



ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΗ ΣΧΟΛΗ  
ΕΥΕΛΠΙΔΩΝ

Τμήμα Στρατιωτικών  
Επιστημών

ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΔΗΜΟΚΡΑΤΙΑ

ΔΙΔΡΥΜΑΤΙΚΟ ΔΙΑΤΜΗΜΑΤΙΚΟ

ΠΡΟΓΡΑΜΜΑ ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΩΝ ΣΠΟΥΔΩΝ

ΣΧΕΔΙΑΣΗ & ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ

ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ (SYSTEMS ENGINEERING)

(ΠΔ 96 / 2015 / ΦΕΚ 163Α' / 20.08.2014)



ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ

Σχολή Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης

## ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗ

### ΗΛΕΚΤΡΟ-ΟΠΤΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΙΧΝΗΛΑΤΗΣΗΣ ΕΝΑΕΡΙΩΝ ΣΤΟΧΩΝ (IRST) & ΣΥΝΤΗΞΗ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ (DATA FUSION)

Υπό:

ΓΕΩΡΓΙΟΥ-ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΥ ΓΑΪΤΑΝΑΚΗ

A.M.:2015018002

ΔΕΚΕΜΒΡΙΟΣ 2019

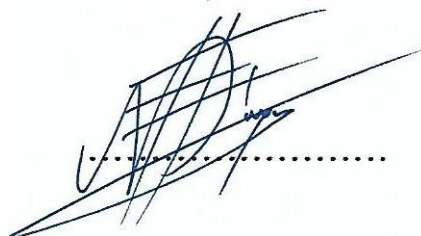
Η Μεταπτυχιακή Διατριβή του κυρίου Γαϊτανάκη Γεώργιου-Κωνσταντίνου εγκρίνεται:

## ΤΡΙΜΕΛΗΣ ΕΞΕΤΑΣΤΙΚΗ ΕΠΙΤΡΟΠΗ

Δρ. Ζηκίδης Κωνσταντίνος (Επιβλέπων),

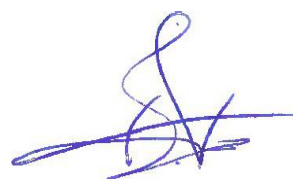


Καθηγητής Δρ. Δάρας Νικόλαος,



Επίκουρος Καθηγητής Δοϊτσίδης Ελευθέριος,





© Copyright

Γεώργιος-Κωνσταντίνος Γαϊτανάκης

Έτος 2019

Στον Πατέρα μου,  
για ό,τι άυλο μου έδωσε

ΣΕΛΙΔΑ ΣΚΟΠΙΜΑ ΚΕΝΗ

## ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Η διπλωματική αυτή εργασία είναι για εμένα το επιστέγασμα ενός δύσκολου, όμορφου αλλά και επίπονου δρόμου. Η εκπλήρωση ενός παιδικού ονείρου να ασχοληθώ με τον κόσμο των οπλικών συστημάτων και αν αυτό ήταν εφικτό να προσθέσω και εγώ το λιθαράκι μου, σε αυτόν. Μετά από αρκετές δυσκολίες και πολλές ώρες διαβάσματος ο στόχος επετεύχθη και είμαι πραγματικά ευγνώμων για αυτό. Δεν θα μπορούσα παρά να ευχαριστήσω όλους αυτούς οι οποίοι στάθηκαν αρωγοί σε αυτή μου την προσπάθεια και με τον τρόπο τους με έθεταν εντός τροχιάς κάθε φορά που οι καταστάσεις δυσκόλευαν. Ο καθένας τους ξέρει ποιος είναι και τους ευχαριστώ πραγματικά μέσα από τα βάθη της καρδιάς μου. Αρχικά θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κ. Ζηρίδη ο οποίος επαναπροσδιόρισε για εμένα την λέξη καθηγητής αλλά και για την πλήρη κατανόησή του σε προβλήματα τα οποία προέκυψαν όλον αυτόν τον καιρό. Η στάση του αλλά και η διαχείρισή του ήταν κάθε φορά κινητήριο δύναμη να συνεχίσω. Οι γνώσεις του αλλά πάνω απ' όλα το ανυστερόβουλο πάθος του, για το αντικείμενό του είχαν καταλυτικό ρόλο στην υλοποίηση της διπλωματικής αυτής. Πιστεύω πως στο διάβα αυτών των χρόνων καταφέραμε μαζί αρκετά πράγματα και κοιτάζοντας πίσω είμαι ευγνώμων για αυτή την συνεργασία. Θα ήθελα να ευχαριστήσω τους Ιωάννη Γιαβάσογλου & Φώτη Πανταζόγλου καθώς ξεκινήσαμε σαν συμφοιτητές στο μεταπτυχιακό αυτό και οι δυσκολίες, οι καταστάσεις, οι εντάσεις και το χιούμορ μας έφεραν να καταλήξουμε τρεις πραγματικοί φίλοι και νιώθω τυχερός για την φιλία αυτή. Νομίζω πως στον Φώτη πάει και το βραβείο των ανθρώπων οι οποίοι με έθεταν εντός τροχιάς. Μεγάλες ευχαριστίες στον κ. Δάρα για την οργάνωση αυτού του καινοτόμου μεταπτυχιακού αλλά και για τους ευσεβείς πόθους του να προωθήσει την εξωστρέφεια της Σ.Σ.Ε και να εισαγάγει την άμυνα στην ακαδημαϊκή πραγματικότητα της χώρας. Κάθε μέρα έδινε το 100% του εαυτού του και του αξίζουν πολλά συγχαρητήρια. Πολλές ευχαριστίες στον κ. Κλάδη ο οποίος συνέβαλλε καταλυτικά στην υλοποίηση μεγάλου μέρους της διπλωματικής. Οι γνώσεις του, η εμπειρία του και η προσέγγισή του στα πράγματα, ανέβασαν πολύ τον πήχη αυτής της εργασίας. Ευχαριστώ και όσους με στήριξαν από την πρώτη στιγμή του μεταπτυχιακού αυτού και ας μην είναι πια εδώ. Τα περισσότερα εύσημα και ευχαριστίες πάνε στους γονείς μου οι οποίοι με

στήριξαν όλα αυτά τα χρόνια ώστε να ασχοληθώ με το αντικείμενο το οποίο πραγματικά αγαπάω. Δυστυχώς ο πατέρας μου δεν πρόλαβε να δει την διπλωματική αυτή ολοκληρωμένη, για αυτό και του την αφιερώνω.

Γαϊτανάκης Γεώργιος-Κωνσταντίνος  
Κόρινθος-Δεκέμβριος 2019

Δύο καθήκοντα στο ξεκίνημα της ζωής σου:  
Να στενεύεις την τροχιά σου ολοένα, και πάντα να επαληθεύεις κάθε τόσο,  
μην πας τυχόν και κρύβεσαι κάπου έξω από την τροχιά σου.

Franz Kafka



ΣΕΛΙΔΑ ΣΚΟΠΙΜΑ ΚΕΝΗ

## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

<b>1</b>	<b>.ΑΡΧΕΣ ΥΠΕΡΥΘΡΗΣ ΑΚΤΙΝΟΒΟΛΙΑΣ &amp; ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ.....</b>	<b>2</b>
1.1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	2
1.2	ΙΣΤΟΡΙΚΟ ΥΠΟΒΑΘΡΟ ΚΑΙ ΣΥΓΧΡΟΝΕΣ ΤΑΣΕΙΣ.....	6
1.3	ΦΥΣΗ ΚΑΙ ΙΔΙΟΤΗΤΕΣ ΗΛΕΚΤΡΟΜΑΓΝΗΤΙΚΟΥ ΚΥΜΑΤΟΣ.....	14
1.3.1	Ηλεκτρομαγνητικό Κύμα.....	14
1.3.2	Ηλεκτρομαγνητικό Φάσμα.....	15
1.3.3	Υπέρυθρη Ακτινοβολία.....	16
1.3.4	Μέλαν Σώμα.....	17
1.3.5	Ακτινοβολία Μέλανος Σώματος.....	18
1.4	ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΙΚΗ ΔΙΑΔΟΣΗ ΥΠΕΡΥΘΡΗΣ ΑΚΤΙΝΟΒΟΛΙΑΣ.....	23
1.4.1	Διάθλαση και Νόμος του Snell.....	24
1.4.2	Σκέδαση και Νόμος του Rayleigh.....	26
1.4.3	Απορρόφηση.....	29
1.4.4	Μεταδοτικότητα και Επίδραση της Ατμόσφαιρας.....	30
<b>2</b>	<b>. ΙΧΝΗΛΑΤΗΣΗ ΣΤΟΧΩΝ ΚΑΙ ΑΠΟΚΑΛΥΨΗ ΤΗΣ ΑΠΟΣΤΑΣΗΣ ΤΟΥΣ, ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΥΠΕΡΥΘΡΗΣ ΑΚΤΙΝΟΒΟΛΙΑΣ.....</b>	<b>33</b>
2.1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	33
2.2	ΣΥΝΘΗΚΕΣ ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΟΣ.....	35
2.2.1	Νόμος του Beer.....	35
2.2.2	Η Ουράνια Ακτινοβολία (Sky Radiation).....	36
2.3	ΠΡΟΔΙΑΓΡΑΦΕΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ.....	37
2.4	ΤΟ ΜΟΝΤΕΛΟ IRST ΣΤΗΝ ΖΩΝΗ 3-5MM.....	38
2.4.1	Χαρακτηριστικά Αισθητήρα.....	38
2.4.2	Εκτίμηση της Απόστασης Αποκάλυψης.....	40

2.4.3	Αποτελέσματα Προσομοίωσης.....	43
2.5	ΤΟ ΜΟΝΤΕΛΟ IRST ΣΤΗΝ ΜΠΑΝΤΑ 8-12MM.....	45
2.5.1	Χαρακτηριστικά Αισθητήρα.....	45
2.5.2	Εκτίμηση της Απόστασης Αποκάλυψης.....	46
2.5.3	Αποτελέσματα Προσομοίωσης.....	47
2.6	ΑΝΤΙΒΑΛΛΙΣΤΙΚΗ ΑΜΥΝΑ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΥΠΕΡΥΘΡΗΣ ΑΚΤΙΝΟΒΟΛΙΑΣ.....	49
2.6.1	Μοντελοποίηση Στόχου.....	49
2.6.2	Σχεδιασμός και Μοντελοποίηση Υπέρυθρου Αισθητήρα Δορυφόρου .....	55
2.7	ΑΠΟΣΤΑΣΗ ΑΝΙΧΝΕΥΣΗΣ ΣΤΟΧΩΝ ΑΠΟ ΕΠΙΓΕΙΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΥΠΕΡΥΘΡΗΣ ΙΧΝΗΛΑΤΗΣΗΣ.....	58
2.7.1	Lock on Range.....	58
2.7.2	Η επίδραση των ατμοσφαιρικών συνθηκών στον εντοπισμό στόχου σε έρευνα εδάφους-αέρος.....	61
2.7.3	Αξιολόγηση εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας στόχου και αποστασιομέτρη .....	64
3	<b>.ΦΙΛΤΡΑ KALMAN &amp; ΕΦΑΡΜΟΓΗ.....</b>	<b>71</b>
3.1	ΦΙΛΤΡΟ KALMAN.....	71
3.1.1	Γενικά για το Kalman.....	71
3.1.2	Μαθηματική Επεξήγηση.....	72
3.1.3	Ο Αλγόριθμος του Kalman.....	1
3.2	ΕΚΤΕΤΑΜΕΝΟ ΦΙΛΤΡΟ KALMAN (EXTENDED KALMAN –EKF).....	1
3.2.1	Εισαγωγή.....	1
3.2.2	Μοντελοποίηση συστήματος.....	1
3.3	ΙΧΝΗΛΑΤΗΣΗ ΕΝΑΕΡΙΩΝ ΣΤΟΧΩΝ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ ΣΥΝΤΗΞΗΣ ΠΟΛΛΑΠΛΩΝ ΑΙΣΘΗΤΗΡΩΝ.....	1
3.3.1	Εισαγωγή.....	1
3.3.2	Το μοντέλο του στόχου.....	1
3.3.3	Η Μοντελοποίηση Των Αισθητήρων.....	1
3.4	Η ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΤΟΥ ΕΚF.....	1
3.4.1	Time update step.....	1
3.4.2	Measurement update step.....	1
3.5	ΤΕΧΝΙΚΕΣ ΣΥΝΤΗΞΗΣ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ.....	1

3.5.1	1η Μέθοδος-Centralized Fusion Architecture.....	1
3.5.2	2η Μέθοδος- Distributed Fusion Architecture.....	1
3.6	Η ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ.....	1
3.6.1	Στοιχεία & Αποτελέσματα της Προσομοίωσης.....	1
3.7	ΕΠΙΛΟΓΟΣ – ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	1

## ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η παρούσα διπλωματική διατριβή έχει ως στόχο να μελετήσει νέες μεθόδους και προσεγγίσεις όσον αφορά την Ιχνηλάτηση εναέριων στόχων. Ο 21<sup>ος</sup> αιώνας έχοντας φέρει μια ριζική αλλαγή στον τρόπο με τον οποίο διαμορφώνεται το σύγχρονο πεδίο μάχης, καλεί να γίνουν συνετές και ορθές επιλογές από δυνάμεις & επιτελεία όσον αφορά τις τεχνολογίες στις οποίες θα επενδύσουν, έτσι ώστε πάνω σε αυτές να βασιστεί η μελλοντική διασφάλιση της εθνικής τους κυριαρχίας. Στο πρώτο μέρος της παρούσας διατριβής γίνεται ανάλυση των ηλεκτρο-οπτικών συστημάτων IRST (Infrared Search and Track), της τεχνολογίας τους, αλλά και της εκτιμώμενης επίδοσης τους ως προς την ανίχνευση δυσδιάκριτων στόχων (stealth). Γίνεται αναλυτική προσομοίωση για την εύρεση της απόστασης στην οποία IRST εγκατεστημένο σε μαχητικό αεροσκάφος, είναι ικανό να εντοπίσει εχθρικό αεροσκάφος. Η προσομοίωση γίνεται στις μάντες 3-5μm & 8-12μm. Επιπλέον γίνεται εκτενής ανάλυση προσομοιώσεων χρήσεων της υπέρυθρης ακτινοβολίας για διάφορες εφαρμογές εντοπισμού εναέριων στόχων, είτε για αντιβαλλιστική άμυνα με χρήση δορυφόρων είτε για εντοπισμό εναέριων στόχων από επίγεια συστήματα (MANPADS). Το δεύτερο μέρος της διπλωματικής εστιάζει στην σύντηξη δεδομένων (Data Fusion) και πως αυτή μπορεί να γίνει πολλαπλασιαστικής ισχύος στο σύγχρονο πεδίο μάχης. Στο πολυαισθητηριακό σύγχρονο πεδίο μάχης δεδομένα από διαφορετικούς αισθητήρες μπορούν να μεταμορφωθούν σε μια κοινή μορφή (ένα κοινό σύστημα) και να συμπυκνωθούν με στατιστικές μεθόδους, με σκοπό να αποσπαστεί το μέγιστο ποσό πληροφορίας, έτσι ώστε να επιτευχθεί η βέλτιστη εκτίμηση θέσης & χαρακτηριστικών ενός στόχου. Αυτό ακριβώς είναι το Data Fusion ή σύντηξη δεδομένων. Πέραν από τις δύο διαφορετικές μαθηματικές μεθόδους σύντηξης δεδομένων οι οποίες αναλύονται γίνεται και ανάλυση προσομοίωσης σε Matlab συνεργασίας IRST και RADAR με σύντηξη των δεδομένων τους ως προς κοινό στόχο τον οποίο ιχνηλατούν. Ακολουθεί η αξιολόγηση της ιχνηλάτησης του στόχου από τον κάθε αισθητήρα ξεχωριστά αλλά και από την κάθε μέθοδο σύντηξης ώστε να αξιολογηθεί το σφάλμα εκτίμησης και να βρεθεί η βέλτιστη μέθοδος.

Τονίζεται πως σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας δεν είναι σε καμία περίπτωση η προώθηση, διαφήμιση ή έστω μεροληψία λόγω προσωπικών πεποιθήσεων κάποιου αμυντικού-οπλικού συστήματος. Τα στοιχεία και οι εκτιμήσεις τα οποία παρουσιάζονται προέρχονται από βιβλιογραφικές-επιστημονικές πηγές ή είναι αποτελέσματα προσομοιώσεων και δεν εκφράζουν επ' ουδενί την Στρατιωτική Σχολή Ευελπίδων ή την σχολή Ικάρων, παρά μόνο τον συγγραφέα.

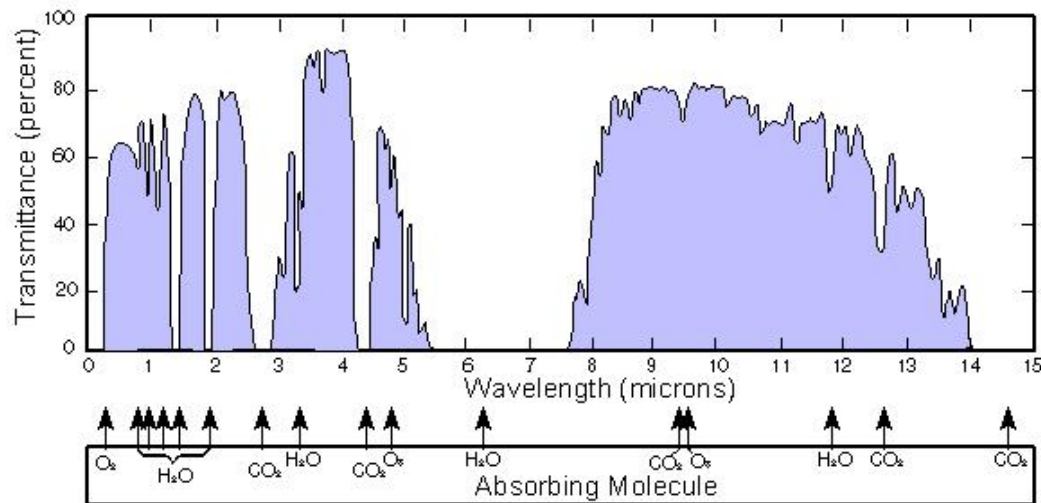
## Κεφάλαιο 1<sup>ο</sup>

# 1 .Αρχές υπέρυθρης ακτινοβολίας & εφαρμογές

### 1.1 Εισαγωγή

Η υπέρυθρη ακτινοβολία (Infrared Radiation – IR) είναι αόρατη ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία, με μήκη κύματος μεγαλύτερα από αυτό του ερυθρού φωτός, η οποία τυπικά καλύπτει το φάσμα από τα 300 GHz (μήκος κύματος 1 mm ή 1000  $\mu\text{m}$ ) έως τα 430 THz (0,7  $\mu\text{m}$ ). Κάθε αντικείμενο με θερμοκρασία πάνω από το απόλυτο μηδέν εκπέμπει ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία, κυρίως στο υπέρυθρο φάσμα. Αντικείμενα σε υψηλότερες θερμοκρασίες εκπέμπουν επίσης και ορατό φως, όπως στην περίπτωση του λαμπτήρα πυρακτώσεως ή του ήλιου. Η φασματική πυκνότητα της ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας η οποία εκπέμπεται από ένα μέλαν σώμα σε θερμική ισορροπία δίδεται από τον νόμο του Planck [1] .

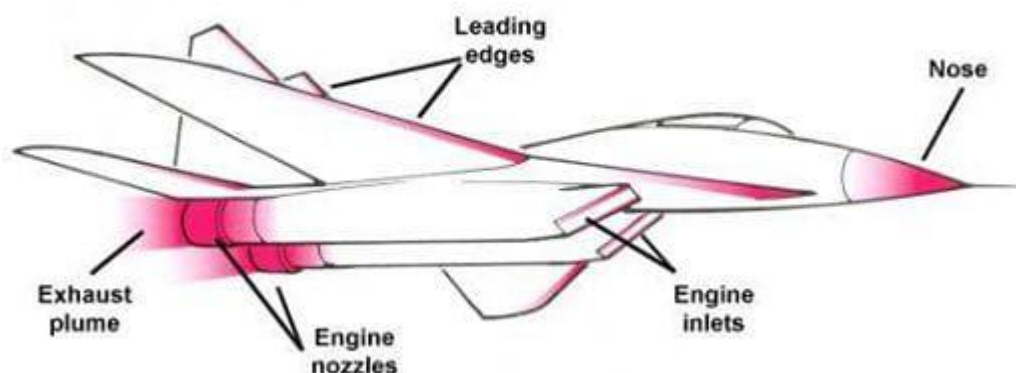
Καθώς η υπέρυθρη ακτινοβολία διαδίδεται μέσω της ατμόσφαιρας, απορροφάται από υδρατμούς, διοξείδιο του άνθρακα, μονοξείδιο του άνθρακα, οξείδιο του αζώτου κλπ. Ως εκ τούτου, μόνο συγκεκριμένα “παράθυρα” (οι υποπεριοχές των 3-5  $\mu\text{m}$  και 8-12  $\mu\text{m}$ ) επιτρέπουν ικανοποιητική διάδοσή της. Στην Εικόνα 1.1 απεικονίζεται η μεταδοτικότητα (transmittance) της ατμόσφαιρας σε 1 ναυτικό μίλι στο επίπεδο της θάλασσας [2]. Η μεταδοτικότητα γενικώς βελτιώνεται καθώς το υψόμετρο αυξάνεται.



**Εικόνα 1.1:** Η μεταδοτικότητα (transmittance) IR της ατμόσφαιρας στο επίπεδο της θαλάσσης για διάστημα 1 ναυτικού μιλίου [2]. Τα πιο χρήσιμα "παράθυρα" είναι του μεσαίου κύματος (mid-wave IR – MWIR) με μήκος κύματος 3-5  $\mu\text{m}$  και του μακρού κύματος (long wave IR – LWIR) με μήκος κύματος 8-12  $\mu\text{m}$ .

Όσον αφορά την περίπτωση ενός αεροπλάνου, η θερμική του υπογραφή όπως φαίνεται και στην εικόνα 1.2 παρουσιάζει μια σύνθετη δομή προερχόμενη από τα ακόλουθα τμήματα:

- Τα θερμά τμήματα του κινητήρα (κεντρικό τμήμα του κινητήρα, τελευταία στάδια του στροβίλου, εσωτερική επιφάνεια των πτερυγίων ελέγχου του ακροφυσίου εξαγωγής).
- Τα καυσαέρια του κινητήρα (εκπομπές από την καύση του καυσίμου, κυρίως διοξείδιο του άνθρακα και υδρατμοί).
- Την δομή του αεροσκάφους, που περιλαμβάνει όλες τις εξωτερικές επιφάνειες των πτερύγων, της ατράκτου, της καλύπτρας κλπ. καθώς και ηλιακές και επίγειες αντανάκλασεις και το κρουστικό κύμα Mach (αεροδυναμική θέρμανση).



**Εικόνα 1.2:** Τα κύρια τμήματα εκπομπής θερμικής ακτινοβολίας ενός μαχητικού αεροσκάφους

Επομένως, κάθε όχημα το οποίο πετάει στον αέρα εκπέμπει αναπόφευκτα θερμική ακτινοβολία, η οποία μπορεί να ανιχνευθεί, εάν παρουσιάζει επαρκή αντίθεση με το ψυχρό υπόβαθρο.

Η πιο συνηθισμένη διάταξη η οποία εκμεταλλεύεται αυτό το χαρακτηριστικό εναντίον ενός στόχου αέρος είναι ο πύραυλος υπέρυθρης αναζήτησης, ο οποίος ανιχνεύει την θερμότητα του επικείμενου στόχου και έχει ιστορία πάνω από μισό αιώνα. Εκτός από την καθοδήγηση βάση της θερμότητας, τα συστήματα έρευνας και ιχνηλάτησης υπέρυθρης ακτινοβολίας (InfraRed Search & Track ή IRST, όπως θα αναφέρονται στη συνέχεια) έχουν χρησιμοποιηθεί από τα τέλη της δεκαετίας του '50 για ανίχνευση και στόχευση, στο πεδίο αέρος-αέρος. Τα συστήματα IRST, όντας παθητικοί αισθητήρες, παρέχουν σημαντικά πλεονεκτήματα, καθώς δεν προειδοποιούν τον αντίπαλο. Επιπλέον, η παρεμβολή τους δεν είναι τόσο εύκολη υπόθεση, όσο αυτή των ραντάρ. Επίσης προσφέρουν καλύτερη γωνιακή ανάλυση σε σχέση με το ραντάρ, με βασικό τους όμως μειονέκτημα την μη δυνατότητα αποστασιομέτρησης του στόχου.

Στο σύγχρονο πεδίο μάχης σε αέρα, θάλασσα και ξηρά, εκτός από τα μαχητικά αεροσκάφη, η τεχνολογία IRST χρησιμοποιείται σε ναυτικά συστήματα αεράμυνας, καθώς και σε συστήματα



προστασίας των αρμάτων μάχης (Active Protection Systems – APS). Με την αξιοποίηση της συγχώνευσης δεδομένων (Data Fusion) στα σύγχρονα συστήματα μάχης, καθίσταται δυνατή η επίτευξη σημαντικών βελτιώσεων στην αποτελεσματικότητά τους, με τον συνδυασμό, τη διασύνδεση και τη συσχέτιση δεδομένων από πολλούς αισθητήρες και πηγές, όπως το ραντάρ και το σύστημα IRST (απόσταση – γωνιακή ακρίβεια) [3] με απώτερο σκοπό την καλύτερη εκτίμηση της θέσης του στόχου.

Από την άλλη πλευρά, τα συστήματα υπέρυθρης ακτινοβολίας είναι αρκετά πιο ευαίσθητα από τα ραντάρ σε αντίξοες καιρικές συνθήκες, κάτι το οποίο είναι και λογικό καθώς είναι ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία υψηλότερης συχνότητας. Ως εκ τούτου και λαμβάνοντας υπόψη την αλματώδη πρόοδο της τεχνολογίας ραντάρ, τα συστήματα IRST εγκαταλείφθηκαν από τις Η.Π.Α. στα τέλη της δεκαετίας του 90', με το F-14D Tomcat να αποτελεί το τελευταίο μαχητικό εξοπλισμένο με IRST.

Τα αεροσκάφη (Α/Φ) χαμηλής παρατηρησιμότητας ή Stealth, πέραν της μειωμένης ράδιοδιατομής τους (Radar Cross Section – RCS) η οποία είναι και το επίκεντρο της σχεδιαστικής τους φιλοσοφίας, εφαρμόζουν τεχνικές οι οποίες ελαττώνουν επίσης και την θερμική τους υπογραφή. Τέτοιες τεχνικές είναι η χρήση κινητήρων χωρίς μετακαυστήρα (όπως στην περίπτωση του F-117 και του B-2), η χρήση στροβιλοανεμιστήρων κινητήρων (turbofan) με μεγάλο λόγο παράκαμψης (όπου η ροή παράκαμψης χρησιμοποιείται για να ψύξει τα καυσαέρια) και η τοποθέτηση των ακροφυσίων εξαγωγής στην άνω πλευρά, σε μία προσπάθεια απόκρυψης της θέασης των θερμών καυσαερίων από κάτω (όπως στην περίπτωση του B-2 & του F-117). Μερικά Α/Φ χρησιμοποιούν το καύσιμό τους ως ψυκτικό υγρό, μεταφέροντας πλεονάζουσα θερμότητα σε αυτό αυξάνοντας συγχρόνως την θερμογόνο δύναμη του καυσίμου, όπως π.χ. το F-35. Δρώντας ουσιαστικά σαν ένας εναλλάκτης θερμότητας. Παρ' όλες αυτές τις προσπάθειες, είναι απλά αδύνατο να εξαφανιστεί πλήρως μία τέτοια πηγή θερμότητας, όπως ένα Α/Φ η οποία πετά με μεγάλη ταχύτητα σε ένα ψυχρό φόντο(background) και εκπέμπει στο υπέρυθρο φάσμα. Για το λόγο αυτό, τα συστήματα IRST διαφαίνεται ότι αποτελούν μία βάσιμη και ρεαλιστική προσέγγιση εναντίον δυσδιάκριτων στόχων (stealth).

Εν αντιθέσει με τις Η.Π.Α, οι Ρώσοι δεν εγκατέλειψαν ποτέ τα IRST, εξοπλίζοντας με τέτοια συστήματα τα περισσότερα μαχητικά τους, από τη δεκαετία του '60 και εντεύθεν. Οι Κινέζοι, οι οποίοι προχωρούν ταχέως στη σχεδίαση χαμηλής παρατηρησιμότητας αεροσκαφών, εξοπλίζουν το Chengdu J-20 και το Shenyang FC-31 με προηγμένα ηλεκτροοπτικά συστήματα, τα οποία

εμφανίζουν ομοιότητες με τα αντίστοιχα του F-35 και θα αναλυθούν εκτενώς παρακάτω. Επιπλέον, τις τελευταίες δεκαετίες, όλα τα σύγχρονα ευρωπαϊκά μαχητικά αεροσκάφη (Rafale, Eurofighter Typhoon, Gripen NG) φέρουν προηγμένα συστήματα IRST τελευταίας γενιάς, με αυξημένες δυνατότητες. Μετά από αυτές τις εξελίξεις, οι οποίες μπορεί να θέσουν σε κίνδυνο το πλεονέκτημα της τεχνολογίας χαμηλής παρατηρησιμότητας, οι Ηνωμένες Πολιτείες ξεκίνησαν εκ νέου την ανάπτυξη συστημάτων IRST. Η μοντελοποίηση της υπέρυθρης ακτινοβολίας εναέριων στόχων είναι ένα πολύ σημαντικό κομμάτι της stealth τεχνολογίας και χρησιμοποιείται :

- i) Στην εκτίμηση της τρωτότητας (Vulnerability-Susceptibility) του αεροσκάφους εναντίων απειλών οι οποίες φέρουν infrared αισθητήρες.
- ii) Στον σχεδιασμό εξελιγμένων τεχνικών για την μείωση-ελαχιστοποίηση της υπέρυθρης ακτινοβολίας του στόχου (Infrared Signature).
- iii) Στον σχεδιασμό της πορείας του αεροσκάφους μέσα στο πεδίο της μάχης ώστε να μειώσει τις πιθανότητες να βληθεί από υπέρυθρο πύραυλο εδάφους-αέρος (Survivability) .

Στην επόμενη ενότητα, παρουσιάζονται στρατιωτικές εφαρμογές της υπέρυθρης ακτινοβολίας ,η ιστορική τους εξέλιξη καθώς και τα σύγχρονα συστήματα IRST. Στην ενότητα 1.3 παρουσιάζεται το θεωρητικό-μαθηματικό υπόβαθρο το οποίο απαιτείται για την κατανόηση της εκπομπής θερμότητας με ακτινοβολία. Ενώ στην 1.4 παρουσιάζεται η μοντελοποίηση της ατμοσφαιρικής διάδοσης της ακτινοβολίας.

## 1.2 Ιστορικό Υπόβαθρο και Σύγχρονες Τάσεις

Όπως αναφέρθηκε, μία από τις πρώτες στρατιωτικές εφαρμογές η οποία βασίστηκε στην υπέρυθρη ακτινοβολία είναι ο πύραυλος υπέρυθρης αναζήτησης (heat seeker). Το πιο χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι ο AIM-9 Sidewinder. Η ανάπτυξη ξεκίνησε ευθύς αμέσως μετά τον 2ο Παγκόσμιο Πόλεμο, το 1946. Δέκα χρόνια αργότερα, ο AIM-9A/B είχε τεθεί σε παραγωγή. Αρχικά χρησιμοποιήθηκε από το U.S. Navy υπερέχοντας σε επιδόσεις από τον ανάλογο πύραυλο της USAF, τον AIM-4 Falcon, τελικά χρησιμοποιήθηκε και για τα μαχητικά της USAF. Τα αρχικά

μοντέλα (έως την έκδοση AIM-9J) χρησιμοποιούσαν αισθητήρα PbS στην ζώνη μικρού κύματος (short-wave IR – SWIR, 1,9-2,6  $\mu\text{m}$ ), ενώ τα επόμενα μοντέλα (από τον AIM-9L έως τον AIM-9P) ήταν εξοπλισμένα με αισθητήρα InSb (MWIR, 4  $\mu\text{m}$ ), επιτρέποντας εμπλοκές ολικής θέασης (“all aspect”), δηλαδή επίθεση από όλες τις κατευθύνσεις, όχι μόνο από το οπίσθιο μέρος.

Με κάθε νέα έκδοση του AIM-9, υπήρχαν βελτιώσεις που αφορούσαν κυρίως την εμβέλεια του πυραύλου και το σύστημα καθοδήγησης, καθώς οι πιο προηγμένες τεχνολογίες αισθητήρων επέτρεπαν μεγαλύτερες αποστάσεις ανίχνευσης, ενώ ήταν πιο αποτελεσματικές στην απόρριψη των αντιμέτρων υπερύθρων (InfraRed Counter Measures – IRCM), όπως οι θερμοβολίδες (flares). Η πιο πρόσφατη έκδοση είναι ο AIM-9X Block II, ο οποίος χρησιμοποιεί αισθητήρα διάταξης εστιακού επιπέδου (Focal Plane Array), στη ζώνη MWIR. Ο AIM-9X μπορεί να χρησιμοποιηθεί και ως επιφανείας-αέρος, εκτός από αέρος-αέρος. Άλλοι πύραυλοι αέρος-αέρος υπέρυθρης αναζήτησης είναι ο βρετανικός ASRAAM, ο IRIS-T (προέκυψε από ένα πολυεθνικό πρόγραμμα με επικεφαλής τη Γερμανία, στο οποίο συμμετείχε και η Ελλάδα), ο γαλλικός MICA IR (πύραυλος μέσης εμβελείας, με data link, ανιχνευτή δύο ζωνών και κατευθυνόμενη ώση) και ο ρωσικός R-73. Αρκετοί σύγχρονοι πύραυλοι διαθέτουν δύο αισθητήρες, καλύπτοντας και τη ζώνη LWIR πέραν της συνήθους MWIR, ώστε να είναι σε θέση να ξεχωρίσουν τον στόχο από τις θερμοβολίδες ή άλλα “δολώματα”, χρησιμοποιώντας στοιχεία HgCdTe (Mercury Cadmium Telluride) αξιολογώντας τις διαφορές στην ένταση της ακτινοβολίας μεταξύ των δύο ζωνών.

Μία παρεμφερής οικογένεια πυραύλων είναι τα φορητά αντιαεροπορικά συστήματα, γνωστά και ως MANPADS (Man-Portable Air-Defence Systems), τα οποία είναι πύραυλοι εδάφους-αέρος που εκτοξεύονται από φορητούς εκτοξευτήρες εναντίον χαμηλά ιπτάμενων στόχων (έως 10.000 ft), όπως π.χ. ελικόπτερα. Οι περισσότεροι πύραυλοι εξ αυτών χρησιμοποιούν υπέρυθρη αναζήτηση, με συστήματα καθοδήγησης παρόμοια με αυτά των πυραύλων αέρος-αέρος τα οποία περιεγράφηκαν ανωτέρω, συμπεριλαμβανομένης της διάταξης εστιακού επιπέδου για τα συστήματα τελευταίας γενεάς. Παραδείγματα της κατηγορίας αυτής είναι ο αμερικανικός Stinger (οι τελευταίες εκδόσεις του εκμεταλλεύονται επίσης και την υπεριώδη ακτινοβολία – UV), ο γαλλικός Mistral και τα ρωσικά συστήματα Igla, Strela και Verba. Η μέγιστη εμβέλεια των πυραύλων αυτών είναι της τάξης των 4-5 ναυτικών μιλίων.

Μία ακόμα οικογένεια ηλεκτρο-οπτικών συστημάτων είναι τα συστήματα FLIR (Forward Looking IR). Αυτά είναι συνήθως πιο περίπλοκες κάμερες θερμικής απεικόνισης, στη ζώνη MWIR, για χρήσεις κυρίως αέρος-εδάφους. Παρέχουν υπέρυθρη εικόνα η οποία χρησιμοποιείται για

σκοπούς ναυτιλίας, επιτήρησης, αναγνώρισης και στόχευσης, κατά τη διάρκεια ημέρας ή νύχτας. Παραδείγματα συστημάτων που περιλαμβάνουν υποσύστημα FLIR είναι το σύστημα LANTIRN (αποτελούμενο από τα ατρακτίδια ναυτιλίας AN/AAQ-13 και στόχευσης AN/AAQ-14, τα ατρακτίδια AN/AAQ-33 Sniper Advanced Targeting Pod, AN/ASQ-228 Advanced Targeting FLIR (ATFLIR), AN/AAQ-28(V) LITENING, το γαλλικό Damocles, καθώς και το TADS/PNVS (Target Acquisition and Designation Sights, Pilot Night Vision System) των επιθετικών ελικοπτέρων AH-64 Apache. Τα περισσότερα από τα παραπάνω συστήματα είναι επίσης εξοπλισμένα με κάμερες υψηλής ανάλυσης ορατού φάσματος, διάταξη laser για αποστασιομέτρηση (rangefinding), καθώς και διάταξη κατάδειξης laser (designation) για σκοπούς στόχευσης. Πολλά ελικόπτερα είναι εφοδιασμένα με συστήματα FLIR, προκειμένου να εκτελούν παρακολούθηση ημέρα και νύχτα.



**Εικόνα 1.3:** Ένα Phantom F-4B με την κεφαλή του υπέρυθρου αισθητήρα AAA-4, τοποθετημένη κάτω από το ραντάρ. Λόγω των βελτιώσεων στους AIM-9 Sidewinder και της περιορισμένης χρησιμότητάς του, ο αισθητήρας αυτός δεν διατηρήθηκε σε επόμενες εκδόσεις του F-4 [4].

Τα συστήματα IRST είναι συσκευές οι οποίες δεν παρέχουν εικόνα αλλά χρησιμοποιούνται για σκοπούς ανίχνευσης στόχων αέρος-αέρος. Αρχικά εκμεταλλεύονταν τη ζώνη LWIR, ενώ μεταγενέστερα LWIR ή MWIR. Τα πρώτα συστήματα IRST εμφανίσθηκαν γύρω στο τέλος της δεκαετίας του '50 – αρχές δεκαετίας του '60, σε αμερικανικά Α/Φ αναχαίτισης, όπως τα F-101

Voodoo, F-102 Delta Dagger και F-106 Delta Dart. Χρησιμοποιήθηκαν επίσης στο F-8E Crusader, το F-4 Phantom (βλ. Εικόνα 1.3) και στα σουηδικά J-35A και J-35F-2 Draken. Αυτά ήταν απλοί αισθητήρες υπέρυθρης ακτινοβολίας, που πραγματοποιούσαν οριζόντια σάρωση και παρείχαν στοιχεία σε μια οθόνη κάτω από την κύρια οθόνη ραντάρ. Οποιοδήποτε υπέρυθρο σήμα λαμβανόταν από τον αισθητήρα, θα δημιουργούσε μία ένδειξη στην οθόνη, επιτρέποντας στον πιλότο να θέσει χειροκίνητα το ραντάρ στη σχετική γωνία, προσπαθώντας να ανιχνεύσει τον στόχο με το ραντάρ. Αυτά τα πολύ πρώιμα συστήματα είχαν περιορισμένη χρησιμότητα και εγκαταλείφθηκαν όταν εμφανίστηκαν πιο προηγμένα συστήματα ραντάρ.



**Εικόνα 1.4:** Ένα F-14D Super Tomcat του U.S. Navy ετοιμάζεται να συνδεθεί με ένα Α/Φ εναέριου ανεφοδιασμού, με προτεταμένο το ακροσωλήνιο λήψης καυσίμων. Κάτω από τον κόνο του ραντάρ, διακρίνονται τα δύο ηλεκτρο-οπτικά συστήματα, το AN/AXX-1 Television Camera Set (TCS) και το IRST AN/AAS-42 (με τον σκουρόχρωμο θόλο). Το F-14 απεσύρθη από την ενεργό υπηρεσία το 2006 και, μέχρι την έλευση του F-35, ήταν το τελευταίο αμερικανικό μαχητικό αεροσκάφος εξοπλισμένο με IRST.

Στην δεκαετία του '90, αναπτύχθηκε το IRST AN/AAS-42, ένας προηγμένος αισθητήρας γραμμικής διάταξης σάρωσης (Scanned Linear Array), στη ζώνη LWIR (αν και αρχικά υπήρχε και

ανάλογη διάταξη στη ζώνη MWIR). Χρησιμοποιήθηκε στο Α/Φ F-14D Tomcat (γνωστό και ως Super Tomcat). Ήταν τοποθετημένο κάτω από το ραντάρ και διέθετε έξι διαφορετικές λειτουργίες, παρόμοιες με το ραντάρ AN/APG-71. Σύμφωνα με την αμυντική επιθεώρηση Jane's, ένα ειδικό πλαίσιο το οποίο ήταν αδρανειακά σταθεροποιημένο στους 3 άξονες επέτρεπε στο σύστημα να ερευνά με ακρίβεια πολλαπλούς όγκους σάρωσης, είτε αυτόματα, είτε υπό τον έλεγχο του πιλότου. Αυτός ήταν ένας αρκετά ικανός αισθητήρας IRST, "σχεδιασμένος να επιτρέπει την πολλαπλή παρακολούθηση στόχων που εκπέμπουν θερμική ακτινοβολία σε εξαιρετικά μεγάλες αποστάσεις για την επαύξηση της πληροφορίας η οποία παρέχεται από τα συμβατικά τακτικά ραντάρ". Νεότερες εκδόσεις αυτού του αισθητήρα τοποθετήθηκαν στη συνέχεια σε μαχητικά εξαγωγής, όπως το Eagle F-15SG (παραγγελία της αεροπορίας της Σιγκαπούρη, ως μέρος του συστήματος αισθητήρων "TIGER Eyes").

