



ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΗ ΣΧΟΛΗ ΕΥΕΛΠΙΔΩΝ
Τμήμα Στρατιωτικών Επιστημών

ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΔΗΜΟΚΡΑΤΙΑ
ΔΙΔΡΥΜΑΤΙΚΟ ΔΙΑΤΜΗΜΑΤΙΚΟ
ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΩΝ ΣΠΟΥΔΩΝ
ΑΚΑΔΗΜΑΙΚΑ ΕΤΟΙ 2018-21

ΕΦΑΡΜΟΣΜΕΝΗ
ΕΠΙΧΕΙΡΗΣΙΑΚΗ ΕΡΕΥΝΑ & ΑΝΑΛΥΣΗ



ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ
Σχολή Μηχανικών Παραγωγής &
Διοίκησης

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗ

**Συνεργατική Καθοδήγηση Πυράύλων για την Οργάνωση
Στρατηγικής Άμυνας**

Διατριβή που υπεβλήθη για την μερική ικανοποίηση των απαιτήσεων
για την απόκτηση Μεταπτυχιακού Διπλώματος Ειδίκευσης

Επιβλέπων Καθηγητής: κ. Νικόλαος Δάρας

Μεταπτυχιακός Φοιτητής: Ευθύμιος Αβόσογλου

A.M.: 2018018012

Οκτώβριος 2021

ΣΕΛΙΔΑ ΣΚΟΠΙΜΑ ΚΕΝΗ

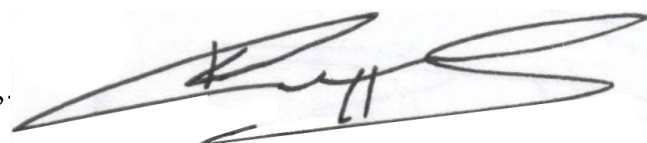
Η Μεταπτυχιακή Διατριβή του Ευθύμιου Αβόσογλου (ΑΜ: 2018018012) εγκρίνεται:

ΤΡΙΜΕΛΗΣ ΕΞΕΤΑΣΤΙΚΗ ΕΠΙΤΡΟΠΗ

Καθηγητής Δάρας Νικόλαος (Επιβλέπων)



Καθηγητής Καραματσούκης Κωνσταντίνος ,



Καθηγητής Τσαφράκης Στέλιος ,.....

ΣΕΛΙΔΑ ΣΚΟΠΙΜΑ ΚΕΝΗ

©Copyright υπό Ευθύμιου Αβόσογλου

Έτος 2021

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Ολοκληρώνοντας την παρούσα διπλωματική εργασία και κατά συνέπεια το μεταπτυχιακό πρόγραμμα σπουδών, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά κατά κύριο λόγο τον επιβλέποντα καθηγητή της διπλωματικής μου εργασίας, κ. Νικόλαο Δάρα, χάρη στον οποίο είχα την ευκαιρία να ασχοληθώ με ένα ιδιαίτερα ενδιαφέρον θέμα στον τομέα της Άμυνας, αλλά και όλους τους καθηγητές του μεταπτυχιακού που μου προσέφεραν το κατάλληλο υπόβαθρο και τις απαραίτητες γνώσεις για να συνεχίσω επιτυχώς την ακαδημαϊκή μου πορεία.

Αθήνα, Οκτώβριος 2021

Ευθύμιος Αβόσογλου

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Ένα αμυντικό σύστημα κατά των βαλλιστικών απειλών είναι ένα πολύ περίπλοκο σύστημα από την άποψη της μηχανικής. Περιλαμβάνει διάφορα είδη υποσυστημάτων και, ταυτόχρονα, παρουσιάζει πολύ αυστηρές απαιτήσεις. Η εξέλιξη της τεχνολογίας αυξάνει την ανάγκη συνεχούς αναβάθμισης των δυνατοτήτων του συστήματος. Τα πεδία προσανατολισμού και ελέγχου είναι δύο από τους τομείς με τις καλύτερες δυνατότητες προόδου.

Αυτή η διατριβή αναλύει τα προβλήματα καθοδήγησης και ελέγχου που σχετίζονται με ένα αμυντικό σύστημα κατά των βαλλιστικών απειλών και πραγματοποιήθηκε με την ανάλυση της αποστολής ενός βαλλιστικού πυραύλου. Η ανακατασκευή τροχιάς από ραντάρ και δορυφόρους πραγματοποιήθηκε με αλγόριθμο εκτίμησης για μη γραμμικά συστήματα. Η γνώση της πορείας αποτελεί προϋπόθεση για την αναχαίτιση του βαλλιστικού πυραύλου.

Η παρακολούθηση πραγματοποιείται χάρη σε τακτικούς πυραύλους. Επίσης μελετήθηκαν, η καθοδήγηση και ο έλεγχος των τακτικών πυραύλων. Δόθηκε ιδιαίτερη προσοχή στην περιγραφή των μεταβλητών της δέσμευσης μέσα στον βρόχο εντοπισμού. Οι πυραύλοι αναχαίτησης είναι εξοπλισμένοι με έναν αναζητητή, ο οποίος εντοπίζει την γωνία την οποία εντοπίζει ο πυραύλος αναχαίτισης τον στόχο. Αυτή η μοναδική μέτρηση δεν εγγυάται την παρατήρηση των μεταβλητών που απαιτούνται από προηγμένους νόμους καθοδήγησης, όπως APN, OGL ή διαφορικούς νόμους που βασίζονται σε παίγνια. Τέλος προτείνεται μια νέα καθοδήγηση, η οποία επιλύει τα προβλήματα παρατήρησης και επιστρέφει ικανοποιητικές επιδόσεις.

Περιεχόμενα

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1 ^ο : ΕΙΣΑΓΩΓΗ	
1.1 ΤΟ ΑΜΥΝΤΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ	
1.2 ΑΝΑΘΕΩΡΗΣΗ ΒΑΛΛΙΣΤΙΚΩΝ ΠΥΡΑΥΛΩΝ.....	
1.3 ΦΑΣΕΙΣ ΤΗΣ ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗΣ.....	
1.4 ΠΕΡΙΓΡΑΜΜΑ.....	
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2 ^ο : ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ.....	
2.1 ΣΤΑΔΙΑ ΠΟΡΕΙΑΣ	
2.1.1 ΦΑΣΗ ΕΝΙΣΧΥΣΗΣ.....	
2.1.2 ΕΛΕΥΘΕΡΗ ΠΤΗΣΗ ΚΑΙ ΕΠΑΝΕΙΣΟΔΟΣ.....	
2.2 ΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ.....	
2.3 ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗ ΓΙΑ ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΟΥ ΠΥΡΑΥΛΟΥΣ.....	
2.4 ΣΥΝΟΨΗ	
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3 ^ο : ΕΝΤΟΠΙΣΜΟΣ ΑΠΕΙΛΩΝ.....	
3.1 ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΓΙΑ ΝΑΙΧΝΕΥΣΗ ΚΑΙ ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗ.....	
3.2 ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ.....	
3.2.1 ΑΠΟΕΛΕΣΜΑΤΑ.....	
3.4 ΣΥΝΟΨΗ.....	
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4 ^ο : ΝΟΜΟΙ ΤΑΚΤΙΚΗΣ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ ΠΥΡΑΥΛΩΝ.....	
4.1 ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΤΩΝ ΤΕΧΝΙΚΩΝ ΠΡΟΣΑΝΑΤΟΛΙΣΜΟΥ.....	
4.2 ΓΡΑΜΜΗ ΕΝΤΟΠΙΣΜΟΥ ΚΑΙ ΚΑΤΑΔΙΩΞΗ.....	
4,3 ΤΡΙΓΩΝΟ ΣΥΓΚΡΟΥΣΗΣ ΚΑΙ ΑΝΑΛΟΓΙΚΗ ΠΕΡΙΗΓΗΣΗ.....	
4.4 ΓΡΑΜΜΙΚΟΤΗΤΑ ΚΑΙ ΑΠΟΣΤΑΣΙΑ ΑΣΤΟΧΙΑΣ.....	
4.5 ΔΙΟΡΘΩΣΕΙΣ ΤΟΥ ΝΟΜΟΥ ΠΕΡΙ ΡΝ.....	
4.6 ΒΕΛΤΙΣΤΟΙ ΝΟΜΟΙ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ.....	

4.7	ΠΑΓΝΙΟ ΔΙΑΦΟΡΙΚΗΣ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗ ΠΡΑΥΛΩΝ.....
4.8	ΣΥΝΟΨΗ
	ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5 ^ο : ΖΗΤΗΜΑΤΑ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ ΣΤΗΝ ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΤΩΝ
	ΚΑΝΟΝΩΝ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ.....
5.1	ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΓΙΑ ΕΜΠΛΟΚΗ.....
5.2	ΕΚΤΙΜΗΤΗΣ ΣΤΟΝ ΒΡΟΧΟ.....
5.3	ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΡΝ ΜΕΣΩ 2 ΚΑΤΑΣΤΑΣΕΩΝ ΦΙΛΤΡΟΥ KALMAN.....
5.4	ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΕΛΙΓΜΩΝ ΣΤΟΧΟΥ.....
5.5	ΘΕΜΑΤΑ ΣΧΕΤΙΚΑ ΜΕ ΤΗΝ ΤΟΠΟΘΕΣΙΑ.....
5.6	ΠΡΟΒΛΗΜΑ ΣΥΝΔΥΑΣΜΕΝΗΣ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗ - ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ.....
5.7	ΜΙΑ ΝΕΑ ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΗ ΠΡΟΣΑΝΑΤΟΛΙΣΜΟΥ.....
5.8	ΜΗ ΓΡΑΜΜΙΚΕΣ ΣΤΟΧΑΣΤΙΚΕΣ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ.....
	5.8.1 ΣΕΝΑΡΙΑ ΔΕΣΜΕΥΣΗΣ.....
	5.8.2 ΕΚΤΙΜΗΣΗ.....
	5.8.3 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ - ΧΩΡΙΣ ΕΙΓΜΟΥΣ ΠΡΟΟΡΙΣΜΟΥ.....
	5.8.4 ΑΠΟΤΕΛΕΣΣΜΑΤΑ - ΣΤΟΧΟΙ ΕΛΙΓΜΩΝ.....
5.9	ΣΥΝΟΨΗ.....
	ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6 ^ο : ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΤΟΥ ΑΝΑΧΑΙΤΙΣΤΗ.....
6.1	ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΠΥΡΑΥΛΩΝ.....
	6.1.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ.....
	6.1.2 ΔΙΑΤΑΞΗ ΚΙΝΗΤΗΡΑ.....
6.3	ΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ.....
6.4	ΠΑΡΑΤΗΡΗΣΕΙΣ ΣΧΕΤΙΚΑ ΜΕ ΤΙΣ ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΥΣ ΤΟΥ ΜΟΝΤΕΛΟΥ.....
6.5	ΡΥΘΜΙΣΕΙΣ ΦΤΕΡΩΝ.....
6.6	ΣΥΝΟΨΗ.....
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Ακρωνύμια

AAD	Advanced Air Defense – Προηγμένη Αεροπορική Άμυνα
ABM	Anti-Ballistic Missile – Αντιβαλλιστικός Πύραυλος
APN	Augmented Proportional Navigation – Αναλογικά Αυξημένη Πλοήγηση
BTT	Bank-to-turn – Ανεστραμμένος
CC	Collision Course – Πορεία Πρόσκρουσης
DSP	Defense Support Program – Αμυντικό Πρόγραμμα Υποστήριξης
ECIF	Earth Centered Inertial Frame – Αδρανειακό Πλαίσιο Με Επίκεντρο τη Γη.
EKF	Extended Kalman Filter – Εκτεταμένο Φίλτρο Kalman
ERIS	Exoatmospheric Reentry Intercept System – Σύστημα Αναχαίτησης Επανεισόδου στην Ατμόσφαιρα
GEM	General Energy Management – Διαχείριση Γενικής Ενέργειας
GEO	Geosynchronous Earth Orbit – Τροχιά Γεωσυγχρονισμού με τη Γη
GPS	Global Positioning System – Σύστημα Γεωεντοπισμού
HOE	Homing Overlay Experiment – Πείραμα Homing Overlay
ICBM	Intercontinental Ballistic Missile – Διεπειρωτικός Βαλλιστικός Πύραυλος
IR	Infrared – Υπέρυθρο
IMU	Inertial Measurement Unit – Αδρανή Μονάδα Μέτρησης
KF	Kalman Filter – Φίλτρο Kalman
LOS	Line of Sight – Ευθεία Εντοπισμού

MEL Minimum Effort (Guidance) Law – Νόμος (Καθοδήγησης) Ελάχιστης Προσπάθειας

NMD National Missile Defence – Εθνική Αντιπυραυλική Άμυνα

OGL Optimal Guidance Laws – Βέλτιστος Νόμος Καθοδήγησης

PAD Prithvi Air Defence – Prithvi (Γήινη) Αεράμυνα

PN Proportional Navigation – Ανάλογη Πλοήγηση

PP Pure Pursuit – Καταδίωξη

STT Skid-to-turn – Αεροναυτική αναφορά όπου ο πύραυλος δεν στρέφεται στην επιθυμητή γωνία αλλά οι εντολές στις επιφάνειες ελέγχου είναι ανάμεικτες προκειμένου να για να παράγουν τους ελιγμούς προς την επιθυμητή κατεύθυνση

THAAD Terminal High-Altitude Area Defense – Καταληκτική Αεράμυνα Υψηλού Υψομέτρου

TVC Thrust Vector Control – Διάνυσμα Ελέγχου Όσης

UKF Unscented Kalman Filter – Φίλτρο Kalman unscented

ZEM Zero Effort Miss – Αστοχία Μηδενικής Προσπάθειας

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1^ο : ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Τα περισσότερα από τα συστήματα που χρησιμοποιούνται για την άμυνα κατά των βαλλιστικών πυραύλων βασίζονται έντονα στους αλγορίθμους καθοδήγησης και τον έλεγχο για την εκπλήρωση των καθηκόντων τους. Ο σχεδιασμός τέτοιων συστημάτων απαιτεί μεγάλη προσπάθεια, στην οποία συμμετέχουν πολλοί μηχανικοί με εμπειρία στους τομείς της αεροδυναμικής, των ελέγχων πτήσης, των δομών και της πρόωσης, μεταξύ άλλων. Όσον αφορά την υψηλή ακρίβεια και το χαμηλό κόστος, ένα αποδοτικό σύστημα είναι το αποτέλεσμα ενός συλλογικού σχεδιασμού και εργασίας. Ακόμη και αν η καθοδήγηση και ο έλεγχος αποτελούν μέρος μόνο του συνόλου του συστήματος, ο σχεδιασμός τους επηρεάζει τις επιδόσεις του συστήματος, επειδή οι δραστηριότητες τους αφορούν όλα τα υποσυστήματα.

Το έργο αυτό αναλύει τις πτυχές της καθοδήγησης και του ελέγχου που σχετίζονται με την αεράμυνα κατά βαλλιστικών πυραύλων. Η πρόθεση είναι να παρουσιαστούν λύσεις για όλα τα στάδια της αποστολής. Μπορούν να έχουν ως αποτέλεσμα διάφορα μαθηματικά εργαλεία και διατυπώσεις ή τεχνικές λύσεις.

Στην εισαγωγή αυτή, οι έννοιες που σχετίζονται με την άμυνα βαλλιστικών πυραύλων θα παρουσιαστούν μαζί με ορισμένες ιστορικές λεπτομέρειες. Κατ' αρχάς θα περιγράφει το αμυντικό σύστημα με γενική έννοια. Θα ακολουθήσει αναθεώρηση των βαλλιστικών πυραύλων και, τελικά, θα περιγράψουν οι φάσεις της αποστολής πυραυλικής άμυνας.

1.1 ΤΟ ΑΜΥΝΤΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ

Η κατοχή αμυντικών δυνατοτήτων από βαλλιστικούς πυραύλους είναι καθήκον πολλών χωρών. Αυτό συνεπάγεται την ανάπτυξη ενός σύνθετου συστήματος, ικανού να εξουδετερώσει πιθανούς πυραύλους. Η πολυπλοκότητα έγκειται στη διαφορετική φύση των εφαρμογών, στους απαιτητικούς περιορισμούς και στη συνεχή ανάγκη για ενημερώσεις. Βασικά, ένα αμυντικό σύστημα αποτελείται από

- ένα δίκτυο αισθητήρων, με αποστολή τον εντοπισμός εισερχόμενων βαλλιστικών απειλών
- σειρά κατάλληλων όπλων για την καταστροφή εχθρικών πυραύλων, τα οποία χαρακτηρίζονται γενικά ως τακτικοί πυραύλοι
- ένα κέντρο που σχεδιάζει ενέργειες άμυνας και συντονίζει

Το ενδιαφέρον των παγκόσμιων δυνάμεων για αποτελεσματική αντιπυραυλική άμυνα κατά μιας σειράς απειλών βαλλιστικών πυραύλων μεγάλης και μικρής εμβέλειας είναι συνεχές από το τέλος του Β' Παγκοσμίου Πολέμου. Από τη δεκαετία του 1950, οι ΗΠΑ και η ΕΣΣΔ ξεκίνησαν προγράμματα, αλλά μόνο ελάχιστα ολοκληρώθηκαν. Η ΕΣΣΔ και οι ΗΠΑ υπέγραψαν τη Συνθήκη Αντιβαλλιστικών Πυραύλων (ABM) το 1972, η οποία περιόριζε τον αριθμό των τοποθεσιών ABM

σε δύο για κάθε χώρα. Ο πόλεμος του Κόλπου το 1991 ήταν η πρώτη δοκιμασία για την άμυνα βαλλιστικών πυραύλων στην πραγματική μάχη. Το 2002, πρόεδρος G. W. Μπους απέσυρε τις ΗΠΑ από τη συνθήκη ABM, επιτρέποντας την ανάπτυξη πυραύλων αναχαίτισης σε περισσότερες περιοχές. Η Εθνική Αντιπυραυλική Άμυνα των ΗΠΑ (NMD) βασίζεται στην πραγματικότητα σε πολλά συστατικά μέρη, όπως υπόγειες αναχαίτισεις, ραντάρ και συστήματα αναχαίτισης με βάση τα πλοία (το πρόγραμμα AEGIS), εναέρια συστήματα και συστήματα αναχαίτισης υψηλού υψομέτρου (το πρόγραμμα Άμυνας Περιοχής Υψηλού Υψομέτρου (THAAD)). Η πυραυλική άμυνα στη Ρωσία είναι επί του παρόντος λειτουργική μόνο στην περιοχή της Μόσχας και βασίζεται στο αντιβαλλιστικό σύστημα A-135.

Άλλες χώρες εκτός των ΗΠΑ και της ΕΣΣΔ έχουν αναπτύξει διεθνή αμυντικά συστήματα κατά των βαλλιστικών κακίων. Η Γαλλία, το Ηνωμένο Βασίλειο και η Ιταλία χρησιμοποιούν τους πυραύλους Aster. Η Ινδία βασίζεται σε δύο συστήματα αναχαίτισης, την Prithvi Air Defence (PAD) και την Advanced Air Defence (AAD), αντίστοιχα για παρακολούθηση υψηλής εμβέλειας και χαμηλού υψομέτρου. Το Ισραήλ διαθέτει σύστημα κατά πυραύλων μεσαίας εμβέλειας που χρησιμοποιεί τον πύραυλο Arrow. επιπλέον, το σύστημα Iron Dome είναι σχεδιασμένο ενάντια σε πυραύλους μικρής εμβέλειας.

Τα περισσότερα αμυντικά συστήματα έχουν σχεδιαστεί για να επιτίθενται στους στόχους τους, αφού καούν οι ενισχύσεις τους. Αυτό αφήνει αρκετό χρόνο για αμυντικά αντίμετρα. Η άμυνα κατά τη διάρκεια της φάσης ενίσχυσης των βαλλιστικών πυραύλων προκαλεί τεχνικές κριτικές δύο με το σύντομο διαθέσιμο χρόνο. Πριν από 30 χρόνια, ήταν μια ελκυστική επιλογή, καθώς η ενίσχυση πυραύλων για εύκολη ανίχνευση και, σε αυτή τη φάση, τα αντίμετρα είναι λιγότερο αποτελεσματικά. Επιπλέον, η ώθηση της τροχιάς με ρουκέτες περιορίζεται από δυναμικούς περιορισμούς και αυτός ο πύραυλος καθιστά τους ευάλωτους πυραύλους. Ένας καλός συμβιβασμός είναι η ανίχνευση του εισερχόμενου πυραύλου πριν από την κατάρρευσή του, αφήνοντας την καταστροφή του σε μεταγενέστερες φάσεις.

1.2 ΑΝΑΛΥΣΗ ΒΑΛΛΙΣΤΙΚΩΝ ΠΥΡΑΥΛΩΝ

Οι βαλλιστικοί πύραυλοι μεγάλου βεληνικού συχνά αναφέρονται ως στρατηγικοί πύραυλοι ή διηπειρωτικοί βαλλιστικοί πύραυλοι (ICBM). Συνήθως έχουν σχεδιαστεί για να μεταφέρουν πυρηνικές κεφαλές. Η εκτόξευση μπορεί να πραγματοποιηθεί από διάφορες πλατφόρμες: σιλό (πυραυλική εγκατάσταση), υποβρύχια, φορτηγά ή άλλοι εκτοξευτές. Αυτά τα οχήματα έχουν αναπτυχθεί από τη δεκαετία του 1940 ως όπλα επίθεσης και ως παράγοντες αποτροπής σε ενδεχόμενη εχθρική επίθεση.

Μετά τον Β' Παγκόσμιο Πόλεμο, τόσο οι Ηνωμένες Πολιτείες όσο και η Σοβιετική Ένωση ξεκίνησαν ερευνητικά προγράμματα πυραύλων. Η πρώτη επιτυχώς εγκαταστημένη ICBM ήταν η σοβιετική R-7, που δοκιμάστηκε τον Αύγουστο του 1957. Ο πρώτος αμερικανικός πύραυλος πτήσης ICBM, τον Ιούνιο του 1958, με τον πύραυλο Atlas. Εκτός από τον εξοπλιστικό ανταγωνισμό του ψυχρού πολέμου, αυτά τα στρατιωτικά έργα άνοιξαν το δρόμο για την ανάπτυξη των πρώτων οχημάτων για διαστημική εξερεύνηση τη δεκαετία του 1960.

Το 1991, οι Ηνωμένες Πολιτείες και η Σοβιετική Ένωση συμφώνησαν στη Συνθήκη START I να μειώσουν τον αριθμό βαλλιστικών πυραύλων και απέδωσαν 1600 κεφαλές σε καθένα αριθμό οχημάτων παράδοσης, με όχι περισσότερες από 6000 κεφαλές. Σε ορισμένες περιπτώσεις, τα επιπλέον οχήματα προσαρμόστηκαν για να εκτοξεύσουν οχήματα και να μεταφέρουν ένα διαστημικό φορτίο αντί για μια βόμβα. Αυτό ισχύει για τον εκτοξευτή Dnepr Commercial, παλαιότερα γνωστός ως σοβιετικός πύραυλος SS-18.

Σήμερα υπάρχουν μόνο τέσσερις χώρες που είναι γνωστό ότι κατέχουν χερσαία ICBM: Κίνα, Ινδία, Ρωσία και Ηνωμένες Πολιτείες. Η τελευταία βασίζεται μόνο στη Minutemen III, έναν πύραυλο με εμβέλεια 13000 km. Η Ρωσία διαθέτει πέντε μοντέλα ICBM, καθένα με διαφορετικές δυνατότητες φάσματος και χαρακτηριστικά εκτόξευσης. Η Κίνα έχει αναπτύξει διάφορα μοντέλα ICBM, από την κατηγορία των οχημάτων μεσαίου έως μεγάλου μήκους τα οποία ανήκουν στην Dong Feng. Η Ινδία έχει μια σειρά βαλλιστικών πυραύλων που ονομάζονται Agni, με ακτίνα 8000 χιλιομέτρων. Ορισμένες χώρες (ΗΠΑ, Ρωσία, Γαλλία, Ηνωμένο Βασίλειο και Κίνα) έχουν πυραύλους που εκτοξεύονται από υποβρύχια. Άλλες χώρες, όπως το Ιράν και η Βόρεια Κορέα, αναφέρεται ότι έχουν σχέδια ICBM.

Όσον αφορά το χρησιμοποιούμενο προωθητικό μέσο, οι πιο σύγχρονοι βαλλιστικοί πύραυλοι διαθέτουν εκτοξευτές που χρησιμοποιούν μόνο στερεά προωθητικά αέρια. Οι εκτοξευτές με υγρά προωθητικά αέρια αναπτύχθηκαν στο ξεκίνημα της περιόδου των βαλλιστικών πυραύλων, δεδομένου ότι είναι μια άγνωστη τεχνολογία για να την χειριστεί κανείς. Σήμερα, αυτό εξακολουθεί να αποτελεί επιλογή για τις χώρες που προσπαθούν να κατασκευάσουν τα δικά τους οχήματα.

1.3 ΦΑΣΕΙΣ ΤΗΣ ΑΝΑΧΑΙΤΗΣΗΣ

Η αναχαίτηση εισερχόμενου βαλλιστικού πυραύλου είναι διαδικασία αριετών φάσεων. Κάθε φάση έχει διαφορετικό καθήκον και διαφορετικά μέσα για την επίτευξή της. Μόλις εκτοξευτεί ο βαλλιστικός πύραυλος, η πρώτη ενέργεια που πρέπει να εκτελεστεί είναι ο εντοπισμός. Συστήματα προειδοποίησης για εκτοξεύσεις βαλλιστικών πυραύλων λειτουργούν από τη δεκαετία του 1970. Το Αμυντικό Πρόγραμμα (DSP), για παράδειγμα, είναι ένα διαστημικό σύστημα από τον αμερικανικό στρατό: η ανίχνευση πυραύλων παρέχεται από έναν σύμπλεγμα δορυφόρων, με κατάλληλους αισθητήρες που περιγράφονται στο Κεφάλαιο 3. Ένας αισθητήρας πρέπει να καλύπτει την περιοχή όπου πετάει ο πύραυλος. Ένας σύμπλεγμα από δορυφορικούς μπορεί να παρέχει πλήρη κάλυψη της Γης, ενώ οι πλατφόρμες ραντάρ έχουν περιορισμένη κάλυψη. Επιπλέον, μπορεί να είναι δυνατή η εγκατάστασή τους κοντά σε εχθρικά σημεία εκτόξευσης.

Η παρακολούθηση της πορείας του ICBM είναι το δεύτερο καθήκον του αμυντικού συστήματος. Η αξιολόγηση της έννοιας επιτρέπει τον ορθό σχεδιασμό αντιμέτρων. Αυτό συνεπάγεται ακριβή λήψη των μεταβλητών κατάστασης του ICBM, όπως θέση και ταχύτητα. Και πάλι, το ραντάρ μπορεί να παρέχει στο αμυντικό σύστημα αυτές τις πληροφορίες. Το ραντάρ περιγράφεται στο κεφάλαιο 3. Είναι επίσης δυνατή η επεξεργασία των μετρήσεων ραντάρ για να

λάβουμε την ακριβή αναπαράσταση της πορείας μέσω αλγορίθμων. Προϋπόθεση για την εφαρμογή των τεχνικών αυτών είναι η γνώση της κίνησης του ICBM και των ιδιαίτερων χαρακτηριστικών του.

Όταν εντοπιστεί ο ICBM, το αμυντικό σύστημα ενεργοποιεί ενεργά αντίμετρα. Ως εκ τούτου, κατά του ICBM τίθεται σε λειτουργία ένας πύραυλος αναχαίτησης. Αυτός είναι ένας τακτικός πύραυλος που είναι υπεύθυνος για τον τερματισμό της εμπλοκής. Στη διατριβή αυτή θα αναφέρεται ως διώκτης. Ο πύραυλος αναχαίτησης υποβάλλεται πρώτα σε φάση ενίσχυσης και έπειτα αυξάνει την ταχύτητα. Κατά τη διάρκεια φάσης μέσης πορείας, ο πύραυλος αναχαίτησης απομακρύνεται από την πλατφόρμα εκτόξευσης προς την κατεύθυνση του στόχου. Κατά τη διάρκεια αυτών των δύο φάσεων, το σύστημα αναχαίτησης κατευθύνεται προς την εκμετάλλευση των πληροφοριών από τους αδρανειακούς αισθητήρες του και μπορεί να οδηγηθεί από έξω, χρησιμοποιώντας πληροφορίες από ραντάρ επιφανείας. Όταν η απόσταση μεταξύ του συστήματος αναχαίτησης και του ICBM είναι αρκετά μικρή, ο πύραυλος αναλαμβάνει τον έλεγχο της αποστολής και εισέρχεται στον τελική φάση. Η καθοδήγηση του πυραύλου σε αυτή τη φάση προέρχεται από τις πληροφορίες από ένα, εξοπλισμένο στον πύραυλο αναχαίτησης αισθητήρα, ο οποίος αναφέρεται ως ανιχνευτής. Η εμπλοκή ολοκληρώνεται όταν ο πύραυλος αναχαίτησης χτυπήσει τον ICBM ή όταν η αναχαίτηση δεν μπορεί να συνεχιστεί. Η πρώτη προϋπόθεση μπορεί να επιτευχθεί όταν η ελάχιστη σχετική απόσταση είναι μικρότερη από 1 ή 2 μέτρα. Μόλις η σχετική απόσταση φτάσει στο ελάχιστο, αρχίζει να αυξάνεται. Εάν η ελάχιστη τιμή δεν είναι ικανοποιητική, η δέσμευση έχει λήξει και η παρακολούθηση δεν μπορεί να επιτευχθεί.

1.4 ΔΙΑΡΘΡΩΣΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗΣ

Τα επόμενα κεφάλαια ασχολούνται με θέματα που σχετίζονται με την καθοδήγηση και τον έλεγχο στην άμυνα κατά των βαλλιστικών πυραύλων. Η οργάνωση της διατριβής έχει ως εξής. Το πρώτο μέρος της διατριβής (κεφάλαια 2 και 3) αφορά τα θέματα στρατηγικών πυραύλων. Το δεύτερο μέρος (κεφάλαια από 4 έως 6) αφορά ζητήματα τακτικών πυραύλων. Στο τέλος κάθε κεφαλαίου υπάρχει μια γενική εισαγωγή και μια περίληψη. Σε κάθε κεφάλαιο έχουν περιληφθεί αριθμητικές προσομοιώσεις για την επικύρωση των θεωρητικών πτυχών με πρακτικά αποτελέσματα.

Στο κεφάλαιο 2 περιγράφεται η πορεία ενός διηπειρωτικού πυραύλου, συμπεριλαμβανομένης της παραγωγής του δυναμικού μοντέλου για την κίνησή του και της θέσπισης ενός καθοδηγητικού νόμου για την εξωατμοσφαιρική φάση. Το κεφάλαιο 3 είναι αφιερωμένο στον εντοπισμό των βαλλιστικών απειλών και στην ανακατασκευή της τροχιάς μέσω θορυβωδών μετρήσεων. Οι δυο εργασίες απαιτούν τη χρήση κάποιων αλγορίθμων εκτίμησης, οι οποίες περιγράφονται παράλληλα.

Στο κεφάλαιο 4 εισάγονται επίσης οι κανόνες τακτικής καθοδήγησης. Οι γεωμετρικές έννοιες που σχετίζονται με κάθε αλγόριθμο εξηγούνται μαζί με τις αντίστοιχες τεχνικές συνθέσεις. Η συζήτηση ξεκινά με τους πιο διαισθητικούς νόμους καθοδήγησης και τελειώνει παρουσιάζοντας τους πιο προηγμένους. Τα θέματα που σχετίζονται με τις μεταβλητές υπολογισμού της εμπλοκής παρουσιάζονται στο κεφάλαιο 5. Αν ανατρέξουμε στους αλγόριθμους εκτίμησης κατάστασης η εφαρμογή μιας απλής εκτίμησης στον βρόχο προσομοιώνεται με έναν απλό νόμο καθοδήγησης. Στη συνέχεια, αναπτύσσεται μια νέα στρατηγική καθοδήγησης, η οποία επιστρέφει καλές επιδόσεις

δέσμευσης σε σύγκριση με άλλες στρατηγικές στη λογοτεχνία. Ο σχεδιασμός του οχήματος του πυραύλου αναχαίτησης αναφέρεται στο κεφάλαιο 6. Ειδικότερα, αναλύεται η αεροδυναμική διαμόρφωση του πυραύλου, με βάση τη σύντομη χρονική περίοδο απόκρισης του πυραύλου. Τελικές παρατηρήσεις και συμπεράσματα αναφέρονται στο κεφάλαιο 7.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2^ο : ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΟΙ ΠΥΡΑΥΛΟΙ

Οι στρατηγικοί πύραυλοι μεγάλης εμβέλειας αναφέρονται συχνά ως ICBM. Διαθέτουν μεγάλες προμήθειες καυσίμων και εκτεταμένα συστήματα καθοδήγησης και ελέγχου. Αποθηκεύονται σε ειδικά σχεδιασμένες περιοχές, ή ακόμα και υπόγεια σε περίπτωση επίθεσης από ένα μη φιλικό έθνος. Εκτός από τη χρήση τους σε στρατιωτικό πλαίσιο, μπορούν να ενσωματωθούν σε διαστημικά οχήματα και ωφέλιμα φορτία που θα μεταφερθούν στο διάστημα.

Η πορεία του ICBM υπόκειται σε πολλούς περιορισμούς, εξαιτίας των κρίσιμων συνθηκών (υψηλή ταχύτητα, υψηλή δυναμική πίεση). Η απόδοση μπορεί να προγραμματιστεί εκτός σύνδεσης ή μπορεί να υπολογιστεί και online, ανάλογα με τις δυνατότητες των υπολογιστών και τη στρατηγική. Κατά τη διάρκεια της πτήσης, το σύστημα πλοήγησης υπολογίζει τη θέση, την ταχύτητα και το υψόμετρο. Η πλοήγηση μπορεί να βασίζεται σε διεθνή συστήματα ή στην ουράνια, επίγεια και μαγνητικά μέσα. Τα παλαιότερα συστήματα δεν εξαρτώνται από εξωτερικά σήματα και δεν στέλνουν ούτε σήματα ούτε ανιχνεύονται.

Στο κεφάλαιο αυτό, ο ICBM θα θεωρείται πύραυλος με συμπαγή κινητήρα. Με έναν συμπαγή κινητήρα, το μέγεθος ώσης δεν μπορεί να ρυθμιστεί. Η διεύθυνση πραγματοποιείται στρέφοντας την κατεύθυνση ώθησης με ένα κινητό ακροφύσιο. Η τεχνική αυτή είναι γνωστή ως Ρυθμιστής Διανύσματος Ώσης (TVC). Το TVC είναι η είσοδος ελέγχου του συστήματος. Ο αεροδυναμικός έλεγχος δεν θεωρείται ότι έρχεται σε αντίθεση με το TVC και, επιπλέον, δεν είναι αποτελεσματικός εκτός της ατμόσφαιρας.

Η οργάνωση του κεφαλαίου αυτού έχει ως εξής Πρώτον, τα στάδια της τροχιάς που μελετήθηκε. Στη συνέχεια προκύπτει το τυπικό μοντέλο κίνησης του ICBM και προσομοιώνεται η αποστολή του ICBM. Τέλος, περιγράφεται ένας νόμος καθοδήγησης για τον πύραυλο.

2.1 ΦΑΣΕΙΣ ΤΡΟΧΙΑΣ

Η πορεία ενός ICBM μπορεί να χωριστεί σε δύο μέρη: η φάση της ενίσχυσης και η ελεύθερη πτήση ή βαλλιστική φάση. Η επανείσοδος είναι η τελική φάση της ελεύθερης πτήσης.

2.1.1 ΦΑΣΗ ΕΝΙΣΧΥΣΗΣ

Η φάση ενίσχυσης είναι η φάση της πτήσης όπου ο πύραυλος αποκτά την ισχύ του. Εκτείνεται από την ανάφλεξη του κινητήρα και την εκτόξευση του πυραύλου μέχρι την υπερθέρμανση ή το

κλείσιμο του κινητήρα. Η τελευταία στιγμή της φάσης ενίσχυσης υποδεικνύεται ως χρόνος μέχρι την υπερθέρμανση (t_{b0}).

Κατά τη διάρκεια αυτής της φάσης της πτήσης, ο πύραυλος αυξάνει την ταχύτητα μέσω της ώσης που λαμβάνεται από έναν πυραυλικό κινητήρα. Το όχημα ταξιδεύει μέσα στην ατμόσφαιρα και τελικά εξέρχεται, ανάλογα με την αποστολή και το ύψος αποκοπής.

Η φάση ενίσχυσης μπορεί να διαιρεθεί σε τέσσερα τόξα τροχιάς: η κατακόρυφη τροχιά, ο ελιγμός «pitch», η τροχιά λόγω βαρύτητας και η καθοδηγούμενη φάση.

- **Κατακόρυφη τροχιά:** Η κατακόρυφη πορεία είναι συνήθως μια βραχύς αψίδα της πτήσης, αναγκαία για λόγους ασφάλειας εύρους (ιδίως για τους εκτοξευμένους πυραύλους εδάφους). Κατά τη διάρκεια αυτής της φάσης, ο πύραυλος αποκτά την ταχύτητα που του επιτρέπει να υπερνικήσει την έλξη της βαρύτητας. Ένας ελιγμός κύλισης μπορεί να εκτελεστεί για να περιστραφεί εύκολα ο πύραυλος, έτσι ώστε, στο τέλος της κατακόρυφης τροχιάς, ο άξονας σώματος y_b (ορθογώνιος προς το επίπεδο συμμετρίας του πυραύλου, δεξιά του πιλότου στην αεροναυτική σύμβαση) να είναι ήδη σημαδεμένος στη σωστή κατεύθυνση.

- **Ελιγμός «Pitch»:** Με τον ελιγμό «pitch», ο πύραυλος κάμπτεται κατά μήκος ενός επιπέδου που διέρχονται την κατακόρυφη αψίδα της τροχιάς. Το επίπεδο προσδιορίζεται από τη σχετική γωνία αζιμουθίου. Η κίνηση κάμψης που προέρχεται από ειδικούς ελέγχους (π.χ. TVC ή αεροδυναμικά χειριστήρια) έχει αρχική γωνία πρόσπτωσης α που στη συνέχεια μειώνεται από τις επιδράσεις της ώσης και της βαρύτητας. Όταν η πρόσπτωση είναι μηδενική ο ελιγμός «pitch» έχει ολοκληρωθεί (pitch - πάνω φάση) και η ταχύτητα του διανύσματος έχει ευθυγραμμιστεί με τον άξονα μήκους του πυραύλου. Η γωνία κλήσης χ ορίζεται σε αυτό το σημείο ως η γωνία μεταξύ της τοπικής κατακόρυφης κατεύθυνσης και του διανύσματος ταχύτητας. χ είναι το συμπληρωματικό της γωνίας γ της διαδρομής της πτήσης κατά το πέρας του ελιγμού «pitch».

- **Στροφή Βαρύτητας:** Η στροφή βαρύτητας είναι μια φάση πτήσης όπου το α (γωνιακή επιτάχυνση) διατηρείται σε μηδενική τιμή. Ακόμη και οι μικρές γωνίες πρόσπτωσης μπορεί να προκαλέσουν μεγάλες αεροδυναμικές, ιδίως στη μύτη του πυραύλου. Το μέγιστο φορτίο που δέχεται ο πύραυλος από το δεσμευμένο $q \cdot a$, όπου q είναι η δυναμική πίεση. Δομικές ζημιές που είναι πιθανό να προκύψουν πέρα από αυτό το όριο. Το $q \cdot a$ μειώνεται με το υψόμετρο, λόγω της εκθετικής μείωσης του q . Κατά τη διάρκεια αυτής της φάσης, η ώθηση κατευθύνεται πάντα κατά μήκος του διανύσματος ταχύτητας. Επομένως, είναι σαφές ότι η γωνία από την οποία εκτοξεύεται ο πύραυλος χαρακτηρίζει την εναπομείνουσα πορείας πτήσης.

- **Φάση καθοδήγησης:** Όταν ο πύραυλος εξέρχεται από την ατμόσφαιρα, το $q \cdot a$ δεν υφίσταται και η τροχιά μπορεί να ελεγχθεί προκειμένου να καλυφθούν τα συσσωρευμένα σφάλματα στις προηγούμενες φάσεις. Η καθοδήγηση τοποθετεί τον πύραυλο σε τροχιά με συνθήκες πτήσης κατάλληλες για την αποστολή. Η πορεία αυτή ολοκληρώνεται με εξάντληση σε σημείο που προσδιορίζει μοναδικά τη θέση και την ταχύτητα που απαιτούνται για την επίτευξη του στόχου σε ελεύθερη, μη μηχανοκίνητη πτήση. Ο κατάλληλος νόμος καθοδήγησης μπορεί να ασκείται μέσω επιδράσεων ή να είναι προσαρμοστικός. Ένας νόμος καθοδήγησης που ασκείται μέσω επιδράσεων

επιχειρεί να κατευθύνει τον πύραυλο προς μια τροχιά, η οποία έχει προηγουμένως υπολογιστεί στο έδαφος. Μια προσαρμοστική καθοδήγηση υπολογίζει σε κάθε στιγμή μια νέα τροχιά ξεκινώντας από τις πραγματικές συνθήκες πτήσης.

2.1.2 ΕΛΕΥΘΕΡΗ ΠΤΗΣΗ ΚΑΙ ΕΠΑΝΕΙΣΟΔΟΣ

Μετά την εξάντληση του κινητήρα, ο πύραυλος ταξιδεύει σε μια βαλλιστική πτήση υπό την επιρροή της βαρύτητας. Η τροχιά είναι μια κωνική τροχιά (δηλαδή, μια έλλειψη). Συνήθως, αυτή η φάση λαμβάνει χώρα εκτός της ατμόσφαιρας, γνωρίζω ότι ο πύραυλος δεν χάνει ταχύτητα λόγω της ατμοσφαιρικής μεταφοράς. Οι αρχικές συνθήκες της ελεύθερης πτήσης, δηλαδή οι συνθήκες πτήσης κατά την έξοδο, καθορίζουν τις παραμέτρους της πορείας.

Η φάση της ελεύθερης πτήσης τελειώνει όταν ο πύραυλος επιστρέψει στη ζώνη που είναι κεντραρισμένη στο κέντρο της Γης και με ακτίνα ίση με το υψόμετρο που επιτυγχάνεται κατά t_{bo} . Δεν χρειάζεται καθοδήγηση, καθώς ο πύραυλος τοποθετήθηκε σε μια ελλειπτική τροχιά που καταλήγει στο στόχο. Η φάση επανεισόδου αρχίζει όταν ο πύραυλος επιστρέψει στη ζώνη αναφοράς. Λίγο-πολύ αυτό συμπίπτει με την επανεισόδο στην ατμόσφαιρα. Επομένως, οι αεροδυναμικές δράσεις πρέπει να εξεταστούν ξανά. Επιπλέον, πρέπει να ληφθούν υπόψη δύο στην υψηλή ταχύτητα επανεισόδου. Οι παράμετροι αυτές περιορίζουν τον δομικό σχεδιασμό του πυραύλου και τις πιθανές διαδρομές επανεισόδου.

2.2 ΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ

Όπως προκύπτει από την περιγραφή των φάσεων της πτήσης ενός πυραύλου, υπάρχουν τρεις βασικές δυνάμεις που δρουν σε έναν πύραυλο. Είναι η ώση, η βαρύτητα και η αεροδυναμική δύναμη. Οι εξισώσεις ενός πυραύλου μπορούν να εξαχθούν εκφράζοντας τη συμβολή αυτών των δυνάμεων σε ένα πλαίσιο αναφοράς.

Το αδρανειακό πλαίσιο (ECIF) είναι ένα καρτεσιανό πλαίσιο με βάση (\hat{C}_1 , \hat{C}_2 , \hat{C}_3) και προέλευση O στο κέντρο της Γης. Έχει τη διανυσματική μονάδα \hat{C}_3 ευθυγραμμισμένη με τον άξονα περιστροφής της Γης. \hat{C}_1 ανήκει στη γραμμή στην οποία το ισημερινό επίπεδο της Γης τέμνει το

ελλειπτικό επίπεδο σε ένα καθορισμένη περίοδο t_{00} και ευθυγραμμίζεται με τον οριακό άξονα (δηλαδή την κατεύθυνση από τον Ήλιο στο πρώτο σημείο του Άρη) στο t_{00} . Ο τριπλός ($\hat{C}_1, \hat{C}_2, \hat{C}_3$) σχηματίζει δεξιά ακολουθία διανυσμάτων μονάδας.

Ένα αδρανές σύστημα πλαισίου αναφοράς με κέντρο το σταθμό εκτόξευσης είναι η προτιμότερη επιλογή για να

Πίνακας 2.1. Παράμετροι πυραυλικού μοντέλου

Παράμετρος	Σύμβολο	Ορισμός	Διαστάσεις
Λόγος αρχικής ώσης - βάρους	n_o	T/gm_o	[-]
Μειωμένος Βαλλιστικός Συντελεστής	β_o	$S/2m_o$	$[m^2/Kg]$
Ειδικός παλμός	I_{sp}	-	[s]
Λόγος δομής προς συνολική μάζα	u	m_s/m_o	$[1/s]$
Δείκτης σχετικής μάζας	q_o	$m/m_o = n_o/I_{sp}$	$[1/s]$
Χρόνος εξάντλησης κινητήρα	t_b	$1-u/q_o$	[s]
Λόγος ώσης βάρους	$n(t)$	$n_o/(1-q_o t)$	[-]
Βαλλιστικός Συντελεστής	B	$C_D \beta_o/1-q_o t$	$[m^2/Kg]$

περιγράφει την τροχιά ενός πυραύλου. Ένα τέτοιο πλαίσιο είναι γνωστό ως Τοπικό Πλαίσιο Ορίζοντα. Η βάση του είναι ($\hat{x}, \hat{E}, \hat{N}$) με άξονα N κατά μήκος της βόρειας κατεύθυνσης του σταθμού εκτόξευσης, ο άξονας E κατά μήκος της ανατολικής κατεύθυνσης του σταθμού εκτόξευσης και r ο άξονας προς το κέντρο της Γης, είναι κατά μήκος της κατεύθυνσης του διανύσματος βαρύτητας. Επομένως, τα φαινόμενα βαρύτητας μπορούν να παρατηρηθούν σε αυτή την αναφορά. Από την άλλη πλευρά, οι επιδράσεις της ώσης και των αεροδυναμικών δυνάμεων είναι φυσικές σε ένα σταθερό πλαίσιο αναφοράς σώματος, ή δεν μεταβιβάζεται από την αναφορά σώματος στην αδρανή αναφορά μέσω

απλών μετασχηματισμών γωνίας. Το τοπικό πλαίσιο ορίζοντα ορίζεται από δύο απλές περιστροφές σχετικά με το κέντρο της μάζας:

$$\begin{pmatrix} \hat{r} \\ \hat{E} \\ \hat{N} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \lambda & -\sin \lambda & 0 \\ \sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos L & 0 & -\sin L \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin L & 0 & \cos L \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \hat{c}_1 \\ \hat{c}_2 \\ \hat{c}_3 \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

όπου λ και L είναι το απόλυτο γεωγραφικό μήκος και πλάτος του κέντρου μάζας, αντίστοιχα. Έχοντας ορίσει το διάνυσμα θέσης \mathbf{R} στο πλαίσιο τοπικού ορίζοντα ως $\mathbf{R} = (x \ y \ z)$, το διάνυσμα δύναμης βαρύτητας \mathbf{G} ορίζεται ως

$$\vec{G} = -\frac{\mu}{R^3} \vec{R} \quad (2.2)$$

όπου μ είναι η τυπική βαρυτική παράμετρος της Γης.

