα ΠΒ.2).



ΠΒ.2 Απεικόνιση παραθύρου Simulink όπου είναι παραταγμένο το υπό μελέτη σύστημα.

Τροποποιώντας στο Simulink το εσωτερικό μπλοκ του κινητήρα που χρησιμοποιούμε για φυσικό σύστημα αναπαρήγαμε τις βλάβες που θέλουμε να μελετήσουμε. Συγκεκριμένα, όπως βλέπουμε στο σχήμα ΠΒ.3 κάναμε τις εξής αλλαγές:

- Με κόκκινο χρώμα απεικονίζονται οι αλλαγές που έγιναν για να προσομοιωθούν οι βλάβες στο αισθητήριο της ταχύτητας. Κάνοντας χρήση ενός multiport switch και βάζοντας μια από τις επιλογές στον «αέρα» αποδώσαμε την βλάβη τύπου freeze. Για τις βλάβες τύπου BIAS και STD επιλέξαμε να προσθέσουμε στο σήμα εισόδου ταχύτητας θόρυβο, με μεγάλο πλάτος για την πρώτη βλάβη ή με μεγάλη διακύμανση για την δεύτερη. Ο ρόλος των transport delay είναι για να μπορούμε να ρυθμίσουμε σε ποια χρονική στιγμή θα εμφανιστεί η βλάβη.
- Με πράσινο χρώμα απεικονίζονται οι αλλαγές που έγιναν για προσομοιωθούν οι βλάβες στο αισθητήριο του υψομέτρου με την ίδια ακριβώς λογική που περιγράψαμε πιο πάνω για το αισθητήριο της ταχύτητας.
- Με μωβ χρώμα απεικονίζονται οι αλλαγές που έγιναν για προσομοιωθεί η βλάβη τύπου Saturation. Χρησιμοποιώντας πάλι ένα multiport switch μπορούμε να επιλέξουμε ανάμεσα στο κανονικό μπλοκ του saturation που δεν έχει κάποια βλάβη και στο μπλοκ που προσθέσαμε εμείς και έχει μειωμένο μέγιστο όριο.



ΠΙΒ.3 Απεικόνιση τροποποιημένου εσωτερικού του μπλοκ του Turbofan Engine System

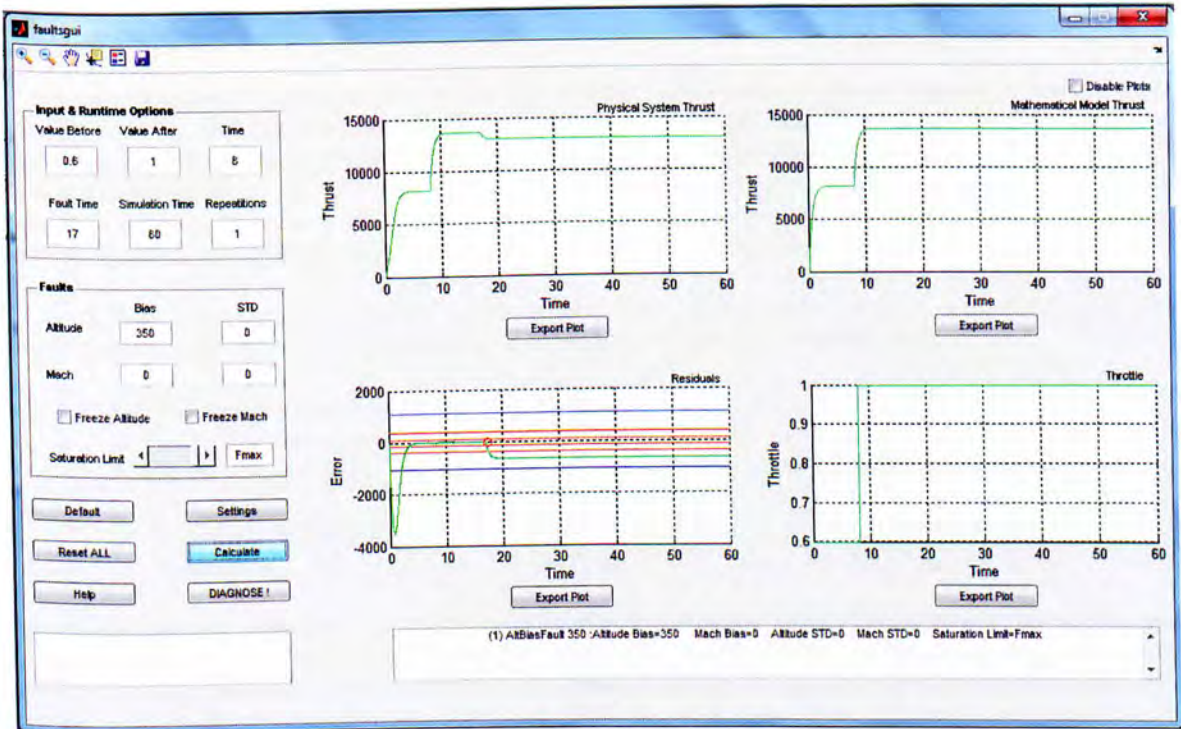
Ξεκινώντας ο χρήστης της πλατφόρμας πρέπει να κάνει τις απαραίτητες ρυθμίσεις για τις ζητούμενες συνθήκες εξομοίωσης. Οι ρυθμίσεις αυτές αφορούν:

- Την αρχική και τελική τιμή που θα πάρει η είσοδος του γκαζιού
- Την χρονική στιγμή που θα γίνει η αλλαγή στην τιμή του γκαζιού
- Την χρονική στιγμή που θα παρουσιαστεί η βλάβη
- Τον συνολικό χρόνο της εξομοίωσης
- Το πλήθος των εξομοιώσεων που θα πραγματοποιηθούν

Έχοντας κάνει τις απαραίτητες ρυθμίσεις για τις συνθήκες εξομοίωσης ο χρήστης καλείται να επιλέξει τον τύπο της βλάβης που θέλει να μελετήσει καθώς και το μέγεθος αυτής όπου αυτό είναι δυνατό. Η πλατφόρμα έχει σχεδιαστεί έτσι ώστε να δίνει στον χρήστη την δυνατότητα να μπορεί να εξάγει στο Workspace του Matlab διάφορα δεδομένα της εξομοίωσης ως μεταβλητές για περαιτέρω μελέτη. Πατώντας το πλήκτρο Settings μπορούν να επιλεγθούν ποια στοιχεία θα εξαχθούν όπως η τιμή του σφάλματος, η τιμή της ώσης η ακόμα και ο μετασχηματισμός Fourier του σφάλματος.

Τα ελάχιστα και μέγιστα όρια λειτουργίας του ανιχνευτικού μας συστήματος μπορούν να βρεθούν πατώντας το πλήκτρο Help. Αφού έχουμε κάνει όλες τις παραπάνω ρυθμίσεις, πατώντας το πλήκτρο Calculate η πλατφόρμα προχωράει στην εξομοίωση της βλάβης. Τα αποτελέσματα της εξομοίωσης μπορούν να παρατηρηθούν στα διαγράμματα της πλατφόρμας και πατώντας το πλήκτρο Diagnose το σύστημα μας εμφανίζει το είδος τη βλάβης που υπάρχει. Εάν θέλουμε να δούμε την συμπεριφορά του συστήματός μας σε κανονική λειτουργία το μόνο που έχουμε να κάνουμε είναι να μην βάλουμε κάποια βλάβη στην πλατφόρμα.

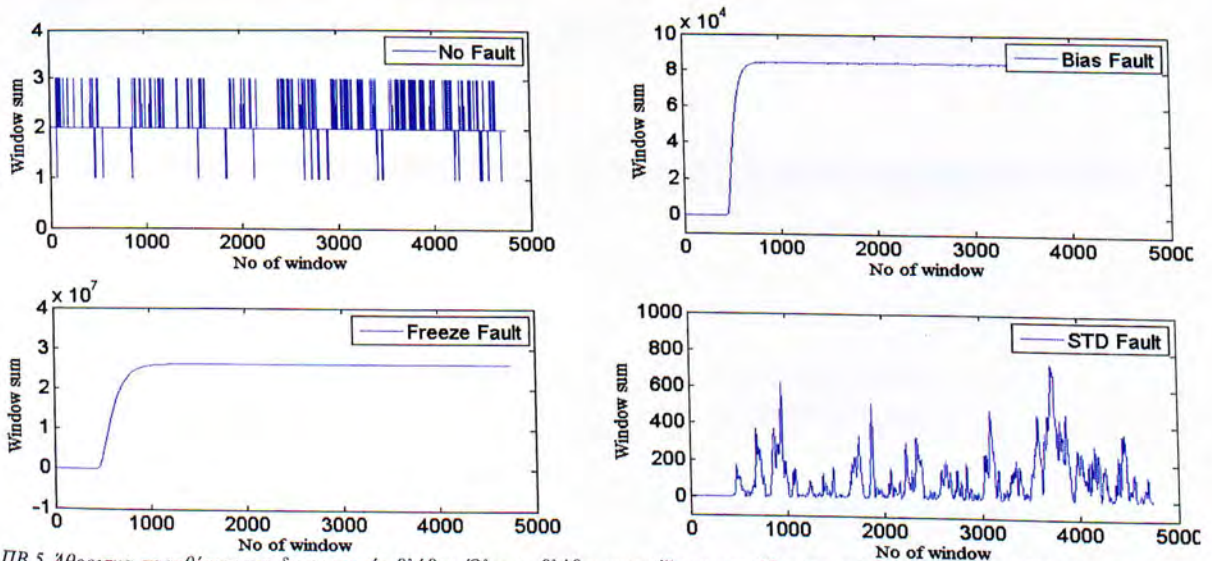
Όταν πατηθεί το πλήκτρο calculate η πλατφόρμα πραγματοποιεί αρχικά την εξομοίωση σύμφωνα με τις παρούσες ρυθμίσεις. Σε δεύτερη φάση υπολογίζονται και καταγράφονται διάφορες πληροφορίες και στοιχεία του συστήματος όπως η μέγιστη και ελάχιστη τιμή του σφάλματος, η τελική τιμή της ώσης κτλ.