Όμως, το F-14D απεσύρθη από το USN το 2006. Την ίδια εποχή, η USAF ήταν απρόθυμη να υιοθετήσει έναν αισθητήρα IRST, αποφασίζοντας να μην χρηματοδοτήσει την ανάπτυξη του AIRST (Advanced IRST), το οποίο θα εξόπλιζε το γνωστό σήμερα F-22 Raptor. Λαμβάνοντας υπόψη ότι τότε δεν υπήρχε ανάλογο σύστημα στο αμερικανικό οπλοστάσιο, η απόφαση αυτή άφησε για μερικά χρόνια τις ΗΠΑ χωρίς κάποιο μαχητικό το οποίο να διαθέτει IRST.

Η κατάσταση αυτή πλέον αλλάζει και οι ΗΠΑ φαίνεται ότι δραστηριοποιούνται ξανά στο IRST:

- Το 5<sup>ης</sup> γενιάς F-35 είναι εξοπλισμένο με δύο ηλεκτρο-οπτικά συστήματα, το Κατανεμημένο Σύστημα Διαφράγματος (Distributed Aperture System – DAS) AN/AAQ-37 και το Ηλεκτρο-οπτικό σύστημα σκόπευσης (Electro-Optical Targeting System – EOTS) AN/AAQ-40. Το DAS είναι ένα σύστημα το οποίο λειτουργεί σε δύο ζώνες , MWIR (3-5μm) και LWIR (8-10μm) ενώ περιλαμβάνει 6 υπέρυθρους αισθητήρες γύρω από το αεροπλάνο ώστε να εξασφαλίσει σφαιρική κάλυψη, παρέχοντας εικόνα ημέρα και νύχτα. Παράλληλα δρα ως ένα σύστημα αποκάλυψης εισερχόμενι πυραύλου (Missile Approach Warning System) καθώς και ως IRST. Στην εικόνα 1.5 φαίνονται με λεπτομέρεια οι τομείς κάλυψής του, περιμετρικά του αεροσκάφους, ενώ για τον καθένα από τους 6 αισθητήρες έχουν γνωστοποιηθεί τα παρακάτω χαρακτηριστικά :
1. Μέγεθος: 7\*5\*4 inch
  2. Βάρος: 9 λίβρες



## 3. Κατανάλωση ισχύος: 20W

Το EOTS συνδυάζει λειτουργία FLIR και IRST, κυρίως για σκοπούς αέρος-εδάφους, ενώ μοιράζεται πολλές κοινές βαθμίδες με το Sniper Advanced Targeting Pod, αν και είναι τοποθετημένο εσωτερικά και δεν φέρεται ως εξωτερικό ατρακτίδιο, με όλα τα πλεονεκτήματα τα οποία έχει η αρχιτεκτονική αυτή. Ένα αναβαθμισμένο EOTS έχει προταθεί να αντικαταστήσει το υφιστάμενο σε νεότερες εκδόσεις του F-35, το οποίο θα διαθέτει διάφορες βελτιώσεις, συμπεριλαμβανομένης της λειτουργίας στη ζώνη SWIR.

1. The electro-optic targeting system (EOTS) being developed by Lockheed Martin and BAE SYSTEMS. This is an internally carried EO targeting system that shares many common modules with the SNIPER XR pod already mentioned. The EOTS looks downwards and forwards with respect to the aircraft centre-line, as shown in Figure 5.36. The EOTS installation and EO sensor window are shown.

<http://www.helitavia.com/books/Mil%20Av%20Sys/Wiley%20-%20Military%20Avionics%20Systems.pdf>

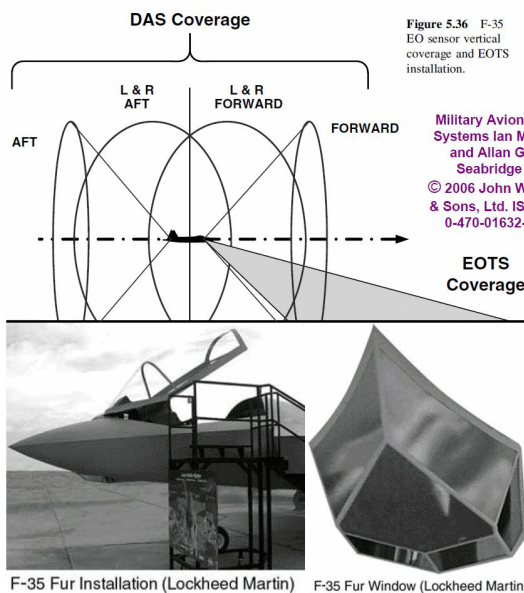
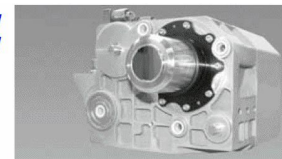
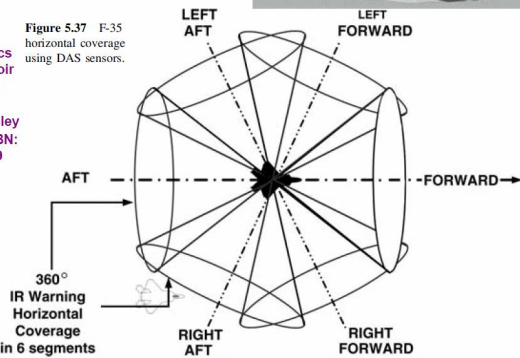


Figure 5.36 F-35 EO sensor vertical coverage and EOTS installation.

Military Avionics Systems Ian Moir and Allan G. Seabridge  
© 2006 John Wiley & Sons, Ltd. ISBN: 0-470-01632-9

Figure 5.37 F-35 horizontal coverage using DAS sensors.



2. The distributed aperture system (DAS) being developed by Northrop Grumman together with BAE SYSTEMS comprises six EO sensors located around the aircraft to provide the pilot with 360° situational awareness information that is detected by passive means. The concept of horizontal coverage of the DAS is depicted in Figure 5.37. The six DAS sensors provide a complete lateral coverage and are based upon technology developed for the BAE SYSTEMS Sigma package (shown in the inset). Key attributes are dual-band MWIR (3–5 μm) and LWIR (8–10 μm) using a 640 × 512 FPA. Each sensor measures ~7 × 5 × 4 in, weighs ~9 lb and consumes less than 20 W. Sensor devices with megapixel capability (1000 × 1000) are under development and will be incorporated.

**Εικόνα 1.5:** Φαίνεται το εύρος κάλυψης των DAS και EOTS αντίστοιχα στο αεροσκάφος F-35 της Lockheed Martin

- Το 2015, το USN ενέκρινε την παραγωγή χαμηλού ρυθμού του συστήματος αισθητήρα IRST21, με σκοπό να εξοπλίσει τα F/A-18 Super Hornet με IRST. Ο αισθητήρας IRST21 βασίζεται στο παλαιότερο IRST AN/AAS-42 και τοποθετείται στην εμπρόσθια πλευρά της κεντρικής εξωτερικής δεξαμενής καυσίμου του F/A-18E/F. Ο IRST21 είναι και ο κύριος αισθητήρας του Legion Pod, ενός αισθητηριακού συστήματος πολλαπλών λειτουργιών, το

οποίο υποστηρίζει συνεργατική σκόπευση. Το 2017, το Legion Pod επιλέχθηκε για τα F-15C των ΗΠΑ.

- Παράλληλα, παρουσιάστηκε το IRST OpenPod, ως μία μελλοντική λύση η οποία παρέχει στόχευση, επικοινωνίες, LIDAR και άλλες επιλογές. Το OpenPod αποτελεί εξέλιξη του ατρακτιδίου LITENING, με την ενσωμάτωση τεχνολογίας IRST που αναπτύχθηκε στην Ευρώπη για το PIRATE και το SkyWard.



**Εικόνα 1.6:** Ένα F-16 εξοπλισμένο με το σύστημα αισθητήρα Legion Pod. Η εγκατάσταση και οι σχετικές πτητικές δοκιμές έχουν ολοκληρωθεί για το F-16 (εικόνα από την ιστοσελίδα του κατασκευαστή).

Όσον αφορά την Ευρώπη, όλα τα σύγχρονα Ευρωπαϊκά μαχητικά διαθέτουν εξελιγμένα συστήματα IRST, ως ακολούθως (με την σειρά που εμφανίσθηκαν):

- Το γαλλικό Rafale διαθέτει το OSF (Optronique Secteur Frontal ή Front Sector Optronics – FSO), το οποίο περιλαμβάνει IRST/FLIR δύο ζωνών, κάμερα TV και αποστασιόμετρο laser, για επιτήρηση και στόχευση αέρος-αέρος και αέρος-εδάφους. Αποτέλεσε το πρώτο δυτικό σύστημα IR δύο ζωνών (MWIR και LWIR). Όμως, στο τρέχον στάνταρ του Rafale (F3), το OSF διατηρεί μόνο το υποσύστημα TV/Laser, καθώς το υποσύστημα IR θεωρείται απαρχαιωμένο (obsolete) και πρόκειται να αντικατασταθεί με ένα αναβαθμισμένο στο επόμενο στάνταρ F4.
- Το Eurofighter Typhoon χρησιμοποιεί το Passive InfraRed Airborne Track Equipment (PIRATE) της κοινοπραξίας EuroFirst, ένα σύστημα IRST/FLIR διπλής ζώνης, το οποίο μπορεί να



αποκαλύψει και να ιχνηλατήσει στόχους αέρος και εδάφους και να παράσχει απεικόνιση FLIR για πτήση σε χαμηλά ύψη και ναυτιλία παντός καιρού για επιχειρήσεις ημέρα και νύχτα. Αναφέρεται επίσης ότι εκτελεί παθητική αποστασιομέτρηση.

- Το JAS 39E/F Gripen NG διαθέτει το SkyWard το οποίο βασίζεται στην εμπειρία η οποία αποκτήθηκε από το PIRATE του Eurofighter Typhoon. Το σύστημα αυτό χρησιμοποιεί έναν αισθητήρα διάταξης εστιακού επιπέδου (Focal Plane Array) στη ζώνη LWIR (με την δυνατότητα διπλής ζώνης ως ενδεχόμενη αναβάθμιση) και έχει αναφερθεί ότι είναι “ικανό να ανιχνεύει δυσδιάκριτους στόχους (χαμηλού RCS) σε αποστάσεις συμβατές με την εξαπόλυση πυραύλου πέραν του οπτικού πεδίου (Beyond Visual Range)”. Το SkyWard υποστηρίζεται ότι παρουσιάζει anti-stealth ικανότητες, καθώς “*ορισμένες βαφές απορρόφησης υπέρυθρης ακτινοβολίας προκαλούν μεγαλύτερη τριβή από τις συνήθεις επιφάνειες και αυτό προκαλεί αεροδυναμική τριβή την οποία μπορεί να ανιχνεύσει το IRST*”, σύμφωνα με εκπροσώπους της εταιρείας [5]. Μπορεί επίσης να εκτελέσει “κινητική αποστασιομέτρηση” (kinetic ranging), όπου το φέρον Α/Φ πραγματοποιεί έναν συγκεκριμένο ελιγμό και η απόσταση του στόχου υπολογίζεται από την μεταβολή της γωνίας αζιμούθιου του στόχου. Η απόσταση του στόχου μπορεί να εκτιμηθεί και με τη βοήθεια ενός άλλου Gripen μέσω τριγωνισμού, με ανταλλαγή δεδομένων μέσω του ασύρματου δικτύου TAU-Link (Tactical Air Unit data link).



**Εικόνα 1.7:** Το 101KS-V IRST του Sukhoi Su-57 (παλαιότερα γνωστό ως T-50 ή PAK-FA)

*φαίνεται μπροστά και δεξιά από την καλύπτρα (εικόνα από την ιστοσελίδα της κατασκευάστριας UAC).*

Στην Ρωσία, τα μαχητικά, όπως το MiG-23, το Su-27 και το MiG-31, εξοπλίζονται με IRST από την δεκαετία του '60. Τα συστήματα IRST χρησιμοποιούνταν στα ρωσικά μαχητικά ως αντιστάθμισμα έναντι των πιο εξελιγμένων ραντάρ των δυτικών μαχητικών. Με τον τρόπο αυτό, θα ήταν δυνατή η πρόσκτηση εχθρικού Α/Φ από τα ρωσικά μαχητικά σε επαρκείς αποστάσεις, χωρίς να προειδοποιείται το εχθρικό-αμερικάνικο Α/Φ. Σύγχρονα ρωσικά συστήματα IRST είναι το OLS-27/30/35 για την οικογένεια του Flanker και το OLS-29 για την οικογένεια Mig-29/35. Επίσης, το 101KS-V (OLS-50M) είναι ένα εξελιγμένο IRST που αναπτύσσεται ως μέρος του ηλεκτρο-οπτικού συστήματος 101KS Atoll για το μαχητικό 5ης γενιάς Su-57. Το IRST 101KS-V αναφέρεται ότι βασίζεται στην τεχνολογία υπέρυθρου φωτοφωρατή κβαντικού φρέατος (Quantum Well Infrared Photodetector – QWIP), η οποία λειτουργεί σε πολύ ευρύτερο φασματικό εύρος ζώνης, το οποίο περιλαμβάνει και την ζώνη πολύ μακρού κύματος 15  $\mu\text{m}$ , ώστε να ανιχνεύει πολύ ψυχρούς στόχους.

Η Κίνα κινείται ταχέως στον τομέα των μαχητικών 5ης γενιάς για να καλύψει την απόσταση, αναπτύσσοντας το Chengdu J-20 και το Shenyang FC-31, κατ' αναλογία με τον συνδυασμό F-22 και F-35. Το ηλεκτρο-οπτικό σύστημα στόχευσης EOTS-89 και το IRST EORD-31 αναπτύσσονται για τα J-20 και J-31. Διαφημιστικά φυλλάδια αναφέρουν αποστάσεις αποκάλυψης 150 km για το B-2 και 110 km για το F-22. Αμφότερα τα J-20 και FC-31, αναφέρεται ότι διαθέτουν επίσης καταμετρημένο σύστημα διαφράγματος παρόμοιο με το DAS του F-35.

## 1.3 Φύση Και Ιδιότητες Ηλεκτρομαγνητικού Κύματος

### 1.3.1 Ηλεκτρομαγνητικό Κύμα

Τα ηλεκτρομαγνητικά κύματα συμπεριφέρονται όπως το φως, δηλαδή ανακλώνται,

διαθλώνται, συμβάλουν, δημιουργούν φαινόμενα περίθλασης και διαδίδονται με την ίδια ταχύτητα. Τα κύματα αυτά εκπέμπονται, από οποιοδήποτε σώμα εκβάλλει θερμότητα, με τη μορφή φωτονίων. Για κάθε τιμή ενέργειας ακτινοβολίας αντιστοιχεί μια συγκεκριμένη τιμή συχνότητας  $f$  και μήκος κύματος  $\lambda$  και συνδέονται μεταξύ τους με τις σχέσεις:

$$E = \frac{h \cdot c}{\lambda} \quad (1.1)$$

και

$$c = f \cdot \lambda \quad (1.2)$$

όπου,  $E$ = ενέργεια φωτονίων (eV)

$h$ = σταθερά του Planck ( $4.14 \times 10^{-15}$  eV/sec)

$c$ = ταχύτητα του φωτός στο κενό ( $2,998 \times 10^8$  m/s)

$f$ = συχνότητα (Hz)

$\lambda$ = μήκος κύματος (m)

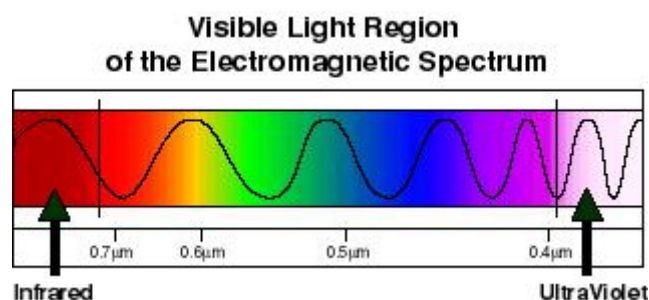
### 1.3.2 Ηλεκτρομαγνητικό Φάσμα

Το σύνολο του εύρους των μηκών κύματος συνιστά το ηλεκτρομαγνητικό φάσμα. Αυτό εκτείνεται θεωρητικά από σχεδόν μηδενικές συχνότητες έως το άπειρο. Με βάση κάποιες χαρακτηριστικές ιδιότητες των ηλεκτρομαγνητικών κυμάτων το φάσμα χωρίζεται στις επιμέρους ζώνες όπως φαίνεται στον πίνακα 1.1.

Περιοχές του ηλεκτρομαγνητικού φάσματος[7]		
Περιοχή του φάσματος	Περιοχή συχνοτήτων	Μήκος Κύματος
Ραδιοκύματα	0-300 MHz	0 - 1 m
Μικροκύματα	300 MHz-300 GHz	1 m - 1 mm

Υπέρυθρη ακτινοβολία	300 GHz-384 THz	1 mm - 780 nm
Ορατή ακτινοβολία	384 THz-789 THz	780 nm - 380 nm
Υπεριώδης ακτινοβολία	789 THz- $3 \cdot 10^{17}$ Hz	380 nm - 1 nm
Ακτίνες Χ	$3 \cdot 10^{17}$ Hz- $3 \cdot 10^{19}$ Hz	1 nm - 10 pm
Ακτίνες γ (γ, κοσμική)	$>3 \cdot 10^{19}$ Hz	<4 pm

**Πίνακας 1.1:** Ζώνες του ηλεκτρομαγνητικού φάσματος.



**Εικόνα 1.8:** Το ορατό φάσμα.

Στο φασματοσκόπιο το λευκό φως ανακλάται σε ένα συνεχές φάσμα με άκρα το ιώδες και το ερυθρό χρώμα. Μετά την ερυθρή περιοχή του φάσματος υπάρχει αόρατη ακτινοβολία που προκαλεί αύξηση της θερμοκρασίας των σωμάτων. Αυτή ονομάζεται υπέρυθρη.

### 1.3.3 Υπέρυθρη Ακτινοβολία

Η υπέρυθρη ακτινοβολία είναι η ακτινοβολία που καλύπτει την περιοχή 1mm έως  $7 \times 10^{-7}$ m περίπου. Τα κύματα αυτά εκπέμπονται από θερμά σώματα και απορροφώνται εύκολα από τα περισσότερα υλικά (στερεά και υγρά). Η υπέρυθρη ακτινοβολία αυξάνει το πλάτος της ταλάντωσης των σωματιδίων των υλικών αυξάνοντας έτσι την θερμοκρασία του.

Το υπέρυθρο φάσμα διαιρείται σε τέσσερις οριοθετημένες περιοχές:

- Η περιοχή near infrared (εγγύς υπέρυθρης ακτινοβολίας) εκτείνεται από το τέλος του ορατού φάσματος, περίπου  $0.75\mu\text{m}$  έως  $3\mu\text{m}$ .
- Η περιοχή middle infrared (μέσης υπέρυθρης ακτινοβολίας) εκτείνεται από τα  $3\mu\text{m}$  έως τα  $6\mu\text{m}$ .
- Η περιοχή far infrared (μακράς υπέρυθρης ακτινοβολίας) εκτείνεται από τα  $6\mu\text{m}$  μέχρι  $15\mu\text{m}$ .
- Η περιοχή extreme infrared (ακρότατης υπέρυθρης ακτινοβολίας) εκτείνεται σε μήκη κύματος άνω των  $15\mu\text{m}$

Γενικά, τα θερμά σώματα εκπέμπουν την περισσότερη υπέρυθρη ενέργεια στην near infrared περιοχή, όπως για παράδειγμα η υπέρυθρη ακτινοβολία του ηλίου και η ακτινοβολία που εκπέμπει ένας jet κινητήρας κοιτάζοντάς τον από ώρα έξι. Λιγότερο θερμά σώματα, όπως τα μεταλλικά μέρη του αγωγού εξόδου ενός jet κινητήρα και η επικάλυψη του κινητήρα, εκπέμπουν την περισσότερη υπέρυθρη ενέργεια στην middle infrared περιοχή. Ενώ σώματα σε συνηθισμένες θερμοκρασίες εκπέμπουν στην far infrared περιοχή, τέτοια σώματα είναι η επιφάνεια-άτρακτος ενός αεροσκάφους, τα σύννεφα και η επιφάνεια της Γης.

#### 1.3.4 Μέλαν Σώμα

Το μέλαν σώμα (blackbody) είναι μια θεωρητική προσέγγιση του ιδανικού υπέρυθρου ακτινοβολητή (Infrared Radiator) η οποία είναι χρήσιμη για την μελέτη υπέρυθρων συστημάτων γενικά αλλά και των ιδιοτήτων της υπέρυθρης ακτινοβολίας. Παρόλο που στην φύση δεν παρατηρούνται μελανά σώματα, όλα τα σώματα τα οποία εκπέμπουν υπέρυθρη ακτινοβολία ακολουθούν το ίδιο μοντέλο του μελανός σώματος. Η εκπομπή υπέρυθρης ακτινοβολίας ενός πραγματικού σώματος εκφράζεται σε ποσοστό επί της εκατό της εκπομπής του μελανός σώματος για μια δεδομένη θερμοκρασία. Χαρακτηριστικά παραδείγματα τιμών εκπομπής είναι: για το ανθρώπινο δέρμα σε θερμοκρασία  $32^{\circ}\text{C}$ , ποσοστό εκπομπής 98%, για το χιόνι σε θερμοκρασία -

10°C, ποσοστό εκπομπής 85%, ενώ για το γυαλισμένο αλουμίνιο 5%. Η τιμές κυμαίνονται συνήθως από 2% έως 98%[8].

### 1.3.5 Ακτινοβολία Μέλανος Σώματος

Όπως αναφέρθηκε όλα τα σώματα τα οποία έχουν θερμοκρασία μεγαλύτερη του απόλυτου μηδενός (0 K ή -273°C), εκπέμπουν και απορροφούν διαρκώς ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία σε κάποιο συνεχές τμήμα του φάσματος.

Κάθε σώμα το οποίο βρίσκεται σε θερμική ισορροπία με το περιβάλλον, εκπέμπει και απορροφά ενέργεια ταυτόχρονα, με τον ίδιο ρυθμό. Ένα μέλαν σώμα σε θερμική ισορροπία απορροφά όλη την προσπίπτουσα σε αυτό ακτινοβολία και εκπέμπει ακτινοβολία υπακούοντας σε ένα γενικευμένο νόμο για όλα τα μέλανα σώματα, τον νόμο του Kirchhoff. Ο νόμος του Kirchhoff αναφέρει ότι: Για ένα οποιοδήποτε υλικό, σε θερμική ισορροπία, το οποίο εκπέμπει και απορροφά θερμική-ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία σε κάθε μήκος κύματος, ο λόγος της ακτινοβολού εκπομπής προς το συντελεστή απορρόφησης είναι ίσος με μια καθολική συνάρτηση του μήκους κύματος και της θερμοκρασίας[9].

Έτσι, σύμφωνα με το νόμο του Kirchhoff, για το ίδιο μήκος κύματος και για την ίδια απόλυτη θερμοκρασία το πηλίκο της ακτινοβολού εκπομπής προς το συντελεστή απορρόφησης, είναι σταθερό για όλα τα σώματα και ίσο με την ακτινοβολού εκπομπή του απόλυτα μαύρου σώματος. Δηλαδή ο συντελεστής απορρόφησης  $\alpha$  και ο συντελεστής εκπομπής  $\varepsilon$  (αναλύονται εκτενώς παρακάτω) είναι ίσοι ( $\varepsilon = \alpha$ ). Γεγονός που έχει παρατηρηθεί πειραματικά προγενέστερα του νόμου του Kirchhoff, όπου ένας καλός απορροφητής είναι ταυτόχρονα και καλός ακτινοβολητής, ενώ ένας κακός απορροφητής είναι ταυτόχρονα και κακός ακτινοβολητής.

Ο συντελεστής απορρόφησης  $\alpha$  (absorptance) ενός σώματος ορίζεται ως ο λόγος της απορροφούμενης προς την προσπίπτουσα ισχύ, για ορισμένο μήκος κύματος και θερμοκρασία σώματος. Το μέλαν σώμα έχει συντελεστή απορρόφησης ίσο με τη μονάδα ( $\alpha = 1$ ). Όλα τα υπόλοιπα σώματα έχουν τιμή  $\alpha$  μικρότερη της μονάδας.

Ο συντελεστής εκπομπής  $\varepsilon$  (emissivity) ενός σώματος, ορίζεται ως ο λόγος της ακτινοβολού εκπομπής του σώματος προς την ακτινοβολού εκπομπή του μέλανος σώματος στην ίδια

θερμοκρασία. Το μέλαν σώμα έχει συντελεστή εκπομπής( $\epsilon$ ) ίσο με τη μονάδα ( $\epsilon = 1$ ) ,όλα τα υπόλοιπα σώματα έχουν τιμή  $\epsilon$  μικρότερη της μονάδας [10],[56].

Η ακτινοβολία ενός μέλανος σώματος εξαρτάται αποκλειστικά από τη θερμοκρασία του, ανακάλυψη η οποία έγινε από τον Stefan το 1879 και υποστηρίχθηκε θεωρητικά από τον Boltzmann πέντε χρόνια μετά [11]. Αναλυτικότερα ο νόμος Stefan-Boltzmann αναφέρει ότι η ισχύς ακτινοβολίας ανά μονάδα επιφάνειας (ακτινοβόλος εκπομπή), στερεών αδιάφανων σωμάτων και αερίων μεγάλης πυκνότητας, είναι ανάλογη της τέταρτης δύναμης της απόλυτης θερμοκρασίας αυτών:

$$W = \epsilon \sigma T^4 \quad (1.3)$$

όπου,  $W$  = η ακτινοβόλος εκπομπή ανά μονάδα επιφάνειας (επιφανειακή πυκνότητα ισχύος), σε Watts/m<sup>2</sup>

$\sigma$  = η σταθερά Stefan-Boltzmann =  $5.6705 \times 10^{-8}$  Watts/m<sup>2</sup>K<sup>4</sup>

$\epsilon$  = ο συντελεστής εκπομπής της επιφάνειας του σώματος

$T$  = η απόλυτη θερμοκρασία του σώματος, σε βαθμούς K

Υλικό	Θερμοκρασία (°C)	Συντελεστής Εκπομπής ( $\epsilon$ )
Χρυσός (καθαρή επιφάνεια)	100	0.02
Πάγος	-10	0.96
Φαιό χρώμα φρεγάτας	20	0.80

**Πίνακας 1.2:** Τιμές συντελεστή εκπομπής για διάφορα υλικά.

Ωστόσο τα συμπεράσματα της κλασσικής φυσικής, σε θεωρητικό επίπεδο, οδηγούσαν σε παράδοξα συμπεράσματα (ultraviolet catastrophe – το μέλαν σώμα σε θερμική ισορροπία εκπέμπει άπειρη ενέργεια). Έτσι το 1900 ο Γερμανός φυσικός Max Planck κάνοντας ορισμένες πρωτοποριακές για την εποχή του παραδοχές, δηλαδή ότι η ακτινοβολία μπορεί να εκπέμπεται και να απορροφάται μόνο σε διακριτά πακέτα, τα ονομαζόμενα κβάντα (quanta), οδηγήθηκε στην σωστή μορφή της συνάρτησης της φασματικής κατανομής της ακτινοβόλου εκπομπής [12].

Η φασματική κατανομή της ακτινοβόλου εκπομπής απεικονίζεται συνήθως με καμπύλες ίδιου σχήματος οι οποίες μεταβάλλονται με την θερμοκρασία, όπως φαίνεται και στο *σχήμα 1.1*.

Αναλυτικότερα, ο νόμος του Planck, για το φάσμα της ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας που εκπέμπει ένα μέλαν σώμα, σε θερμική ισορροπία, για μια συγκεκριμένη θερμοκρασία εκφράζεται από την συνάρτηση:

$$W_{\lambda} = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \left( \frac{1}{e^{\left(\frac{hc}{\lambda kT}\right)} - 1} \right) \quad (1.4)$$

όπου,  $W_{\lambda}$  = η φασματική ακτινοβόλος εκπομπή (πυκνότητα ισχύος ακτινοβολίας ανά μήκος κύματος και στερεάς γωνίας), με διαστάσεις Watt/sr · m<sup>3</sup>

$\lambda$  = το μήκος κύματος (m)

$c$  = η ταχύτητα του φωτός στο κενό  $\approx 2.998 \times 10^8$  m/s

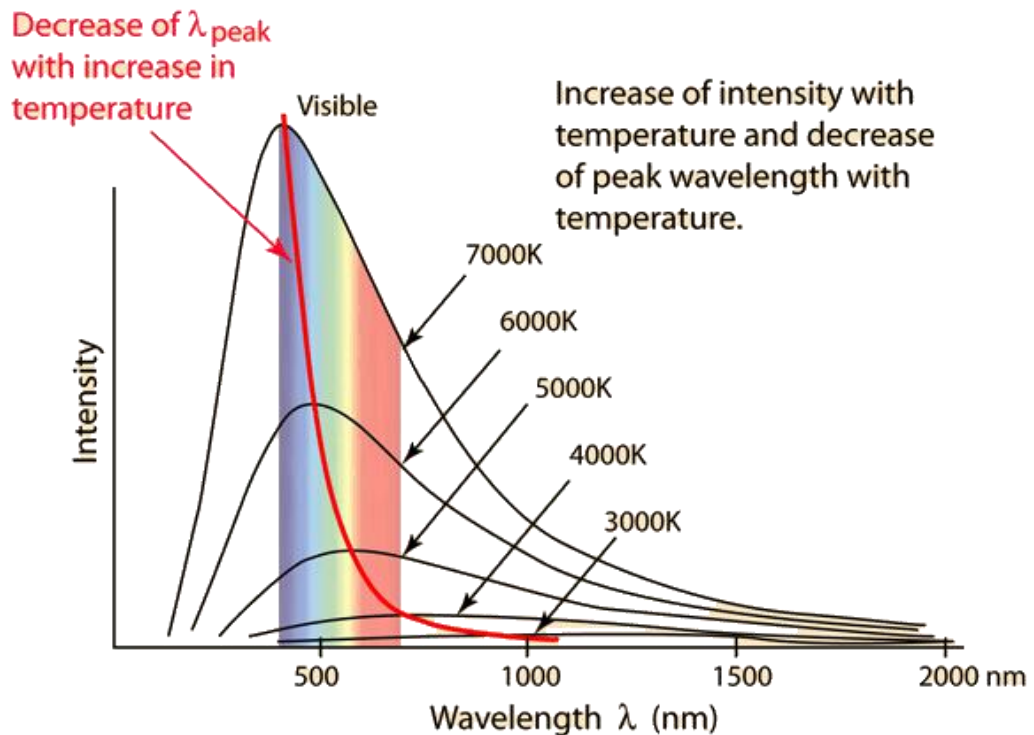
$h$  = η σταθερά του Planck  $\approx 6.6261 \times 10^{-34}$  J·sec

$k$  = η σταθερά του Boltzmann  $\approx 1.3806 \times 10^{-23}$  J/K

$T$  = η απόλυτη θερμοκρασία (K)

Έχει διαπιστωθεί, ότι η φασματική κατανομή της εκπεμπόμενης ισχύος από κάποιο σώμα σε μια δεδομένη θερμοκρασία, είναι συνεχής και παρουσιάζει ένα σημείο κορυφής (μέγιστο), όπως φαίνεται στο *σχήμα 1.1*.





**Σχήμα 1.1:** Φασματική κατανομή της ακτινοβόλου εκπομπής  $W$  του μαύρου σώματος, ως συνάρτηση του μήκους κύματος και με παράμετρο την θερμοκρασία.

Στο ανωτέρω σχήμα 1.1 σημειώνονται δύο χαρακτηριστικά γεγονότα πρώτον ότι τα θερμότερα σώματα εκπέμπουν περισσότερη ενέργεια από τα ψυχρότερα. Δεύτερον το μήκος κύματος εκπομπής μειώνεται με την αύξηση της θερμοκρασίας. Η συνολική ακτινοβόλος εκπομπή  $W$  σε όλα τα μήκη κύματος, για κάθε θερμοκρασία, είναι ανάλογη του εμβαδού της επιφάνειας που ορίζεται από την καμπύλη της συγκεκριμένης θερμοκρασίας και τον άξονα του μήκους κύματος[13].

Γενικά, παρατηρούμε ότι όσο αυξάνεται η θερμοκρασία ενός σώματος, τόσο περισσότερο αυξάνεται η συνολικά ακτινοβολούμενη ενέργεια, το μέγιστο της οποίας μετατοπίζεται σε όλο και μικρότερα μήκη κύματος. Αυτή την παρατήρηση έκανε και ο Wilhelm Wien, ο οποίος συμπέρανε, αρκετά χρόνια πριν ο Planck δημοσιεύσει την γενικευμένη εξίσωση (σχέση 1.4), ότι υπάρχει μια

αντιστρόφως ανάλογη σχέση μεταξύ του σημείου της κορυφής του μήκους κύματος εκπομπής μέλανος σώματος ( $\lambda_{max}$ ) και της απόλυτης θερμοκρασίας  $T$ :

$$\lambda_{max} \cdot T = b \quad (1.5)$$

όπου,  $b$  = η σταθερά μετατόπισης του Wien  $\approx 0.2897 \text{ cm}\cdot\text{K}$

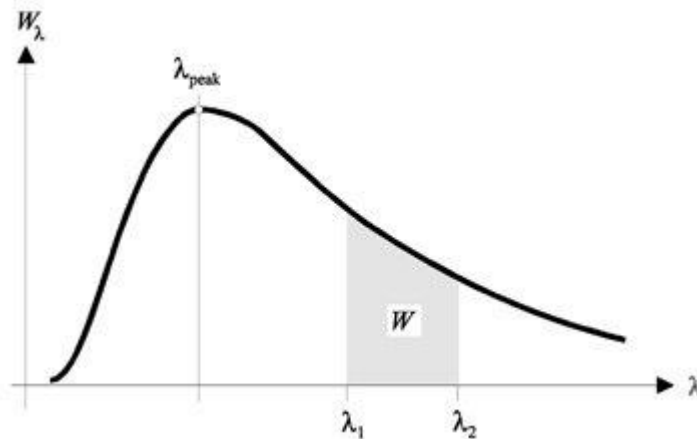
$\lambda_{max}$  = το μήκος κύματος που αντιστοιχεί στο σημείο κορυφής, μέγιστης ισχύος ακτινοβολίας

$T$  = η απόλυτη θερμοκρασία [14]

Για μεγάλα μήκη κύματος, όπου  $hc/\lambda kT \ll 1$ , ο νόμος ακτινοβολίας του Planck (1.4) απλοποιείται στην ακόλουθη σχέση, η οποία αποτελεί τον νόμο του Rayleigh-Jeans [15]:

$$W_{\lambda} \approx \frac{2\pi c k T}{\lambda^4} \quad (1.6)$$

Η ακτινοβολία εκπομπής ενός μέλανος σώματος εκτείνεται σε ένα ευρύ και συνεχές φάσμα συχνοτήτων. Οι φωτοανιχνευτές, ωστόσο λειτουργούν εντός συγκεκριμένου εύρους συχνοτήτων-παράθυρο, έτσι λαμβάνουν μόνο κάποιο τμήμα της εκπεμπόμενης ισχύος, το οποίο αντιστοιχεί σε μια συγκεκριμένη περιοχή του φάσματος εκπομπής (detection bandwidth). Η ισχύς του μέλανος σώματος εντός του συγκεκριμένου εύρους φάσματος, ισούται με το εμβαδόν της καμπύλης με τον οριζόντιο άξονα μεταξύ των τιμών του ελάχιστου ( $\lambda_{lower}$ ) και του μέγιστου μήκους κύματος ( $\lambda_{upper}$ ), αυτό το εύρος εκπομπής ορίζεται από τις δυνατότητες του ανιχνευτή όπως φαίνεται και στο σχήμα 1.2.



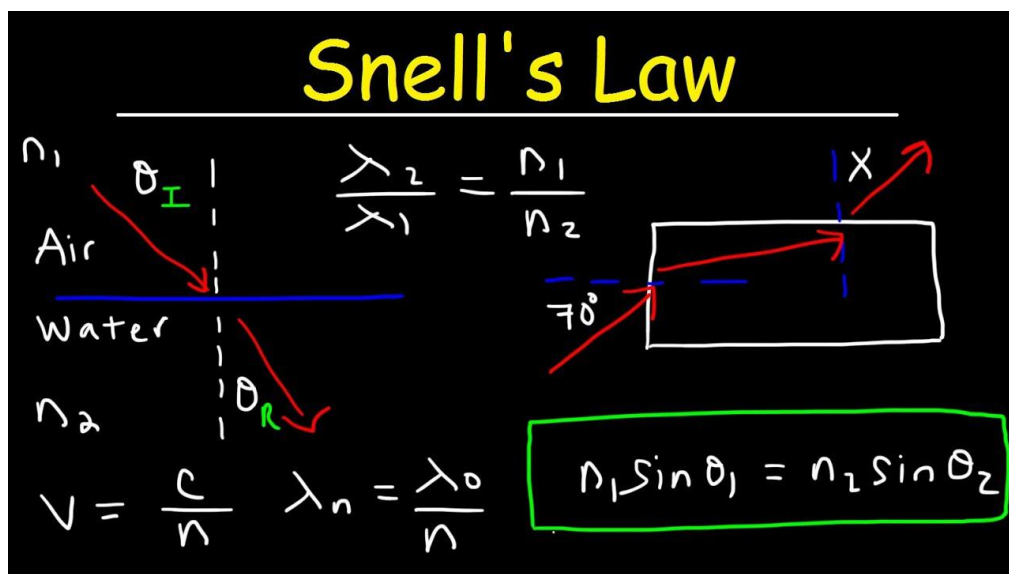
**Σχήμα 1.2:** *Εύρος συχνοτήτων εντοπισμού (detection bandwidth) φωτοανιχνευτή.*

## 1.4 Ατμοσφαιρική Διάδοση Υπέρυθρης Ακτινοβολίας

Η διάδοση της υπέρυθρης ακτινοβολίας υπακούει σε φαινόμενα που αποτελούν περιοριστικό παράγοντα της απόδοσης των συστημάτων που τη χρησιμοποιούν[10]. Το κυριότερο μέσο διάδοσης και ταυτόχρονα το μεγαλύτερο εμπόδιο αποτελεί η ατμόσφαιρα. Κατά τη διάδοση του ηλεκτρομαγνητικού κύματος στην ατμόσφαιρα, η σύγκρουση με σταγονίδια, υδρατμούς, σκόνη, χημικές ενώσεις και άλλες πάσης φύσεως στερεές, υγρές ή αέριες ατέλειες της ατμόσφαιρας είναι αναπόφευκτη. Μετά από αυτές τις συγκρούσεις, η ακτινοβολία αναγκάζεται να υποστεί διάθλαση (refraction), σκέδαση (scattering), απορρόφηση (absorption) και γενικότερα να αλλάξει τα χαρακτηριστικά μετάδοσής της [17]. Για αυτές τις ιδιότητες του ηλεκτρομαγνητικού κύματος διατυπώθηκαν πολλές θεωρίες από μεγάλους φυσικούς, όπως ο Snell και ο Rayleigh, αλλά τέθηκαν και οι βάσεις για την αντιμετώπιση των προβλημάτων που δημιουργεί η ατμόσφαιρα, ώστε να βελτιωθεί η απόδοση των περισσότερων ηλεκτρο-οπτικών συστημάτων σχετικά με την έγκαιρη προειδοποίηση, αναγνώριση, έρευνα και παρακολούθηση στόχων.

### 1.4.1 Διάθλαση και Νόμος του Snell

Κατά τη μετάβαση ενός επίπεδου κύματος από την οριακή επιφάνεια που οριοθετεί δύο διαφορετικά μέσα διάδοσης με απόλυτο δείκτη διάθλασης  $n_1$ ,  $n_2$ , ένα μέρος αυτού ανακλάται και επιστρέφει στο αρχικό μέσο, ενώ το υπόλοιπο συνεχίζει διαθλώμενο, σύμφωνα με το νόμο του Snell.



Σχήμα 1.3: Προσπίπτουσα-διαθλώμενη-ανακλώμενη ακτίνα.