Οι άλλες δυνάμεις μπορούν να γραφτούν μετά τον ορισμό ορισμένων σημαντικών παραμέτρων. Συνοψίζονται στον πίνακα 2.1 Η αεροδυναμική δύναμη μπορεί να γραφεί ξεκινώντας από τη γνώση της πυκνότητας του αέρα ρ ή της σχετικής ταχύτητας του ανέμου V_R . Το πρώτο μπορεί να υπολογιστεί από ένα εκθετικό μοντέλο

$$\rho = \rho_0 e^{-k(R-R_\oplus)} \quad (2.3)$$

Όπου ρ_0 και k είναι σταθερές τιμές και R_\oplus η ακτίνα της Γης. Η σχετική ταχύτητα του ανέμου είναι η διαφορά μεταξύ του διανύσματος ταχύτητας πυραύλου \mathbf{V} και της ταχύτητας του ανέμου \mathbf{V}_w . Το τελευταίο μπορεί να ληφθεί με την προϋπόθεση ότι η ατμόσφαιρα περιστρέφεται με την ίδια ταχύτητα ω_\oplus με τη Γη. Επομένως,

$$\vec{V}_w = \vec{\omega}_{\oplus} \times \vec{R} \quad (2.4)$$

$$\vec{V}_R = \vec{V} - \vec{V}_w \quad (2.5)$$

Τώρα το αεροδυναμικό διάνυσμα \vec{A} μπορεί να οριστεί ως

$$\vec{A} = -\rho V_R \frac{\beta_0}{1 - q_0 t} \vec{V}_R \quad (2.6)$$

Η ώση μπορεί να είναι γνωστή ως το γινόμενο του εύρους ώσης T επί την κατεύθυνση ώθησης $T = (l_1, l_2, l_3)$. Η πρώτη παρέχεται από

$$T = g \frac{n_0}{1 - q_0 t} \quad (2.7)$$

Το τελευταίο εξαρτάται από τη στρατηγική προσανατολισμού, και προφανώς ποικίλλει με τον καιρό. Είναι βολικό να εκφράζεται η κατεύθυνση ώσης για κάθε πτήση που περιγράφεται στο τμήμα 2.1.1. Κατά την κατακόρυφη τροχιά, η ώση ευθυγραμμίζεται με τον διαμήκη άξονα του πυραύλου και, με την κατεύθυνση προς το κέντρο της Γης

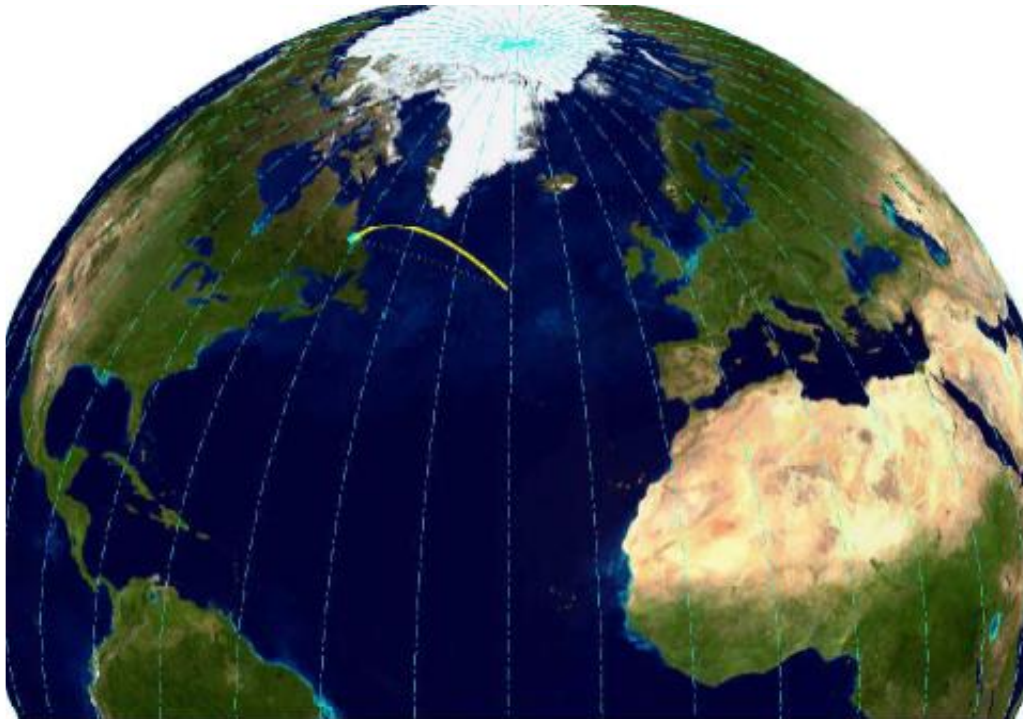
$$\hat{T}_{vert.} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

Οι ελιγμοί κύλισης και «pitch» καθορίζουν ένα επίπεδο για την τροχιά και τη γωνία κλίσης. Η κατεύθυνση ώσης στο βήμα προς τα πάνω ορίζεται από τη γωνία αζιμουθίου ψ και από χ .

$$\hat{T}_{pitchov.} = \begin{pmatrix} \cos \chi \\ \sin \chi \sin \psi \\ \sin \chi \cos \psi \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

Κατά τη στροφή της βαρύτητας, η ώση ευθυγραμμίζεται με το διάνυσμα της ταχύτητας προκειμένου να μηδενιστεί η πρόσπτωση . Η κατεύθυνση ώσης είναι

$$\hat{T}_{grav.turn} = \hat{V} \quad (2.10)$$



Σχήμα 2.1. Τροχιά πυραύλου

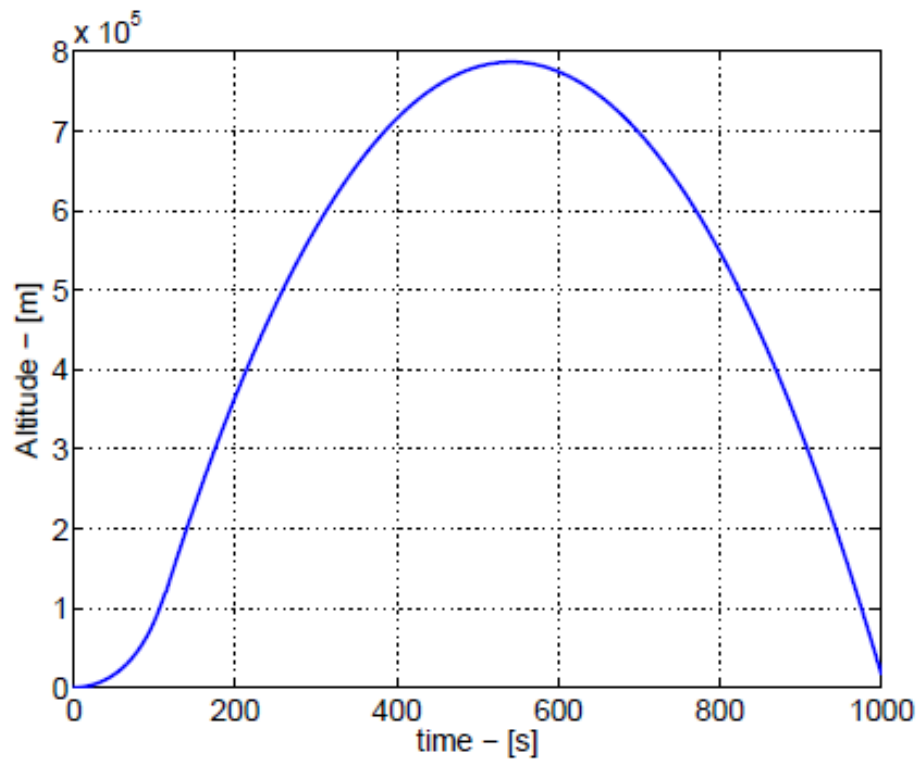
Μετά τη στροφή της βαρύτητας, η κατεύθυνση ώθησης καθορίζεται από την ειδική στρατηγική καθοδήγησης που υιοθετήθηκε. Η πορεία ενός πυραύλου υπολογίζεται για την ενσωμάτωση του ακόλουθου συνόλου διαφορικών εξισώσεων

$$\begin{cases} \dot{x} = u \\ \dot{y} = v \\ \dot{z} = w \\ \dot{u} = -\frac{\mu}{R^3}x - \rho V_R \frac{\beta_0}{1-q_0 t} V_{R_x} + g \frac{n_0}{1-q_0 t} l_1 \\ \dot{v} = -\frac{\mu}{R^3}y - \rho V_R \frac{\beta_0}{1-q_0 t} V_{R_y} + g \frac{n_0}{1-q_0 t} l_2 \\ \dot{w} = -\frac{\mu}{R^3}z - \rho V_R \frac{\beta_0}{1-q_0 t} V_{R_z} + g \frac{n_0}{1-q_0 t} l_3 \end{cases} \quad (2.11)$$

Η τροχιά ενός πυραύλου μεσαίου βεληνεικούς προσομοιώθηκε με την αριθμητική ενσωμάτωση αυτού του δυναμικού μοντέλου. Ο πύραυλος αναγνωρίζεται από τους παραμέτρους του πίνακα 2.2. Ο σταθμός εκτόξευσης και η ανοικοδόμηση 3D της τροχιάς αντιπροσωπεύονται στο σχήμα 2.1. Ο πύραυλος πετάει κατά μήκος της κατακόρυφης κατεύθυνσης εκτόξευσης. Στη συνέχεια, εκτελεί τον ελιγμό «pitch». Η φάση της ώθησης τελειώνει με την πορεία της βαρύτητας. Σχ. 2.2 και 2.3 δείχνουν το υψόμετρο και την ταχύτητα του πυραύλου. Ο χρόνος πτήσης είναι περίπου 1.000 δευτερόλεπτα. Ο πύραυλος φτάνει σε μέγιστο υψόμετρο 800 χλμ., μετά από 500 δευτερόλεπτα. Ορισμένες από τις φάσεις πτήσης μπορούν να αναγνωριστούν στο σχήμα 2.3, το οποίο είναι το προφίλ ταχύτητας. Η ταχύτητα του πυραύλου αυξάνεται λόγω ώσης μέχρι t_{bo} . Στο $t = t_{bo}$, παρατηρείται ασυνέχεια στο προφίλ ταχύτητας. Σηματοδοτεί το τέλος της φάσης ενίσχυσης και την αρχή της βαλλιστικής φάσης.

Πίνακας 2.2. Παράμετροι πυραύλου στο μεσαίο εύρος

Παράμετρος	Τιμή	Παράμετρος	Τιμή
n_o	2.2	I_{sp}	300s
u_o	0.17	b_o	4.15e-0.5
q_o	7.33e-0.3	t_{bo}	113s
L_o	55°	λ_o	-60°



Σχήμα 2.2. Ύψος πυραύλου

Η μέγιστη ταχύτητα είναι περίπου 4 Km/s. Στην αρχή της βαλλιστικής φάσης, ο πύραυλος αρχίζει να επιβραδύνεται, μέχρι να φτάσει στο αποκορύφωμα. Το τοπικό ελάχιστο στο προφίλ ταχύτητας αντιστοιχεί στο μέγιστο στο προφίλ υψομέτρου. Από αυτό το σημείο και μετά, ο πύραυλος βρίσκεται σε ελεύθερη πτώση και αρχίζει να αυξάνει και πάλι την ταχύτητά του. Η μέγιστη τιμή της ταχύτητας κατά την επανείσοδο είναι ένας κρίσιμος σχεδιασμός για τη δομή και την αποστολή.

2.2 ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗ ΓΙΑ ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΟΥΣ ΠΥΡΑΥΛΟΥΣ

Αφού πάψει να υφίσταται η δυναμική πίεση, οι στρατηγικοί πύραυλοι συνήθως παρέχουν κάποια μορφή καθοδήγησης για να διορθώσουν τα σφάλματα και να φτάσουν στο σημείο στόχο. Η επιλογή του καθοδηγητικού νόμου εξαρτάται από τη μηχανή του πυραύλου. Μηχανές με υγρό καύσιμο τερματίζουν την ώση προτού κάψουν όλο το προωθητικό αέριο. Κινητήρες με στερεή προωστική ύλη δεν δύναται να τερματίσουν την ώση πριν καταναλώσουν όλο το καύσιμο. Οι κινητήρες με υγρή προωστική ύλη χρησιμοποιούν μια μορφή της καθοδήγησης Lambert, ενώ οι κινητήρες με στερεή προωστική ύλη χρησιμοποιούν το σύστημα πλοήγησης της Γενικής Διαχείρισης Ενέργειας (GEM) για να καταναλώσουν το επιπλέον καύσιμο του ενισχυτή.

Τόσο η καθοδήγηση Lambert όσο και η GEM βασίζονται στην αριθμητική λύση στο πρόβλημα της Lambert. Σύμφωνα με τον Zarchan:

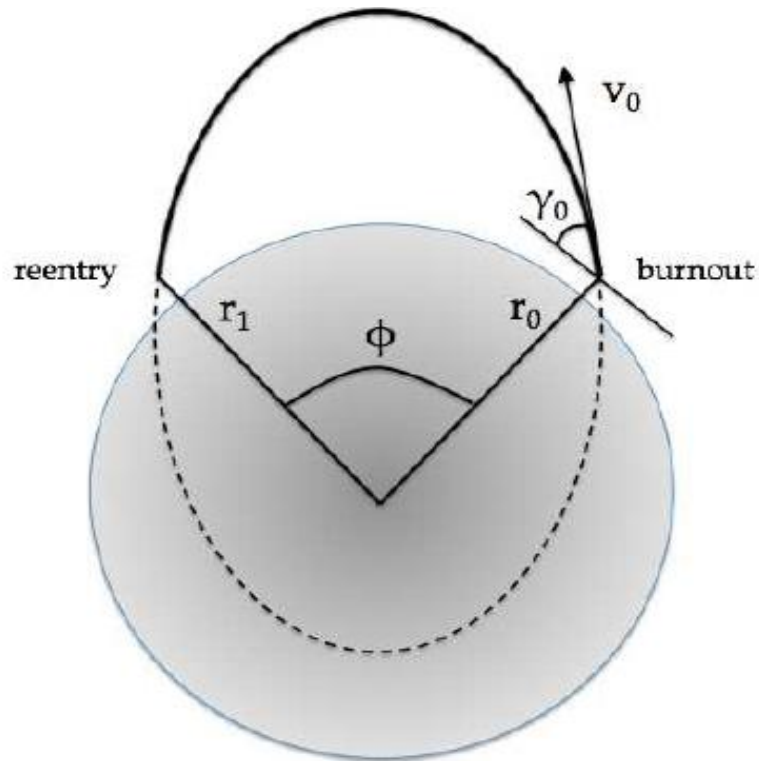
Σε κάθε στιγμή, εάν γνωρίζετε πού βρίσκεστε και πού θέλετε να πάτε και πόσο χρόνο διαθέτετε για να φτάσετε στον προορισμό σας, η λύση Lambert σας λέει το μέγεθος και την κατεύθυνση του απαιτούμενου διανύσματος ταχύτητας.

Κάτω από ορισμένες υποθέσεις, μπορεί να εξαχθεί μια απλοποιημένη έκφραση για την καθοδήγηση Lambert. Σε μια δύο διαστάσεων, επίπεδη Γη, το σενάριο σταθερής βαρύτητας με δεδομένη αρχική θέση πυραύλου x_0, y_0 και προορισμός x_f, y_f και χρόνο άφιξης t_f , ο στόχος της Lambert καθοδήγησης είναι να βρει την ταχύτητα V που απαιτείται για να πετάξει με βαλλιστικό τρόπο από t_{b0} έως το t_f έως το σημείο στόχο στις t_f .

Κατά τη διάρκεια της ελεύθερης πτήσης, ο πύραυλος διαγράφει μια ελλειπτική τροχιά. Η γενική εξίσωση μιας κωνικής τομής είναι

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta} \quad (2.12)$$

όπου r είναι η θέση του πυραύλου κατά μήκος της ελλειπτικής τροχιάς, p είναι το ημι- πλάτος της έλλειψης, e είναι η εκκεντρότητα της έλλειψης και θ_* πραγματική ανωμαλία. Είναι γνωστό ότι



Σχήμα 2.4. Γεωμετρία βαλλιστικής τροχιάς

το ημι- πλάτος της έλλειψης σχετίζεται με την γωνιακή ορμή h της τροχιάς:

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (2.13)$$

όπου μ είναι η πλανητική σταθερά. Η εκτόνωση του πυραύλου θα λάβει χώρα σε κάποιο σημείο r_0 στην έλλειψη με πραγματική ανωμαλία θ_{art} , όπως φαίνεται στο σχήμα 2.4. Αν ο πύραυλος πρέπει να πετάξει μέχρι το σημείο r_1 του οποίου η γωνιακή απόσταση από το r_0 είναι ϕ , το σημείο στόχος r_1 μπορεί να εκφραστεί ως εξής:

$$\begin{cases} r_0 = \frac{P}{1 + e \cos \theta_*} \\ r_1 = \frac{P}{1 + e \cos (\theta_* + \phi)} \end{cases} \quad (2.14)$$

Το διάνυσμα ταχύτητας V του πυραύλου στην έλλειψη μπορεί να εκφραστεί στο επίπεδο $p\hat{e}$:

$$\vec{V} = \frac{\mu}{h} (e\hat{p} + \hat{\theta}) \quad (2.15)$$

Το διάνυσμα αυτό μπορεί να αναλυθεί στην ακτινική και προς την εφαπτόμενη κατεύθυνση. Τονίζεται ότι η ταχύτητα V σχηματίζει τη γωνία γ του ίχνους πτήσης με τον τοπικό ορίζοντα

$$\begin{cases} V_r = V \sin \gamma = \frac{\mu}{h} (e\hat{p}\hat{r}) = \frac{\mu}{h} e \sin \theta_{ast} \\ V_\theta = V \cos \gamma = \frac{\mu}{h} (1 + e\hat{p}\hat{\theta}) = \frac{\mu}{h} (1 + e \cos \theta_{ast}) \end{cases} \quad (2.16)$$

Από τις εξισώσεις 2.16 μπορεί κανείς να μεταμορφώσει εκφράσεις για το ημίτονο(e) και το συνημίτονο (e) του θ_* :

$$\begin{cases} \sin \theta_* = \frac{V \sin \gamma h}{e\mu} \\ \cos \theta_* = \frac{1}{e} \left[\frac{h}{\mu} V \cos \gamma - 1 \right] \end{cases} \quad (2.17)$$

Σε αυτό το σημείο πρέπει να προσδιορίσουμε την μη- διαστατή παράμετρο Q

$$Q \triangleq \frac{V_0^2 r_0}{\mu} \quad (2.18)$$

Από τη στιγμή που η γωνιακή δυναμική της τροχιάς ορίζεται ως $h=rV \cos \gamma$, από τις γεωμετρικές ιδιότητες της έλλειψης προκύπτει:

$$p = \frac{h^2}{\mu} = \frac{r_0^2 V_0^2 \cos^2 \gamma_0}{\mu} = r_0 Q \cos^2 \gamma_0 \quad (2.19)$$

Από την εξίσωση 2.14 προκύπτει:

$$r_1 = \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 + e \cos (\theta_* + \phi)} \quad (2.20)$$

Χρησιμοποιώντας τους τριγωνομετρικούς τύπους οι παραστάσεις της 2.17 δίνουν:

$$\begin{aligned} r_1 &= \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 + e [\cos \theta_* \cos \phi - \sin \theta_* \sin \phi]} \\ &= \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 + e \left[\cos \phi \frac{1}{e} (Q \cos \gamma_0^2 - 1) - \sin \phi \frac{1}{e} Q \sin \gamma_0 \cos \gamma_0 \right]} \\ &= \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 + Q \cos \phi \cos \gamma_0^2 - \cos \phi - Q \sin \phi \sin \gamma_0 \cos \gamma_0} \\ &= \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 - \cos \phi + Q \cos \gamma_0 [\cos \gamma_0 \cos \phi - \sin \phi \sin \gamma_0]} \\ &= \frac{r_0 Q \cos \gamma_0^2}{1 - \cos \phi + Q \cos \gamma_0 \cos (\gamma_0 + \phi)} \end{aligned} \quad (2.21)$$

Η εξίσωση αυτή εκφράζει την τροχιά του πυραύλου όσον αφορά τις συνθήκες καύσης (δηλαδή r_0 και γ_0) και τη γωνία Φ μεταξύ r_0 και r_1 . Αντικαθιστώντας την εξίσωση 2.18 σε αυτήν την έκφραση, επιτυγχάνονται οι απαιτήσεις ταχύτητας για την ικανότητα του πυραύλου να πετάει βαλλιστικά προς την r_1 , ξεκινώντας από τις συνθήκες καύσης. Αυτή η ταχύτητα μπορεί να οριστεί ως ταχύτητα Lambert V_{Lam}

$$V_{Lam} = \sqrt{\frac{\mu(1 - \cos \phi)}{r_0 \cos \gamma_0 (r_0 \cos(\gamma_0)/r_1 - \cos(\gamma_0 + \phi))}} \quad (2.22)$$

Ο σκοπός της καθοδηγούμενης φάσης έχει ως στόχο να επιτύχει αυτή την ταχύτητα κατά την έξοδο, ώστε ο ICBM να πετάει με βαλλιστικό τρόπο στο στόχο του. Η διαφορά μεταξύ του V_{Lam} και της πραγματικής ταχύτητας του ICBM είναι γνωστή ως η ταχύτητα που πρέπει να αποκτηθεί ΔV . Αν η ώση του πυραύλου είναι ευθυγραμμισμένη με την ταχύτητα που πρέπει να αποκτηθεί τότε η V_{Lam} ταχύτητα θα αποκτηθεί.

Ορισμός της ταχύτητας που πρέπει να γίνει αισθητή σε ένα επίπεδο xy,

$$\begin{aligned} \Delta V_x &= V_{Lam_x} - V_{M_x} \\ \Delta V_y &= V_{Lam_y} - V_{M_y} \\ \Delta V &= \sqrt{V_{Lam_x}^2 + V_{Lam_y}^2} \end{aligned} \quad (2.23)$$

Εάν το μέγεθος της επιτάχυνσης της ώσης είναι a_T , τότε η κατεύθυνση της ώσης σε κάθε σημείο πρέπει να ευθυγραμμίζεται με το διάνυσμα ταχύτητας που πρέπει να αποκτηθεί

$$\begin{aligned} a_{T_x} &= \frac{a_T \Delta V_x}{\Delta V} \\ a_{T_y} &= \frac{a_T \Delta V_y}{\Delta V} \end{aligned} \quad (2.24)$$

2.4 ΣΥΝΟΨΗ

Το κεφάλαιο αυτό πραγματεύεται τις τροχιές των στρατηγικών πυραύλων. Κατά τη διάρκεια της ατμοσφαιρικής πτήσης, ένας στρατηγικός πύραυλος πρέπει να περάσει από ένα κατακόρυφο τμήμα και στρέφεται λόγω βαρύτητας. Όταν ο πύραυλος είναι εκτός ατμόσφαιρας, και πριν την εκτόνωση του κινητήρα του πυραύλου, μπορεί να κατευθυνθεί μέσω του TVC. Ο σκοπός της καθοδηγούμενης φάσης είναι να επιτευχθεί η απαραίτητη συνθήκη (θέση, ταχύτητα και γωνία ίχνους πτήσης) κατά την εκτόνωση του πυραύλου, ώστε να επιτευχθεί ο στόχος του με βαλλιστικό τρόπο. Η καθοδήγηση Lambert αποτελεί μέθοδο για την καθοδήγηση κατά τη διάρκεια της φάσης ενίσχυσης. Όταν ο πύραυλος εισέρχεται στην ατμόσφαιρα, προκαλεί υψηλές δυνάμεις και μεγάλη θερμότητα. Ο σχεδιασμός της κατασκευής του πυραύλου πρέπει να λάβει υπόψη αυτούς τους περιορισμούς. Η παρακολούθηση στρατηγικών πυραύλων είναι η πρώτη αποστολή του αμυντικού συστήματος και θα περιγράφει στο επόμενο κεφάλαιο. Η γνώση των τροχιών των βαλλιστικών πυραύλων αποτελεί προϋπόθεση για την παρακολούθηση.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3ο : ΕΝΤΟΠΙΣΜΟΣ ΑΠΕΙΛΩΝ

Τώρα που περιεγράφηκε η αποστολή ενός βαλλιστικού πυραύλου, είναι καιρός να τεθεί το πρόβλημα της παρακολούθησης ενός εισερχόμενου πυραύλου. Η παρακολούθηση περιλαμβάνει πυράυλους-στόχους, σύστημα – πύραυλος αναχαίτησης και αισθητήρες για ανίχνευση και εντοπισμό. Τα τελευταία είναι τα πρώτα μέρη της παρακολούθησης. Κατά τη διάρκεια αυτών, παρέχεται στον πύραυλο αναχαίτησης η πληροφορία που απαιτείται για την έναρξη της εμπλοκής.

Το παρόν κεφάλαιο περιγράφει τα συστήματα που χρησιμοποιούνται για την ανίχνευση και τον εντοπισμό και τον τρόπο με τον οποίο τα μέτρα είναι χρήσιμες πληροφορίες για τον πύραυλο αναχαίτησης. Οι μετρήσεις μπορούν να προέρχονται από διαφορετικά συστήματα ανίχνευσης, όπως ραντάρ ή αισθητήρες υπέρυθρων (IR). Για την ανασύνθεση της πορείας του πυραύλου, η επεξεργασία γίνεται με αλγόριθμο εκτίμησης.

Το φίλτρο Kalman είναι η βέλτιστη λύση, υπό την έννοια της λιγότερο τετραγωνικής εκτίμησης, στο πρόβλημα της εκτίμησης της κατάστασης με θορυβώδεις μετρήσεις, στην περίπτωση γραμμικών συστημάτων. Άλλοι αλγόριθμοι χρησιμοποιούνται σε μη γραμμικά πλαίσια, όπου το πρόβλημα

εκτίμησης είναι απειροδιάστατο. Τα Extended Kalman Filter (EKF) και Unscented Kalman Filter (UKF) είναι δύο φίλτρα για μη γραμμικά προβλήματα.

Το κεφάλαιο αυτό έχει ως εξής: θα εισαχθούν πιθανά βήματα τόσο για την ανίχνευση όσο και για την παρακολούθηση, συμπεριλαμβανομένης της διαμόρφωσης των σφαλμάτων· στη συνέχεια, θα περιγραφούν δύο αλγόριθμοι εκτίμησης για μη γραμμικά προβλήματα· τελικά, θα πραγματοποιηθεί η προσομοίωση μιας ανίχνευσης και παρακολούθησης διηπειρωτικού πυραύλου.

3.1 ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΑΝΙΧΝΕΥΣΗΣ ΚΑΙ ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗΣ

Κατά τη διάρκεια της φάσης ενίσχυσης, ο πύραυλος παράγει μια στήλη καπνού πίσω από το καθώς ταξιδεύει στην ατμόσφαιρα. Αυτή η στήλη καπνού συμπεριλαμβάνει θερμά αέρια και αποτελεί ισχυρή πηγή ακτινοβολίας IR. Αυτή η ακτινοβολία είναι ορατή από το διάστημα. Συνεπώς, δορυφόρος με αισθητήρα IR μπορεί να ανιχνεύσει τον καπνό του πυραύλου. Επιπλέον, οι δορυφόροι μπορούν να καλύψουν μεγάλες περιοχές της Γης, παρέχοντας στο αμυντικό σύστημα έγκαιρη προειδοποίηση για εκτοξεύσεις πυραύλων. Αυτά τα χαρακτηριστικά καθιστούν τον διαστημικό εντοπισμό διηπειρωτικού πυραύλου ιδιαίτερα ενδιαφέρον.

Το DSP είναι ένα σύστημα που εκτοξεύει πρώιμες προειδοποιήσεις. Ξεκίνησε το 1970, χρησιμοποιώντας δορυφόρους στη Γεωπαράλληλη τροχιά της Γης (GEO). Κάθε δορυφόρος είναι τοποθετημένος με περιστρεφόμενους ανιχνευτές τηλεσκοπίου στο εστιακό επίπεδο που εντοπίζουν τη θέση της στήλης καπνού του πυραύλου. Η ακρίβεια του συστήματος DSP καθορίζεται από τα αποτυπώματα των pixel στη συστοιχία αισθητήρων των δορυφόρων του. Ο αριθμός των ανιχνευτών που υποδηλώνουν ότι το σφάλμα θέσης 1-σ είναι 500m προς όλες τις κατευθύνσεις. Οι τρεις μετρήσεις από τον τοποθετημένο στο διάστημα αισθητήρα IR είναι:

$$\begin{aligned} X &= \tilde{X} + v_{IR} \\ Y &= \tilde{Y} + v_{IR} \\ Z &= \tilde{Z} + v_{IR} \end{aligned} \tag{3.1}$$

όπου X, Y, Z είναι οι τρεις θέσεις του πυραύλου, σε αδρανειακή αναφορά, V_{IR} είναι ένας μηδενικός μέσος θόρυβος Gauss με διακύμανση σ_{IR} . Το σύμβολο της περισπωμένης αντιστοιχεί στην πραγματική μέτρηση.

Οι μετρήσεις για την παρακολούθηση στόχου παρέχονται σε ένα σύστημα συντεταγμένων 3D. Ένα ραντάρ εδάφους μπορεί να παρέχει τις απαραίτητες μετρήσεις. Οι μετρήσεις παρουσιάζονται στο ραντάρ Local Horizon Frame, όπως φαίνεται στο σχήμα 3.1. Το εύρος R είναι η απόσταση μεταξύ του ραντάρ και του στόχου. Το αζιμούθιο ψ είναι η γωνία μεταξύ την κατεύθυνση N και την προβολή της θέσης στόχου στο επίπεδο NE· το υψόμετρο θ είναι η γωνία μεταξύ της θέσης στόχου και της προβολής της στο επίπεδο NE. Ρυθμός διπλού ή εύρους, r μετρήσεων δεν λαμβάνονται υπόψη σε αυτή τη μελέτη.

Οι τρεις μετρήσεις μπορούν να διαμορφωθούν κατά τον ακόλουθο τρόπο:

$$\begin{aligned} R &= \tilde{R} + v_R \\ \psi &= \tilde{\psi} + v_\psi \\ \theta &= \tilde{\theta} + v_\theta \end{aligned} \tag{3.2}$$

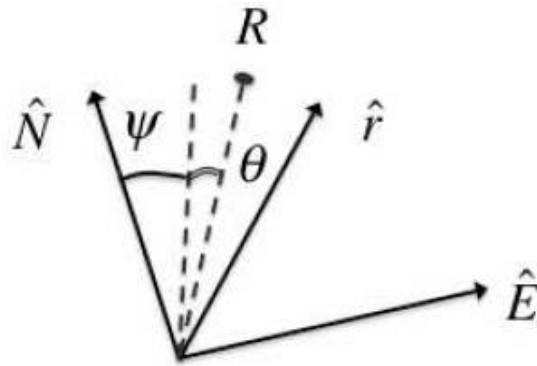
όπου το σύμβολο της περισπωμένης δηλώνει την ποσότητα χωρίς σφάλματα και το

$$\vec{V} = [v_R, v_\psi, v_\theta]'$$

είναι ένα πρόσθετο διάνυσμα θορύβου. Θεωρείται ότι οι θόρυβοι αυτοί είναι μηδενικού μέσου όρου, διαμοιρασμένες κατά Gaussian

$$\begin{aligned} \vec{V} &\sim \mathcal{N}(0, \mathbb{R}) \\ \mathbb{R} &= \text{diag}(\sigma_R^2, \sigma_\psi^2, \sigma_\theta^2) \end{aligned} \tag{3.3}$$

Για ραντάρ επιφανείας όπως το υφιστάμενο Aegis AN/SPY-1B, η διακύμανση του θορύβου εμβέλειας μπορεί να θεωρηθεί ως $\sigma_R=10\text{m}$. Η διακύμανση του γωνιακού θορύβου μπορεί να θεωρηθεί $\sigma_\psi=\sigma_\theta=1 \text{ mrad}$.



Σχήμα 3.1 Μετρήσεις Ραντάρ

3.1 ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ

Στο τμήμα αυτό εξετάζεται το πρόβλημα της επεξεργασίας των μετρήσεων από το ραντάρ. Χρησιμοποιείται δυναμικό φίλτρο για την εκτίμηση της κατάστασης του πυραύλου, δηλαδή της θέσης και της ταχύτητας του καθώς κινείται κατά μήκος της πορείας του. Ένα δυναμικό φίλτρο χρειάζεται να γνωρίζει ένα δυναμικό μοντέλο πυραύλων, όπως αυτό που δίνεται στην εξίσωση 2.11.

Λόγω της μη γραμμικότητας αυτού του προβλήματος, ένα μη γραμμικό φίλτρο θα χρησιμοποιηθεί. Τα τελευταία 50 χρόνια, αναπτύχθηκαν πολλά φίλτρα για μη γραμμική εκτίμηση. Μεταξύ αυτών, το πλέον γνωστό είναι το φίλτρο EKF, το οποίο θεωρείται το de facto πρότυπο στον τομέα. Το κύριο χαρακτηριστικό του EKF είναι η γραμμικότητα του δυναμικού μοντέλου που εκτελεί γύρω από τις πραγματικές συνθήκες σε κάθε στάδιο. Αυτό επιτρέπει την προσέγγιση και τη διάδοση της μέσης τιμής και της συνδιακύμανση των μεταβλητών.

Το EKF λειτουργεί με μη γραμμικό διακριτικό σύστημα στη μορφή

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= f(x_k) + g(u_k) + w_k \\ z_k &= h(x_k) + v_k \end{aligned} \tag{3.4}$$

όπου x είναι το διάνυσμα, u είναι ο έλεγχος και z είναι οι μετρήσεις. Τα w και v είναι, αντίστοιχα, τα διανύσματα θορύβου της διεργασίας και των μετρήσεων με στατιστικά στοιχεία

$$\begin{aligned} Q_k &= E[w_k w_k^T] \\ R_k &= E[v_k v_k^T] \end{aligned} \quad (3.5)$$

Η ευθυγράμμιση του συστήματος στο k^{th} βήμα γύρω από την πραγματική πορεία δίνει τον ορισμό

$$F_k = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x_k} \quad G_k = \left. \frac{\partial g}{\partial u} \right|_{u_k} \quad H_k = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right|_{x_k} \quad (3.6)$$

Η εκτίμηση πραγματοποιείται σε δύο βήματα. Στην πρώτη φάση, η τιμή της στοχαστικής μεταβλητής x προβλέπεται σύμφωνα με το μοντέλο, προβλέποντας την πραγματική εκτίμηση και την συνδιακύμανση της μέσω των πινάκων μετάβασης. Στο δεύτερο στάδιο, η εκτίμηση διορθώνεται με τις πληροφορίες από τις μετρήσεις. Ένα διάνυσμα ενίσχυσης K_k σταθμίζει τη διαφορά μεταξύ των πραγματικών μετρήσεων και αυτών που θα είχαν επιτευχθεί μέσω του πίνακα H από την προβλεπόμενη κατάσταση. Οι δύο φάσεις μπορούν να συνοψιστούν όπως παρακάτω:

Πρόβλεψη: Το εκτιμώμενο κατ' εκτίμηση διάνυσμα κατάστασης και ο πίνακας συνδιακύμανσης του σημειώνονται ως $\hat{x}_{k|k-1}$ και $P_{k|k-1}$. Το πρώτο μπορεί να ληφθεί με μετάδοση της παλαιάς εκτίμησης $\hat{x}_{k-1|k-1}$ επιλέγοντας τις κατάλληλες εξισώσεις από το δυναμικό μοντέλο της διεργασίας

$$\hat{x}_{k|k-1} = f(\hat{x}_{k-1|k-1}) + g(u_{k-1}) \quad (3.7)$$

$$P_{k|k-1} = F_{k-1} P_{k-1|k-1} F_{k-1}^T + Q \quad (3.8)$$

Διόρθωση: Οι πραγματικές τιμές της εκτιμώμενης κατάστασης $\hat{x}_{k|k}$ και της συνδιακύμανσης $P_{k|k}$ που λαμβάνονται μετά τον υπολογισμό του Kalman κερδίζουν K_k και τα εκτιμώμενα μέτρα z_k

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T [H P_{k|k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (3.9)$$

$$\hat{z}_k = H_k \hat{x}_{k|k-1} \quad (3.10)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_k); \quad (3.11)$$

$$P_{k|k} = (I - K_k H) P_{k|k-1} \quad (3.12)$$

Το βασικό ελάττωμα της EKF είναι η διάδοση του πίνακα συνδιακύμανσης σφαλμάτων P. Η εξίσωση 3.8 προϋποθέτει γραμμική εξέλιξη για το P. Η προσέγγιση αυτή μπορεί να έχει ως αποτέλεσμα ακατάλληλη συμπεριφορά στην περίπτωση μη γραμμικών συστημάτων.

Το UKF είναι ένας άλλος αλγόριθμος για την εκτίμηση της κατάστασης των μη γραμμικών συστημάτων, που πρότειναν οι Julier και Uhlmann τη δεκαετία του 1990. Η κύρια διαφορά με τα φίλτρα τύπου Kalman βρίσκεται στη φάση πρόβλεψης. Αυτό βασίζεται στην επιλογή ενός πεπερασμένου αριθμού σημείων από το σύνολο πιθανών παραμέτρων, τα σημεία σ. Οι σημεία σ είναι τοποθετημένα έτσι ώστε το σύνολο σ να έχει τις ίδιες στοχαστικές στιγμές (μέση και συνδιακύμανση) της στοιχειώδους μεταβλητής που αντιπροσωπεύει την πραγματική εκτίμηση κατάστασης. Οι μη γραμμικές εξισώσεις του συστήματος μπορούν να εφαρμοστούν άμεσα στη διάδοση των σ - σημείων. Μετά τον πολλαπλασιασμό, η μέση και η συνδιακύμανση της εκτιμώμενης κατάστασης μπορούν να υπολογιστούν ως η μέση τιμή και η συνδιακύμανση της νέας σειράς σημείων. Η μέθοδος αυτή ονομάστηκε *Unscented transform* από τον δημιουργό της, Jeffrey Uhlmann.

Τα στάδια πρόβλεψης και διάδοσης του UKF είναι τα ακόλουθα:

Πρόβλεψη: Εάν n είναι η διάσταση του κρατικού χώρου, επιλέγεται $2n + 1$ επιδεικνύει το χ για το σύνολο σ. Οι συντελεστές βάρους w_m και w_c υπολογίζονται για τη μέση τιμή και τη συνδιακύμανση. Η πραγματική πρόβλεψη του διανύσματος είναι ο γραμμικός συνδυασμός των σημείων σ. Τα προδιαγεγραμμένα ζ_x είναι οι μετρήσεις που προκύπτουν από τα σημεία σ. Η προβλεπόμενη συνδιακύμανση υπολογίζεται από τις αποκλίσεις e_x και κάθε σημείο σ από τον μέσο όρο.

$$\hat{x}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^n w_m^i \chi_k^i \quad (3.13)$$

$$e_{\chi_k} = \chi_k - \hat{x}_{k|k-1} \quad (3.14)$$

$$P_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} w_c^i e_{\chi_k}^i e_{\chi_k}^{i'} \quad (3.15)$$

$$\zeta_k = h(\chi_k) \quad (3.16)$$

$$\hat{z}_k = \sum_{i=0}^n w_m^i \zeta_k^i \quad (3.17)$$

Διόρθωση: Η διόρθωση γίνεται με τον ίδιο τρόπο όπως και για τα φίλτρα τύπου Kalman. Η ενίσχυση K_k υπολογίζεται από πίνακες Ψ_{zz} και Ψ_{xz} και στη συνέχεια χρησιμοποιείται για την επικαιροποίηση της πρόβλεψης της μέσης τιμής και συνδιακύμανσης.

$$e_{\zeta_k} = \zeta_k - \hat{z}_k \quad (3.18)$$

$$\Psi_{zzk|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} w_c^i e_{\zeta_k}^i e_{\zeta_k}^{i'} + R_k \quad (3.19)$$

$$\Psi_{xzk|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} w_c^i e_{\chi_k}^i e_{\zeta_k}^{i'} \quad (3.20)$$

$$K_k = \Psi_{xzk|k-1} \left(\Psi_{zzk|k-1} \right)^{-1} \quad (3.21)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_k); \quad (3.22)$$

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} - K_k \Psi_{xzk|k-1} K_k' \quad (3.23)$$

Για να αποκτήσετε τα σημεία σ για το επόμενο βήμα πρέπει να δημιουργήσετε έναν πίνακα $S = \begin{bmatrix} 0 & M & M \end{bmatrix}$,

με το M να ορίζεται ως εξής:

$$M = \sqrt{\Lambda} \quad \Lambda = (n + \bar{k}) [P_{k|k} + Q_k] \quad (3.24)$$

Τα σημεία σ προκύπτουν ως εξής:

$$\chi_k = x_{k|k} + \sigma_i \quad (3.25)$$

Όπου σ_i είναι η στήλη υπ' αριθμόν i^{th} του S

3.1 ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗ ΔΙΗΠΕΙΡΩΤΙΚΟΥ ΠΥΡΑΥΛΟΥ

Σε αυτή την ενότητα, αναλύεται το πρόβλημα παρακολούθησης με τη χρήση του αισθητήρα IR εγκατεστημένου στο διάστημα και του ραντάρ επιφανείας. Χρησιμοποιείται UKF για την εκτίμηση της κατάστασης του πυραύλου, π.χ. της θέσης του και της ταχύτητάς του σε αδρανή αναφορά. Η εκτίμηση πραγματοποιείται σε σύνολο 200 δειγμάτων Monte Carlo. Κάθε δείγμα διαφέρει από τα άλλα κατά τις αρχικές υποθέσεις που δίνονται στον εκτιμητή. Η προσομοίωση καλύπτει την φάση ενίσχυσης της πορείας του ICBM.

Η προς εκτίμηση πορεία είναι εκείνη που προσομοιώνεται στην ενότητα 2.2. Το φίλτρο παρέχεται με το μοντέλο της εξίσωσης 2.11. Η φάση αναγνώρισης, όταν ο πύραυλος παρακολουθείται από τον αισθητήρα IR, διαρκεί έως $t = 30$ s. Μετά από αυτό, το ραντάρ επιφανείας εντοπίζει τον πύραυλο στόχο.

Ο θόρυβος της διεργασίας προέρχεται από διαταραχές επιτάχυνσης. Δεδομένου ότι το κινηματικό μοντέλο αντιστοιχεί στην απόκλιση της θέσης, ο εξωτερικός θόρυβος στη διαδικασία μπορεί να εισαχθεί μόνο ως σήμα επιτάχυνσης. Η μήτρα Q της διεργασίας συνδιακύμανσης θορύβου ορίζεται ως:

$$Q = \int_0^{T_s} \Phi(\eta) \Omega \Phi(\eta)^T d\eta \quad (3.26)$$

όπου Ω είναι πίνακας 6×6 μόνο μη μηδενικό στοιχείο είναι ένα διαγώνιο μπλοκ 3×3 στην κάτω δεξιά θέση.

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot q_0 \quad (3.27)$$

όπου q_0 είναι μια αριθμητική τιμή που προκύπτει από το πείραμα. Φ είναι ο πίνακας μετάβασης κατάστασης ο οποίος, για ένα σύστημα όπως αυτό από την εξίσωση 2.11, είναι 3×3 .

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & T_s \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.28)$$

όπου T_s είναι ο χρόνος δειγματοληψίας των δειγμάτων. Εκτέλεση υπολογισμού για το Q , το ένα αποδίδει έναν πίνακα

$$Q = q_0 \begin{pmatrix} T_s^3/3 & T_s^2/2 \\ T_s^2/2 & T_s \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

Το φίλτρο προετοιμάζεται με ένα διάνυσμα εικασιών $x_{0|0}$ και με έναν πίνακα $P_{0|0}$. Οι αρχικές υποθέσεις αντιστοιχούν σε μια κατανομή Gauss με την πραγματική τιμή του x_0 ως μέσου όρου και τα στοιχεία του πίνακα $P_{0|0}$ ως διακυμάνσεις

$$\hat{x}_{0|0} \sim \mathcal{N}(x_0, \sqrt{P_{0|0}}) \quad (3.30)$$

$$P_{0|0} = \text{diag} \begin{bmatrix} 2000^2 & 2000^2 & 2000^2 & 10^2 & 10^2 & 10^2 \end{bmatrix}$$

Οι παράμετροι της προσομοίωσης αναφέρονται στον πίνακα 3.1

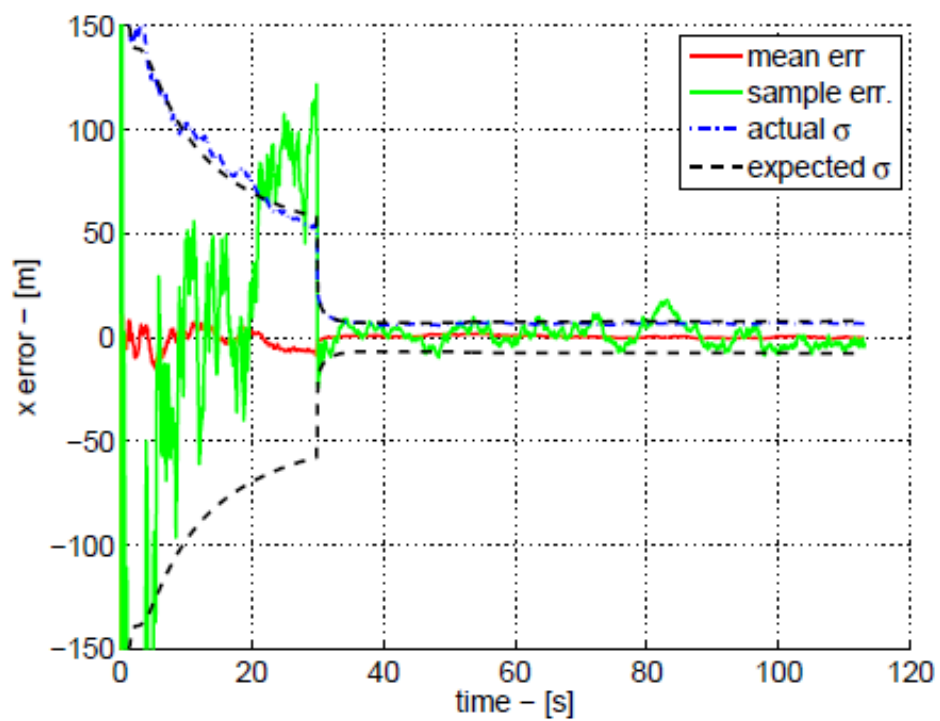
Πίνακας 3.1. Παράμετροι προσημείωσης

Παράμετρος	Τιμή	Παράμετρος	Τιμή
σ_{IR}	500m	σ_R	10m
σ_ψ	0,001 rad	σ_θ	0,001 rad
ω	1	T_s	0.02s

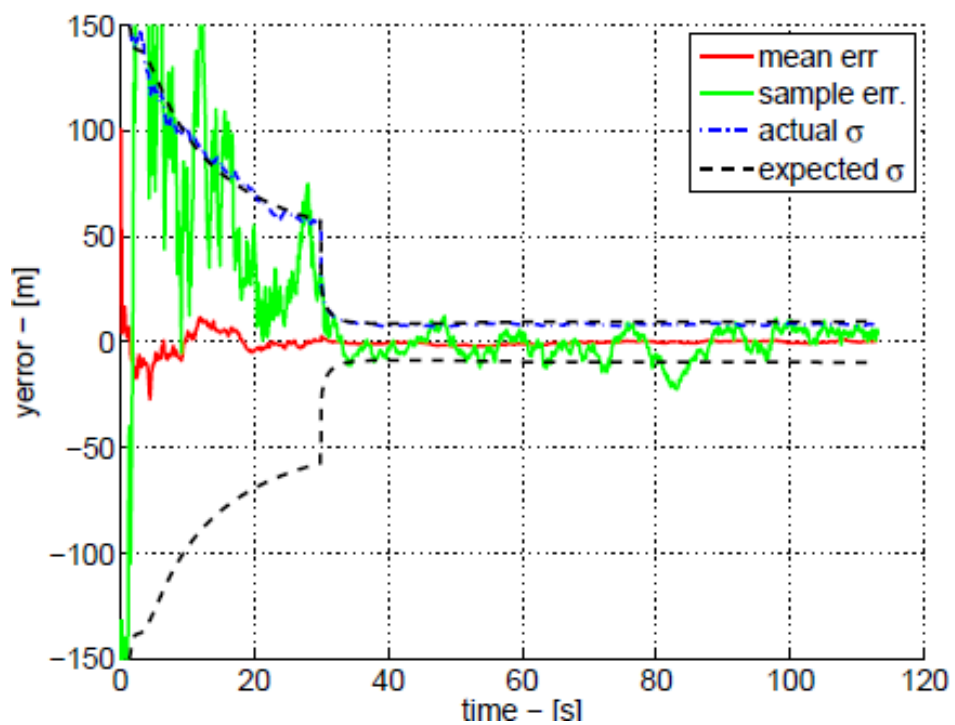
3.1.1 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ

Τα σχήματα 3.2, 3.3, 3.4, 3.5, 3.6, 3.7 δείχνουν τα αποτελέσματα της διαδικασίας εκτίμησης, που σχεδιάστηκαν με βάση το χρόνο. Η κόκκινη γραμμή είναι το μέσο σφάλμα εκτίμησης, η πράσινη γραμμή είναι το σφάλμα από ένα δείγμα εκτέλεσης, η μπλε γραμμή είναι η τυπική απόκλιση σφάλματος, οι μαύρες γραμμές είναι τα όρια 1σ που υπολογίζονται από μια σειρά δειγμάτων του φίλτρου.

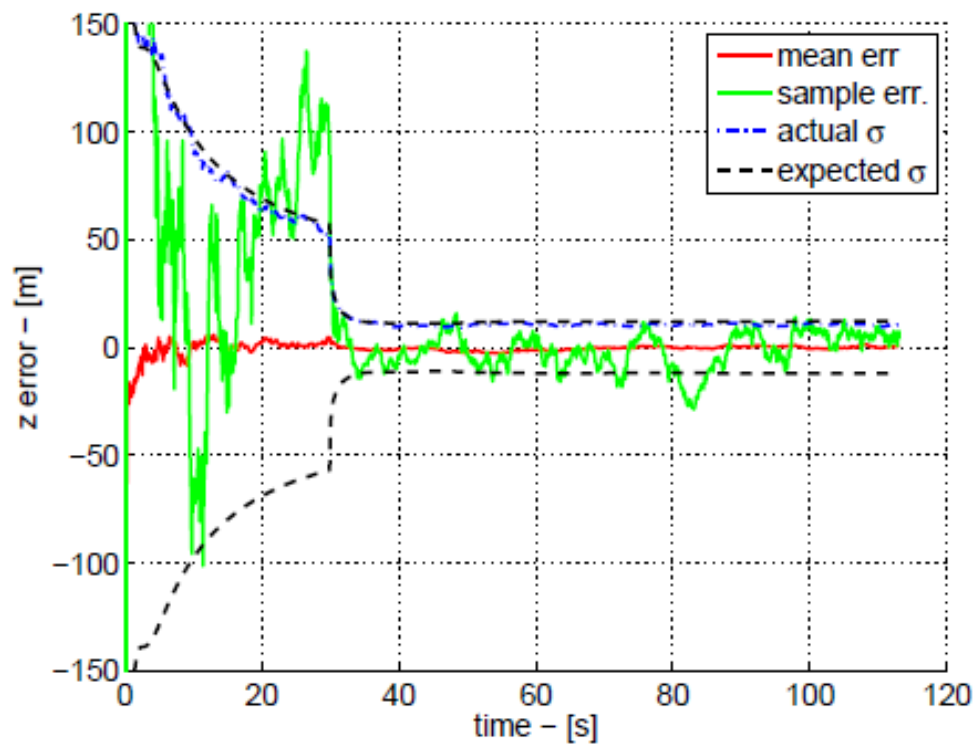
Κατά τη φάση ανίχνευσης, το φίλτρο είναι σε θέση να εκτιμήσει ακριβώς την πορεία του ICBM: το σφάλμα εκτίμησης από το φίλτρο (μαύρες γραμμές) μετατρέπεται σε τιμή περίπου 50 m για τη θέση και αρκετά m/s για την ταχύτητα. Κατά τη διάρκεια της φάσης παρακολούθησης τα αναμενόμενα σφάλματα ήταν ακόμη μικρότερα: περίπου 10 μέτρα για τη θέση και περίπου 1 m/s για την ταχύτητα. Επιπλέον, το φίλτρο είναι καλά ρυθμισμένο. Η τυπική απόκλιση των σφαλμάτων είναι πανομοιότυπη με τα όρια 1σ από το φίλτρο (μπλε και μαύρες γραμμές επικαλυπτόμενες). Το μέσο σφάλμα στο σύνολο των δειγμάτων είναι σχεδόν μηδενικό, πράγμα που σημαίνει ότι το φίλτρο δεν έχει συστηματικό σφάλμα. Το σφάλμα του δείγματος παραμένει εντός των 1-σ ορίων.