ΠΒ.4 Παράδειγμα λειτουργίας και εμφάνισης πλατφόρμας αφού έχει πατηθεί το πλήκτρο Calculate

Εντοπισμός βλαβών

Αφού τελειώσει η εξομοίωση πατώντας το πλήκτρο Diagnose ξεκινά μια σειρά ελέγχων. Αρχικά κάνοντας χρήση του μηχανισμού συρόμενου παραθύρου η πλατφόρμα ανιχνεύει το κατά πόσο υπάρχει βλάβη στο σύστημα και σε ποιο δευτερόλεπτο εμφανίζεται. Ο μηχανισμός αυτός προσθέτει τις απόλυτες τιμές του σφάλματος ανά εκατό δείγματα και συγκρίνει το αποτέλεσμα με τις τιμές των προηγούμενων παραθύρων. Αν παρουσιαστεί μεγάλη αύξηση στο αποτέλεσμα του αθροίσματος τότε στο παράθυρο αυτό εμφανίζεται η βλάβη και βάση του αύξοντα αριθμού του παραθύρου μπορούμε να βρούμε με ακρίβεια δευτερολέπτου τον χρόνο έναρξης της βλάβης (σχήμα ΠΒ.5).



ΠΒ.5 Αθροισμα παραθύρων για διαφορετικές βλάβες. Όλες οι βλάβες εμφανίζονται την ίδια χρονική στιγμή και όπως βλέπουμε ενώ το άθροισμα του κάθε παραθύρου πριν από την βλάβη είναι κοντά στο μηδέν μετά την βλάβη αυτή η τιμή αυξάνεται σημαντικά.

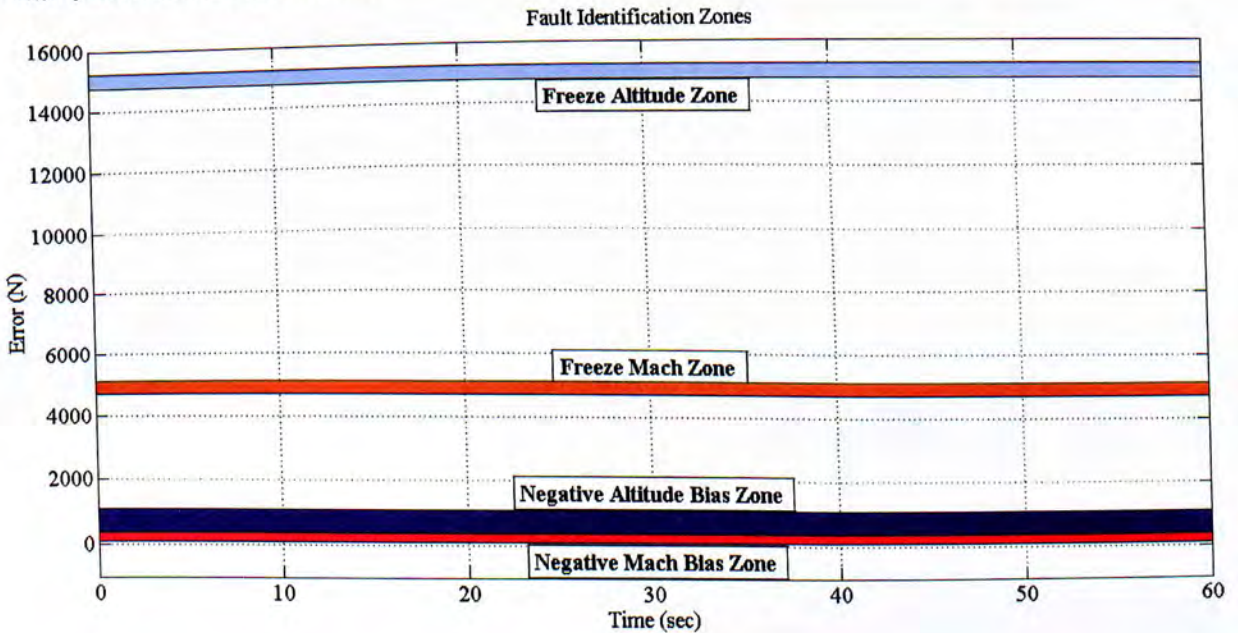
Αναγνώριση τύπου βλάβης

Με την προϋπόθεση ότι ο αρχικός έλεγχος βρει ότι υπάρχει βλάβη στο σύστημα το πρόγραμμα υπολογίζει τον μέσο όρο των τιμών του σφάλματος, από την χρονική στιγμή που εμφανίζεται η βλάβη μέχρι και το τέλος του χρόνου εξομοίωσης, και ελέγχει αν είναι θετικός ή αρνητικός. Ο έλεγχος αυτός από μόνος του δεν μας δίνει πολλές πληροφορίες αλλά μας είναι χρήσιμος γιατί δίνει την δυνατότητα να παρακάμψουμε κάποια βήματα του κώδικα, κάνοντας το πρόγραμμα πιο γρήγορο. Από το σημείο αυτό η πλατφόρμα κάνει διάφορους ελέγχους και εάν κάποιος από αυτούς αποδειχθεί λογικά ορθός οι έλεγχοι σταματούν αφού θα έχουμε βρει το είδος της βλάβης.