Οι αλλαγές της θερμοκρασίας στην ατμόσφαιρα δημιουργούν στρώματα με διαφορετικές πυκνότητες αέρα. Η διερχόμενη από αυτές ακτινοβολία διαθλάται, και η πορεία της κάμπτεται προς τα ψυχρότερα στρώματα αέρα (υψηλότερος δείκτης διάθλασης). Χρήσιμη είναι η έννοια του δείκτη διάθλασης ( $n$ ): ορίζεται ως το πηλίκο της ταχύτητας του ηλεκτρομαγνητικού κύματος στο κενό ( $c_0$ ) προς την ταχύτητα αυτού στο υπό μελέτη υλικό μέσο, μετά τη διάθλαση ( $c$ ). Ο δείκτης διάθλασης είναι σταθερός για κάθε μέσο, αλλά εξαρτάται από το μήκος κύματος, ενώ κατά τη διάδοση του ηλεκτρομαγνητικού κύματος στην ατμόσφαιρα, επηρεάζεται από τις συχνότητες απορρόφησης των διαφόρων συστατικών που αιωρούνται στον αέρα. Για ξηρό αέρα, ο δείκτης διάθλασης υπολογίζεται από τη σχέση:

$$n = 1 + \frac{77.6p}{T} \left( 1 + \frac{0.0075}{\lambda^2} \right) 10^{-6} \quad (1.7)$$

όπου,  $p$  = η ατμοσφαιρική πίεση (mbars)

$T$  = η θερμοκρασία του αέρα (K)

$\lambda$  = το μήκος κύματος (μm) [17]

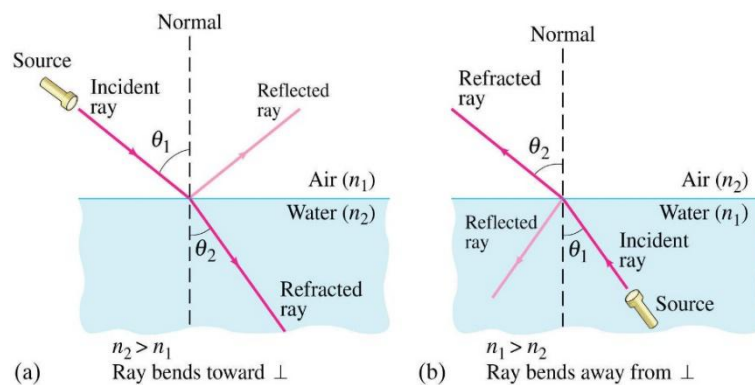
Η αύξηση της περιεκτικότητας της ατμόσφαιρας σε διάφορα συστατικά, αυξάνει την ατμοσφαιρική πίεση και αυτή με τη σειρά της το δείκτη διάθλασης.

Το 1621, ο Willebrord Snellius (Snell) ανακαλύπτει και διατυπώνει τον ομώνυμο νόμο περί της διάθλασης του φωτός. Ο νόμος του Snell ορίζει τη σχέση μεταξύ της γωνίας πρόσπτωσης και της γωνίας διάθλασης για ένα ηλεκτρομαγνητικό κύμα που προσπίπτει στην οριακή επιφάνεια μεταξύ δύο μέσων με διαφορετικό δείκτη διάθλασης. Εφόσον τα ηλεκτρομαγνητικά κύματα διαδίδονται ταχύτερα σε μέσα με χαμηλότερο δείκτη διάθλασης, το τμήμα του μετώπου του κύματος στην «αραιότερη» περιοχή (χαμηλότερο  $n$ ) έχει την τάση να κινείται με μεγαλύτερη ταχύτητα, από ότι το τμήμα που βρίσκεται στην «πυκνότερη» περιοχή (υψηλότερο  $n$ ). Το γεγονός αυτό προκαλεί μια κάμψη της πορείας του κύματος από τα αραιότερα προς τα πυκνότερα στρώματα. Ο νόμος προκύπτει από την οριακή συνθήκη ότι ένα κύμα είναι συνεχές σε ένα όριο, το οποίο προϋποθέτει ότι η φάση του κύματος είναι σταθερή σε κάθε δεδομένο επίπεδο, προκύπτοντας έτσι η συνθήκη:

$$n_1 \sin \theta_1 = n_2 \sin \theta_2 \quad (1.8)$$

με:  $\theta_1$  = γωνία πρόσπτωσης

$\theta_2$  = η γωνία διάθλασης



**Σχήμα 1.4:** Η διαφορά στην διαθλώμενη ακτίνα ανάλογα με την θέση της πηγής σε διαφορετικό μέσο.

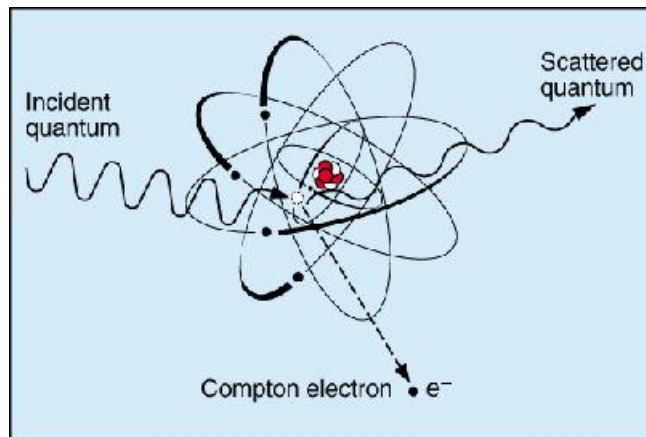
Η αύξηση της ατμοσφαιρικής μεταδοτικότητας προϋποθέτει τη μείωση των απωλειών διάδοσης, κάτι που μπορεί να επιτευχθεί κατά τη περιβολή θερμών σωμάτων αέρα από ψυχρά σώματα αέρα. Αυτό οδηγεί ακόμα και σε διπλασιασμό των αποστάσεων εντοπισμού στο υπέρυθρο φάσμα, φαινόμενο ιδιαίτερα ενδιαφέρον για τον ηλεκτρο-οπτικό εντοπισμό χαμηλά ιπτάμενων στόχων.

Η ατμόσφαιρα αλληλοεπιδρά τόσο με εισερχόμενες όσο και εξερχόμενες ακτινοβολίες. Δύο κύριες διαδικασίες λαμβάνουν χώρα: η σκέδαση (scattering) και η απορρόφηση (absorption) του φωτός. Ενώ κατά τη σκέδαση του φωτός, αυτό αναδιανέμει οποιαδήποτε ενέργεια στην ατμόσφαιρα, η απορρόφηση του φωτός μετατρέπει τη φωτεινή ενέργεια σε εσωτερική ενέργεια των μορίων απορρόφησης και τελικά την εξάγει στο περιβάλλον αέριο ως θερμότητα.

#### 1.4.2 Σκέδαση και Νόμος του Rayleigh

Σκέδαση ορίζεται η ανακατεύθυνση του φωτός που λαμβάνει χώρα όταν ένα ηλεκτρομαγνητικό κύμα προσκρούσει σε κάποιο εμπόδιο, ένα σωματίδιο σκέδασης ή αλλιώς σκεδαστής. Καθώς το ηλεκτρομαγνητικό κύμα αλληλοεπιδρά με το σωματίδιο αυτό, οι τροχιές των ηλεκτρονίων μέσα σε συστατικά μόρια του σωματιδίου διαταράσσονται περιοδικά με την ίδια συχνότητα ( $f_0$ ) όπως του ηλεκτρικού πεδίου του προσπίπτοντος κύματος. Η ταλάντωση ή διατάραξη του ηλεκτρονιακού νέφους εκφέρει ένα περιοδικό διαχωρισμό του φορτίου εντός του μορίου, που

καλείται επαγωγική διπολική ροπή. Αυτή εκδηλώνεται ως μια πηγή ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας, οδηγώντας έτσι σε σκεδαζόμενο φως. Η πλειοψηφία του φωτός που σκεδάζεται από το σωματίδιο εκπέμπεται στην ίδια συχνότητα ( $f_0$ ) του προσπίπτοντος φωτός, μια διαδικασία που αναφέρεται ως ελαστική σκέδαση.



**Εικόνα 1.8:** Σκέδαση ελάχιστης ηλεκτρομαγνητικής ενέργειας σε ατομικό επίπεδο.

Το φαινόμενο της σκέδασης μελετήθηκε εκτενώς από τους Rayleigh και Mie. Η θεωρία του Rayleigh, όπως είχε αρχικά διατυπωθεί, ισχύει για τα μικρά, διηλεκτρικά (μη - απορροφήσιμα) , σφαιρικά σωματίδια. Η δεύτερη θεωρία, σκέδαση του Mie, καλύπτει γενικότερα τα σκεδαζόμενα σφαιρικά σωματίδια (απορροφήσιμα ή μη απορροφήσιμα) χωρίς όριο για συγκεκριμένο μέγεθος. Η θεωρία σκέδασης του Mie, ως εκ τούτου, μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την περιγραφή των περισσοτέρων σκεδαζόμενων σφαιρικών σωματιδίων, συμπεριλαμβανομένης της σκέδασης Rayleigh. Ωστόσο, η θεωρία σκέδασης του Rayleigh, προτιμάται λόγω της πολυπλοκότητας της θεωρίας σκέδασης του Mie.

Rayleigh scattering: η σκέδαση δεν αλλάζει την κατάσταση του υλικού, είναι μια παραμετρική διαδικασία. Τα σωματίδια μπορεί να είναι μεμονωμένα άτομα ή μόρια. Μπορεί να συμβεί όταν το φως ταξιδεύει μέσα από στερεά και υγρά, αλλά είναι πιο ευδιάκριτη σε αέρια. Η σκέδαση είναι αποτέλεσμα της ηλεκτρικής πολωσιμότητας των σωματιδίων. Το ταλαντευόμενο ηλεκτρικό πεδίο ενός ηλεκτρομαγνητικού κύματος δρα επί των ηλεκτρικών φορτίων εντός ενός

σωματίδιου, προκαλώντας τους να κινούνται με την ίδια συχνότητα. Το σωματίδιο γίνεται ένα μικρό δίπολο που εκπέμπει ακτινοβολία την οποία βλέπουμε ως διάχυτο φως.

Η vertical-vertical διαφορική σκέδαση διατομής είναι ανεξάρτητη από την γωνία πρόσπτωσης  $\theta$ , ενώ η horizontal-horizontal διαφορική σκέδαση διατομής έχει ελάχιστο τις  $90^\circ$ . Αυτό σημαίνει ότι μη πολωμένο φως θα πολώνεται έντονα στις  $90^\circ$  γωνία πρόσπτωσης για σωματίδια Rayleigh. Ακόμα, για σωματίδια πολύ μικρά συγκριτικά με το μήκος κύματος της ακτινοβολίας, η σκέδαση είναι σχεδόν ισοτροπική και περιγράφεται επίσης από τη σχέση του Rayleigh. Ακτινοβολίες με μήκη κύματος μεγαλύτερα από  $2 \mu\text{m}$ , υφίστανται αμελητέα σκέδαση. Γενικότερα, η σκέδαση από τα διάφορα αιωρούμενα σωματίδια είναι συνάρτηση της διαμέτρου του σκεδαστή ως προς το μήκος κύματος αυτής. Για παράδειγμα, η πάχνη ενώ σκεδάζει το ορατό φως, επιδρά λιγότερο στο υπέρυθρο φάσμα (όσο μεγαλύτερο είναι το μήκος κύματος τόσο μικρότερη είναι η σκέδαση από τα σωματίδια αυτά). Ωστόσο, τα σωματίδια ομίχλης και νεφών έχουν συγκρίσιμο μέγεθος με τα υπέρυθρα μήκη κύματος, οπότε αποτελούν ακόμη και για αυτά ισχυρούς σκεδαστές. Χαρακτηριστικό παράδειγμα της σκέδασης του Rayleigh είναι το γαλάζιο χρώμα του ουρανού μας καθώς τα μόρια του αέρα (π.χ.  $\text{N}_2$  και  $\text{O}_2$ ) υπακούουν σε αυτούς τους νόμους όταν διεγείρονται από την ακτινοβολία του ήλιου. Εξ ου και το φως του ήλιου ανακατευθύνεται αποτελεσματικά από την άμεση πορεία του και στη συνέχεια διαχέεται προς όλες τις κατευθύνσεις[17].



Εικόνα 1.9: Παραμόρφωση του σχήματος του ηλιακού δίσκου λόγω της ατμοσφαιρικής διάθλασης.



Κατά τη διάδοση της ακτινοβολίας στην ατμόσφαιρα, εκτός από το τη σκέδαση παρατηρείται και το φαινόμενο της απορρόφησης.

### 1.4.3 Απορρόφηση

Ατμοσφαιρικά αέρια απορροφούν φως σε διακριτές φασματικές περιοχές, σε περισσότερο ή λιγότερο ευρείες ζώνες. Πιο γνωστή είναι η απορρόφηση του όζοντος στο μακρινό υπεριώδες, που είναι απαραίτητη για την ύπαρξη των βιολογικών μακρομορίων στη Γη, αλλά και η απορρόφηση ενός ευρέως φάσματος της υπέρυθρης ακτινοβολίας από αέρια γνωστά ως αέρια του θερμοκηπίου, π.χ.  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CH}_4$ ,  $\text{N}_2\text{O}$  και υδρατμούς. Η απορρόφηση του φωτός από τα αερολύματα εξαρτάται μόνο ελαφρώς από το μήκος κύματος.

Υπέρυθρη απορρόφηση μπορεί να προκληθεί υπό τις παρακάτω συνθήκες:

Πρέπει να υπάρχει μια αλλαγή στην διπολική ροπή του μορίου ως αποτέλεσμα μιας μοριακής δόνησης (ή περιστροφής). Η μεταβολή (ή ταλάντωση) στην διπολική ροπή επιτρέπει την αλληλεπίδραση με το εναλλασσόμενο ηλεκτρικό στοιχείο του υπέρυθρου κύματος. Συμμετρικά μόρια (ή ομόλογα) δεν απορροφούν την ακτινοβολία IR, εφόσον δεν υπάρχει διπολική ροπή.

Εάν η συχνότητα της ακτινοβολίας ταιριάζει με τη φυσική συχνότητα της δόνησης (ή περιστροφής), το υπέρυθρο φωτόνιο απορροφάται και το πλάτος των δονήσεων αυξάνεται.

Από τις προαναφερθείσες ενώσεις, το διοξείδιο του άνθρακα ( $\text{CO}_2$ ), το μεθάνιο ( $\text{CH}_4$ ) και το άζωτο ( $\text{N}_2$ ) αποτελούν τα κύρια και μόνιμα συστατικά της ατμόσφαιρας που προκαλούν απορρόφηση της υπέρυθρης ακτινοβολίας, ενώ μεταβαλλόμενα είναι τα συστατικά όπως το νερό/υγρασία ( $\text{H}_2\text{O}$ ), το όζον ( $\text{O}_3$ ) και τα διάφορα οξείδια του αζώτου.

Οι απώλειες απορρόφησης ακτινοβολίας που οφείλονται στα μόρια της ατμόσφαιρας, αποτελούν τη λεγόμενη μοριακή απορρόφηση. Απορρόφηση προκαλούν επίσης και τα διάφορα αιωρούμενα στην ατμόσφαιρα σωματίδια (aerosols), π.χ. βροχής, χιονιού, σκόνης, καπνού κτλ., η λεγόμενη σωματιδιακή απορρόφηση. Η μεγαλύτερη συγκέντρωση τέτοιων σωματιδίων προκαλεί υψηλότερη απορρόφηση της ακτινοβολίας.

#### 1.4.4 Μεταδοτικότητα και Επίδραση της Ατμόσφαιρας

Από τη σκέδαση και την απορρόφηση απορρέει η έννοια της μεταδοτικότητας που εκφράζεται από το συντελεστή μετάδοσης/διάδοσης της ισχύος και ορίζεται ως το μέγεθος της μεταδιδόμενης οπτικής ισχύος. Ο συντελεστής αυτός, μπορεί να μοντελοποιηθεί από το νόμο των Lambert-Beer, για διαδρομές-paths της ακτινοβολίας όπου η ατμόσφαιρα θεωρείται ομοιογενές μέσο διάδοσης:

$$\tau_a(\lambda) = \frac{L_\lambda(R)}{L_\lambda(0)} = e^{-\gamma(\lambda)R} \quad (1.11)$$

όπου,  $L_\lambda(0)$  = η φασματική λαμπρότητα (spectral radiance) στη θέση  $R=0$  (μετριέται σε  $\text{watts/m}^2\text{sterad} \cdot \text{nm}$ )

$L_\lambda(R)$  = η φασματική λαμπρότητα σε κάποια θέση  $R \neq 0$  (μετριέται σε  $\text{watts/m}^2\text{sterad} \cdot \text{nm}$ )

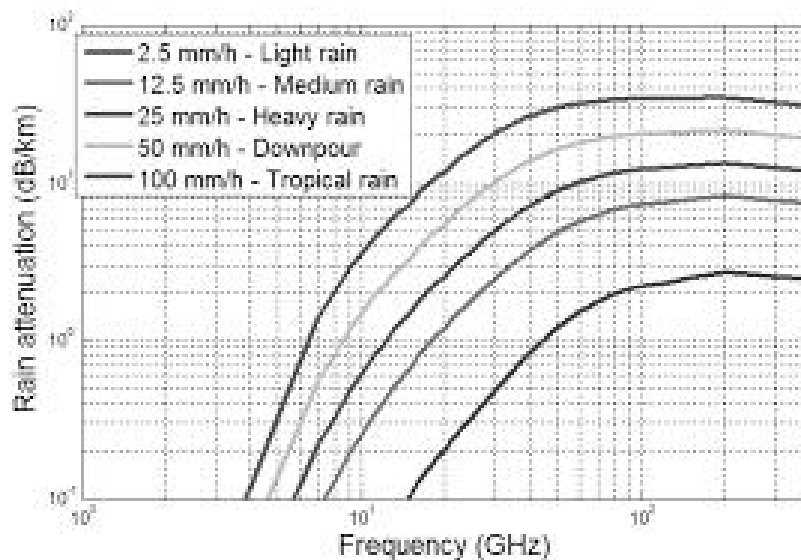
$\gamma$  = ο συντελεστής απόσβεσης (extinction coefficient), σε Nepers/km (Np/km)

$R$  = η απόσταση διάδοσης μέσα στην ατμόσφαιρα, σε km

Ο συντελεστής απόσβεσης αποτελεί το άθροισμα των συντελεστών σκέδασης και απορρόφησης (και οι δύο αυτοί συντελεστές έχουν μοριακές και σωματιδιακές συνιστώσες). Είναι προφανές, λοιπόν, ότι η μεταδοτικότητα ( $t$ ) και ο συντελεστής απόσβεσης ( $\gamma$ ) εμπεριέχουν επιδράσεις από τη σκέδαση και την απορρόφηση της ακτινοβολίας κατά τη διάδοση της στην ατμόσφαιρα. Στα μικρότερα μήκη κύματος (ορατό και εγγύς υπέρυθρο φάσμα), υπερισχύει ο συντελεστής σκέδασης έναντι του συντελεστή απορρόφησης, ενώ στα μεγαλύτερα μήκη κύματος (Far IR) συμβαίνει το αντίθετο. Η μοριακή σκέδαση μπορεί να θεωρηθεί αμελητέα για τα μεγαλύτερα μήκη κύματος, ενώ αντίθετα η μοριακή απορρόφηση μπορεί να θεωρηθεί αμελητέα για τα μικρότερα μήκη κύματος. Επίσης, η σωματιδιακή σκέδαση είναι μικρή στα μεγάλα μήκη κύματος, αλλά υπερισχύει στα μικρότερα.

Γενικά, οι δυσμενείς ατμοσφαιρικές συνθήκες αυξάνουν δραματικά την τιμή του συντελεστή απόσβεσης και μειώνουν αντίστοιχα τις αποστάσεις εντοπισμού των ηλεκτρο-οπτικών συστημάτων, κάτι το οποίο επαληθεύεται και γίνεται φανερό στα αποτελέσματα προσομοιώσεων που ακολουθούν στο κεφάλαιο 2. Έτσι, τα καιρικά φαινόμενα αποτελούν ένα μεγάλο εμπόδιο των

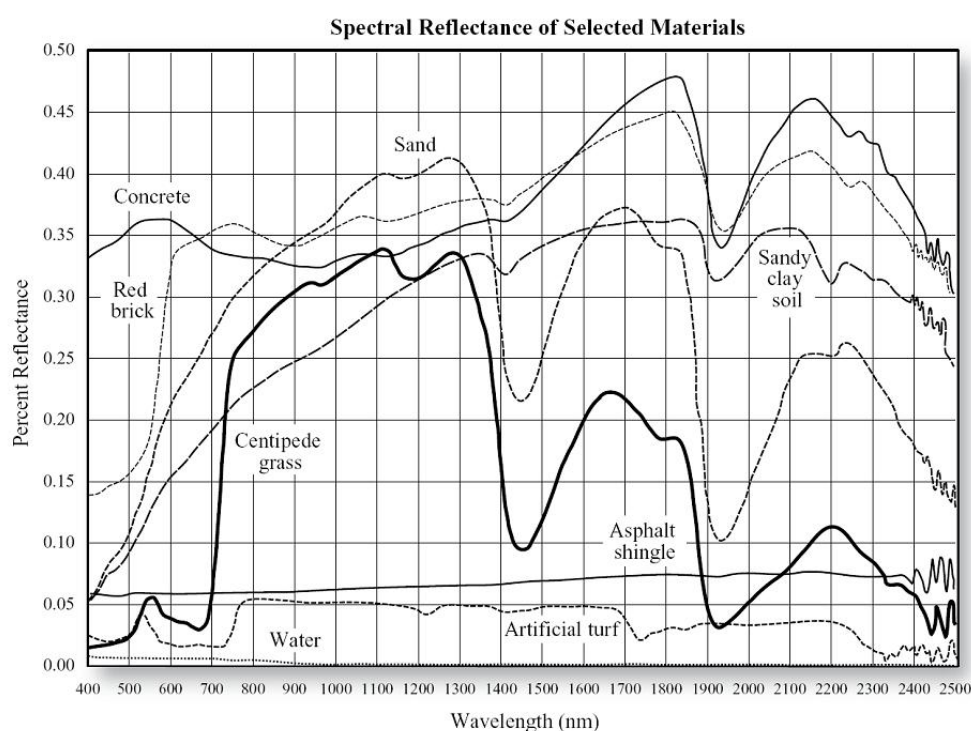
υπέρυθρων συστημάτων. Η βροχή, για παράδειγμα, μειώνει τη θερμική αντίθεση μεταξύ στόχου και περιβάλλοντος στο υπέρυθρο φάσμα, μιας και μειώνει τη θερμοκρασία που επικρατεί στην επιφάνειά του στόχου ενώ ταυτόχρονα αυξάνει τις απώλειες ατμοσφαιρικής διάδοσης, κυρίως λόγω μοριακής απορρόφησης. Πειράματα έχουν αποδείξει ότι ρυθμός βροχόπτωσης μεγαλύτερος από 5 mm/ώρα μειώνει τις αποστάσεις εντοπισμού έως και μερικές εκατοντάδες μέτρα σε κλίμακα dB/km, όπως φαίνεται και στο σχήμα 1.5. Παρόμοια αποτελέσματα έχουν ο άνεμος, τα παραγόμενα από τη θάλασσα σταγονίδια, το χιόνι, ακόμα και η ηλιακή ακτινοβολία. Πιο συγκεκριμένα, ο άνεμος μειώνει και αυτός τη θερμική αντίθεση στόχου και περιβάλλοντος, αυξάνει τη περιεκτικότητα της ατμόσφαιρας σε σωματίδια (σκόνη, σταγονίδια) τα οποία με τη σειρά τους αυξάνουν τις απώλειες διάδοσης της ακτινοβολίας. Κατά τον ίδιο τρόπο, το χιόνι μειώνει τη θερμική υπογραφή του στόχου, με εξαίρεση τις ώρες της ημέρας με έντονο φωτισμό, όπου μπορεί να προκληθεί το αντίθετο, δηλαδή ενίσχυσή της, λόγω ανακλαστικότητας. Τέλος, η ηλιακή ακτινοβολία θερμαίνει τις εξωτερικές επιφάνειες ενός στόχου, παράγοντας εντονότερη θερμική αντίθεση με το περιβάλλον.



**Σχήμα 1.5:** Εξασθένιση ακτινοβολίας ως προς τη συχνότητα ακτινοβολίας, για ρυθμό βροχόπτωσης 2.5-150mm/hr[18].

Εκτός όμως από τα σωματίδια της ατμόσφαιρας, άλλοι παράγοντες που μπορούν να εμποδίσουν τη μεταδοτικότητα της ακτινοβολίας και συνεπώς την απόδοση των ηλεκτρο-οπτικών μέσων, είναι οι παρασιτικές εκπομπές του περιβάλλοντος (clutter). Επομένως, οι πιθανότητες εσφαλμένου συναγερμού και εντοπισμού καθορίζονται από το λόγο σήματος προς clutter (SCR).

Τα παράσιτα του περιβάλλοντος μπορεί να προέρχονται από τον ουρανό (νέφη, ήλιος), από τη θαλάσσια επιφάνεια (κυματισμός), τις ξηρές επιφάνειες (βλάστηση, ξηρό ή υγρό έδαφος, άμμος, άσφαλτος)[20]. Θα πρέπει να αναφερθεί ότι η ακτινοβολία από την επιφάνεια της γης μπορεί να παίξει σημαντικό ρόλο σε αποστολή SAM για στόχο ο οποίος πετά σε χαμηλό υψόμετρο[40][41]. Στο κεφάλαιο 2 γίνεται εκτενής ανάλυση αποστολών SAM βάσει της θερμικής υπογραφής του στόχου και της γωνίας θέασης. Ενώ γίνεται ανάλυση και υπολογισμός του SCR για εντοπισμό εκτόξευσης βαλλιστικού πυραύλου με χρήση υπέρυθρης τεχνολογίας από δορυφόρο.



**Σχήμα 1.6:** Ποσοστό ανακλασιμότητας ως προς το μήκος κύματος, για διάφορες επιφάνειες[19].

## Κεφάλαιο 2ο

# 2 . Ιχνηλάτηση στόχων και αποκάλυψη της απόστασης τους, με χρήση υπέρυθρης ακτινοβολίας

### 2.1 Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται εφαρμογή της θεωρίας του 1ου κεφαλαίου με σκοπό την εκτίμηση της απόστασης ανίχνευσης-αποκάλυψης μαχητικού αεροσκάφους βάσει της υπέρυθρης υπογραφής του. Η ανίχνευση γίνεται στις μπάντες 3-5  $\mu\text{m}$  & 8-12  $\mu\text{m}$  και στο τέλος ακολουθεί πίνακας εκτιμήσεων των αποστάσεων αποκάλυψης. Λαμβάνοντας υπόψη τα ανωτέρω, ανακύπτει το ακόλουθο ερώτημα: ποια είναι η μέγιστη απόσταση στην οποία ένα δυσδιάκριτο μαχητικό τεχνολογίας Stealth μπορεί να ανιχνευθεί από έναν αισθητήρα IRST; Επιπλέον, ποιες είναι οι πιο σημαντικές παράμετροι που επηρεάζουν την απόσταση αυτή;

Με σκοπό την απάντηση των ερωτημάτων αυτών, έγιναν τα ακόλουθα βήματα:

- Μοντελοποίηση του κινητήρα του Α/Φ – στόχου, με βάση τα χαρακτηριστικά ενός τυπικού στροβιλοανεμιστήρα (turbofan), όπως ο κινητήρας F135 του F-35. Για τον οποίο γίνεται προσομοίωση εκπομπής στην μπάντα 3-5 $\mu\text{m}$
- Μοντελοποίηση της ατράκτου αεροσκάφους για την οποία γίνεται προσομοίωση εκπομπής στην μπάντα 8-12 $\mu\text{m}$ .
- Ανάλυση των καιρικών συνθηκών και της ατμοσφαιρικής διάδοσης, χρησιμοποιώντας τον κώδικα MODTRAN.
- Ανάλυση του αισθητήρα IRST, δηλαδή του φωτοανιχνευτή (detector), του οπτικού

συστήματος, FOV, IFOV, lens, Focal Length κλπ. , χρησιμοποιώντας χαρακτηριστικά και παραμέτρους που προσιδιάζουν σε αυτά των συστημάτων PIRATE & SkyWard.

- Εκτίμηση της μέγιστης απόστασης αποκάλυψης με βάση τη διαφορά ραδιομετρικής έντασης (radiant intensity) μεταξύ του στόχου και του υποβάθρου.

Ο στροβιλοανεμιστήρας (turbofan) είναι σήμερα ο πιο κοινός τύπος αεροκινητήρα, προσφέροντας περισσότερη ώση και χαμηλότερη κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τους παλαιότερους στροβιλωθιές κινητήρες (turbojet), στις συνήθεις συνθήκες πτήσης (υψηλή υποηχητική έως χαμηλή υπερηχητική ταχύτητα). Υπάρχουν διάφορες αναλύσεις πάνω στη λειτουργία ενός στροβιλοανεμιστήρα, όπως π.χ. [21] [22]. Ο λόγος παράκαμψης (bypass ratio), δηλαδή ο λόγος της ροής μάζας αέρα που παρακάμπτει τον θάλαμο καύσης του κινητήρα προς τη ροή μάζας αέρα που διέρχεται από τον θάλαμο καύσης, για ένα μαχητικό αεροσκάφος, είναι μικρότερος από 1:1, π.χ. 0,36:1 για τον κινητήρα Pratt & Whitney F100, που προωθεί το F-16 και το F-15, ή 0,57:1 για τον F135-PW-100 του Α/Φ F-35A CTOL (συμβατικής απογείωσης και προσγείωσης). Τα μαχητικά αεροσκάφη χρησιμοποιούν κινητήρες με χαμηλούς λόγους παράκαμψης (σε σχέση με τα πολιτικά), πράγμα το οποίο αποτελεί έναν συμβιβασμό μεταξύ της οικονομίας καυσίμου και των απαιτήσεων μάχης, όπως ο υψηλός λόγος ισχύος προς βάρος (W/Kg), η υπερηχητική απόδοση και η δυνατότητα χρήσης μετακαυστήρα. Επιπλέον, η ροή αέρα παράκαμψης ψύχει τα καυσαέρια, μειώνοντας τη συνολική υπέρυθρη υπογραφή του αεροσκάφους.

Η θερμοκρασία των καυσαερίων έχει σημαντικό ρόλο στην ανίχνευση στόχων σε μικρές και μεσαίες αποστάσεις. Όμως τα κύρια συστατικά των καυσαερίων, το διοξείδιο του άνθρακα και οι υδρατμοί, παίζουν σημαντικό ρόλο στην απορρόφηση της υπέρυθρης ακτινοβολίας και για αυτό δεν είναι τόσο αποδοτική στις μεγάλες αποστάσεις. Με άλλα λόγια, η ισχύς της ακτινοβολίας των καυσαερίων(plume) εξασθενεί πολύ καθώς η απόσταση μεταξύ του στόχου και του IRST αυξάνεται [23]. Εκτιμάται ότι, σε μεγάλες αποστάσεις, η ακτινοβολία των καυσαερίων η οποία προσπίπτει στον αισθητήρα του IRST συνεισφέρει στην ανίχνευση του στόχου λιγότερο από 5%. Σε μικρές όμως αποστάσεις, η εκπεμπόμενη ακτινοβολία δεν έχει εξασθενήσει αρκετά, οπότε τα καυσαέρια αποτελούν την κύρια πηγή ακτινοβολίας για τους πυραύλους υπέρυθρης αναζήτησης. Αυτός είναι και ο λόγος για τον οποίον οι αισθητήρες των MANPADS ή των πυραύλων αέρος-αέρος εμφανίζουν την βέλτιστη απόδοση τους στο μήκος κύματος των 4,35  $\mu\text{m}$ , το οποίο αντιστοιχεί στην ακτινοβολία

που εκπέμπεται από το διοξείδιο του άνθρακα [23].

Στην παρούσα προσέγγιση, το τελευταίο στάδιο του στροβίλου και η εσωτερική επιφάνεια του ακροφυσίου εξαγωγής αποτελούν τις κύριες πηγές ακτινοβολίας, ενώ ο κινητήρας θεωρείται ότι λειτουργεί σε ξηρή ώση (χωρίς χρήση μετακαυστήρα). Όσον αφορά το F-35, η επιφάνεια του ακροφυσίου του κινητήρα F135 εκτιμάται σε 0,32-0,72 m<sup>2</sup>, ανάλογα με την θέση των πτερυγίων του ακροφυσίου τα οποία διαμορφώνουν και την επιφάνεια. Για την προσομοίωση, το άνοιγμα του ακροφυσίου-επιφάνεια θεωρήθηκε ότι είναι 0,51 m<sup>2</sup>.

## 2.2 Συνθήκες Περιβάλλοντος

### 2.2.1 Νόμος του Beer

Σύμφωνα με τον νόμο του Beer ή νόμο των Beer-Lambert, ο οποίος περιγράφει την απόσβεση της ακτινοβολίας στο μέσο το οποίο διαδίδεται:

$$t = e^{-aR} \quad (2.1)$$

όπου  $t$  είναι η μεταδοτικότητα (transmittance),  $a$  είναι ο συντελεστής ο οποίος περιγράφει το μοντέλο καιρού (ή συντελεστής απόσβεσης), που εξαρτάται από τις καιρικές συνθήκες που επικρατούν στην περιοχή και  $R$  είναι η απόσταση του στόχου από τον αισθητήρα. Εκτός από τις καιρικές συνθήκες, ο συντελεστής μεταδοτικότητας εξαρτάται από το “ατμοσφαιρικό παράθυρο” στο οποίο ο αισθητήρας επιδεικνύει τη καλύτερη απόδοση. Για την προσομοίωση, εξετάζεται η περίπτωση IRST που λειτουργεί στην περιοχή MWIR, δηλαδή στο ατμοσφαιρικό παράθυρο 3-5 μm, καθώς σε αυτή την περιοχή εντοπίζεται ο κινητήρας του Α/Φ, λόγω της υψηλής του θερμοκρασίας. Σε επόμενη υποενότητα εξετάζεται η περίπτωση IRST το οποίο λειτουργεί στην περιοχή LWIR, δηλαδή στο ατμοσφαιρικό παράθυρο 8-12 μm, καθώς σε αυτή την περιοχή εντοπίζονται οι θερμές περιοχές της ατράκτου λόγω αεροδυναμικής τριβής. Υπενθυμίζεται ο νόμος του Wien εξ.1.4 σύμφωνα με τον οποίο το μήκος κύματος της ακτινοβολίας μεταβάλλεται βάσει της θερμοκρασίας της επιφάνειας εκπομπής. Σώμα υψηλότερης θερμοκρασίας εκπέμπει σε μικρότερο μήκος κύματος και αντίστροφα για σώμα χαμηλότερης θερμοκρασίας. Όσον αφορά τις ατμοσφαιρικές συνθήκες, εξετάστηκαν οι ακόλουθες περιπτώσεις, με τον συντελεστή  $a$  να μεταβάλλεται ως εξής:

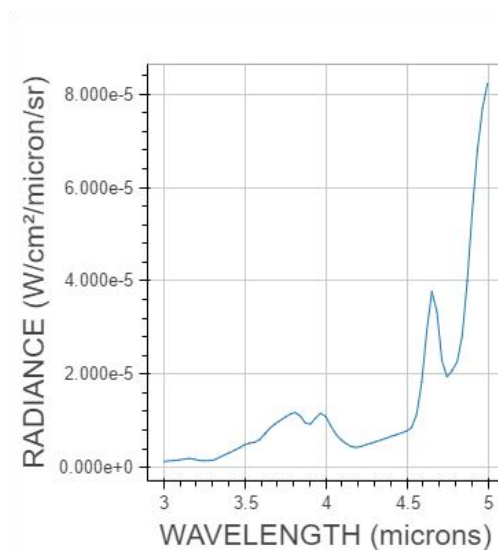
- συνθήκες ξηρασίας ( $\alpha = 0,05$ ),
- καθαρή ατμόσφαιρα ( $\alpha = 0,1$ ),
- ελαφρά σκόνη ή ομίχλη ( $\alpha = 0,4$ ),
- βροχόπτωση ( $\alpha = 0,8$ ),
- έντονη βροχόπτωση ( $\alpha = 1,2$ ).

### 2.2.2 Η Ουράνια Ακτινοβολία (Sky Radiation)

Η ουράνια ακτινοβολία αποτελεί έναν σημαντικό παράγοντα για την προσομοίωση, λαμβάνοντας υπόψη ότι καταφθάνει στον αισθητήρα ως θόρυβος (clutter), μειώνοντας την αντίθεση (contrast) μεταξύ του στόχου και του υποβάθρου. Το γνωστό μοντέλο MODTRAN [24] (MODerate resolution atmospheric TRANsmission) χρησιμοποιήθηκε για την μοντελοποίηση των καιρικών συνθηκών στην προσομοίωση. Ο κώδικας MODTRAN υπολογίζει την ατμοσφαιρική φασματική μεταδοτικότητα και τις εκπομπές, σε ευθεία γραμμή. Χρησιμοποιήθηκαν οι ακόλουθες παράμετροι για την μοντελοποίηση στο MODTRAN:

- Χειμώνας μεσαίου γεωγραφικού πλάτους
- Ύψος: 10 Km (λίγο περισσότερο από 30.000 ft)
- Ηλιακή ζενίθια γωνία:  $90^\circ$
- Ορατότητα: 10 Km
- Τύπος αερολυμάτων (aerosol mode): αγροτικής προέλευσης (rural)





**Σχήμα 2.1:** Στο ανωτέρω διάγραμμα, το οποίο προκύπτει από τον κώδικα MODTRAN, ως τιμή ισχύος της ουράνιας ακτινοβολίας (*clutter*) μπορεί να θεωρηθεί η εξής:  $E=2 \cdot 10^{-5} \text{ W/cm}^2/\text{micron/sr}$ . Αυτή είναι μία συντηρητική προσέγγιση, καθώς στο παράθυρο 3-4,6  $\mu\text{m}$  όπως φαίνεται και στο σχήμα, η ουράνια ακτινοβολία είναι αρκετά μικρότερη από την τιμή αυτή.

## 2.3 Προδιαγραφές Συστήματος

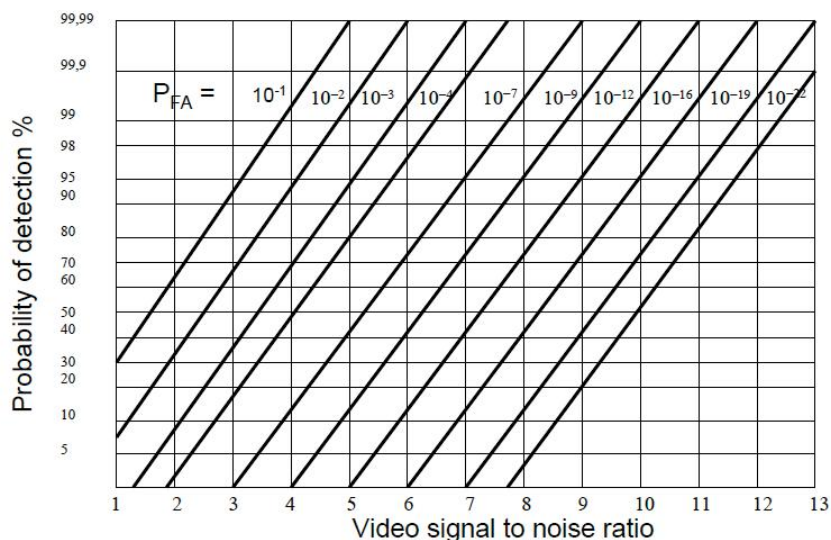
Ακολουθώντας μία προσέγγιση παρόμοια με αυτή του ραντάρ για ανίχνευση σήματος μέσα σε θόρυβο, υπάρχουν συγκεκριμένες τεχνικές προδιαγραφές που αφορούν την απόδοση ενός IRST. Πιο συγκεκριμένα, η πιθανότητα εντοπισμού ( $P_d$ ) του στόχου θα πρέπει να είναι υψηλότερη από 95% και ο ρυθμός εσφαλμένων συναγερμών ( $FAR$  – False Alarm Rate) θα πρέπει να είναι ένας ανά ώρα [25]. Το οποίο μεταφράζεται ως:

$$P_d = 0.95 \quad (2.2)$$

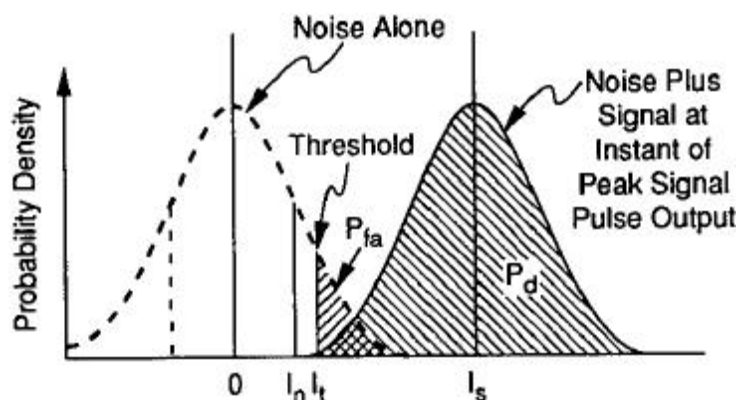
$$FAR = 0.0001 \quad (2.3)$$

Από το διάγραμμα της πιθανότητας εντοπισμού για δεδομένες τιμές  $FAR$ , μπορεί κανείς να βρει τον απαιτούμενο λόγο σήματος προς θόρυβο  $SNR$  (Signal to Noise Ratio). Η τιμή

SNR που ικανοποιεί τις προαναφερθείσες απαιτήσεις όπως φαίνεται και στο σχήμα 2.2 είναι 5,8 .