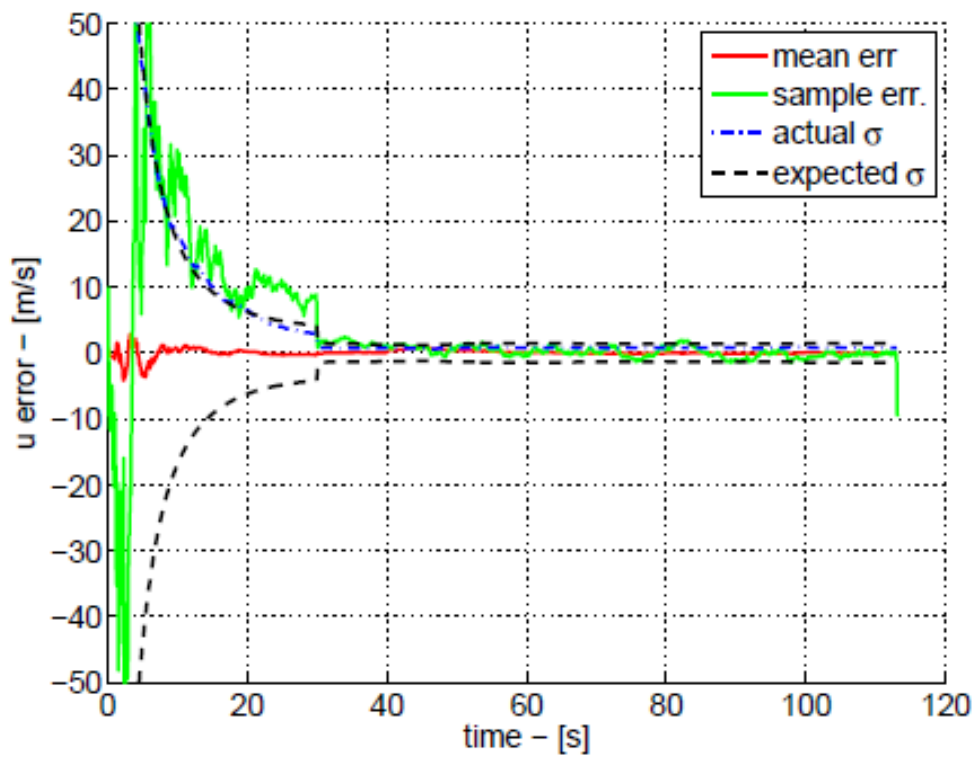
Σχήμα 3.2. Εκτιμώμενο X



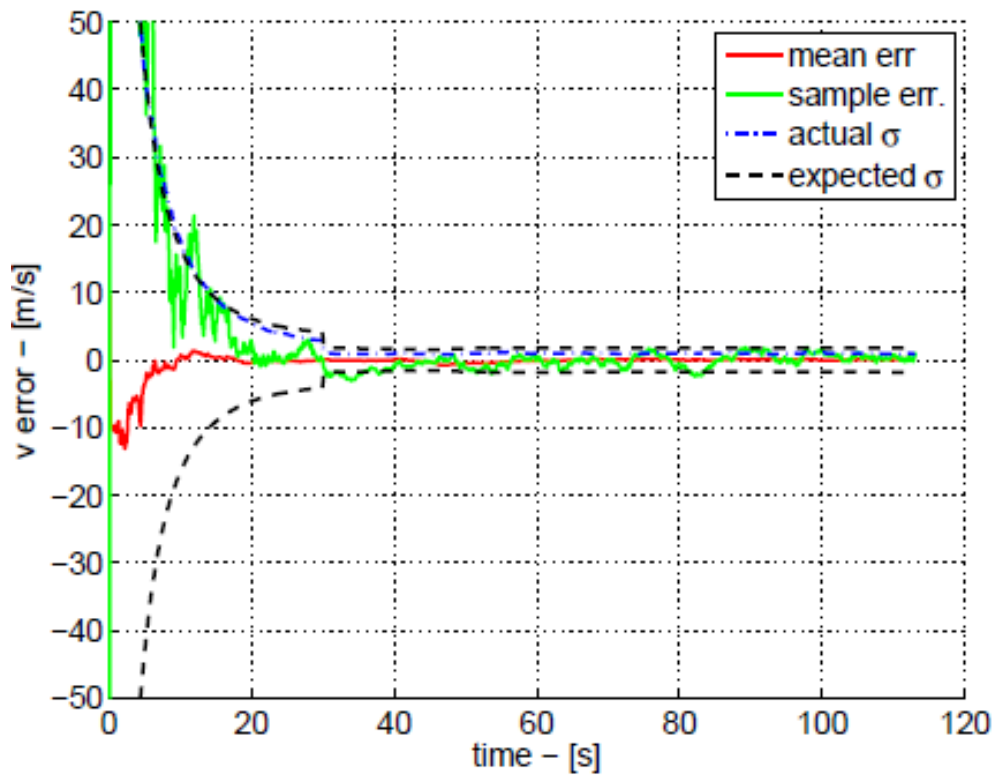
Σχήμα 3.3. Εκτιμώμενο Y



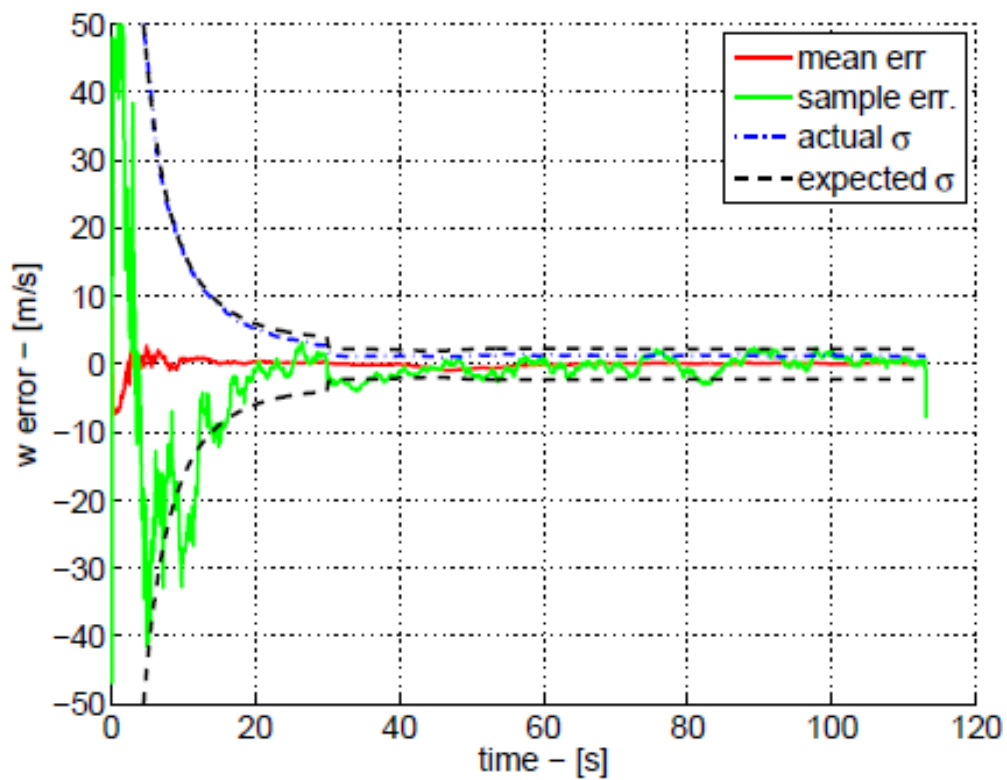
Σχήμα 3.4. Εκτιμώμενο Z



Σχήμα 3.5. Εκτιμώμενο U



Σχήμα 3.6. Εκτιμώμενο V



Σχήμα 3.7. Εκτιμώμενο W

3.4 ΣΥΝΟΨΗ

Το κεφάλαιο αυτό ασχολήθηκε με τον εντοπισμό και την παρακολούθηση ενός ICBM. Τα μέτρα από αισθητήρες IR και ραντάρ επιφανείας έχουν χρησιμοποιηθεί για την εκτίμηση της πορείας του πυραύλου σε αριθμητική προσομοίωση.

Η εκτίμηση της πορείας πραγματοποιήθηκε με τη χρήση ενός UKF. Αυτό είναι το κατάλληλο φίλτρο για μη γραμμική εκτίμηση. Η προσομοίωση έχει διεξαχθεί σε σειρά δειγμάτων Monte Carlo. Κάθε δείγμα διαφέρει από τα άλλα με βάση την αρχική υπόθεση που παρέχεται στο φίλτρο.

Μια καλή αναπαράσταση της πορείας του στόχου επιτρέπει τη χάραξη μιας αποτελεσματικής αμυντικής στρατηγικής. Ο πύραυλος αναχαίτησης θα κατευθύνεται προς τους στόχους βάση των πληροφοριών παρακολούθησης. Όταν η απόσταση μεταξύ του πυραύλου αναχαίτησης και του στόχου μειωθεί σε αρκετά χιλιόμετρα, το έργο της εκτίμησης της πορείας του στόχου θα υπολογιστεί από τον ίδιο τον πύραυλο αναχαίτησης. Τα θέματα που σχετίζονται με την εκτίμηση αυτή θα εξεταστούν στο κεφάλαιο 5, αφού περιγραφούν οι νόμοι καθοδήγησης των πυραύλων αναχαίτησης.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4ο : ΝΟΜΟΙ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ ΒΑΛΙΣΤΙΚΩΝ ΠΥΡΑΥΛΩΝ

Μέχρι αυτό το σημείο ασχολούμαστε με θέματα που σχετίζονται με απειλές. Ο εντοπισμός εισερχόμενου πυραύλου και η δυνατότητα εντοπισμού της πορείας του είναι η πρώτη προϋπόθεση ενός αμυντικού συστήματος. Η επόμενη προϋπόθεση είναι η ύπαρξη ενός συστήματος για την αντιμετώπιση της απειλής από πυραύλους. Όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 1, το εν λόγω σύστημα βασίζεται σε έναν πύραυλο που θα χτυπήσει τον εισερχόμενο βαλλιστικό πύραυλο. Μια μεγάλη ανάγκη για το σύστημα αναχαίτησης είναι να μπορεί να κατευθύνει την τροχιά του ανάλογα με τον βαλλιστικό πύραυλο.

Το κεφάλαιο αυτό παρουσιάζει μια επισκόπηση των βασικών εννοιών της πλοήγησης στρατηγικών πυραύλων. Η καθοδήγηση είναι μια διαδικασία που περιλαμβάνει δύο θέματα, έναν πύραυλο αναχαίτησης (στη συνέχεια ορίζεται ως «διώκτης») και έναν στόχο (επίσης αναφέρεται ως «φυγάς»).

Καθήκον του συστήματος καθοδήγησης είναι να κατευθύνει τον πύραυλο προς τον στόχο μέχρι την αναχαίτηση. Όταν ο πύραυλος χτυπήσει τον στόχο, η εμπλοκή ολοκληρώνεται.

Οι πύραυλοι μπορούν να καθοδηγούνται στις φάσεις της αποστολής. Κατά τη διάρκεια της φάσης ενίσχυσης ο πύραυλος μπορεί να καθοδηγηθεί ή όχι. Στη μέση της τροχιάς, η καθοδήγηση, αν είναι ενεργή, φέρνει τον πύραυλο στην επιθυμητή πορεία και τον διατηρεί στην πορεία του στην τελευταία φάση της εμπλοκής. Η καθοδήγηση είναι κρίσιμη κατά τη διάρκεια της τελικής φάσης της εμπλοκής. Στη φάση αυτή, απαιτείται υψηλή ακρίβεια από το σύστημα καθοδήγησης για την παρακολούθηση του στόχου. Τα μικρά σφάλματα μπορεί να οδηγήσουν σε μεγάλη απόσταση αστοχίας στο τέλος της εμπλοκής.

Στο κεφάλαιο αυτό θα δοθεί πρώτα μια ταξινόμηση των πιο κοινών κατευθύνσεων των τεχνικών. Στη συνέχεια θα εισαχθούν οι γεωμετρικές και βασικές πτυχές του κύριου νόμου καθοδήγησης. Ο καθοδηγητικός νόμος θα περιγραφεί ξεκινώντας από τους πιο απλούς αλγόριθμους, όπως Αμιγής Καταδίωξη – Pure Pursuit (PP) και Αναλογική Πλοήγηση – Proportional Navigation (PN). Στη συνέχεια, πιο προηγμένοι νόμοι θα προκύψουν ως επέκταση των προηγούμενων αλγόριθμων προσθέτοντας νέα στοιχεία στην ανάλυση. Η θεωρία του βέλτιστου ελέγχου και τα πλαίσια των διαφορικών παιχνιδιών θα χρησιμοποιούνται στην περιγραφή των νόμων καθοδήγησης. Στο τέλος του κεφαλαίου, θα γίνει εισαγωγή στην εκτίμηση των θεμάτων βρόχου. Αριθμητικά παραδείγματα θα υποστηρίζουν τις περιγραφές των αλγορίθμων.

4.1 ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΤΩΝ ΤΕΧΝΙΚΩΝ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ

Τα συστήματα καθοδήγησης πυραύλων ταξινομούνται σε τρεις κύριες ομάδες : “homing” “nonhoming” και άμεσης καθοδήγησης (direct). Ο όρος homing αναφέρεται σε έναν πύραυλο που παρακολουθεί τους στόχους εξαιτίας κάποιας μορφής ενέργειας που εκπέμπεται από τον τελευταίο. Το homing μπορεί να είναι παθητικό, αν η πηγή ενέργειας είναι η ίδια στόχος (εκπομπές RF, θερμότητα κ.λπ.), ενεργό, αν ο στόχος αντανακλά ενέργεια που έχει εκτοξευθεί από τον πύραυλο ή ημι-ενεργό, αν ο πύραυλος εκμεταλλεύεται την αντανάκλαση ενέργειας από τον στόχο, με την πηγή να φωτίζεται από εξωτερική πηγή. Στη συνέχεια, το σύστημα καθοδήγησης ελέγχου θα αναφέρεται συχνά ως βρόχος “homing”.

Ένας πύραυλος όπως ο Sidewinder, ο οποίος θα χρησιμοποιηθεί στο κεφάλαιο προσομοίωσης 5, αποτελεί παράδειγμα ενός παθητικού “homing” κατευθυνόμενου πυραύλου. Χρησιμοποιεί μια συσκευή υπέρυθρων για την αναγνώριση του στόχου. Αυτού του είδους οι συσκευές είναι χρήσιμες έναντι οποιουδήποτε στόχου με μεγάλες διαφορές θερμοκρασιών σε σχέση με το περιβάλλον.

Παραδείγματα συστημάτων “homing” μπορούν να βρεθούν όχι μόνο σε εφαρμογές μηχανικής, αλλά και στη φύση. Τα γεράκια πιάνουν τα θηράματα τους χρησιμοποιώντας την όρασή τους και έτσι πραγματοποιούν παθητικό “homing”. Οι νυχτερίδες πραγματοποιούν ενεργό “homing” επειδή εκπέμπουν υπερήχους.

Οι τεχνικές “nonhoming” περιλαμβάνουν αδρανειακή καθοδήγηση. Αυτό σχετίζεται κυρίως με βαλλιστικά πυραύλους, καθώς δεν βασίζεται στην αποστολή και λήψη σημάτων, αλλά στην υπολογιστική και την ταχύτητα. Οι διορθώσεις παρέχονται με μέτρα από εξοπλισμό επί του σκάφους.

Τεχνικές άμεσης καθοδήγησης που βασίζονται σε εντολές που υπολογίζονται από το πραγματοποιούν σύστημα στο έδαφος και εκπέμπονται στον πύραυλο. Τόσο ο πύραυλος όσο και ο στόχος πρέπει να παρακολουθούνται από κάποιο σύστημα εντοπισμού. Εάν οι εντολές καθοδήγησης αποστέλλονται απευθείας στον πύραυλο, η τεχνική ονομάζεται «*καθοδήγηση μέσω εντολών*». Η καθοδήγηση “*beam rider*” είναι άλλη μια ακόμα τεχνική άμεσης καθοδήγησης όπου ο στόχος εντοπίζεται από μια ηλεκτρομαγνητική ακτίνα. Ο πύραυλος εντοπίζει την ακτίνα μέσω μιας ενσωματωμένης κεραίας. Οι αποκλίσεις της ακτίνας σημαίνουν τις αλλαγές στην τροχιά του στόχου.

4.1 ΓΡΑΜΜΗ ΟΡΑΣΗΣ ΠΡΟΣ ΤΟ ΣΤΟΧΟ ΚΑΙ ΚΑΤΑΔΙΩΞΗ

Η πρώτη γεωμετρική έννοια που θα εισαχθεί στην καθοδήγηση πυραύλου σχετίζεται με τη Γραμμή Όρασης (LOS). Ορίζεται ως η ακτίνα που ξεκινά από ένα σημείο αναφοράς O και διέρχεται από το στόχο T . Σκεφτείτε ένα σταθερό πλαίσιο αναφοράς που μπορεί να ορίσει το LOS με βάση τη γωνία λ που σχηματίζει με την ορίζοντα, όπως στο σχήμα 4.1.

Κάτω από ορισμένες παραδοχές (χωρίς ελιγμούς-στόχους, σταθερή ταχύτητα τόσο για το M όσο και για το T , ιδανική ενεργοποίηση της απαιτούμενης επιτάχυνσης), μπορεί κανείς να γράψει ένα σύνολο

τριών εξισώσεων που περιγράφουν την εμπλοκή. Οι μεταβλητές είναι το εύρος R , η γωνία λ και η γωνία του ίχνους πτήσης γ_M .

$$\begin{cases} \dot{R} = v_T \cos(\gamma_T - \lambda) - v_M \cos(\gamma_M - \lambda) \triangleq V_R \\ \dot{\lambda} = \frac{v_T \sin(\gamma_T - \lambda) - v_M \sin(\gamma_M - \lambda)}{R} \triangleq \frac{V_\lambda}{R} \\ \dot{\gamma}_M = \frac{a_M}{v_M} \end{cases} \quad (4.1)$$

Αυτό το σύνολο εξισώσεων αποτυπώνει την κίνηση τόσο του πυραύλου όσο και του στόχου, υπό την προϋπόθεση ότι ο τελευταίος έχει σταθερή ταχύτητα v_T και κατεύθυνση γ_T . Εάν αυτό δεν συμβαίνει, πρέπει να ληφθεί υπόψη μεγαλύτερος αριθμός μεταβλητών. Ο όρος a_M αναφέρεται σε έναν πύραυλο επιτάχυνσης.

Ο πρώτος νόμος καθοδήγησης που μπορεί να ληφθεί υπόψη σε αυτό το πλαίσιο ονομάζεται Pure Pursuit (PP). Σκοπός του είναι να έχει το διάνυσμα ταχύτητας πυραύλων v_M πάντα να δείχνει το LOS, δηλαδή κατά μήκος του R . Αυτό σημαίνει ότι μπορεί κανείς να λάβει $\gamma_M = \lambda$ και, κατά συνέπεια $\dot{\gamma}_M = \dot{\lambda}$. Τότε, a_M αποδεικνύεται

$$a_{M_{PP}} = v_M \dot{\gamma}_M = v_M \dot{\lambda} \quad (4.2)$$

Λόγω της απλότητάς του, αυτός ο κανόνας χρησιμοποιούνταν ευρέως, από την πρώτη γενιά όπλων δύο σημείων απο τις αρχές της δεκαετίας του '50. Είναι ενδιαφέρον να σημειωθεί ότι ακόμα και τα έντομα γνωρίζουν αυτόν τον νόμο: Τα μυρμήγκια χρησιμοποιούν τον κανόνα για να ακολουθούν ο ένας τον άλλο.

Μια τροποποιημένη έκδοση αυτού του κανόνα έχει έναν όρο για τα σφάλματα, ο οποίος είναι απαραίτητος σε περίπτωση που το v_M δεν είναι ευθυγραμμισμένο με τη Γραμμή Όρασης:

$$a_{M_{PP_m}} = v_M \dot{\lambda} + K_{PP}(\gamma_M - \lambda) \quad (4.3)$$

LOS πάντοτε σταθερού ($\lambda=0$). Από το σύνολο των εξισώσεων 4.1 και σε σχέση με τις γωνίες στο σχήμα 4.1 βλέπει κανείς ότι ο σταθερός ρυθμός της γραμμής όρασης καταλήγει σε:

$$v_M \sin \delta = v_T \sin \theta \quad (4.4)$$

Μια άλλη προφανής προϋπόθεση για τη δέσμευση είναι ότι $R < 0$, διαφορετικά θα έχουμε M που απομακρύνεται από το T. Αυτό σημαίνει

$$v_M \cos \delta > v_T \cos \theta \quad (4.5)$$

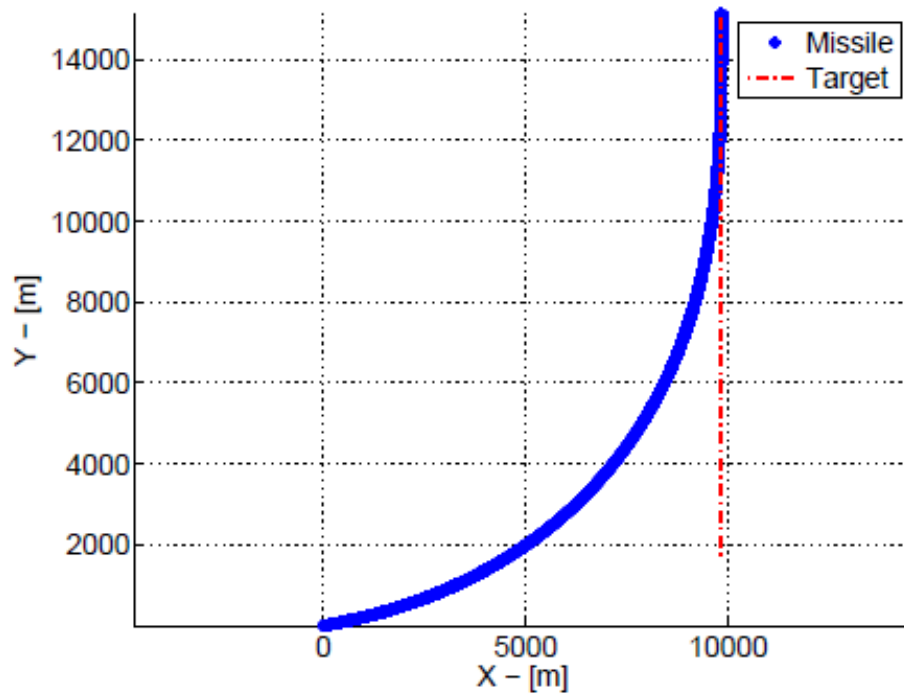
Οι συνθήκες 4.4 και 4.5 ονομάζονται Συνθήκες Πορείας Σύγκρουσης (CC). Οι συνθήκες αυτές εισάγουν την γεωμετρική έννοια του τριγώνου σύγκρουσης, όπως φαίνεται στο σχήμα 4.3. Εδώ είναι το v_C είναι η ταχύτητα κλεισίματος, που ορίζεται ως $v_C = -R = v_M \cos(\gamma_M - \lambda) - v_T \cos(\gamma_T - \lambda)$.

Η επίτευξη και η διατήρηση του $\lambda=0$ είναι ο σκοπός του PN, ενός από τα πλέον γνωστού και εφαρμοσμένου νόμου καθοδήγησης. Οι εντολές PN είναι πάντα ανάλογες με λ και με την ταχύτητα κλεισίματος. Η έκφραση του νόμου PN είναι:

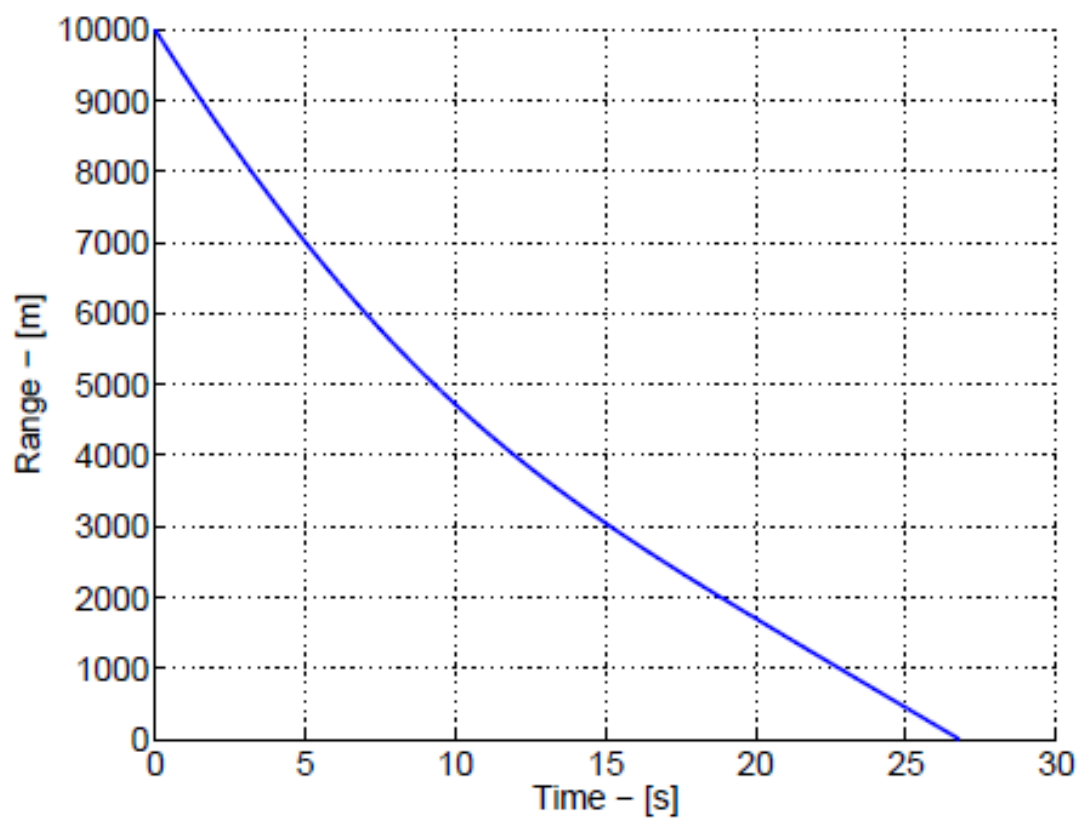
$$a_{MPN} = N v_C \lambda \quad (4.6)$$

Το N ονομάζεται σταθερά πλοήγησης, το οποίο πρέπει να επιλεγεί σε σχέση με κάποιο δείκτη απόδοσης.

Για να αξιολογηθούν οι διαφορές μεταξύ PP και PN πραγματοποιήθηκε μια προσομοίωση εφαρμόζοντας και τους δυο νόμους. Η εμπλοκή είναι επίπεδη, με αρχική θέση M στην αρχή της αναφοράς. Το αρχικό εύρος R_0 είναι 1000 m και λ_0 είναι 10° . Το T έχει σταθερή ταχύτητα $v_T = 500$ m/s και

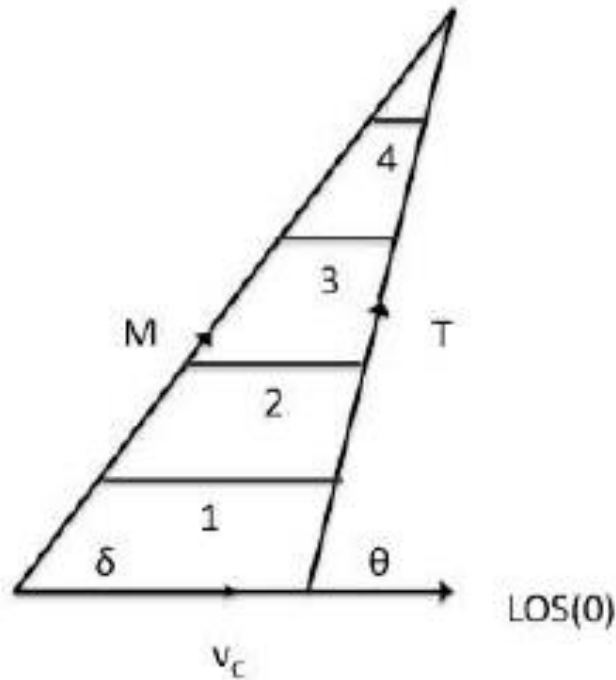


α) Τροχιά



β) Σχετική απόσταση

Σχήμα 4.2. Δέσμευση PP



Σχήμα 4.3. Τρίγωνο σύγκρουσης

σταθερή γωνία $\gamma_T = 90^\circ$. Η ταχύτητα M δεν είναι εξαρχής συνδεδεμένη με το LOS , όπως $\gamma_M = 20^\circ$. Το v_M είναι σταθερό και η τιμή του είναι 750 m/s . Εκτελέστηκαν ορισμένες προσομοιώσεις με διαφοροποίηση των τιμών των κερδών πλοήγησης από εκφράσεις 4.3 και 4.6.

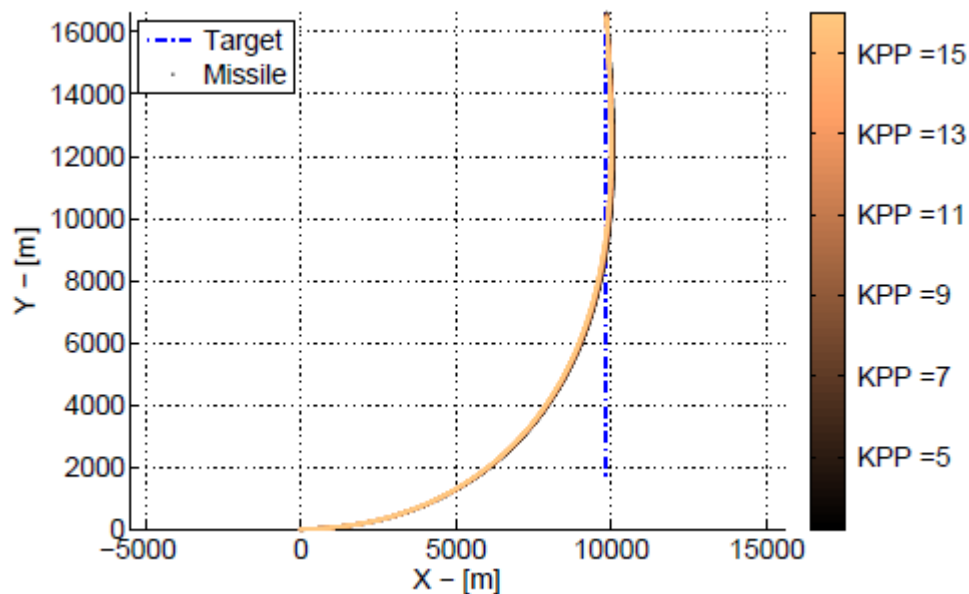
Τα σχήματα 4.4 και 4.5 παρουσιάζουν τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων. Σε όλες τις περιπτώσεις το M φτάνει το T . Σε αντίθεση με το PP , το PN γενικά δεν επιτυγχάνει το στόχο από πίσω: η πορεία είναι πιο ευθεία". Η μόνη εξαίρεση είναι όταν $N = 2$: αυτή τη φορά η τροχιά του πυραύλου είναι παρόμοια με αυτές στο PP . Είναι επίσης ενδιαφέρον για τις διαφορετικές συμπεριφορές του ιστορικού ελέγχου, που είναι η επιτάχυνση από το σύστημα προσανατολισμού: οι διακυμάνσεις στο ύψος φαίνεται να μην επηρεάζουν το επίπεδο της απαιτούμενης επιτάχυνσης στην περίπτωση της PP , ενώ είναι πολύ σημαντικές στην περίπτωση της PN . Επιπλέον, η απαιτούμενη επιτάχυνση PN έχει ήδη ξεκινήσει, αλλά στη συνέχεια μηδενίζεται ασυμπτωτικά προς το τέλος, πράγμα που σημαίνει ότι η διόρθωση είναι όσο το δυνατόν υψηλότερη. Η τάση αυτή επισημαίνεται στα υψηλότερα ύψη.

4.4 ΓΡΑΜΜΙΚΟΤΗΤΑ ΚΑΙ ΑΠΟΣΤΑΣΗ ΑΣΤΟΧΙΑΣ

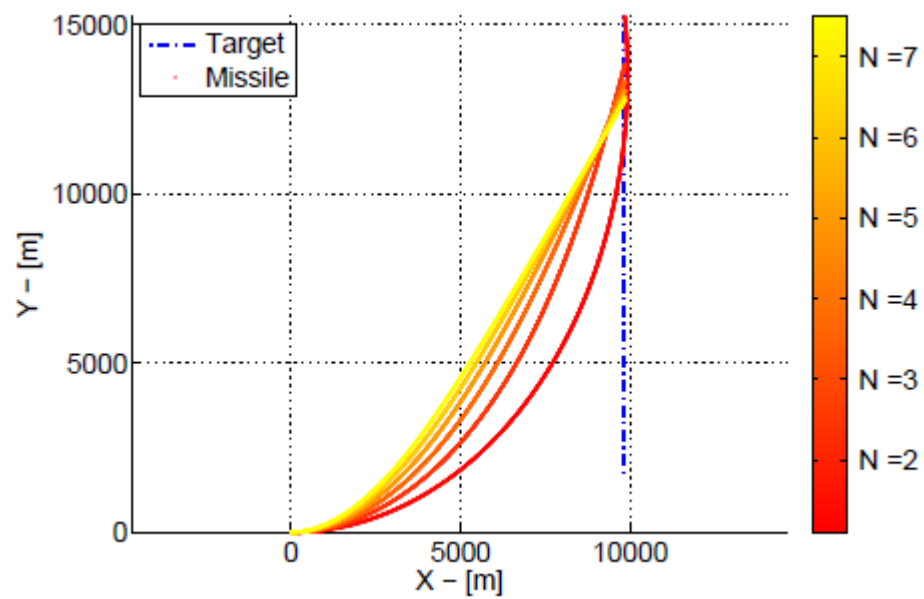
Οι συνήθεις συνθήκες εμπλοκής για κατά μέτωπο ή καταδίωξη περιλαμβάνουν μικρές πτήσεις και συνεχή διόπτευση. Αυτό επιτρέπει την πραγματοποίηση ευθυγράμμισης της προέλευσης του νόμου πλοήγησης.

Στο σενάριο του σχήματος 4.1 το y είναι ο σχετικός διαχωρισμός μεταξύ M και T , κάθετο προς τη σταθερή αναφορά. Έχοντας συνεχή διόπτευση σημαίνει να έχεις $\lambda=0$. Επομένως, μπορεί κανείς να επιλέξει ένα μικρό τέτοιο λ ώστε

$$y = R \sin \lambda \simeq R\lambda \quad (4.7)$$

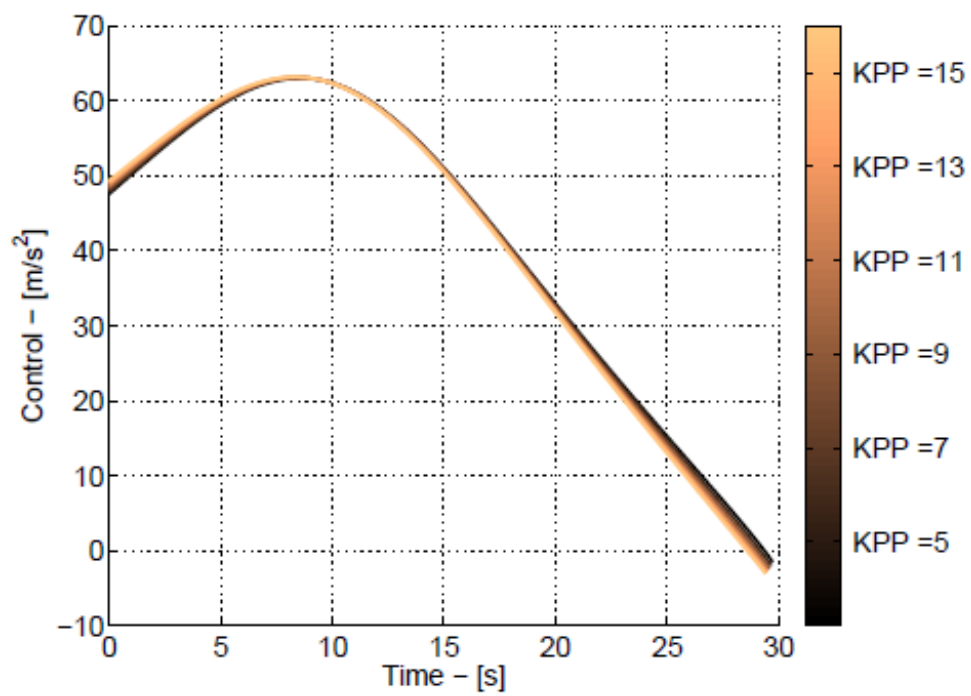


(α) Τροχιά PP

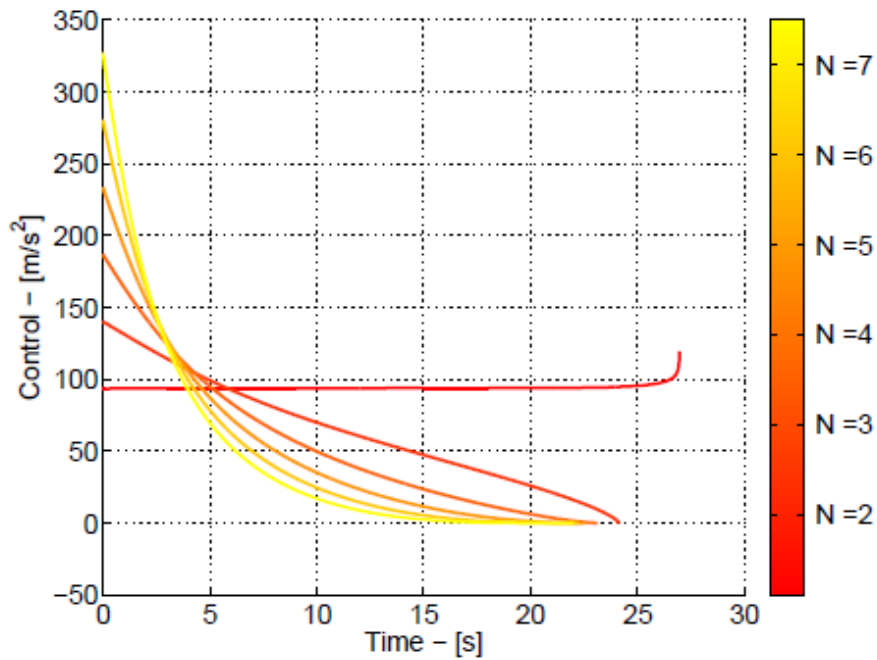


(β) Τροχιά PN

Σχήμα 4.4 Σύγκριση μεταξύ PP και PN τροχιών



(α) έλεγχος PP



(β) PN έλεγχος

Σχήμα 4.5 Σύγκριση μεταξύ PP και PN – προσπάθειες ελέγχου

Αυτό οδηγεί στον ορισμό της απόστασης αστοχίας ως σχετικής μεταξύ M και T στο τέλος της πτήσης

$$miss = y(t_f) \quad (4.8)$$

Το t_f είναι μια σταθερά, εκ των προτέρων επιλεγμένη. Η ποσότητα $t_f - t$ ορίζεται ως η ώρα της πτήσης t_{go} . R είναι τότε η απόσταση που καλύπτεται με ταχύτητα V_C στο διάστημα $[t, t_f]$

$$R = V_C(t_f - t) = V_C t_{go} \quad (4.9)$$

$V_c = V_M + V_T$ καλείται ταχύτητα κλεισίματος, αντίστοιχα, για κατά μέτωπο ή καταδίωξη. Διαφοροποιώντας το y δύο φορές, λαμβάνεται ένα

$$\begin{aligned}
\dot{y} &= \dot{R}\lambda + R\dot{\lambda} \\
&= -V_C\lambda + V_\lambda \\
\ddot{y} &= -V_C\dot{\lambda} + -\dot{V}_C\lambda + \dot{V}_\lambda \\
&= \dot{V}_\lambda
\end{aligned} \tag{4.10}$$

Εφόσον τα λ και V_c θεωρούνται σταθερά και τα παράγωγά τους είναι μηδενικά. Επιστρέφοντας στον ορισμό του y , το λ μπορεί να είναι εκφραστεί ως

$$\lambda = \frac{y}{R} \tag{4.11}$$

Διαφοροποιώντας αυτή την παράσταση προκύπτει

$$\begin{aligned}
\dot{\lambda} &= \frac{R\dot{y} - y\dot{R}}{R^2} \\
&= \frac{R\dot{y} + yV_C}{V_C^2 t_{go}^2} \\
&= \frac{y + \dot{y}\frac{R}{V_C}}{V_C t_{go}^2} \\
&= \frac{y + \dot{y}t_{go}}{V_C t_{go}^2}
\end{aligned} \tag{4.12}$$

Η ποσότητα $y + y_{igo}$ προσδιορίζεται ως Αστοχία Μηδενικής Προσπάθειας (ZEM). Κάθε στιγμή το ZEM είναι η απόσταση αστοχίας που θα υπήρχε εάν ο πύραυλος και ο στόχος δεν πραγματοποιούσαν άλλη μανούβρα. Ο νόμος PN θα μπορούσε να εκφραστεί ως:

$$a_{M_{PN}} = Nv_C\dot{\lambda} = N\frac{ZEM}{t_{go}^2} \tag{4.13}$$

Είναι δυνατό να ειπωθεί ότι PN με $N=3$ προκύπτει η βέλτιστη λύση σε περίπτωση προβλήματος ευθυγράμμισης υπό την προϋπόθεση της ύπαρξης σταθερού στόχου και χωρίς καθυστερήσεων του συστήματος διεύθυνσης.

4.5 ΔΙΟΡΘΩΣΕΙΣ ΤΟΥ ΝΟΜΟΥ PN

Μια περιοριστική υπόθεση μέχρι στιγμής είναι να έχουμε έναν στόχο με σταθερή ταχύτητα και κατεύθυνση. Αυτή η απλοποίηση μπορεί να έχει ως αποτέλεσμα πολύ ισχυρή εφαρμογή σε πραγματικές συνθήκες, καθώς οι στόχοι μπορούν να εκτελούν ελιγμούς αποφυγής σε οποιοδήποτε σημείο εμπλοκής. Επομένως, είναι χρήσιμο να λαμβάνεται υπόψη η επιτάχυνση των στόχων κατά τον καθορισμό των κατευθυντήριων νόμων.

Η αυξημένη αναλογική καθοδήγηση (APN) είναι μια τροποποίηση του νόμου PN που λαμβάνει ρητώς υπόψη την επιτάχυνση του στόχου. Αυτός ο νέος νόμος μπορεί να εξαχθεί μέσω αναλυτικών αναλύσεων. Συγκεκριμένα, μπορεί να εξαχθεί εφαρμόζοντας βέλτιστες τεχνικές που θα εξεταστούν στο τμήμα 4.6.

Ο νόμος APN μπορεί επίσης να συναχθεί με έναν πιο διαισθητικό τρόπο, χρησιμοποιώντας την εξίσωση 4.13. Εκεί ο ZEM ορίστηκε ως η απόσταση μεταξύ ενός πυραύλου και του στόχου εάν δεν γινόταν περαιτέρω διορθώσεις. Στην περίπτωση στόχου ελιγμών, η ποσότητα αυτή μπορεί να τροποποιηθεί προκειμένου να ληφθούν υπόψη οι επιπτώσεις των ελιγμών του στόχου. Ο νέος ορισμός του ZEM είναι

$$ZEM_{APN} = y + \dot{y}t_{go} + \frac{1}{2}a_T t_{go}^2 \quad (4.14)$$

επειδή η προκύπτουσα απόσταση είναι η απόσταση μιας ομοιόμορφα επιταχυνόμενης κίνησης με επιτάχυνση a_T . Ο νόμος APN τροποποιείται τώρα ως εξής

$$a_{M_{APN}} = \frac{K_{APN} \cdot ZEM_{APN}}{t_{go}^2} \quad (4.15)$$

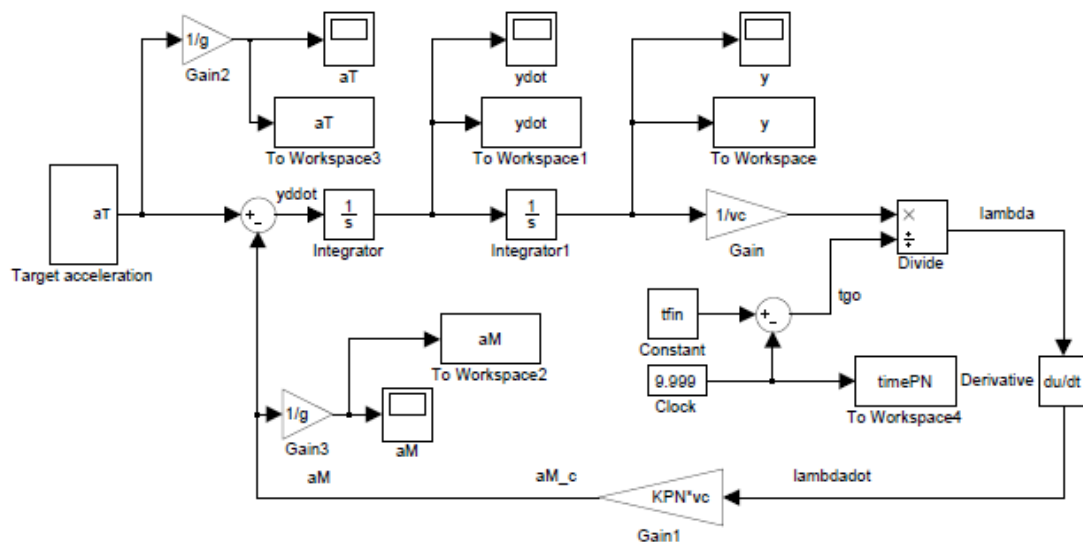
Η υλοποίηση του APN εντός του βρόχου εντοπισμού εμφανίζεται στα διαγράμματα στο σχήμα 4.6 μαζί με το νόμο για το PN. Η μόνη διαφορά μεταξύ των δύο βρόχων είναι ο όρος επιτάχυνσης του στόχου το οποίο τροφοδοτεί την επιτάχυνση του κατευθυνόμενου πυραύλου. Για να συγκριθούν αυτοί οι δύο αλγόριθμοι έναντι ενός στόχου ελιγμών, εκτελέστηκαν τα μοντέλα του σχήματος 4.6. Η αρχική τιμή για την αστοχία είναι 500 m και ο στόχος εκτελεί έναν ελιγμό αποφυγής 3 g. Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων παρουσιάζονται στο σχήμα 4.7. Οι επιταχύνσεις ομαλοποιούνται με το επίπεδο

των ελιγμών προορισμού. Το μέγιστο επίπεδο απαιτούμενης επιτάχυνσης με APN είναι το μισό του PN. Επιπλέον $\alpha_{MARN} < \alpha_{MPN}$ για περισσότερο από το ήμισυ t_F .

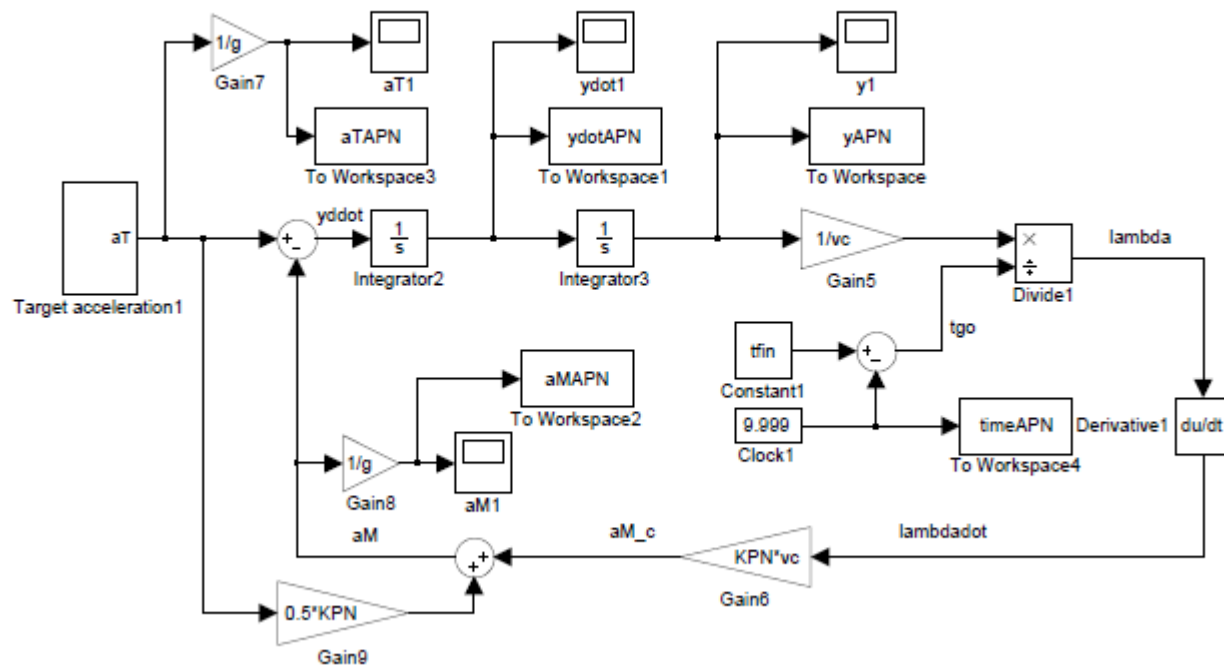
Μια άλλη υπόθεση που λαμβάνετε υπόψιν είναι ότι ο πύραυλος είναι σε θέση να εφαρμόσει στιγμιαία κάθε επιτάχυνση που υπολογίζεται από το σύστημα πλοήγησης. Ωστόσο, σε πραγματικές εφαρμογές πυραύλων, η ενεργοποίηση από τον αυτόματο πιλότο διαρκεί πεπερασμένη διάρκεια. Η καθυστέρηση αυτή αποτελεί πολύ σημαντικό χαρακτηριστικό του συστήματος προσανατολισμού: μεγάλες φορές μπορεί να έχουν ως αποτέλεσμα μεγάλες αποστάσεις αστοχίας.