A) Εάν ο μέσος όρος των τιμών του σφάλματος βγει θετικός, το πρόγραμμα ελέγχει αν η μεγαλύτερη τιμή που παίρνει το σφάλμα από την στιγμή της βλάβης είναι μέσα στα όρια των τιμών του σφάλματος για:

- i. βλάβη τύπου παγωμένου αισθητηρίου υψομέτρου
- ii. βλάβη τύπου παγωμένου αισθητηρίου ταχύτητας
- iii. βλάβη στο αισθητήριο του υψομέτρου που παράγει τιμές με σταθερή (αρνητική) απόκλιση από τις πραγματικές
- iv. βλάβη στο αισθητήριο της ταχύτητας που παράγει τιμές με σταθερή (αρνητική) απόκλιση από τις πραγματικές

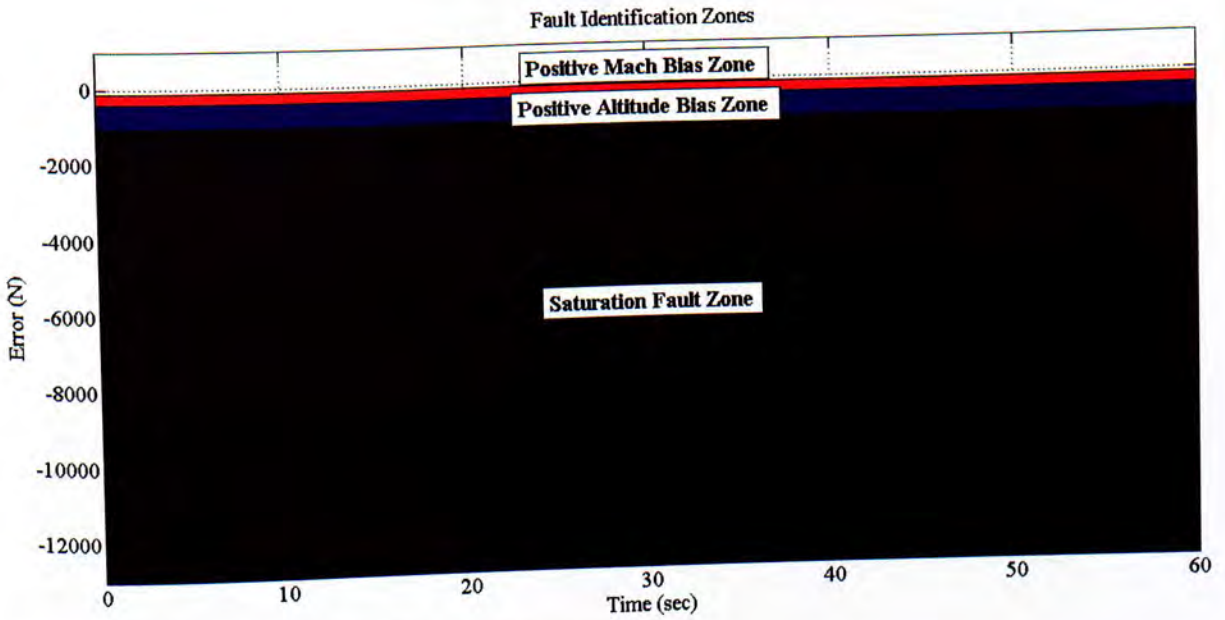
Εάν κάποιος από τους παραπάνω ελέγχους βγει αληθής τότε το πρόγραμμα σταματά και βγάζει ως αποτέλεσμα την αντίστοιχη βλάβη. Σε περίπτωση που κανείς από του ελέγχους δεν βγει αληθής τότε το πρόγραμμα αναλαμβάνετε ότι πρόκειται για βλάβη αισθητηρίου που προκαλεί αυξημένη διακύμανση στις μετρούμενες τιμές και προχωρά σε περαιτέρω ελέγχους που θα αναλύσουμε πιο κάτω.



Πβ.6 Ζώνες ορίων για βλάβες που παράγουν θετικές τιμές σφάλματος

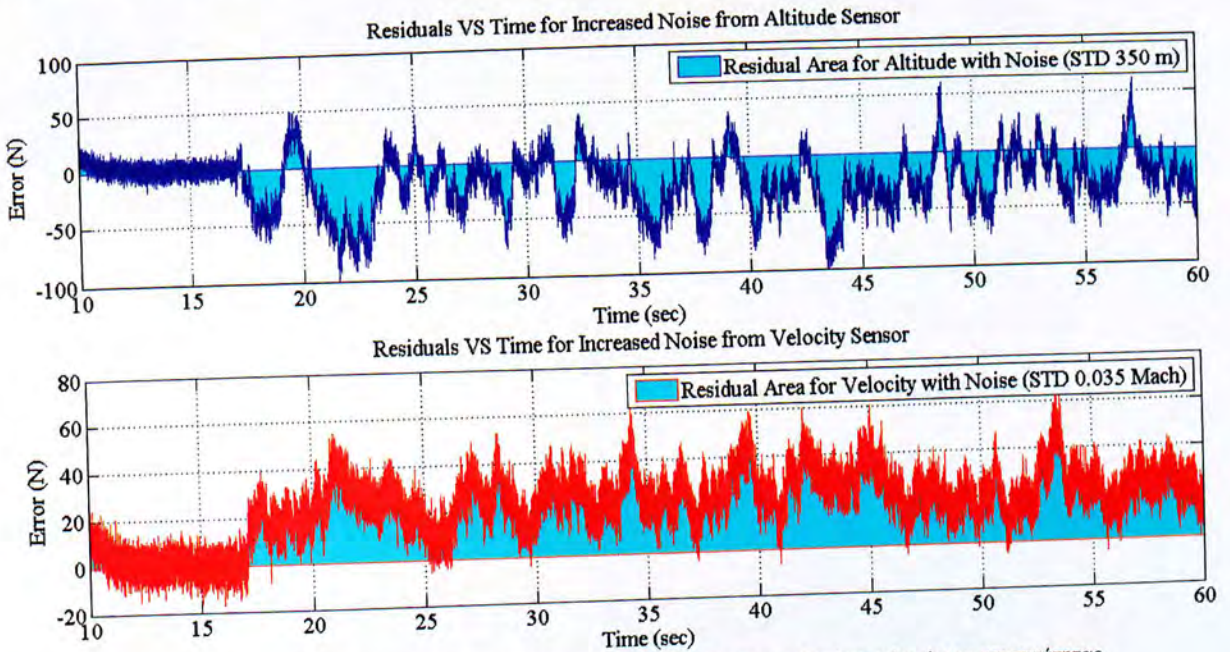
B) Εάν ο μέσος όρος των τιμών του σφάλματος βγει αρνητικός, το πρόγραμμα ελέγχει αν η μικρότερη τιμή που παίρνει το σφάλμα από την στιγμή της βλάβης είναι μέσα στα όρια των τιμών του σφάλματος για:

- i. βλάβη τύπου αλλαγής ορίου κορεσμού
- ii. βλάβη στο αισθητήριο του υψομέτρου που παράγει τιμές με σταθερή (θετική) απόκλιση από τις πραγματικές
- iii. βλάβη στο αισθητήριο της ταχύτητας που παράγει τιμές με σταθερή (θετική) απόκλιση από τις πραγματικές

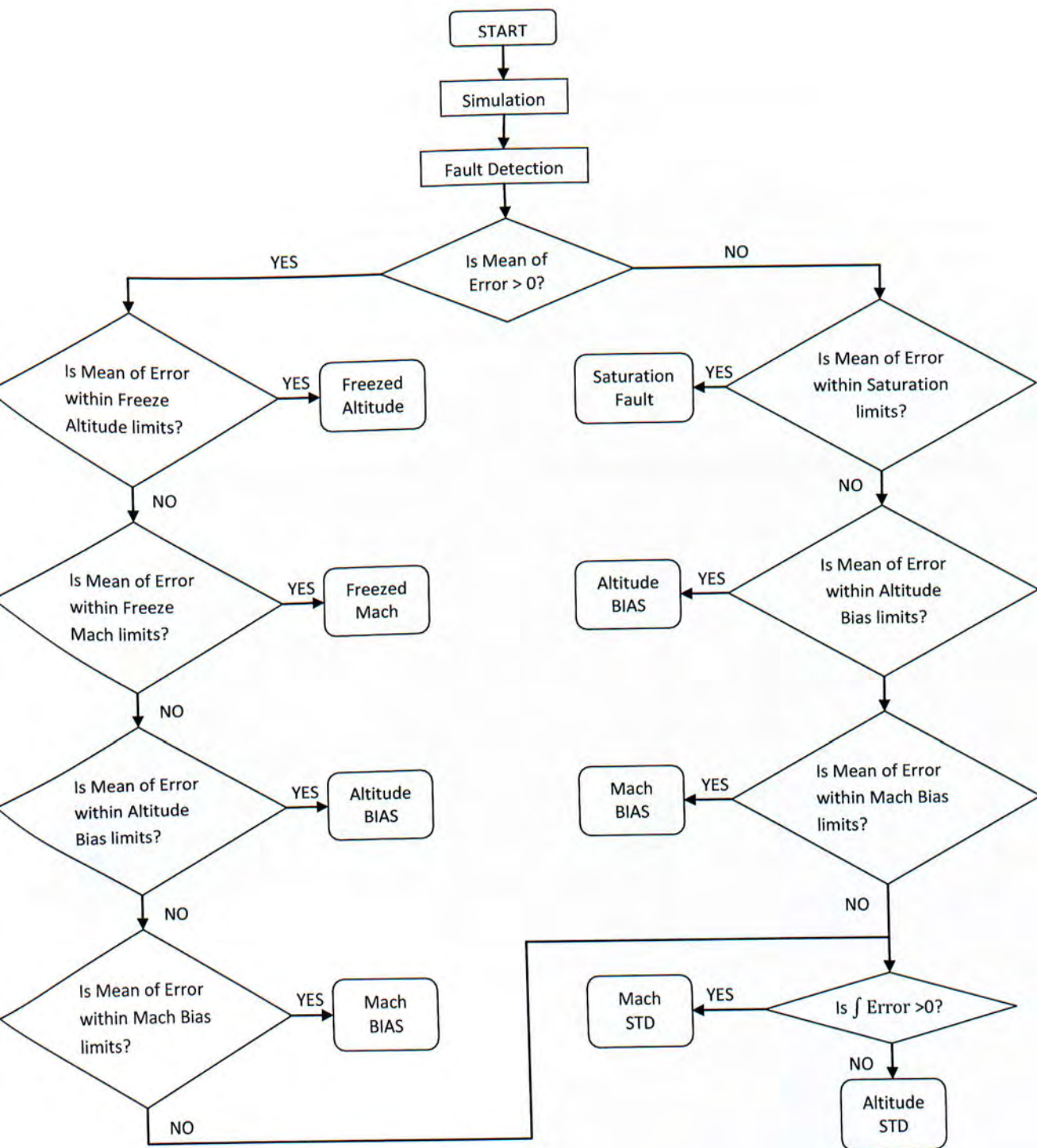


ΠΒ.7 Ζώνες ορίων για βλάβες που παράγουν αρνητικές τιμές σφάλματος

Στη περίπτωση που ενώ έχουμε ανιχνεύσει ότι υπάρχει κάποια βλάβη στο σύστημά μας αλλά οι μετρήσεις που παίρνουμε δεν συμφωνούν με κάποιο από τα παραπάνω κριτήρια, τότε πρόκειται για βλάβη αισθητηρίου που προκαλεί αυξημένη διακύμανση στις μετρούμενες τιμές. Ο συγκεκριμένος τύπος βλάβης είναι πιο δύσκολο να ανιχνευτεί σε σχέση με τους προηγούμενους γιατί όπως μπορούμε να δούμε και στο σχήμα ΠΒ.8 οι τιμές του σφάλματος που προκύπτουν από τέτοιου είδους βλάβες τις περισσότερες φορές παίρνουν και αρνητικό και θετικό πρόσημο. Όπως όμως αναλύσαμε και στο κεφάλαιο 3 κάνοντας χρήση του εμβადού του σφάλματος μπορούμε να διαπιστώσουμε αν η βλάβη είναι στο αισθητήριο της ταχύτητας ή του υψομέτρου.