**Σχήμα 2.2:** Εύρεση SNR βάσει του False alarm rate, για την προσομοίωση  $FAR=10^{-4}$ .



**Σχήμα 2.3 :** Ανίχνευση στόχου σε περιβάλλον θορύβου[10] .

## 2.4 Το Μοντέλο IRST στην ζώνη 3-5μm

### 2.4.1 Χαρακτηριστικά Αισθητήρα

Ένας σύγχρονος αισθητήρας IRST αποτελείται από μία διάταξη 640×512 φωρατών

(detectors), ενώ σύμφωνα με το [26], η επόμενη γενιά θα αποτελείται από μία διάταξη μεγέθους  $1024 \times 1024$ . Υποθέτουμε για την προσομοίωση ότι έχουμε μία τυπική διάταξη  $640 \times 512$ . Ο χώρος τον οποίο μπορεί να σαρώσει ένα IRST εξαρτάται από το οπτικό πεδίο (Field of View) του. Οι ακόλουθες τρεις περιπτώσεις οπτικού πεδίου (FOV) εξετάστηκαν στην προσομοίωση, οι οποίες είναι και αυτές που αναφέρονται από την κατασκευάστρια εταιρεία (Leonardo) για το IRST SkyWard [27]:

- Ευρύ οπτικό πεδίο (WFOV – Wide Field Of View):  $30^\circ \times 24^\circ$
- Μεσαίο οπτικό πεδίο (MFOV – Medium Field Of View):  $16^\circ \times 12.8^\circ$
- Στενό οπτικό πεδίο (NFOV – Narrow Field Of View):  $8^\circ \times 6,4^\circ$

Όσο πιο ευρύ είναι το οπτικό πεδίο, τόσο πιθανότερο είναι μέσα σε αυτό να περιλαμβάνεται ο στόχος, όμως από την άλλη πλευρά τόσο περισσότερη ουράνια ακτινοβολία (δηλαδή εισερχόμενος θόρυβος) θα βρίσκονται εντός του πλαισίου θέασης, μειώνοντας την αντίθεση και κατ'επέκτασιν την απόσταση ανίχνευσης του στόχου. Από την άλλη πλευρά, ένα στενό οπτικό πεδίο θα παρέχει μια καλή αντίθεση, λόγω της λιγότερης ουράνιας ακτινοβολίας που εισέρχεται στο οπτικό πλαίσιο. επιτρέποντας την ανίχνευση ενός στόχου από μακριά. Υπό την προϋπόθεση όμως ότι ο στόχος θα βρίσκεται εντός αυτού του στενού οπτικού πεδίου. Αλλά από την στιγμή που αναφερόμαστε σε εντοπισμό στόχου, αυτό προϋποθέτει ότι δεν γνωρίζουμε την θέση του στόχου, οπότε ένα πολύ στενό πεδίο δεν θα ευνοούσε τον έγκαιρο εντοπισμό. Επομένως, δεν υπάρχει η τέλεια λύση, αλλά μόνο ένας συμβιβασμός στο θέμα αυτό.

Κάθε πλαίσιο χωρίζεται σε εικονοστοιχεία (pixels), ανάλογα με την διάσταση της διάταξης του αισθητήρα. Ένας αισθητήρας με διάταξη  $640 \times 512$  σημαίνει ότι αυτός είναι ο αριθμός των διακριτών στοιχείων οριζόντια και κάθετα. Όσο αυξάνει ο αριθμός των εικονοστοιχείων, το αποτύπωμα του καθενός στο ολικό FOV μειώνεται (δηλαδή το IFOV), οπότε και η ουράνια ακτινοβολία (clutter) που εισέρχεται στο κάθε διακριτό στοιχείο. Στην προσομοίωση, ο εντοπισμός του στόχου θεωρείται πως γίνεται από ένα μόνο εικονοστοιχείο, δηλαδή η ακτινοβολία του στόχου θεωρείται ότι προσπίπτει σε ένα εικονοστοιχείο και όχι σε ένα σύνολο-ομάδα εικονοστοιχείων ή στην ενδιάμεση επιφάνεια μεταξύ εικονοστοιχείων. Με τον τρόπο αυτό, η συνολική ακτινοβολία του στόχου μπορεί να αξιοποιηθεί για σκοπούς ανίχνευσης. Μοντέλα τα οποία περιγράφουν την μη ιδανική πρόσπτωση της εισερχόμενης ακτινοβολίας σε οριακές & ενδιάμεσες επιφάνειες περιγράφονται στις εργασίες [25],[35].

Σύμφωνα με το [28], σε ένα σύγχρονο IRST, το βήμα μεταξύ των εικονοστοιχείων (δηλαδή η απόσταση μεταξύ δύο παρακείμενων εικονοστοιχείων) είναι περίπου 16  $\mu\text{m}$ . Το μέγεθος κάθε εικονοστοιχείου είναι περίπου 15,52  $\mu\text{m}$  δηλαδή 97% του βήματος-pitch (16 $\mu\text{m}$  \* 97%), έτσι ο βαθμός κάλυψης-fill factor της διάταξης από την σχέση 2.4 εκτιμάται σε 0,94 (94%) [29], η οποία είναι μία ρεαλιστική προσέγγιση, αν και συντηρητική. Ως βήμα-pitch ορίζεται η απόσταση των κέντρων μεταξύ δύο διαδοχικών εικονοστοιχείων ενώ ως fill factor:

$$ff = A_d / pitch^2 \quad (2.4)$$

#### 2.4.2 Εκτίμηση της Απόστασης Αποκάλυψης

Ακολουθώντας τη συλλογιστική του [30], η μέγιστη απόσταση αποκάλυψης  $R$ , στην οποία μπορεί να ανιχνευθεί ο στόχος, εκτιμάται σύμφωνα με τον ακόλουθο τύπο:

$$R^2 = \frac{\pi D_0 t_0 t D^*}{4 F \# \sqrt{\omega \Delta f} SNR} \left[ \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_t(\lambda) d\lambda - \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} J_b(\lambda) A d\lambda \right] \quad (2.5)$$

όπου:

- $D_0$  είναι το ενεργό διάφραγμα (effective aperture) ή ενεργό διαμέτρημα (effective calibre) του οπτικού συστήματος. Εάν υποθέσουμε ότι το  $D_0$  είναι κυκλικό (συνήθως είναι), τότε η διάμετρος  $d_0$  σχετίζεται με την εστιακή απόσταση focal-length  $f$  και τον αριθμό διαφράγματος ανοίγματος ή αριθμό  $F\#$  (f-number) του οπτικού συστήματος, σύμφωνα με την εξίσωση:

$$d_0 = f / F\# \quad (2.5)$$

Στην προσομοίωση, υπολογίστηκαν και χρησιμοποιήθηκαν οι ακόλουθες τρεις τιμές του  $d_0$ , που αντιστοιχούν στις τρεις διαφορετικές περιπτώσεις οπτικού πεδίου (ευρύ, μεσαίο, στενό):

$$d_w = 15,16 \text{ mm}, \quad d_m = 28,4 \text{ mm}, \quad d_n = 56,8 \text{ mm}.$$

- $t$  είναι ο συντελεστής μεταδοτικότητας (transmittance coefficient) της ατμόσφαιρας, όπως στην εξ. 2.1 (νόμος του Beer). Εξαρτάται από την απόσταση του στόχου και τις καιρικές συνθήκες [21].

- $t_0$  είναι ο συντελεστής μεταδοτικότητας του ιδίου του οπτικού συστήματος. Για

παράδειγμα, το PIRATE έχει 90 ανακλαστικές επιφάνειες που καθορίζουν τη συνολική εξασθένηση της εισερχόμενης ακτινοβολίας [31]. Έτσι, το  $t_0$  αντιστοιχεί στην περαιτέρω εξασθένηση της ακτινοβολίας του στόχου εντός του οπτικού συστήματος. Υποθέτοντας μία ενδιάμεση τιμή για το  $t_0$ , τέθηκε  $t_0 = 0,78$ , αν και στα σύγχρονα οπτικά συστήματα επιτυγχάνονται ακόμα καλύτεροι (υψηλότεροι) συντελεστές μεταδοτικότητας.

- $D^*$  είναι η ειδική ανιχνευσιμότητα (specific detectivity ή spectral detectability), ένα χαρακτηριστικό των επιδόσεων για κάθε τεχνολογία φωρατή. Όσο μεγαλύτερο είναι το  $D^*$  βελτιώνεται και η απόδοση του IRST. Σύμφωνα με το [32], για το PIRATE, μία μέγιστη τιμή του  $D^*$  θεωρείται ότι είναι  $1,5 \cdot 10^{11} \text{ cm}\sqrt{\text{Hz}}/\text{W}$  για το MWIR. Στην προσομοίωση, υποτέθηκε ότι  $D^*$  είναι ίσο με  $1,4 \cdot 10^{11} \text{ cm}\sqrt{\text{Hz}}/\text{W}$  για τους φωρατές. Μία εμπειρισταωμένη ανάλυση σχετικά με το  $D^*$  παρέχεται στο [33].

- $F\#$  είναι ο αριθμός  $F\#$  (f-number), δηλαδή ο λόγος της εστιακής απόστασης του οπτικού συστήματος προς την διάμετρο της διάταξης των φωρατών, όπως φαίνεται στην εξ. 2.5. Ο αριθμός  $F\#$  και το μήκος κύματος σχετίζονται με το μέγεθος του οπτικού σημείου περιορισμένης διάθλασης, ως ακολούθως:

$$F\# = \frac{d}{2.44 \cdot \lambda} \quad (2.6)$$

όπου  $d$  είναι το γραμμικό μέγεθος του detector-φωρατή και  $\lambda$  είναι το μέσο μήκος κύματος. Στην προσομοίωση,  $d = 15,52 \mu\text{m}$  και  $\lambda = 4,95 \mu\text{m}$ , οπότε ο αριθμός  $F\#$  είναι περίπου 1,29.

- Η γωνία  $\omega$  αναπαριστά το στιγμιαίο οπτικό πεδίο ( $IFOV$  – instantaneous field of view) ή την γωνιακή ανάλυση του φωρατή. Για μικρές τιμές, το  $IFOV$  προσεγγίζεται ως ακολούθως:

$$IFOV \approx \frac{d}{f} \quad (2.7)$$

με  $d$  το μέγεθος του φωρατή και  $f$  την εστιακή απόσταση. Εάν ο ανωτέρω τύπος εφαρμοστεί στην συνολική διάταξη, τότε γίνεται:  $\sqrt{30^2 + 24^2} \text{ mm} = 38,41^\circ$

$$f = \frac{\text{array dimension}}{FOV} \quad (2.8)$$

Η οριζόντια διάσταση της διάταξης, για 640 φωρατές με βήμα  $16 \mu\text{m}$  θα είναι  $640 \times 16 \mu\text{m} =$

10,24 mm. Για τους 512 φωρατές, η κάθετη διάσταση της διάταξης θα είναι  $512 \times 16 \mu\text{m} = 8,192 \text{ mm}$ . Οπότε, η (διαγώνια) διάσταση της διάταξης θα είναι  $\sqrt{10,24^2 + 8,192^2} \text{ mm} = 13,1136 \text{ mm}$ . Το οπτικό πεδίο (FOV) δεν είναι σταθερό και εξαρτάται από την λειτουργία. Για παράδειγμα, για ευρύ οπτικό πεδίο, το FOV είναι  $30^\circ \times 24^\circ$ . Οπότε, η μέση γωνιακή ανάλυση είναι  $\sqrt{30^2 + 24^2} \text{ mm} = 38,41^\circ$  ή  $670,38 \text{ mrad}$ . Έτσι, η εστιακή απόσταση για ευρύ οπτικό πεδίο (WFOV) από την εξ. 2.8 θα είναι  $f = 13,1136 \text{ mm} / 0,67038$  ή  $f = 19,56 \text{ mm}$ . Σύμφωνα με την εξ. 2.7, το IFOV θα είναι  $0,7934 \text{ mrad}$  ή  $0,0454^\circ$ . Οι σχετικές παράμετροι μπορούν να υπολογισθούν με τον ίδιο τρόπο για MFOV και NFOV.

•  $\Delta f$  είναι το ισοδύναμο εύρος ζώνης θορύβου του συστήματος, το οποίο μπορεί να εκφρασθεί ως ακολούθως [30]:

$$\Delta f = 1/2t_d \quad (2.9)$$

όπου  $t_d$  είναι ο χρόνος δειγματοληψίας ή χρόνος παραμονής (dwell time). Σε ένα σύγχρονο IRST, για μία συχνότητα δειγματοληψίας 3 Hz, ο χρόνος παραμονής είναι 0,3333 sec και  $\Delta f$  είναι 1,5 Hz.

• Η τιμή του SNR έχει υπολογισθεί ανωτέρω και θα πρέπει να είναι ίση με 5,8.

•  $J_t$  είναι η εκπεμπόμενη ένταση του στόχου,  $J_b$  είναι εκπεμπόμενη ένταση του υποβάθρου (clutter) στην περιοχή μήκους κύματος υπό εξέταση (3-5  $\mu\text{m}$ ). Αυτά υπολογίζονται ως ακολούθως, ξεκινώντας από το  $J_t$  [30]:

$$J_t = \sigma \varepsilon_t A_t T_t^4 n_{\Delta\lambda} / \pi \quad (2.10)$$

όπου:

$\sigma = 5.67032 \times 10^{-12} \text{ W} \cdot \text{cm}^2 \cdot \text{K}^4$  είναι η σταθερά Stefan-Boltzmann.

$\varepsilon_t$  είναι ο συντελεστής εκπομπής του στόχου. Στην προσομοίωση:  $\varepsilon_t = 0,9$ .

$A_t$  είναι η επιφάνεια του στόχου, π.χ. το ακροφύσιο του F135. Στην προσομοίωση:  $A_t = 0,51 \text{ m}^2$

$T_t$  είναι η θερμοκρασία του στόχου. Η θερμοκρασία της εσωτερικής επιφάνειας του κινητήρα και των τοιχωμάτων του, εκτιμάται σε  $T_t = 1000 \text{ K}$ .

$n_{\Delta\lambda}$  είναι ο συντελεστής εύρους ζώνης και υποδεικνύει ποιο ποσοστό της συνολικής εκπομπής του στόχου εκπέμπεται εντός του υπό εξέταση εύρους ζώνης (MWIR). Στην προσομοίωση, υπολογίστηκε ότι το ποσοστό αυτό είναι  $n_{\Delta\lambda} = 0,31$  (31%).

Ο στόχος θεωρείται ότι είναι Λαμπερτιανή επιφάνεια (Lambertian surface), οπότε η ένταση της ακτινοβολίας είναι ομοιόμορφη και διαιρείται με  $\pi$ .

- Σχετικά τώρα με την ένταση ακτινοβολίας του υποβάθρου  $J_b$ , έχουμε:

$$J_b = \sigma \varepsilon_b (\omega R^2 - A_t) T_b^4 n'_{\Delta\lambda} / \pi \quad (2.11)$$

όπου:

$\sigma = 5.67032 * 10^{-12} W * cm^2 * K^4$  είναι η σταθερά Stefan-Boltzmann .

$\varepsilon_b$  είναι ο συντελεστής εκπομπής του υποβάθρου. Στην προσομοίωση:  $\varepsilon_b = 0,9$

$\omega R^2$  είναι η επιφάνεια που καλύπτει το στιγμιαίο οπτικό πεδίο (IFOV) κατά τη στιγμή της ανίχνευσης, σε  $m^2$ . Προφανώς, εξαρτάται από την απόσταση του στόχου από τον αισθητήρα. Επιπρόσθετα, το IFOV αλλάζει με τις τρεις διαφορετικές λειτουργίες στενού-μεσαίου-ευρέως πεδίου. Η ένταση ακτινοβολίας υποβάθρου λαμβάνεται από την περιοχή που καλύπτει το IFOV αφαιρώντας την επιφάνεια την οποία καταλαμβάνει ο στόχος μέσα περιοχή αυτή:  $\omega R^2 - A_t$ .

$T_b$  είναι η θερμοκρασία περιβάλλοντος στα 30.000 ft. Θεωρείται ότι  $T_b = 230$  °K, σύμφωνα με τους επίσημους πίνακες των ΗΠΑ "U.S. Standard Atmosphere Heights and Temperatures".  $n'_{\Delta\lambda}$  είναι συντελεστής εύρους ζώνης και υποδεικνύει ποιο ποσοστό της συνολικής εκπομπής του υποβάθρου εκπέμπεται εντός του εύρους ζώνης του αισθητήρα.

### 2.4.3 Αποτελέσματα Προσομοίωσης

Σύμφωνα με το [34], μία αξιολόγηση της ικανότητας του IRST να ανιχνεύει έναν σημειακό στόχο είναι η μέτρηση του λόγου:

$$\frac{\lambda * F\#}{d} \quad (2.12)$$

όπου  $\lambda$  είναι το μήκος κύματος,  $F\#$  ο αριθμός  $F\#$  (f-number) και  $d$  η γραμμική διάσταση του εικονοστοιχείου φωρατή. Αυτός ο λόγος θα πρέπει να είναι μικρότερος από 0,5 για ένα σύστημα κατάλληλο για ανίχνευση. Για την παρούσα προσομοίωση, ο λόγος αυτός υπολογίσθηκε σε 0,41, αποδεικνύοντας ότι πρόκειται για ένα κατάλληλο σύστημα, το οποίο καλύπτει τις τεχνικές απαιτήσεις που έχουν θέσει οι κατασκευαστές.

Λαμβάνοντας υπόψη τα ανωτέρω μοντέλα και την ανάλογη συλλογιστική, τα αποτελέσματα για συγκεκριμένες καιρικές συνθήκες και οπτικά πεδία απεικονίζονται στον Πίνακα 2.1.

Καιρικές Συνθήκες	Ευρύ οπτικό πεδίο (Wide FOV)	Μεσαίο οπτικό πεδίο (Medium FOV)	Στενό οπτικό πεδίο (Narrow FOV)
Ξηρασία	109-136,6	128-169,1	147-180,1
Καθαρή ατμόσφαιρα	70-93	79-110	88-137
Σκόνη – ελαφρά ομίχλη	42,5	52	61
Βροχόπτωση	30,3	41,6	48,8
Έντονη Βροχόπτωση – χιόνι	12,2-20	13,9-24,5	14,8-27

**Πίνακας 2.1:** Αποτελέσματα προσομοίωσης απόστασης αποκάλυψης IRST (σε km), σε μεγάλο ύψος. Ο κινητήρας του στόχου είναι σε ξηρή ώση (χωρίς μετάκαυση) και το IRST βρίσκεται πίσω από το Α/Φ – στόχο(ώρα 6).

Από τα αποτελέσματα, καθίσταται προφανές ότι, σε καλές καιρικές συνθήκες, ένας στόχος (π.χ. ένα F-35, όπως στην παρούσα περίπτωση) μπορεί να ανιχνευθεί σε αρκετά μεγάλη απόσταση, της τάξης των 100 km, ή ακόμα περισσότερο σε συνθήκες ξηρασίας. Ανάλογες αποστάσεις αποκάλυψης έχουν αναφερθεί για υπάρχοντα συστήματα σε πραγματικές δοκιμές [35].

Καθώς οι καιρικές συνθήκες επιδεινώνονται, η απόδοση του IRST χειροτερεύει. Με έντονη βροχόπτωση ή χιόνι, η απόσταση αποκάλυψης του IRST καθίσταται πολύ μικρή. Όμως, στις περισσότερες περιπτώσεις, η απόσταση αποκάλυψης του IRST είναι καλύτερη από την αναμενόμενη απόσταση αποκάλυψης ενός δυσδιάκριτου αεροσκάφους (Stealth) από ένα ραντάρ



τακτικού Α/Φ [36].

Το οπτικό πεδίο επηρεάζει σημαντικά την επίδοση. Καθώς όταν το οπτικό πεδίο γίνεται πιο ευρύ, η αντίθεση μεταξύ του στόχου και του υποβάθρου μειώνεται και η επίδοση χειροτερεύει. Από την άλλη πλευρά, για στενό οπτικό πεδίο η επίδοση είναι καλύτερη, όμως, είναι πιο δύσκολο να χρησιμοποιήσει κανείς την στενή θέαση για έρευνα και εντοπισμό στόχου.

Σημειώνεται ότι στην παρούσα προσέγγιση εκτιμάται η απόσταση αποκάλυψης του στόχου με βάση μόνο τα θερμά στοιχεία του κινητήρα, όπως αυτά φαίνονται από πίσω (ώρα 6). Στην επόμενη ενότητα εξετάζεται η απόσταση αποκάλυψης του στόχου με βάση την εμπρόσθια και πλάγια θέαση του η οποία οφείλεται στην αεροδυναμική τριβή των μερών του αεροσκάφους.

## 2.5 Το Μοντέλο IRST στην Μπάντα 8-12μm

### 2.5.1 Χαρακτηριστικά Αισθητήρα

Σύμφωνα με το [28], σε ένα σύγχρονο IRST το οποίο λειτουργεί στην μπάντα 8-12μm, το βήμα μεταξύ των εικονοστοιχείων είναι περίπου 27 μm. Υποθέτοντας ότι το μέγεθος κάθε εικονοστοιχείου είναι περίπου 26,19 μm (97% του βήματος), ο βαθμός κάλυψης της διάταξης εκτιμάται σε 0,94 (94%) [29], η οποία είναι μία ρεαλιστική προσέγγιση, αν και συντηρητική. Η εκτίμηση της απόστασης αποκάλυψης για IRST στην πάντα 8-12μm ακολουθεί ακριβώς την ίδια μεθοδολογία και μαθηματική μοντελοποίηση όπως αυτή αναλύθηκε πιο πάνω για την μπάντα 3-5μm. Οπότε σε αυτή την ενότητα θα γίνει αναφορά μόνο σε αλλαγές στα τεχνικά χαρακτηριστικά του IRST στην 8-12μm καθώς η εκτίμηση της απόστασης γίνεται με την ίδια ακριβώς μεθοδολογία.

- $D_0$  το ενεργό διάφραγμα (effective aperture) ή ενεργό διαμέτρημα (effective calibre) του οπτικού συστήματος για τα τρία διαφορετικά mode λειτουργίας (ευρύ, μεσαίο, στενό) θα είναι:

$$d_w = 36,66 \text{ mm}, \quad d_m = 69,5 \text{ mm}, \quad d_n = 138 \text{ mm}.$$

- $D^*$  η ειδική ανιχνευσιμότητα (specific detectivity ή spectral detectability), υποτέθηκε ότι είναι ίση με  $3 \cdot 10^{10} \text{ cm}\sqrt{\text{Hz}}/W$  για τους φωρατές. Μία εμπειριστατωμένη ανάλυση σχετικά με το  $D^*$  παρέχεται στο [17].

•  $F\#$  είναι ο αριθμός  $F\#$  (f-number). Ο αριθμός  $F\#$  και το μήκος κύματος σχετίζονται με το μέγεθος του οπτικού σημείου περιορισμένης διάθλασης, ως ακολούθως:

$$F\# = \frac{d}{2.44 * \lambda} \quad (2.6)$$

όπου  $d$  είναι το γραμμικό μέγεθος του φωρατή και  $\lambda$  είναι το μέσο μήκος κύματος. Στην προσομοίωση,  $d = 26,19 \mu\text{m}$  και  $\lambda = 12 \mu\text{m}$ , οπότε ο αριθμός  $F\#$  είναι περίπου 0,9.

• Το στιγμιαίο οπτικό πεδίο ( $IFOV$  – instantaneous field of view) για τα 3 mode λειτουργίας θα είναι:

$IFOV$  για  $NFOV$ :  $0.235 \text{ mrad}$  ή  $0.0125^\circ$

$IFOV$  για  $MFOV$ :  $0.421 \text{ mrad}$  ή  $0.0241^\circ$

$IFOV$  για  $WFOV$ :  $0.810 \text{ mrad}$  ή  $0.0464^\circ$

• Η εστιακή απόσταση Focal Length για τα 3 mode λειτουργίας θα είναι :

Focal length για  $NFOV$ :  $f_n = 154 \text{ mm}$

Focal length για  $MFOV$ :  $f_m = 62 \text{ mm}$

Focal length για  $WFOV$ :  $f_w = 33 \text{ mm}$

## 2.5.2 Εκτίμηση της Απόστασης Αποκάλυψης

•  $\Delta f$  είναι το ισοδύναμο εύρος ζώνης θορύβου του συστήματος,

συχνότητα δειγματοληψίας 3 Hz, ο χρόνος παραμονής είναι 0,3333 sec και  $\Delta f$  είναι 1,5 Hz.

• Η τιμή του  $SNR$  παραμένει ίδια και θα πρέπει να είναι ίση με 5,8.

•  $\varepsilon_T$  είναι ο συντελεστής εκπομπής του στόχου. Στην προσομοίωση:  $\varepsilon_T = 0.9$ .

•  $A_T$  είναι η επιφάνεια του στόχου, π.χ. η επιφάνεια των φτερών του , η επιφάνεια της ατράκτου. Στην παρούσα προσομοίωση θεωρείται  $A_T = 4 \text{ m}^2$ . Η τιμή αυτή επιλέχθηκε καθώς ένα

μαχητικό αεροσκάφος περασμένης γενιάς έχει αυτό περίπου το RCS . Με την λογική αυτή σε μια εποχή που η τεχνική μείωσης του RCS δεν ήταν εξελιγμένη θεωρούμε πως η επιφάνεια η οποία θα είναι εκτεθειμένη στο ραντάρ θα είναι το ίδιο εκτεθειμένη και στο IRST.

•  $T_T$  είναι η θερμοκρασία του στόχου. Η θερμοκρασία της εξωτερικής επιφάνειας του A/K εκτιμάται σε  $T_T = 255 \text{ K}$  . Η θερμοκρασία προκύπτει από τον τύπο :

$$T_t = 218^\circ \text{K} \cdot (1 + 0.164 \cdot l^2) \approx 255^\circ \text{K}$$

•  $n_{\Delta\lambda}$  είναι ο συντελεστής εύρους ζώνης και υποδεικνύει το ποσοστό της συνολικής εκπομπής του στόχου το οποίο εκπέμπεται εντός του υπό εξέτασιν εύρους ζώνης (LWIR). Στην προσομοίωση, υπολογίστηκε ότι  $n_{\Delta\lambda} = 0.38$  .

Ο στόχος θεωρείται ότι είναι Λαμπερτιανή *επιφάνεια* (Lambertian surface)

•  $\varepsilon_b$  είναι ο συντελεστής εκπομπής του υποβάθρου. Στην προσομοίωση:  $\varepsilon_b = 0,9$  .

•  $T_b$  είναι η θερμοκρασία περιβάλλοντος στα 30.000 ft. Θεωρείται ότι  $T_b = 218 \text{ K}$  , σύμφωνα με τους επίσημους πίνακες των ΗΠΑ “U.S. Standard Atmosphere Heights and Temperatures”.

•  $n'_{\Delta\lambda}$  είναι συντελεστής εύρους ζώνης και υποδεικνύει το ποσοστό της συνολικής εκπομπής του background εντός του εύρους ζώνης λειτουργίας του αισθητήρα. Ακολουθώντας μία ανάλογη προσέγγιση ως ανωτέρω, υποτίθεται ότι  $n'_{\Delta\lambda} = 0.10$

### 2.5.3 Αποτελέσματα Προσομοίωσης

Σύμφωνα με το [34], μία μέτρηση της ικανότητας του IRST να ανιχνεύει έναν σημειακό στόχο είναι η αξιολόγηση του λόγου:

$$\frac{\lambda * F\#}{d} \quad (2.12)$$

όπου  $\lambda$  είναι το μήκος κύματος,  $F\#$  ο αριθμός  $F\#$  (*f-number*) και  $d$  η γραμμική διάσταση του εικονοστοιχείου φωρατή. Αυτός ο λόγος θα πρέπει να είναι μικρότερος από 0,5 για ένα σύστημα

κατάλληλο για ανίχνευση. Για την παρούσα προσομοίωση, ο λόγος αυτός υπολογίστηκε σε 0,49 , αποδεικνύοντας ότι πρόκειται για ένα κατάλληλο σύστημα, το οποίο καλύπτει τις τεχνικές απαιτήσεις που έχουν θέσει οι κατασκευαστές.

Λαμβάνοντας υπόψη τα ανωτέρω μοντέλα και την ανάλογη συλλογιστική τα οποία αναλύθηκαν για την μπάντα 3-5μm, τα αποτελέσματα για ανάλογες καιρικές συνθήκες και οπτικά πεδία στην μπάντα 8-12μm, απεικονίζονται στον Πίνακα 2.2 .

Καιρικές Συνθήκες	Ευρύ οπτικό πεδίο (Wide FOV)	Μεσαίο οπτικό πεδίο (Medium FOV)	Στενό οπτικό πεδίο (Narrow FOV)
Ξηρασία	35	39	44
Καθαρή ατμόσφαιρα	29	34	37
Σκόνη – ελαφρά ομίχλη	15	18	22
Βροχόπτωση	13	15	17
Έντονη Βροχόπτωση – χιόνι	6	8	11

**Πίνακας 2.2:** Αποτελέσματα προσομοίωσης απόστασης αποκάλυψης IRST (σε km), σε μεγάλο ύψος. Ο κινητήρας του στόχου είναι σε ξηρή ώση (χωρίς μετάκαυση) και το IRST είναι πίσω από το A/Φ – στόχο (ώρα 6).

Από τα ανωτέρω αποτελέσματα όπως φάνηκε και στην 3-5μm, καθίσταται προφανές ότι, σε καλές καιρικές συνθήκες, ένας στόχος (π.χ. ένα F-35, όπως στην υπόψη περίπτωση) μπορεί να ανιχνευθεί σε σχετικά μεγάλη απόσταση, της τάξης των 44 km,

Καθώς οι καιρικές συνθήκες επιδεινώνονται, η απόδοση του IRST χειροτερεύει. Σε έντονη βροχόπτωση ή χιόνι, η απόσταση αποκάλυψης του IRST καθίσταται πολύ μικρή. Όμως, στις περισσότερες περιπτώσεις, η απόσταση αποκάλυψης του IRST είναι καλύτερη από την αναμενόμενη απόσταση αποκάλυψης ενός δυσδιάκριτου αεροσκάφους (Stealth) από ένα ραντάρ

τακτικού Α/Φ [36].

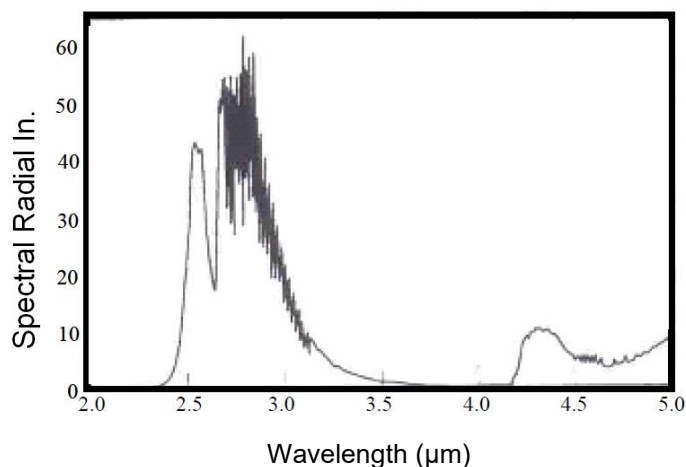
Το οπτικό πεδίο επηρεάζει σημαντικά την επίδοση. Καθώς όταν το οπτικό πεδίο γίνεται πιο ευρύ, η αντίθεση μεταξύ του στόχου και του υποβάθρου μειώνεται και η επίδοση χειροτερεύει. Από την άλλη πλευρά, για στενό οπτικό πεδίο η επίδοση είναι καλύτερη, όμως, είναι πιο δύσκολο να χρησιμοποιήσει κανείς την στενή θέαση για έρευνα και εντοπισμό στόχου.

Σημειώνεται ότι στην συγκεκριμένη προσέγγιση εκτιμάται η απόσταση αποκάλυψης του στόχου με βάση την εμπρόσθια και πλάγια θέαση του, χωρίς τα θερμά στοιχεία του κινητήρα τα οποία μοντελοποιήθηκαν πρωτύτερα, στην ανάλυση της μπάντας 3-5μm.

## 2.6 Αντιβαλλιστική άμυνα με χρήση υπέρυθρης ακτινοβολίας

### 2.6.1 Μοντελοποίηση Στόχου

Μια άλλη στρατιωτική εφαρμογή της χρήσης υπέρυθρης ακτινοβολίας στόχων, είναι στην ανίχνευση και εντοπισμό βαλλιστικών πυραύλων κατά την διαδικασία της εκτόξευσης [37],[38]. Η υπέρυθρη ακτινοβολία εντοπίζεται από αισθητήρα ο οποίος είναι προσαρτημένος σε δορυφόρο. Η μεθοδολογία η οποία ακολουθείται για την μοντελοποίηση του δορυφόρου ο οποίος φέρει τον υπέρυθρο αισθητήρα αλλά και του στόχου(βαλλιστικού πυραύλου) είναι η ίδια με αυτή η οποία περιγράφηκε για τον εντοπισμό μαχητικού αεροσκάφους με χρήση IRST. Η έγκαιρη προειδοποίηση ίσως είναι η πιο σημαντική πτυχή μιας άμυνας, ειδικά όταν αναφερόμαστε στην εκτόξευση ενός βαλλιστικού πυραύλου. Η ανίχνευση της εκτόξευσης του πυραύλου βασίζεται στον μεγάλο όγκο θερμών καυσαερίων τα οποία δημιουργούνται κατά την εκτόξευση ώστε να επιτευχθεί η απαιτούμενη ώση. Στην εικόνα που ακολουθεί φαίνεται το spectral Radial intensity-ακτινοβολούμενη ένταση ενός βαλλιστικού πυραύλου τύπου Titan IIIB υπό γωνιά δορυφόρου 7.4 μοίρες[37].

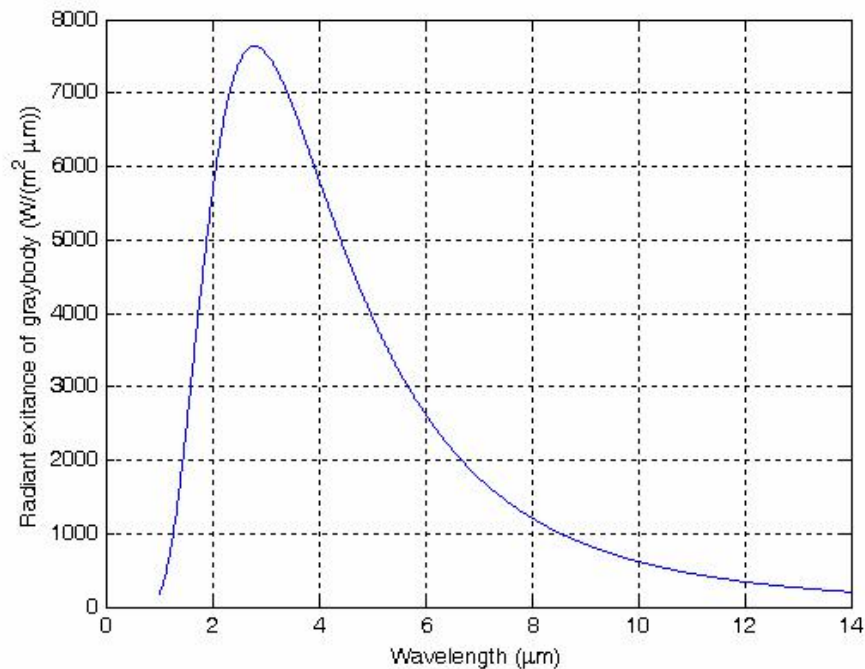


**Σχήμα 2.3:** *Spectral Radial intensity ενός βαλλιστικού πυραύλου τύπου Titan IIIB υπό γωνιά δορυφόρου 7.4 μοίρες, φαίνεται μέγιστο σε μήκος κύματος  $\lambda=2.8\mu m$*

Μελετώντας το σχήμα 2.3 φαίνεται ότι το spectral radiant intensity βρίσκεται κυρίως στην μπάντα 2,5-3μm, με την πιο υψηλή ένταση να βρίσκεται μεταξύ 2,8-2,9 μm. Ο συντελεστής εκπομπής για τους υπολογισμούς μας θεωρούμε πως είναι  $\epsilon=0.5$ . Από τον νόμο μετατόπισης του Wien έχουμε:

$$\lambda_{\max} * T = 2897.8 \mu m * K \quad (2.13)$$

Για  $\lambda_{\max} = 2,8mm$  βρίσκω πως η θερμοκρασία του στόχου είναι περί τα 1035K. Οπότε το διάγραμμα της εκπομπής της ακτινοβολίας (πυκνότητα ισχύος ακτινοβολίας) θα είναι:



**Σχήμα 2.4 :** διάγραμμα της εκπομπής της ακτινοβολίας(πυκνότητα ισχύος ακτινοβολίας)

Το εμβαδόν της επιφάνειας των καυσαερίων-Plume του πυραύλου μπορεί να εκτιμηθεί προσεγγιστικά από το εμβαδό το οποίο καλύπτουν τα εικονοστοιχεία – detectors στην επιφάνεια της γης. Οπότε θεωρούμε την επιφάνεια των καυσαερίων του πυραύλου  $A_T=600\text{m}^2$  . Τώρα γνωρίζοντας την επιφάνεια των καυσαερίων είναι εφικτός ο υπολογισμός της έντασης της ακτινοβολίας του plume .

$$M = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\lambda} d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon_{\lambda} * n_{\Delta\lambda} * M_{\lambda\beta} d\lambda \quad (2.14)$$

Ο αισθητήρας λειτουργεί στην μπάντα 3-5μm οπότε το radiant exitance μέσα στο παράθυρο λειτουργίας του ανιχνευτή υπολογίζεται με τον ίδιο τρόπο που έγινε και στο προηγούμενο παράδειγμα με το IRST. Για τον υπολογισμό του Radiant Exitance έχω  $T=1035K$ ,  $\varepsilon=0.5$ ,  $n_{\Delta\lambda} = 0.36$  με  $n_{\Delta\lambda}$  να είναι το ποσοστό της ακτινοβολίας το οποίο βρίσκεται μέσα στην μπάντα 3-5μm στην οποία λειτουργεί ο detector.

Βάζοντας τα παραπάνω στοιχεία στην σχέση 2.14 προκύπτει ότι:

$$M = 1,17W * cm^{-2} \quad (2.15)$$

Γνωρίζοντας τώρα το Radiant exitance αλλά και τον εμβαδόν των θερμών καυσαερίων μπορεί να υπολογιστεί το Radiation intensity-ένταση ακτινοβολίας των καυσαερίων.

$$I_p = \frac{M * A_T}{\pi} = 550kW * sr^{-1} \quad (2.16)$$

Πριν όμως προσδιοριστούν και οι τεχνικές προδιαγραφές του υπέρυθρου αισθητήρα θα πρέπει να ληφθεί υπόψιν ο τρόπος με τον οποίο η ατμόσφαιρα επιδρά στο detection και το Tracking του πυραύλου. Η ατμόσφαιρα όπως περιγράφηκε και πιο πάνω έχει επίδραση στην ακτινοβολία περίπου μέχρι τα  $15km=45000ft$ , αν και αυτό θα μπορούσε να θεωρηθεί ένα πολύ μικρό χρονικό κομμάτι στην διαδικασία εκτόξευσης ενός βαλλιστικού πυραύλου (μέχρι να φτάσει δηλαδή σε αυτό το υψόμετρο). Στην πραγματικότητα για να έχουμε έγκαιρη προειδοποίηση θα πρέπει ο πύραυλος να εντοπιστεί πριν ξεκινήσει η διαδικασία της απογείωσης. Για αυτό θα πρέπει να ληφθούν πολύ σοβαρά υπόψιν κατά την διερεύνηση οι ατμοσφαιρικές συνθήκες και πως αυτές επιδρούν στην εκπεμπόμενη ακτινοβολία του στόχου. Η διαδικασία εκτόξευσης ενός βαλλιστικού πυραύλου χωρίζεται σε 3 διαφορετικές φάσεις οι οποίες έχουν διαφορετική στρατηγική αντιμετώπισης αλλά και χρήσης αντιμέτρων. Οι φάσεις αυτές είναι:

1)Boost phase: Ο πύραυλος απογειώνεται καταναλώνοντας τεράστια ποσότητα καυσίμων και συμπιεσμένου αέρα στις μηχανές του, ώστε να υπερνικήσει τις βαρυτικές-ελκτικές δυνάμεις δημιουργώντας την απαραίτητη ώση. Η αντιβαλλιστική άμυνα σε αυτό το επίπεδο έχει και την βέλτιστη αποτελεσματικότητα καθώς ο πύραυλος έχει ακόμα σχετικά

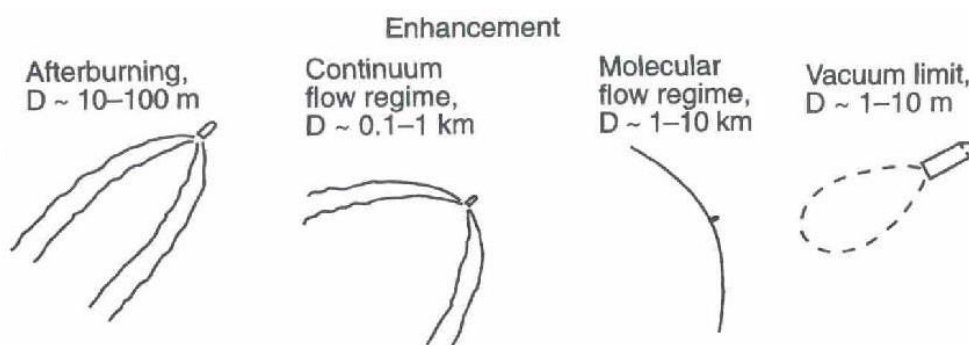


μικρή ταχύτητα κατά την φάση που αποκολλάται από το έδαφος με μεγάλες αεροδυναμικές τριβές λόγω της ατμόσφαιρας και έντονη υπέρυθρη υπογραφή λόγω των καυσαερίων. Radar εδάφους και δορυφόροι με μεθόδους που θα αναλυθούν στο κεφάλαιο 3 συντήκουν-συμπύκνουν τις εκτιμήσεις τους για την βέλτιστη εκτίμηση της θέσης του στόχου. Σημαντικό πλεονέκτημα σε αυτή την φάση είναι ότι ο πύραυλος δεν μπορεί να κάνει χρήση αντιμέτρων-Decoys και ουσιαστικά είναι εκτεθειμένος σε οποιαδήποτε προσπάθεια κατάρριψης από τον αντίπαλο. Αυτός είναι και ένας από τους πιο σημαντικούς λόγους για τον οποίο οι Ηνωμένες Πολιτείες έχουν εκτεταμένες βάσεις ραντάρ παρακολούθησης αλλά και αντιαεροπορικής κάλυψης στην Ιαπωνία ώστε έγκαιρα στην φάση της εκτόξευσης να αναχαιτιστεί κάποιος βαλλιστικός πύραυλος της Β. Κορέας. Το μεγάλο πρόβλημα όμως είναι ότι για να έχει νόημα η αντιβαλλιστική άμυνα σε αυτή την φάση θα πρέπει ο αντιβαλλιστικός πύραυλος να βρίσκεται σχετικά κοντά στο σημείο εκτόξευσης του στόχου, ώστε μέσα σε αυτό το χρονικό παράθυρο το οποίο αναφέρθηκε να τον αναχαιτίσει. Γίνεται κατανοητό ότι τα δευτερόλεπτα έχουν κρίσιμο ρόλο ώστε ο βαλλιστικός πύραυλος να έχει χαρακτηριστικά αναχαίτησης (χαμηλό ύψος, μικρή ταχύτητα) και να μην προλάβει να εισέλθει στην επόμενη φάση το Midcourse.