Οι καθυστερήσεις των συστημάτων καθοδήγησης μπορούν να προσεγγιστούν με λειτουργίες μεταφοράς ορισμένης εντολής. Η απλούστερη αναπαράσταση είναι μια λειτουργία μεταφοράς πρώτης παραγγελίας με συγκεκριμένη σταθερά χρόνου τ . Υποδεικνύοντας την επιτάχυνση με u και την πραγματική επιτάχυνση πυραύλων με α'_M έχουμε

$$\dot{\alpha}_M = \frac{u - \alpha_M}{\tau} \quad (4.16)$$



(α) PN



(β) APN

Σχήμα 4.6 Διαγράμματα PN και APN

Η σταθερά χρόνου ποικίλλει από πύραυλο σε πύραυλο, αλλά γενικά κυμαίνεται από 0,1 έως 1s. Μια μεγαλύτερη χρονική σταθερά δεν θα ήταν ανεκτή για το σύστημα καθοδήγησης.

Για να δοκιμαστούν οι επιδράσεις της υστέρησης του συστήματος καθοδήγησης στην εμπλοκή, η προηγούμενη προσομοίωση εκτελέστηκε ξανά, αυτή τη φορά εξετάζοντας την εξίσωση 4.16. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο σχήμα 4.8. Το μέγιστο επίπεδο απαιτούμενης επιτάχυνσης είναι το ίδιο και στις δύο περιπτώσεις, αλλά το APN απαιτεί μικρότερη επιτάχυνση για περισσότερο από το μισό t_f όπως στο σύστημα καθοδήγησης μηδενικής καθυστέρησης. Η καθυστέρηση δεν επηρεάζει το αποτέλεσμα των δύο αλγορίθμων, ακόμη και αν καθιστά τα προφίλ επιτάχυνσης λιγότερο "ευθύ".

4.5 ΒΕΛΤΙΣΤΟΙ ΝΟΜΟΙ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ

Οι νόμοι καθοδήγησης που περιγράφονται μέχρι τώρα μπορούν να προκύψουν από γεωμετρικές εκτιμήσεις. Λειτουργούν καλά στις ιδανικές περιπτώσεις στόχων οι οποίοι δεν πραγματοποιεί μανούβρες και συστημάτων καθοδήγησης με μηδενική καθυστέρηση. Στο τέλος της δεκαετίας του 1950, η βέλτιστη προσέγγιση της θεωρίας ελέγχου άρχισε να εφαρμόζεται προκειμένου να προκύψουν βέλτιστοι νόμοι καθοδήγησης. Ωστόσο μόλις τη δεκαετία του 1990 οι νέοι νόμοι προσανατολισμού βρήκαν πραγματικές εφαρμογές στην αεράμυνα, χάρες στην πρόοδο των αριθμητικών τεχνικών και στη διάδοση των μικροεπεξεργαστών.

Στο παρόν τμήμα, οι εκφράσεις για βέλτιστη καθοδήγηση θα προκύπτουν στην περίπτωση ενός συστήματος καθοδήγησης με μηδενικές καθυστερήσεις και ενός συστήματος καθοδήγησης με μία μόνο καθυστέρηση. Για την εφαρμογή του βέλτιστου νόμου πλοήγησης σε έναν βρόχο ελέγχου ανατροφοδότησης εντός του βρόχου “homing”, πρέπει να είναι συνάρτηση των μεταβλητών του συστήματος. Μεταξύ των πολλών δυνατών διατυπώσεων της λειτουργικής διάρθρωσης του κόστους, ο πιο πρακτικός ορισμός για τον βέλτιστο νόμο είναι η ελαχιστοποίηση της απόστασης αστοχίας και της απαιτούμενης επιτάχυνσης. Η προϋπόθεση είναι $y(t_f) = 0$ με ελαχιστοποίηση

$$\int_0^{t_f} u^2(t) dt \quad (4.17)$$

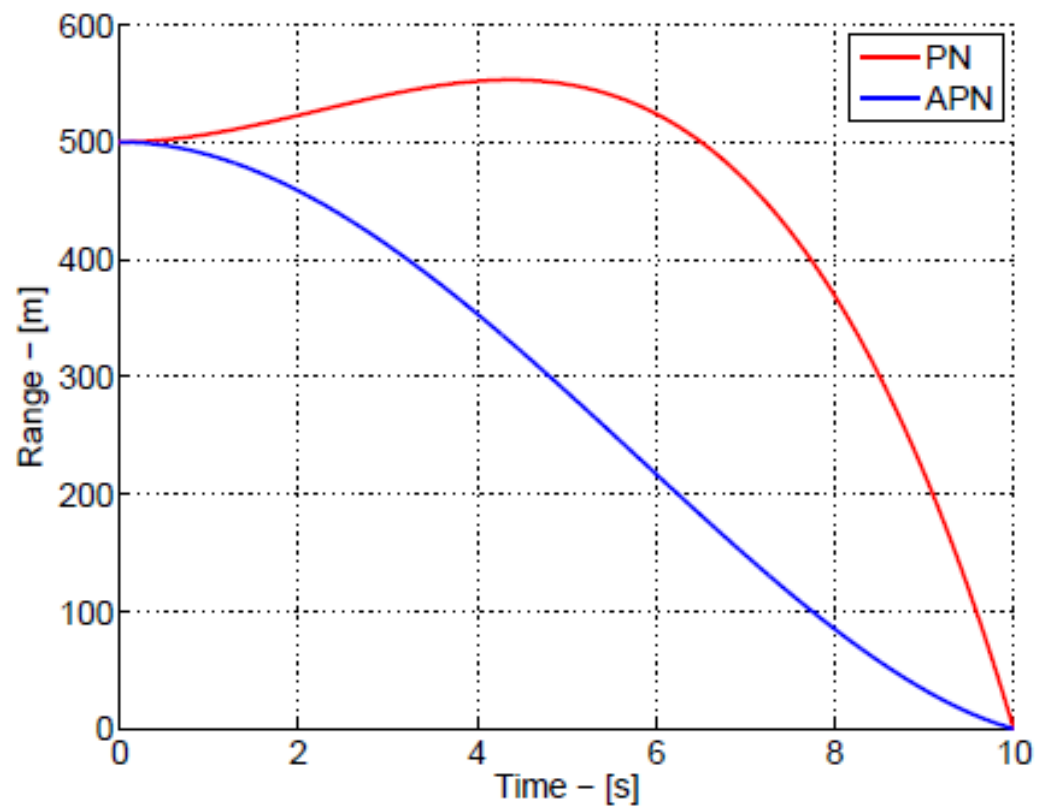
όπου είναι η επιτάχυνση πυραύλων, εδώ θεωρείται ελεγχόμενη.

Οι γραμμικές μεταβλητές που εισάγονται στο τμήμα 4.4 από ένα πρακτικό και χρήσιμο σύνολο εξισώσεων με τις οποίες πρέπει να εργαστούμε. Τρεις μεταβλητές κατάστασης περιγράφουν την εμπλοκή. Το διάνυσμα κατάστασης ορίζεται ως

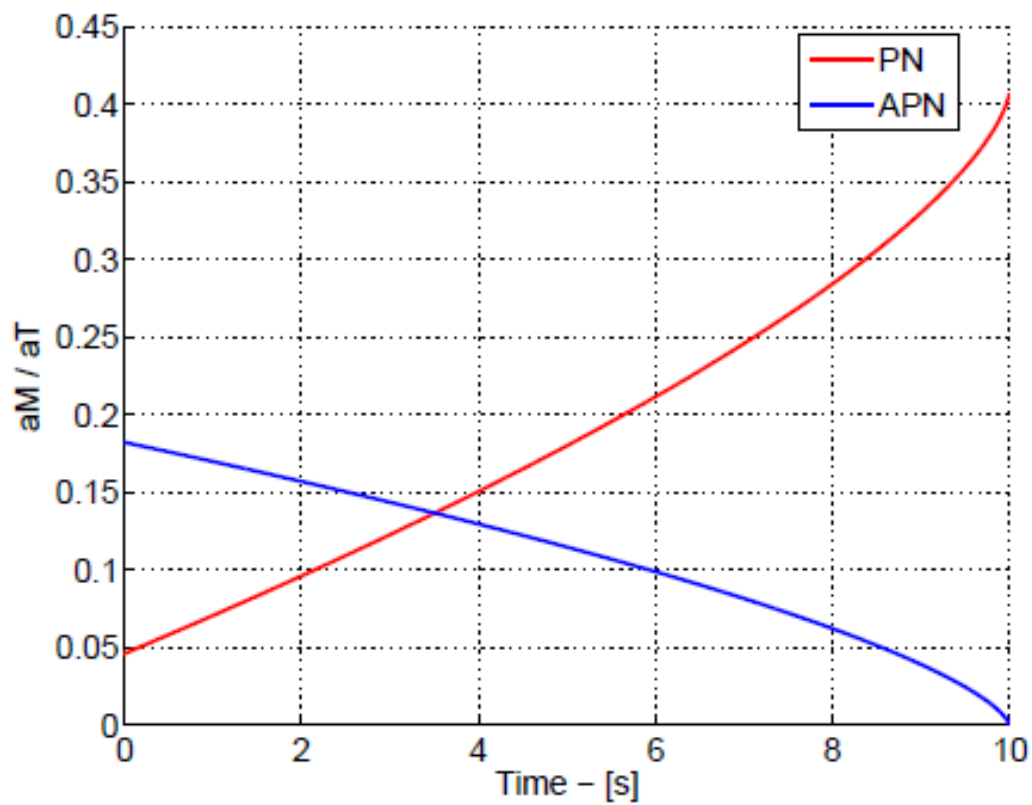
$$x = [x_1 \ x_2 \ x_3] = [y \ \dot{y} \ a_T] \quad (4.18)$$

Εάν το σύστημα διεύθυνσης δεν έχει καθυστερήσεις, το δυναμικό μοντέλο είναι

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 - u \\ \dot{x}_3 = 0 \end{cases} \quad (4.19)$$

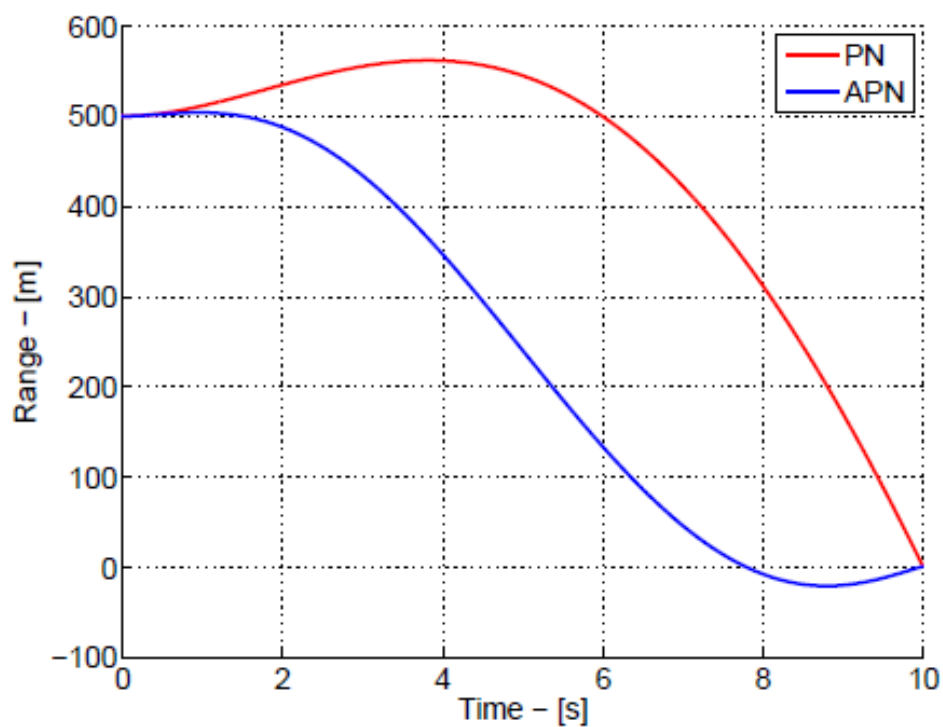


(α) αστοχία

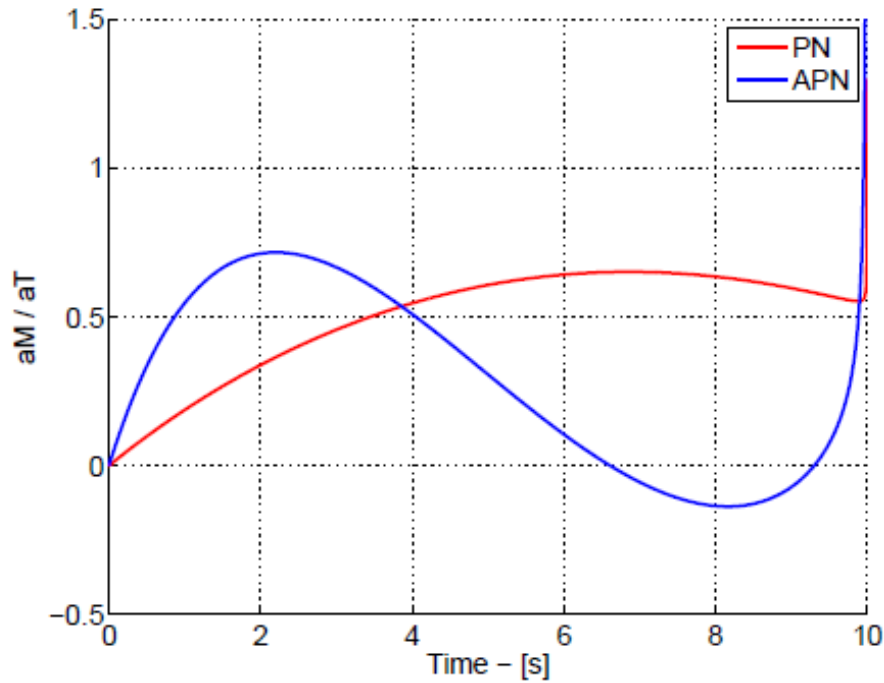


(β) επιταχύνσεις

Σχήματα 4.7 PN και APN εναντίον στόχου που ελίσσεται



(α) αστοχία



(β) επιτάχυνση

Σχήμα 4.8 PN και APN εναντίον στόχου που ελίσσεται – πρώτη καθυστέρηση

Αυτό το μοντέλο μπορεί εύκολα να γραφτεί στην κρατική μορφή χώρου

$$\dot{x} = Fx + Gu \quad (4.20)$$

Συνήθως αυτού του είδους τα προβλήματα χρησιμοποιούν τεχνικές από τη θεωρία του βέλτιστου ελέγχου. Στην περίπτωση αυτή, ωστόσο, η λύση μπορεί να βρεθεί πιο εύκολα χρησιμοποιώντας την ανισότητα Schwartz. Λόγω της γραμμικότητας του συστήματος, η τιμή του διανύσματος $t = t_f$ είναι

$$x(t_f) = \Phi(t_f - t)x(t) + \int_t^{t_f} \Phi(t_f - \lambda)Gu(\lambda)d\lambda \quad (4.21)$$

όπου Φ είναι η μήτρα μετάβασης του συστήματος, η οποία υπολογίζεται ως

$$\Phi = \mathcal{L}^{-1}[sI - F]^{-1} \quad (4.22)$$

Για το μοντέλο 4.19 το Φ είναι

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & t & 0.5t^2 \\ 0 & 1 & t \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.23)$$

Η αστοχία στην $t = t_f$ μπορεί να θεωρηθεί ως

$$y(t_f) = y(t) + \dot{y}(t_f)(t_f - t) + 0.5a_T(t_f - t)^2 - \int_t^{t_f} (t_f - \lambda)u(\lambda)d\lambda \quad (4.24)$$

Συντάσσοντας την 4.24 με πιο συμπαγή τρόπο

$$\begin{aligned} y(t_f) &= f_1(t_f - t) - \int_t^{t_f} h_1(t_f - \lambda)u(\lambda)d\lambda \\ f_1(t_f - t) &= y(t) + \dot{y}(t_f)(t_f - t) + 0.5a_T(t_f - t)^2 \\ h_1(t_f - \lambda) &= t_f - \lambda \end{aligned} \quad (4.25)$$

Για να επιτύχουμε μηδενική αστοχία πρέπει να έχουμε $y(t_f)=0$ και

$$f_1(t_f - t) = \int_t^{t_f} h_1(t_f - \lambda)u(\lambda)d\lambda \quad (4.26)$$

Η ανισότητα Schwartz δηλώνει ότι το εσωτερικό προϊόν δύο διανυσμάτων είναι μικρότερο ή ίσο με το γινόμενο των προτύπων τους. Επιπλέον, η ισότητα ισχύει μόνο εάν και μόνο εάν οι δύο φορείς εξαρτώνται γραμμικά. Στους τύπους

$$| \langle x, y \rangle | \leq \|x\| \cdot \|y\| \quad (4.27)$$

$$| \langle x, y \rangle | = \|x\| \cdot \|y\| \Leftrightarrow y = kx \quad (4.28)$$

Με την εφαρμογή της ανισότητας Schwartz στην εξίσωση 4.26 προκύπτει

$$f_1^2(t_f - t) \leq \int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda \int_t^{t_f} u^2(\lambda) d\lambda \quad (4.29)$$

το οποίο αποδίδει

$$\int_t^{t_f} u^2(\lambda) d\lambda \geq \frac{f_1^2(t_f - t)}{\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda} \quad (4.30)$$

Η εξίσωση 4.30 θέτει ένα χαμηλότερο όριο στην ελεγχόμενη επιτάχυνση. Ξεκινώντας, το u ελαχιστοποιείται όταν ισχύει το σύμβολο ισότητας της 4.30. Με την εξίσωση 4.28, αυτό σημαίνει ότι οι μονάδες u και $h_1(t_f - \lambda)$ είναι γραμμικά εξαρτώμενες, δηλαδή

$$u(\lambda) = k h_1(t_f - \lambda) \quad (4.31)$$

Υποκαθιστώντας την 4.31 στην εξίσωση 4.30 και αφαιρώντας το k από το ολοκλήρωμα μπορούμε να ορίσουμε την τιμή του k που ελαχιστοποιεί u

$$k = \frac{f_1(t_f - t)}{\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda} \quad (4.32)$$

Ο βέλτιστος έλεγχος παρέχεται από

$$u = \frac{f_1(t_f - t)}{\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda} h_1(t_f - t) \quad (4.33)$$

Αντικατάσταση των όρων από το 4.25 και λαμβάνοντας υπόψιν

$$\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda = \frac{3}{(t_f - t)^3} \quad (4.34)$$

Έχουμε τη δυνατότητα για τον βέλτιστο νόμο καθοδήγησης, κατάλληλο για εφαρμογή ανατροφοδότησης

$$u = \frac{3(y + \dot{y}t_{go} + 0.5a_T t_{go}^2)}{t_{go}^3} \quad (4.35)$$

Πρόκειται για την ίδια έκφραση του νόμου APN, που ορίζεται στην εξίσωση 4.15. Επομένως, αποδεικνύεται ότι, υπό την προϋπόθεση ενός σταθερού ελιγμού στόχου, το APN είναι η βέλτιστη λύση στο πρόβλημα της παρακολούθησης. Ο νόμος αυτός θεσπίστηκε αρχικά από τον Bryson κατά γενικό τρόπο. Λαμβάνοντας υπόψη μια καθυστέρηση στο σύστημα προσανατολισμού, στο διάνυσμα πρέπει να προστεθεί μία νέα μεταβλητή

$$x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4] = [y \ \dot{y} \ a_T \ a_M] \quad (4.36)$$

Εάν το σύστημα προσανατολισμού δεν έχει καθυστερήσεις, το δυναμικό μοντέλο είναι

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 - x_4 \\ \dot{x}_3 = 0 \\ \dot{x}_4 = \frac{u - x_3}{\tau_M} \end{cases} \quad (4.37)$$

όπου u είναι η επιτάχυνση πυραύλων, που εδώ θεωρείται ελεγχόμενη, και τ_M είναι η σταθερά χρόνου του συστήματος κατεύθυνσης πυραύλων. Οι εντολές ενεργοποιούνται με κάποια καθυστέρηση, λόγω της πραγματικής εφαρμογής του συστήματος καθοδήγησης.

Οι διαδικασίες που έχουν οριστεί προηγουμένως μπορούν να χρησιμοποιηθούν και πάλι για να αποκλίνουν από τη βέλτιστη νομοθεσία με το νέο σύστημα. Αυτή τη φορά ο πίνακας Φ είναι

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & t & 0.5t^2 & -t\tau + \tau^2(1 - e^{-t/\tau}) \\ 0 & 1 & t & \tau(1 - e^{-t/\tau}) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & e^{-t/\tau} \end{pmatrix} \quad (4.38)$$

Η έκφραση για το $y(t_f)$ τροποποιείται ελαφρώς κατόπιν του 4.24

$$y(t_f) = y(t) + \dot{y}(t_f)(t_f - t) + 0.5a_T(t_f - t)^2 - \tau^2 a_M \left[e^{-t_f/\tau} + \frac{t_f - t}{\tau} - 1 \right] + \int_t^{t_f} (t_f - \lambda - \tau[1 - e^{-(t_f - \lambda)/\tau}]) d\lambda \quad (4.39)$$

Έτσι οι εξισώσεις για το f_1 και h_1 είναι

$$\begin{aligned} f_1(t_f - t) &= y(t) + \dot{y}(t_f)(t_f - t) + 0.5a_T(t_f - t)^2 - \tau^2 a_M \left[e^{(t_f - t)/\tau} + \frac{t_f - t}{\tau} - 1 \right] \\ h_1(t_f - \lambda) &= (t_f - \lambda - \tau[1 - e^{-(t_f - \lambda)/\tau}]) \end{aligned} \quad (4.40)$$

Οι εκφράσεις αυτές μπορούν να αντικατασταθούν και στην εξίσωση 4.33. Υπολογίζοντας τον όρο του ολοκληρώματος προκύπτει

$$\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda = \tau^3 \left(0.5 - 0.5e^{-2t_{go}/\tau} - \frac{2t_{go}e^{-t_{go}/\tau}}{\tau} - \frac{t_{go}^2}{\tau^2} + \frac{t_{go}}{\tau} + \frac{t_{go}^3}{3\tau^3} \right) \quad (4.41)$$

Προσδιορίζοντας

$$x = \frac{t_{go}}{\tau} \quad (4.42)$$

μετά από κάποια άλγεβρα, προκύπτει

$$\frac{h_1(t_f - t)}{\int_t^{t_f} h_1^2(t_f - \lambda) d\lambda} = \frac{6x^2(x - 1 + e^{-x})}{t_{go}^2(2x^3 - 6x^2 + 6x - 3e^{-2x} - 12e^{-x} + 3)} \quad (4.43)$$

Έτσι ο νόμος καθοδήγησης είναι

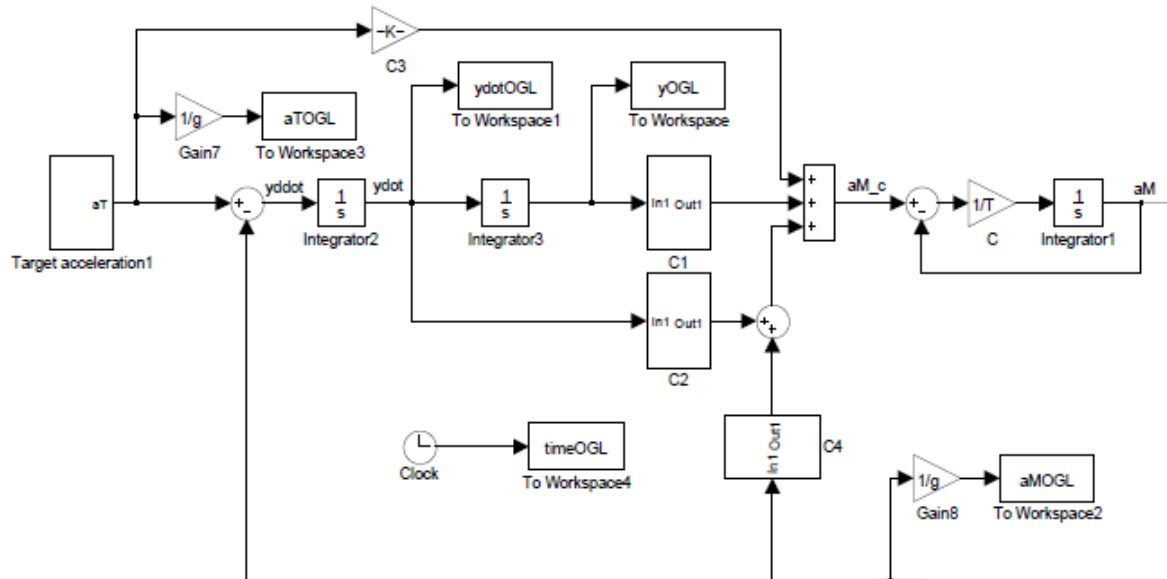
$$u = \frac{N'}{t_{go}^2} [y(t) + \dot{y}(t_f)t_{go} + 0.5a_T t_{go}^2 - \tau^2 a_M [e^x + x - 1]] \quad (4.44)$$

Η ποσότητα μέσα στις παρενθέσεις είναι το ZEM. Η αναλογία πλοήγησης δεν είναι σταθερή όπως στους άλλους νόμους, αλλά μεταβάλλεται με το t_{go} και τη χρονική σταθερά του συστήματος καθοδήγησης

$$N' = \frac{6x^2(x - 1 + e^{-x})}{2x^3 - 6x^2 + 6x - 3e^{-2x} - 12e^{-x} + 3} \quad (4.45)$$

Για να ελεγχθεί η συμπεριφορά αυτού του βέλτιστου νόμου καθοδήγησης έναντι ενός στόχου που ελίσσεται, εκτελέστηκε προσομοίωση. Τα αποτελέσματα της βέλτιστης καθοδήγησης που συγκρίνονται είναι εκείνα της PN και της APN. Η αρχική αστοχία είναι 500 m και ο στόχος εκτελεί έναν συνεχή ελιγμό αποφυγής 3g. Η καθυστέρηση του συστήματος καθοδήγησης αναπαρίσταται με

μια εξίσωση μεταφοράς πρώτης τάξεως, με σταθερά χρόνου $\tau = 1\text{s}$. Το διάγραμμα τμημάτων αυτής της προσομοίωσης παρουσιάζεται στο σχήμα 4.9.



Σχήμα 4.9 διάγραμμα block OGL

- $C_1 = \frac{N}{t_{go}^2}$

- $C_2 = \frac{N}{t_{go}}$

- $C_3 = 0.5N$

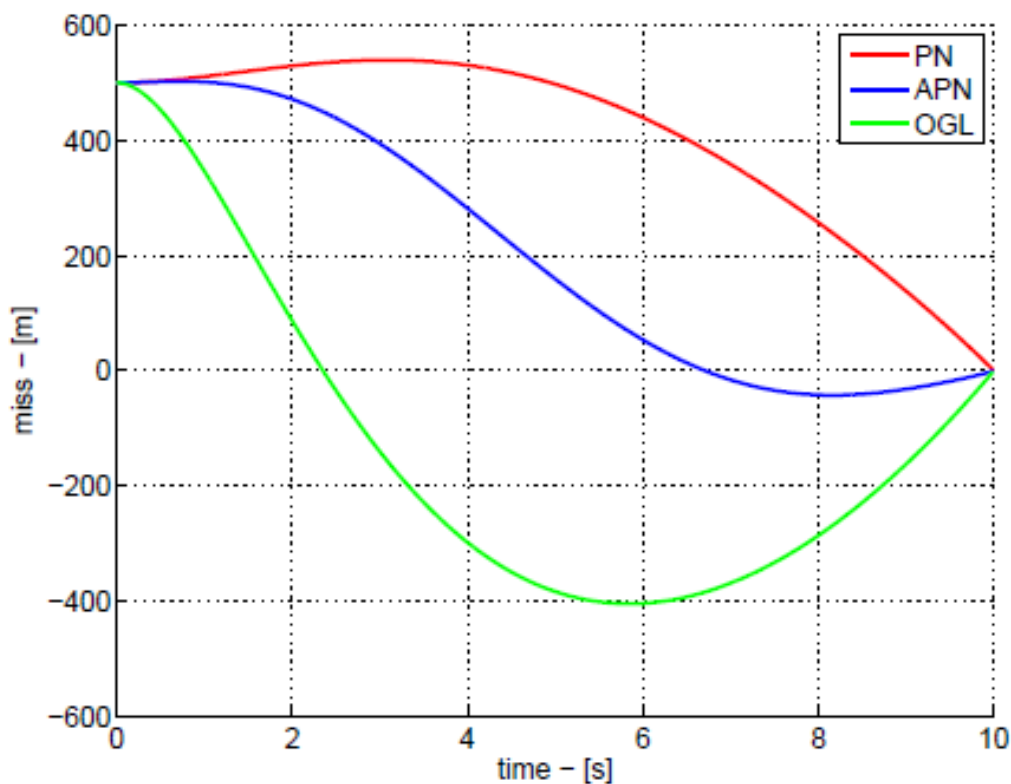
$$\bullet C_4 = \frac{-N\tau^2(e^{-t_{go}/\tau} + t_{go}/\tau - 1)}{t_{go}^2}$$

Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο σχήμα 4.10. Τ Η αστοχία που προκύπτει είναι μηδενική και η απαιτούμενη επιτάχυνση είναι κατά το μεγαλύτερο μέρος του χρόνου χαμηλότερη από εκείνη που απαιτείται από την PN.

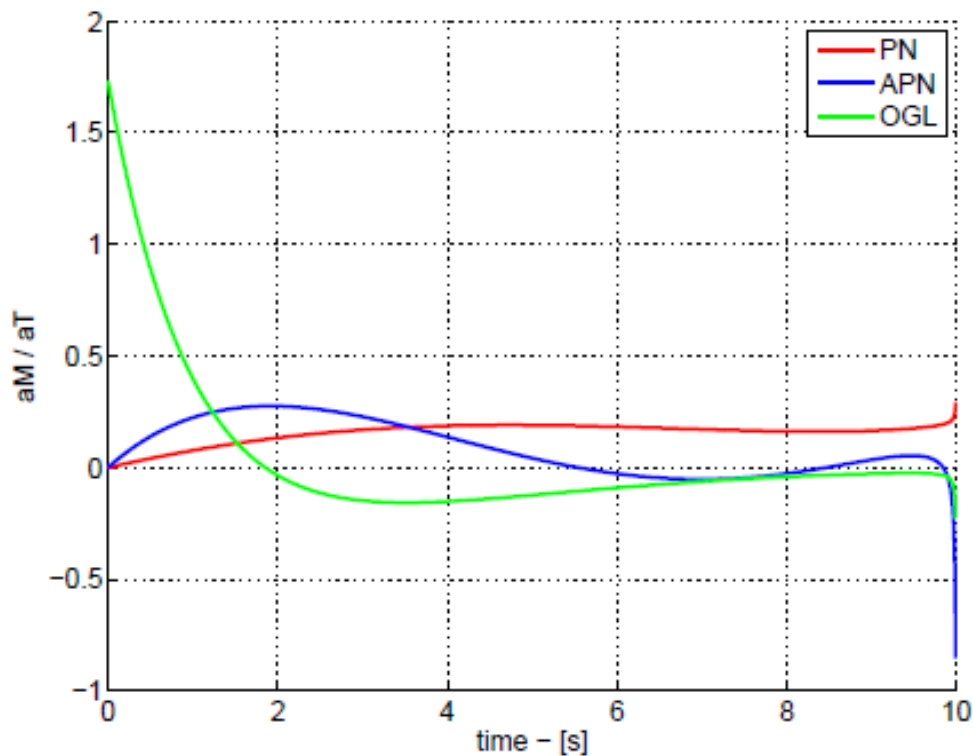
4.5 ΔΙΑΦΟΡΙΚΑ ΠΑΙΓΝΙΑ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ ΠΥΡΑΥΛΩΝ

Ορισμένοι από τους νόμους που περιγράφονται λαμβάνουν ρητά το αποτέλεσμα των ελιγμών των στόχων και άλλοι όχι. Ο ελιγμός του στόχου μπορεί να εκτιμηθεί, αλλά όχι να προβλεφθεί, καθώς ελέγχεται από τον στόχο. Έτσι, οι παραδοχές που διατυπώθηκαν προηγουμένως για την επιτάχυνση στόχου μπορεί να είναι αναληθείς και να οδηγήσουν σε πολύ μεγάλη απόσταση αστοχίας. Επιπλέον, οι πραγματικοί πύραυλοι παρουσιάζουν κορεσμούς στο μέγιστο επίπεδο πλευρικής επιτάχυνσης. Το αποκλεισμένο παιχνίδι αποφυγής μηδενικού αθροίσματος αποτελεί λύση για τέτοια προβλήματα.

Ένα παιχνίδι αποφυγής είναι ένα μη-συνεργατικό διαφορικό παιχνίδι. Ο σκοπός του διώκτη είναι να ελιχθεί ώστε να ελαχιστοποιηθεί η απόσταση αστοχίας και η προσπάθεια ελέγχου, ενώ ταυτόχρονα να μεγιστοποιηθεί η προσπάθεια του πυραύλου που διώκεται. Ο πύραυλος που διώκεται παίζει το αντίθετο.



(α) αστοχία



(β) επιτάχυνση

Σχήμα 4.10 PN, APN και OGL εναντίον των ελιγμών στόχου – καθυστέρηση πρώτης τάξεως

Ένα πλεονέκτημα με αυτή την ιδιαίτερη διατύπωση είναι ότι δεν απαιτεί τη γνώση της στρατηγικής του αντιπάλου από το σύστημα πυραυλικής καθοδήγησης. Αντιθέτως, λαμβάνει υπόψη τις δυνατότητες ελιγμών του. Οι εκροές του παιγνίου είναι οι βέλτιστες στρατηγικές και για τους δύο παράγοντες, εντολές καθοδήγησης $u^*(t)$, $v^*(t)$ αντίστοιχα, και η αξία του παιχνιδιού, δηλαδή η εγγυημένη απόσταση αστοχίας. Ένα πολύ χρήσιμο χαρακτηριστικό αυτής της σύνθεσης είναι η κατάρτιση του χώρου του παιγνίου για τις ζώνες δέσμευσης και αποφυγής.

Εντός της περιοχής δέσμευσης, η πεπερασμένη απόσταση αστοχίας είναι εγγυημένη, όπως έδειξαν αρχικά οι Gutman και Leitmann. Προτείνουν μια απλή αύξηση του αγώνα αποφυγής δύο παικτών με ανθεκτικές ταχύτητες και σταθερά όρια στην πλευρική επιτάχυνση στη γειτονιά μιας πορείας σύγκρουσης. Οι μεταγενέστερες συνθέσεις περιλαμβάνουν πρώτης τάξεως δυναμική τόσο για το πύραυλο που καταδιώκει όσο και για αυτόν που καταδιώκεται. Πρόσφατα, οι Conway και Pontani πρότειναν μια αριθμητική λύση για ένα παίγνιο με πραγματική δυναμική.

Το μοντέλο του παιχνιδιού μπορεί να γραφτεί από ένα γραμμικό μοντέλο. Το διάνυσμα κατάστασης είναι

$$X = [y \quad \dot{y} \quad a_M(t) \quad a_T \quad \gamma_M \quad \gamma_T]^T \quad (4.46)$$

Το δυναμικό μοντέλο είναι

$$\dot{X} = A(t)X + B(t)u + C(t)v \quad (4.47)$$

με

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 & -a_M(t) & a_T(t) \\ 0 & 0 & -1/\tau_M & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/V_M & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

$$B(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & a_{M_{max}}/\tau_M & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (4.49)$$

$$C(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & a_{T_{max}}/\tau_T & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (4.50)$$

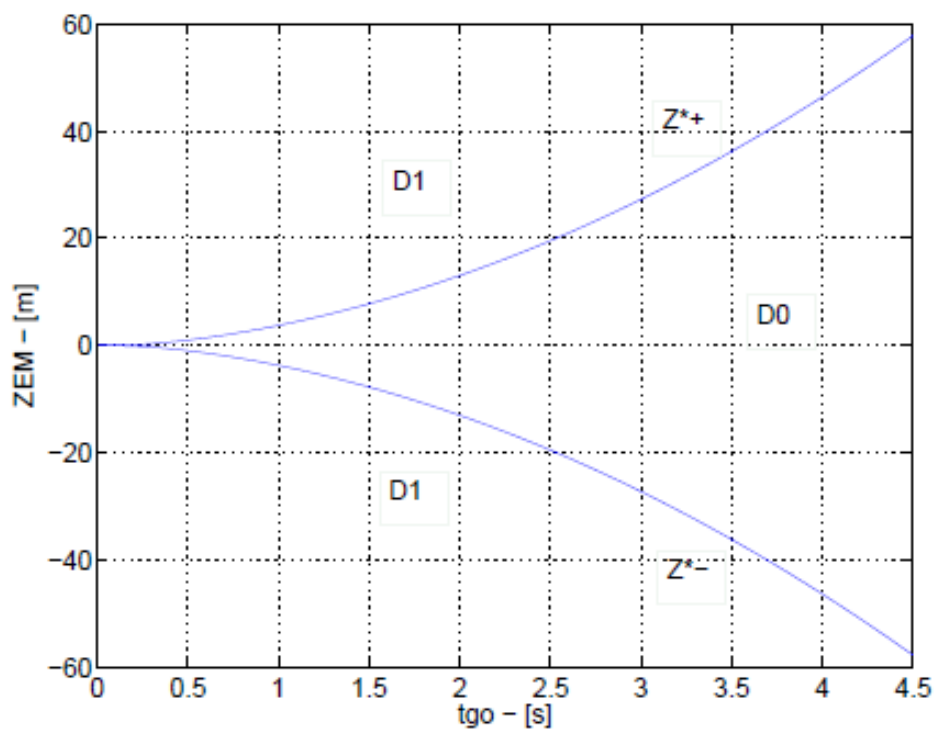
όπου u και v είναι τα κανονικοποιημένα στοιχεία ελέγχου

$$\begin{aligned} u &= a_M^{comm} / a_{M_{max}} \\ v &= a_T^{comm} / a_{T_{max}} \end{aligned} \quad (4.51)$$

a^{comm}_M και a^{comm}_T είναι οι εντολές καθοδήγησης, οι $a_{M_{max}}$ και $a_{T_{max}}$ είναι το επίπεδο κορεσμού της πλευρικής επιτάχυνσης. Αυτό το δυναμικό μοντέλο με εξισώσεις μεταφοράς πρώτης τάξεως για συστήματα καθοδήγησης τόσο για τον πύραυλο διώκτη όσο και τον πύραυλο φυγά είναι γνωστό στη βιβλιογραφία ως DGL/1.

Το διάνυσμα κατάστασης 4.46 μπορεί να μειωθεί βαθμωτά χρησιμοποιώντας την τελική προβολή που περιγράφεται από τους Bryson και Ho:

$$Z(t) = D\Phi(t_f, t)X(t) \quad (4.52)$$



Σχήμα 4.11 Δομή παιγνίου DGL/1 με $\mu \geq 1$ και $\mu \leq 1$

Όπου $\Phi(t_f, t)$ είναι ο πίνακας μετάβασης και

$$D = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \quad (4.53)$$

Η εξίσωση κόστους τώρα μπορεί να γραφεί

$$J = |D^T X(t_f)| = |y(t_f)| \quad (4.54)$$

Η βέλτιστη λύση για το διαφορικό παίγνιο προκύπτει από το Shinar. Οι βέλτιστες δυναμικές του παιγνίου είναι

$$\begin{aligned}\dot{Z}^* &= \Gamma(t_f, t) \text{sign}\{Z(t_f)\} \\ \Gamma(t_f, t) &= (B(t_f, t) + C(t_f, t))\end{aligned}\quad (4.55)$$

Όπου

$$\begin{aligned}B(t_f, t) &= D^T \Phi(t_f, t) B(t) \\ C(t_f, t) &= D^T \Phi(t_f, t) C(t)\end{aligned}\quad (4.56)$$

Η ενσωμάτωση προς τα πίσω της εξίσωσης αυτής αποδίδει τη βέλτιστη πορεία $Z(t)$. Η λύση του παιχνιδιού είναι η αποσύνθεση του (Z, t_{go}) μειωμένου χώρου παιχνιδιού σε κανονική (ζώνη αποφυγής) και μοναδική περιοχή (ζώνη σύλληψης). Οι περιοχές που δεν μπορούν να καλυφθούν από τις υποψήφιες βέλτιστες τροχιές είναι μοναδικές. Η αποσύνθεση καθορίζεται από τη μορφή $\Gamma(t_f, t)$, ανάλογα με το δυναμικό μοντέλο του παιγνίου.

Σε γενικές γραμμές, μια ζώνη σύλληψης (που ονομάζεται D_0) είναι μια περιοχή του κρατικού χώρου όπου οι βέλτιστες στρατηγικές είναι αυθαίρετες. Οτιδήποτε και ανά κάνουν οι δυο πράκτορες η αστοχία είναι πεπερασμένη για όσο διάστημα η τροχία ZEM παραμένει σε αυτήν την περιοχή. Η αξία του παιχνιδιού σε αυτή την περιοχή μπορεί να είναι είτε μηδενική είτε όχι, ανάλογα με τη δομή του παιχνιδιού. Η ζώνη αποφυγής (που ονομάζεται D_1) είναι μια περιοχή όπου οι βέλτιστες στρατηγικές είναι

$$\begin{aligned}u^*(t) &= a_{Mmax} \text{sign}\{ZEM\} \\ v^*(t) &= a_{Tmax} \text{sign}\{ZEM\}\end{aligned}\quad (4:57)$$

και η αξία του παιχνιδιού είναι συνάρτηση των αρχικών συνθηκών. Τα όρια Z_+^* και Z_-^* μεταξύ των δύο ζωνών είναι ημιπερατές συμμετρικές επιφάνειες, δηλαδή κάθε παίκτης μπορεί να εμποδίσει τον αντίπαλο να διεισδύσει στην επιφάνεια. Ανάλογα με τις παραδοχές των ιδανικών ή πραγματικών συστημάτων καθοδήγησης για τον πύραυλο και τον στόχο και τις μέγιστες τιμές της πλευρικής επιτάχυνσης, μπορούν να περιγραφούν ορισμένες δομές παιχνιδιών.

Οι παράμετροι του παιχνιδιού είναι ο λόγος ελιγμών πυραύλου διώκτη – ελυσσόμενου, που ορίζεται ως a_{Mmax} / a_{Tmax} και ο λόγος δυναμικής διώκτη – ελυσσόμενου, που ορίζεται ως $\varepsilon = (\alpha_{Mmax} \tau_T) / (a_{Tmax}$

τ_M). Το σχήμα 4.11 παρουσιάζει τη δομή παιγνίων DGL/1 σύμφωνα με τις υποθέσεις που $\mu \geq 1$ και $\mu \geq 1$. Οι τροχιές που ξεκινούν σε D_0 έχουν μηδενικό ρυθμιστικό διάλυμα και οι τροχιές που ξεκινούν στο D_1 δεν έχουν πεπερασμένη αστοχία.

4.8 ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Το κεφάλαιο αυτό έχει παρουσιάσει διάφορους νόμους καθοδήγησης για τακτικούς πυραύλους στην τελική φάση της εμπλοκής. Μαζί με την περιγραφή των νόμων, έχουν αναφερθεί αριθμητικές προσομοιώσεις που υποστηρίζουν τη θεωρητική ανάλυση με παραδείγματα και αποτελέσματα. Οι παραδοσιακοί νόμοι εφαρμόζονται από το πρώτο μισό του 20ου αιώνα. Είναι εύκολο να εφαρμοστούν και να σχεδιαστούν, με βάση μερικές παραμέτρους. Οι PP και PN περιεγράφηκαν ξεκινώντας από γεωμετρικές εκτιμήσεις. Η γραμμικότητα των εξισώσεων δέσμευσης προέκυψε για να εισαχθούν οι έννοιες της απόστασης αστοχίας και της ZEM. Η απόσταση αστοχίας και το ZEM χρησιμοποιούνται για την εξαγωγή των εκφράσεων του APN.

Χάρη στην τεχνολογική βελτίωση του ηλεκτρονικού εξοπλισμού, τις τελευταίες δεκαετίες έχουν εφαρμοστεί πιο περίπλοκοι νόμοι. Το σημείο εκκίνησης για αυτές τις μορφές είναι η θεωρία του βέλτιστου ελέγχου και η θεωρία του παιχνιδιού. Οι σύγχρονοι νόμοι μπορούν να αντιμετωπίσουν περισσότερα σενάρια από τους παραδοσιακούς νόμους.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5ο : ΖΗΤΗΜΑΤΑ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΤΩΝ ΝΟΜΩΝ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ

Στο προηγούμενο κεφάλαιο αναλύθηκαν τα κύρια θέματα που σχετίζονται με τον προσανατολισμό. Εξετάζοντας την περιγραφή των νόμων, ήταν δυνατό να παρατηρήσουμε πώς οι γεωμετρικές έννοιες έδωσαν τη θέση τους στις θεωρητικές. Οι σύγχρονοι νόμοι καθοδήγησης είναι πιο περίπλοκοι και λιγότερο διαισθητικοί από τους παραδοσιακούς. Ωστόσο, μπορούν να αντιμετωπίσουν πιο σύνθετα σενάρια και αυτό μπορεί να οδηγήσει σε υπεροχή της απόδοσης.

Η υπόθεση της άριστης γνώσης όλων των μεταβλητών που εμπλέκονται στην εμπλοκή δεν είναι ρεαλιστική σε πραγματικές εφαρμογές πυραύλων. Κατά την προετοιμασία των νόμων καθοδήγησης, οι πραγματικές τιμές αστοχίας, διόπτευσης, επιτάχυνσης και παραγώγων τους έχουν ληφθεί υπόψη στη διατύπωση και στα αριθμητικά παραδείγματα. Σε ορισμένες περιπτώσεις, αναλυτικές εκφράσεις για ορισμένες από αυτές τις περιπτώσεις μπορούν να προκύψουν. Σε άλλους, όμως, πρέπει κανείς να βασίζεται στις μετρήσεις. Οι ακριβείς τιμές δεν είναι αναλώσιμες πλέον, λόγω του ότι οι πραγματικές τιμές είναι επηρεασμένες από τον ήχο. Επομένως, για να χρησιμοποιήσουμε τα διαθέσιμα μαθήματα, χρειάζεται κάποιο είδος επεξεργασίας.

Η αυτόματη επεξεργασία μετρήσεων στο εσωτερικό του βρόχου εκτελείται μέσω δυναμικού φιλτραρίσματος. Το EKF που περιγράφεται στο κεφάλαιο 3 είναι ένας αλγόριθμος για το μη γραμμικό περιβάλλον εμπλοκής. Λόγω της ειδικής μορφής του για τον πίνακα συνδιακύμανσης σφαλμάτων, αυτός ο αλγόριθμος προτιμάται στο παρόν κεφάλαιο από τον ήδη χρησιμοποιούμενο UKF.

Χρησιμοποιώντας εκτιμήσεις, τόσο οι παραδοσιακοί όσο και οι σύγχρονοι νόμοι μπορούν να εφαρμοστούν από μια μέτρηση που θα φέρει μόνο το βάρος, ανεξάρτητα από το πόσο περίπλοκοι είναι από την κύρια οπτική γωνία. Αυτό επιτρέπει την μείωση του αποτυπώματος του κόστους των συστημάτων προσανατολισμού και την διευκόλυνση της πραγματοποίησής τους.

Το κεφάλαιο αυτό είναι αφιερωμένο στα προβλήματα που σχετίζονται με την εκτίμηση στο εσωτερικό του βρόχου. Πρώτα θα δοθεί εισαγωγή στις έννοιες που σχετίζονται με τη μέτρηση. Μετά από αυτό, ο βρόχος που παρουσιάζεται στο κεφάλαιο 4 θα υλοποιηθεί με αισθητήρα εντοπισμού θορύβων και ένα εκτιμητή. Ιδιαίτερη προσοχή θα δοθεί στο πρόβλημα της έλλειψης παρατήρησης που προκύπτει

με την παρουσία μετρήσεων που προκύπτουν από την διόπτρευση. Θα παρουσιαστεί μια καινοτόμος στρατηγική που θα συνδυάζει καθοδήγηση και εκτίμηση που θα βελτιώνει την εκτίμηση του εύρους και θα βελτιώνει τις επιδόσεις της εμπλοκής. Η υπεροχή αυτής της νέας στρατηγικής προσανατολισμού έναντι της κλασικής προσέγγισης θα αποδειχθεί με μη γραμμικές προσομοιώσεις.