ΠΒ.8 Σφάλμα και εμβαδό αυτού, του φυσικού συστήματος για αυξημένο θόρυβο στα αισθητήρια υψομέτρου και ταχύτητας



ΠΒ.9 Διάγραμμα ροής που απεικονίζει την λογική συνέχεια του κώδικα.

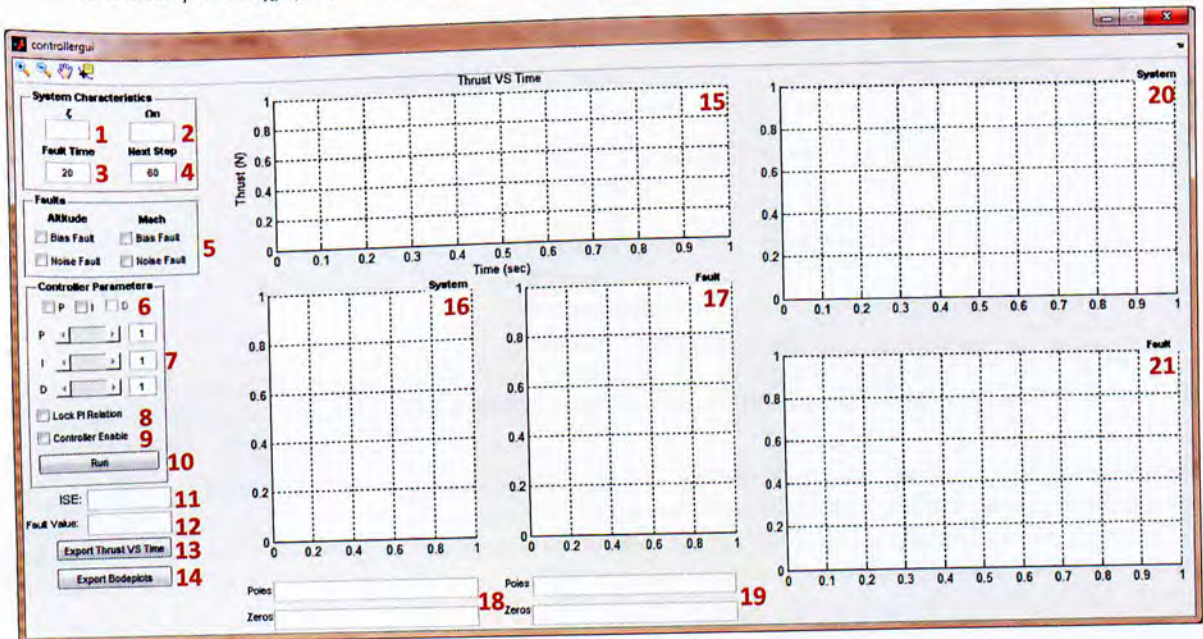
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Γ

Controller Design Graphics User Interface (CONTROLLERGUI)

Εισαγωγή

Ένα από τα προϊόντα της εν λόγω πτυχιακής εργασίας είναι το περιβάλλον διεπαφής που παρουσιάζεται σε αυτό το παράρτημα. Αναπτύχθηκε με την προοπτική να διευκολύνει και να επιταχύνει την μελέτη της επίδρασης ελεγκτών σε συστήματα κλειστού βρόχου με διαταραχές. Η πλατφόρμα CONTROLLERGUI αποτελείται από 3 μέρη:

1. Το περιβάλλον διεπαφής (σχήμα ΠΓ.1).
2. Το αρχείο του Simulink στο οποίο γίνεται η εξομοίωση της απόκρισης του φυσικού συστήματος σε ημιτονοειδή είσοδο (σχήμα ΠΓ.2).
3. Το αρχείο του Matlab το οποίο περιέχει τον κώδικα που ελέγχει την αυτόματη λειτουργία της διαδικασίας βάσει των επιλογών του χρήστη από το περιβάλλον διεπαφής.