2)Midcourse : Η φάση αυτή στην εκτόξευση του πυραύλου έχει να κάνει με το τέλος της πρώτης φάσης και το Burnout ουσιαστικά του πυραύλου μέχρι να βγει εκτός της ατμόσφαιρας της γης. Ο πύραυλος φτάνει στο μέγιστο σημείο-υψόμετρο και εκτιμάει την βέλτιστη διαδρομή προς τον στόχο και ξεκινάει την καθοδική του διαδρομή κατευθυνόμενος προς αυτόν. Η φάση αυτή διαρκεί περίπου 20 λεπτά και είναι η μεγαλύτερη σε διάρκεια. Στο κενό του διαστήματος με ουσιαστικά μηδενική αεροδυναμική τριβή τα Decoys τα οποία αφήνονται από τον πύραυλο μπορεί να είναι πάρα πολύ αποτελεσματικά καθώς και αυτά θα κινούνται με την ταχύτητα του πυραύλου. Κατά την κάθοδο του πυραύλου και την επανείσοδο στην ατμόσφαιρα ξεκινάει η επόμενη και τελική φάση το terminal phase.

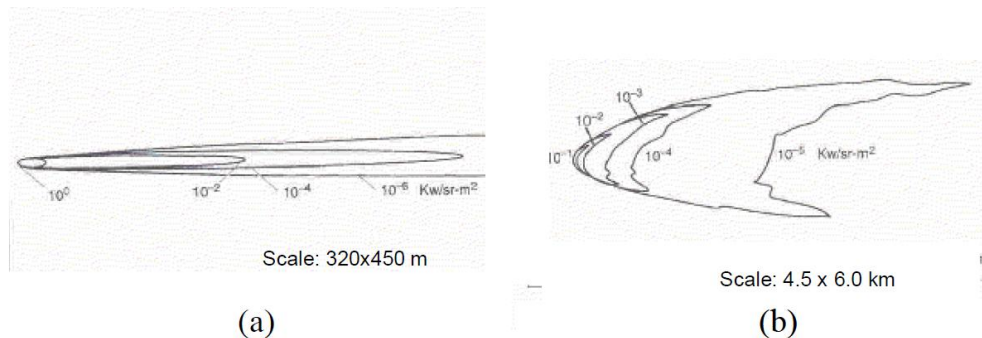
3)Terminal phase: Η φάση ξεκινά όταν ο πύραυλος εισέλθει πάλι στην ατμόσφαιρα. Σε αυτή την φάση, λόγω της τριβής αλλά και της υψηλής ταχύτητας του πυραύλου τα Decoys είναι ουσιαστικά άχρηστα. Η αναχαίτηση σε αυτό το στάδιο θεωρείται η τελευταία γραμμή άμυνας και είναι εξαιρετικά δύσκολη. Συμπληρωματικά επειδή ο στόχος του

πυραύλου είναι άγνωστος απαιτούνται σε διαφορετικά σημεία βάσεις πυραύλων αναχαίτησης για να καλύπτουν όλη την περιοχή ενδιαφέροντος (π.χ μια χώρα) . Στην συγκεκριμένη εργασία μας ενδιαφέρει η έγκαιρη προειδοποίηση και κατ' επέκτασιν θα ασχοληθούμε με την πρώτη φάση. Στο επόμενο κεφάλαιο θα καλυφθεί και όλο το μηχανικό-μαθηματικό μοντέλο της αντιβαλλιστικής άμυνας με σύντηξη δεδομένων μεταξύ αισθητήρων, φίλτρα Kalman και μοντελοποίηση αισθητήρων και στόχων, με σκοπό την βελτιστοποίηση της εκτίμησης της θέσης του στόχου. Συγκεκριμένα θα παρουσιασθεί το μοντέλο αντιβαλλιστικής άμυνας πλοίου έναντι εισερχόμενου πυραύλου.



**Εικόνα 2.1:** Η διασπορά των καυσαερίων βάσει του υψομέτρου

Η ατμόσφαιρα δεν επηρεάζει μόνο την διάδοση της ακτινοβολίας τους στόχου, επηρεάζει άμεσα το σχήμα και το μέγεθος των καυσαερίων. Χαρακτηριστικά παραδείγματα φαίνονται στην εικόνα 2.1. Το μέγεθος του Plume είναι 10-100m στο Boost Phase. Σε υψόμετρο πάνω από 60km όπου έχουμε χαμηλή πυκνότητα και πίεση τα καυσαέρια επεκτείνονται (Continuous flow regime) , πάνω από 160Km (molecular flow regime) στα 300Km όπου ουσιαστικά μιλάμε για κενό η διάμετρος πέφτει στα 1-10m. Στην εικόνα 2.2 φαίνεται το Radiance Map ενός TITANIIB.



**Εικόνα 2.2:** Κατανομή ακτινοβολούσας ισχύος-Radiance Map για TITANIIB

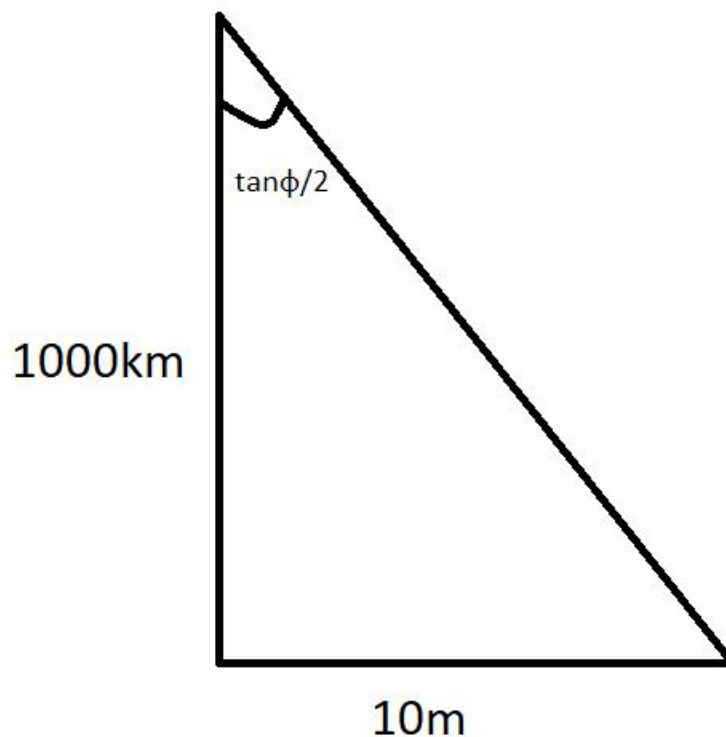
### 2.6.2 Σχεδιασμός και Μοντελοποίηση Υπέρυθρου Αισθητήρα Δορυφόρου .

Για έναν τέτοιο στρατιωτικό δορυφόρο οι στόχοι (Silo, υποβρύχια, φορητές εξέδρες τα οποία φέρουν βαλλιστικούς πυραύλους) είναι προκαθορισμένοι οπότε αυτό το οποίο κρίνεται ζωτικής σημασίας είναι η όσο το δυνατόν μεγαλύτερη χωρική ανάλυση στο σημείο όπου εδράζεται ο στόχος. Καλύτερη χωρική ανάλυση δηλαδή μικρότερο IFOV ,το οποίο μπορεί να επιτευχθεί με δύο τρόπους. Είτε μικραίνοντας τις διαστάσεις του Detector είτε αυξάνοντας το Focal length. Όπως αναφέρθηκε όμως πιο πάνω το μέγεθος ενός detector έχει τεχνολογικούς περιορισμούς το οποίο μας θέτει όρια στις διαστάσεις του. Οπότε από την σχέση 2.7 θα επιτευχθεί μείωση του IFOV αυξάνοντας το Focal length-εστιακή απόσταση. Για ένα σύστημα IRST προσαρτημένο σ' ένα αεροσκάφος είναι λογικό να τίθενται χωρικοί περιορισμοί .Για έναν όμως στρατιωτικό δορυφόρο με πολύ συγκεκριμένη αποστολή, την ανίχνευση της εκτόξευσης βαλλιστικού πυραύλου η αύξηση της εστιακής απόστασης δεν αποτελεί πρόβλημα καθώς σε αντίθεση με το αεροσκάφος δεν έχει τόσο αυστηρούς χωρικούς περιορισμούς καθώς το εύρος των αποστολών του είναι περιορισμένο και πολύ συγκεκριμένο. Οπότε θέτοντας τις τεχνικές προδιαγραφές για τον δορυφόρο , έχουμε ότι ο δορυφόρος κινείται σε τροχιά 1000km πάνω από την επιφάνεια της γης. Η ανάλυση που θέλουμε για το σημείο του στόχου θα πρέπει να είναι 20m x 20m. Άρα ουσιαστικά το IFOV του ενός detector να είναι η απεικόνιση προβολής 20m x 20m στην επιφάνεια της γης. Στους παρακάτω υπολογισμούς τα τεχνικά χαρακτηριστικά του Detector και της συστοιχίας θεωρούνται ίδια όπως αναφέρθηκαν στο παράδειγμα του IRST στην μπάντα 3-5μm:

- $d=15,16\mu\text{m}$
- fill factor=97%
- μέγεθος συστοιχίας=640x512

Υπολογίζοντας την γωνία  $\phi$  του παρακάτω τριγώνου το οποίο απεικονίζεται στο σχήμα 3.5 βρίσκουμε τη επιθυμητή γωνία την οποία θέλουμε για το IFOV του detector του δορυφόρου και με βάση τους τύπους της εφαπτομένης και του IFOV προκύπτουν:

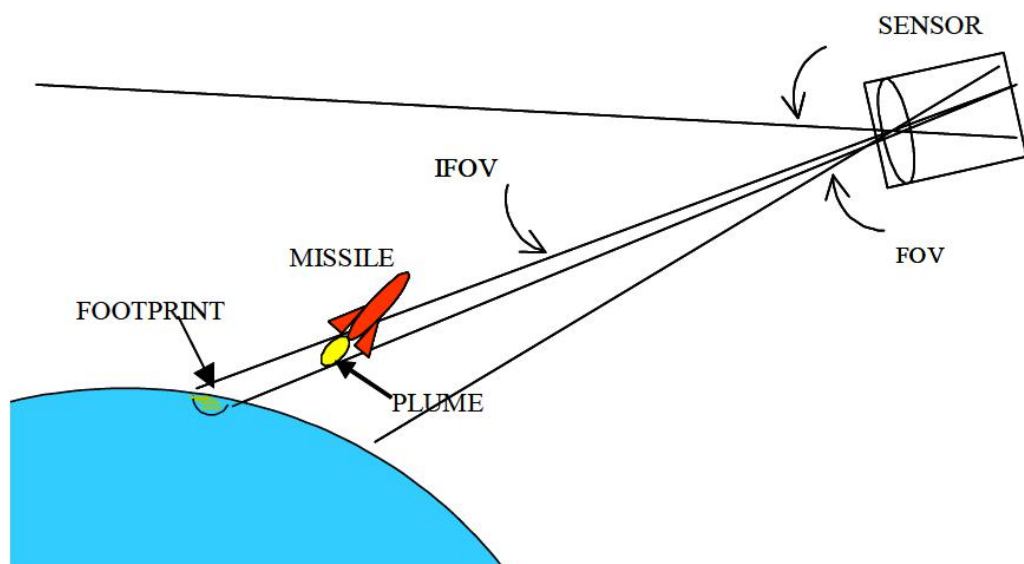
- Γωνία  $\phi=20\mu\text{rad}$
- Focal Length= 77,8 cm.



**Σχήμα 2.5:** Προβολή IFOV/2 από detector στον δορυφόρο

Η ένταση της ακτινοβολίας από το Background του πυραύλου (Clutter) θα είναι:

Η ακτινοβολία για μεικτό έδαφος θεωρείται  $L=300 \times 10^{-6} \text{ Wsr}^{-1} \text{ cm}^{-2}$  και για τα  $400 \text{ m}^2$  που έχει αποτύπωμα ο δορυφόρος μας ( $20 \times 20 \text{ m}$ ) η εισερχόμενη ακτινοβολία από το clutter θα είναι  $I_c=1.2 \text{ kWsr}^{-1}$ . Από τα παραπάνω το Signal to Clutter ratio θα είναι:



**Σχήμα 2.6:** Απεικονίζεται η γωνία λήψης του δορυφόρου

$$SCR = \frac{I_p}{I_c} \frac{R_c^2}{R_p^2} \quad (2.17)$$

Με  $I$  να είναι η ένταση της ακτινοβολίας τους στόχου και του clutter αντίστοιχα, ενώ με  $R_c$  και  $R_p$  να είναι η απόσταση του δορυφόρου από το Clutter και τον στόχο αντίστοιχα. Οι δείκτες  $P$

και C υποδηλώνουν τα Plume και Clutter. Όμως η ανίχνευση του πυραύλου η οποία μελετάται γίνεται κατά την έναυση και τα πρώτα στάδια της εκτόξευσης οπότε οι αποστάσεις  $R_c$  και  $R_p$  μπορούν να θεωρηθούν ίσες καθώς ο πύραυλος ουσιαστικά είναι ακόμα στο έδαφος. Οπότε θα έχουμε:

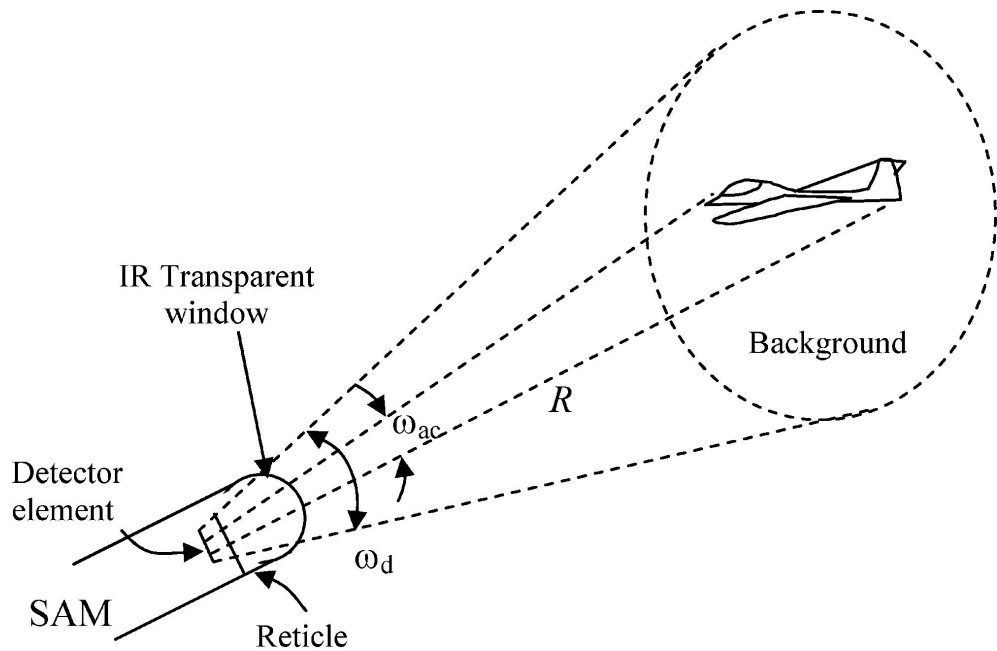
$$SCR = \frac{I_p}{I_c} = \frac{550kW}{1.2kW} = 26dB \quad (2.18)$$

Με τον τρόπο αυτό ορίζεται το κατάλληλο threshold το οποίο θα ειδοποιήσει για τυχούσα εκτόξευση πυραύλου. Χαρακτηριστικό παράδειγμα δυσλειτουργίας ενός τέτοιου συστήματος το οποίο θα μπορούσε να οδηγήσει σε έναν πυρηνικό όλεθρο εκτυλίχθηκε στις 26 Σεπτεμβρίου του 1983 στην Σοβιετική ένωση, όπου το δορυφορικό σύστημα παρακολούθησης εντόπισε εσφαλμένα την εκτόξευση 7 Βαλλιστικών πυραύλων από την δυτική ακτή των ΗΠΑ. Η ψυχραιμία του διοικητή βάρδιας Stanislav Petron ο οποίος θεώρησε ότι είναι σφάλμα του συστήματος απέτρεψε τον όλεθρο.

## 2.7 Απόσταση ανίχνευσης στόχων από επίγεια συστήματα υπέρυθρης ιχνηλάτησης

### 2.7.1 Lock on Range

Η υπέρυθρη υπογραφή ενός αεροσκάφους όπως αυτή λαμβάνεται από έναν πύραυλο υπέρυθρης καθοδήγησης είναι η διαφορά της εκπεμπόμενης ακτινοβολίας του στόχου όπως αυτή προσπίπτει στον detector με αυτήν της ακτινοβολίας η οποία λαμβάνεται από το background-υπόβαθρο του στόχου [39][40].



## MISSILE IR SEEKER

**Σχήμα 2.7:** Εισερχόμενη ακτινοβολία στον Detector υπέρυθρου πυραύλου.

Η μέγιστη απόσταση στην οποία ένας IR αισθητήρας μπορεί να ανιχνεύσει μια πηγή θερμότητας εξαρτάται από το NEI (Noise Equivalent Irradiance) του αισθητήρα. Το NEI είναι ουσιαστικά ο θόρυβος του ίδιου του αισθητήρα όταν αυτός βρίσκεται σε ηρεμία χωρίς να προσπίπτει σε αυτόν καμία εισερχόμενη ακτινοβολία. Όταν η ένταση της εισερχόμενης ακτινοβολίας είναι μεγαλύτερη από το NEI η ακτινοβολία του στόχου γίνεται μετρήσιμη και αντιληπτή από το σύστημα. Με βάση το σχήμα 2.7 η εισερχόμενη ακτινοβολία είναι:

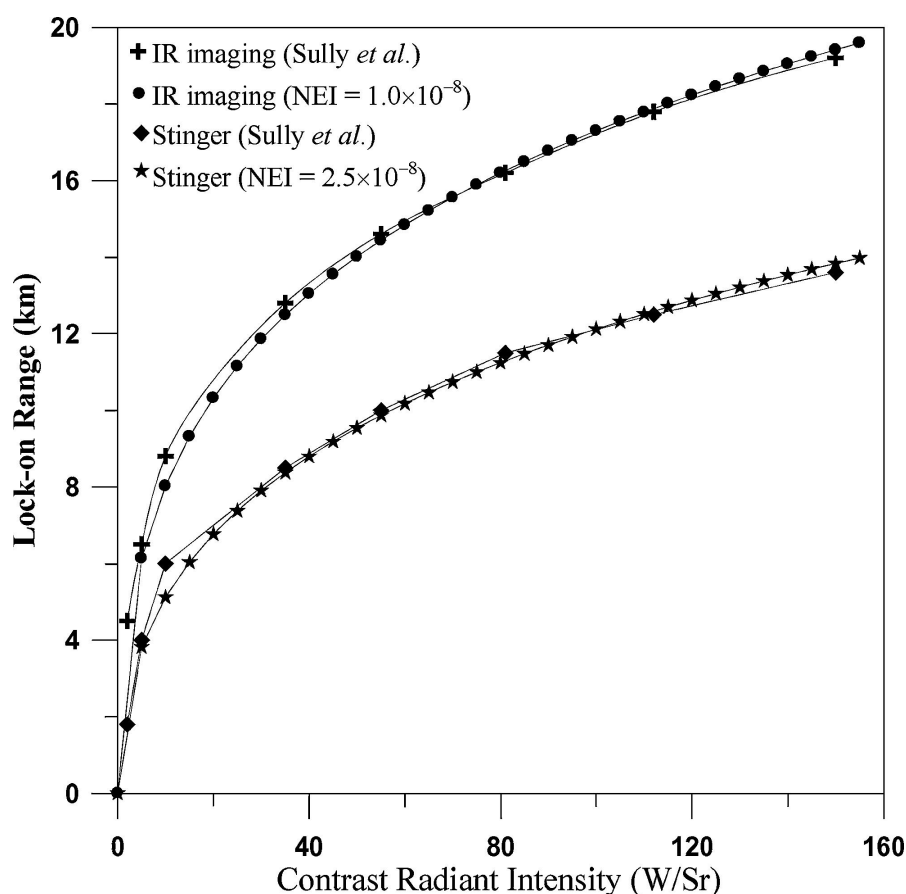
$$N = J_{ac} * \omega_{ac} * t + J_b * (\omega_d - \omega_{ac}) \quad (2.19)$$

Δηλαδή η ακτινοβολία έντασης του αεροσκάφους, επί την στερεά γωνία στην οποία εμπεριέχεται το αεροσκάφος, αφαιρώντας την ακτινοβολία του υποβάθρου. Το εύρος του background είναι το FOV αφαιρώντας την στερεά γωνία στην οποία εμπεριέχεται ο στόχος ( $\omega_d - \omega_{ac}$ ).

$$R_{LO} = \sqrt{[(J_{ac} * t - J_b) * A_{ac} / (NEI * \xi_{min})]} \quad (2.20)$$

Με  $R_{LO}$  να είναι η απόσταση εντοπισμού του στόχου. Άρα από την σχέση φαίνεται πως όσο μικρότερο είναι το NEI (θόρυβος συστήματος) τόσο μεγαλύτερη η απόσταση εντοπισμού του στόχου. Το  $\xi_{min}$  ορίζεται ως το κατώφλι το οποίο τεθεί ώστε να θεωρείται

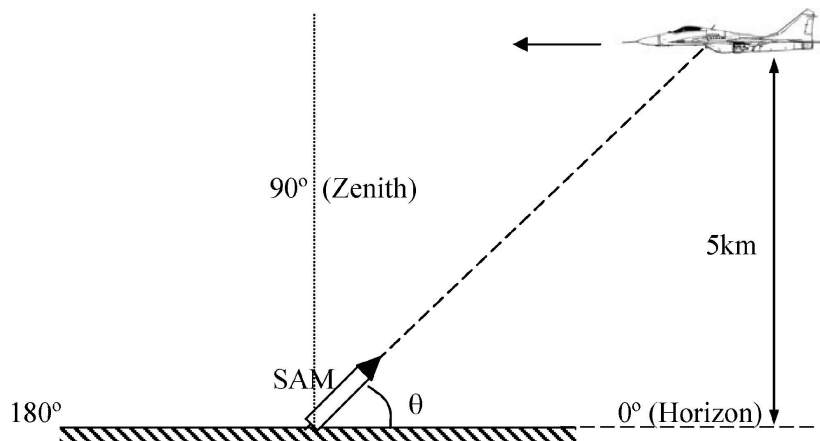
αξιόπιστη η ανίχνευση του στόχου. Είναι ουσιαστικά το SNR (Signal to Noise ratio) . Χαρακτηριστικό παράδειγμα για πύραυλο εδάφους-αέρος για το πως επηρεάζεται η μέγιστη απόσταση ανίχνευσης από τον θόρυβο του αισθητήρα NEI, φαίνεται στο σχήμα 2.8. Στο σχήμα συγκρίνεται η απόσταση ανίχνευσης ιπτάμενου στόχου από φορητή συσκευή εδάφους-αέρος τύπου Stinger σε σχέση με την απόσταση που εντοπίζει ένα άλλο σύγχρονο σύστημα απεικόνισης (IR imaging sensor) με χαμηλότερο NEI ( $W/m^2$ ) . Η εικόνα αναφέρεται στην μπάντα 3.2-4.2 $\mu m$ . Θεωρώντας  $\xi_{min}$  ή SNR και όλα τα υπόλοιπα σταθερά, κάνοντας την σύγκριση μόνο ως προς το NEI του αισθητήρα. Στο σχήμα 2.8 μπορεί να παρατηρηθεί ότι για 120 W/Sr με Stinger η απόσταση εντοπισμού είναι στα 12km, ενώ με την συστοιχία που φέρει IR imaging Sensor είναι στα 18km.



**Σχήμα 2.8:** Διαφορά απόστασης ανίχνευσης στόχου συσκευής τύπου Stinger σε σχέση με ένα σύγχρονο σύστημα απεικόνισης.



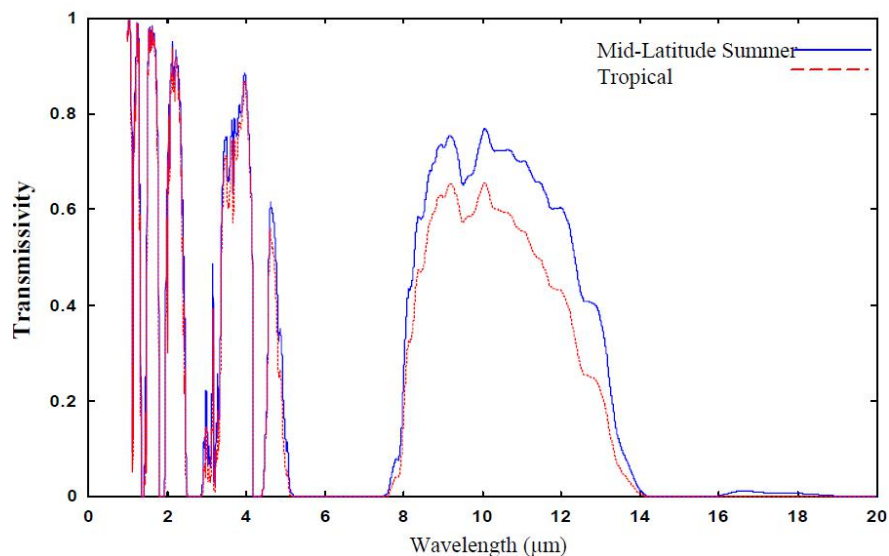
Μια ρεαλιστική απεικόνιση της κατάστασης του σχήματος 2.8 φαίνεται στο σχήμα 2.9 όπου ένας πύραυλος εδάφους-αέρος(SAM) σημαδεύει έναν εναέριο στόχο [41].



**Σχήμα 2.9 :**θέαση στόχου από SAM με γωνία θέασης  $\theta$

### 2.7.2 Η επίδραση των ατμοσφαιρικών συνθηκών στον εντοπισμό στόχου σε έρευνα εδάφους-αέρος

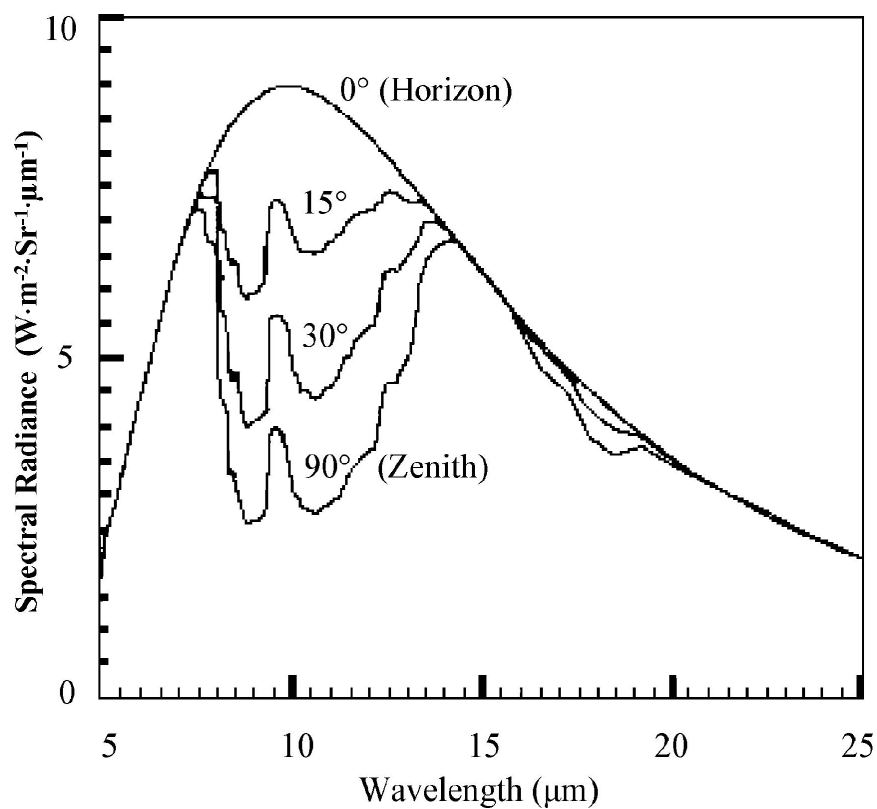
Όπως έχει αναφερθεί η ατμόσφαιρα απορροφά, σκεδάζει και διαθλά την ακτινοβολία του στόχου. Για διαφορετικές ατμοσφαιρικές συνθήκες είναι διαφορετική η προσπίπτουσα ακτινοβολία στον detector, καθώς είναι διαφορετική η μεταδοτικότητα-transmissivity της ακτινοβολίας. Χαρακτηριστικό παράδειγμα στο σχήμα 2.10 όπου για τα ίδια χαρακτηριστικά στόχου και διαφορετικές ατμοσφαιρικές συνθήκες η προσπίπτουσα ακτινοβολία στον detector είναι διαφορετική. Οι διαφορετικές ατμοσφαιρικές συνθήκες στο σχήμα 2.10 απεικονίζονται με τα 2 διαφορετικά μοντέλα Mid-latitude summer και Tropical.



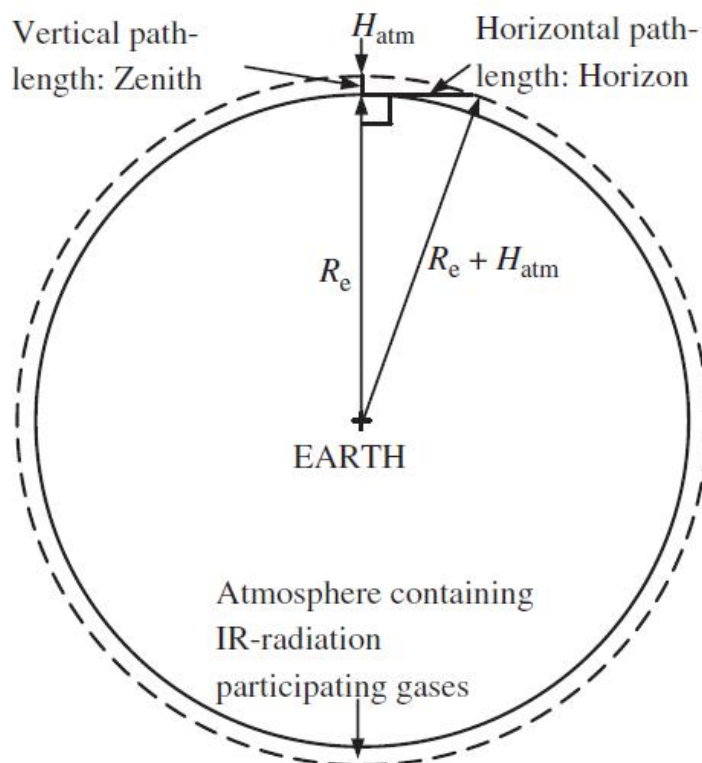
**Σχήμα 2.10:** Ατμοσφαιρικές συνθήκες και επίδραση ακτινοβολίας στόχου

Στην εικόνα φαίνεται ότι η ακτινοβολία του ίδιου στόχου είναι πιο έντονη για κλίμα Mid-latitude summer σε σχέση με Tropical Weather. Ο λόγος για τον οποίο γίνεται αυτό είναι ότι στο Mid-latitude summer υπάρχει καλύτερη μεταδοτικότητα της ακτινοβολίας στην ατμόσφαιρα και επίσης η ακτινοβολία υποβάθρου (Background irradiance) είναι μικρότερη σε σχέση με το Tropical. Όμως η μοντελοποίηση των ατμοσφαιρικών συνθηκών δεν επαρκεί για την πλήρη εικόνα, για το πως οι συνθήκες αυτές επηρεάζουν την ακτινοβολία του στόχου. Σημαντικό ρόλο σε σχέση με τις συνθήκες παίζει και η γωνία θέασης του στόχου, η γωνία  $\Theta$  στο σχήμα 2.9.

Η ακτινοβολία του ουρανού όπως αυτή λαμβάνεται από έναν αισθητήρα υπέρυθρης ακτινοβολίας στο επίπεδο του εδάφους για συνθήκες Mid-latitude summer ( $T_g=21^\circ\text{C}$ ,  $T_{dp}=16^\circ\text{C}$ ) διαμορφώνεται ανάλογα με την γωνία θέασης όπως φαίνεται στο σχήμα 2.11. Από  $0^\circ$  (Horizon) έως  $90^\circ$  (Zenith). Καθώς η γωνία θέασης πλησιάζει τις  $0^\circ$  (Horizon) παρατηρείται ότι η φασματική ακτινοβολία προσεγγίζει αυτή του μέλανος σώματος (σχήμα 2.11). Ο λόγος για τον οποίο η ακτινοβολία είναι πιο έντονη σε αυτή την γωνία θέασης, είναι διότι η διαδρομή που διανύει το φως είναι μεγαλύτερη. Η εξήγηση φαίνεται αναλυτικά σχήμα 2.12 [40][41], επειδή η διαδρομή είναι μεγαλύτερη η ακτινοβολία η οποία φτάνει στον detector είναι αθροιστική ως προς το μήκος της διαδρομής-path.



**Σχήμα 2.11:** Η εισερχόμενη ακτινοβολία στον detector για διαφορετική γωνία θέασης



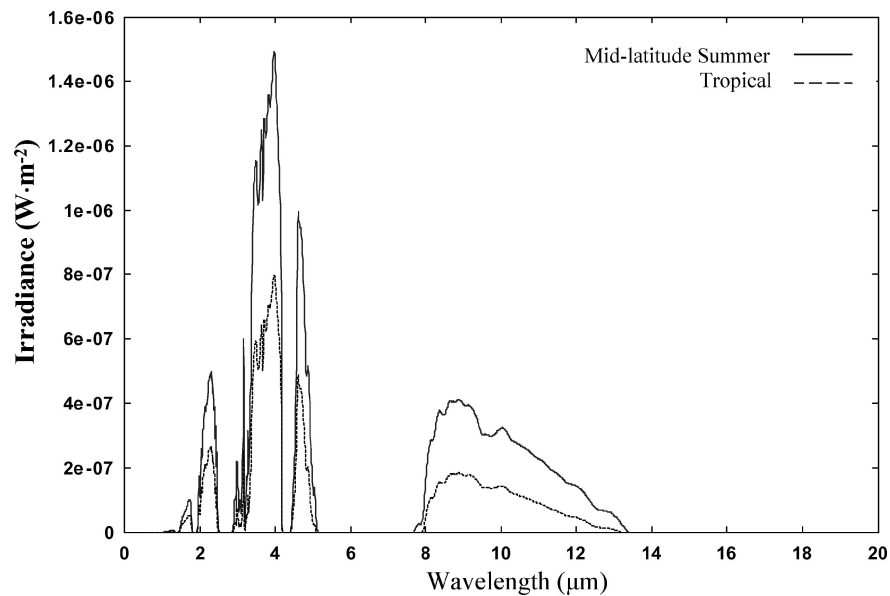
**Σχήμα 2.12:** Στο πάνω μέρος της εικόνας φαίνεται πόσο μεγαλύτερο είναι το path για οριζόντια θέαση.

### 2.7.3 Αξιολόγηση εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας στόχου και αποστασιομέτρηση .

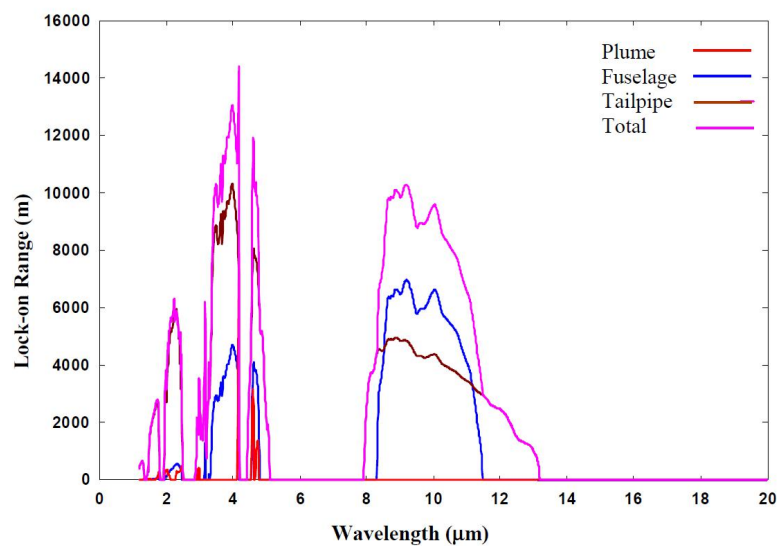
Στο επίπεδο του εδάφους η ατμοσφαιρική ακτινοβολία οφείλεται κυρίως σε υδρατμούς. Λόγω της εκπομπής του όζοντος η μέγιστη ένταση ακτινοβολίας παρατηρείται στα 9.6μm. Στο σχήμα 2.13 φαίνεται το σήμα το οποίο λαμβάνεται από έναν πύραυλο εδάφους αέρος με γωνία θέασης 120° από τον ορίζοντα. Η ακτινοβολία προέρχεται από τα θερμά μέρη του κινητήρα αλλά και από την άτρακτο του αεροσκάφους. Η εισερχόμενη ακτινοβολία όπως φαίνεται και στο σχήμα είναι έντονη στις εξής 5 μπάντες:

1.95-2.50μm, 2.92-3.20 μm, 3.24-4.18 μm, 4.50-4.93 μm, 8.2-11.8 μm.

Με βάση και όσα έχουν αναφερθεί και αναλυθεί γίνεται σαφές ότι οι καταγραφές στις μπάντες 1.95-2.50, 2.92-3.20 μm, οφείλονται στα θερμά μέρη του κινητήρα. Στο σχήμα 2.14 φαίνεται καθαρά ποιο μέρος του αεροσκάφους προσφέρει περισσότερη ή λιγότερη προσπίπτουσα ακτινοβολία στον ανιχνευτή στις μπάντες 2-5 μm, 8-13μm και την απόσταση αποκάλυψης-detection.



**Σχήμα 2.13:** Προσπίπτουσα ακτινοβολία στον IR detector για γωνία θέασης στις  $120^\circ$  από τον ορίζοντα.

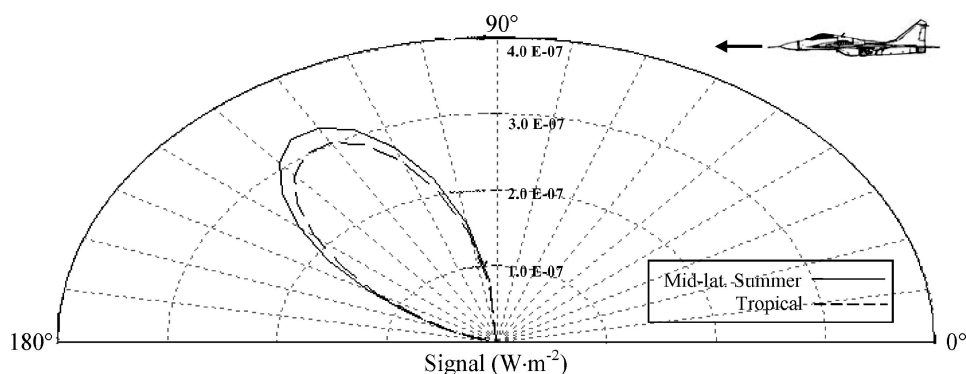


**Σχήμα 2.14:** Η απόσταση ανίχνευσης στόχου βάσει της διαφορετικής ακτινοβολίας που εκπέμπουν τα μέρη του αεροσκάφους για πύραυλο SAM.