5.1 ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΕΜΠΛΟΚΗΣ

Σε καθοδηγούμενα συστήματα, ο αναζητητής χρησιμοποιείται για την ανίχνευση και τον εντοπισμό του στόχου. Αναζητητής ενεργός, εάν ο πυραύλος μπορεί να φωτίσει τον στόχο. ημieneργός, εάν η πηγή φωτισμού είναι εξωτερική (π.χ. ραντάρ εδάφους): παθητική, αν η πηγή φωτισμού είναι ο στόχος. Η κίνηση του στόχου χρησιμοποιείται στη μηχανοποίηση του νόμου καθοδήγησης, τροφοδοτώντας το σύστημα καθοδήγησης με μετρήσεις διόπτρευσης. Η παρακολούθηση εκτελείται με κεραία ή άλλη συσκευή πηγής ενέργειας (π.χ. ραντάρ, υπέρυθρο, λέιζερ ή οπτικό αισθητήρα).

Ο αναζητητής είναι συνήθως τριών σταθερών βάσεων στα οποία τοποθετούνται γυροσκοπία και κεραία. Σε έναν ενεργό ανιχνευτή ραδιοσυχνοτήτων ή παθητικό αναζητητή υπέρυθρων ακτινών, συνήθως χρησιμοποιούνται δύο σταθερές βάσεις. Υπάρχουν επίσης συστήματα σταθερών κεραιών τα οποία χρησιμοποιούν ηλεκτρονικό δακτύλιο δοκών μέσω μιας συστοιχίας κεραιών σε φάσεις. Ο ραδιοθόλος αποτελεί τη μύτη του πυραύλου. Έχει ως αποστολή να καλύπτει τις ραδιοσυχνότητες ή τις συσκευές υπέρυθρης ακτινοβολίας του αιτούντος. Ο σχεδιασμός του ραδιοθόλου περιλαμβάνει ηλεκτρομαγνητικά, μηχανικά, θερμικά και αεροδυναμικά θέματα.

Κατά το παρελθόν, ημieneργοί ανιχνευτές ραδιοσυχνοτήτων τοποθετούνταν σε πυραύλους. Ήταν μεγάλες και βαριές συσκευές, σύμφωνα με τον ηλεκτρονικό εξοπλισμό από την εποχή της προ-ελαχιστοποίησης. Δεδομένου ότι διατίθενται μικρά και αξιόπιστα ηλεκτρονικά είδη χαμηλού κόστους, έχουν χρησιμοποιηθεί υψηλής ακρίβειας υπέρυθροι ή υψηλής συχνότητας ανιχνευτές συχνοτήτων. Ο AIM-9X sidewinder είναι εξοπλισμένος με υψηλής ανάλυσης ανιχνευτή, με δυνατότητα περιστροφής, τοποθετημένος σε ένα σταθερό σώμα, δύο αξόνων. Το περίβλημα του εξωτερικού αναζητητή περιστρέφεται γύρω από 360° για να παρέχει μια καθαρή διαδρομή προβολής για τον ανιχνευτή. Ο ανιχνευτής δεν είναι ο μόνος αισθητήρας που είναι εξοπλισμένος στον πυραύλο. Τα δεδομένα από αδρανειακή μονάδα μέτρησης (IMU) και ένα παγκόσμιο σύστημα εντοπισμού

θέσης (GPS), που υποβάλλονται σε κατάλληλη επεξεργασία, παρέχουν στο σύστημα πυραυλικής πλοήγησης τις απαιτούμενες πληροφορίες. Τα δεδομένα τηλεμετρίας από τους ενεργοποιητές και από τα άλλα υποσυστήματα του πυραύλου χρησιμοποιούνται από τον ενσωματωμένο υπολογιστή για να διατηρηθούν όλα υπό έλεγχο. Για τους σκοπούς του παρόντος κεφαλαίου, η μόνη σημαντική μέτρηση είναι εκείνη του ανιχνευτή. Στα ακιόλουθα παραδείγματα λαμβάνονται υπόψη οι ονομαστικές τιμές για τις μεταβλητές του πυραύλου διώξης όπως η γωνία της τροχιάς πτήσης γ_M , η πραγματική επιτάχυνση a_M και η ταχύτητα v_M . Είναι το αποτέλεσμα ενός εσωτερικού υποσυστήματος του πυραύλου καταδίωξης έτσι ώστε να μην απαιτείται να φιλτραριστεί.

Από την άλλη πλευρά, τα παράσιτα στη διόπτρευση είναι καθοριστικός παράγοντας για την απόδοση του ανιχνευτή. Μπορεί να πραγματοποιηθεί είτε λόγω των αποτελεσμάτων του στόχου ή του πυραύλου. Ο ραδιοθόλος δημιουργεί ένα συστηματικό σφάλμα λόγω της περίθλασης. Αυτό το φαινόμενο ονομάζεται σφάλμα εκκίνησης. Τα παράσιτα του δέκτη είναι κυρίως λόγω θερμικών παράσιτων από την κεραία και τα ενσωματωμένα στον πυραύλο ηλεκτρονικά. Αυξάνεται με το εύρος, επειδή η αναλογία σήματος και παράσιτων μειώνεται όταν το εύρος είναι μεγαλύτερο.

Η περιγραφή των χαρακτηριστικών του ανιχνευτή ή των πηγών παράσιτων στο σήμα επαφής δεν συμπεριλαμβάνεται σε αυτή την διατριβή. Για τις μελέτες εκτίμησης σε αυτό το έργο, η μέτρηση της διόπτρευσης λ από τον ανιχνευτή θεωρείται ως η ονομαστική γωνία λ οπτικής γραμμής συν ένα πρόσθετο v . Ο θόρυβος θα είναι λευκός θόρυβος Gauss με διακύμανση $\sigma_v = 0,001 \text{ rad}$

$$\begin{aligned}\tilde{\lambda} &= \lambda + v \\ v &\sim \mathcal{N}(0\text{rad}, 0.001\text{rad})\end{aligned}\tag{5.1}$$

5.2 ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΣΤΟΝ ΒΡΟΧΟ

Λαμβάνοντας υπόψη τη γραμμική πολιτική εμπλοκής, το σύστημα έχει τη μορφή

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Fx + Gu + w \\ z &= Hx + v\end{aligned}\tag{5.2}$$

όπου x είναι το διάνυσμα κατάστασης, το u αντιπροσωπεύει τον έλεγχο και z είναι οι μετρήσεις. Τα w και v είναι, αντίστοιχα, η διαδικασία και τα διανύσματα μετρήσεων παράσιτων με στατιστικά

$$\begin{aligned} Q &= E[ww^T] \\ R &= E[vv^T] \end{aligned} \quad (5.3)$$

Στην πραγματικότητα, το φίλτρο λειτουργεί με διακριτά σήματα, καθώς οι μετρήσεις είναι διαθέσιμες μόνο σε σταθερές χρονικές στιγμές. Κάνοντας διακριτή την εξίσωση 5.2, αποδίδει

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi x_k + \Gamma_k u_k + w_k \\ z_k &= H_k x_k + v_k \end{aligned} \quad (5.4)$$

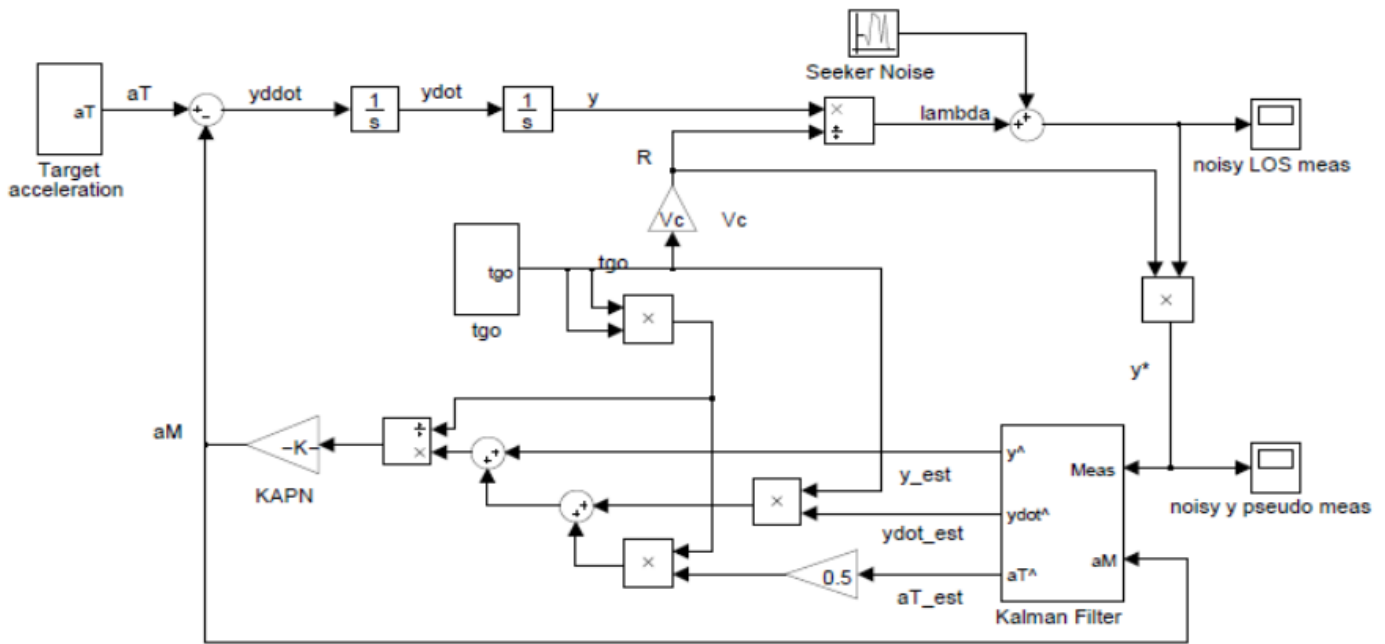
$$\Phi = \Phi_{T_s} = e^{F T_s} \Gamma_k = \int_0^{T_s} \Phi(\tau) G d\tau \quad (5.5)$$

Όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 3, η εκτίμηση πραγματοποιείται σε δύο στάδια. Οι εξισώσεις ενός EKF μπορούν να συνοψιστούν ως εξής

Πρόβλεψη Το εκτιμώμενο κατ' εκτίμηση διάνυσμα κατάστασης και ο πίνακας συνδιακύμανσης του σημειώνονται ως $\hat{x}_{k|k-1}$ και $P_{k|k-1}$. Το πρώτο μπορεί να ληφθεί με μετάδοση της παλαιάς εκτίμησης $\hat{x}_{k-1|k-1}$ επιλέγοντας τις κατάλληλες εξισώσεις από το δυναμικό μοντέλο της διεργασίας 5.4

$$\hat{x}_{k|k-1} = \Phi \hat{x}_{k-1|k-1} + \Gamma_k u_k \quad (5.6)$$

$$P_{k|k-1} = \Phi P_{k-1|k-1} \Phi^T + Q \quad (5.7)$$



Σχήμα 5.1. Επιστροφή βρόχου με εκτιμητή

Διόρθωση Οι πραγματικές τιμές της εκτιμώμενης κατάστασης $\hat{x}_{k|k}$ και της συνδιακύμανσης $P_{k|k}$ που λαμβάνονται μετά τον υπολογισμό του Kalman αποδίδουν K_k και τα εκτιμώμενα μέτρα \hat{z}_k

$$K_k = P_{k|k-1} H^T [H P_{k|k-1} H^T + R]^{-1} \quad (5.8)$$

$$\hat{z}_k = H \hat{x}_k \quad (5.9)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_k); \quad (5.10)$$

$$P_{k|k} = (I - K_k H) P_{k|k-1} \quad (5.11)$$

Οι εξισώσεις αυτές μπορούν να εφαρμοσθούν στο πλαίσιο του συστήματος καθοδήγησης για να του παρέχονται οι εκτιμήσεις των απαιτήσεων σχετικά με τις μεταβλητές κατάστασης. Το σχήμα 5.1 δείχνει το διάγραμμα μπλοκ ενός βρόχου επιστροφής με ένα ενσωματωμένο φίλτρο Kalman. Ο εφαρμοσμένος νόμος καθοδήγησης είναι το APN από την εξίσωση 4.15. Στο φίλτρο Kalman χρησιμοποιούνται συσκευές δειγματοληψίας και συγκράτησης για τη διάκριση των συνεχών εισροών. Παρουσία μη γραμμικών συστημάτων, μπορεί να χρησιμοποιηθεί ο αλγόριθμος EKF αντί του

φίλτρου Kalman (KF). Η δομή των αλγορίθμων EKF είναι η ίδια με εκείνη της KF. Η μόνη διαφορά είναι στη φάση πρόβλεψης. Η φάση διόρθωσης δεν αναφέρεται για λόγους διπλωμάτων ευρεσιτεχνίας.

Πρόβλεψη Το εκτιμώμενο διανυσματικό σχήμα πρόβλεψης προκύπτει με μετάδοση της εξίσωσης από το μη γραμμικό μοντέλο. Η συνδιακύμανση μεταδίδεται μέσω του πίνακα μετάβασης του συστήματος

$$\hat{x}_{k|k-1} = f(\hat{x}_{k-1|k-1}, t_k, u_k, 0) \quad (5.12)$$

$$P_{k|k-1} = \Phi P_{k-1|k-1} \Phi^T + Q \quad (5.13)$$

5.3 ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΤΟΥ PN ΜΕΣΩ ΔΥΟ ΚΑΤΑΣΤΑΣΕΩΝ ΦΙΛΤΡΟΥ KALMAN

Η PN από την εξίσωση 4.6. είναι ταυτόχρονα ένας από τους κύριους και απλούς νόμους καθοδήγησης. Λειτουργεί καλὰ με συστήματα καθοδήγησης με μηδενική χρονική υστέρηση και χωρίς στόχο ελιγμών. Αν τόσο ο πύραυλος όσο και ο στόχος έχουν σταθερές ταχύτητες, η ταχύτητα κλεισίματος της εμπλοκής είναι σταθερή. Υποθέτοντας ότι το v_c είναι γνωστό από κάποια εξωτερική πηγή, στην τελική φάση της δέσμευσης το PN χρειάζεται μόνο να γνωρίζει λ .

Δύο καταστάσεις το φίλτρο Kalman είναι αρκετό για την εφαρμογή του PN. Το διάνυσμα κατάστασης του εκτιμητή είναι

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \lambda & \dot{\lambda} \end{bmatrix}^T.$$

Το δυναμικό μοντέλο για το φίλτρο είναι

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = 0 \end{cases} \quad (5.14)$$

Η μόνη μέτρηση στόχου για τον πύραυλο είναι η γωνία λ . Οι μετρήσεις ενημερώνονται κάθε T_s δευτερόλεπτα. Οι μετρήσεις τη στιγμή k μπορούν να ληφθούν με την εξίσωση

$$z_k = Hx + v \quad (5.15)$$

όπου H είναι το διάνυσμα

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.16)$$

Η μέτρηση διόπτρευσης είναι ο Gaussian λευκός θόρυβος v με διακύμανση σ_v . Στο κεφάλαιο 3, βρέθηκε ότι ο πίνακας Q για τον πίνακα διεργασίας συνδιακύμανσης παράσιτων Q για το παράδειγμα αυτό

$$Q = q_0 \begin{pmatrix} T_s^3/3 & T_s^2/2 \\ T_s^2/2 & T_s \end{pmatrix} \quad (5.17)$$

Για να ελεγχθεί η εφαρμογή του φίλτρου Kalman εκτελέστηκε προσομοίωση σε ένα σύνολο 200 δειγμάτων Monte Carlo. Κάθε δείγμα διαφέρει από το άλλο με την τιμή της αρχικής υπόθεσης. Οι αρχικές υποδείξεις σε μέσο όρο και διακύμανση κατανομής κατά Gauss παρατίθενται στον πίνακα 5.1 μαζί με άλλες αρχικές τιμές και παραμέτρους της προσομοίωσης. Η εμπλοκή ξεκινά σε τρίγωνο σύγκρουσης, ξέρω ότι το PN μπορεί να οδηγήσει τον πύραυλο σε αναχαίτηση. Το μοντέλο που χρησιμοποιείται για την προσομοίωση είναι

$$\begin{cases} \dot{R} = v_T \cos(\gamma_T - \lambda) - v_M \cos(\gamma_M - \lambda) \\ \dot{\lambda} = \frac{v_T \sin(\gamma_T - \lambda) - v_M \sin(\gamma_M - \lambda)}{R} \\ \dot{\gamma}_M = \frac{a_M}{v_T} \\ \dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{v_T} \\ \dot{a}_T = 0 \end{cases} \quad (5.18)$$

Parameter	Value	Parameter	Value
R_0	10 km	λ_0	0°
γ_{T0}	50°	T_s	0.02 s
v_M	3 km/s	v_T	1 km/s
a_{M0}	0 m/s ²	a_{T0}	0 m/s ²
σ_v	0.001 rad	q_0	0.001
$\lambda_{0 0}$	$\sim \mathcal{N}(0^\circ, 5^\circ)$	$\dot{\lambda}_{0 0}$	$\sim \mathcal{N}(0^\circ, 5^\circ)$

Πίνακας 5.1 PN αρχικές τιμές προσομοίωσης και παράμετροι

Τα σχήματα 5.2, 5.3 δείχνουν τα αποτελέσματα της εκτίμησης. Η κόκκινη γραμμή είναι το μέσο σφάλμα εκτίμησης, η πράσινη γραμμή είναι το σφάλμα από ένα δείγμα εκτέλεσης, η μπλε γραμμή είναι η τυπική απόκλιση σφάλματος· οι μαύρες γραμμές είναι τα όρια 1σ που υπολογίζονται από μια σειρά δειγμάτων του φίλτρου. Οι μεταβλητές απεικονίζονται με βάση το t_{go} . Το μέσο σφάλμα εκτίμησης από το σύνολο των δειγμάτων Monte Carlo είναι μηδενικό. Η τυπική απόκλιση των δειγμάτων είναι περιορίζεται στα όρια του 1σ από το φίλτρο. Επομένως, το φίλτρο είναι καλά ρυθμισμένο και η εκτίμηση διορθώνεται.

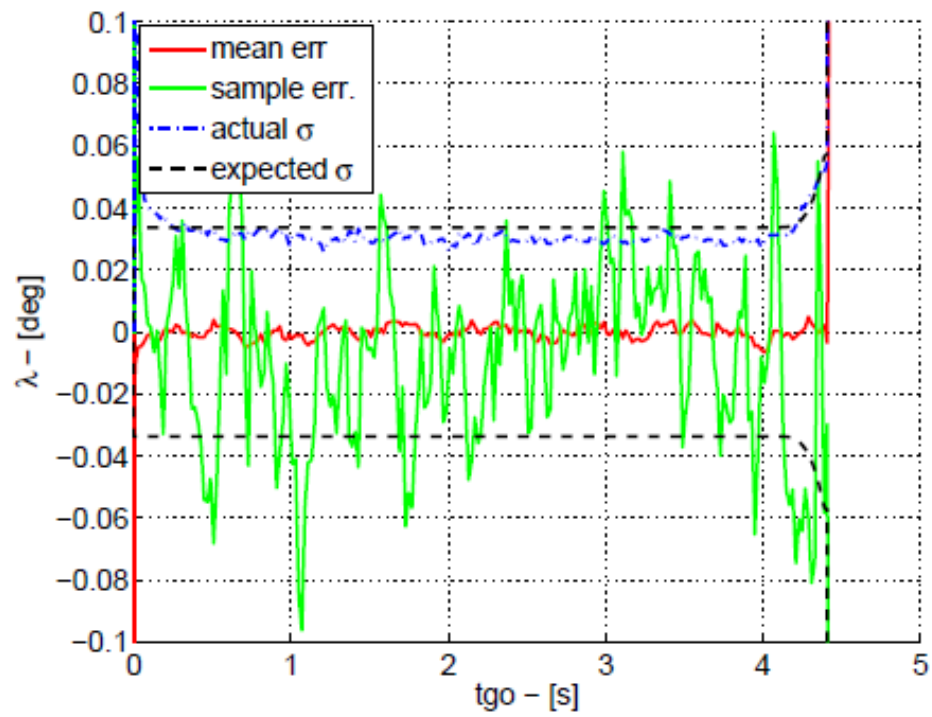
Το σχήμα 5.4 δείχνει την απόσταση αστοχίας του αποτελέσματος μέσω της αθροιστικής λειτουργίας κατανομής. Ο άξονας της τετμημένης είναι η απόσταση αστοχίας, ενώ τα τακτικά αριθμητικά δηλώνουν το ποσοστό δειγμάτων με αστοχία μικρότερη ή ίση με την τιμή που αναφέρεται στον άξονα x . Η ακρίβεια 90% αυτής της προσομοίωσης είναι 0,12 m. Αυτό σημαίνει ότι αν ο σχεδιαστής πυραύλων επιθυμεί να επιτύχει πιθανότητα θανάτωσης κατά 90%, τότε σε θανατηφόρα ακτίνα 0,12 μέτρων είναι απαραίτητη.

5.4 ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΕΛΙΓΜΩΝ ΤΟΥ ΣΤΟΧΟΥ

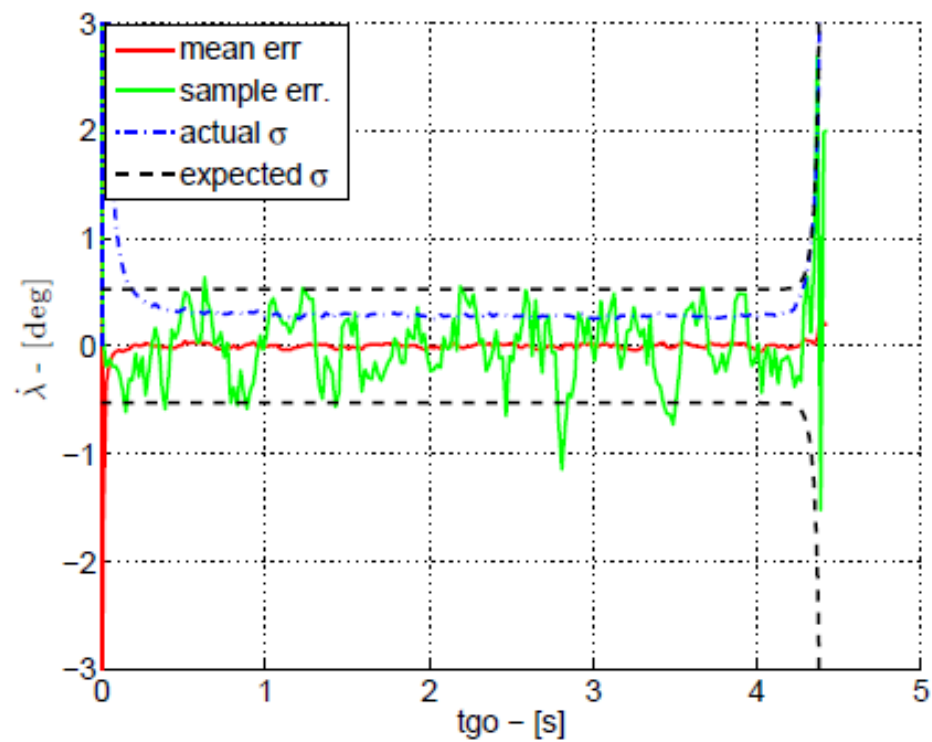
Στο κεφάλαιο 4 καταδείχθηκε ότι πιο προηγμένοι νόμοι όπως το APN είναι πιο αποτελεσματικοί από τους παραδοσιακούς PN έναντι των ελιγμών του στόχου. Για την εφαρμογή αυτών των νόμων, πρέπει να έχουμε περισσότερες πληροφορίες για τη συμπεριφορά του στόχου. Ειδικότερα, το σύστημα καθοδήγησης πρέπει να διαθέτει εκτιμητή των ελιγμών του στόχου. Αυτό είναι αδύνατο να προσδιοριστεί χωρίς εξωτερικές μετρήσεις όπως η εμβέλεια ραντάρ και του δείκτη διακύμανσης, επιπρόσθετα των μετρήσεων διόπτευσης από τον ανιχνευτή. Σε έναν απλή πυραυλική ρύθμιση παραμέτρων που αφορά μόνο τον ανιχνευτή, η εκτίμηση των ελιγμών στόχων πρέπει να αντιμετωπίζεται με μια βαθύτερη μαθηματική προσέγγιση.

Το φίλτρο σχεδιασμού εισήχθη από τον Fitzgerald για να φιλοξενήσει με γνωστή μορφή $h(t)$ αλλά τυχαία δοκιμή χρόνου εκκίνησης t_{st} . Το Fitzgerald απέδειξε ότι η έξοδος ενός φίλτρου σχήματος που προκαλείται από λευκό θόρυβο έχει την ίδια μέση και αυτόματη λειτουργία με το σήμα $x(t)$

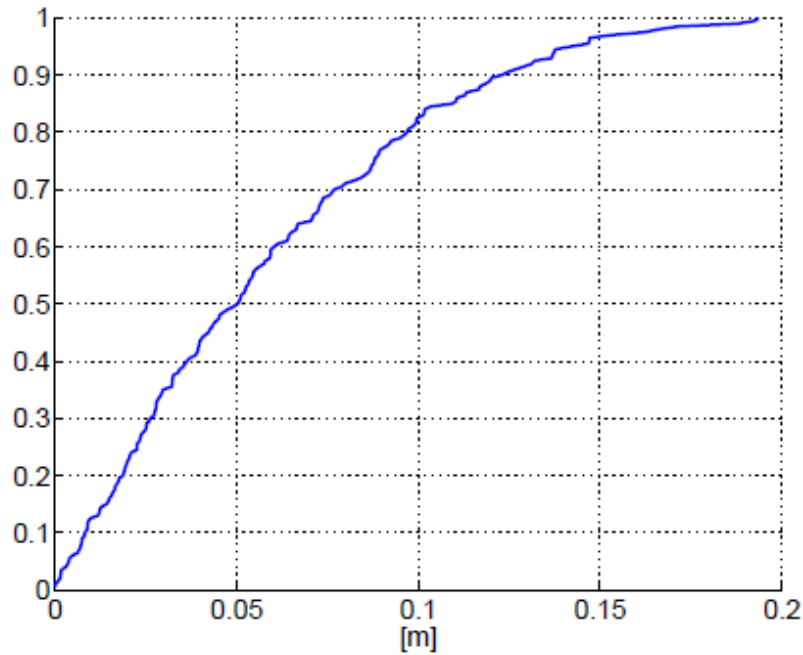
$$x(t) = h(t - t_{st})u(t - t_{st}) \quad (5.19)$$



Σχήμα 5.2 Εκτίμηση λ



Σχήμα 5.3 Εκτίμηση $\dot{\lambda}$



Σχήμα 5.4 CFD – MT

όπου $u(t - t_{st})$ είναι η βαθμίδα μονάδας. Η αναπαράσταση του φίλτρου διαμόρφωσης $H(s)$ είναι ο Laplace μετασχηματισμός του σήματος $h(t)$

$$H(s) = \mathcal{L}[h(t)] \quad (5.20)$$

Η διαδικασία της εξίσωσης 5.19 και η έξοδος του φίλτρου σχηματισμού είναι στατιστικά ισοδύναμα, υπό την έννοια ότι έχουν τα ίδια στατιστικά στοιχεία δεύτερης κατηγορίας (δηλαδή μέση τετραγωνική τιμή ρίζας). Έτσι, περνώντας από αυτά στα φυσικά συστήματα, είναι αδιαμφισβήτητες αν τηρούνται οι στατιστικές δεύτερης σειράς.

Φίλτρα διαμόρφωσης Zarchan που επιτρέπουν διάφορους ελιγμούς ρεαλιστικών πυραύλων. Μόλις αναγνωριστεί ο βαλλιστικός πύραυλος από το αμυντικό σύστημα, είναι γνωστό το μέγιστο επίπεδο δυνατότητας ελιγμών. Εάν υποτεθεί ότι ο ελιγμός εκπλήρωσης θα εκτελείται συνεχώς με τη μέγιστη επιτάχυνση, η μορφή του σήματος συντήρησης στόχου είναι επίσης γνωστή και το μόνο που απομένει άγνωστο είναι ο χρόνος έναρξης. Η ώρα έναρξης μπορεί να θεωρηθεί ως ενιαία κατανεμημένη κατά

τον χρόνο πτήσης t_f . Επομένως, ένας ελιγμός προορισμού μπορεί να αναπαρασταθεί ως μια στοχαστική διαδικασία με συνάρτηση πυκνότητας - πιθανότητας

$$P_T = 1/t_f \quad (5.21)$$

Το σήμα που οδηγεί το φίλτρο διαμόρφωσης είναι ένας λευκός θόρυβος με φασματική πυκνότητα ισχύος

$$\Psi = a_T^2 P_T = a_T^2 / t_f \quad (5.22)$$

Για να εφαρμόσετε το φίλτρο διαμόρφωσης στον εκτιμητή μέσα στο βρόχο, πρέπει να προσθέσετε μια κατάσταση για a_T και τον όρο Ψ στον πίνακα συνδιακύμανσης θορύβου διεργασίας Q .

5.5 ΘΕΜΑΤΑ ΔΙΟΠΤΕΥΣΗΣ

Η εισαγωγή φίλτρων μορφοποίησης και φίλτρων Kalman μας επέδειξε πως να εφαρμόσουμε ένα απλό νόμο όπως το PN και να προσδιορίσουμε τον ελιγμό ενός στόχου. Αξίζει να σημειωθεί ότι δεν έχουν ληφθεί ακόμη υπόψη ρεαλιστικά χαρακτηριστικά εμπλοκής, όπως καθυστερήσεις στα συστήματα προσανατολισμού. Περνώντας σε μια πιο προσγειωμένη περιγραφή της εμπλοκής, πιο προχωρημένοι νόμοι όπως το APN ή ο Νόμος περί Ελάχιστης Προσπάθειας (Καθοδήγησης) (MEL) είναι απαραίτητος. Για την εφαρμογή τους, ωστόσο, απαιτούνται πιο σύνθετες δομές.

Μια ουσιαστική πληροφορία είναι ο χρόνος t_{go} στην παρακολούθηση. Στην περίπτωση των διοπτύσεων, ένα τέτοιο μέτρο δεν μπορεί να ελεγχθεί καθώς το εύρος δεν είναι άμεσα διαθέσιμο. Επιπλέον, η πραγματοποίηση μετρήσεων δεν είναι αρκετή για την ανοικοδόμηση ή την εμβέλεια, διότι δεν περιέχει πληροφορίες για το πόσο γρήγορα πλησιάζει ο πύραυλος το σημείο αναχαίτισης. Είναι σαν να πρέπει κάποιος να ταξιδέψει σε ένα συγκεκριμένο χρονικό διάστημα από το ένα σημείο στο άλλο, αλλά γνωρίζει μόνο την κατεύθυνση που πρέπει να ακολουθήσει: θα φτάσει στο σημείο αλλά, υπάρχει πιθανότητα να χάσει την κατάλληλη στιγμή. Η διαδικασία παραμένει ανεπηρέαστη πριν από ελιγμό του παρατηρητή. Η Aidala έδειξε ότι τα σφάλματα που αφορούν την διόπτευση και

την εμβέλεια μπορούν να αλληλοεπιδράσουν ώστε να προκαλέσουν αστάθεια εκτιμητή. Προτείνει μια σωστή διαδικασία αξιολόγησης για να γίνει ο εκτιμητής σταθερός.

Μια λύση για τη βελτίωση του εύρους παρατήρησης είναι η αποφυγή του τριγώνου σύγκρουσης: αυτό προκαλεί την περιστροφή της οπτικής γραμμής και παρέχει κάποιες πληροφορίες σχετικά με το σχετικό εύρος. Το κατώτερο όριο Cramer-Rao χρησιμοποιήθηκε για να αποδειχθεί ότι είναι αδύνατο να εκτιμηθεί εύρος χωρίς ελιγμούς και ανάλυση των επιπτώσεων αυτών των ελιγμών στην ικανότητα εκτίμησης. Έχουν μελετηθεί οι βέλτιστοι ελιγμοί που αυξάνουν την παρατηρητικότητα του t_{go} . Η ευαισθησία βελτιστοποίησης σε σφάλματα κατά την εκτίμηση του t_{go} μπορεί να μετριαστεί με τη στάθμιση της σχετικής ταχύτητας του τερματικού σταθμού και ενδεχομένως με την επιτάχυνση του τερματικού ως συνήθης απόσταση αστοχίας. Ο ελιγμός ορίζει μια νέα πορεία για τον αναχαιτιστή, η οποία αυξάνει το εύρος παρατήρησης και επίσης την απόσταση αστοχίας. Αυτό είναι επαρκές και με κάποιο τρόπο επιθυμητό μέχρι ένα συγκεκριμένο σημείο, όταν ο πύραυλος θα πρέπει να μειώσει την απόσταση αστοχίας. Ο ελιγμός μπορεί να βελτιστοποιηθεί όσον αφορά τον καθοριστικό χαρακτήρα του πίνακα ενημέρωσης Fisher. Χρησιμοποιήθηκαν αριθμητικές μέθοδοι για τη σχεδίαση υπό - βέλτιστων ελιγμών με αριθμητικές τεχνικές. Οι Song και το Um πρότειναν να προστεθεί στην έκφραση APN ένας όρος αναλογικός προς το εύρος και την επικεφαλίδα, που αναγκάζει τη γραμμή όρασης να περιστρέφεται: αυτός ο όρος είναι κυρίαρχος στην αρχή της δέσμευσης, ενώ μηδενίζεται στο τέλος του, έχοντας τερματικές επιδόσεις ως παραδοσιακή δύναμη. Οι Hexner και Weiss αποκόμισαν μια πολιτική καθοδήγησης η οποία περιγράφει τον χρόνο t_{go} μέσω μια συνάρτησης πυκνότητα πιθανότητας και έπειτα μέσω ενός φίλτρου Kalman από τις παρατηρήσεις του πυραύλου αναχαίτησης. Σε αυτή την περίπτωση ο πύραυλος αναχαίτησης δεν πραγματοποιεί μανούβρες ώστε να βελτιώσει την παρατήρηση.

Στην συνέχεια παρουσιάζεται μια νέα στρατηγική για την καθοδήγηση πυραύλων με μετρήσεις παρατήρησης, με βάση την αξιολόγηση του πίνακα συνδιακύμανσης σφαλμάτων ιδιοτιμών φίλτρου Kalman. Στην πραγματικότητα, αποτελούν μέτρο του επιπέδου της εκτιμώμενης παρατηρητικότητας του συστήματος. Οι πληροφορίες που λαμβάνονται από τις ιδιοτιμές θα αξιοποιηθούν στο πλαίσιο ενός παιχνιδιού καταδίωξης-αποφυγής.

Λαμβάνοντας υπόψη μία μόνο καθυστέρηση στα συστήματα καθοδήγησης τόσο του πυραύλου όσο και του στόχου, οι διαφορικές εξισώσεις που περιγράφουν πλήρως τη δέσμευση είναι

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{R} = v_T \cos(\gamma_T - \lambda) - v_M \cos(\gamma_M - \lambda) \triangleq V_R \\ \dot{\lambda} = \frac{v_T \sin(\gamma_T - \lambda) - v_M \sin(\gamma_M - \lambda)}{R} \triangleq \frac{V_\lambda}{R} \\ \dot{a}_M = \frac{u - a_M}{\tau_M} \\ \dot{\gamma}_M = \frac{a_M}{v_M} \\ \dot{a}_T = \frac{v - a_T}{\tau_T} \\ \dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{v_T} \end{array} \right. \quad (5.23)$$

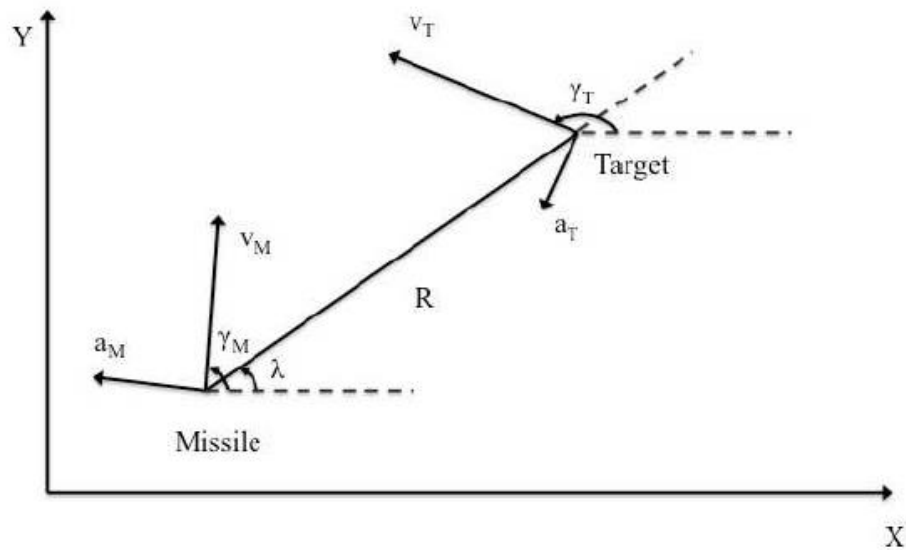
όπου R είναι η απόσταση μεταξύ πυραύλου και στόχου, λ είναι η οπτική γωνία, γ_M και γ_T είναι, αντιστοίχως, οι γωνίες πυραύλου και ίχνους πτήσης. Τα v_M και v_T τις ταχύτητες τους, u και v οι επιταχύνσεις του πυραύλου και του στόχου και a_M και a_T οι πραγματικές. Οι καθυστερήσεις αναπαρίστανται με μια παράσταση πρώτης τάξεως με χρονικές μεταβλητές τ_M και τ_T , αντίστοιχα. Η γεωμετρία της δέσμευσης απεικονίζεται στο σχήμα 5.5.

Στη συγκεκριμένη διατριβή, θα αναπτυχθεί ένα εκτεταμένο φίλτρο Kalman για την ανασύνθεση των παραμέτρων που δεν μπορούν να αντιμετωπιστούν άμεσα. Το εκτιμώμενο διάνυσμα κατάστασης x ορίζεται ως

$$\hat{x} = \left[\hat{R} \quad \hat{\lambda} \quad \hat{\gamma}_T \quad \hat{a}_T \quad \hat{v}_T \right]' \quad (5.24)$$

Οι παράμετροι που σχετίζονται με τους πυραύλους (π.χ. a_M , v_M και g_M) δεν εκτιμώνται, καθώς μετρούνται απευθείας ή τις γνωρίζουμε από πριν. Ένα φίλτρο διαμόρφωσης χρησιμοποιείται για την ανίχνευση ελιγμών προορισμού. Το πλήρες και πλήρες μοντέλο εκτίμησης είναι

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{R} = v_T \cos(\gamma_T - \lambda) - v_M \cos(\gamma_M - \lambda) \\ \dot{\lambda} = \frac{v_T \sin(\gamma_T - \lambda) - v_M \sin(\gamma_M - \lambda)}{R} \\ \dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{v_T} \\ \dot{a}_T = \omega \\ \dot{v}_T = 0 \end{array} \right. \quad (5.25)$$



Σχήμα 5.5 Γεωμετρία εμπλοκής

5.6 ΠΡΟΒΛΗΜΑ ΣΥΝΔΥΑΣΜΕΝΩΝ ΚΑΤΕΥΘΥΝΣΕΩΝ - ΕΚΤΙΜΗΣΕΩΝ

Σε ένα σενάριο με καθυστερήσεις των συστημάτων καθοδήγησης και ελιγμούς στόχου, απαιτούνται νόμοι καθοδήγησης όπως MEL και νόμοι καθοδήγησης βάσει διαφορικών παιχνιδιών. Απαιτούν μια ακριβή εκτίμηση του χρόνου t_{go} της εμπλοκής. Αυτό σχετίζεται με τη γνώση της σχετικής απόστασης R και της ταχύτητας σύγκρουσης V_C μεταξύ του πυραύλου και του στόχου. Εάν διατηρηθεί ένα τρίγωνο σύγκρουσης, το t_{go} μπορεί να εκτιμηθεί ως

$$\hat{t}_{go} = \frac{R}{V_C} \quad (5.26)$$

Εάν συντρέχουν συνθήκες CC, το εύρος δεν μπορεί να ανακατασκευαστεί από μετρήσεις διόπτρευσης και ο νόμος καθοδήγησης δεν μπορεί να εφαρμοστεί σωστά. Υπάρχει σύγκρουση μεταξύ της βέλτιστης στρατηγικής προσανατολισμού και της εκτίμησης εύρους: όσο καλύτερη είναι η πρώτη, τόσο χειρότερη θα είναι η δεύτερη. Μια κακή εκτίμηση της γιάμας θα έχει ως αποτέλεσμα μια κακή απόδοση εμπλοκής.

Για να επιλύσετε αυτό το ζήτημα, μπορείτε να εκμεταλλευτείτε τις πληροφορίες από τις εξόδους του φίλτρου. Ο Hamet σκιαγράφησε μια σχέση μεταξύ των οκτώ τιμών του φίλτρου για τον πίνακα

συνδυασμού σφαλμάτων P , που έχει κανονικοποιηθεί σωστά, και της παρατηρητικότητας του συστήματος. Αυτή η σχέση θα είναι πολύ σημαντική για την υπόλοιπη διατριβή, και επαναλαμβάνεται εδώ για τον αναγνώστη.

Ας υποθέσουμε ότι το x είναι το σφάλμα εκτίμησης από ένα φίλτρο Kalman και το ορίζουμε ως

$$\tilde{x} = \hat{x} - x \quad (5.27)$$

όπου x είναι η εκτιμώμενη κατάσταση και \hat{x} είναι το πραγματικό διάνυσμα κατάστασης. Το x ως στατιστική μεταβλητή, κάθε γραμμικό w των στοιχείων του μέσω ενός χαμηλού n έχει μια σχετική διακύμανση σ_w^2 . Αυτό μπορεί να συσχετιστεί με τον πίνακα αντιστοιχίας σφαλμάτων P του φίλτρου με τον ακόλουθο τρόπο

$$\begin{aligned} w &= v_1 \tilde{x}_1 + \dots + v_n \tilde{x}_n = v^T \tilde{x} \\ \sigma_w^2 &= \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n v_i v_j p_{ij} = v^T P v \end{aligned} \quad (5.28)$$

Επιλέγοντας την κανονική βάση

$$v = \{[1, 0, \dots, 0]', [0, 1, \dots, 0]', \dots, [0, \dots, 0, 1]'\}$$

μπορεί κανείς να λάβει τις συνδιακυμάνσεις που συνδέονται με τα μεμονωμένες καταστάσεις.

Μια μεγάλη τιμή του σ_w^2 υποδηλώνει μεγάλο σφάλμα στην εκτίμηση, πράγμα που σημαίνει ότι το φίλτρο για την εκτίμηση δεν μπορεί να ανακατασκευάσει τη γραμμική κατάσταση που σχετίζεται με το v , ή την ενιαία κατάσταση στην περίπτωση του κανονικού v . Εκτός εάν το φίλτρο δεν είναι καλά ρυθμισμένο, αυτό σχετίζεται με την εσωτερική ανικανότητα της κατάστασης. Έτσι, ένα μεγάλο σ_w^2 μπορεί να θεωρηθεί ως μέτρο κακής παρατηρητικότητας.

Επομένως, η μεγαλύτερη τιμή του P αντιστοιχεί στη διακύμανση της κατάστασης ή στον γραμμικό συνδυασμό των καταστάσεων που δεν είναι επαρκώς παρατηρήσιμες. Η μικρότερη αξία, αντιθέτως, σχετίζεται με τα πιο παρατηρήσιμες καταστάσεις. Η αναζήτηση της μεγαλύτερης τιμής του σ_w^2 σημαίνει μεγιστοποίηση του αντικειμένου του σύμφωνα με τον περιορισμό

$$\mathbf{v}^T \mathbf{v} = 1$$

Το πρόβλημα αυτό μπορεί να αφορά τη μέθοδο πολλαπλασιασμού Lagrangian. Η συνθήκη εύρεση του μέγιστου είναι σ_w^2 είναι

$$\frac{\partial}{\partial \mathbf{v}} (\sigma_w^2 - \lambda (\mathbf{v}^T \mathbf{v} - 1)) = 0 \quad (5.29)$$

όπου είναι ο πολλαπλασιαστής Lagrangian. Χρήση της σχέσης 5.28 και πραγματοποίηση της διαφοράς προκύπτει

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \mathbf{v}} (\mathbf{v}^T \mathbf{P} \mathbf{v} - \lambda (\mathbf{v}^T \mathbf{v} - 1)) &= 0 \\ \Rightarrow (\mathbf{P} - \lambda \mathbf{I}) \mathbf{v} &= 0 \end{aligned} \quad (5.30)$$

Πολλαπλασιασμός των δύο πλευρών του 5.30 επί \mathbf{v}^T προκύπτει

$$\begin{aligned} \mathbf{v}^T (\mathbf{P} - \lambda \mathbf{I}) \mathbf{v} &= \mathbf{v}^T \mathbf{P} \mathbf{v} - \mathbf{v}^T \lambda \mathbf{v} = 0 \\ \sigma_w^2 &= \lambda \end{aligned} \quad (5.31)$$

$\mathbf{v}^T \mathbf{P} \mathbf{v} = \sigma_w^2$ και $\mathbf{v}^T \mathbf{v} = 1$.

Για να εμφανιστούν οκτώ τιμές στο ίδιο εύρος, είναι απαραίτητη η κανονικοποίηση του \mathbf{P} . Δεδομένου ότι η διάσταση του διανύσματος κατάστασης, η διαδικασία τυποποίησης μπορεί να εκφραστεί

$$\begin{aligned} P_{norm} &= n \frac{P_{norm}^{-1} P P_{norm}^{-1}}{\text{trace}(P_{norm}^{-1} P P_{norm}^{-1})} \\ P_{norm} &= \text{diag} \left(\left[\frac{1}{\sqrt{P_{11}(0)}}, \frac{1}{\sqrt{P_{22}(0)}}, \dots, \frac{1}{\sqrt{P_{nn}(0)}} \right] \right) \end{aligned} \quad (5.32)$$

Όπως προαναφέρθηκε στο παρόν κεφάλαιο και στο κεφάλαιο 3, ο πίνακας αντιστοιχίας σφαλμάτων ενός φίλτρου Kalman στην k^{th} επανάληψη υπολογίζεται σε δύο βήματα

$$P_{k|k-1} = \Phi P_{k-1|k-1} \Phi^T + Q_{k-1} \quad (5.33)$$

$$P_{k|k} = (I - \Gamma_K H) P_{k|k-1} \quad (5.34)$$

Το βήμα πρόβλεψης στην εξίσωση 5.33 είναι μια προβολή της παλαιάς τιμής του P κατά μήκος του Φ , του πίνακα μετάβασης. Η φάση διόρθωσης στην εξίσωση 5.34 επικαιροποιεί την προδιαγεγραμμένη συνδιακύμανση με την τιμή Kalman να κερδίζει K και τον πίνακα H. Για το σύνολο των εξισώσεων 5.25, το Φ μπορεί να υπολογιστεί από τον πίνακα Jacobian F:

$$F = \begin{pmatrix} 0 & \frac{V_\lambda}{R^2} & \frac{-v_T \sin(\gamma_T - \lambda)}{R} & 0 & \frac{\cos(\gamma_T - \lambda)}{R} \\ -V_\lambda & -V_R & \frac{v_T \cos(\gamma_T - \lambda)}{R} & 0 & \frac{\sin(\gamma_T - \lambda)}{R} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{v_T} & -\frac{a_T}{v_T^2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (5.35)$$

$$\Phi = e^{F T_s} \quad (5.36)$$

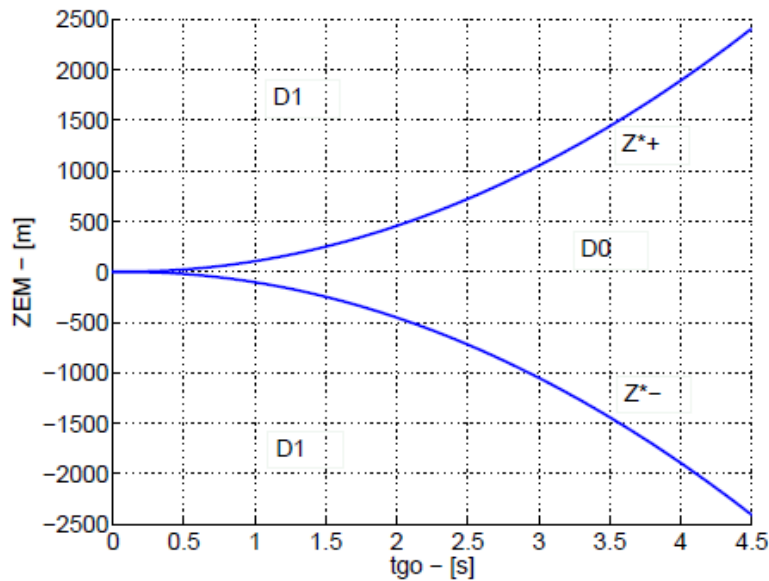
Λόγω της μη γραμμικότητας του συστήματος, το αποτέλεσμα ενός ελιγμού στις οκτώ τιμές μπορεί να υπολογιστεί ξεκινώντας από τον πίνακα Jacobian 5.35 και εφαρμόζοντας στη συνέχεια την εξίσωση 5.33.

Ένας ελιγμός προέρχεται από μια παραλλαγή γ_M που οδηγεί σε μεταβολή των V_λ και V_R (βλέπε εξίσωση 5.23). Οι διαφορετικοί ελιγμοί χαρακτηρίζονται από διαφορετικούς Jacobian πίνακες και τελικά από διαφορετικές τιμές του P. Η μικρότερη τιμή μεταξύ του εύρους των σχετιζόμενων οκτώ τιμών του P αντιστοιχεί στον ελιγμό, ο οποίος κυμαίνεται κυρίως από παρατηρησιμότητα. Δεδομένου ότι η α_{Mmax} είναι το μέγιστο επίπεδο πλευρικής επιτάχυνσης του πυραύλου, σε πεπερασμένο σύνολο εντολών καθοδήγησης μεταξύ -1 και 1 μπορεί να ληφθεί υπόψη. Αυτή που επιστρέφει τις καλύτερες συνθήκες ορατότητας μπορεί να αξιολογηθεί με βάση τις ιδιοτιμές. Παρόλα αυτά, δεν μπορούν να εφαρμοστούν όλες οι εντολές, λόγω του γεγονότος ότι μπορεί να οδηγήσουν τον πύραυλο μακριά

από την ουσιαστική τροχιά. Το πλαίσιο του παιχνιδιού της αποφυγής μπορεί να σας βοηθήσει να αποφασίσετε πότε θα επιλέξετε την παρατηρησιμότητα και πότε θα πάτε κατευθείαν στο στόχο.