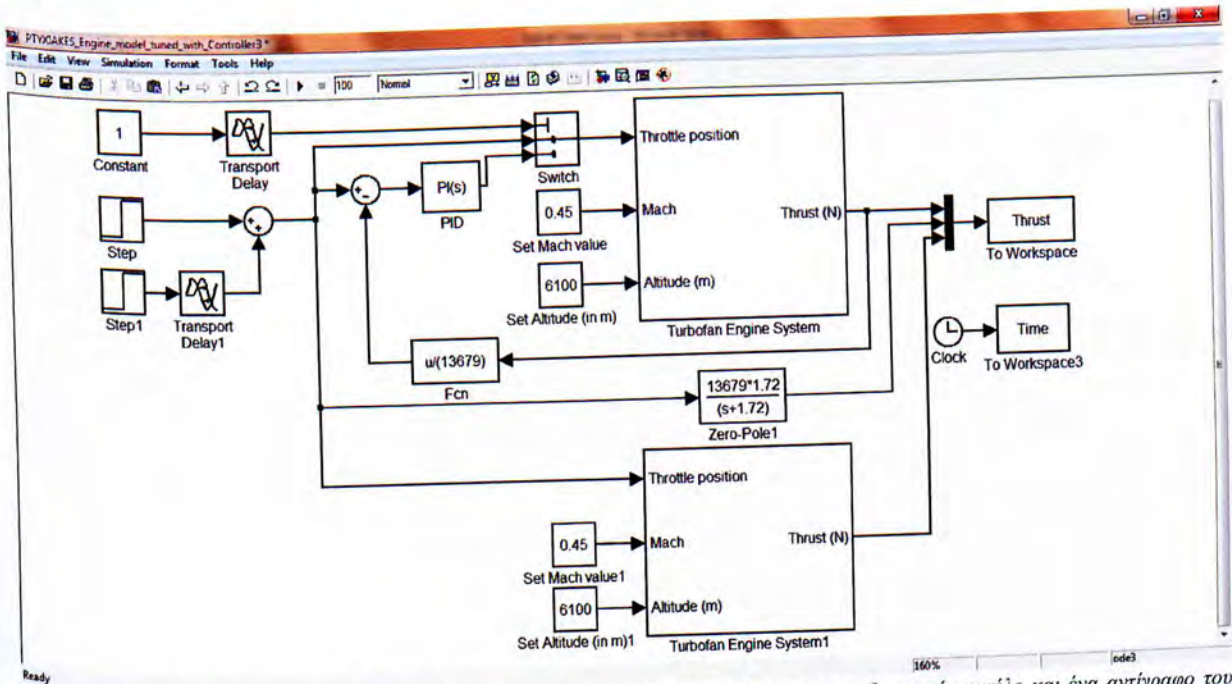
ΠΓ.1 Απεικόνιση παραθύρου διεπαφής που αναπτύχθηκε στα πλαίσια της εργασίας

Στον πίνακα που ακολουθεί περιγράφονται συνοπτικά τα χειριστήρια

1. Απεικόνιση του συντελεστή απόσβεσης ζ του συστήματος	2. Απεικόνιση της φυσικής συχνότητας ω_n του συστήματος
3. Επιλογή χρόνου εμφάνισης της βλάβης	4. Επιλογή χρόνου επόμενης βηματικής εισόδου
5. Επιλογή τύπου βλάβης	6. Επιλογή τύπου ελεγκτή
7. Επιλογή τιμής της κάθε παραμέτρου του ελεγκτή	8. Κλείδωμα σχέσης κέρδους για PI ελεγκτή
9. Ενεργοποίηση ελεγκτή	10. Έναρξη εξομοίωσης
11. Απεικόνιση του ISE	12. Απεικόνιση του μεγέθους του σφάλματος
13. Εξαγωγή χρονικής απόκρισης σε νέο παράθυρο	14. Εξαγωγή αρμονικής απόκρισης σε νέο παράθυρο
15. Απεικόνιση χρονικής απόκρισης	16. Απεικόνιση τύπου ριζών της Σ.Μ. εισόδου εξόδου
17. Απεικόνιση τύπου ριζών της Σ.Μ. θορύβου εξόδου	18. Απεικόνιση πόλων και μηδενιστών της Σ.Μ. εισόδου εξόδου
19. Απεικόνιση πόλων και μηδενιστών της Σ.Μ. θορύβου εξόδου	20. Απεικόνιση της αρμονικής απόκρισης της Σ.Μ. εισόδου εξόδου
21. Απεικόνιση της αρμονικής απόκρισης της Σ.Μ. θορύβου εξόδου	