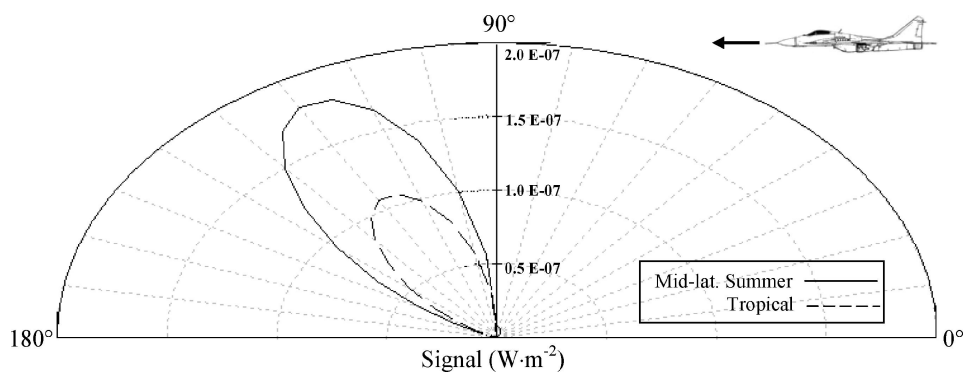
Συγκεκριμένα η διαδικασία εντοπισμού εναέριου στόχου από επίγειο σύστημα

έχει ως εξής:

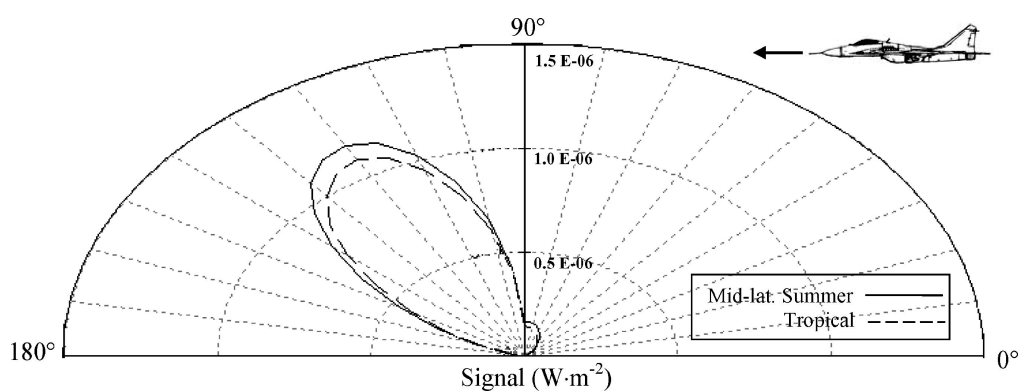
Στο σχήμα 2.9 φαίνεται ότι η συστοιχία δεν έχει οπτική επαφή με τα θερμά μέρη του κινητήρα του αεροσκάφους, παρά μόνο με την άτρακτο και την πίσω πλευρά της, η οποία πλαισιώνει τον κινητήρα. Άρα η κύριες μπάντες οι οποίες συνεισφέρουν στον εντοπισμό του στόχου είναι οι 3.24-4.18  $\mu\text{m}$ , 4.50-4.93  $\mu\text{m}$ , 8.2-11.8  $\mu\text{m}$ . Η ελάχιστη ένταση προσπίπτουσας ακτινοβολίας στον detector της επίγειας συστοιχίας η οποία απαιτείται ώστε να γίνει εντοπισμός του στόχου από τον πύραυλο θεωρείται ότι είναι  $0.25 \mu\text{W}/\text{m}^2$  (μπορεί να θεωρηθεί προσεγγιστικά ως το γινόμενο του NEI επί το SNR). Άρα όταν η υπέρυθρη ακτινοβολία του στόχου ξεπεράσει αυτό το όριο-threshold είναι εφικτός ο εντοπισμός του στόχου. Ο στόχος διασχίζει κατά μήκος του σχήματος-ορίζοντα την απόσταση και προσπερνά τον SAM (σχήμα 2.9). Όπως φαίνεται και στα σχήματα 2.15-2.16-2.17-2.18 η ένταση της ακτινοβολίας είναι πιο έντονη στην μπάντα 3.24-4.18  $\mu\text{m}$  λόγω της προσπίπτουσας ακτινοβολίας από τα θερμά μέρη του κινητήρα. Φαίνεται ξεκάθαρα ότι η γωνία θέασης με την μέγιστη ισχύ εισερχόμενης ακτινοβολίας είναι περίπου στις 120 μοίρες, δηλαδή η γωνία με καθαρή οπτική στα θερμά μέρη του κινητήρα. Ακόμα και σε μπάντες με μεγαλύτερο μήκος κύματος φαίνεται ότι η μεγαλύτερη ένταση προέρχεται από αυτές τις γωνίες. Ο λόγος είναι τα θερμά μέρη της ατράκτου τα οποία καλύπτουν τον κινητήρα και απάγουν ένα ποσοστό της θερμότητάς του, αυξάνοντας έτσι την θερμοκρασία τους. Η θερμοκρασία αυτών των μερών της ατράκτου είναι αισθητά μικρότερη οπότε και η ακτινοβολία τους γίνεται ανιχνεύσιμη σε μεγαλύτερα μήκη κύματος. Επίσης θα πρέπει να παρατηρηθεί πως ουσιαστική προσπίπτουσα ακτινοβολία από την εμπρόσθια όψη του αεροσκάφους εκπέμπεται μόνο στην μπάντα 8.20-11.80  $\mu\text{m}$  όπως είναι και το αναμενόμενο.



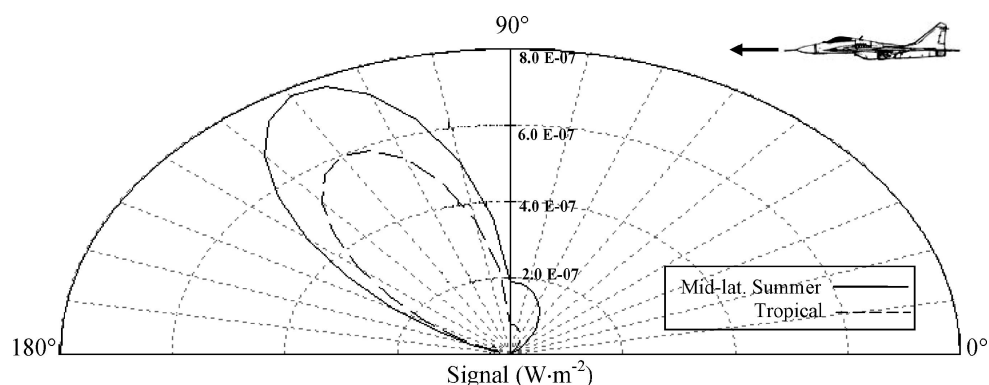
**Σχήμα 2.15:** Ένταση εισερχόμενης ακτινοβολία στον ανιχνευτή του πυραύλου στην μπάντα 1.95-2.50  $\mu\text{m}$



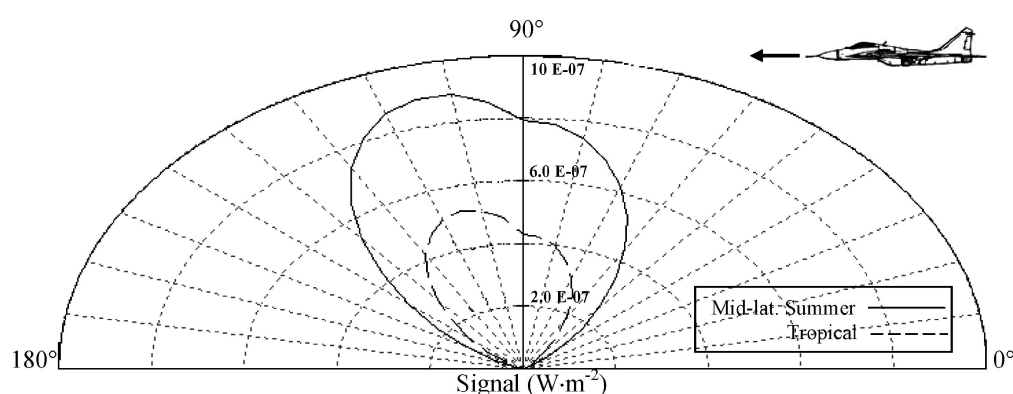
**Σχήμα 2.16:** Ένταση εισερχόμενη ακτινοβολία στον ανιχνευτή του πυράλλου στην μπάντα  $2.92-3.20 \mu\text{m}$



**Σχήμα 2.17:** Ένταση εισερχόμενη ακτινοβολία στον ανιχνευτή του πυράλλου στην μπάντα  $3.24-4.18 \mu\text{m}$



**Σχήμα 2.18:** Ένταση εισερχόμενη ακτινοβολία στον ανιχνευτή του πυραύλου στην μπάντα 4.50-4.93  $\mu\text{m}$

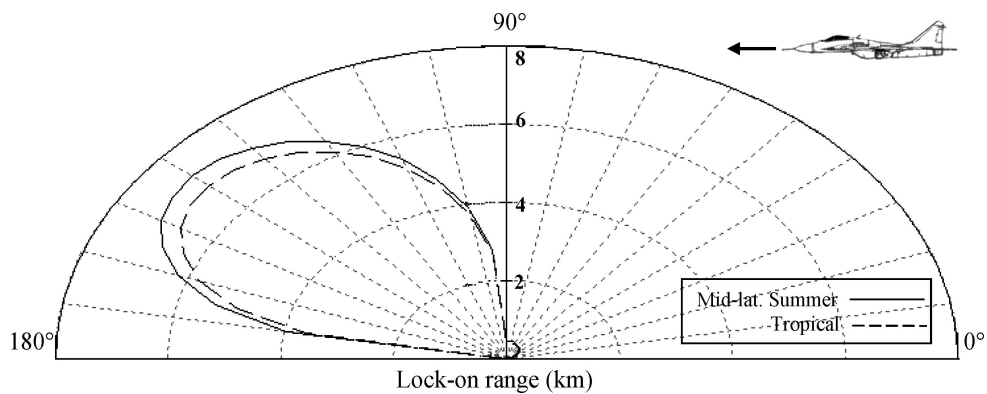


**Σχήμα 2.19:** Ένταση εισερχόμενη ακτινοβολία στον ανιχνευτή του πυραύλου στην μπάντα 8.2-11.8  $\mu\text{m}$

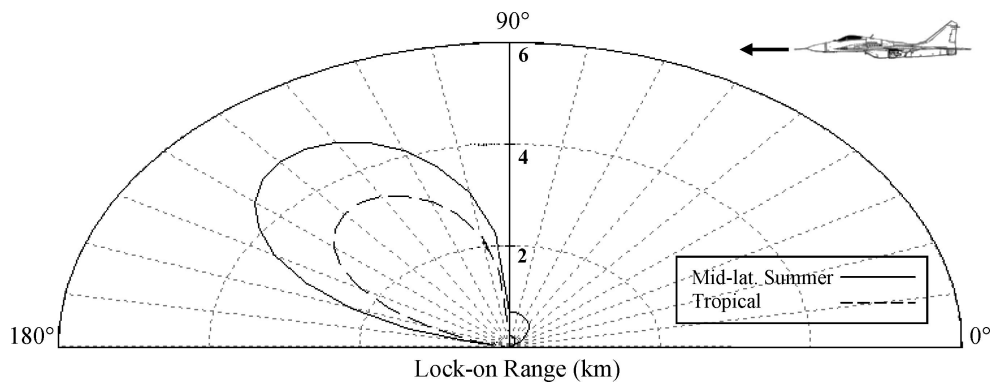
Στα σχήματα 2.20-2.21-2.22-2.23-2.24 φαίνεται το πως μεταφράζεται η ισχύς της προσπίπτουσας ακτινοβολίας σε απόσταση ανίχνευσης του στόχου-Lock on Range. Όπως αναμένεται ο εντοπισμός γίνεται κυρίως μετά τις 90 μοίρες, όταν θερμά μέρη του κινητήρα ή τα θερμότερα μέρη της ατράκτου αρχίζουν να εμφανίζονται στον Detector του Πυραύλου. Από το σχήμα 2.22 φαίνεται ότι η μέγιστη απόσταση εντοπισμού βρίσκεται στην μπάντα 3.24-4.18  $\mu\text{m}$  και σε γωνία περίπου 135° η οποία είναι 14,5km και όπως αναφέρθηκε οφείλεται στα θερμά μέρη του κινητήρα. Στις εικόνες παρατηρείται και για τις 5 μπάντες το εύρος της απόστασης εντοπισμού με βάση την θέση του αεροσκάφους και την γωνία θέασης. Στην μπάντα 8.20-11.80 $\mu\text{m}$  παρατηρείται πως στις 30° η απόσταση εντοπισμού βρίσκεται στα 3km και όσο το αεροσκάφος πλησιάζει προς τον detector και εκτίθεται όλο και μεγαλύτερη επιφάνεια του αεροσκάφους σε αυτόν, τόσο μεγαλώνει και η απόσταση



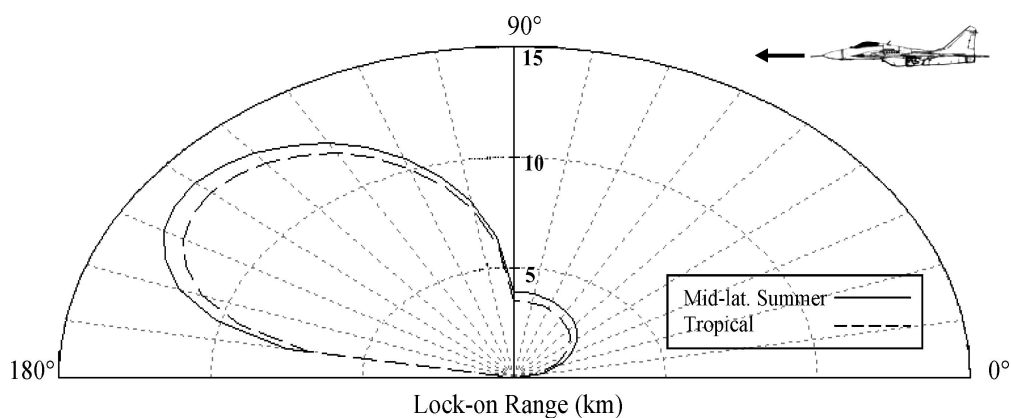
εντοπισμού. Στις  $60^\circ$  η απόσταση είναι περίπου 8 km ενώ στις  $130^\circ$  φτάνει περίπου τα 11 km. Επίσης μπορεί να παρατηρηθεί ότι στις χαμηλές μπάντες 1.95-2.50, 2.92-3.20 ουσιαστικά δεν υπάρχει απόσταση εντοπισμού στην εμπρόσθια πλευρά του αεροσκάφους, καθώς η άτρακτος εκπέμπει ελάχιστη ακτινοβολία σε αυτές τις μπάντες.



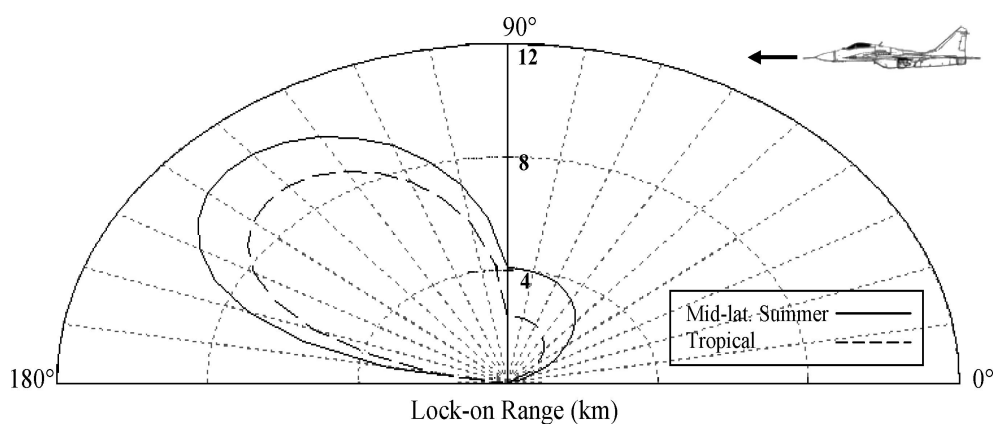
**Σχήμα 2.20:** Απόσταση εντοπισμού στόχου στην μπάντα  $1.95\text{-}2.50\ \mu\text{m}$



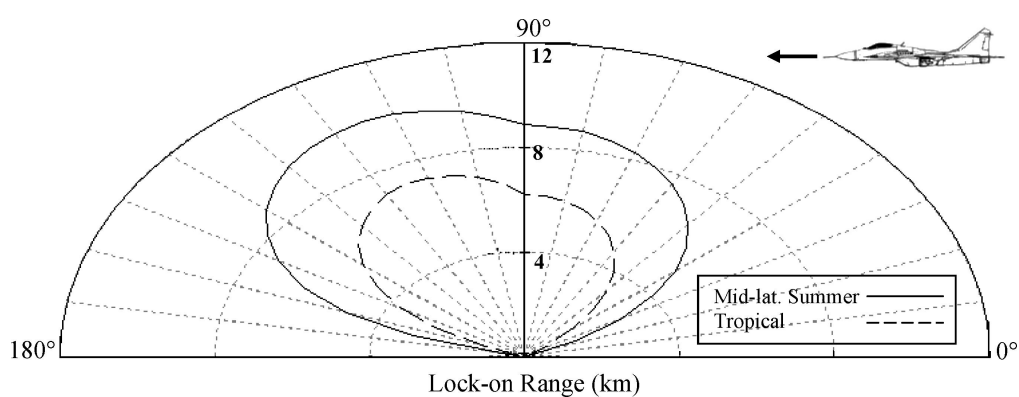
**Σχήμα 2.21:** Απόσταση εντοπισμού στόχου στην μπάντα  $2.92\text{-}3.20\ \mu\text{m}$



**Σχήμα 2.22:** Απόσταση εντοπισμού στόχου στην μπάνα 3.24-4.18  $\mu\text{m}$



**Σχήμα 2.23:** Απόσταση εντοπισμού στόχου στην μπάνα 4.50-4.93  $\mu\text{m}$



**Σχήμα 2.24:** Απόσταση εντοπισμού στόχου στην μπάνα 8.2-11.8  $\mu\text{m}$

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3<sup>ο</sup>

# 3 .Φίλτρα Kalman & Εφαρμογή

## 3.1 Φίλτρο Kalman

### 3.1.1 Γενικά για το Kalman

Το φίλτρο Kalman [42][43][44] είναι ένα εύχρηστο φίλτρο το οποίο χρησιμοποιείται για την ελαχιστοποίηση του εισερχόμενου θορύβου στις μετρήσεις. Σε σχέση με τις υπόλοιπες μεθόδους οι οποίες αποσκοπούν στο να βελτιστοποιήσουν την μέτρηση, το φίλτρο Kalman κάνει αρχική εκτίμηση της πρόβλεψης της κατάστασης του στόχου και η μέτρηση έρχεται συμπληρωματικά σε όσο βαθμό αξιολογηθεί από το φίλτρο ώστε να βελτιστοποιήσει την εκτίμηση αυτή. Έτσι με τον τρόπο αυτό παρέχει εκτιμήσεις με σφάλμα μικρότερο από αυτό του σφάλματος της μέτρησης. Πρακτικά θεωρείται μια επέκταση του κριτηρίου-μεθόδου των ελαχίστων τετραγώνων και πρόκειται για ένα σύστημα εξισώσεων το οποίο με την εισαγωγή ενός εκτιμητή πρόβλεψης – διόρθωσης (ελαχιστοποιεί την διακύμανση του σφάλματος εκτίμησης) και όταν η δυναμική κατάσταση του στόχου και ο θόρυβος μέτρησης έχουν μοντελοποιηθεί επαρκώς το φίλτρο δίνει την βέλτιστη λύση-εκτίμηση σε γραμμικό περιβάλλον.

Η ευρεία χρήση του φίλτρου Kalman οφείλεται σε αρκετούς λόγους .Πρώτον στο γεγονός ότι το κέρδος του φίλτρου ανανεώνεται σε κάθε νέα μέτρηση. Κάτι το οποίο διευκολύνει την εκτίμηση σε συστήματα με μεταβαλλόμενα δυναμικά χαρακτηριστικά-κατάσταση ή μετρήσεις. Επιπλέον, ένα πολύ σημαντικό πλεονέκτημα του φίλτρου είναι ότι η διακύμανση του θορύβου των μετρήσεων μπορεί να διαμορφωθεί ανάλογα με την περίπτωση έτσι ώστε η κάθε μέτρηση να αποκτήσει διαφορετικό βάρος.

Αυτό είναι ιδιαίτερα σημαντικό ειδικά σε περιπτώσεις όπου το διάνυσμα των μετρήσεων διαμορφώνεται από μετρήσεις διαφορετικών τύπου αισθητήρων (Radar,IRST,Lidar,ESM) όπου και δίνεται στον χρήστη η δυνατότητα της βαθμολόγησης της αξιοπιστίας του αισθητήρα. Δηλαδή ανάλογα της ισχύος του σήματος , την απόσταση από τον στόχο, ή οποιαδήποτε διαδικασία μπορεί να επηρεάσει με οποιονδήποτε τρόπο την ποιότητα του σήματος, η διακύμανση του θορύβου μπορεί να τροποποιηθεί ανάλογα. Σε πιο προηγμένα συστήματα πολυαισθητηριακών διατάξεων π.χ ένα μαχητικό αεροσκάφος 5<sup>ης</sup> γενιάς, το Combat Management System του αεροσκάφους ιεραρχεί και ρίχνει περισσότερο βάρος στις μετρήσεις συγκεκριμένων αισθητήρων ανάλογα το σενάριο π.χ σε διαφορετικές καιρικές συνθήκες θα αυξήσει και θα μειώσει ανάλογα την διακύμανση του θορύβου της μέτρησης για τον κάθε αισθητήρα. Άλλο ένα πολύ μεγάλο πλεονέκτημα του φίλτρου είναι το μικρό του υπολογιστικό κόστος και συγκεκριμένα η αποδοτικότητά του σε υπολογιστικά συστήματα περιορισμένης μνήμης. Όλη η πληροφορία για την αρχική κατάσταση του στόχου, τις μετρήσεις και την κίνηση του μέχρι την τελευταία χρονική στιγμή-σάρωση  $k$  περιέχεται στον πίνακα διακύμανσης σφάλματος  $P_k$  (Διασπορά σφάλματος πραγματικής θέσης με εκτίμηση) .

### 3.1.2 Μαθηματική Επεξήγηση

Για την περιγραφή ενός δυναμικού συστήματος χρησιμοποιούνται 2 μοντέλα :

- 1) το κινηματικό μοντέλο περιγραφής της εξέλιξης κατάστασης του συστήματος στον χρόνο.
- 2) το μοντέλο των μετρήσεων με την εισαγωγή θορύβου.

Έστω  $x \in \mathbb{R}^n$  το διάνυσμα κατάστασης ενός στόχου, του οποίου την κατάσταση θέλουμε να εκτιμήσουμε. Η δυναμική διαδικασία η οποία περιγράφει την εξέλιξη της κατάστασης είναι η γραμμική εξίσωση διαφορών :

$$x_k = Ax_{k-1} + Bu_k + w_{k-1} \quad (3.1)$$

όπου

- ο Ο πίνακας  $A$   $[n \times n]$  διαστάσεων είναι ο πίνακας μετάβασης της κατάστασης από την χρονική στιγμή-σάρωση  $k-1$  στην  $k$ .
- ο Ο πίνακας  $B$   $[n \times s]$  διαστάσεων συσχετίζει το διάνυσμα κατάστασης με το διάνυσμα εισόδου  $u \in \mathbb{R}^s$ . π.χ είσοδος επιτάχυνσης στο σύστημα
- ο Η τυχαία μεταβλητή  $w$  μοντελοποιεί τον λευκό θόρυβο, γκαουσιανής διαδικασίας

με μέση τιμή μηδέν και με διακύμανση η οποία δίνεται από τον πίνακα  $Q$   $n \times n$  διαστάσεων. Ο θόρυβος της διαδικασίας αναπαριστά τυχαίες επιδράσεις οι οποίες ενεργούν στο σύστημα αλλά και την ατελή μοντελοποίηση της δυναμικής του κατάστασης.

Από τη (3.1) φαίνεται ότι η κατάσταση της διαδικασίας την  $k$ -οστή στιγμή- σάρωση εξαρτάται μόνο από την προηγούμενη σάρωση την  $k-1$ , κάτι το οποίο έχει και πολύ μεγάλο υπολογιστικό όφελος. Φαίνεται ότι η δυναμική κατάσταση του στόχου εξελίσσεται βάσει των εισόδων του διανύσματος  $u_k$  στο σύστημα αλλά και τον τυχαίο θόρυβο της διαδικασίας  $w_{k-1}$ . Η είσοδος του συστήματος περιέχει κάποιες γνωστές μεταβλητές εισόδου (π.χ τα controls του συστήματος), οι οποίες είναι δυνατόν να μην περιλαμβάνονται στις καταστάσεις του συστήματος.

Στο μοντέλο της μέτρησης, έστω η μέτρηση  $z \in \mathbb{R}^m$  η οποία περιγράφεται από το μοντέλο:

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (3.2)$$

όπου

- ο Πίνακας  $H$  [ $m \times n$ ] διαστάσεων, ο πίνακας που συνδέει το διάνυσμα κατάστασης με το διάνυσμα μετρήσεων.
- $v_k$  τυχαία μεταβλητή η οποία παριστάνει τον θόρυβο της μέτρησης με μέση τιμή μηδέν και διακύμανση  $R$  [ $m \times m$ ] διαστάσεων.

Οι πίνακες  $A$ ,  $H$ ,  $Q$  και  $R$  είναι γενικά χρονικά μεταβαλλόμενοι, εν προκειμένω θεωρούνται σταθεροί για λόγους απλούστευσης.

Έστω  $\hat{x}_k^- \in \mathbb{R}^n$  το *a priori* εκτιμώμενο διάνυσμα-πρόβλεψη της κατάστασης την χρονική στιγμή  $k$ , γνωρίζοντας την διαδικασία μέχρι την σάρωση  $k$  και  $\hat{x}_k \in \mathbb{R}^n$  το *a posteriori* διάνυσμα εκτίμησης στο βήμα  $k$ , έχοντας λάβει υπόψιν την μέτρηση  $z_k$ . Έτσι ορίζονται τα αντίστοιχα σφάλματα *a priori* και *a posteriori* εκτίμησης όπως φαίνονται παρακάτω:

$$e_k^- \equiv x_k - \hat{x}_k^- \quad - \quad a \text{ priori} \quad (3.3)$$

$$e_k \equiv x_k - \hat{x}_k \quad - \quad a \text{ posteriori} \quad (3.4)$$

Με τον ίδιο τρόπο ορίζονται και οι *a priori* και *a posteriori* πίνακες συνδιακύμανσης του σφάλματος εκτίμησης :

$$P_k^- = E[e_k^- e_k^{-T}] \quad - \quad a \text{ priori} \quad (3.5)$$

$$P_k = E[e_k e_k^T] \quad - \quad a \text{ posteriori} \quad (3.6)$$

Για να παραχθούν οι εξισώσεις του φίλτρου χρειάζεται μια σχέση, η οποία να υπολογίζει την *a posteriori* εκτίμηση της κατάστασης ως ένα γραμμικό συνδυασμό με την *a priori* εκτίμηση και μιας διαφοράς της πραγματικής μέτρησης και της πρόβλεψης της μέτρησης  $H\hat{x}_k^-$  :

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K(z_k - H\hat{x}_k^-) \quad (3.7)$$

Η 3.7 περιγράφει την διαφορά  $(z_k - H\hat{x}_k^-)$  η οποία απαντάται στη βιβλιογραφία ως innovation ή residual vector και αναπαριστά την διαφορά ανάμεσα στην πρόβλεψη της μέτρησης και την πραγματική μέτρηση. Μηδενική τιμή θα σήμαινε ότι η μέτρηση συμπίπτει με την πρόβλεψη. Από την σχέση 3.7 φαίνεται ότι σκοπός του φίλτρου είναι η βελτιστοποίηση της εκτίμησης της πρόβλεψης με την είσοδο πληροφορίας από τις μετρήσεις του αισθητήρα και όχι η βελτιστοποίηση των μετρήσεων αυτή καθ' αυτή, όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή.

Ο πίνακας  $K$  [nхm] διαστάσεων είναι το κέρδος (gain factor) του φίλτρου Kalman και είναι ο παράγοντας ο οποίος καθορίζει το πως θα μοιραστεί το βάρος μεταξύ πρόβλεψης και μέτρησης αισθητήρα.

Όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή το φίλτρο είναι μια επέκταση του κριτηρίου των ελαχίστων τετραγώνων με ελαχιστοποίηση του πίνακα συνδιακύμανσης σφάλματος. Το κέρδος  $K$  είναι αυτό το οποίο υπολογίζεται ώστε να ελαχιστοποιεί τον *a posteriori* πίνακα συνδιακύμανσης σφάλματος εκτίμησης  $P_k = E[e_k e_k^T]$ . Η ελαχιστοποίηση επιτυγχάνεται ως εξής :

Αντικαθιστώντας την (3.7) στην (3.4) έχω:

$$e_k = x_k - \hat{x}_k^- (I + KH) - Kz_k \quad (3.8)$$

Στην συνέχεια η (3.8) αντικαθίσταται στον *a posteriori* πίνακα συνδιακύμανσης στην (3.6) και το ίχνος του αποτελέσματος ως προς  $K$  τίθεται ίσο προς μηδέν.

Το κέρδος  $K_k$ , το οποίο ελαχιστοποιεί τον *a posteriori* πίνακα συνδιακύμανσης γράφεται :

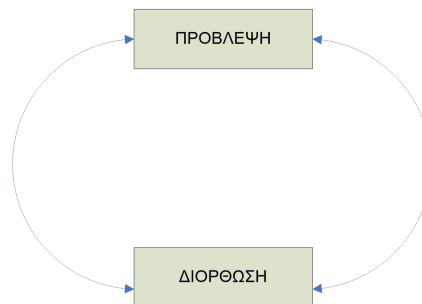
$$K_k = P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R)^{-1} = \frac{P_k^- H^T}{H P_k^- H^T + R} \quad (3.9)$$

Στην 3.9 μπορεί να παρατηρηθεί ότι καθώς το σφάλμα μέτρησης τείνει στο μηδέν, η πραγματική μέτρηση γίνεται πιο αξιόπιστη, ενώ η πρόβλεψη μέτρησης γίνεται λιγότερο αξιόπιστη. Αντίστοιχα, όταν ο *a priori* πίνακας συνδιακύμανσης σφάλματος  $P_k^-$  εκτίμησης τείνει στο μηδέν, η πραγματική μέτρηση γίνεται λιγότερο αξιόπιστη και η πρόβλεψη μέτρησης περισσότερο. Με λίγα λόγια το κέρδος  $K$  αξιολογεί βάσει των 2 εισερχόμενων πινάκων διασπορών σφάλματος  $P_k$  και  $R_k$  σε κάθε δειγματοληψία, πως θα μοιράσει το βάρος για την τελική εκτίμηση της κατάστασης του στόχου.

### 3.1.3 Ο Αλγόριθμος του Kalman

Το Φίλτρο Kalman είναι ένας αναδρομικός αλγόριθμος (*recursive state-estimation*) για την εκτίμηση της κατάστασης ενός συστήματος. Το φίλτρο πραγματοποιεί την εκτίμηση της κατάστασης χρησιμοποιώντας μια μορφή ελέγχου ανάδρασης (*feedback control*). Αρχικά το φίλτρο κάνει εκτίμηση της κατάστασης του συστήματος την χρονική στιγμή  $k-1$  για την μελλοντική στιγμή  $k$  και στην συνέχεια αποκτά ανάδραση (*feedback*) από τις μετρήσεις ώστε να βελτιστοποιήσει την εκτίμηση αυτή. Επομένως από την παραπάνω περιγραφή οι εξισώσεις του φίλτρου Kalman θα μπορούσαν να χωριστούν σε δύο ομάδες, στις εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου (*time update*) και στις εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης (*measurement update*). Οι εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου (*time update*) είναι υπεύθυνες για την *a priori* εκτίμηση της κατάστασης του στόχου και την εκτίμηση της συνδιακύμανσης σφάλματος για το επόμενο βήμα. Ενώ εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης (*measurement update*) είναι υπεύθυνες για την ανάδραση (*feedback*), δηλαδή για την εισαγωγή πληροφορίας από τις μετρήσεις στην *a priori* εκτίμηση, ώστε να παραχθεί η βέλτιστη *a posteriori* εκτίμηση.

Άρα οι εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου είναι οι εξισώσεις πρόβλεψης της κατάστασης (*predictor equations*), ενώ οι εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης είναι οι εξισώσεις διόρθωσης (*corrector equations*) εισάγοντας πληροφορία από την μέτρηση. Επομένως το φίλτρο Kalman μπορεί να θεωρηθεί ως ένας αλγόριθμος πρόβλεψης – διόρθωσης.



**Εικόνα 3-1:** Αλγόριθμος KALMAN

Οι εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου του φίλτρου είναι οι εξής (predictor equations) :

$$\hat{x}_k^- = A\hat{x}_{k-1} + Du_k \quad (3.10)$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q \quad (3.11)$$

και οι εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης είναι - *a posteriori* (corrector equations) :

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1} \quad (3.12)$$



$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-) \quad (3.13)$$

$$P_k = (I - K_k H)P_k^- \quad (3.14)$$

Αρχικά υπολογίζεται η *a priori* εκτίμηση της κατάστασης, βάσει της *a posteriori* εκτίμησης της προηγούμενης σάρωσης, όπως φαίνεται στην (3.10).

Αντίστοιχα υπολογίζεται και η *a priori* εκτίμηση του πίνακα συνδιακύμανσης σφάλματος από την *a posteriori* εκτίμηση του προηγούμενου βήματος (σχέση 3.11). Έτσι ολοκληρώνεται το στάδιο της πρόβλεψης.

Στη συνέχεια ακολουθεί το στάδιο της διόρθωσης των παραπάνω χαρακτηριστικών, με την χρήση των μετρήσεων. Υπολογίζεται η νέα τιμή του κέρδους  $K$  (gain factor) μοιράζοντας βάρος σε πρόβλεψη και μέτρηση και έπειτα πραγματοποιείται η *a posteriori* εκτίμηση της κατάστασης με βάση την τιμή της πρόβλεψης, το κέρδος και το υπόλοιπο μέτρησης όπως περιγράφεται στην σχέση 3.13. Τέλος λαμβάνει χώρα η εκτίμηση της τιμής του *a posteriori* πίνακα συνδιακύμανσης σφάλματος όπως φαίνεται στην σχέση 3.14. Με την ολοκλήρωση της διαδικασίας, οι *a posteriori* τιμές χρησιμοποιούνται στο επόμενο βήμα για την ενημέρωση των προβλέψεων.

## 3.2 Εκτεταμένο Φίλτρο Kalman (Extended Kalman –EKF)

### 3.2.1 Εισαγωγή

Το φίλτρο Kalman όπως αυτό έχει παρουσιαστεί μέχρι τώρα αφορά την περίπτωση εκείνη στην οποία η εξέλιξη της δυναμικής κατάσταση του στόχου αλλά και η διαδικασία της μέτρησης είναι γραμμικές. Στην πραγματικότητα όμως γνωρίζουμε ότι σχεδόν κανένα σύστημα δεν συμπεριφέρεται γραμμικά στην φύση. Το πρόβλημα αυτό αντιμετώπισε η NASA στην προσπάθεια της να εφαρμόσει το φίλτρο KALMAN στο διαστημικό της πρόγραμμα. Έτσι γεννήθηκε η εφαρμογή του φίλτρου σε μη γραμμικά συστήματα, η επέκταση χρήσης του φίλτρου σε μη γραμμικά συστήματα ονομάστηκε εκτεταμένο φίλτρο Kalman (Extended Kalman Filter) [43]. Στο Extended Kalman Filter ή EKF όπως θα αποκαλείται από εδώ και πέρα γίνεται γραμμικοποίηση της εκτίμησης γύρω από την τρέχουσα εκτίμηση με χρήση μερικών παραγώγων της συνάρτησης μέτρησης και της συνάρτησης διαδικασίας, κατά αντιστοιχία με τις σειρές Taylor.

### 3.2.2 Μοντελοποίηση συστήματος

Έστω  $x \in \mathcal{R}^n$  το διάνυσμα κατάστασης του στόχου και η μη γραμμική διαδικασία περιγράφεται από την στοχαστική εξίσωση διαφορών .

$$x_k = f(x_{k-1}, u_k, w_{k-1}) \quad (3.15)$$

Το διάνυσμα της μέτρησης είναι  $z \in \mathcal{R}^m$  με το διάνυσμα της μέτρησης να δίνεται από την μη γραμμική εξίσωση.

$$z_k = h(x_k, v_k) \quad (3.16)$$

Στο ΕΚΦ αφού πλέον αναφερόμαστε σε μη γραμμικές διαδικασίες οι κατανομές πιθανότητας των τυχαίων μεταβλητών  $w, v$  δεν είναι πλέον κανονικές γκαουσιανές όπως στο απλό φίλτρο. Στην πράξη είναι αδύνατο να προσδιορισθούν οι τιμές θορύβου  $w_k, v_k$ , αλλά μπορεί να προσεγγισθεί η κατάσταση και η μέτρηση χωρίς αυτές, ως εξής :

$$\tilde{x}_k = f(\hat{x}_{k-1}, u_k, 0) \quad (3.17)$$

$$\tilde{z}_k = h(\tilde{x}_k, 0) \quad (3.18)$$

όπου  $\hat{x}_{k-1}$  κάποια *a posteriori* εκτίμηση της κατάστασης (από προηγούμενο βήμα) .

Η νέα γραμμική εξίσωση της δυναμικής κατάστασης του στόχου είναι η εξής :

$$x_k \approx \tilde{x}_k + A(x_{k-1} - \hat{x}_{k-1}) + Ww_{k-1} \quad (3.19)$$

και η νέα γραμμική εξίσωση της μέτρησης :

$$z_k \approx \tilde{z}_k + H(x_k - \tilde{x}_k) + Vv_k \quad (3.20)$$

Όπως και στο φίλτρο για τα γραμμικά συστήματα τα  $\tilde{x}_k, \tilde{z}_k$  είναι τα προσεγγιζόμενα διανύσματα της κατάστασης *a priori* και της μέτρησης, ενώ  $\hat{x}_k$  είναι μια *a posteriori* εκτίμηση της κατάστασης την χρονική στιγμή-σάρωση  $k$ .

Το  $x_k$  είναι το πραγματικό διάνυσμα της κατάστασης του στόχου και στην πραγματικότητα δεν μπορεί να υπολογισθεί, ενώ  $z_k$  είναι το πραγματικό διάνυσμα μέτρησης το οποίο είναι γνωστό.

Ο πίνακας  $A$  είναι ο *ιακωβιανός (jacobian)* πίνακας των μερικών παραγώγων της συνάρτησης  $f$

ως προς  $x$ , δηλαδή :

$$A_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_{k-1}, u_k, 0) \quad (3.21)$$

ο πίνακας  $W$  είναι ο ιακωβιανός πίνακας των μερικών παραγώγων της  $f$  ως προς  $w$  :

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial w_{[j]}}(\hat{x}_{k-1}, u_k, 0) \quad (3.22)$$

ο  $H$  είναι ο ιακωβιανός πίνακας των μερικών παραγώγων της  $h$  ως προς  $x$  :

$$H_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\tilde{x}_k, 0) \quad (3.23)$$

και  $V$  ο ιακωβιανός πίνακας των μερικών παραγώγων της  $h$  ως προς  $v$  :

$$V_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial v_{[j]}}(\tilde{x}_k, 0) \quad (3.24)$$

Οι πίνακες  $A, W, H$  και  $V$  είναι μεταβλητοί σε κάθε σάρωση  $k$ .

Στην συνέχεια εισάγεται το σφάλμα πρόβλεψης :

$$\tilde{e}_k \equiv x_k - \tilde{x}_k \quad (3.25)$$

και το σφάλμα μέτρησης :

$$\tilde{e}_{z_k} \equiv z_k - \tilde{z}_k \quad (3.26)$$

Από τις σχέσεις (3.25), (3.26) προκύπτουν οι εξισώσεις :

$$\tilde{e}_{x_k} \approx A(x_{k-1} - \hat{x}_{k-1}) + \varepsilon_k \quad (3.27)$$

$$\tilde{e}_{z_k} \approx H\tilde{e}_{x_k} + \eta_k \quad (3.28)$$

με τα  $\varepsilon_k, \eta_k$  να αναπαριστούν ανεξάρτητες τυχαίες μεταβλητές με μέση τιμή μηδέν και με πίνακες συνδιακύμανσης σφάλματος αντίστοιχα  $WQW^T, VRV^T$ . Με τα  $Q, R$  να ορίζονται όπως ορίστηκαν στο απλό φίλτρο.

Οι εξισώσεις (3.27), (3.28) είναι γραμμικές και ανάλογες με τις σχέσεις (3.1), (3.2).

Το γεγονός αυτό οδηγεί στο να υπολογίσουμε το υπόλοιπο μέτρησης από την (3.26) και με ένα άλλο φίλτρο Kalman να γίνει εκτίμηση του σφάλματος πρόβλεψης με την χρήση της (3.27). Η εκτίμηση αυτή ( $\hat{e}_k$ ) θα χρησιμοποιηθεί με την (3.25) ώστε να εκτιμηθεί η *a posteriori* κατάσταση της αρχικής μη γραμμικής διαδικασίας, σύμφωνα με την σχέση :

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_k + \hat{e}_k \quad (3.29)$$

Σύμφωνα με τα παραπάνω και όσα είδαμε και στο απλό φίλτρο, η εξίσωση Kalman, η οποία εκτιμά το  $\hat{e}_k$ , είναι :

$$\hat{e}_k = K_k \tilde{e}_{z_k} \quad (3.30)$$

Αντικαθιστώντας την (3.30) στην (3.29) και κάνοντας χρήση της (3.26):

$$\hat{x}_k = \tilde{x}_k + K_k \tilde{e}_{z_k} = \tilde{x}_k + K_k (z_k - \tilde{z}_k) \quad (3.31)$$

Έτσι η 3.31 χρησιμοποιείται για την ενημέρωση μέτρησης (προσθήκη πληροφορίας) στο EKF, με τα  $\tilde{x}_k, \tilde{z}_k$  να υπολογίζονται από τις σχέσεις (3.17), (3.18) και το κέρδος  $K_k$  από την (3.12), με κατάλληλη αντικατάσταση της συνδιακύμανσης του σφάλματος μέτρησης.