5.7 ΜΙΑ ΝΕΑ ΣΤΡΑΤΗΓΙΚΗ ΚΑΘΟΔΗΓΗΣΗΣ

Υπενθυμίζοντας την ενότητα 4.7, η προκύπτουσα δομή παιχνιδιών για το εξεταζόμενο μοντέλο δυναμικής πρώτης τάξης για τους αντίπαλους 4.47-4.50 είναι γνωστή ως DGL/1 και αντιπροσωπεύεται στο σχήμα 5.6. Η περιοχή D_0 είναι αυτή που μεταξύ των ορίων Z_+^* και Z_-^* . Z_+^* και Z_-^* είναι



Σχήμα 5.6 Δομή παιχνιδιού DGL/1

υπολογιζόμενη ως η λύση της διαφορικής εξίσωσης, η οποία ενσωματώνεται προς τα πίσω στο χρόνο από μια συγκεκριμένη αρχική συνθήκη

$$\frac{dZEM^*}{dt} = \Gamma \cdot \text{sign}\{ZEM^*(t)\} \quad (5.37)$$

Όπου

$$\Gamma = -a_{M_{max}} \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0) \Xi(t_{go}/\tau_M) \tau_M + a_{T_{max}} \cos(\gamma_{T0} - \lambda_0) \Xi(t_{go}/\tau_T) \tau_T \quad (5.38)$$

Με

$$\Xi(x) = (e^{-x} + x - 1) \quad (5.39)$$

Οι όροι του συνημίτονου έχουν εισαχθεί προκειμένου να υπάρξει η κατάλληλη συμβολή των κλιμακώσεων καθέτου στη γραμμή όρασης. Η κάθετη κατεύθυνση υπολογίζεται στην αρχή της εμπλοκής στο τέλος του παιχνιδιού και η δομή που προκύπτει λαμβάνεται υπόψη για την υπόλοιπη δέσμευση. Ενσωμάτωση της διαφορικής εξίσωσης από τη συνθήκη $Z_+^* = 0$ προκύπτει

$$Z_+^* = -a_{M_{max}} \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0) \left(-\tau_M e^{-t_{go}/\tau_M} + \frac{t_{go}^2}{2\tau_M} - t_{go} + \tau_M \right) \tau_M + a_{T_{max}} \cos(\gamma_{T0} - \lambda_0) \left(-\tau_T e^{-t_{go}/\tau_T} + \frac{t_{go}^2}{2\tau_T} - t_{go} + \tau_T \right) \tau_T \quad (5.40)$$

Χάρη στη διαμόρφωση των παιχνιδιών καταδίωξης - αποφυγής, δύο διαφορετικές στρατηγικές καθοδήγησης προσδιορίζονται. Η πρώτη στρατηγική θα αναφέρεται ως αιτιοκρατική, ενώ η δεύτερη ως στοχαστική.

Η αιτιοκρατική καθοδήγηση βασίζεται στη βέλτιστη στρατηγική 4.57. Στην περίπτωση αυτή, η επιτάχυνση είναι

$$a_{commDET} = a_{M_{max}} \cdot \text{sign}\{\widehat{ZEM}\} \quad (5.41)$$

όπου ZEM είναι η εκτιμώμενη αστοχία μηδενικής προσπάθειας. Κάτω από ατελείς παρατηρήσεις, ο νόμος αυτός δεν είναι ιδανικός. Ωστόσο, είναι συνήθως πρακτική να χρησιμοποιούνται νόμοι περί καθορισμού των κριτηρίων σε στοιχειώδη βάση, βασιζόμενοι στην αρχή της ισοδυναμίας της βεβαιότητας. Για το εξεταζόμενο πρόβλημα του ZEM είναι

$$ZEM = -\dot{R}\lambda t_{go}^2 + a_T \cos(\gamma_T - \lambda) \Xi(t_{go}/\tau_T) \tau_T^2 - a_M \cos(\gamma_M - \lambda) \Xi(t_{go}/\tau_M) \tau_M^2 \quad (5.42)$$

Η στοχαστική στρατηγική είναι μια νέα προσέγγιση στον προσανατολισμό. Χωρίζεται σε δύο περιπτώσεις, ανάλογα με το αν βρισκόμαστε στην D_0 ή στην περιοχή D_1 . Όπως και πριν, η αξία του παιχνιδιού στην D_0 δεν εξαρτάται από την εφαρμοζόμενη στρατηγική. Αυτό σας επιτρέπει να επιλέξετε την καθοδήγηση που επιστρέφει τις καλύτερες συνθήκες παρατηρητικότητας, όταν βρίσκεται στο D_0 . Οι ελιγμοί μακριά από το τρίγωνο σύγκρουσης θα αυξήσουν το ZEM. Αυτό μπορεί να γίνει ανεκτό μέχρι να φτάσει την τιμή του ορίου Z^* . Από τότε και στο εξής, η εντολή επιτρέπει στο ZEM να ακολουθεί το Z^* , με συνέπεια μια εγγυημένη απόσταση αστοχίας.

Όταν βρίσκεται στην περιοχή D_0 , εξετάζεται ένα πεπερασμένο σύνολο εντολών επιτάχυνσης, ή κυμαίνεται από $-a_{Mmax}$ έως $+a_{Mmax}$. Έπειτα, ο κανονικοποιημένος πίνακας αντιστοιχίας σφαλμάτων υπολογίζεται μαζί με τις οκτώ τιμές του για κάθε καταχώρηση του συνόλου εντολών. Αυτό περιλαμβάνει τον υπολογισμό της μήτρας Jacobian του φίλτρου, η οποία εξαρτάται από γ_M και, καμπύλες, από το α_M . Η εντολή επιτάχυνσης είναι ένα αποτέλεσμα με τη μικρότερη από τις συνεντεύξεις που έχουν οριστεί από τις μεγαλύτερες οκτώ τιμές του P_{norm} για κάθε εντολή. Όταν στην περιοχή D_1 η εφαρμοζόμενη εντολή είναι και πάλι ο κεντρικός υπολογιστής στην 5.41. Η στοχαστική στρατηγική παρατίθεται στον πίνακα 5.2. Δύο περιορισμοί σε υπολογιστικούς περιορισμούς, ο ελιγμός καθορίζεται σε κάθε βήμα ενός βήματος μονάδας. Λόγω θορύβου, τελικά η πορεία ZEM θα φύγει από την περιοχή D_0 και θα προκύψει απόσταση αστοχίας. Προκειμένου να καθυστερήσει όσο το δυνατόν περισσότερο αυτή η αναχώρηση, επιλέχθηκε μια συντηρητική προσέγγιση: τα όρια του Z^* μειώθηκαν κατά ένα ποσό Δ της ακριβής τιμής της εξίσωσης 5.40, επιπλέον, όταν το t_{go} είναι μικρότερο από ένα συγκεκριμένο t_{sw} , ο προσανατολισμός μεταβαίνει στην αιτιοκρατική στρατηγική. Με αυτόν τον τρόπο, στο τέλος της εμπλοκής, ο πύραυλος προσπαθεί να πάρει το ZEM του και να μην απομακρυνθεί από το τρίγωνο σύγκρουσης.

Οι τιμές Δ και t_{sw} καθορίζονται στον πίνακα 5.3. Μπορούν να θεωρηθούν ως παράμετροι συντονισμού καθοδήγησης. Η σημασία τους μπορεί να κατανοηθεί στο φως της διαίρεσης του χώρου των παιχνιδιών μεταξύ των ζωνών αιχμαλώτισης και των ζωνών μεσολάβησης. Είναι εξαιρετικά σημαντικό

να μην περάσουμε στην περιοχή D_1 επειδή δεν θα υπήρχε καμία πεπερασμένη αστοχία. Η απόσταση αστοχίας είναι πολύ ευαίσθητη σε αυτές τις δύο παραμέτρους.

```

1: if  $|\widehat{ZEM}| < (1 - \Delta) \cdot Z^{*+} \ \& \ t_{go} > t_{sw}$  then
2:   calculate resulting  $\gamma_M$  for each command  $u$  from a finite set  $\in [-a_{M_{max}} \ a_{M_{max}}]$ 
3:   for each command  $u$ , find  $P_{norm}$  largest eigenvalue and store it in the set  $\Sigma$ 
4:   choose the command  $u^*$  associated with the smallest eigenvalue from the set  $\Sigma$ 
5:    $a_{comm_{STO}} = u^*$ 
6: else
7:    $a_{comm_{STO}} = a_{M_{max}} \cdot sign\{\widehat{ZEM}\}$ 
8: end if

```

Πίνακας 5.2 Αλγόριθμος στοχαστικής στρατηγικής

5.8 ΜΗ ΓΡΑΜΜΙΚΕΣ ΣΤΟΧΑΣΤΙΚΕΣ ΠΡΟΣΩΜΟΙΩΣΕΙΣ

Πραγματοποιήθηκαν δύο μη γραμμικές προσομοιώσεις για να ελεγχθεί η εγκυρότητα των στρατηγικών, μία χωρίς ελιγμούς στόχου και μία με ελιγμούς στόχου. Δεδομένου ότι η δεύτερη είναι μια γενικότερη υπόθεση, η πρώτη είναι ενδιαφέρουσα, είναι κάτι περισσότερο από ό,τι από την άποψη της παρατηρητικότητας. Η εμπλοκή των δύο στρατηγικών θα συγκριθεί με εκείνη της PN. Το PN δεν απαιτεί τη γνώση του t_{go} και φαίνεται ενδιαφέρον να το δοκιμάσουμε έναντι δύο ανησυχιών που εξαρτώνται σε μεγάλο βαθμό από το t_{go} . Ο εκτιμητής που είναι ενσωματωμένος στην προσομοίωση PN είναι αυτός που περιγράφεται στην ενότητα 5.3

Τα δύο διαφορετικά σενάρια περιγράφονται στο τμήμα 5.8.1. Η απόδοση των δύο στρατηγικών θα συγκριθεί με την απόσταση αστοχίας. Η σύγκριση θα πραγματοποιηθεί σε ένα σύνολο 200 δειγμάτων Monte Carlo. Κάθε δείγμα διαφέρει από τα άλλα κατά τις αρχικές υποθέσεις που δίνονται στον εκτιμητή και κατά την αρχική τιμή των γ_T και γ_M . Το κριτήριο παύσης της προσομοίωσης είναι όταν $R > 0$.

5.8.1 ΣΕΝΑΡΙΑ ΕΜΠΛΟΚΗΣ

Τα σενάρια της εμπλοκής ξεκινούν με τον πύραυλο και τον στόχο σε μια τριγωνική σύγκρουση. Στο πρώτο σενάριο (Στόχος χωρίς ελιγμούς - NMT) ο στόχος δεν εκτελεί ελιγμούς, ενώ στο δεύτερο σενάριο (Στόχος με ελιγμούς - MT) αρχίζει τους ελιγμούς με τις μέγιστες δυνατότητές του σε ομοιόμορφο κατανεμημένο τυχαίο χρόνο. Τόσο ο πύραυλος όσο και ο στόχος έχουν σταθερή ταχύτητα.

Οι αρχικές τιμές και παράμετροι της προσομοίωσης θεωρούνται στον πίνακα 5.3. Οι τιμές του γ_{10} για όλα τα δείγματα ανήκουν σε κατανομή Gauss με μέσο όρο 50° και διακύμανση 10° .

Οι αρχικές τιμές της γ_M σε κατανομή Gauss με τιμές που αντιστοιχούν σε ένα τρίγωνο πλήρους σύγκρουσης ως μέση τιμή και διακύμανση 1° .

5.8.2 ΕΚΤΙΜΗΣΗ

Η μόνη μέτρηση στόχου για τον πύραυλο είναι η γωνία διόπτρευσης λ . Οι μετρήσεις ενημερώνονται κάθε T_s δευτερόλεπτα. Οι μετρήσεις τη στιγμή k μπορούν να ληφθούν από την εξίσωση

$$z_k = Hx + v \quad (5.43)$$

όπου H είναι το διάνυσμα

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.44)$$

Η μέτρηση διόπτρευσης είναι ο λευκός Γκαουσιανός θόρυβος v με διακύμανση σ_v . Η μήτρα Q της συνδιακύμανσης θορύβου διεργασίας ορίζεται ως

$$Q = \int_0^{T_s} \Phi(\eta) \Psi \Phi(\eta)^T d\eta \quad (5.45)$$

όπου Ψ είναι πίνακας στον οποίο το μοναδικό μηδενικό στοιχείο είναι $\Psi(4,4) = \psi$. Το φίλτρο προετοιμάζεται με τον πίνακα $P_{0|0}$ και με ένα διάνυσμα εικασιών $x_{0|0}$

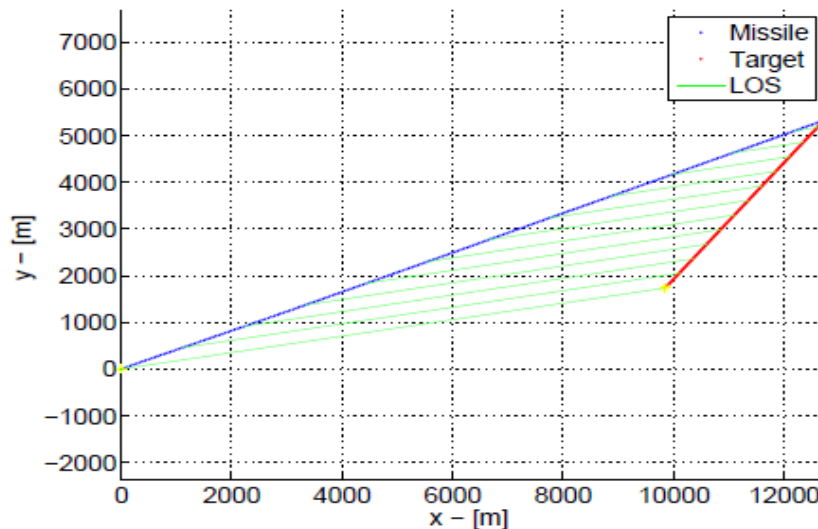
$$\hat{x}_{0|0} \sim \mathcal{N}(x_0, \sqrt{P_{0|0}})$$

$$P_{0|0} = \text{diag} \left[500^2 \quad \left(\frac{5\pi}{180}\right)^2 \quad \left(\frac{5\pi}{180}\right)^2 \quad (5g)^2 \quad 100^2 \right] \quad (5.46)$$

Η μόνη παράμετρος συντονισμού του εκτιμητή είναι ψ , που επιλέχθηκε με αριθμητικές προσομοιώσεις. Ο θόρυβος στις διαφάνειες λήφθηκε ως είσοδος. Τα στοιχεία $P_{0|0}$ ήταν στοιχεία σύμφωνα με τις διακυμάνσεις των δειγμάτων Monte Carlo.

Πίνακας 5.3 Αρχικές τιμές και παράμετροι της προσομοίωσης

Parameter	Value	Parameter	Value
R_0	10 km	λ_0	10°
γ_{T_0}	$\sim \mathcal{N}(50^\circ, 10^\circ)$	T_s	0.02 s
v_M	3 km/s	v_T	1 km/s
a_{M_0}	0 m/s ²	a_{T_0}	0 m/s ²
τ_M	0.1 s	τ_T	0.2 s
$a_{M_{max}}$	30 g	$a_{T_{max}}$	5 g
σ_v	0.001 rad	$\sigma_{\omega a_T}$	$\frac{a_{T_{max}}^2}{t_f} \text{ m/s}^2$
$t_{sw} \text{ (NMT)}$	2 s	$t_{sw} \text{ (MT)}$	2.5 s
$\Delta \text{ (NMT)}$	0.3	$\Delta \text{ (MT)}$	0.35



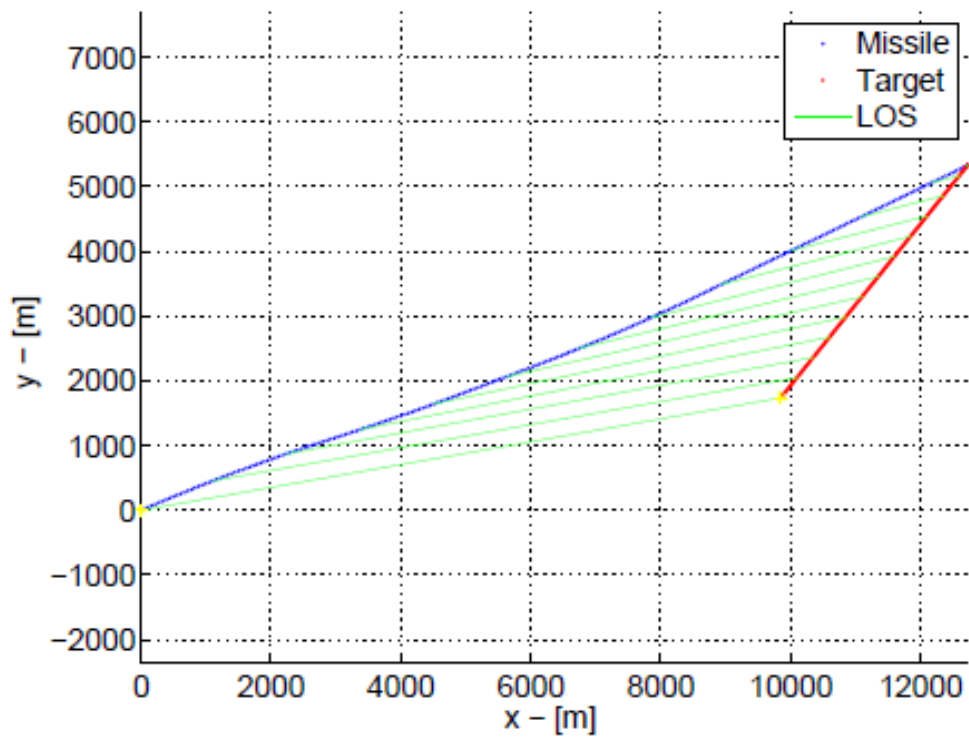
Σχήμα 5.7 Τροχιές πυραύλου και στόχου – αιτιοκρατική στρατηγική – NMT

5.8.3 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ – ΣΤΟΧΟΙ ΧΩΡΙΣ ΕΛΙΓΜΟΥΣ

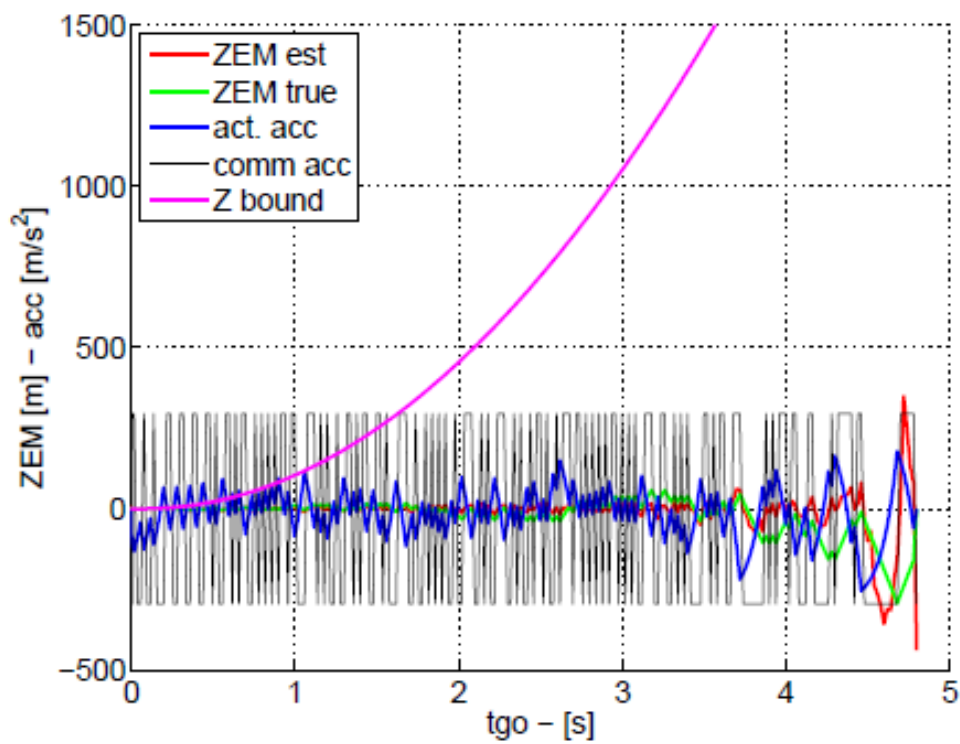
Ο πυράυλος παραμένει στο τρίγωνο σύγκρουσης στην περίπτωση της αιτιοκρατικής στρατηγικής, ενώ στην άλλη περίπτωση κινείται μακριά και σπάει τις συνθήκες της πορείας σύγκρουσης. Όπως φαίνεται από τα σύνα. 5.7 και 5.8, στην τελευταία περίπτωση, η τροχιά του πυραύλου είναι ελαφρώς καμπύλη, ενώ στην πρώτη ευθεία είναι όπως αναμένεται.

Τα σχήματα 5.9 και 5.10 απεικονίζουν την εκτιμώμενη ZEM, την πραγματική ZEM, την επιβεβλημένη επιτάχυνση και την ενεργοποιημένη επιτάχυνση για μια σειρά δειγμάτων. Το t_{go} υπολογίζεται στο τέλος της προσομοίωσης, αφαιρώντας χρόνο από την τελική ώρα. Πρέπει να έχουμε υπόψη ότι η μαύρη γραμμή οδηγείται από την εκτιμώμενη ZEM (κόκκινη γραμμή). Αφού η εκτιμώμενη ZEM φτάσει στο επίπεδο 0, η έκθεση παρουσιάζει την τυπική συμπεριφορά του μπανγκ-μπανγκ, καθώς η στρατηγική διατηρεί την εκτιμώμενη ZEM περίπου 0. Στη στοιχειώδη περίπτωση, η εντολή είναι με λιγότερα λόγια απ' ό,τι στην πρώτη: αυτό είναι καλύτερο από την άποψη των ενεργοποιητών. Τόσο η εκτιμώμενη όσο και η πραγματική ZEM αυξάνονται στην αρχή, έως ότου φτάσουν στο πλησιέστερο όριο του Z^* . Στη συνέχεια, αρχίζουν να μιλούν γύρω από το όριο, μέχρι το $t_{go} \leq t_{sw}$, όταν η στρατηγική μεταβαίνει στον ορίζοντα και η εντολή δεν βασίζεται πλέον στη λύση που βελτιώνει περισσότερο την παρατηρησιμότητα.

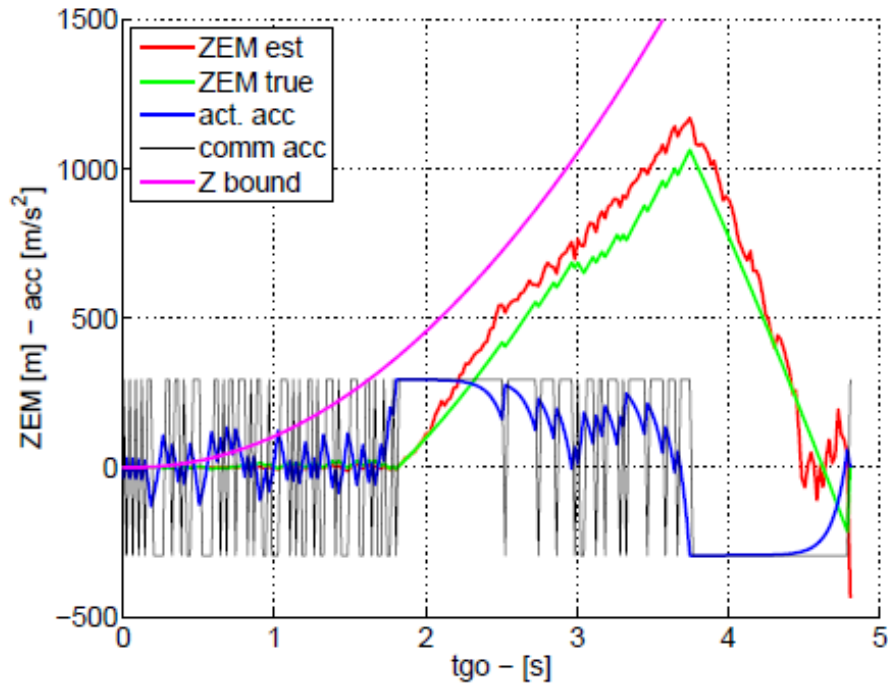
Είναι ενδιαφέρον να παρατηρήσουμε ότι οι εντολές είναι μπανγκ - μπανγκ. Αυτό επιβεβαιώνει ότι, με σκοπό να ενισχύσουμε την παρατήρηση, η καλύτερη επιλογή είναι να κινείστε μακριά από το τρίγωνο σύγκρουσης. Το σχήμα 5.11 δείχνει τα αποτελέσματα της εκτίμησης εύρους, σχεδιασμένο με βάση το t_{go} . Η κόκκινη γραμμή είναι το μέσο λάθος εκτίμησης.



Σχήμα 5.8 Τροχιές πυραύλου και στόχου – στοχαστική στρατηγική - NMT



Σχήμα 5.9 Δείγματα Επιτάχυνσης και ZEM – Αιτιοκρατική NMT



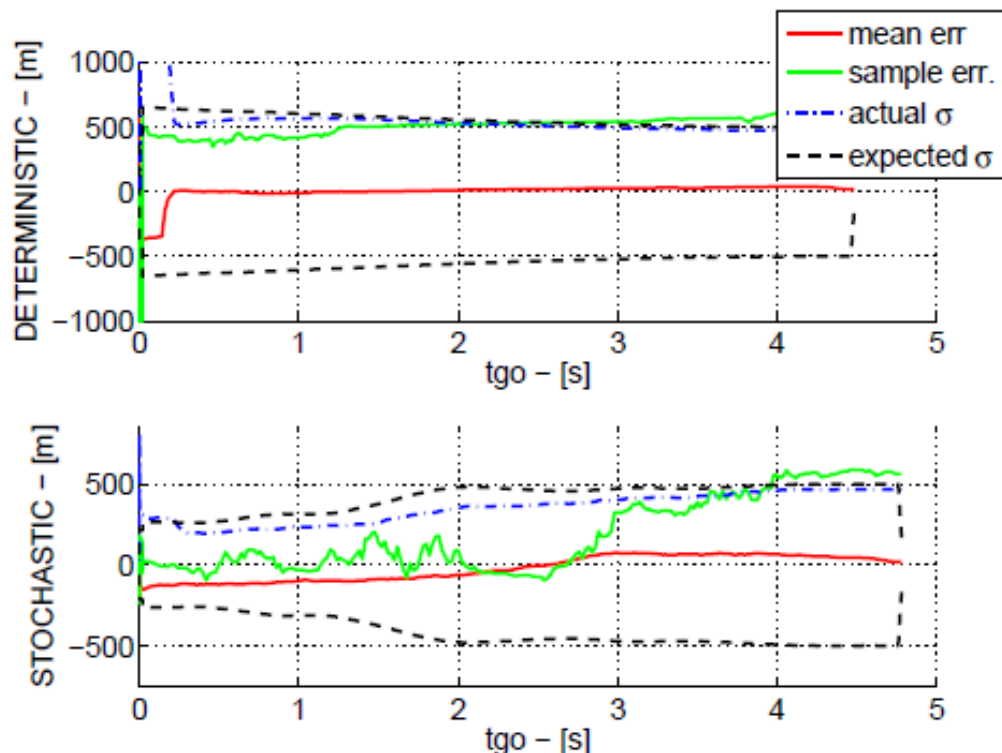
Σχήμα 5.10 Δείγματα Επιτάχυνσης και ZEM – Στοχαστική NMT

Η πράσινη γραμμή είναι το σφάλμα από ένα δείγμα εκτέλεσης· η μπλε γραμμή είναι η τυπική απόκλιση σφάλματος· οι μαύρες γραμμές είναι τα όρια 1σ που υπολογίζονται από μια σειρά δειγμάτων του φίλτρου.

Τα αποτελέσματα της εκτίμησης εύρους στην αιτιοκρατική περίπτωση δείχνουν ότι το σύστημα δεν είναι παρατηρήσιμο: τα όρια του πίνακα συστολής αποκλίνουν έως $t_{go} > 0.5$ s. Από την άλλη πλευρά, μετατρέπονται σε στοχαστική περίπτωση, πράγμα που σημαίνει ότι η στρατηγική ελιγμών επηρεάζει τα αποτελέσματα των μετρήσεων. Οι μεταπηδήσεις στην τυπική απόκλιση στο τέλος της προσομοίωσης σημαίνουν ότι υπάρχουν ορισμένα παραδείγματα των οποίων η εκτίμηση είναι πολύ κακή. Αυτό είναι πιο εμφανές με τη αιτιοκρατική στρατηγική.

Η αποτελεσματικότητα του φίλτρου διαμόρφωσης μπορεί να αξιολογηθεί στο σχήμα 5.14. Το φίλτρο μπορεί να ανιχνεύσει το ελιγμό του στόχου, καθώς το μέσο σφάλμα βρίσκεται γύρω από το μηδενικό επίπεδο. Τα υπολογισμένα όρια από το φίλτρο συμφωνούν με την τυπική απόκλιση του σφάλματος. Όπως και με την εκτίμηση του εύρους, τα άλματα στο τέλος της εμπλοκής είναι λόγω κακώς υπολογισμένων δειγμάτων. Η μεταπήδηση στην αιτιοκρατική περίπτωση είναι μεγαλύτερη από ό,τι στην άλλη περίπτωση.

Τα σχήματα 5.12, 5.13 και 5.15 δείχνουν τα αποτελέσματα των εκτιμήσεων για λ , γ_T και ν_T . Τα αποτελέσματα αυτά καταδεικνύουν μια μικρή βελτίωση της στοχαστικής στρατηγικής, όσον αφορά τη σύγκλιση των αναμενόμενων ορίων και όσον αφορά τα άλματα της τυπικής απόκλισης στο τέλος της εμπλοκής. Εύλογα, η βελτίωση της εκτίμησης εύρους έχει θετικές επιδράσεις στο φίλτρο. Πράγματι, πρέπει να υπενθυμίσουμε ότι η EKF είναι ένα αριθμητικό εργαλείο και, ως εκ τούτου, μπορεί να υποστεί αριθμητικές κυρώσεις όταν υπάρχει κάποιο πρόβλημα. Συμπερασματικά προκύπτει ότι η νέα στρατηγική είναι χρήσιμη στην εκτίμηση.



Σχήμα 5.11 Εκτιμώμενο R – NMT

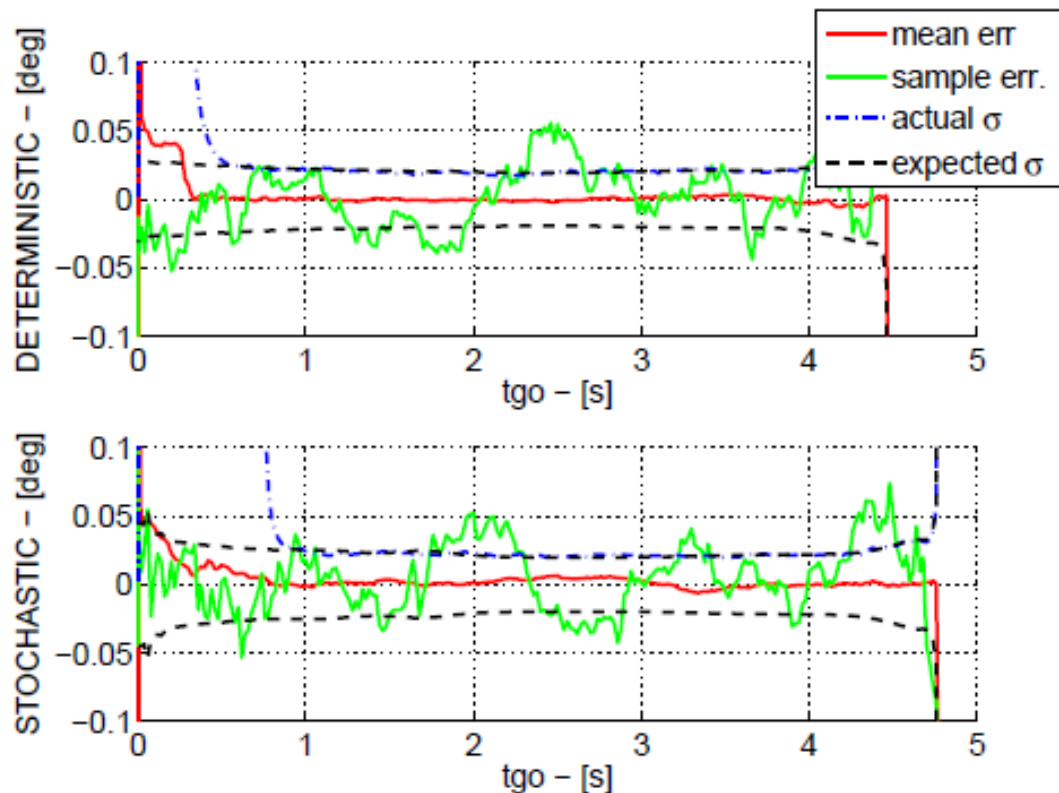
Το σχήμα 5.16 δείχνει την "απόσταση αστοχίας μέσω της εξίσωσης αθροιστικής κατανομής". Ο άξονας απόθεσης είναι η απόσταση αστοχίας, ενώ τα τακτικά αριθμητικά δηλώνουν το ποσοστό δειγμάτων με αστοχία μικρότερη ή ίση με την τιμή που αναφέρεται στον άξονα x. Οι δυο προσεγγίσεις έχουν τα ίδια αποτελέσματα στο 35% των υποθέσεων, με έλλειμμα περίπου 0,05 μ . Από αυτό μέχρι το 97% των περιπτώσεων, η στοχαστική στρατηγική είναι πιο ακριβής, με ακρίβεια ή ίση με 0,32 μ . στο 90% των περιπτώσεων, ενώ η αιτιοκρατική στρατηγική έχει αποδοτικότητα 0,50 μ στο 90% των περιπτώσεων. Το PN φθάνει τα επίπεδα απόδοσης της αιτιοκρατικής στρατηγικής στο 70% των περιπτώσεων και της στοχαστικής στρατηγικής στο 25% των περιπτώσεων. Στις

υπόλοιπες περιπτώσεις, τα αποτελέσματά της είναι λιγότερο ακριβή. Είναι σαφές ότι, παρά την ανεξαρτησία από το πλεονέκτημα του t_{go} , η PN δεν είναι κατάλληλη για να αντιμετωπίσει ένα σενάριο με καθυστερήσεις στο σύστημα προσανατολισμού.

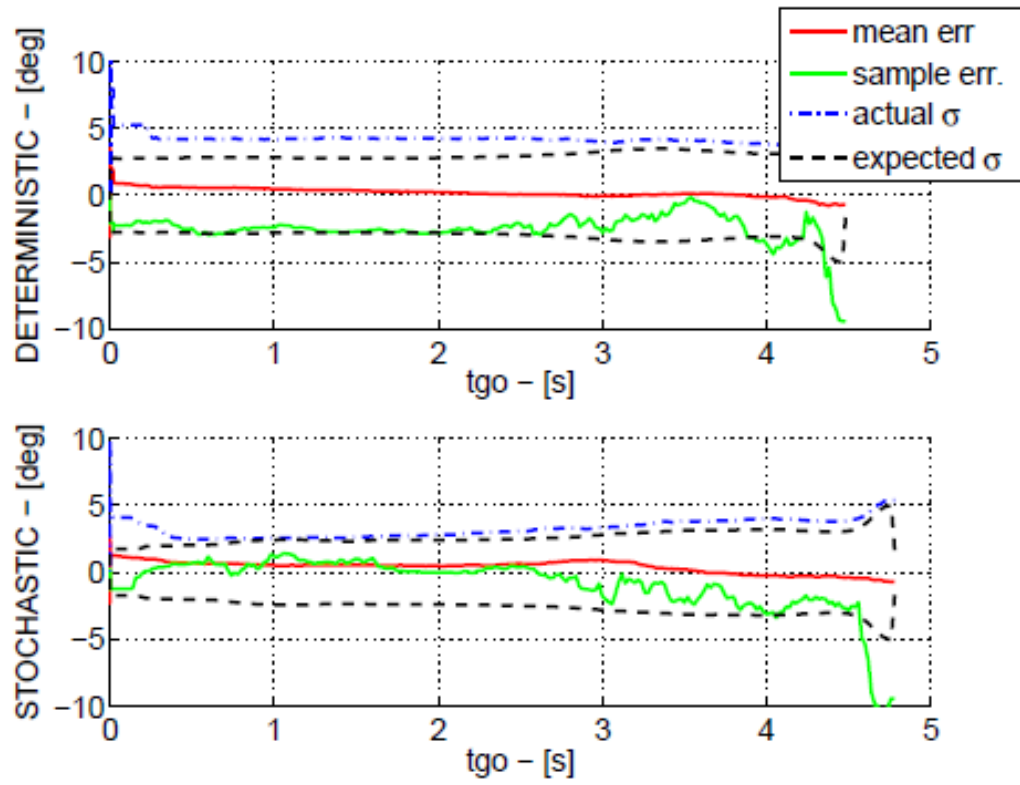
Εάν ο σχεδιαστής πυραύλων επιθυμεί να επιτύχει πιθανότητα θανάτων κατά 90%, τότε απαιτείται η χρήση της στοχαστικής στρατηγικής σε ακτίνα θανατηφόρου κεφαλής 0,32 μ , ενώ στην άλλη περίπτωση είναι κατά 56% μεγαλύτερη. 90% πιθανότητα θανάτωσης με PN απαιτεί σε θανατηφόρα ακτίνα 1,5 μ .

5.8.4 Αποτελέσματα – Ελιγμοί Στόχων

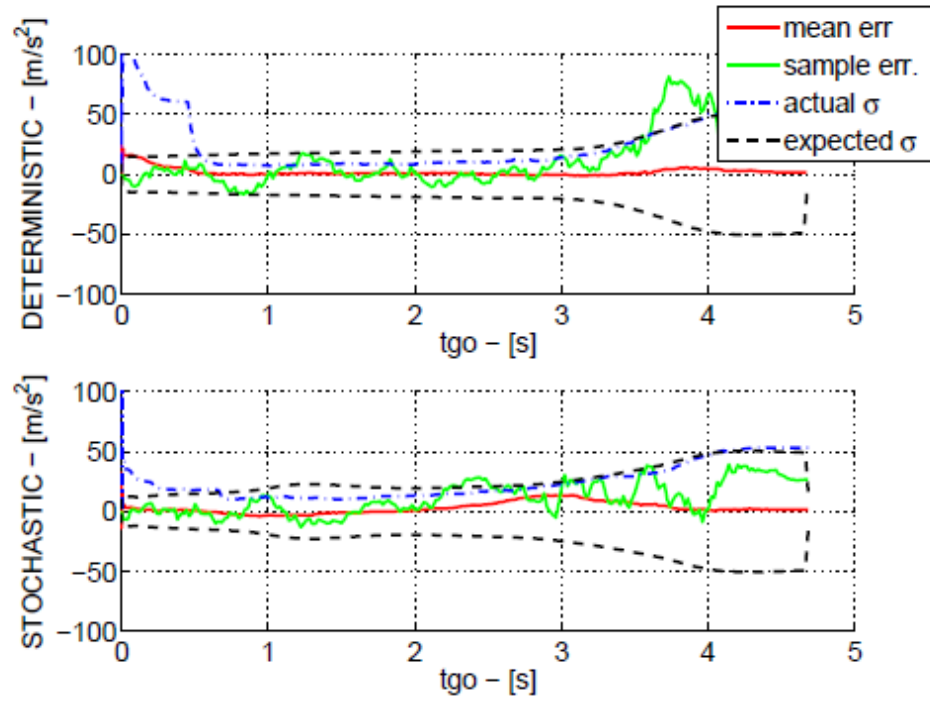
Τροχιές πυραύλων και στόχων από ένα δείγμα εκτέλεσης που εμφανίζεται στα σχ. 5.17 και 5.18 και για τις δύο στρατηγικές. Αυτή τη φορά η τροχιά του στόχου (κόκκινη γραμμή) είναι καμπύλη και έτσι ο πύραυλος έχει ήδη μια εικόνα για την εκτίμηση της εμβέλειας.



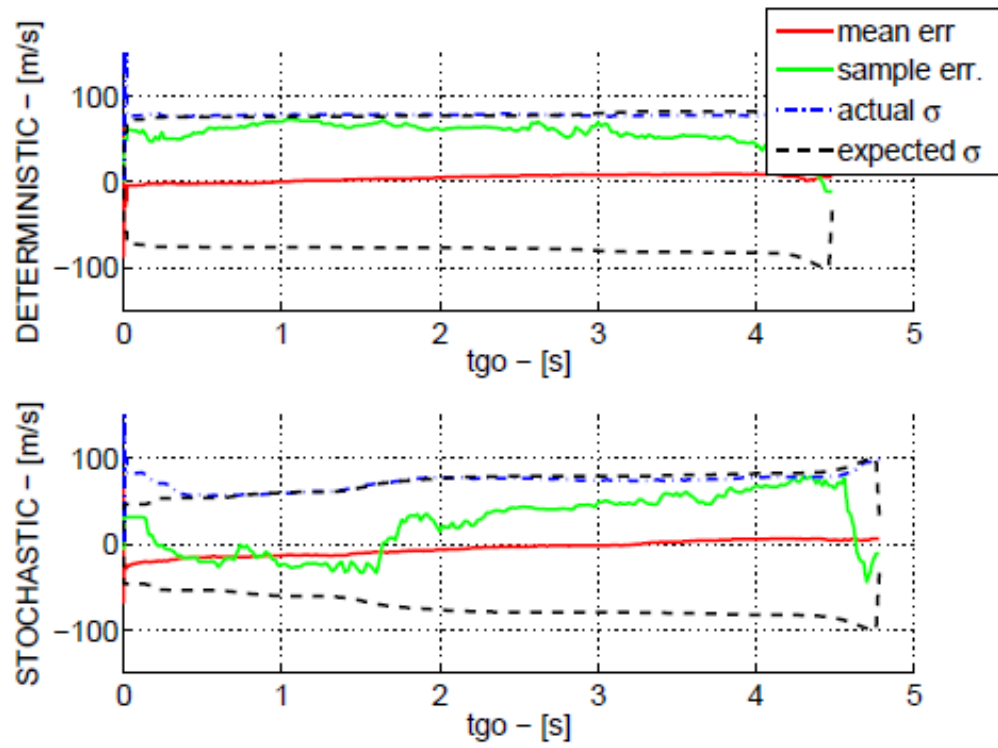
Σχ. 5.12 Εκτιμώμενο λ -NMT



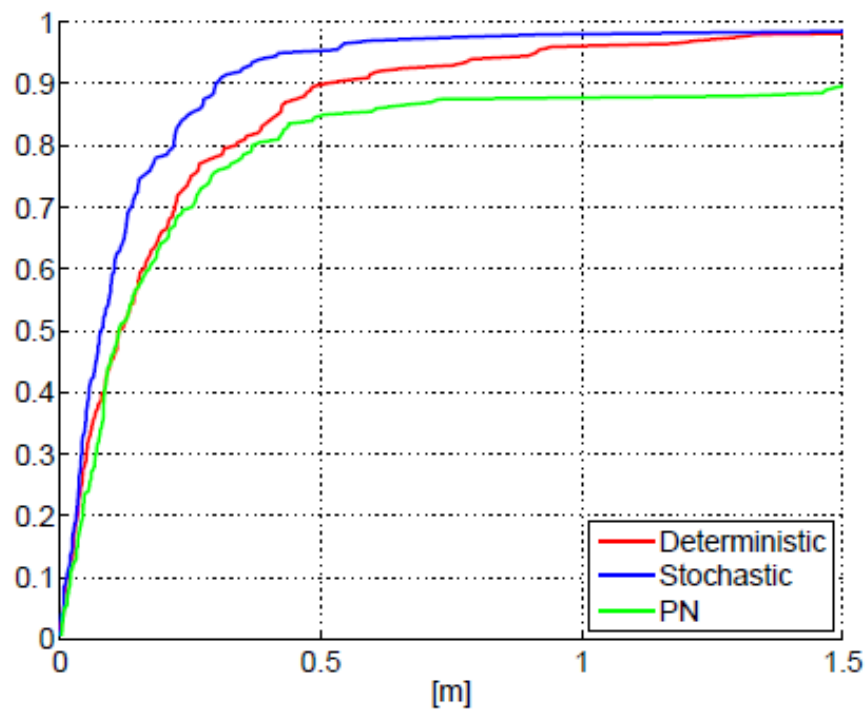
Σχ. 5.13 Εκτιμώμενο γ_T -NMT



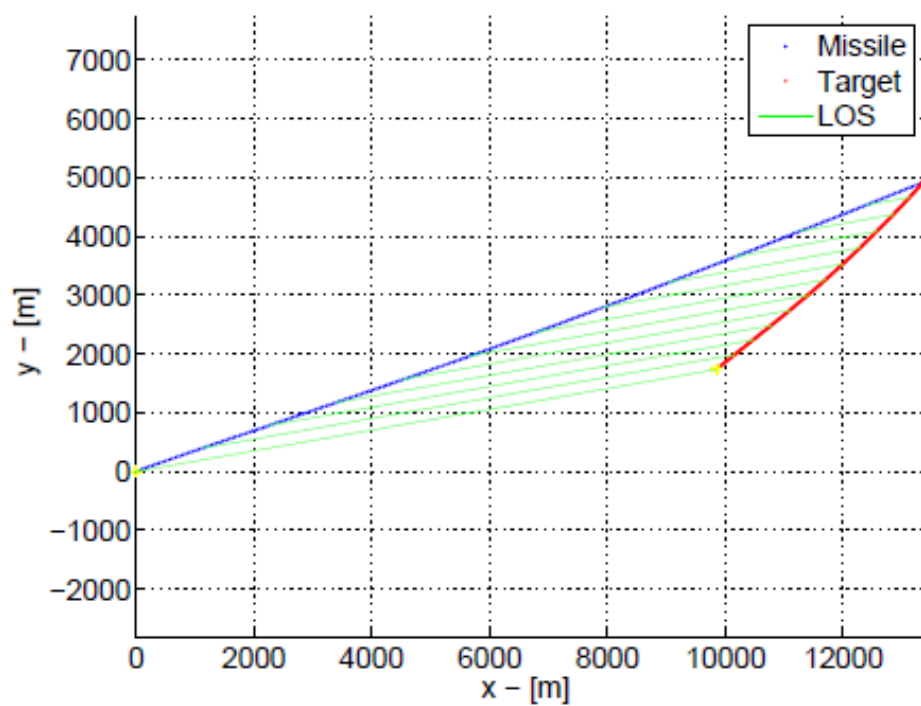
Σχ. 5.14 Εκτιμώμενο α_T - NMT



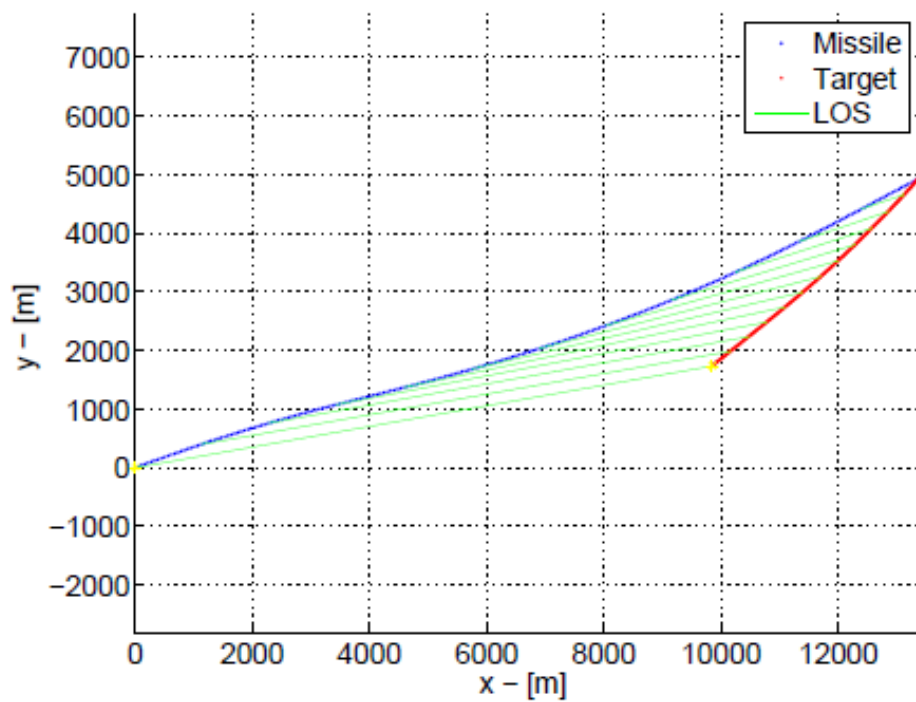
Σχ. 5.15 Εκτιμώμενο v_T – NMT



Σχ. 5.16 CFD – NMT



Σχ. 5.17 Τροχιές πυραύλου και στόχου – αιτιοκρατική στρατηγική – ΜΤ



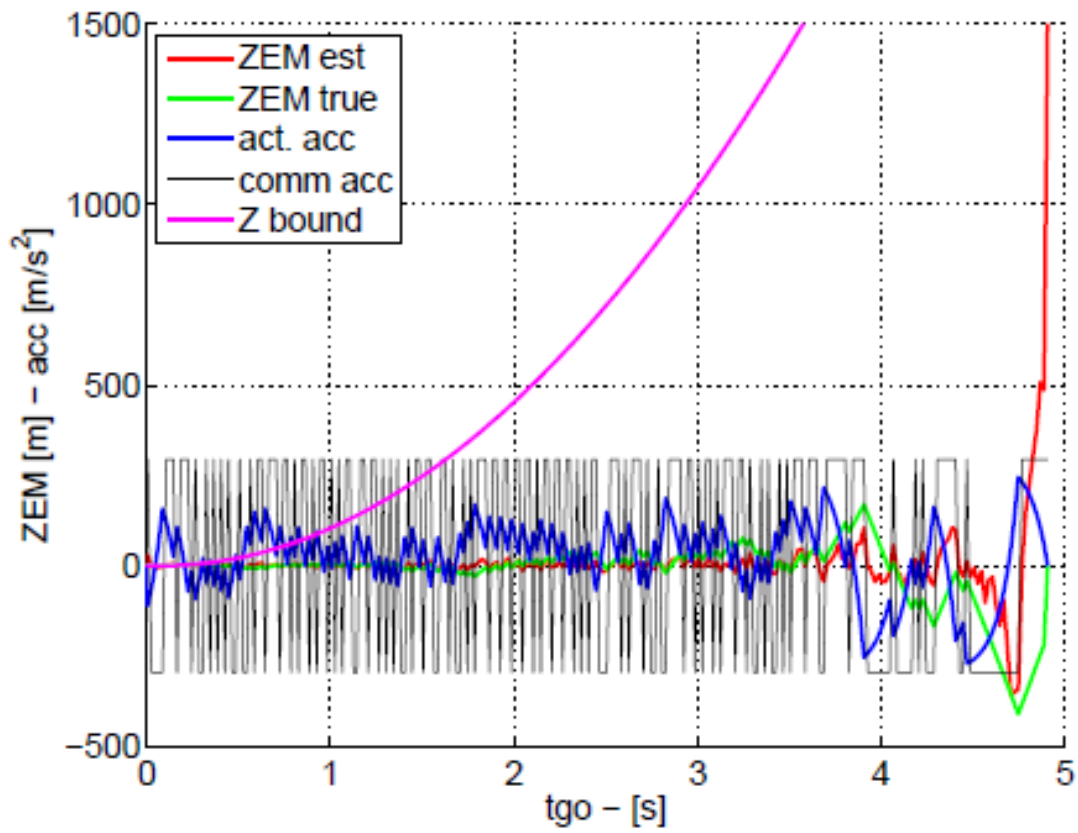
Σχ. 5.18 Τροχιές πυραύλου και στόχου – στοχαστική στρατηγική – ΜΤ

Τα σχήματα 5.19 και 5.18 αντίστοιχα παρουσιάζουν, τα υπολογισμένα όρια Z^* , το εκτιμώμενο ZEM και το πραγματικό, μαζί με την εντολή επιτάχυνσης και την ενεργοποιημένη επιτάχυνση για την περίπτωση στόχων που πραγματοποιούν ελιγμούς. Αυτά τα παρατηρητήρια έχουν την ίδια εμφάνιση με τους ελιγμούς στόχου της περίπτωσης. Η στοχαστική υπόθεση δεν έχει συνομιλίες στα πρώτα 3 δευτερόλεπτα της εμπλοκής. Τα αποτελέσματα ή η εκτίμηση της περιοχής παρουσιάζονται στο σχήμα 5.21. Με την αιτιοκρατική στρατηγική, η περιοχή είναι και πάλι μη παρατηρήσιμη, όπως στην περίπτωση NMT. Μόνο στο τέλος της εμπλοκής συγκλίνουν τα όρια του 1σ ζώνης, αναμφίβολα επειδή ο πυραυλος χάνει τον στόχο και έτσι η οπτική γραμμή περιστρέφεται πολύ γρήγορα. Με τη στοχαστική στρατηγική η εκτίμηση είναι ακριβέστερη, πράγμα που σημαίνει ότι το εύρος είναι πιο ορατό από ό,τι με την άλλη στρατηγική.