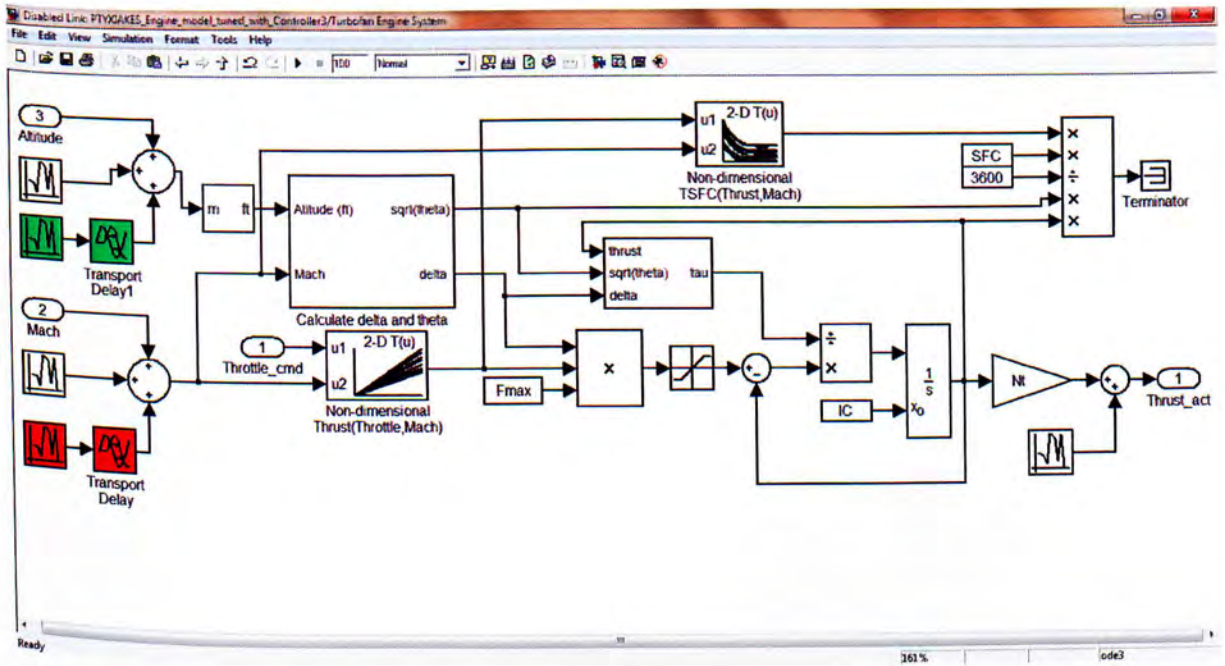
Λειτουργία του κώδικα

Για την μελέτη του ελεγκτή χρειάστηκε πέρα από το φυσικό σύστημα και το μαθηματικό μας μοντέλο, ένα αντίγραφο του φυσικού συστήματος, ώστε να έχουμε κάθε φορά την δυνατότητα να συγκρίνουμε την απόκριση του συστήματος χωρίς βλάβη, την απόκριση με βλάβη και την διορθωτική δράση του ελεγκτή. Στο σχήμα που ακολουθεί βλέπουμε το αρχείο του Simulink που χρησιμοποιήθηκε σε αυτό το κομμάτι της εργασίας (σχήμα ΠΓ.2).



ΠΓ.2 Απεικόνιση παραθύρου Simulink όπου είναι παραταγμένο το υπό μελέτη σύστημα, το μαθηματικό μοντέλο και ένα αντίγραφο του φυσικού συστήματος.

Με την επιλογή του τύπου βλάβης που θέλουμε να μελετήσουμε ο κώδικας δημιουργεί μία τυχαία προσημασμένη τιμή μεγέθους αντίστοιχου της βλάβης που έχουμε επιλέξει και την προσθέτει στα σήματα των αισθητηρίων με τον τρόπο που φαίνεται στο σχήμα ΠΓ.3. Έπειτα ξεκινάει η εξομοίωση στην διάρκεια της οποίας στη χρονική στιγμή που έχουμε ορίσει παρουσιάζεται η βλάβη. Σχεδόν άμεσα έχουμε ορίσει να ενεργοποιείται ο ελεγκτής του οποίο τον τύπο και τις παραμέτρους έχουμε ορίσει από το παράθυρο της διαπαφής. Με την λήξη της εξομοίωσης υπολογίζονται οι συναρτήσεις μεταφοράς εισόδου εξόδου και θορύβου εξόδου. Την συνάρτηση μεταφοράς του θορύβου όπως και την συνάρτηση μεταφοράς του ανοιχτού συστήματος τις έχουμε ορίσει στον κώδικα οπότε ο κώδικας απλά αναλαμβάνει την μετατροπή των σχέσεων ώστε να καταλήξει στις δύο συναρτήσεις μεταφοράς του κλειστού συστήματος. Στη συνέχεια σχεδιάζονται οι αποκρίσεις των τριών συστημάτων (στο χειριστήριο 15), ο τόπος ριζών της συνάρτησης μεταφοράς εισόδου εξόδου και ο τόπος ριζών της συνάρτησης μεταφοράς (χειριστήρια 16 και 17 αντίστοιχα) και τα διαγράμματα Bode των δύο συναρτήσεων μεταφοράς (σχήματα 20 και 21 αντίστοιχα). Στο τέλος ο χρήστης έχει την δυνατότητα να εξάγει τις χρονικές και τις αρμονικές αποκρίσεις των τριών συστημάτων ώστε να τις επεξεργαστεί όπως επιθυμεί ή να τις αποθηκεύσει.



Πβ.3 Απεικόνιση τροποποιημένου εσωτερικού του μπλοκ του Turbofan Engine System

ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ
ΤΕΙ ΠΕΙΡΑΙΑΣ