Όπως και στο απλό φίλτρο Kalman, έτσι και στο EKF υπάρχουν οι δύο ομάδες εξισώσεων. Για

λόγους ομοιομορφίας στην παρουσίαση των αλγορίθμων των δύο φίλτρων, το προσεγγιζόμενο διάνυσμα κατάστασης  $\tilde{x}_k$  συμβολίζεται ως  $\hat{x}_k^-$  (*a priori* διάνυσμα εκτίμησης) και οι εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου του EKF είναι :

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}, u_k, 0) \quad (3.32)$$

$$P_k^- = A_k P_{k-1} A_k^T + W_k Q_{k-1} W_k^T \quad (3.33)$$

Οι εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης είναι :

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + V_k R_k V_k^T)^{-1} \quad (3.34)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k [z_k - h(\hat{x}_k^-, 0)] \quad (3.35)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (3.36)$$

Η λειτουργία του EKF είναι ίδια με αυτή του απλού φίλτρου και οι δύο ομάδες εξισώσεων υλοποιούν την τεχνική της πρόβλεψης – διόρθωσης. Επομένως οι εξισώσεις ενημέρωσης χρόνου, παράγουν τις νέες εκτιμήσεις κατάστασης και συνδιακύμανσης με βάση το προηγούμενο βήμα και οι εξισώσεις ενημέρωσης μέτρησης διορθώνουν τις προβλέψεις αυτές, με βάση τις νέες μετρήσεις.

### 3.3 Ιχνηλάτηση εναέριων στόχων με χρήση δεδομένων σύντηξης πολλαπλών αισθητήρων.

#### 3.3.1 Εισαγωγή

Στο σενάριο το οποίο προσομοιώνεται ,ένας πύραυλος εξαπολύεται εναντίον ενός πλοίου. Αναφερόμενοι βέβαια σε πολεμικό πλοίο, το πλοίο με τον εξοπλισμό αισθητήρων που διαθέτει θα εντοπίσει την εισερχόμενη απειλή και θα ξεκινήσει την διαδικασία του Tracking ώστε με ακρίβεια να εκτιμήσει την θέση της και να ενεργοποιήσει τα αντιμετρά του ώστε να αποφύγει το χτύπημα. Σκοπός της προσομοίωσης αυτής είναι να αξιολογηθεί η αποτελεσματικότητα των αισθητήρων του πλοίου

όταν λειτουργούν αυτόνομα ο καθένας ή όταν λειτουργούν σε συνεργασία. Συγκεκριμένα στο σενάριο το πλοίο φέρει αισθητήρες Radar και IRST, το σφάλμα των μετρήσεων των αισθητήρων καταγράφεται κατά την προσέγγιση του στόχου, αξιολογείται και προτείνεται η βέλτιστη λύση για καλύτερο tracking. Ο εισερχόμενος πύραυλος όπως όλοι οι σύγχρονοι πύραυλοι κατά το τελευταίο στάδιο του αγώνα, ξεκινάει ελιγμούς για να αποφύγει-σπάσει το Tracking και κατ' επέκτασιν την χρήση αντιμέτρων από το πλοίο.

### 3.3.2 Το μοντέλο του στόχου

Από πλοίο επιφανείας παρατηρείται ένας εισερχόμενος στόχος-πύραυλος να πλησιάζει με μεγάλη ταχύτητα προς το πλοίο. Ως στόχος έχει θεωρηθεί ένας εισερχόμενος αντιπλοϊκός πύραυλος επιφανείας-επιφανείας (π.χ Exocet, Harpoon) ο οποίος έχει βληθεί εναντίον του πλοίου. Ο πύραυλος εκτελεί βίαιους και απότομους ελιγμούς ώστε να αποφύγει την ιχνηλάτηση-tracking από τους αισθητήρες του πλοίου και κατ' επέκτασιν τον εγκλωβισμό και την εκτόξευση αντιμέτρων από το πλοίο. Όπως αναφέρθηκε το φίλτρο πραγματοποιεί πρόβλεψη της θέσης του στόχου και σε δεύτερο βήμα διόρθωση. Στο κομμάτι της πρόβλεψης, το φίλτρο για να προβλέψει την θέση του στόχου κάνει χρήση κάποιων κινηματικών μοντέλων, τα οποία μοντελοποιούν την κίνησή του στόχου π.χ μοντέλο σταθερής ταχύτητας, μοντέλο σταθερής επιτάχυνσης, Singer model [43]. Το μοντέλο του στόχου στην προσομοίωση μας είναι το μοντέλο σταθερής ταχύτητα-Continuous velocity model, με σταθερή ταχύτητα και στους 3 άξονες και το διάνυσμα κατάστασης του στόχου  $X_k \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$  να είναι:

$$X_k = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T \quad (3.37)$$

Με  $x, y, z$  να είναι οι συντεταγμένες θέσης του στόχου στον Καρτεσιανό χώρο και  $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  οι αντίστοιχες ταχύτητες του στόχου στις 3 διευθύνσεις. Τα  $k, k-1$  κ.λπ. υποδηλώνουν την χρονική στιγμή-σάρωση. Γενικά το διάνυσμα κατάστασης του στόχου στην μη γραμμική του μορφή μπορεί να αποτυπωθεί σαν:

$$X_{k+1} = f(X_k, u_k, w_k) \quad (3.38)$$

Όπου η  $f(\cdot)$  είναι μια συνάρτηση κατάλληλων διαστάσεων του διανύσματος κατάστασης  $X_k$ , του διανύσματος του ελέγχου  $u_k$  και του θορύβου που εισέρχονται στο σύστημα  $w_k$ . Το διάνυσμα των μετρήσεων είναι  $Z_k = h(X_k, v_k)$ , με  $h(\cdot)$  συνάρτηση κατάλληλων διαστάσεων και  $v_k$  ο εισερχόμενος θόρυβος στην μέτρηση. Οι μετρήσεις γίνονται από αισθητήρες οι οποίοι θεωρούνται προσαρτημένοι πάνω στο πλοίο.

Αντί της χρήσης μη γραμμικού μοντέλου για τα δυναμικά χαρακτηριστικά του στόχου όπως αυτό αποτυπώθηκε στην (3.38), ένα γραμμικό μοντέλο χρησιμοποιείται σύμφωνα με τα [42],[43] και

[45]. Το μοντέλο αυτό δύναται να περιγράψει όλα εκείνα τα χαρακτηριστικά του στόχου τα οποία είναι χρήσιμα για την ιχνηλάτηση του. Το μοντέλο αυτό έχει την μορφή :

$$X_k = \mathbf{F}_{k-1} X_{k-1} + \mathbf{\Gamma} w_{k-1} \quad (3.39)$$

$w_{k-1} \in \mathcal{R}^{3 \times 1}$  είναι ο πίνακας του θορύβου ο οποίος εισέρχεται στο σύστημα και συγκεκριμένα  $w_{k-1} = N(0, \mathbf{Q}_k)$ , γκαουσιανός λευκός θόρυβος με μέση τιμή μηδέν και πίνακα συνδιακύμανσης  $\mathbf{Q}_k \in \mathcal{R}^{3 \times 3}$ . Συγκεκριμένα κάθε απόκλιση του στόχου από την ευθεία γραμμή (προς το πλοίο) αποτυπώνεται στο μαθηματικό μοντέλο σαν εισερχόμενος θόρυβος στο σύστημα μέσω του  $w_{k-1}$ . Εν προκειμένω το διάνυσμα περιέχει τρεις κανονικές τυχαίες μεταβλητές οι οποίες αναπαριστούν τον θόρυβο της της διαδικασίας στους άξονες x,y,z με μέση τιμή μηδέν και διασπορά  $\sigma_x^2$ ,  $\sigma_y^2$ , και  $\sigma_z^2$ .  $\mathbf{F}_{k-1} \in \mathcal{R}^{6 \times 6}$  είναι ο πίνακας μετάβασης από την χρονική στιγμή k-1 στην χρονική στιγμή k και  $\mathbf{\Gamma} \in \mathcal{R}^{6 \times 3}$  ο πίνακας εισόδου του θορύβου στο σύστημα.

Για τον στόχο ο πίνακας μετάβασης  $\mathbf{F}_{k-1} \in \mathcal{R}^{6 \times 6}$  θα έχει την μορφή:

$$\mathbf{F}_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

Με  $T$  να είναι ο χρόνος δειγματοληψίας μεταξύ των χρονικών στιγμών-σαρώσεων k,k-1,k-2..k-n και ο πίνακας  $\mathbf{\Gamma}$  να είναι ο πίνακας εισόδου του θορύβου στο σύστημα του στόχου. Εν προκειμένω για την μετατροπή της επιτάχυνσης ώστε να εισέλθει στο σύστημα σε μορφή m και m/sec. Ο πίνακας  $\mathbf{\Gamma}$  θεωρείται:

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{T^2}{2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{T^2}{2} \\ T & 0 & 0 \\ 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & T \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

Ο πίνακας συνδιακύμανσης  $\mathbf{Q}_k$  αναπαριστά την διασπορά του θορύβου ο οποίος εισέρχεται στο σύστημα κατά την εξέλιξη της διαδικασίας (πορεία πυραύλου προς τον στόχο). Η είσοδος του θορύβου στο σύστημα  $w_{k-1}$  είναι σε μορφή επιτάχυνσης ( $\text{m/s}^2$ ) και αναπαριστά ξεχωριστά τον εισερχόμενο θόρυβο-επιτάχυνση στους άξονες  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . Ο Πίνακας  $\mathbf{Q}_k$  έχει την δομή:

$$\mathbf{Q}_k = E[ww^T] = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2 \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

Με  $\sigma_x^2$ ,  $\sigma_y^2$ , και  $\sigma_z^2$  να είναι η διασπορά του θορύβου σε κάθε άξονα αντίστοιχα. Σε ένα ρεαλιστικό σενάριο ο Tracker ο οποίος εκτελεί την ιχνηλάτηση (Radar ή IRST) δεν έχει πρότερη γνώση όσον αφορά τις τιμές του  $\mathbf{Q}_k$  για τον στόχο. Η παραμετροποίηση του Tracking radar και η λειτουργία του βάσει των εισερχόμενων μετρήσεων για τον στόχο φαίνεται στις εργασίες [46] και [47], δηλαδή ο Tracker έχει διαφορετικά  $\mathbf{Q}_k$  για διαφορετικά Mode λειτουργίας αλλά και διαφορετικά κινηματικά μοντέλα για διαφορετικές καταστάσεις. Τέτοια mode λειτουργίας χρησιμεύουν όταν ο στόχος πραγματοποιεί έντονες μανούβρες και με τον τρόπο αυτό τροποποιώντας το  $\mathbf{Q}_k$  επηρεάζεται το κέρδος του φίλτρου Kalman και κατ' επέκτασιν η τελική εκτίμηση για το διάνυσμα της κατάστασης  $X_k \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$  του στόχου. Για παράδειγμα μεγάλο  $\mathbf{Q}_k$  θα έχει μεγάλο κέρδος ώστε η τελική εκτίμηση να βασιστεί-βελτιωθεί περισσότερο από τις μετρήσεις των αισθητήρων παρά στην πρόβλεψη βάσει της προηγούμενης κατάστασης του στόχου. Δηλαδή όταν ο πύραυλος ξεκινάει έντονες μανούβρες οι οποίες δεν μπορούν να προβλεφθούν αρκετά ικανοποιητικά βάσει κάποιου μοντέλου στον Tracker, ο ίδιος ο Tracker αλλάζει το  $\mathbf{Q}_k$  που χρησιμοποιεί για να -μικρύνει το σφάλμα του κατά την ιχνηλάτηση. Χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι ότι πολλοί πύραυλοι στο Terminal phase ξεκινάνε πολύ έντονες και



βίαιες μανούβρες ώστε να αποφύγουν τα ισχυρά αντίμετρα του εχθρού. Σε ένα πλοίο επιφανείας π.χ. CWIS Phalanx, Rim-116 or Rim-7 Missile.

### 3.3.3 Η Μοντελοποίηση Των Αισθητήρων

Οι αισθητήρες οι οποίοι χρησιμοποιούνται για ανίχνευση και ιχνηλάτηση στόχων σε στρατιωτικές εφαρμογές, μετρούν την απόσταση (range), το αζιμούθιο (azimuth) και το ύψος (elevation) του στόχου. Στην εργασία αυτή αντί της χρήσης ενός μόνο είδους αισθητήρα (IRST ή Radar), εφαρμόστηκε πολυαισθητηριακή σύντηξη δεδομένων (Multi Sensor Data Fusion) η οποία υλοποιήθηκε έτσι ώστε να ερευνηθούν να ερμηνευθούν και να αξιολογηθούν τα πλεονεκτήματα της. Δηλαδή η σύντηξη-συγχώνευση δεδομένων και από τους 2 αισθητήρες με σκοπό την βελτιστοποίηση της εκτίμησης της θέσης του στόχου. Για λόγους ευκολίας γραφής με δείκτη 'R' θα συμβολίζονται οι μετρήσεις του radar ενώ με 'I' του IRST. Και τα δυο σετ μετρήσεων των αισθητήρων εκφράζονται σε σφαιρικές συντεταγμένες. Η έξοδος των μετρήσεων είναι της μορφής :

$$Z_k = h(X_k) + v_k \quad (3.43)$$

Με  $v_k$  να είναι εισερχόμενος Γκαουσιανός λευκός θόρυβος στην μέτρηση, με μέση τιμή μηδέν και πίνακα συνδιασποράς  $R_{k-1}$ .

Ο τρόπος με τον οποίο θα παρθούν οι μετρήσεις είναι ο εξής: Στην πραγματικότητα οι μετρήσεις θα δημιουργηθούν, σε κάθε σάρωση/timestep θα παρθεί η πραγματική απόσταση, αζιμούθιο, elevation από τον στόχο και στην τιμή αυτή θα προστεθεί μια τιμή η οποία θα αναπαριστά το εισερχόμενο θόρυβο της μέτρησης του αισθητήρα. Η οποία τιμή προκύπτει από μια γεννήτρια τυχαίων αριθμών με μέση τιμή μηδέν (λευκός θόρυβος) και γνωστή διασπορά η οποία παίρνεται από τον πίνακα R, όπως περιγράφεται και στην 3.43 αλλά και στον πίνακα 3.47.

Πιο συγκεκριμένα οι μετρήσεις του ραντάρ είναι radar measure range  $r_m^R(k)$  [metres], azimuth  $\theta_m^R(k)$  [rad] and elevation  $\phi_m^R(k)$  [rad], Οι μετρήσεις του αισθητήρα θα είναι:

$$r_m^R(k) = r^R(k) + v_r^R \quad (3.44)$$

$$\theta_m^R(k) = \theta^R(k) + v_\theta^R \quad (3.45)$$

$$\phi_m^R(k) = \phi^R(k) + v_\phi^R \quad (3.46)$$

Με  $r^R(k)$ ,  $\theta^R(k)$ ,  $\phi^R(k)$  να ανταποκρίνονται στις ιδανικές μετρήσεις (πραγματικές θέσεις) με

μηδενικό σφάλμα στο range, azimuth και elevation τις οποίες θα λάμβανε ένας τέλειος αισθητήρας από την πλατφόρμα. Ενώ  $v_r^R$ ,  $v_\theta^R$ ,  $v_\phi^R$  είναι ο εισερχόμενος θόρυβος στην μέτρηση λόγω ότι ο πραγματικός αισθητήρας δεν είναι τέλειος. Ο θόρυβος έχει μέση τιμή μηδέν και απόκλιση  $\sigma_r^R$ ,  $\sigma_\theta^R$ , and  $\sigma_\phi^R$ . Τα παραπάνω χαρακτηριστικά τα οποία αφορούν το σφάλμα των αισθητήρων επιλέχθηκαν σύμφωνα με στρατιωτικές προδιαγραφές κατασκευαστών σύγχρονων αισθητήρων υψηλής τεχνολογίας.

Το IRST όντας μια παθητική διάταξη μπορεί να μετρήσει μόνο azimuth  $\theta_m^I(k)$  [rad] και elevation  $\phi_m^I(k)$  [rad]. Οι μετρήσεις του αισθητήρα θα είναι:

$$\theta_m^I(k) = \theta^I(k) + v_\theta^I \quad (3.47)$$

$$\phi_m^I(k) = \phi^I(k) + v_\phi^I \quad (3.48)$$

Με  $v_\theta^I$ ,  $v_\phi^I$  να είναι ο θόρυβος των μετρήσεων ο οποίος είναι γκαουσιανός με μέση τιμή μηδέν και πίνακα συνδιασποράς  $\mathbf{R}_{k-1}$ . Στις περιπτώσεις και των δύο αισθητήρων ο πίνακας συνδιασποράς είναι διαγώνιος λόγω των αποκλίσεων που περιγράψαμε πιο πάνω. Σε πολλά προβλήματα-καταστάσεις ιχνηλάτησης στόχων είναι προτιμότερο η ιχνηλάτηση να γίνεται σε διαφορετικό σύστημα συντεταγμένων από αυτό των μετρήσεων. Σε αυτές τις περιπτώσεις πρέπει να γίνει μια μετατροπή των δεδομένων από την μέτρηση των αισθητήρων προτού αυτά χρησιμοποιηθούν στην ιχνηλάτηση του στόχου. Στο παράδειγμα της παρούσας εργασίας ο πίνακας συνδιακύνησης των μετρήσεων  $\mathbf{R}_{k-1}$  έχει μονάδες μέτρησης μέτρα (m) και ακτίνια (rad) ενώ ο πίνακας της διακύμανσης του θορύβου της διαδικασίας του στόχου Q μετράται σε  $\text{m/s}^2$ . Ουσιαστικά ο θόρυβος στον αισθητήρα και στον στόχο μοντελοποιείται σε διαφορετικές μονάδες άρα θα πρέπει να γίνει μετατροπή για τον πίνακα συνδιακύνησης των μετρήσεων. Η μέθοδος προτείνεται στο [48] και ακολουθείται στην εργασία αυτή για την τρισδιάστη εκδοχή. Μια πιο απλή μορφή εξηγείται και υλοποιείται στο [46]

Από την στιγμή που οι αισθητήρες μετράνε σε σφαιρικές συντεταγμένες αυτές μπορούν να μετατραπούν σε καρτεσιανές σύμφωνα με τις εξισώσεις:

$$\begin{aligned} x &= r \cos \phi \sin \theta \\ y &= r \sin \theta \sin \phi \\ z &= r \cos \theta \end{aligned} \quad (3.49)$$

με  $r$ ,  $\theta$ ,  $\phi$  να είναι απόσταση, αζιμούθιο και υψόμετρο του στόχου αντίστοιχα.

Στην πράξη παίρνοντας την (3.39) σαν μοντέλο του στόχου το κλασσικό φίλτρο Kalman μπορεί να υλοποιηθεί αν οι μετρήσεις των αισθητήρων είναι σε καρτεσιανές συντεταγμένες. Ωστόσο το IRST

και το RADAR όπως αναφέρθηκε πιο πάνω μετράνε σε σφαιρικές συντεταγμένες και η μετατροπή τους σε καρτεσιανές είναι μη γραμμικές (3.49). Έτσι το KF δεν είναι εφαρμόσιμο και μόνο το EKF μπορεί να εφαρμοστεί.

Στην επόμενη ενότητα περιγράφεται η διαμόρφωση των 2 σταδίων του EKF για την προσομοίωση.

### 3.4 Η εφαρμογή του EKF.

#### 3.4.1 Time update step

Χρησιμοποιώντας τους ίδιους συμβολισμούς με πιο πάνω, το διάνυσμα κατάστασης αλλά και ο πίνακας συνδιασποράς για κάθε step υπολογίζεται ακολούθως:

$$\tilde{X}_k = \mathbf{F}_{k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (3.50)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_k = \mathbf{F}_{k-1} \hat{\mathbf{P}}_{k-1} \mathbf{F}_{k-1}^T + \mathbf{\Gamma} \mathbf{Q}_{k-1} \mathbf{\Gamma}^T \quad (3.51)$$

Με  $\hat{X}_{k-1}$  να είναι το εκτιμώμενο διάνυσμα κατάστασης,  $\hat{\mathbf{P}}_{k-1} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$  ο εκτιμώμενος πίνακας συνδιασποράς του σφάλματος ενώ  $\tilde{X}_k$  και  $\tilde{\mathbf{P}}_k$  η πρόβλεψη για το διάνυσμα κατάστασης και η πρόβλεψη του πίνακα συνδιασποράς αντίστοιχα.

#### 3.4.2 Measurement update step

Ο innovation vector και ο innovation πίνακας διασποράς αντίστοιχα:

$$e_{k-1} = Z_{k-1}^m - \tilde{Z}_{k-1} \quad (3.52)$$

$$\mathbf{S} = \mathbf{H}_{k-1} \tilde{\mathbf{P}}_{k-1} \mathbf{H}_{k-1}^T + \mathbf{R}_{k-1} \quad (3.53)$$

Με  $\tilde{Z}_{k-1}$  η πρόβλεψη για τον measurement vector και  $Z_{k-1}^m$  το μετρήσιμο διάνυσμα του στόχου.

Ο Ιακωβιανός πίνακας σε σχέση με το διάνυσμα κατάστασης προκύπτει ως εξής:

$$\mathbf{H}_{k-1} = \left. \frac{\partial h_i}{\partial \mathbf{x}_j^T} \right|_{\hat{\mathbf{x}}} \quad \text{Με } i=1, \dots, n \quad (3.54)$$

όπου  $i=1, \dots, n$  (με  $n=3$  για το Radar, με  $n=2$  για το IRST), και  $j=1, \dots, 6$ .

Για την περίπτωση της χρήσης Radar ο ιακωβιανός πίνακας από 3.54 γίνεται:

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \frac{x}{\sqrt{x^2+y^2+z^2}} & \frac{y}{\sqrt{x^2+y^2+z^2}} & \frac{z}{\sqrt{x^2+y^2+z^2}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{y}{x^2+y^2} & \frac{x}{x^2+y^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{xz}{(x^2+y^2+z^2)\sqrt{x^2+y^2}} & \frac{yz}{(x^2+y^2+z^2)\sqrt{x^2+y^2}} & -\frac{x^2+y^2}{(x^2+y^2+z^2)} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

Ενώ για την περίπτωση χρήσης IRST ο ιακωβιανός πίνακας από 3.54 γίνεται:

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} -\frac{y}{x^2+y^2} & \frac{x}{x^2+y^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{xz}{(x^2+y^2+z^2)\sqrt{x^2+y^2}} & \frac{yz}{x^2+y^2+z^2(\sqrt{x^2+y^2})} & -\frac{x^2+y^2}{x^2+y^2+z^2} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

$\mathbf{R}_k$  είναι ο πίνακας συνδιασποράς λόγω του θορύβου στους αισθητήρες.

$$\mathbf{R}_k = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\phi^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\phi^2 \end{bmatrix} \quad (3.57)$$

Το Update step της μέτρησης γίνεται σύμφωνα με τις εξισώσεις:

$$\mathbf{K} = \tilde{\mathbf{P}}_{k-1} \mathbf{H}_{k-1}^T \mathbf{S}^{-1} \quad (3.58)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \tilde{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{K} \mathbf{e}_{k-1} \quad (3.59)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_k = [\mathbf{I} - \mathbf{K} \mathbf{H}_{k-1}] \tilde{\mathbf{P}}_{k-1} \quad (3.60)$$

Με  $\mathbf{K} \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$  κέρδος Kalman,  $\hat{\mathbf{X}}_k$  εκτίμηση διανύσματος κατάστασης,  $\hat{\mathbf{P}}_k$  εκτιμώμενος πίνακας διασποράς σφάλματος.

Η πρόβλεψη για τον πίνακα μέτρησης  $\tilde{\mathbf{X}}_k$  σε καρτεσιανές συντεταγμένες θα είναι

$$\tilde{\mathbf{X}}_k = [\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}, \dot{\tilde{x}}, \dot{\tilde{y}}, \dot{\tilde{z}}]^T \quad (3.61)$$

Η πρόβλεψη για το διάνυσμα μέτρησης του radar και του IRST θα είναι αντίστοιχα στο σφαιρικό σύστημα συντεταγμένων.

$$\tilde{Z}_k = h(\tilde{X}_k) = [\tilde{\theta} \quad \tilde{\phi} \quad \tilde{r}]^T \quad (3.62)$$

$$\tilde{Z}_k = h(\tilde{X}_k) = [\tilde{\theta} \quad \tilde{\phi}]^T \quad (3.63)$$

Τα στοιχεία του διανύσματος μέτρησης δημιουργούνται από την μετατροπή των καρτεσιανών σε σφαιρικές συντεταγμένες βάσει των εξισώσεων:

$$\begin{aligned} \tilde{\theta} &= \tan^{-1}\left(\frac{\tilde{y}}{\tilde{x}}\right) \\ \tilde{\phi} &= \tan^{-1}\left(\frac{\tilde{z}}{\sqrt{\tilde{x}^2 + \tilde{y}^2}}\right) \\ \tilde{r} &= \sqrt{\tilde{x}^2 + \tilde{y}^2 + \tilde{z}^2} \end{aligned} \quad (3.64)$$

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι οι αρχικές συνθήκες για το εκτιμώμενο διάνυσμα κατάσταση και τον πίνακα συνδιασποράς επιλέγονται ως

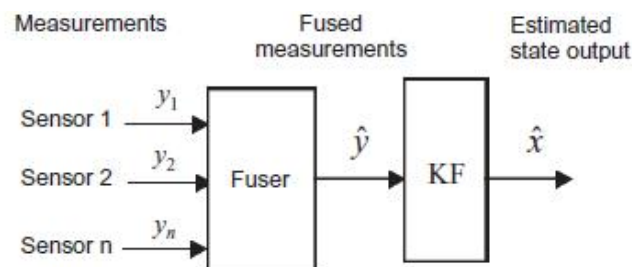
$$\hat{x}_0 = E(x_0) \quad (3.65)$$

και

$$\hat{P}_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \quad (3.66)$$

### 3.5 Τεχνικές σύντηξης δεδομένων

#### 3.5.1 1η Μέθοδος-Centralized Fusion Architecture



**Σχήμα 3.1:** Απεικονιστική προσέγγιση της μεθόδου

Όπως φαίνεται στο σχήμα 3.1 δεν υπάρχει περιορισμός στον αριθμό των αισθητήρων των

οποίων τα δεδομένα δύναται να συντηχθούν-συγχωνευθούν, παρά μόνο η πεπερασμένη επεξεργαστική δυνατότητα του υπολογιστικού συστήματος. Σαν πρώτη μέθοδος υλοποιείται η Centralised Fusion Architecture όπως προτείνεται και στα [43],[54]. Σύμφωνα με την μέθοδο τα δεδομένα από τους αισθητήρες συνδυάζονται σε έναν fuser και η νέα βελτιωμένη μέτρηση-διάνυσμα που προκύπτει οδηγείται στο ΕΚΦ. Έτσι προκύπτουν οι προβλέψεις για τον πίνακα κατάστασης και για τον πίνακα συνδιασποράς. Υιοθετώντας το notation των [55],[56] οι μετρήσεις δηλώνονται ως  $\mu_k^R$  για το radar και  $\mu_k^I$  για το IRST. Οι μετρήσεις οι οποίες υπόκεινται σε σύντηξη είναι αυτές των  $\theta$  και  $\phi$  αφού το IRST δεν μπορεί να μετρήσει απόσταση και οι τρόποι αποστασιομέτρησης με παθητικά μέσα όπως το IRST [57][58] δεν συμπίπτουν με τον σκοπό της παρούσας εργασίας.  $\sigma_\theta^R$ ,  $\sigma_\phi^R$  and  $\sigma_\theta^I$ ,  $\sigma_\phi^I$  είναι οι αποκλίσεις των μετρήσεων για τα Radar και IRST αντίστοιχα.

Άρα σε κάθε χρονική σάρωση τα εισερχόμενα δεδομένα από τους αισθητήρες στο σχήμα 3.1 θα είναι για το Radar και το IRST, αντίστοιχα:

<b>RADAR</b>	<b>IRST</b>
$N \sim (\mu_\phi^R, \sigma_\phi^2)$	$N \sim (\mu_\phi^I, \sigma_\phi^2)$
$N \sim (\mu_\theta^R, \sigma_\theta^2)$	$N \sim (\mu_\theta^I, \sigma_\theta^2)$

Ο εκτιμητής ο οποίος συνδυάζει τα διαφορετικά δεδομένα εισόδου των αισθητήρων έχει την μορφή.

$$\mu_c = c_1 \mu_j^R + c_2 \mu_j^I \quad (3.67)$$

Για  $j=\theta, \phi$ , δηλαδή αζιμούθιο και υψόμετρο, ενώ τα  $c_1$  και  $c_2$  προκύπτουν από:

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{\sigma_R^{-2}}{\sigma_I^{-2} + \sigma_R^{-2}} \\ c_2 &= \frac{\sigma_I^{-2}}{\sigma_I^{-2} + \sigma_R^{-2}} \end{aligned} \quad (3.68)$$

Με την τελική τιμή της συγχωνευμένης εκτίμησης να είναι από 3.68 και 3.69

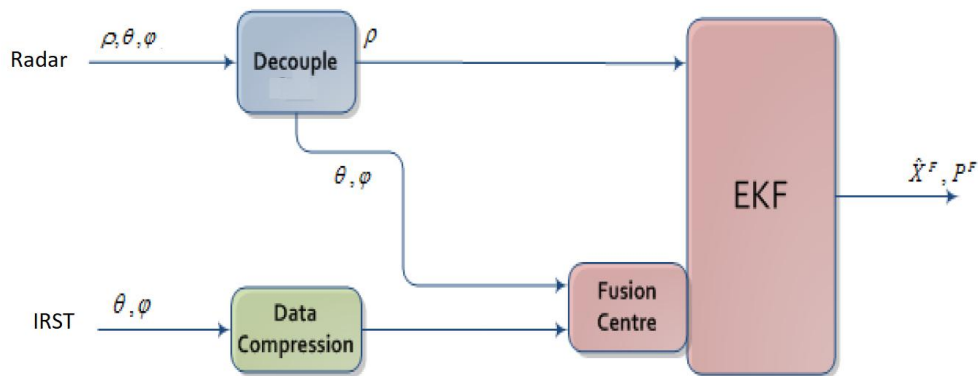
$$\mu_c = \frac{\sigma_R^2 \mu_I + \sigma_I^2 \mu_R}{\sigma_I^2 + \sigma_R^2} \quad (3.69)$$

Έτσι προκύπτουν οι συγχωνευμένες τιμές για το αζιμούθιο και υψόμετρο αντίστοιχα.

$$\theta_k = \frac{{}^R\sigma_{\theta}^2\theta_I + {}^I\sigma_{\theta}^2\theta_R}{{}^R\sigma_{\theta}^2 + {}^I\sigma_{\theta}^2} \quad (3.70)$$

$$\phi_k = \frac{{}^R\sigma_{\phi}^2\phi_I + {}^I\sigma_{\phi}^2\phi_R}{{}^R\sigma_{\phi}^2 + {}^I\sigma_{\phi}^2}$$

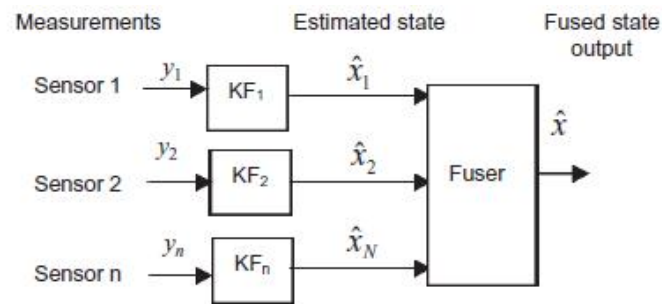
$\theta_R, \theta_I, \phi_R$ , και  $\phi_I$  είναι οι γωνίες που μετράει αντίστοιχα ο κάθε αισθητήρας σε κάθε χρονική σάρωση. Στην συνέχεια οι συγχωνευμένες τιμές των μετρήσεων οδηγούνται στο EKF, η μέθοδος είναι αρκετά γρήγορη και με μικρό υπολογιστικό κόστος. Αναλυτικά η μέθοδος φαίνεται στο σχήμα 3.2



**Σχήμα 3.2 :** Στο σχήμα φαίνεται η απόσταση  $\rho$  να οδηγείται κατευθείαν προς το φίλτρο ενώ τα  $\theta$  και  $\Phi$  να συγχωνεύονται πριν την είσοδό τους στο Fusion Centre.

### 3.5.2 2η Μέθοδος- Distributed Fusion Architecture

Η δεύτερη μέθοδος βασίζεται στα [43] και [58] και ονομάζεται Distributed Fusion. Ένα απλό διάγραμμα φαίνεται στο σχήμα 3.3. Ένα ανεξάρτητο EKF υλοποιείται για την εκτίμηση της μέτρησης του κάθε αισθητήρα. Έτσι δημιουργείται μια τράπεζα εκτιμήσεων για το διάνυσμα κατάστασης και τον πίνακα συνδιασποράς σε κάθε timestep, για τον κάθε αισθητήρα. Τα δεδομένα των παραπάνω πινάκων συγχωνεύονται-συντήκονται με σκοπό την βελτιστοποίηση της εκτίμησης.



**Σχήμα 3.3:** Απεικονιστική προσέγγιση της τεχνικής *Distributed Fusion Architecture*

Όπως προτάθηκε στο [58] Η συγχωνευμένη εκτίμηση του πίνακα κατάστασης και του πίνακα συνδιασποράς σφάλματος προκύπτουν από τις σχέσεις:

$$\hat{X}_f^k = \hat{X}_k^R + \hat{P}_k^R [\hat{P}_k^R + \hat{P}_k^I]^{-1} [\hat{X}_k^R - \hat{X}_k^I] \quad (3.73)$$

$$\hat{P}_f^k = \hat{P}_k^R - \hat{P}_k^R [\hat{P}_k^R + \hat{P}_k^I]^{-1} \hat{P}_k^{R^T} \quad (3.74)$$

Με

$\hat{X}_f^k$ : Η συγχωνευμένη εκτίμηση του πίνακα κατάστασης

$\hat{P}_f^k$ : Η συγχωνευμένη εκτίμηση του πίνακα συνδιασποράς σφάλματος

$\hat{X}_k^R$ : Η εκτίμηση του πίνακα κατάστασης από το Radar

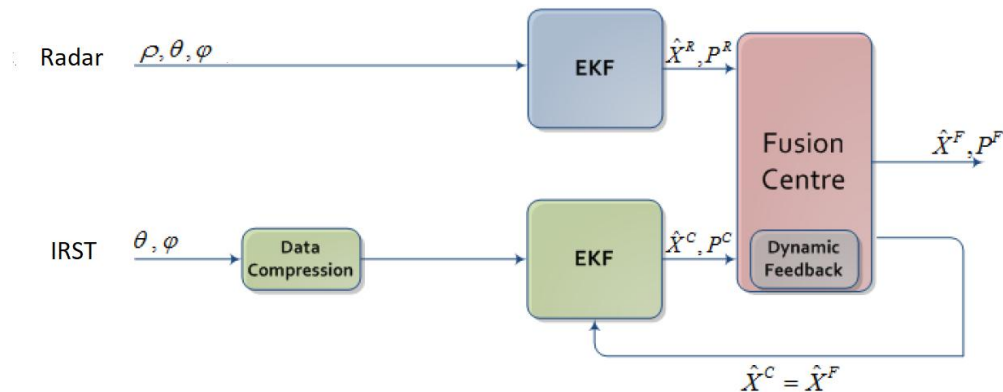
$\hat{P}_k^R$ : Η εκτίμηση του πίνακα συνδιασποράς σφάλματος εκτίμησης από το Radar

$\hat{X}_k^I$ : Η εκτίμηση του πίνακα κατάστασης από το IRST

$\hat{P}_k^I$ : Η εκτίμηση του πίνακα συνδιασποράς σφάλματος εκτίμησης από το IRST

Αναλυτικά η μέθοδος φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 3.4 .





**Σχήμα 3.4:** Στο σχήμα φαίνεται το ξεχωριστό φιλτράρισμα της κάθε μέτρησης το οποίο μετά οδηγείται στο Fusion Center ώστε να προκύψει η συγχωνευμένη εκτίμηση.

## 3.6 Η προσομοίωση

### 3.6.1 Στοιχεία & Αποτελέσματα της Προσομοίωσης

Οι μέθοδοι οι οποίοι παρουσιάστηκαν εφαρμόζονται στο παρακάτω σενάριο, ώστε να εξεταστεί αν είναι δυνατή μια καλύτερη εκτίμηση της θέσης του στόχου. Στο σενάριο προσομοιώνεται η χρήση αισθητήρα Radar και ηλεκτρο-οπτικής διάταξης IRST για τον εντοπισμό και την ιχνηλάτηση εισερχόμενου πυραύλου. Σκοπός της προσομοίωσης είναι να αξιολογηθεί η βέλτιστη μέθοδος η οποία δίνει την καλύτερη εκτίμηση για την θέση του στόχου. Οι εκτιμήσεις οι οποίες θα αξιολογηθούν είναι:

- A) Εκτίμηση Radar
- B) Εκτίμηση IRST
- Γ) Fusion Method I (1<sup>η</sup> μέθοδος σύντηξης)
- Δ) Fusion Method II (2<sup>η</sup> μέθοδος σύντηξης)

Για να γίνει η αξιολόγηση αυτή θα πρέπει και οι 2 αισθητήρες να έχουν εντοπίσει τον στόχο και να έχουν ξεκινήσει την διαδικασία της ιχνηλάτησης. Βάσει των τεχνικών προδιαγραφών ενός σύγχρονου IRST(false alarm ανά ώρα, detector κλπ) και από [43] και [52] προκύπτει πως η απόσταση εντοπισμού της εισερχόμενης απειλής από το IRST γίνεται στα 10km, άρα και η

ιχνηλάτηση του στόχου ξεκινάει σχεδόν στην απόσταση αυτή. Σαφώς το ραντάρ θα εντοπίσει τον στόχο νωρίτερα και σε μεγαλύτερη απόσταση. Το IRST μπορεί να αναγνωρίσει έναν εισερχόμενο πύραυλο στην απόσταση αυτή από την εκπέμπουσα θερμική ακτινοβολία στο πλαίσιο του, αλλά και από την ακτινοβολία των καυσαερίων του. Οπότε τα δεδομένα της κίνησης του στόχου που ενδιαφέρουν την προσομοίωση είναι από την στιγμή που ο στόχος πλησιάζει σε ακτίνα 10km από το πλοίο και εντεύθεν, οπότε ξεκινάει η ιχνηλάτηση και από τους δύο αισθητήρες. Θεωρείται ότι το πλοίο είναι τοποθετημένο στο καρτεσιανό επίπεδο στο σημείο (0,0,0) και παραμένει σταθερό στην θέση αυτή σε όλη την διάρκεια της προσομοίωσης. Ο εισερχόμενος στόχος πετάει σε υψόμετρο 10 m πάνω από την επιφάνεια της θάλασσας και κινείται με υπερηχητική ταχύτητα. Οι θέσεις των αισθητήρων του πλοίου θεωρείται ότι είναι στο ίδιο σημείο με το πλοίο στο (0,0,0). Οι αρχικές συνθήκες οι οποίες έχουν επιλεγεί για τον στόχο οπότε και ξεκινάει η ιχνηλάτησή του είναι:

$$X_0 = [7000, 7000, 10, -257, -450, 0]^T \quad (3.75)$$

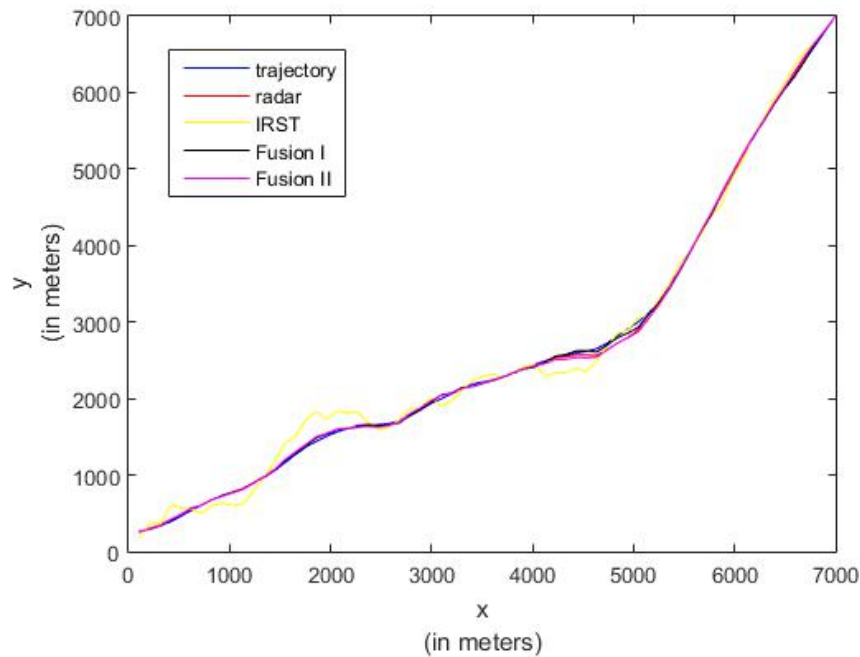
Τα 3 πρώτα στοιχεία του διανύσματος  $X_0$  είναι οι χωρικές συντεταγμένες του στόχου, με  $Z=10m$  υψόμετρο και  $X=7000m$  και  $Y=7000m$  :

$$\sqrt{7000^2 + 7000^2} = 9900m$$

Στα 9900m είναι το διάνυσμα της απόστασης του στόχου στο επίπεδο X,Y όπου και ξεκινάει το Tracking. Για τα τελευταία 3 στοιχεία του διανύσματος  $X_0$  αυτά αναπαριστούν την ταχύτητα στους 3 άξονες, ενώ το πρόσημο υποδηλώνει την κατεύθυνση του στόχου. Έτσι η αρχική ταχύτητα του στόχου θα είναι 1,53mach ή 518m/s

$$\sqrt{(-257)^2 + (-450)^2} = 518m/s$$

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι ο στόχος κάνει πλάγιες μανούβρες διατηρώντας το ύψος του σταθερό ενώ οι αντιπλοϊκοί πύραυλοι στην τελική φάση της διαδρομής τους ξεκινάνε έντονες μανούβρες για να υπερνικήσουν τα αντίμετρα το πλοίου. Για την προσομοίωση θεωρήθηκε ότι ο στόχος εκτελεί μανούβρες της τάξεως των 15g στον άξονα Y με κατεύθυνση προς τον στόχο. Η διαδρομή που ακολουθεί ο πύραυλος στο επίπεδο X-Y αποτυπώνεται στο σχήμα 3.5



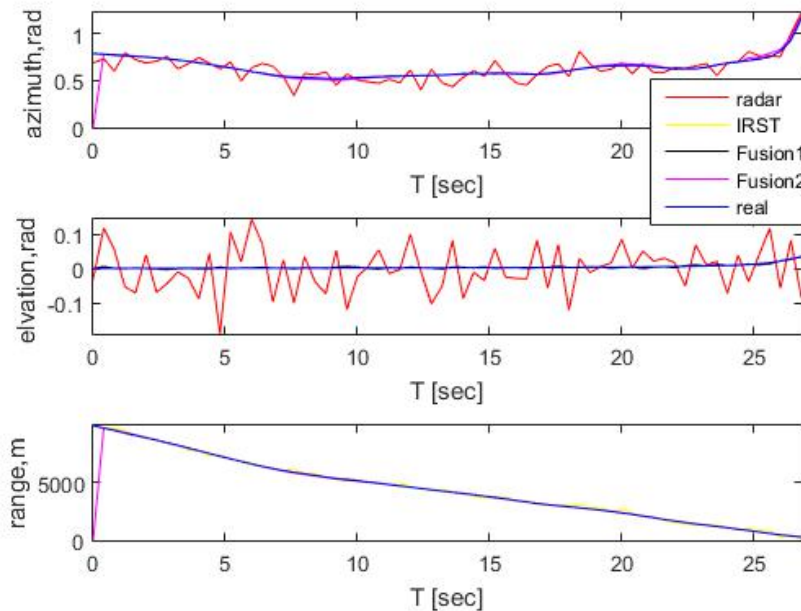
**Σχήμα 3.5:** αποτυπώνεται η πορεία του στόχου και η εκτίμηση της θέσης του στόχου από το Radar, το IRST και τις 2 ανεξάρτητες τεχνικές Fusion.