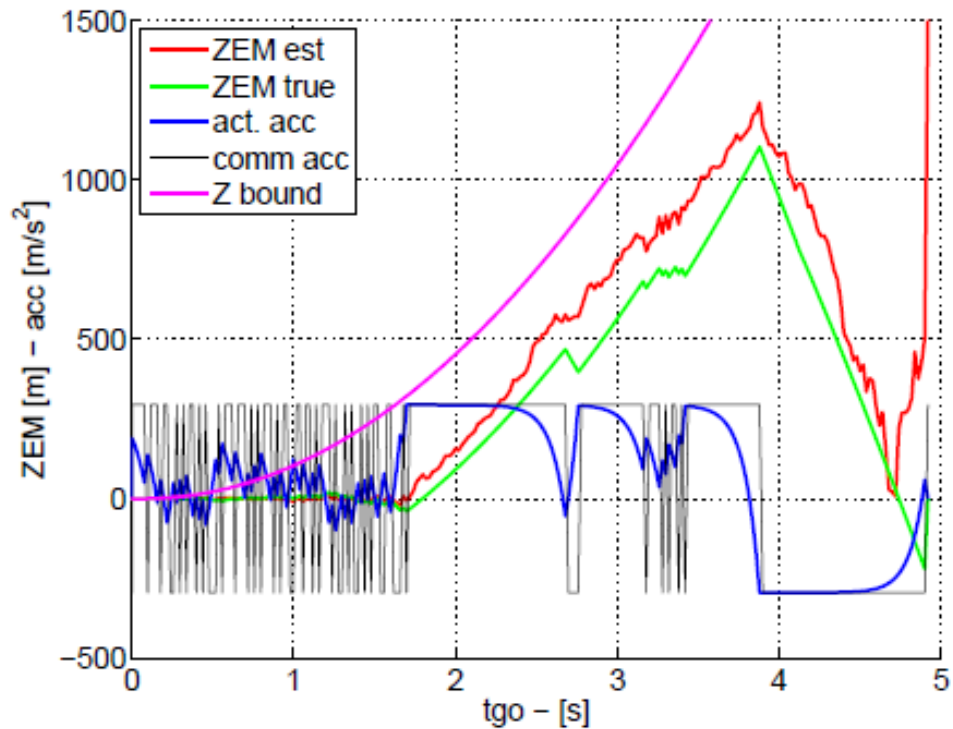
Το σχήμα 5.24 δείχνει τα αποτελέσματα της εκτίμησης επιτάχυνσης του στόχου. Όπως και στην περίπτωση NMT, το φίλτρο διαμόρφωσης είναι αποτελεσματικό και οι ελιγμοί του στόχου είναι καλά οργανωμένοι. Η μεταπήδηση στην τυπική απόκλιση στο τέλος της προσομοίωσης είναι πιο αισθητή στην αιτιοκρατική περίπτωση.

Τα σχήματα 5.22, 5.23 και 5.25 δείχνουν τα αποτελέσματα των εκτιμήσεων για λ , g_T και v_T . Όπως και στην περίπτωση NMT, τα αποτελέσματα με την στοχαστική στρατηγική είναι καλύτερα από ό,τι με την αιτιοκρατική στρατηγική: τα αναμενόμενα όρια από τη σύγκλιση των φίλτρων καλύτερα και η απόκλιση της τυπικής απόκλισης στο τέλος της εμπλοκής είναι λιγότερο εμφανή. Ακόμη και σε αυτήν την περίπτωση, η στοχαστική στρατηγική έχει οδηγήσει στην αποτελεσματική βελτίωση της εκτίμησης της δέσμευσης όσον αφορά την προσδιοριστική στρατηγική.

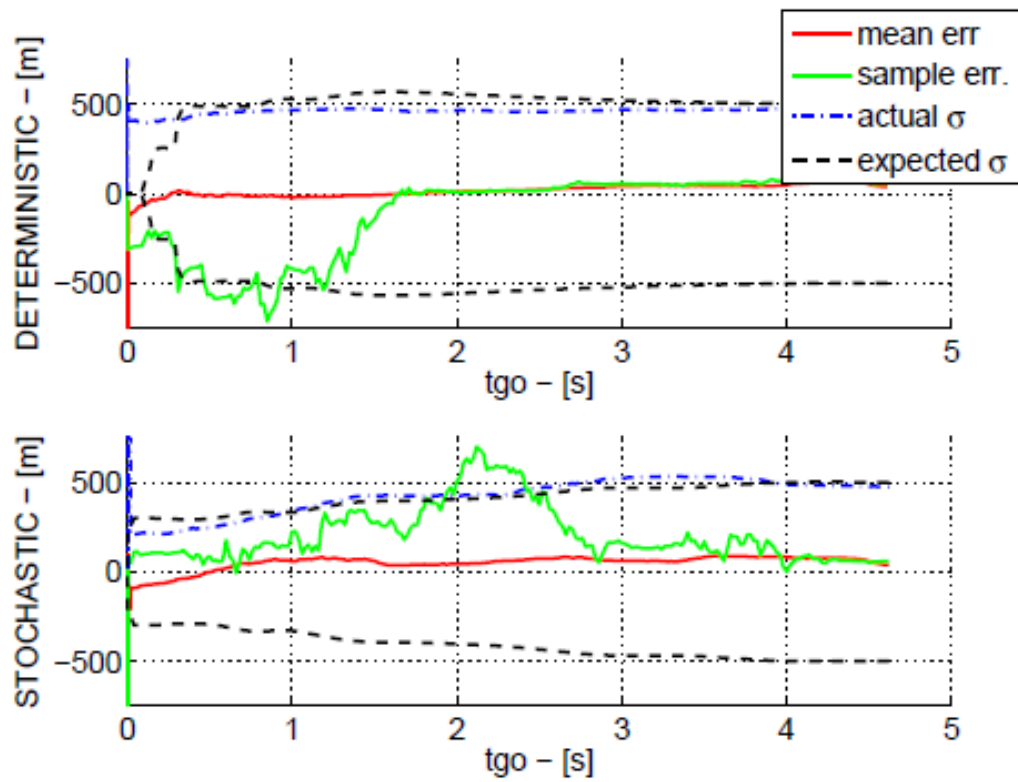
Το σχήμα 5.26 δείχνει την αθροιστική συνάρτηση κατανομής της απόστασης αστοχίας κατά τη διάρκεια των 200 Monte Carlo εκτελέσεων. Οι δύο στρατηγικές παρέχουν την ίδια απόδοση μέχρι 0,03 m (20% των εκτελέσεων)



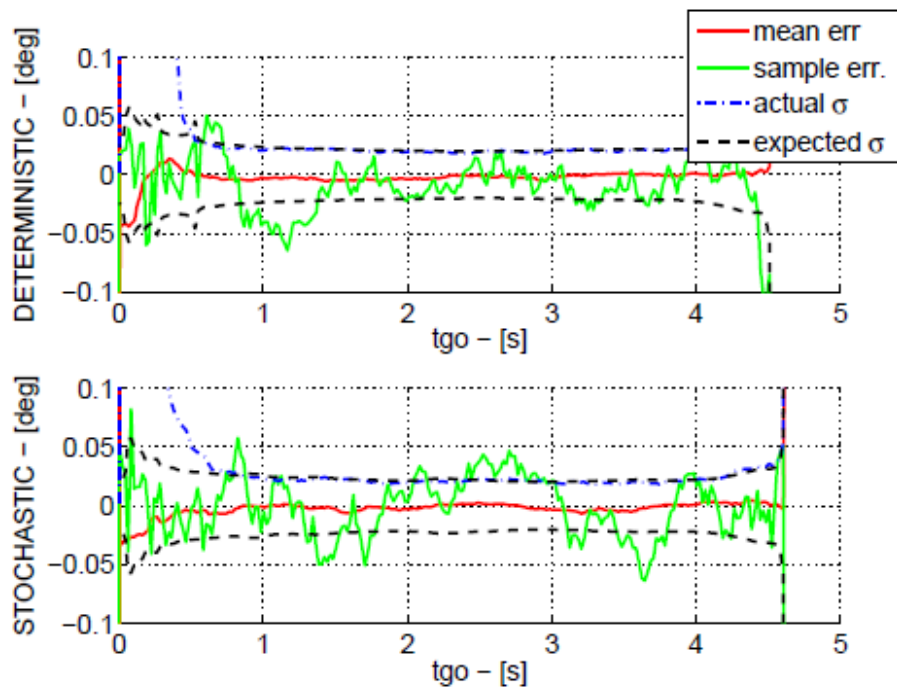
Σχ. 5.19 Δείγματα επιταχύνσεων και ZEM – Διτοκρατικό ΜΤ



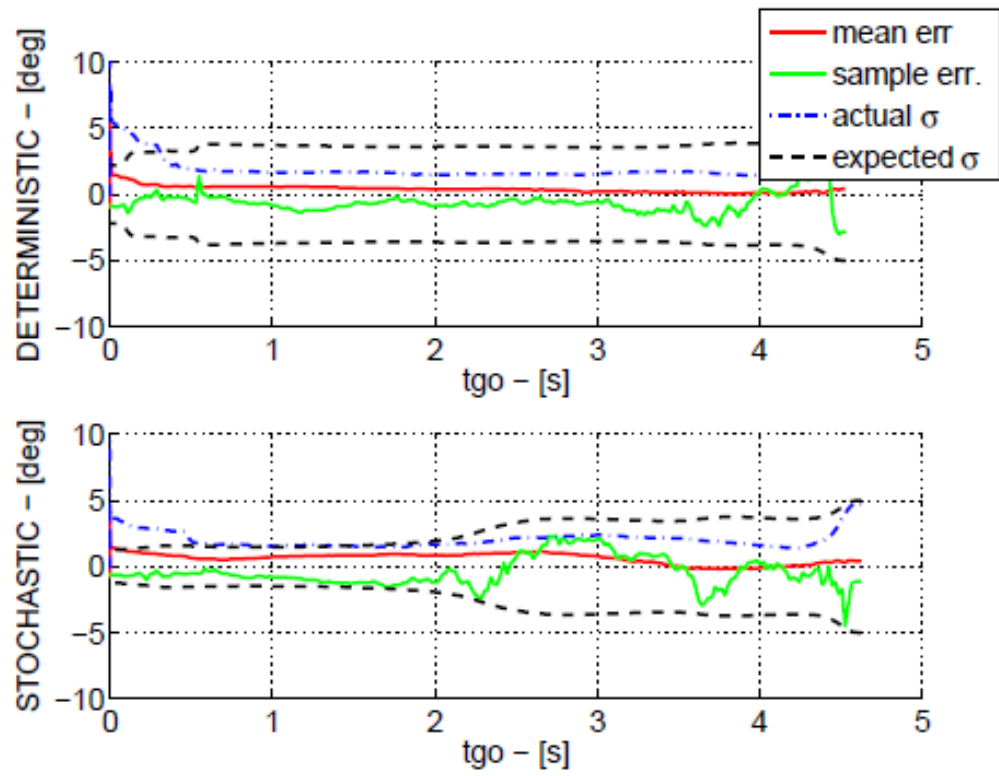
Σχ. 5.20 Δείγματα επιταχύνσεων και ZEM – Στοχαστικό ΜΤ



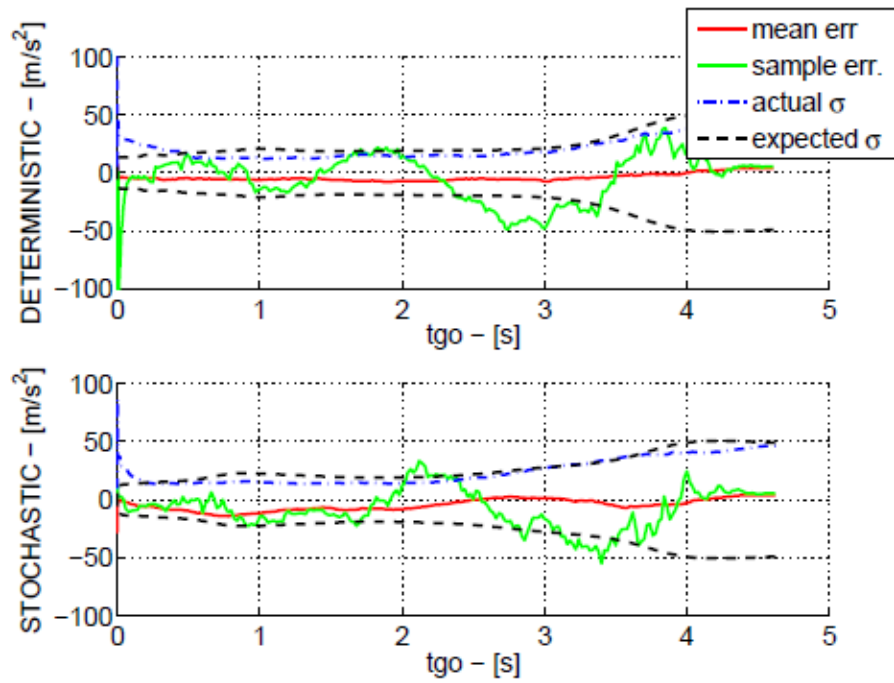
Σχ. 5.21 Εκτιμώμενο R – MT



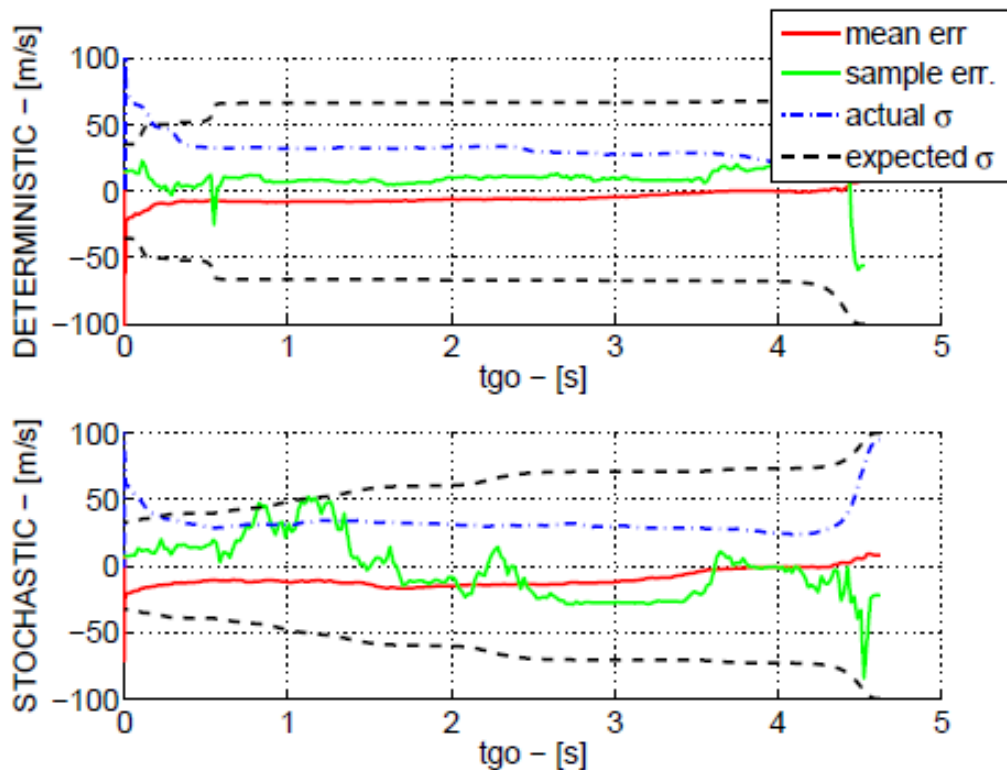
Σχ. 5.22 Εκτιμώμενο λ – MT



Σχ. 5.23 Εκτιμώμενο γ_T - MT



Σχ. 5.24 Εκτιμώμενο α_T - MT



Σχ. 5.25 Εκτιμώμενο v_T -MT

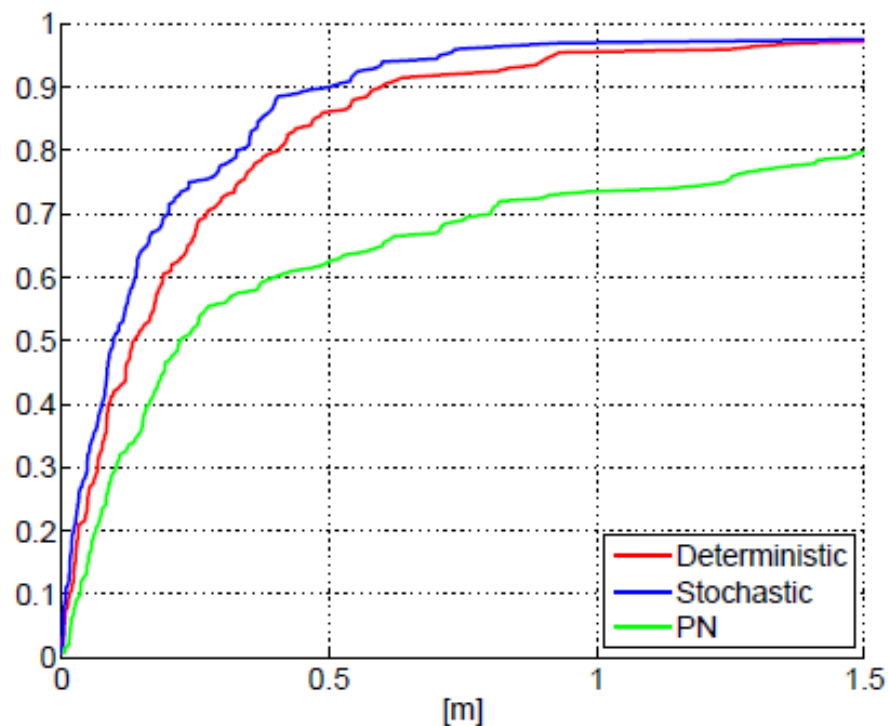
Από τότε, η στοχαστική στρατηγική είναι πιο ακριβής από την αιτιοκρατική. Στο 90% των περιπτώσεων, η στοχαστική στρατηγική φθάνει την ακρίβεια των 0,44 m, ενώ για την αιτιοκρατική η ακρίβεια είναι 0,60 m. Τα αποτελέσματα αυτά είναι ελαφρώς υψηλότερα από ό,τι στην περίπτωση που δεν υπάρχουν ελιγμοί, όπως παρουσιάζονται στο σχήμα 5.11. Οι ελιγμοί του στόχου διευκόλυναν την εκτίμηση του εύρους, αλλά επίσης βοηθούν τον στόχο να ξεφύγει και έτσι αυξάνουν την απόσταση αστοχίας. Αυτό είναι ακόμη πιο εμφανές όσον αφορά τα αποτελέσματα του PN, τα οποία δεν είναι σχεδόν συγκρίσιμα με τα αποτελέσματα του PN. Αυτό μπορεί να γίνει αντιληπτό λόγω της παρουσίας ελιγμών στόχων, οι οποίοι έχουν μεγάλη επίδραση στην απόσταση αστοχίας, εάν δεν ληφθούν υπόψη.

5.9 ΣΥΝΟΨΗ

Στο κεφάλαιο αυτό ασχοληθήκαμε με το πρόβλημα της εκτίμησης των μεταβλητών που εμπλέκονται σε έναν βρόχο εντοπισμού. Η εκτίμηση βασίζεται σε μία μόνο μέτρηση που φέρει θόρυβο. Η εφαρμογή της PN αποδείχθηκε εφικτή με KF 2 σταθερών. Εισήχθη η έννοια των φίλτρων

διαμόρφωσης για τον εντοπισμό των ελιγμών στόχων. Το υπόλοιπο κεφάλαιο αφιερώθηκε στην περιγραφή μιας νέας προσέγγισης για καθοδήγηση πυραύλων με μετρήσεις διόπτρευσης.

Ένα σημαντικό πρόβλημα με αυτού του είδους την εφαρμογή είναι το εύρος μη παρατήρησης. Η νέα προσέγγιση ενσωματώνει την ανάλυση της μήτρας συνδιακύμανσης σφαλμάτων από το βρόγχο με ενσωματωμένο φίλτρο Kalman στο κύκλωμα παρακολούθησης σε ένα διαφορικό παιχνίδι αποφυγής. Οι πληροφορίες από το φίλτρο χρησιμοποιούνται για να καθοριστεί ποιος τρόπος κίνησης του πυραύλου βελτιώνει περισσότερο το εύρος παρατηρησιμότητας.



Σχ. 5.26 CDF – MT

Μέσα σε ένα παιχνίδι καταδίωξης-αποφυγής, ο χώρος διαιρείται για να αιχμαλωτίσει και να αποφύγει ζώνες. Στις ζώνες αλίευσης, οι ελιγμοί δεν επηρεάζουν την απόσταση αστοχίας της εμπλοκής, αλλά βελτιώνουν την παρατηρησιμότητα του εύρους. Έχει οριστεί νόμος καθοδήγησης που κάνει τους ελιγμούς πυραύλων να βελτιώσουν την παρατηρησιμότητα στις ζώνες αλίευσης.

Η νέα καθοδήγηση συγκρίθηκε με τη στρατηγική που προέκυψε από τη βέλτιστη λύση του αιτιοκρατικού διαφορικού κνηγετικού παιχνιδιού και με το PN. Η αποτελεσματικότητά τους έχει συγκριθεί με μια σειρά δειγμάτων Monte Carlo σε ένα σενάριο με ελιγμούς στόχου και σε ένα σενάριο

χωρίς ελιγμούς στόχου. Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι η νέα προσέγγιση ενισχύει τις μεταβλητές εκτίμησης της εμπλοκής και στα δυο σενάρια. Η εκτίμηση του φάσματος βελτιώνεται ιδιαίτερα από τη νέα στρατηγική. Οι αναλυτικοί νόμοι καθοδήγησης, εκτός από το PN, εξαρτώνται σε κρίσιμο βαθμό από την εκτίμηση του t_{go} , και επομένως από την εκτίμηση του εύρους τιμών. Συνεπώς, η συνολική επίδοση βελτιώνεται και στις δυο περιπτώσεις ύπαρξης ή μη ελιγμών του στόχου.

Συμπερασματικά, η χρήση του πλαισίου των παιχνιδιών καταδίωξης-αποφυγής επέτρεψε την αναδιατύπωση του αρχικού προβλήματος: αντί να αναζητείται η βελτιστοποίηση του ελιγμού που βελτιώνει την παρατηρησιμότητα, βρέθηκε μια υπό βέλτιστη στρατηγική καθοδήγησης, η οποία καθορίζει τη μέγιστη απόσταση από το τρίγωνο σύγκρουσης.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6ο : ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΠΥΡΑΥΛΟΥ ΑΝΑΧΑΙΤΙΣΗΣ (ΑΝΑΧΑΙΤΙΣΤΗΣ)

Το παρόν κεφάλαιο αφορά τις προδιαγραφές σχεδιασμού του αναχαιτιστή. Ο αναχαιτιστής μπορεί να είναι πύραυλος εδάφους-αέρος ή πύραυλος αέρος-αέρος. Μόλις καούν οι ενισχυτές, στον αναχαιτιστή παραμένει μόνο το στέλεχος του οχήματος καταστροφής (kill vehicle). Το όχημα καταστροφής λαμβάνει πληροφορίες για τον στόχο με ραντάρ ή με υπέρυθρο ανιχνευτή ή και τα δύο. Μόλις εισέλθει στην τελική φάση της εμπλοκής, οι αισθητήρες επί του σκάφους ελέγχουν το σύστημα διεύθυνσης έτσι ώστε το όχημα καταστροφής να λειτουργεί ανεξάρτητα. Το καθήκον του οχήματος είναι να χτυπήσει τον στόχο. Η καταστροφή του στόχου μπορεί να επιτευχθεί μέσω μιας εκρηκτικής κεφαλής ή ακόμη μέσω σύγκρουσης μεταξύ οχήματος και στόχου. Στην περίπτωση αυτή, το τελευταίο ονομάζεται όχημα κινητικής καταστροφής. Ακόμα και η απόκλιση του στόχου από την ονομαστική τροχιά του μπορεί να είναι στόχος για το όχημα καταστροφής.

Τα κριτήρια σχεδιασμού του αναχαιτιστή και, πιο συγκεκριμένα, του οχήματος καταστροφής, είναι απαιτητικά όσον αφορά τη δυνατότητα ελιγμών, την απόκριση σε εντολές και τη σταθερότητα. Μια πρώτη διάκριση είναι μεταξύ εξωατμοσφαιρικών και ενδοατμοσφαιρικών εμπλοκών. Εντός της ατμόσφαιρας, μπορεί να χρησιμοποιηθεί αεροδυναμικός έλεγχος, ενώ εκτός της ατμόσφαιρας ο έλεγχος πραγματοποιείται με προωθητήρες.

Οι νόμοι καθοδήγησης που δημοσιεύονται στο κεφάλαιο 4 μπορούν να εφαρμοστούν με ένα σύνολο πτερυγών ή με ένα μόνο προωθητή. Αυτό συνέβη στην περίπτωση του πρώτου οχήματος καταστροφής μεσαίας κατηγορίας, του Πειράματος Homing Overlay (HOE) το 1984. Το 1991, χρησιμοποιήθηκε στο εξωατμοσφαιρικό σύστημα αναχίτησης (ERIS), μια κρίσιμη διαμόρφωση των προωθητών, τοποθετημένη κάθετα στον διαμήκη άξονα του πυραύλου. Εδώ θα επικεντρωθούμε στα αεροδυναμικά οχήματα ελέγχου. Η επιλογή της διαμόρφωσης επηρεάζει τα δυναμικά χαρακτηριστικά του πυραύλου.

Η οργάνωση του κεφαλαίου έχει ως εξής: Πρώτον, η εισαγωγή στον αεροδυναμικό έλεγχο θα δοθεί ταξινόμηση πυραύλων με βάση τη διαμόρφωση των φτερών και τη διαμόρφωση κίνησης. Στη συνέχεια θα εξισωθούν οι συμπεριφορές, με ιδιαίτερη προσοχή στις αεροδυναμικές συμβολές. Η γραμμικοποίηση του μοντέλου θα αποδώσει τις λειτουργίες αντιπροσωπευτικής μεταφοράς της ατράκτου. Αυτού του είδους η αναπαράσταση της ατράκτου είναι χρήσιμη, επειδή δίνει κάποιες ιδέες

για τις δυναμικές ιδιότητες του πυραύλου. Οι παράμετροι που περιγράφουν αυτές τις ιδιότητες θα εξεταστούν επίσης στο παρόν κεφάλαιο. Τέλος, δύο αεροδυναμικές διαμορφώσεις για τον πύραυλο θα συγκριθούν από άποψη στατικών και δυναμικών ιδιοτήτων.

6.1 ΤΑΞΙΝΟΜΗΣΗ ΤΩΝ ΠΥΡΑΥΛΩΝ

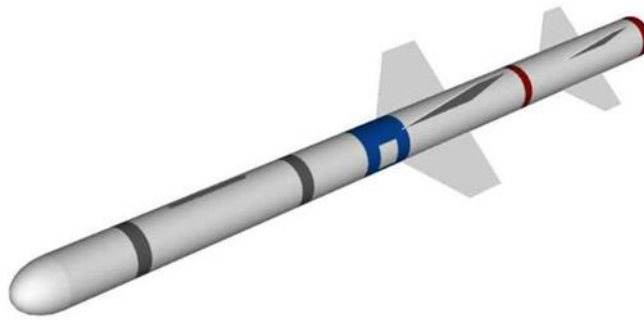
Οι πύραυλοι που χρησιμοποιούνται στο αμυντικό σύστημα κατά των βαλλιστικών απειλών εξισορροπούν ένα ευρύ φάσμα σεναρίων, όπως στο κεφάλαιο 1. Οι απαιτήσεις αποστολής ποικίλουν ανάλογα με το συγκεκριμένο σενάριο εμπλοκής. Μια ποικιλία διατάξεων πυραύλων ταιριάζουν με τις ανάγκες της αποστολής. Οι σημαντικότερες διακρίσεις που θα συζητηθούν εδώ είναι η αεροδυναμική διαμόρφωση και η διαμόρφωση του κινητήρα.

6.1.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ

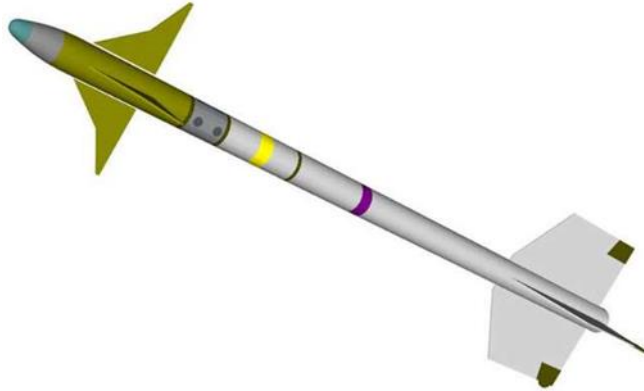
Ο πύραυλος είναι συνήθως σε διάταξη σταυρού με τα φτερά στην ουρά. Αυτή η συμμετρική διαμόρφωση επιτρέπει πλευρικούς ελιγμούς προς οποιαδήποτε κατεύθυνση χωρίς πρώτη κύλιση, όπως τα αεροπλάνα με σταθερά φτερά. Καθώς αυτοί οι πύραυλοι χρησιμοποιούν άμεση πλευρική δύναμη για να στραφούν, αναφέρονται ως πύραυλοι Skid-to-turn (STT). Για αυτούς τους πυραύλους, η αδρανής ζεύξη μεταξύ κύλισης και εκτροπής είναι αμελητέα. Οι πύραυλοι back-to-turn (BT) πρέπει να κυλήσουν σε θέση τροχοπέδης, ώστε τα φτερά τους να κινούνται προς την κατεύθυνση του ελιγμού και στη συνέχεια να επιστρέφουν στην αρχική θέση, για να ξαναρχίσουν την ευθεία πτήση. Δεδομένου ότι οι ελιγμοί πρέπει να έχουν πολύ σύντομη χρονική ανταπόκριση και οι πύραυλοι BT πρέπει να έχουν υψηλούς ρυθμούς κύλισης. Ωστόσο, αυτή η αύξηση της αεροδυναμικής ζεύξης και μπορεί να εγείρει ζητήματα ελέγχου της στάσης. Ως εκ τούτου, οι πύραυλοι BT είναι πιο δύσκολο να ελεγχθούν. Στο κεφάλαιο αυτό επιλέχθηκε πύραυλος STT.

Ένα άλλο σημαντικό χαρακτηριστικό του πυραύλου είναι η διαμόρφωση των πτερύγων. Όπως είναι γνωστό, για τη σταθερότητα απαιτούνται φτερά ουράς. Οι επιφάνειες ελέγχου είναι κινητές που επιτρέπουν πλευρικούς ελιγμούς αλλάζοντας τις αεροδυναμικές δυνάμεις και τις ροπές που δρουν στον πύραυλο. Υπάρχουν τρεις τις διαμορφώσεις για τις επιφάνειες :

Έλεγχος Πτερυγίων Η διαμόρφωση του ελέγχου των φτερών απεικονίζεται στο σχήμα 6.1, με τον πύραυλο Sea Sparrow. Σε αυτή τη διαμόρφωση, τα φτερά είναι τοποθετημένα ελαφρώς προς το κέντρο βάρους. Οι κινητές επιφάνειες επάνω τους επιτρέπουν την εκτέλεση ελιγμών. Σταθερές επιφάνειες στην ουρά εγγυούνται την σταθερότητα.



Σχήμα 6.1. Έλεγχος των φτερών (π.χ. RIM-7 Sea Sparrow)

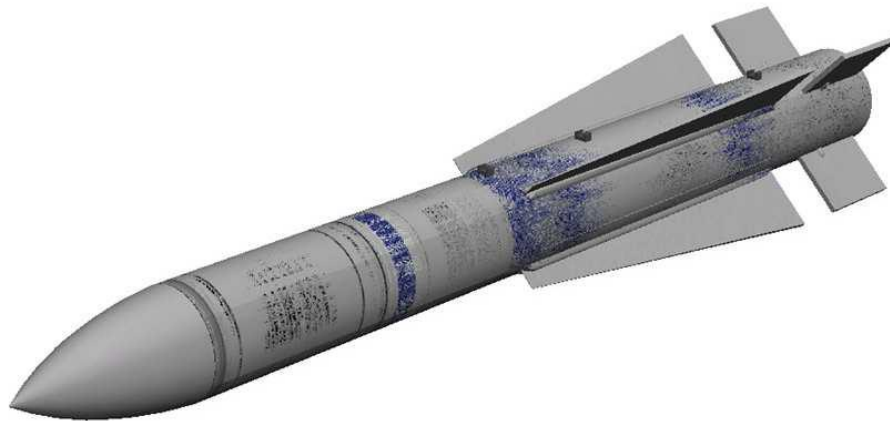


Σχήμα 6.2. Canard (π.χ. πλευρική περιέλιξη AIM-9)

Ένα μειονέκτημα με αυτή την διαμόρφωση είναι ότι η αλλαγή της κατεύθυνσης του αέρα από τις επιφάνειες ελέγχου χτυπούν την ουρά και μπορεί να προκαλέσει ανεπιθύμητες απανωτές ροπές ταχύτητες Mach.

Canard Η διαμόρφωση canard εμφανίζεται στο σχήμα 6.2 με τον πύραυλο Sidewinder. Ο όρος canard χρησιμοποιείται στα γαλλικά για πάπια και υποδεικνύει φτερά τοποθετημένα πιο μπροστά από το κέντρο βάρους. Οι κινητές επιφάνειες βρίσκονται στα φτερά canard, ενώ η ουρά είναι σταθερή και συνήθως μεγαλύτερη από τα canards για λόγους σταθερότητας. Οι ίδιες εκτιμήσεις για τις επαγόμενες ροπές κύλισης από τη διαμόρφωση ελέγχου φτερών ισχύουν γενικά για τη διαμόρφωση canard. Το αποτέλεσμα αυτό μπορεί να εξουδετερωθεί με ένα σωστά σχεδιασμένο (μειωμένο) πλαίσιο ουράς.

Έλεγχος ουράς Η διάταξη ελέγχου ουράς αντιπροσωπεύεται στο σχήμα 6.3 με τον πύραυλο Phoenix. Μόνιμες και κινητές αεροδυναμικές επιφάνειες βρίσκονται στην ουρά. Αυτή η διαμόρφωση δεν επηρεάζεται από το πρόβλημα των ροπών κύλισης, όπως οι διαμορφώσεις επιφανειών ελέγχου προς τα εμπρός. Από την άλλη πλευρά, πάσχει από το φαινόμενο που είναι γνωστό ως λάθος - τρόπος επίδρασης: η αρχική απόκριση επιτάχυνσης του πυραύλου βρίσκεται σε λάθος κατεύθυνση με αυτή τη διαμόρφωση.



Σχήμα 6.3. Έλεγχος ουράς (π.χ. AIM-54 Phoenix)

Όταν η κινητή επιφάνεια εκτραπεί, μια δύναμη ανυψώνει την ουρά. Η δύναμη αυτή προκαλεί την άμεση κίνηση του σώματος προς την κατεύθυνση του ανελκυστήρα. Ταυτόχρονα, δημιουργεί μια ροπή γύρω από το κέντρο βάρους, η οποία αναποδογυρίζει τον πύραυλο. Μετά την περιστροφή, ο πύραυλος κατευθύνεται προς την κατεύθυνση που καθορίστηκε. Το εφέ wrong – way αναπαρίσταται από το δεξιό μισό επίπεδο στη λειτουργία μεταφοράς από το όργανο ελέγχου στην επιτάχυνση. Η

συμπεριφορά ενός πυραύλου με έλεγχο ουράς είναι εκείνη ενός μη ελαχίστου συστήματος φάσεων. Το εφέ wrong – way περιορίζει την ταχύτητα απόκρισης σε εντολή πλευρικής επιτάχυνσης, ακόμη και αν ελαχιστοποιούνται οι ροπές κύλισης.

Μεταξύ αυτών των τριών διαμορφώσεων, η canard διαμόρφωση φαίνεται η πιο ευνοϊκή για το πρόβλημα της παρακολούθησης ενός στόχου. Η χρονική απόκρισή του σε μια εντολή επιτάχυνσης, πράγματι, είναι περισσότερο από ό,τι στη διαμόρφωση με το φτερό της ουράς. Επιπλέον, δεν υφίστανται το φαινόμενο wrong - way. Η παραγόμενη από την εκτροπή canard ροπή είναι αντίθετη με τη ροπή που παράγεται από την ουρά, λόγω της διαφοράς σημείων στο βραχίονα της ροπής. Η περιστροφή είναι προς την ίδια κατεύθυνση με την κίνηση που παράγεται από την αρχική ανύψωση.

Οι διαμορφώσεις canard είναι γνωστές για την εξασφάλιση της ευκινησίας και της εκτέλεση ελιγμών. Από την άλλη πλευρά, το μειονέκτημα των επαγόμενων ροπών που δημιουργούνται από διαμορφώσεις επιφανειών προωθημένου ελέγχου μπορούν να λυθούν, σχεδιάζοντας μια μικρό πτερύγιο στην ουρά. Σε αυτή τη μελέτη θα επικεντρωθεί στη διαμόρφωση canard για στο σχεδιασμό του αναχαιτιστή. Ο πύραυλος SideWinder θα θεωρηθεί ως σημείο αναφοράς για τον σχεδιασμό του αναχαιτιστή.

6.1.2 ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ ΚΙΝΗΤΗΡΑ

Ένα σημαντικό ζήτημα στο σχεδιασμό ενός πυραύλου είναι το σύστημα πρόωσης. Μια βαθιά ανάλυση των προωστικών πτυχών είναι εκτός του πεδίου εφαρμογής της διατριβής. Εδώ θα δοθεί μόνο μια σύντομη περιγραφή των κύριων κατηγοριών πυραύλων.

All-Boost Ένας κινητήρας All-Boost καίγεται για πολύ σύντομο χρονικό διάστημα, για την επίτευξη μιας υψηλής αιχμής ώθησης. Ο πύραυλος επιταχύνεται γρήγορα στα πρώτα δευτερόλεπτα της πτήσης. Ωστόσο, αυτό προκαλεί υψηλή αεροδυναμική μεταφορά, υψηλή αεροδυναμική και μικρό χρόνο πτήσης, για ένα δεδομένο εύρος. Αυτό το μοτέρ είναι για εμπλοκή καταδίωξης ουράς.

All – Sustain Ένας κινητήρας All – Sustain έχει χαμηλή ώθηση και μεγάλη διάρκεια πτήσεων. Η ώθηση του πυραύλου είναι χαμηλότερη απ' ό,τι με έναν κινητήρα all - boost. Αυτό το είδος κινητήρα μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε κατά μέτωπο εμπλοκές ή σε αναζητήσεις σε μεγάλα υψόμετρα για να ξεπεραστεί η βαρύτητα.

Boost – Sustain Ένας κινητήρας boost - sustain είναι η «χρυσή τομή» μεταξύ των δύο προηγούμενων κατηγοριών, με αιχμή ώθησης στην αρχή (χαμηλότερης από ό,τι με all – boost) και στη συνέχεια διατήρηση χαμηλής επιτάχυνσης για την υπόλοιπη πτήση (χαμηλότερη από ό,τι με all – sustain).

Αν και γενικά, η ταξινόμηση αυτή εξηγεί τα βασικά χαρακτηριστικά ενός συστήματος προώθησης για θέματα προσανατολισμού. Η καλύτερη λύση για τον αναχαιτιστή φαίνεται να έχει έναν κινητήρα τύπου boost - sustain, καθώς μπορεί να καλύψει ένα ευρύτερο φάσμα αποστολών.

6.2 ΔΥΝΑΜΙΚΟ ΜΟΝΤΕΛΟ

Στα κεφάλαια 4 και 5, η φυσική που είναι εγγενής του πυραύλου απεικονίστηκε ως καθυστέρηση στη μετάδοση της καθοδήγησης. Μια λειτουργία μεταφοράς πρώτης τάξεως περιέγραψε τη σχέση μεταξύ της επιταχυνόμενης επιτάχυνσης και της πραγματικής. Η προσέγγιση αυτή χρησιμοποιείται συνήθως στο σχεδιασμό του συστήματος καθοδήγησης. Στο παρόν κεφάλαιο και στα επόμενα θα αποδεικνύεται ότι η αντίδραση πυραύλων σε εντολές μπορεί να ανταποκριθεί στους χρονικούς περιορισμούς που είχαν εξεταστεί προηγουμένως.

Υπάρχουν ουσιαστικά τρία είδη πρόσθετων πυραυλικών δυνάμεων: η δύναμη βαρύτητας, η ώση και η αεροδυναμική. Το μοντέλο που θα αναπτυχθεί προσανατολίζεται στην παρουσίαση κίνησης παραγόμενη από την εκτροπή των φτερών. Για το λόγο αυτό, η βαρύτητα και οι επιδράσεις ώσης θα δεν θα ληφθούν υπόψη στην ανάλυση. Ο πύραυλος θα θεωρηθεί ότι επιπλέει σε συγκεκριμένο υψόμετρο, λόγω του ανελκυστήρα που εξισορροπεί την βαρύτητα. Για έναν τακτικό πύραυλο, επιπλέον, η βαρύτητα σε μεγαλύτερη χρονική κλίμακα από ότι της απόκρισης του αυτόματου πιλότου

και τα αποτελέσματά του εξισορροπούνται στο επίπεδο του συστήματος καθοδήγησης. Οι ροπές βαρύτητας δεν λήφθηκαν υπόψιν λόγω των μικρών διαστάσεων του πυραύλου.

Η διαμήκης κίνηση θεωρείται ισορροπημένη από το άθροισμα της ώθησης και των οπισθελκυσών δυνάμεων. Για αεροδυναμικά ελεγχόμενη ώση πυραύλου (δηλαδή χωρίς TVC) θεωρείται ότι είναι απολύτως ευθυγραμμισμένη με τον διαμήκη άξονα του πυραύλου. Οι μηχανικές στιγμές λόγω ώσης δεν λαμβάνονται υπόψιν.

Οι εναπομείνουσες δυνάμεις και ροπές είναι μόνο εκείνες που οφείλονται στην αλληλεπίδραση με τον παραγόμενο αέρα. Ο πύραυλος παράγει ανύψωση κουνώντας τις επιφάνειες ελέγχου του, οι οποίες τοποθετούνται στα μπροστινά φτερά (canards) για την εξεταζόμενη περίπτωση. Τα canard εκτρέπονται γύρω από το μεντεσέ τους, μια γωνία πτερυγίου δ . Η περιγραφή του τρόπου με τον οποίο βρίσκονται οι αεροδυναμικές δυνάμεις σε ένα όχημα περιγράφεται καλώς σε πολλά εγχειρίδια και συνοψίζονται συνοπτικά.

Δεδομένου ότι δεν υπάρχουν αλλαγές στην ταχύτητα προς τα εμπρός και οι μόνες μεταβλητές είναι η γωνία πρόσκρουσης α και η γωνία θ , η ανάλυση θα περιοριστεί στη λεγόμενη λειτουργία σύντομης περιόδου. Η κανονική δύναμη F_N δρα μέσω του κέντρου πίεσης του οχήματος. Μπορεί να εκφραστεί ως:

$$F_N = \frac{1}{2} \rho v_M^2 S_{ref} C_N = \bar{q} S_{ref} C_N(\alpha, Mach, v_M, h, \delta) \quad (6.1)$$

όπου ρ είναι η πυκνότητα του αέρα, S_{ref} το τμήμα αναφοράς του πυραύλου, q η δυναμική πίεση και C_N ο συντελεστής κανονικής δύναμης. Ως S_{ref} λαμβάνεται ως η περιοχή διασταύρωσης του πυραύλου. C_N εξαρτάται από πολλές παραμέτρους, όπως ο αριθμός Mach, το ύψος h , η γωνία επίθεσης α , η γωνία πτερυγίου δ κλπ.

Η ολική ροπή M που δρα στον πύραυλο είναι λόγω της κανονικής δύναμης, πολλαπλασιαζόμενη από τον βραχίονα του πυραύλου και μπορεί να εκφραστεί από το συντελεστή ροπής C_M όπως παρακάτω:

$$M = \frac{1}{2} \rho v_M^2 S_{ref} d C_M = \bar{q} S_{ref} d C_M(\alpha, Mach, v_M, h, \delta) \quad (6.2)$$

όπου d είναι η διάμετρος του πυραύλου.

Δυναμικές εξισώσεις προκύπτουν από των δεύτερο νόμο του Νεύτωνα και των νόμο Euler.

Λαμβάνοντας υπόψιν ένα σταθερό σύστημα αναφοράς, η κανονική επιτάχυνση ορίζεται ως εξής:

$$n_B = \dot{w} = \frac{F_N}{m} = \frac{\bar{q} S_{ref} C_N(\alpha, Mach, v_M, h, \delta)}{m} \quad (6.3)$$

Όπου m είναι η μάζα του πυραύλου. Η γωνιακή επιτάχυνση είναι

$$\ddot{\theta} = \dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} = \frac{\bar{q} S_{ref} d C_M(\alpha, Mach, v_M, h, \delta)}{I_{yy}} \quad (6.4)$$

Όπου I_{yy} είναι η ροπή αδράνειας του πυραύλου. Η τελευταία εξίσωση συσχετίζεται με το α και ορίζεται ως

$$\alpha = \theta - \gamma_M \quad (6.5)$$

Χρησιμοποιώντας την έκφραση από την εξίσωση 4.1 για την γωνία του ίχνους πτήσης και τη διάχυση προκύπτει

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} - \dot{\gamma} = \dot{\theta} - \frac{a_M}{v_M} \quad (6.6)$$

Για μικρές γωνίες, η επιτάχυνση a_M μπορεί να προσεγγιστεί με κανονική επιτάχυνση n_B :

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} - \frac{n_B}{v_M} \quad (6.7)$$

Οι εξισώσεις σύντομης περιόδου για την άτρακτο συνοψίζονται ως εξής:

$$\begin{cases} \dot{w} = \frac{\bar{q}S_{ref}C_N(\alpha, Mach, v_M, h, \delta)}{m} \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = \frac{\bar{q}S_{ref}dC_M(\alpha, Mach, v_M, h, \delta)}{I_{yy}} \\ \dot{\alpha} = \dot{\theta} - \frac{n_B}{v_M} \end{cases} \quad (6.8)$$

6.3 ΓΡΑΜΜΙΚΗ ΠΡΟΣΣΕΓΓΙΣΗ (LINEARIZATION)

Για την ανάπτυξη ενός γραμμικού συστήματος ελέγχου, απαιτείται η γραμμική προσέγγιση των εξισώσεων 6.8. Ας υποθέσουμε μια πτήση σε ύψος αναφοράς h_0 και ταχύτητα αναφοράς v_{M0} , οι εξισώσεις 6.8 μπορούν να θεωρηθούν γραμμικές εκτός από τους όρους α και δ . Η γραμμικοποίηση μπορεί να πραγματοποιηθεί εάν θεωρηθεί ότι οι δύο συνεισφορές από το α και δ είναι γραμμικές.