Συγκεκριμένα για το ραντάρ το σφάλμα στις μετρήσεις του είναι  $\sigma_r^r = 12 \text{ m}$ ,  $\sigma_\theta^R = 0.05 \text{ rad}$ , και  $\sigma_\phi^R = 0.05 \text{ rad}$ . Σύμφωνα με το [49] οι παραπάνω τιμές είναι ρεαλιστική απεικόνιση των αποκλίσεων στις μετρήσεις ενός σύγχρονου Radar. Από την άλλη πλευρά το σφάλμα στις γωνιακές μετρήσεις του IRST είναι  $\sigma_\theta^I = 0.002 \text{ rad}$  και  $\sigma_\phi^I = 0.002 \text{ rad}$ . Για το IRST αυτά τα χαρακτηριστικά ανταποκρίνονται σε σύγχρονο σύστημα  $640 \times 512 \text{ pixels}$  σύμφωνα με τα [50],[51] και [52]. Ο χρόνος δειγματοληψίας και για τα 2 συστήματα θεωρείται κοινός και είναι 0,4 Sec. Στο σενάριο τα δυναμικά χαρακτηριστικά του στόχου εξελίσσονται βάσει της 3.39 ενώ ο πίνακας κατάστασης ανταποκρίνεται σε αυτόν της 3.37. Η εισαγωγή θορύβου στην διαδικασία, δηλαδή ο πίνακας διακύμανσης  $\mathbf{Q}_k$  για τον στόχο θα είναι:

$$\mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} 1^2 & 0 & 0 \\ 0 & 150^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1^2 \end{bmatrix} \quad (3.76)$$

Με  $\sigma_y = 150 \text{ m/sec}^2$  (15g) να είναι η τυπική απόκλιση του στόχου στον άξονα y (lateral acceleration).  $\sigma_x = 1 \text{ m/sec}^2$  για τον άξονα X (μικρές διακυμάνσεις στην ταχύτητα) και  $\sigma_z = 0.1 \text{ m/sec}^2$  (το υψόμετρο παραμένει σταθερό). Χρησιμοποιώντας τις 3.62 και 3.63 προκύπτουν οι πίνακες πρόβλεψης των μετρήσεων για τα το Radar και το IRST αντίστοιχα και από αυτούς η πρόβλεψη για το

διάνυσμα κατάστασης του στόχου. Συγκεκριμένα στο σχήμα 3.6 φαίνεται η απεικόνιση του διανύσματος πρόβλεψης για την κατάσταση του στόχου βάσει των τεσσάρων τεχνικών εκτίμησης σε σχέση με την πραγματική κατάσταση του στόχου σε μεγέθη Αζιμούθιο,Υψόμετρο,Απόσταση.



**Σχήμα 3.6:** Η πραγματική κατάσταση του στόχου(μπλε χρώμα), η εκτίμηση του Radar (κόκκινο χρώμα), ενώ οι 2 τεχνικές Fusion με χρώμα μαύρο και magenta αντίστοιχα.

Παρακάτω γίνεται ανάλυση για την εκτίμηση της κατάστασης του στόχου από τον κάθε αισθητήρα, σε σχέση με το πραγματικό διάνυσμα κατάστασης του στόχου και υπολογίζεται και το απόλυτο σφάλμα για την κάθε εκτίμηση βάσει της 3.77:

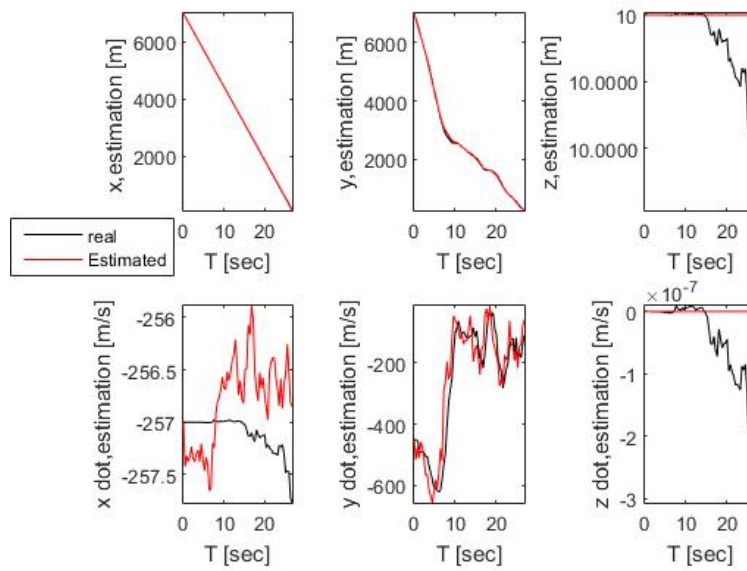
$$error_k = |x_k^m - \hat{x}_k| \quad (3.77)$$

Με  $x_k^m$  να είναι η πραγματική θέση της μεταβλητής του στόχου και  $\hat{x}_k$  η εκτίμησή της. Όσο μικρότερο το σφάλμα τόσο καλύτερη η εκτίμηση της μεταβλητής του στόχου. Ενώ στο τέλος της προσομοίωσης μετράται το μέσο τετραγωνικό σφάλμα (3.78) για την κάθε μια από τις 4 μεθόδους εκτίμησης και έτσι προκύπτει η βέλτιστη μέθοδος ιχνηλάτησης.

$$RMSE_k = \sqrt{(x_k - \hat{x}_k)^2 + (y_k - \hat{y}_k)^2 + (z_k - \hat{z}_k)^2} \quad (3.78)$$

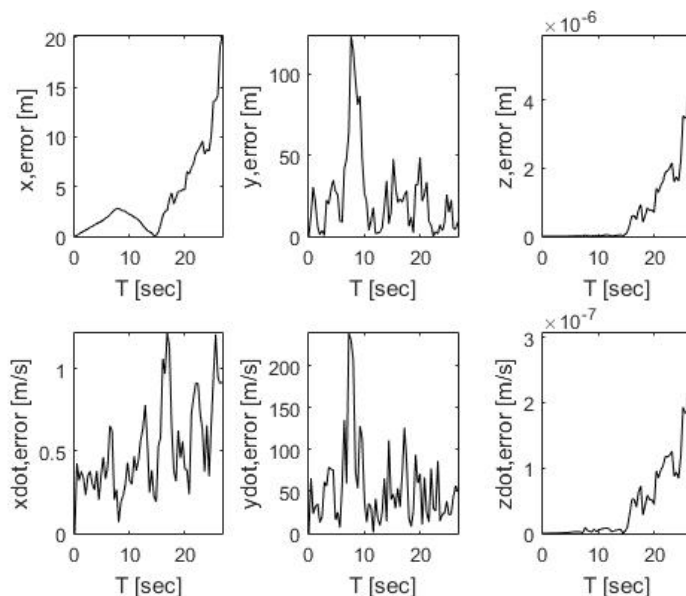
Στο σχήμα 3.7 απεικονίζεται η εκτίμηση του διανύσματος της κατάστασης του στόχου από το Radar σε σχέση με την πραγματική κατάσταση. Με κόκκινο χρώμα απεικονίζεται η εκτίμηση ενώ με

μαύρο η πραγματική τιμή της συνιστώσας του διανύσματος κατάστασης του στόχου. Τα 6 διαφορετικά διαγράμματα σε κάθε σχήμα απεικονίζουν τις 6 διαφορετικές μεταβλητές του διανύσματος κατάστασης του στόχου (τις μετατοπίσεις και τις ταχύτητες στους 3 άξονες). Ενώ στο σχήμα 3.8 απεικονίζεται το σφάλμα των εκτιμήσεων σε σχέση με την πραγματική κατάσταση για την κάθε μεταβλητή. Όμοια τα σχήματα 3.9 και 3.10 αναφέρονται στην εκτίμηση του IRST

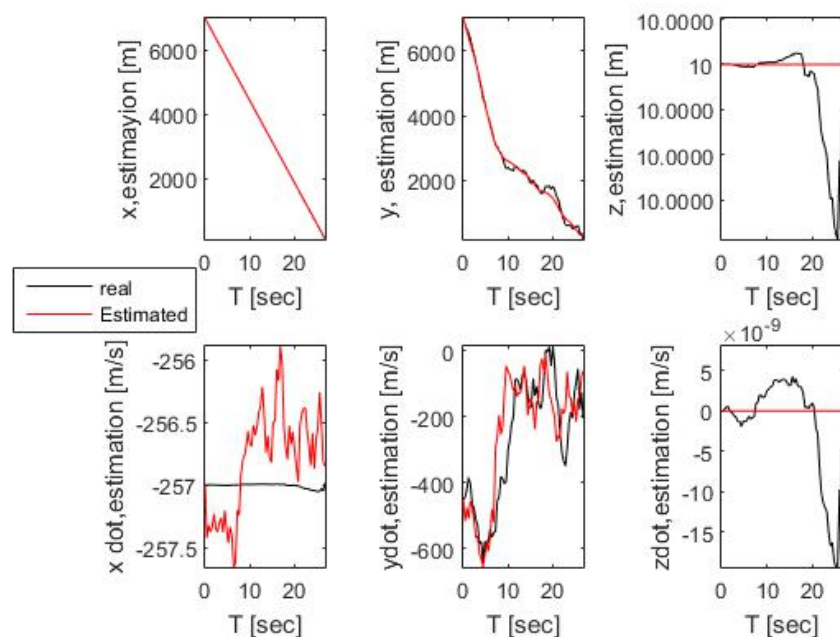


**Σχήμα 3.7:** Στο σχήμα με μαύρο χρώμα απεικονίζονται οι πραγματικές τιμές των μεταβλητών του διανύσματος κατάστασης του στόχου και με κόκκινο η εκτίμησή τους από το Radar

Παρατηρώντας τα σχήματα 3.7 και 3.8 προκύπτει ότι η εκτίμηση του αισθητήρα είναι αρκετά ικανοποιητική στον Χ άξονα είτε αφορά την θέση είτε αφορά την ταχύτητα. Ενώ στον Υ άξονα με την εισαγωγή των μανουβρών του πυραύλου σαν θόρυβος φαίνεται ότι σε κάποια σημεία (timesteps) η εκτίμηση δεν είναι καλή, έχοντας έτσι ως αποτέλεσμα το σφάλμα να μεγαλώνει στιγμιαία.



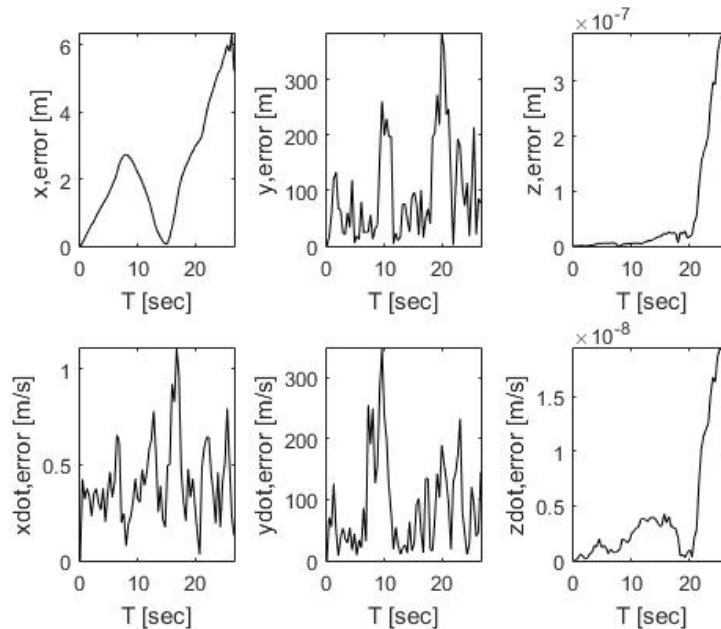
**Σχήμα 3.8:** Απόδοση μέτρου σφάλματος για την εκτίμηση του Radar.



**Σχήμα 3.9:** Στο σχήμα με μαύρο χρώμα απεικονίζονται οι πραγματικές τιμές των μεταβλητών του διανύσματος κατάστασης του στόχου και με κόκκινο η εκτίμησή τους από το IRST.

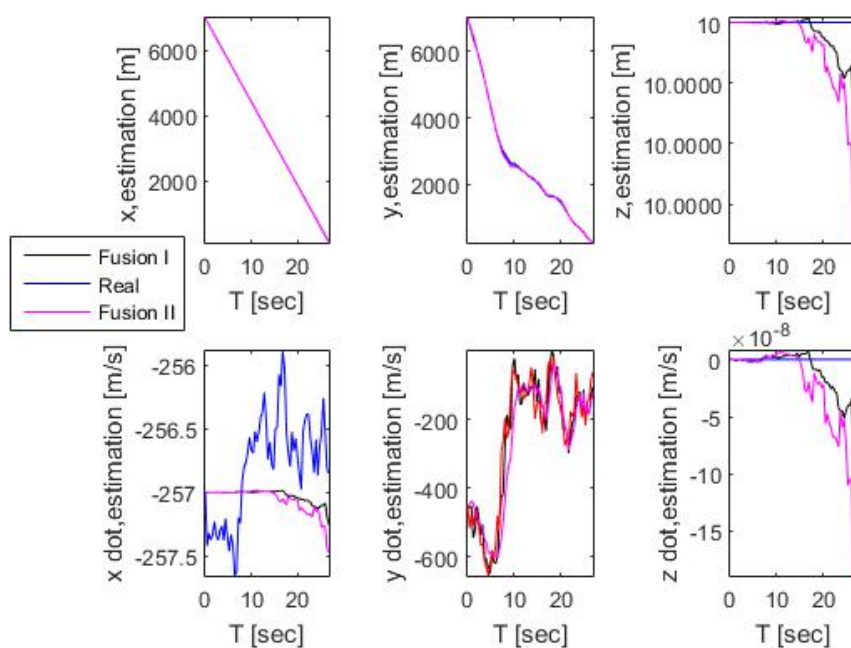
Στην περίπτωση του IRST φαίνεται στα 3.9 και 3.10 πως η ιχνηλάτηση του στόχου δεν είναι τόσο ικανοποιητική και αποτελεσματική όσο αυτή του Radar. Αυτό βέβαια οφείλεται και στην έλλειψη

ικανότητας αποστασιομέτρησης του στόχου και όπως παρατηρείται το σφάλμα στον άξονα Υ είναι αρκετά μεγαλύτερο σε σχέση με αυτό του Radar.



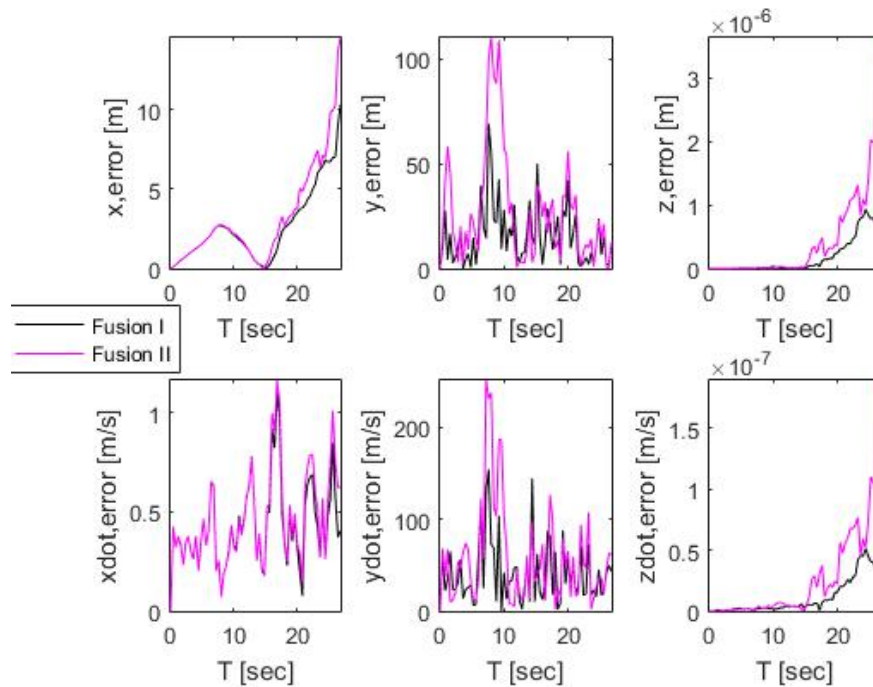
**Σχήμα 3.10:** Απόδοση μέτρου σφάλματος για την εκτίμηση του IRST

Έχοντας τις εκτιμήσεις και τις μετρήσεις των 2 αισθητήρων, κάνουμε συνδυασμό των μετρήσεων στην πρώτη μέθοδο συγχώνευσης-Centralized Fusion Architecture (3.70). Ενώ στην δεύτερη-Distributed Fusion Architecture παίρνουμε τα αποτελέσματα των εκτιμήσεων από τους αισθητήρες και τα τοποθετούμε στους τύπους 3.73, 3.74. Στο σχήμα 3.11 φαίνονται οι εκτιμήσεις των 2 μεθόδων συγχώνευσης και το διάνυσμα της κατάστασης του στόχου. Ενώ αντίστοιχα στο σχήμα 3.12 φαίνεται το σφάλμα της εκτίμησης για τις 2 μεθόδους σύντηξης-συγχώνευσης. Συγκρίνοντας τις 2 μεθόδους διαπιστώνεται πως η Fusion I μέθοδος είναι πιο αποτελεσματική κάνοντας καλύτερη εκτίμηση του διανύσματος κατάστασης.



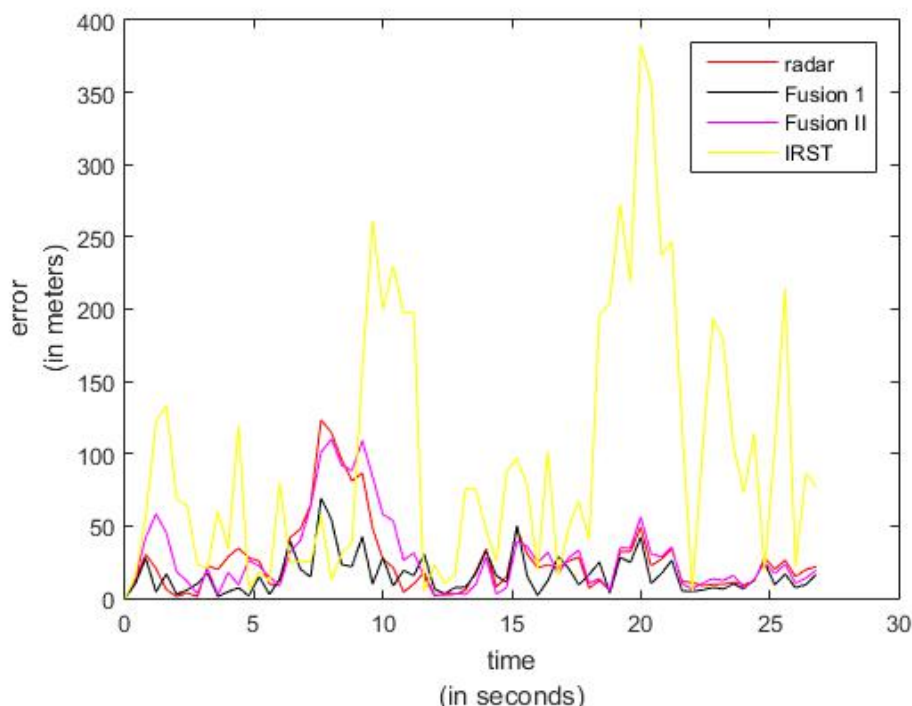
**Σχήμα 3.11:** Στο σχήμα με μπλε χρώμα φαίνεται το πραγματικό διάνυσμα κατάστασης του στόχου ενώ με μαύρο και magenta οι εκτιμήσεις των μεθόδων συγχώνευσης I και II αντίστοιχα





**Σχήμα 3.12:** Το μέτρο του σφάλματος απόδοσης για τις 2 τεχνικές συγχώνευσης δεδομένων. Με μαύρο χρώμα και magenta για τις μεθόδους I&II αντίστοιχα.

Για να κρίνουμε όμως την επίδοση και των τεσσάρων μεθόδων των εκτιμήσεων, θα πρέπει να αναπαραστήσουμε σ' έναν κοινό πίνακα το μέσο τετραγωνικό σφάλμα τους (R.M.S.E) σε όλη την διαδικασία της ιχνηλάτησης, όπως αυτό αναλύθηκε και αποτυπώθηκε στην εξ. 3.78.



**Σχήμα 3.13:** Το μέσο τετραγωνικό σφάλμα για τα 2 ανεξάρτητα συστήματα Radar-IRST (κόκκινο-κίτρινο) και για τις 2 τεχνικές συγχώνευσης Fusion I (μαύρο) και Fusion II (magenta)

Από το παραπάνω διάγραμμα φαίνεται ξεκάθαρα ότι η Fusion I τεχνική συγχώνευσης-Centralized Fusion Architecture πραγματοποιεί την βέλτιστη εκτίμηση του διανύσματος θέσης - κατάστασης του στόχου. Ενώ επίσης φαίνεται πως και οι 2 τεχνικές συγχώνευσης έχουν καλύτερη απόδοση σε σχέση με τους 2 ανεξάρτητους αισθητήρες σε αυτόνομη λειτουργία. Άρα για να συνοψίσουμε το αποτέλεσμα της προσομοίωσης, η βέλτιστη εκτίμηση βρίσκεται στην συνεργασία αισθητήρων και στον συνδυασμό δεδομένων τους. Πράγμα το οποίο μπορεί να σημαίνει ότι ο συνδυασμός 2 ικανοποιητικών δυνατοτήτων αισθητήρων θα μπορούσε να ξεπεράσει σε απόδοση έναν μοναδικό (υπερ)αισθητήρα τελευταίας τεχνολογίας και υπέρμετρου κόστους.

### 3.7 Επίλογος – Συμπεράσματα

Η αξιολόγηση των εισερχόμενων πληροφοριών, ο εντοπισμός υποψήφιων εχθρών και η

ιχνηλάτηση τους ήταν πάντα το πιο βασικό κομμάτι στην εξέλιξη του ανθρώπου καθώς η πιο ανεπτυγμένη αντίληψη στην παραπάνω διαδικασία, ήταν και αυτή η οποία θα εξασφάλιζε την επιβίωση. Είναι η ίδια διαδικασία η οποία κρίνει μέχρι σήμερα την κυριαρχία σε αέρα-στεριά-θάλασσα. Στην παρούσα εργασία παρουσιάστηκαν τα ηλεκτρο-οπτικά συστήματα υπέρυθρης ακτινοβολίας και δόθηκε βαρύτητα στα IRST. Από την προσομοίωση που υλοποιήθηκε στις μπάντες 3-5μm και 8-12μm του υπέρυθρου φάσματος μπορεί να βγει το συμπέρασμα ότι τα IRST μπορούν να εντοπίσουν στόχους σε πολύ μεγάλες αποστάσεις και πολλές φορές ακόμα και σε μεγαλύτερες από το RADAR. Οι αποστάσεις διαφοροποιούνται βάσει καιρικών συνθηκών, υψομέτρου, οπτικής γωνίας, θερμοκρασίας επιφάνειας στόχου, τεχνικών χαρακτηριστικών IRST. Όντας ένας παθητικός αισθητήρας το IRST πολλαπλασιάζει την αξία του καθώς δεν ειδοποιεί τον επικείμενο στόχο ότι παρακολουθείται. Η προσπάθεια μείωσης του RCS των μαχητικών αεροσκαφών από τους κατασκευαστές στο πέρας των χρόνων έφερε ως αποτέλεσμα την μείωση στη απόσταση εντοπισμού ενός επικείμενου στόχου, με την ναυαρχίδα της επιστήμης αυτής να είναι η τεχνολογία Stealth. Φαίνεται όμως ότι η απόκρυψη των θερμών μερών ενός αεροσκάφους είναι αρκετά πιο δύσκολη υπόθεση για να υλοποιηθεί, καθώς όπως φάνηκε και στην προσομοίωση λειτουργίας IRST ακόμα και η θερμοκρασία η οποία αναπτύσσεται λόγω αεροδυναμικής τριβής στο πλαίσιο του αεροσκάφους, στην μπάντα 8-12μm είναι ικανή να προκαλέσει τον εντοπισμό του από μεγάλες αποστάσεις. Ο εντοπισμός γίνεται πιο εύκολος και σε ακόμα μεγαλύτερες αποστάσεις στην μπάντα 3-5μm όταν υπάρχει θέαση στα θερμά μέρη του αεροσκάφους. Το IRST είναι όμως και μια τεχνολογία η οποία χρησιμοποιείται και στα συστήματα αυτοπροστασίας πλοίων και τεθωρακισμένων καθώς η πολύ καλή γωνιακή του ανάλυση γίνεται πολλαπλασιαστής ισχύος, στην ιχνηλάτηση εισερχόμενων απειλών.

Βάσει όλων των παραπάνω συμπερασμάτων για το IRST και έχοντας επικρατήσει το RADAR σαν βασικός αισθητήρας, στο πεδίο της θάλασσας και του αέρα για πάνω από 70 χρόνια γεννήθηκε η ιδέα πως θα μπορούσαν τα δεδομένα των 2 αισθητήρων να ενοποιηθούν ώστε να επιτευχθεί μια καλύτερη προσέγγιση (εκτίμηση) της θέσης (κατάστασης) και των χαρακτηριστικών ενός στόχου. Σε αυτό το πλαίσιο στο δεύτερο κομμάτι της διπλωματικής εργασίας αναλύθηκαν τα φίλτρα Kalman τα οποία είναι το βασικό εργαλείο στην προσέγγιση (εκτίμηση) της θέσης ενός στόχου και αναλύθηκαν μέθοδοι οι οποίοι μοντελοποιούν την ενοποίηση των δεδομένων διαφορετικών αισθητήρων, αυτό το οποίο είναι γνωστό σήμερα ως Data Fusion ( σύντηξη δεδομένων) . Δεδομένα από διαφορετικούς αισθητήρες τα οποία ομογενοποιούνται σε ένα κοινό σύστημα συντεταγμένων ώστε να είναι δυνατή η επεξεργασία τους και η εκμετάλλευσή τους. Με την αύξηση της επεξεργαστικής ισχύος στα υπολογιστικά συστήματα η υλοποίηση του Data Fusion κατέστη εφικτή σε πραγματικό χρόνο. Από την προσομοίωση που υλοποιήθηκε προκύπτει αβίαστα το συμπέρασμα ότι η σύντηξη δεδομένων είναι αυτή η οποία δίνει την βέλτιστη εκτίμηση της κατάστασης ενός στόχου. Γίνεται κατανοητό οπότε πόσο αποδοτικό θα ήταν ένα δίκτυο αισθητήρων το οποίο θα συνεργάζεται και θα μοιράζεται δεδομένα. Στην μεγάλη εξέλιξη της αμυντικής τεχνολογίας των τελευταίων χρόνων αλλά και στο πολλά υποσχόμενο μέλλον, τα δίκτυα αισθητήρων θα παίξουν πολύ σημαντικό ρόλο. Εξελιγμένοι

αλγόριθμοι θα επεξεργάζονται τεράστιο όγκο δεδομένων προερχόμενο από τέτοια δίκτυα με σκοπό την αξιολόγηση υποψήφιων κινδύνων και την ιχνηλάτηση τους με ακρίβεια. Με το πέρασμα των χρόνων φαίνεται πως το μοντέλο του μοναδικού υπερόπλου, υπεραισθητήρα, υπεραεροσκάφους θα αρχίσει να εκλείπει και το πάντρεμα διαφορετικών δυνατοτήτων από διαφορετικές πηγές θα επιφέρει την πολυπόθητη βέλτιστη ιχνηλάτηση με χαμηλό κόστος στο σύγχρονο πεδίο μάχης. Ένα τέτοιο δόγμα σε μια άμυνα θα μπορούσε να αποτελέσει ένα είδος ασύμμετρης απειλής για τον κάθε υποψήφιο εχθρό ο οποίος δεν θα είναι σε θέση να γνωρίζει το βάθος της, την πολυπλοκότητά της και τα χαρακτηριστικά της.

## Αναφορές

- [1] Max Planck, *The theory of heat radiation*, P. Blakiston's Son & Co, Philadelphia, 1914.
- [2] *Electronic Warfare and Radar Systems - Engineering Handbook*, NAWCWD TP 8347 4th Ed., Naval Air Warfare Center Weapons Division, Point Mugu, California, 2013.
- [3] G.-K. Gaitanakis, K. C. Zikidis and G. P. Kladis, Multi-sensor Data Fusion for 3D Target Tracking: A Synergy of Radar and IRST (InfraRed Search & Track), *presented at the Int'l Scientific Conference "eRA-12"*, Piraeus University of Applied Sciences (PUAS), Attica, Greece, 24-25 October 2017.
- [4] Peter E. Davies, *US Marine Corps F-4 Phantom II Units of the Vietnam War*, Osprey Publishing, Oxford, UK, 2012.
- [5] Bill Sweetman, Gripen Sensors Claim Counter-Stealth Performance, *Aviation Week & Space Technology*, Mar 17, 2014. <http://aviationweek.com/awin/gripen-sensors-claim-counter-stealth-performance>
- [6] Hoisington D., 1994. *Electronic Warfare*, Artwater, CA: Lynx Publishing, ISBN 1-885897-10-3
- [7] *Calculator for the Electromagnetic Spectrum Convert wave length, frequency and energy.* <https://rechneronline.de/spectrum/>
- [8] David L. Adamy 2004. *EW 102: A Second Course in Electronic Warfare*, C.A: Norwood: Artech House.
- [9] Kirchhoff, G 1860. *Ueber das Verhältniss zwischen dem Emissionsvermögen und dem Absorptionsvermögen der Körper für Wärme and Licht*. Annalen der Physik und Chemie.
- [10] Γεώργιος Α. Σάγος, Νικόλαος Γ. Μαλαχίας 2000. Αρχές ηλεκτρο-οπτικών συστημάτων & Στρατιωτικές Εφαρμογές, Αθήνα: Παπασωτηρίου Εκδόσεις.
- [11] Ari Ben-Menahem 2009 *Historical Encyclopedia of Natural and Mathematical Sciences Vol.1*, New York: Springer Science+Business Media.
- [12] Lucjan Piela 2007. *Ideas of Quantum Chemistry*, Amsterdam, The Netherlands: Elsevier.
- [13] Joseph Caniou 1999. *Passive Infrared Detection: Theory and Applications*. Springer+Business Media, LLC, Boston, New York.
- [14] S. Yatsyshyn, B. Standnyk, Ya. Lutsyk, L. Buniak 2015. *Handbook of Thermometry and Nanothermometry*, International Frequency Sensor Association (IFSA) Publishing, S.L.
- [15] Gary Waldman 1983. *Introduction to Light: The Physics of Light, Vision and Color*. Dover Publications inc. , Mineola, New York. Thomas W. Wild and Michael J Kroes, *Aircraft Powerplants*, 8th Edition, McGraw-Hill Education, 2013.

- [16] Nicholas J. Giordano 2010. College Physics: Reasoning and Relationships. USA, Belmont: Brooks/Cole.
- [17] David W. Hahn 2009. Light Scattering Theory, Department of Mechanical and Aerospace Engineering University of Florida.
- [18] C.C. Chen 1975 Attenuation of Electromagnetic Radiation by Haze, Fog, Clouds and Rain. USA: Air Force Project Rand Corporation.
- [19] Remote Sensing: LABS – Viewing Images In True And False Color.  
<http://faculty.ung.edu/zmiller/4350K/labs/ViewingImagesInTrueAndFalseColor.html>
- [20] Βάσσιος Νικόλαος ,Βλασταράς Ανδρέας "Σύγχρονα Ηλεκτρο-οπτικά Συστήματα Αέρος-Αέρος και Αέρος-Εδάφους – Προοπτικές Αναβάθμισης Μαχητικών Αεροσκαφών της ΠΑ", Σχολή Ικάρων, Δεκέλεια 2016
- [21] Philip Hill and Carl Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion* (2nd Edition), Pearson, 1991.
- [22] Thomas W. Wild and Michael J Kroes, *Aircraft Powerplants*, 8th Edition, McGraw-Hill Education, 2013.
- [23] G.A. Rao and S.P. Mahulikar, Aircraft Powerplant and Plume Infrared Signature Modelling and Analysis, *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 10 - 13 January 2005, Reno, Nevada, USA.
- [24] Björn Hässler, Atmospheric Transmission Models for Infrared Wavelengths, *Master thesis*, Linköping University, (1998).
- [25] Stephen B. Campana, ed., *Passive Electro-Optical Systems*, The Infrared and Electro-Optical Systems Handbook – Volume 1-5, Infrared Information Analysis Center, Michigan, and SPIE Optical Engineering Press, 1993.
- [26] Ian Moir and Allan Seabridge, *Military Avionics Systems*, Wiley press, 2006.
- [27] Leonardo Airborne and Space Systems, *SkyWard IRST Technical Characteristics*.  
<http://www.leonardocompany.com/en/-/skyward-1>
- [28] USAF Scientific Advisory Board, New world vistas: Air and space power for the 21st century : munitions volume, University of Michigan Library, 1996.
- [29] D. Knežević, A. Redjimi, K. Mišković, D. Vasiljević, Z. Nikolić and J. Babić, Minimum resolvable temperature difference model, simulation, measurement and analysis, *Optical and Quantum Electronics*, **48**(332), (2016).

- [30] Hanping Wu and Xinjian Yi, Operating Distance Equation and Its Equivalent Test for Infrared Search System with Full Orientation, *International Journal of Infrared and Millimeter Waves*, **24**(12), (2003), 2059–2068.
- [31] Luigi Enrico Guzzetti, Livio Busnelli, EF2000 PIRATE Test flights campaign, *Proc. of SPIE* **7109**, (2008).
- [32] P.V. Coates, The Fusion of an IR Search and Track With Existing Sensors To Provide a Tracking System for Low Observability Targets, *AGARD*, **AG-337**, (1996), 32 - 47.
- [33] Paul R. Norton, *Handbook of Optics*, Third Edition, **II**(15), (2009).
- [34] B. Sozzi, E. Fossati, G. Barani, N. Santini, A. Ondini, G. Colombi and C. Quaranta, Simulator of IRST system with ATR embedded functions, *Proc. SPIE 7660, Infrared Technology and Applications XXXVI*, 766003, (2010).
- [35] Ingmar A. Andersson, Leif Haglund, SAAB IRST: the system and flight trials, *Proc. SPIE 4820, Infrared Technology and Applications XXVIII*, (2003).
- [36] P. Touzopoulos, D. Boviatsis and K.C. Zikidis, 3D Modelling of Potential Targets for the purpose of Radar Cross Section (RCS) Prediction, *Proceedings of the 6th International Conference on Military Technologies (ICMT2017)*, Brno, Czech Republic, (2017), 636 – 642.
- [37] Gokhan Humali, Sensor Fusion for Boost Phase Interception of Ballistic Missiles, Naval Postgraduate School, (2004)
- [38] Bert Rakdham, Efficient Multiple Hypothesis Track Processing of Boost Phase Ballistic Missiles Using Impulse Generated Threat Models, Naval Postgraduate School, (2006)
- [39] G.A. Rao, S.P. Mahulikar Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures, *Journal of Aircraft*, Vol.42, No.4 (2005)
- [40] S.P. Mahulikar, H.R. Sonawane, G.A. Rao, Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles (2007)
- [41] S.P. Mahulikar, G.A. Rao, P.S. Kolhe Infrared Signature of Low Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emmisivity Optimization, *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.1 (2005)
- [42] R. E. Kalman (1960). "A new approach to linear filtering and prediction problems," *J. Basic Eng.*, vol. 82, no. 1, pp. 35–45, Mar. 1960.
- [43] Samuel Blackman, Robert Popoli (1999) Design and Analysis of Modern Tracking Systems. Artech House.
- [44] Έλεγχος οπτικής οδήγησης Ρομποτικών χειριστών με εφαρμογή φίλτρων Kalman, Ελευθερία



Γεωργιάδου,NTUA (2009)

- [45] J.Darren Parker (1992). Use of target-Oriented Process Noise in Tracking Maneuvering Targets. Naval Surface Warfare Center.
- [46] Fredrik Svanström(2012) Kalman Filtering with Radar Implementation. Limnaeus University.
- [47] Hwa-Tung Ong (2006).Tracking Anti-Ship Missiles Using Radar and Infra-Red Search and Track: Track Error Performance, Information Integration BranchDefence Science and Technology Organisation.
- [48] Mo Longbin, Song Xiaoquan, Zhou Yiyu, Yaakov Bar-Shalom (1998). Unbiased Convex Measurements for Tracking.IEEE.
- [49] William L.Melvin,James A.Scheer (2014).Principles of Modern Radar,Radar Applications.
- [50] George-Konstantinos Gaitanakis, Andreas Vlastaras, Nikolaos Vassos, George Limnaios and Konstantinos C. Zikidis, "InfraRed Search & Track Systems as an Anti-Stealth Approach", Journal of Computations & Modelling, vol.9, no.1, 2019, pp.33-53
- [51] Ian Moir and Allan G. Seabridge( 2006). Military Avionics Systems. John Wiley & Sons.
- [52] Hwa-Tung Ong (2006).Tracking Anti-Ship Missiles Using Radar and Infra-Red Search and Track: Track Error Performance, Information Integration BranchDefence Science and Technology Organisation.
- [53] G.-K. Gaitanakis, K. C. Zikidis and G. P. Kladis, "Multi-sensor Data Fusion for 3D Target Tracking: A Synergy of Radar and IRST (InfraRed Search & Track)," International Scientific Conference eRA-12, Oct. 25, 2017, Attica, Greece (2017)
- [54] Zhiqiang Hou, Chongzhao Han (2003). A Target Tracking System Based on Radar and Image Fusion. ISIF.
- [55] V.P.S. Naidu (2009). Fusion of Radar and IRST Sensor Measurements for 3D Target Tracking using Extended Kalman Filter. Defence Science Journal, Vol. 59, No. 2, March, 2009, pp. 175-182.
- [56] Εισαγωγή στα Ηλεκτροοπτικά Συστήματα, Γ.Σαγός(2017)
- [57] VPS Naidu(2008). Evaluation of Acceleration and Jerk Models in Radar and IRST Data Fusion for Tracking Evasive Manoeuvring Target. The American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [58] Mo Longbin, Song Xiaoquan, Zhou Yiyu, Yaakov Bar-Shalom (1998). Unbiased Convex Measurements for Tracking.IEEE.
- [59] Shuaib Somar (2012).Target Tracking using Multisensor Data Fusion for an Unmanned Aerial



Vehicle Sense and Avoid System. University of Cape Town