Έτσι, οι κανονικοί συντελεστές και ο συντελεστής ροπής μπορούν να ξαναγραφούν

$$\begin{aligned} C_N(\alpha, Mach, v_M, h, \delta) &\approx C_N(\alpha, Mach_0, v_{M0}, h_0, \delta) \approx C_{N\alpha}\alpha + C_{N\delta}\delta \\ C_M(\alpha, Mach, v_M, h, \delta) &\approx C_M(\alpha, Mach_0, v_{M0}, h_0, \delta) \approx C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta}\delta \end{aligned} \quad (6.9)$$

$C_{N\alpha}$, $C_{N\delta}$, $C_{M\alpha}$, $C_{M\delta}$ είναι τα παράγωγα από την κανονικό συντελεστή και το συντελεστή ροπής όσον αφορά το α και το δ . Η εξίσωση του ίχνους πτήσης γράφεται

$$\dot{\gamma} \approx \frac{n_B}{v_M} = \frac{\bar{q}S_{ref}}{v_M}C_N = \frac{\bar{q}S_{ref}}{v_M}[C_{N\alpha}\alpha + C_{N\delta}\delta] = -Z_\alpha\alpha - Z_\delta\delta \quad (6.10)$$

Όπου

$$\begin{aligned} Z_\alpha &= -\frac{\bar{q}S_{ref}C_{N\alpha}}{mv_M} \\ Z_\delta &= -\frac{\bar{q}S_{ref}C_{N\delta}}{mv_M} \end{aligned} \quad (6.11)$$

Οι ίδιες σχέσεις και για την γωνιακή επιτάχυνση

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} = \frac{\bar{q} S_{ref} d}{I_{yy}} C_M = \frac{\bar{q} S_{ref} d}{I_{yy}} [C_{M\alpha} \alpha + C_{M\delta} \delta] = M_\alpha \alpha + M_\delta \delta \quad (6.12)$$

Όπου

$$\begin{aligned} M_\alpha &= -\frac{\bar{q} S_{ref} d C_{M\alpha}}{I_{yy}} \\ M_\delta &= -\frac{\bar{q} S_{ref} d C_{M\delta}}{I_{yy}} \end{aligned} \quad (6.13)$$

Z_α , Z_δ , M_α , M_δ δεν είναι σταθερές, αλλά ποικίλουν από τις σχετικές γωνίες. Υπολογίζονται από την γωνία αντιστάθμισης. Ο πύραυλος είναι σε αντιστάθμιση όταν η ροπή, όταν η ροπή σε αυτόν είναι μηδέν ($C_M = 0$). Αντικαθιστώντας στη διαφορική εξίσωση το α έχουμε

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} + Z_\alpha \alpha + Z_\delta \delta \quad (6.14)$$

Τ σύστημα μπορεί να γραφεί σε πίνακα μορφής $\dot{x} = Ax + Bu$, όπου το διάνυσμα κατάστασης προσδιορίζεται ως $x = [\theta \ q \ \alpha \ \gamma]^T$ και ο μόνος έλεγχος u είναι η εκτροπή του πτερυγίου δ

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_\alpha & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -Z_\alpha & 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \theta \\ q \\ \alpha \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ M_\delta \\ 0 \\ -Z_\delta \end{pmatrix} \delta \quad (6.15)$$

Τα αποτελέσματα του συστήματος είναι η επιτάχυνση a_M και ο γωνιακός ρυθμός q . Για μικρή α η πλευρική επιτάχυνση μπορεί να θεωρηθεί ίση με την επιτάχυνση σώματος n_B . Οι εξαγόμενοι πίνακες είναι:

$$\begin{aligned} C_{acc} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & v_M \end{bmatrix} \\ C_{ang.rate} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6.16)$$

Οι εξισώσεις μεταφοράς από τη γωνιακή εκτροπή στην πλευρική επιτάχυνση και τον γωνιακό ρυθμό μπορεί να προκύψει από την εξίσωση $W = C(sI - A)^{-1} B$.

Κατόπιν των ανωτέρω προκύπτει

$$\begin{aligned}
W_{acc} &= \frac{a_M}{\delta} = C_{acc}(sI - A)^{-1}B = \frac{-v_M[M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta] \left[1 - \frac{Z_\delta}{M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta} s^2 \right]}{M_\alpha + Z_\alpha s - s^2} \\
W_{ang.rate} &= \frac{\dot{\theta}}{\delta} = C_{ang.rate}(sI - A)^{-1}B = \frac{-[M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta] \left[1 + \frac{M_\delta}{M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta} s \right]}{M_\alpha + Z_\alpha s - s^2}
\end{aligned} \tag{6.17}$$

Προσδιορίζοντας

$$\begin{aligned}
K_1 &= \frac{-v_M[M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta]}{M_\alpha} \\
K_3 &= \frac{-[M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta]}{M_\alpha M_\delta} = \frac{K_1}{v_M} \\
T_\alpha &= \frac{M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta}{M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta} \\
\omega_z &= \frac{Z_\delta}{M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta} \\
\omega_{AF} &= \sqrt{-M_\alpha} \\
\zeta_{AF} &= \frac{Z_\alpha \omega_{AF}}{2M_\alpha}
\end{aligned} \tag{6.18}$$

Οι δύο εξισώσεις μεταφοράς απλοποιούνται σε

$$\begin{aligned}
W_{acc} &= \frac{K_1 \left(1 - \frac{s^2}{\omega_z^2} \right)}{1 + \frac{2\zeta_{AF}}{\omega_{AF}} s + \frac{s^2}{\omega_{AF}^2}} \\
W_{ang.rate} &= \frac{K_3 (1 + T_\alpha s)}{1 + \frac{2\zeta_{AF}}{\omega_{AF}} s + \frac{s^2}{\omega_{AF}^2}}
\end{aligned} \tag{6.19}$$

Όπου ω_{AF} είναι η φυσική συχνότητα της ατράκτου, ζ_{AF} είναι η απόσβεση της ατράκτου και T_α είναι η χρονική σταθερά του ρυθμού περιστροφής του πυραύλου, ω_z το 0 της ατράκτου, K_1 καλείται η αεροδυναμική επιτάχυνση, K_3 καλείται η απόκτηση αεροδυναμικού ρυθμού.

6.4 ΠΑΡΑΤΗΡΗΣΕΙΣ ΣΤΙΣ ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΥΣ ΤΟΥ ΜΟΝΤΕΛΟΥ

Πριν από την εφαρμογή του μοντέλου 6.19 σε ένα σενάριο, είναι χρήσιμο να αναλυθούν οι παράμετροι στις οποίες βασίζεται.

Οι παράμετροι 6.18 συνοψίζουν ορισμένα από τα σημαντικότερα δυναμικά χαρακτηριστικά του ατράκτου. Η φυσική συχνότητα της ατράκτου είναι πολύ σημαντική διότι σχετίζεται με τη σταθερά χρόνου του αεροπλάνου. Το τελευταίο είναι, στην πραγματικότητα, το αντίστροφο του ω_{AF} . Μια σταθερά γρήγορου χρόνου σημαίνει ότι ο αυτόματος πιλότος δεν χρειάζεται να επιταχύνει την απόκριση του αεροπλάνου. Η σταθερά χρόνου του αεροπλάνου είναι η πρώτη απαιτούμενη για το σχεδιασμό του αυτόματου πιλότου και προέρχεται από τις προσομοιώσεις εμπλοκής που εκτελέστηκαν στο κεφάλαιο 5, όπου η στοχαστική καθοδήγηση ορίστηκε και εφαρμόστηκε. Το ω_{AF} μειώνεται με αύξηση του υψομέτρου και μείωση της ταχύτητας.

Η απόσβεση του αεροσιάφους παρέχει πληροφορίες σχετικά με τις ταλαντώσεις της απόκρισης του αεροσιάφους σε εντολή επιτάχυνσης. Μια μικρή τιμή του ζ_{AF} σημαίνει ότι οι ταλαντώσεις θα είναι ελαφρώς αποφρακτικές. Μια ταλαντευόμενη ενεργοποίηση της εντολής επιτάχυνσης μπορεί να μην είναι ικανοποιητική. Το να έχουμε μια επαρκώς αποδυναμωμένη απόκριση επιτάχυνσης είναι μια άλλη κατάσχεση για τον αυτόματο πιλότο.

Ο σταθερός χρόνος στροφών του πυραύλου εκφράζει την ικανότητα του πυραύλου να εκτελεί ελιγμούς. Τα φτερά ή τα canards βοηθούν στη μείωση αυτής της αξίας, αυξάνοντας την ικανότητα ελιγμών του πυραύλου. Το T_a αυξάνεται με το υψόμετρο και την ταχύτητα. Μια αρκετά μικρή αξία για την T_a είναι επιθυμητή για έναν ευέλικτο πύραυλο.

Το μηδενικό πλαίσιο του αεροπλάνου προσδιορίζει ένα σημαντικό χαρακτηριστικό της δυναμικής απόκρισης του αδρανούς κινητήρα. Όπως και παλαιότερα, σε έναν πύραυλο ελεγχόμενο από την ουρά, λαμβάνει θετική αξία. Αυτό συνεπάγεται μια μη ελάχιστη συμπεριφορά φάσης του συστήματος που οδηγεί την περιστασιακή κίνηση του πυραύλου προς την κατεύθυνση όσον αφορά την κατευθυνόμενη κίνηση. Το ω_z μειώνεται με την αύξηση του υψομέτρου και τη μείωση της ταχύτητας. Μικρότερες τιμές προκαλούν το φαινόμενο wrong - way. Η αύξηση επιτάχυνσης επιστρέφει την ενίσχυση της επιτάχυνσης της κατάστασης αντοχής για μια δεδομένη παραμόρφωση πτερυγίου. Το K_1 μικραίνει αν το υψόμετρο αυξηθεί ή μειωθεί η ταχύτητα, επειδή η αεροδυναμική δύναμη είναι

λιγότερο αποτελεσματική. Η αεροδυναμική αύξηση του σωματικού ρυθμού είναι η ισοδύναμη για τον γωνιακό ρυθμό. Επίσης το K_3 μικραίνει με αυξανόμενο υψόμετρο ή μειούμενη ταχύτητα.

Μια άλλη σημαντική παράμετρος του μοντέλου είναι ο όρος ροπής M_α . Από τη στιγμή που έχουν οριστεί οι παράμετροι της πτήσης με ζώνες (π.χ. ταχύτητα πυραύλων, υψόμετρο, συχνότητα κ.λπ.) και της δομής πυραύλων (π.χ. διάμετρος πυραύλων, ροπή αδράνειας κ.λπ.), ο όρος αυτός είναι συνάρτηση του αεροδυναμικού συντελεστή $C_{M\alpha}$. Για ένα ιπτάμενο όχημα, η κατάσταση διαμήκους ισορροπίας είναι να έχει μηδενική ροπή κρούσης, σε σταθερή γωνία πρόσκρουσης. Εάν μια θετική (άνοδος) αύξηση του C_M προκαλεί αύξηση της γωνίας πρόσκρουσης από την τιμή ισορροπίας της, αυτό θα είχε ως αποτέλεσμα αστάθεια. Η παραγόμενη δύναμη ανύψωσης, θα εξακολουθούσε να τροφοδοτεί την κίνηση πίσσας και αυτό δημιουργεί μεγαλύτερη διαταραχή στο α , έτσι ώστε αυτή η αλυσιδωτή αντίδραση να είναι συνεχής. Από την άλλη πλευρά, εάν η C_M έναντι συσχέτισης είναι αντιστρόφως ανάλογη (δηλαδή η μία αυξάνει και η άλλη μειώνει), αυτό θα οδηγούσε σε σταθερότητα, διότι πάντα θα υπάρχει μια στιγμή τριβής που τείνει να αποκαταστήσει την ισορροπία. Η ιδιότητα αυτή είναι γνωστή ως στατική σταθερότητα στο βήμα ή θετική ακαμψία του βήματος.

Εάν $C_{M\alpha}$ ορίζεται ως η παράγωγος του C_M ως προς α

$$C_{M\alpha} \equiv \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \quad (6.20)$$

Τότε η θετική ακαμψία του βήματος γίνεται:

$$C_{M\alpha} < 0 \quad (6.21)$$

Πρέπει να σημειωθεί ότι η προϋπόθεση 6.21 είναι αναγκαία ή επαρκής προϋπόθεση για τη σταθερότητα, αλλά αποτελεί πολύ χρήσιμο και πρακτικό κριτήριο για τον σχεδιασμό του πυραύλου. Το $C_{M\alpha}$ μπορεί να θεωρηθεί ως σχετικός δείκτης στατικής σταθερότητας μεταξύ δύο αεροδυναμικών διαμορφώσεων.

Ένα άλλο ζήτημα σχετικά με τη σταθερότητα αφορά τη θέση του κέντρου βάρους και του κέντρου πίεσης. Εάν ο πρώτος είναι μπροστά από τον δεύτερο, ο πύραυλος λέγεται ότι έχει σταθερή διάταξη, ενώ εάν έχει μείνει πίσω, ο πύραυλος θα είναι ασταθής. Εάν οι δύο συμπίπτουν, ο πύραυλος πρέπει να είναι ουδέτερος σταθερός. Η διαφορά μεταξύ του κέντρου βάρους και του κέντρου πίεσης του πυραύλου αποκαλείται στατικό περιθώριο. Κατά τη διάρκεια της πτήσης το στατικό περιθώριο

μειώνεται επειδή, καθώς καίγεται το προωθητικό καύσιμο, το κέντρο βάρους κινείται προς τα εμπρός. Έτσι, στο τέλος της πτήσης, ο πύραυλος είναι πιο σταθερός απ' ό,τι στο ξεκίνημά.

Η αξία του C_{Ma} εξαρτάται κυρίως από δύο πτυχές: προσδιορίζονται οι επιφάνειες ανύψωσης και η θέση του κέντρου βάρους ο διαμήκης άξονας του πυραύλου. Στη μελέτη αυτή, το στατικό περιθώριο θεωρείται ότι καθορίζεται σε επίπεδο σχεδιασμού, ενώ θα διερευνηθεί η βέλτιστη διαμόρφωση προκειμένου να εξασφαλιστεί η σταθερότητα της πτήσης και ικανοποιητική απόκριση χρόνου σε εντολή.

Ένας στατικά σταθερός πύραυλος μπορεί να σταθεροποιηθεί μέσω ενός αυτόματου πιλότου, αλλά με υψηλότερο κόστος όσον αφορά την προσπάθεια ελέγχου του συστήματος και υπό την προϋπόθεση ότι υπάρχει επαρκής δυνατότητα ελέγχου. Από την άλλη πλευρά, επειδή θα ήταν δύσκολο να μετακινηθεί από την ισορροπία, ένας πολύ σταθερός πύραυλος δεν θα δώσει ικανοποιητική απάντηση όσον αφορά την ενόχληση. Μια καλή λύση που πρέπει να υιοθετηθεί από τον σχεδιαστή του συστήματος ελέγχου είναι να ξεκινήσει με σταθερή διαμόρφωση αλλά με αρκετό χώρο για τη σχεδίαση του αυτόματου πιλότου.

#	α	Mach	Altitude	Mass	I_{yy}
1	$\alpha = 0.2^\circ$	$Mach = 2.5$	$h = 1000 \text{ m}$	86 kg	$60.35 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
2	$\alpha = 12^\circ$	$Mach = 3.5$	$h = 5000 \text{ m}$	50 kg	$35.09 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

Πίνακας 6.1 Σενάρια προσομοίωσης

6.5 ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΕΙΣ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ

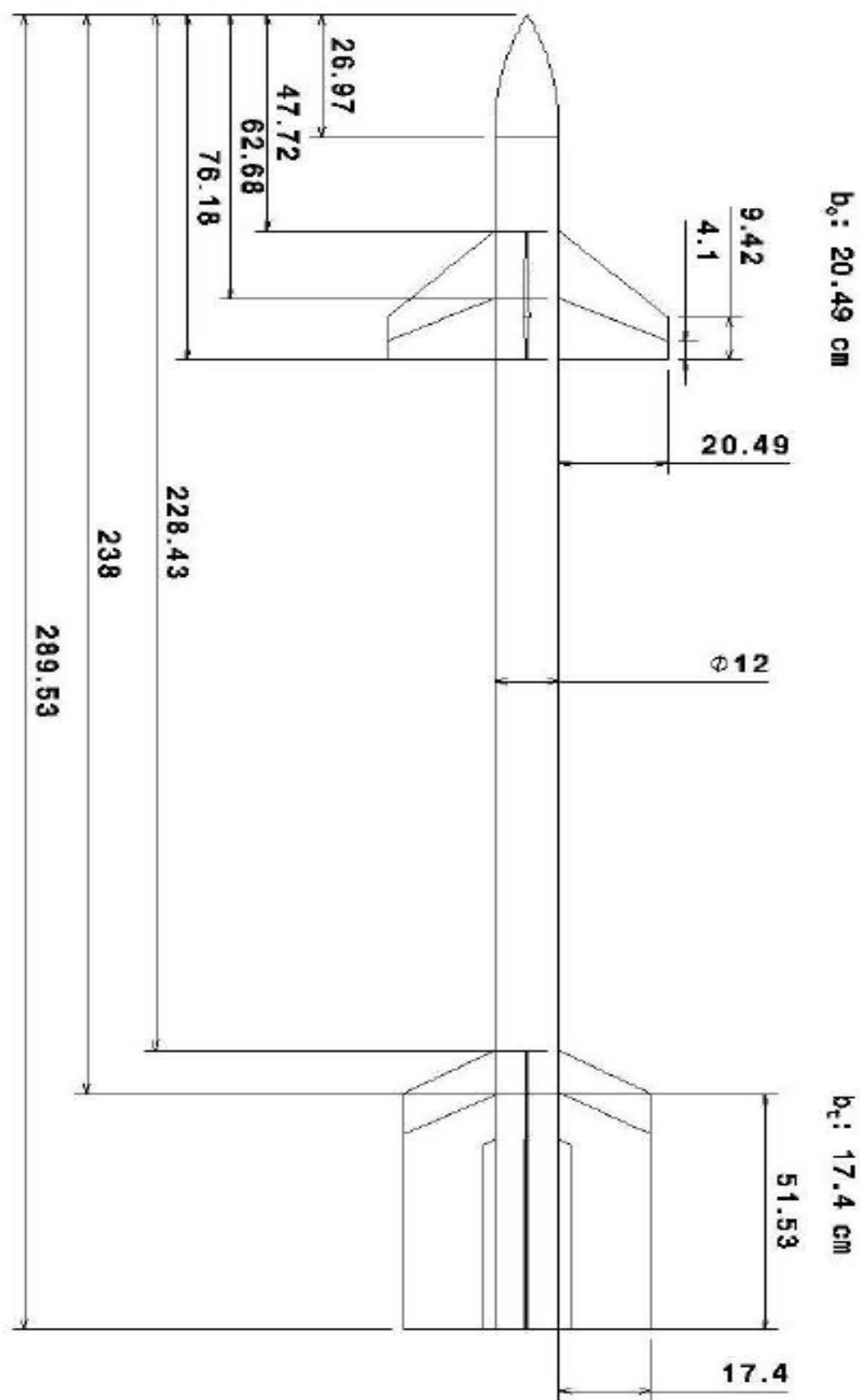
Το προκαταρκτικό βήμα για τον σχεδιασμό αυτόματου πιλότου είναι ο σχεδιασμός της αεροδυναμικής διαμόρφωσης του πυραύλου. Η δραστηριότητα αυτή θα πραγματοποιηθεί συγκρίνοντας τις απαντήσεις ανοικτού βρόχου δύο μοντέλων με δύο διαφορετικές διατάξεις φτερών. Ο πύραυλος σημείο αναφοράς είναι ο Sidewinder AIM - 9, που απεικονίζεται στο σχήμα 6.4 μαζί με τις διαστάσεις του σε εκατοστά. Η διαφορά μεταξύ των δύο διαμορφώσεων είναι το ουραίο b_t . Στην

πρώτη περίπτωση όμως είναι 14,15 cm, στη δεύτερη είναι 17,40 cm. Η δεύτερη αντιπροσωπεύεται στο σχήμα 6.4.

Τα δύο σενάρια στα οποία υποβάλλεται σε δοκιμή το μοντέλο λαμβάνονται υπόψη στον πίνακα 6.1. Είναι αντιπροσωπευτικοί για δύο διαφορετικές φάσεις της δέσμευσης. Το πρώτο σενάριο αναφέρεται στη μέση φάση. Στην περίπτωση αυτή, το σχετικό εύρος μεταξύ του συστήματος παρακολούθησης και του στόχου είναι μεγάλο και δεν χρειάζονται μεγάλοι ελιγμοί σε σύντομο χρονικό διάστημα. Έτσι, η γωνία αναφοράς πρόσκρουσης θεωρείται μικρή. Ο πύραυλος δεν έχει φτάσει τη μέγιστη ταχύτητα και υψόμετρο. Το δεύτερο σενάριο αναφέρεται στο τελικό παιχνίδι. Εδώ η γεωμετρία της εμπλοκής αλλάζει πολύ συχνά και μπορούν να ζητηθούν μεγάλοι, ξαφνικοί ελιγμοί. Η γωνία αναφοράς της επίθεσης είναι μεγαλύτερη. Ο πύραυλος κινείται με τη μέγιστη ταχύτητά του και σε υψηλότερο υψόμετρο από ό,τι στην προηγούμενη περίπτωση. Οι αεροδυναμικοί συντελεστές συνοψίζονται στην καρτέλα 6.2 και για τις δύο διαμορφώσεις στα δύο σενάρια. Η διαμόρφωση με το μικρότερο εύρος είναι, όπως αναμένεται, λιγότερο δυνατή από την άλλη, επειδή η ουρά ενεργεί ενάντια στην κίνηση από τα canards. Στο δεύτερο σενάριο, και οι δύο διαμορφώσεις είναι πιο στατικές απ' ό,τι στο πρώτο. Αν και η ταχύτητα είναι μεγαλύτερη από ό,τι στο πρώτο σενάριο, η δυναμική δράση είναι λιγότερο αποτελεσματική λόγω της χαμηλότερης πυκνότητας σε υψηλότερο υψόμετρο.

Η στατική σταθερότητα δεν παρέχει επαρκείς πληροφορίες για την επιλογή της βέλτιστης αεροδυναμικής διαμόρφωσης· τα δυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους είναι πιο χρήσιμο να επιλεγούν. Οι παράμετροι της λειτουργίας μεταφοράς του εναέριου πλαισίου λαμβάνονται υπόψη στον πίνακα 6.3 και για τις δύο διαμορφώσεις στα δύο σενάρια. Το σχήμα 6.5 εμφανίζει απαντήσεις βημάτων και για τις δύο αυτές διαμορφώσεις στο πρώτο σενάριο. Για να εμφανιστούν οι απαντήσεις, αυτές ομαλοποιούνται με την ενίσχυση K_1 και με g. Τα ίδια παρατηρητήρια από το δεύτερο σενάριο που παρουσιάζεται στο σχήμα 6.6.

Όλες οι απαντήσεις παρουσιάζουν μια ανυπόφορη ταλάντωση που πρέπει να αποσβεστεί κατά τη διάρκεια του σχεδιασμού του αυτόματου πιλότου.



Σχήμα 6.4 Πύραυλος Sidewinder με $b_t = 14.40$ cm

Tail span configuration	Scenario	$C_{N\alpha}$	$C_{N\delta}$	$C_{M\alpha}$	$C_{M\delta}$
$b_t = 14.15 \text{ cm}$	1	40.17	0.07	-9.62	2.23
$b_t = 14.15 \text{ cm}$	2	53.48	9.70	-70.62	-4.90
$b_t = 17.40 \text{ cm}$	1	44.16	0.08	-47.5667	2.17
$b_t = 17.40 \text{ cm}$	2	55.64	10.23	-100.16	-11.49

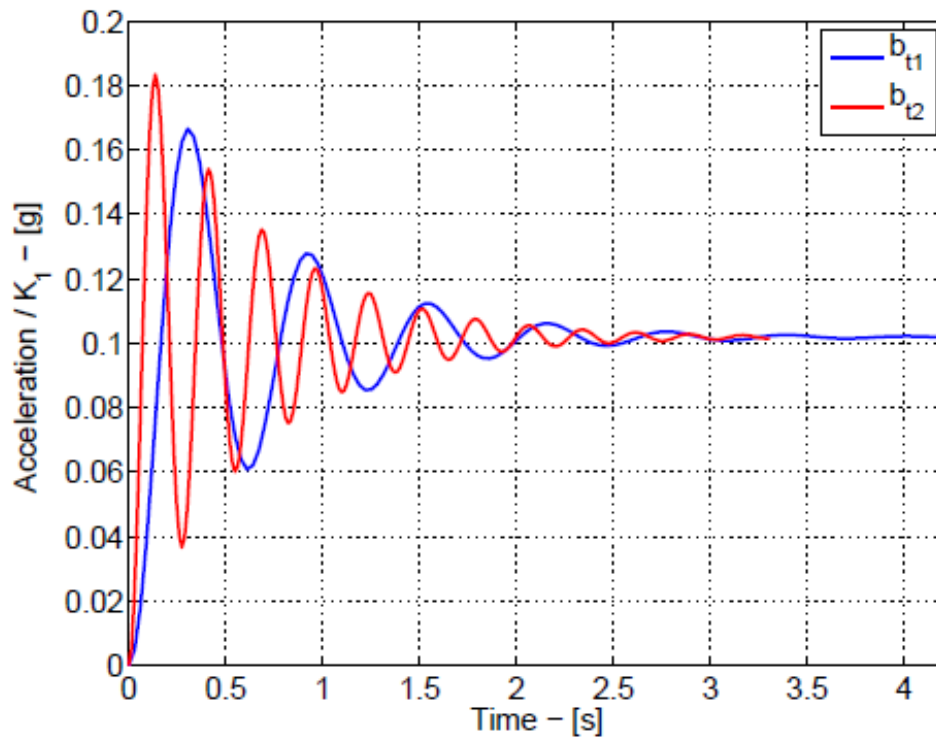
Πίνακας 6.2 Αεροδυναμικοί συντελεστές

Tail span	Scenario	ω_{AF}	ζ_{AF}	T_α	ω_z	K_1	K_3
$b_t = 14.15 \text{ cm}$	1	10.2907	0.1431	0.3367	-12638	572.08	0.6984
$b_t = 14.15 \text{ cm}$	2	50.2085	0.0922	-0.0669	-1557.1	1182.8	1.0379
$b_t = 17.40 \text{ cm}$	1	22.8828	0.0707	0.2963	-12888	128.1	0.1545
$b_t = 17.40 \text{ cm}$	2	59.7950	0.0805	-0.1721	-1345.4	760.0243	0.6669

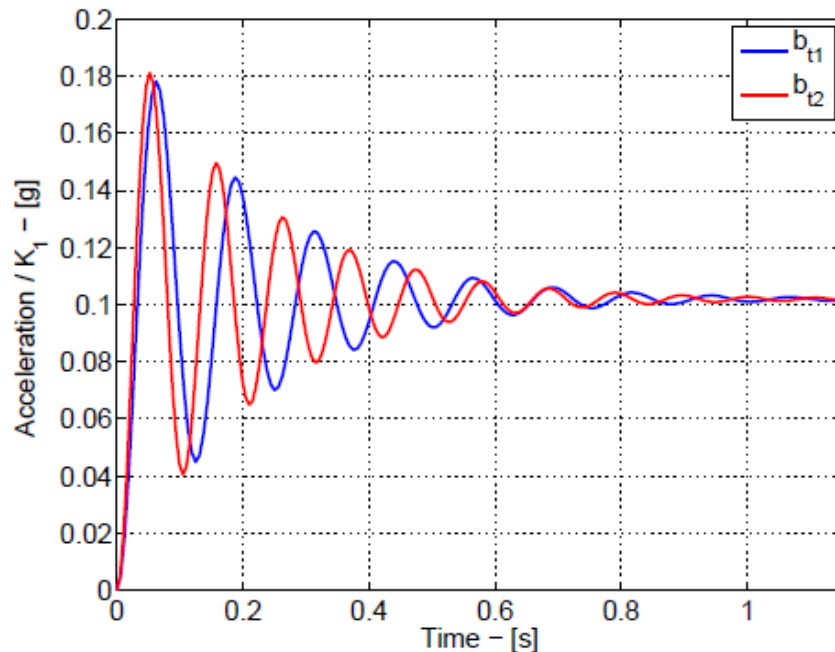
Πίνακας 6.3 Παράμετροι ατράκτου

Η μεγαλύτερη απόσβεση παρέχεται με το μικρότερο εύρος ουράς, το οποίο παρουσιάζει επίσης μικρότερη φυσική συχνότητα. Από τις τιμές του πίνακα 6.3 προκύπτει ότι η ρύθμιση παραμέτρων με το διάστημα της ουράς έχει επίσης μεγαλύτερη αύξηση επιτάχυνσης, πράγμα που σημαίνει ότι η επιτάχυνση της εξέτασης μπορεί να παραχθεί με μικρότερη εκτροπή πτερυγίων. Ωστόσο, η απόκριση της διαμόρφωσης με το μεγαλύτερο εύρος είναι ταχύτερη από ό,τι στην άλλη περίπτωση. Ο αυξανόμενος χρόνος είναι μικρότερος και οι ταλαντώσεις μειώνονται σε μικρότερο χρονικό διάστημα με το μεγαλύτερο, ειδικά στο πρώτο σενάριο. Οι βηματικές απαντήσεις στο δεύτερο σενάριο είναι πολύ παρόμοιες μεταξύ τους. Η κύρια διαφορά είναι στη συχνότητα ταλάντωσης: η διαμόρφωση με μεγαλύτερη συχνότητα παρέχεται με μεγαλύτερη συχνότητα. Είναι ενδιαφέρον να σημειωθεί ότι και οι δύο διαμορφώσεις και στα δύο σενάρια δεν εμφανίζουν μηδενικό στο δεξιό μισό επίπεδο: τα μηδενικά ω_z είναι αρνητικά. Αυτό σημαίνει ότι ο πύραυλος δεν θα υποστεί το φαινόμενο wrong - way, όπως αναμένεται από έναν πύραυλο ελεγχόμενο μεσω canard.

Ο διακανονισμός από το σύστημα καθοδήγησης σχετικά με την απόκριση του αεροσκάφους πρέπει να είναι σε θέση να εκτελεί την επιτάχυνση που έχει ρυθμιστεί στο κεφάλαιο 5. Δεδομένου ότι και οι δύο αυτές διαμορφώσεις φαίνεται να είναι σε θέση να παρέχουν το απαιτούμενο επίπεδο επιτάχυνσης, η εναπομένουσα πτυχή είναι η ταχύτητα της απόκρισης. Αποδείχθηκε ότι η διαμόρφωση με ελάχιστο μήκος ουράς $b_t = 17,40$ cm είναι ταχύτερη από την άλλη. έτσι, θα επιλεγεί για τον τελικό σχεδιασμό του πυραύλου.



Σχήμα 6.5 Βηματικές απαντήσεις – σενάριο 1



Σχήμα 6.6 Βηματικές απαντήσεις – σενάριο 2

6.6 ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Το κεφάλαιο αυτό περιέγραψε ορισμένες πτυχές του σχεδιασμού του αναχαιτιστή. Η ταξινόμηση των πυραύλων που παρασχέθηκε στην αρχή διευκρίνισε ποιο είδος κατασχεμένου επιλέχθηκε. Η διαμόρφωση canard επιλέχθηκε επειδή παρουσιάζει τις καλύτερες ιδιότητες ελιγμών και δεν πάσχει από επαγόμενες στιγμές κύλισης που μπορεί να προκαλέσουν αεροδυναμικές κινήσεις και προβλήματα αστάθειας. Ο πύραυλος Sidewinder θεωρήθηκε σημείο αναφοράς για το σχεδιασμό του αναχαιτιστή.

Το δυναμικό μοντέλο του εναέριου πλαισίου προέκυψε λαμβάνοντας υπόψη μόνο τα αεροδυναμικά αποτελέσματα. Η βαρύτητα και οι επιδράσεις ώσης θεωρήθηκαν αμελητέες για την υπό εξέταση κίνηση του πυραύλου. Η γραμμική διαμόρφωση του μοντέλου επέτρεψε την εκκίνηση του αεροσκάφους με δύο λειτουργίες μεταφοράς, μία μεταξύ της κάμψης του πτερυγίου και της πλευρικής επιτάχυνσης και μία μεταξύ της κάμψης του πτερυγίου και του ρυθμού πίσσας του πυραύλου.

Ανάλυση της αεροδυναμικής διαμόρφωσης του βλήματος όπως εκτελείται στο τέλος του κεφαλαίου.

Οι στατικές και δυναμικές ιδιότητες δύο ουρών μελετήθηκαν προκειμένου να επιλεγεί η καλύτερη

διαμόρφωση. Η απόσταση 17,40 cm παρουσίαζε την ταχύτερη απόκριση σε μια εντολή βήματος και, ως εκ τούτου, επιλέχθηκε για το σχεδιασμό του πυράυλου.

7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Σε αυτή τη διατριβή έχουν παρουσιαστεί αρκετές λύσεις που ισχύουν για τα αμυντικά συστήματα από βαλλιστικούς πυραύλους. Το ευρύ φάσμα των πτυχών που αφορούν τα συστήματα αυτά αφήνει περιθώρια για λύσεις διαφορετικής φύσης, από τα κύρια συστήματα συναγερμού μέχρι τις διαμορφώσεις σχεδιασμού. Στην πραγματικότητα, κάθε φάση της αποστολής παρουσιάζει διαφορετικές απαιτήσεις που πρέπει να πληρούνται.

Καθήκον του αμυντικού συστήματος είναι να εξουδετερώσει την απειλή ενός εισερχόμενου πυράυλου, ελέγχοντάς τον ή αποκλίνοντάς τον από την πορεία του. Το πρώτο βήμα για την επίτευξη αυτού του στόχου είναι η καλή γνώση της πορείας του πυράυλου. Είναι γνωστό ότι ένα δίκτυο αισθητήρων μπορεί να παρέχει τις απαιτούμενες πληροφορίες. Ωστόσο, οι μετρήσεις αυτές πρέπει να υφίστανται επεξεργασία με αλγόριθμο φιλτραρίσματος για την ανακατασκευή της πορείας. Διαπιστώθηκε ότι, κατά τη διάρκεια της φάσης απόκτησης, το σφάλμα εκτίμησης μπορεί να μειωθεί στα 50 m στη θέση και σε λίγα m/s στην ταχύτητα. Χρήση πιο λεπτών αισθητήρων για την παρακολούθηση των αποδόσεων: 10 m σφάλμα στη θέση και 1 m/s στην ταχύτητα.

Η άμυνα με πυραύλους αναχαιτίσης έχει μελετηθεί ως η λύση για την αντιμετώπιση απειλής. Ένα σημαντικό θέμα στον σχεδιασμό τακτικών πυράυλων αφορά στην καθοδήγηση κατά τη διάρκεια της τελικής φάσης της εμπλοκής. Το αποκαλούμενο τελικό παιχνίδι είναι μια πολύ κρίσιμη φάση, διότι τα μικρά σφάλματα μπορούν να οδηγήσουν σε μεγάλη απόσταση και σε αποτυχία της δέσμευσης. Οι νόμοι για την καθοδήγηση της τελευταίας τεχνολογίας εξετάστηκαν με την υποστήριξη αριθμητικών προσομοιώσεων. Οι Νόμοι Βέλτιστης Καθοδήγησης (OGL) έχουν το κοινό χαρακτηριστικό της καθοδήγησης του αναχαιτιστή στο τρίγωνο σύγκρουσης. Πρόκειται για μια συγκεκριμένη πορεία όπου είναι ο στόχος κάτω από μια συνεχή γραμμή όρασης.

Ιδιαίτερη προσοχή έχει δοθεί σε θέματα από την εκτίμηση των μεταβλητών που σχετίζονται με τις υποχρεώσεις. Οι περισσότεροι πύραυλοι χρησιμοποιούν μία μέτρηση εδράνων για να εντοπίσουν τους στόχους τους στο τελικό παιχνίδι. Ο απλός και πρακτικός νόμος καθοδήγηση για το PN μπορεί να εκφραστεί εύκολα από αυτή τη μοναδική μέτρηση. Από την άλλη πλευρά, πιο πολύπλοκοι νόμοι όπως ο APN ή OGL βασίζονται σε μεγαλύτερο αριθμό μεταβλητών. Ορισμένα από αυτά σχετίζονται με την γνώση του t_{go} κατά τη διάρκεια της αναχαίτησης και το εύρος της παρακολούθησης. Ακόμη και αν η βέλτιστη καθοδήγηση ισχύει μόνο υπό την μη ρεαλιστική παραδοχή της τέλει πληροφωρίας, οι πύραυλοι καθοδηγούμενοι μέσω OGL τείνουν να παραμένουν στο τρίγωνο σύγκρουσης με σχεδόν συνέχεια γωνία LOS. Είναι γνωστό στη βιβλιογραφία ότι μια τέτοια πορεία καθιστά αδύνατη την εκτίμηση της εμβέλειας με τη μόνη μέτρηση εδράνων. Η εκτίμηση της περιοχής είναι δυνατή μόνο αν ο πύραυλος απομακρυνθεί από το τρίγωνο σύγκρουσης.

Ένα πρόβλημα που πρέπει να επιλυθεί είναι ο τρόπος βελτιστοποίησης της συντήρησης ή όσον αφορά τις επιδόσεις παρακολούθησης και δέσμευσης, δηλαδή την απόσταση αστοχίας. Έχει προταθεί μια καθοδηγητική λύση που αποφεύγει τις τεχνικές βελτιστοποίησης των αριθμών, με βάση την ανάλυση των οκτώ τιμών του πίνακα αντιστοιχίας σφαλμάτων από το φίλτρο και το διαφορικό πλαίσιο για την αποφυγή σφαλμάτων. Οι οκτώ τιμές του πίνακα αντιστοιχίας σφαλμάτων, στην πραγματικότητα, μπορούν να παρατηρηθούν ως μέτρηση του επιπέδου ικανότητας των εκτιμώμενων μεταβλητών. Οι προτεινόμενες οδηγίες επισημάνθηκαν ως στοχαστική στρατηγική. Αντί να βελτιστοποιεί τους ελιγμούς, η αποκαλούμενη στρατηγική καθορίζει μια μέγιστη επιτρεπόμενη απόσταση από τη σύγκρουση μεταξύ του ενός. Στις αριθμητικές δοκιμές που πραγματοποιήθηκαν, αποδείχθηκε ότι έδωσε καλύτερα αποτελέσματα σε σύγκριση με την κλασική φόρμουλα των παιχνιδιών καταδίωξης-αποφυγής.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] V. J. Aidala. Kalman filter behavior in bearings-only tracking applications. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 15(1):29–39, 1979.
- [2] V. A. Andreev, V. S. Mikhailov, V. A. Solovey, and V. V. Kainov. Cluster launches of small satellites on Dnepr launch vehicle. In *Fifteenth AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 2001.
- [3] A. Arrow. Status and concerns for bank-to-turn control of tactical missiles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 8(2):267–274, 1985.
- [4] D. K. Barton, R. Falcone, D. Kleppner, F. K. Lamb, M. K. Lau, H. L. Lynch, D. Montague, D. E. Mosher, W. Priedhorsky, et al. Report of the american physical society study group on boost-phase intercept systems for national missile defense: Scientific and technical issues. *Reviews of modern physics*, 76(3):S1–S424, 2004.
- [5] R. R. Bate, D. D. Mueller, and J. E. White. *Fundamentals of astrodynamics*. Courier Dover Publications, 1971.
- [6] R. H. Battin. *An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics*. AIAA, 1999.
- [7] J. Z. Ben-Asher and I. Yaesh. Optimal guidance with reduced sensitivity to time-to-go estimation errors. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 20(1):158–163, 1997.
- [8] J. Z. Ben-Asher and I. Yaesh. *Advances in Missile Guidance Theory*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 1998.

- [9] S. M. Bezick, A. J. Pue, and C. M. Patzelt. Inertial navigation for guided missile systems. Johns Hopkins APL technical digest, 28(4):331–342, 2010.
- [10] A.B. Blair, J.M. Allen, G. Hernandez, United States. National Aeronautics, Space Administration. Scientific, and Technical Information Branch. Effect on tail-fin span on stability and control characteristics of a canard-controlled missile at supersonic Mach numbers. NASA technical paper. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Branch, 1983.
- [11] J. H. Blakelock. Automatic control of aircraft and missiles, volume 6. Wiley New York, 1991.
- [12] A. M. Bruckstein. Why the ant trails look so straight and nice. Mathematical Intelligencer, 15:59–62, 1993.
- [13] A. E. Bryson. Linear feedback solutions for minimum effort interception, rendezvous, and soft landing. AIAA Journal, 3(8), 1965.
- [14] A. E. Bryson. Applications of optimal control theory in aerospace engineering. Journal of Spacecraft and Rockets, 4:545–553, 1967.
- [15] A. E. Bryson and Y. Ho. Applied optimal control: optimization, estimation, and control. Blaisdell Pub. Co., 1969.
- [16] J. R. Burt Jr. The effectiveness of canards for roll control. Technical report, DTIC Document, 1976.
- [17] B. A. Conway and M. Pontani. Optimal interception of evasive missile warheads: numerical solution of the differential game. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 31(4):1111–1122, 2008.

- [18] G. J. Culler and B. D. Fried. Universal gravity turn trajectories. *Journal of Applied Physics*, 28(6):672–676, 1957.
- [19] B. Etkin. *Dynamics of atmospheric flight*. John Wiley & Sons Inc, 1972.
- [20] J. A. Fawcett. Effect of course maneuvers on bearings-only range estimation. *IEEE Transactions on Acoustics, Speech and Signal Processing*, 36(8):1193–1199, August 2002.
- [21] R. J. Fitzgerald. Shaping filters for disturbances with random starting times. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2(2):152–154, 1979.
- [22] A.L. Greensite. *Analysis and design of space vehicle flight control systems*. 1969.
- [23] S. Gutman. On optimal guidance for homing missiles. *Journal of Guidance and Control*, vol. 2, July-Aug. 1979, p. 296-300., 2:296–300, 1979.
- [24] S. Gutman and G. Leitmann. Optimal strategies in the neighborhood of a collision course. *AIAA Journal*, 14(9):1210–1212, 1976.
- [25] F. M. Ham and R. G. Brown. *Observability, Eigenvalues, and Kalman Filtering*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, AES-19, 1983.
- [26] S. E. Hammel, P. T. Liu, E. J. Hilliard, and K. F. Gong. Optimal observer motion for localization with bearing measurements. *Computers & Mathematics With Applications*, 18:171–180, 1989.
- [27] S. A. R. Hepner and H. P. Geering. Observability analysis for target maneuver estimation via bearing-only and bearing-rate-only measurements. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 13(6):977–983, 1990.

- [28] G. Hexner and H. Weiss. Stochastic approach to optimal guidance with uncertain intercept time. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 46(4):1804–1820, 2010.
- [29] S. A. Hildreth. Kinetic energy kill for ballistic missile defense: A status overview. DTIC Document, 2007.
- [30] Y. Ho, A. E. Bryson, and S. Baron. Differential games and optimal pursuit-evasion strategies. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 10(4):385–389, 1965.
- [31] D. G. Hull, J. L. Speyer, and C. Y. Tseng. Maximum-information guidance for homing missiles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 8(4):494–497, 1985.
- [32] M. Idan, T. Shima, and O. M. Golan. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual-control missiles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(4):1081–1089, 2007.
- [33] R. Isaacs. *Differential Games: A Mathematical Theory with Applications to Welfare and Pursuit, Control and Optimization*. John Wiley and Sons, 1965.
- [34] S. J. Julier and J. K. Uhlmann. New extension of the Kalman filter to nonlinear systems. In *AeroSense'97*, pages 182–193. International Society for Optics and Photonics, 1997.
- [35] S. J. Julier and J. K. Uhlmann. Unscented filtering and nonlinear estimation. *Proceedings of the IEEE*, 92(3):401–422, 2004.
- [36] S. J. Julier, J. K. Uhlmann, and H. F. Durrant-Whyte. A new approach for filtering nonlinear systems. In *Proceedings of the American Control Conference*, 1995, volume 3, pages 1628–1632. IEEE, 1995.

- [37] R. E. Kalman et al. A new approach to linear filtering and prediction problems. *Journal of basic Engineering*, 82(1):35–45, 1960.
- [38] J. Kidd and H. Caldwell. Defense support program - support to a changing world. In 1992 AIAA Space Programs and Technologies Conference, 1992.
- [39] F.H. Kishi and T.S. Bettwy. Optimal and Sub-optimal Designs of Proportional Navigation Systems., volume *Recent Advances in Optimization Techniques*, pages 519–540. John Wiley, 1965.
- [40] I. Kliner. A simple derivation of certain optimal control laws. Memo SAD 1230, Raytheon, Nov. 1970.
- [41] F. L. Lewis, L. Xie, and D. Popa. Optimal and robust estimation: with an introduction to stochastic control theory, volume 26. CRC, 2008.
- [42] G. N. Lewis and T. A. Postol. Future challenges to ballistic missile defense. *IEEE Spectrum*, 34(9):60–68, 1997.
- [43] X. R. Li and V. P. Jilkov. Survey of maneuvering target tracking: iii. measurement models. In *International Symposium on Optical Science and Technology*, pages 423 – 446. International Society for Optics and Photonics, 2001.
- [44] CF. Lin, Q. Wang, J. L. Spayer, J. H. Evers, and J. R. Cloutier. Integrated estimation, guidance, and control system design using game theoretic approach. In *American Control Conference*, 1992, pages 3220–3224. IEEE, 1992.
- [45] D. J. Murphy. Noisy bearings-only target motion analysis. PhD thesis, Dept. Elec. Eng., Northeastern Univ., 1969.

- [46] R. C. Nelson. Flight stability and automatic control. McGraw-Hill New York, 1989.
- [47] S. L. Nelson and P. Zarchan. Alternative approach to the solution of lambert's problem. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 15(4):1003–1009, 1992.
- [48] United States. General Accounting Office, United States. Congress. Senate. Committee on Governmental Affairs. Subcommittee on Federal Services, Post Office, and Civil Service. Ballistic missile defense: records indicate deception program did not affect 1984 test results: report to the Chairman, Subcommittee on Federal Services, Post Office, and Civil Service, Committee on Governmental Affairs, US Senate. The Office, 1994.
- [49] Y. Oshman and P. Davidson. Optimization of observer trajectories for bearings- only target localization. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 35(3):892 – 902, 1999.
- [50] G.H. Rapp. Performance improvements with Sidewinder missile airframe variants. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1979.
- [51] R. T. Reichert. Dynamic scheduling of modern-robust-control autopilot designs for missiles. *IEEE Control Systems*, 12(5):35–42, 1992.
- [52] R. D. Robinett, G. G. Parker, H. Schaub, J. L. Junkins, J.F. Bellantoni, and K.W. Dodge. A square root formulation of the Kalman-Schmidt filter. *AIAA journal*, 5(7):1309–1314, 1967.
- [53] J. S. Shamma and J. R. Cloutier. Gain-scheduled missile autopilot design using linear parameter varying transformations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 16(2):256–263, 1993.

- [54] T. Shima, M. Idan, and O. M. Golan. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 29(2):250–260, 2006.
- [55] T. Shima and J. Shinar. Time varying linear pursuit evasion game models with bounded controls. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(3), 2002.
- [56] J. Shinar. Solution techniques for realistic pursuit-evasion games. *Control Dyn. Syst., Adv. Theory Appl.*, 17:63–124, 1981.
- [57] J. Shinar and T. Shima. Nonorthodox guidance law development approach for intercepting maneuvering targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(4):658–666, 2002.
- [58] N.A. Shneydor. *Missile Guidance and Pursuit: Kinematics, Dynamics and Control*. Woodhead Publishing, 1998.
- [59] F. S. Simmons. *Rocket exhaust plume phenomenology*. Aerospace Corp, 2000.
- [60] D. Simon. *Optimal state estimation: Kalman, H infinity, and nonlinear approaches*. Wiley-Interscience, 2006.
- [61] G. M. Siouris. *Missile guidance and control systems*. Springer, 2004.
- [62] T.L. Song and T.Y. Um. Practical guidance for homing missiles with bearings-only measurements. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 32(1):434 – 443, 1996.
- [63] F. Tan, M. Hou, and H. Zhao. Autopilot design for homing missiles considering guidance loop dynamics. In *Intelligent Control and Information Processing (ICICIP), 2011 2nd International Conference on*, volume 1, pages 1–5. IEEE, 2011.

- [64] J. K. Uhlmann. Dynamic map building and localization: New theoretical foundations. PhD thesis, University of Oxford, 1995.
- [65] D. A. Wilkening. Airborne boost-phase ballistic missile defense. *Science and Global Security*, 12:1–67, 2004.
- [66] P. Zarchan. Representation of realistic evasive maneuvers by the use of shaping filters. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2(4), 1979.
- [67] P. Zarchan. Tactical and strategic missile guidance. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1994., 1994.
- [68] P. Zarchan. Boost-phase filtering options: Is simpler better? *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 33(6):1724–1731, 2010.