



**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**  
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ  
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ  
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

**ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟΥ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ ΗΧΗΤΙΚΗΣ  
ΕΚΠΟΜΠΗΣ ΚΑΙ ΔΙΑΣΥΝΔΕΣΗΣ ΤΗΣ ΜΕ ΤΗΝ ΤΡΟΧΙΑ ΤΟΥ  
ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ**  
Στροφύλας Γιώργος

**Επίβλεψη:**  
Καθηγητής Κ. Μαθιουδάκης  
Λέκτορας Ν. Αρετάκης

**ΑΘΗΝΑ, ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2010**



## Ευχαριστίες

*Η παρούσα διπλωματική εργασία υλοποιήθηκε στο Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Τομέα Ρευστών της σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π.*

*Με αφορμή την ολοκλήρωση της παρούσας διπλωματικής εργασίας θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Καθηγητή μου κ. Κωνσταντίνο Μαθιουδάκη για την εμπιστοσύνη που μου έδειξε και για την ευκαιρία που μου έδωσε να μελετήσω ένα τόσο ενδιαφέρον θέμα.*

*Ιδιαίτερη μνεία οφείλω στον Λέκτορα Ε.Μ.Π. κ. Ν. Αρετάκη για το ενδιαφέρον του και τον πολύτιμο χρόνο που διέθεσε για τη συνεργασία μας και την υλοποίηση της εργασίας αυτής. Η συμβολή και η καθοδήγησή του συνέβαλαν σημαντικά στην επιτυχή ολοκλήρωση της εργασίας.*

*Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου και τους στενούς μου φίλους για την ενθάρρυνση και τη συμπαράσταση που μου έδειξαν όλα αυτά τα χρόνια.*

*Αθήνα, Οκτώβριος 2010  
Γιώργος Στροφύλας*



ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

<b>Κεφάλαιο 1</b>	<b>Εισαγωγή .....</b>	<b>1.1</b>
1.1	Θόρυβος Αεροσκαφών .....	1.1
1.2	Μέθοδοι Εκτίμησης Ηχητικών Εκπομπών.....	1.2
1.3	Αντικείμενο Διπλωματικής Εργασίας .....	1.5
<b>Κεφάλαιο 2</b>	<b>Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου .....</b>	<b>2.1</b>
2.1	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή.....	2.1
2.2	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης.....	2.9
2.3	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου .....	2.13
2.4	Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Δέσμης .....	2.19
2.4.1	Μέθοδος Εκτίμησης Boeing JN8C4 .....	2.19
2.4.2	Μέθοδος Εκτίμησης Stone.....	2.47
2.4.3	Διόρθωση Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Λόγω Παρουσίας Δύο Δεσμών .....	2.70
2.5	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου του Αεροσκάφους.....	2.71
<b>Κεφάλαιο 3</b>	<b>Υπολογισμός Σχετικής Θέσης Αεροσκάφους Παρατηρητή .</b> <b>.....</b>	<b>3.1</b>
<b>Κεφάλαιο 4</b>	<b>Επιδράσεις Διάδοσης .....</b>	<b>4.1</b>
4.1	Επιδράσεις Εδάφους.....	4.2
4.2	Ατμοσφαιρική Απορρόφηση .....	4.10
4.3	Ιδιότητες Ατμόσφαιρας.....	4.14
<b>Κεφάλαιο 5</b>	<b>Έλεγχος Αποτελεσμάτων Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου.....</b>	<b>5.1</b>
5.1	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα.....	5.2
5.2	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης.....	5.4

5.3	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου .....	5.7
5.4	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου .....	5.9
5.5	Αξιολόγηση Αποτελεσμάτων Ελέγχου.....	5.12
<b>Κεφάλαιο 6</b>	<b>Εφαρμογή σε Αποστολή Πτήσης .....</b>	<b>6.1</b>
6.1	Σύγκριση Αποτελεσμάτων Διαφορετικών Αποστολών Πτήσης .....	6.2
6.2	Σύγκριση Αποτελεσμάτων των Διαφόρων Μεθόδων Εκτίμησης και των Επιδράσεων Διάδοσης .....	6.12
6.3	Σύγκριση Αποτελεσμάτων με την Βιβλιογραφία .....	6.24
<b>Κεφάλαιο 7</b>	<b>Επίλογος .....</b>	<b>7.1</b>
7.1	Σύνοψη και Συμπεράσματα.....	7.1
7.2	Προτάσεις για περαιτέρω μελέτη.....	7.2
<b>Κεφάλαιο 8</b>	<b>Βιβλιογραφία.....</b>	<b>8.1</b>
<b>Κεφάλαιο 9</b>	<b>Παραρτήματα .....</b>	<b>9.1</b>
Π1	Υπορουτίνες Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου.....	9.2
Π1.1	Υπορουτίνα FANIN .....	9.2
Π1.2	Υπορουτίνα COREIN.....	9.4
Π1.3	Υπορουτίνα TURIN.....	9.6
Π1.4	Υπορουτίνα JET1IN.....	9.7
Π1.5	Υπορουτίνα JET2IN .....	9.9
Π1.6	Υπορουτίνα FNKAFM .....	9.11
Π1.7	Υπορουτίνα AERONOISE.....	9.13
Π2	Υπορουτίνες Επιδράσεων διάδοσης.....	9.24
Π2.1	Υπορουτίνα GEO .....	9.24
Π2.2	Υπορουτίνα GRA .....	9.26

---

Π2.3	Υπορουτίνα ABS .....	9.27
Π3	Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου .....	9.28
Π3.1	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή .....	9.28
Π3.2	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης.....	9.31
Π3.3	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου .....	9.32
Π3.4	Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου Δέσμης .....	9.33
Π3.4.1	Μέθοδος JN8C4 .....	9.33
Π3.4.2	Μέθοδος Stone .....	9.34
Π3.5	Δεδομένα Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου του Αεροσκάφους.....	9.44
Π4	Δεδομένα Επιδράσεων Διάδοσης.....	9.46
Π4.1	Ιδιότητες Ατμόσφαιρας.....	9.46
Π5	Δεδομένα Εισόδου AERONOISE .....	9.47
Π5.1	Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία.....	9.47





# Κεφάλαιο 1

## ΕΙΣΑΓΩΓΗ

### 1.1 Θόρυβος Αεροσκαφών

Ένα από τα κυρίαρχα διεθνώς περιβαλλοντικά θέματα που σχετίζονται με τη λειτουργία ενός αεροδρομίου είναι ο θόρυβος των αεροσκαφών.

Ο θόρυβος των αεροσκαφών προέρχεται από τις μηχανές (ανεμιστήρας, συμπιεστής, θάλαμος καύσης, στρόβιλος και ακροφύσιο) αλλά και από την άτρακτο. Κατά την απογείωση τα υψηλά επίπεδα της ώσης δημιουργούν υψηλά επίπεδα θορύβου τα οποία προέρχονται από τις μηχανές και αυτό την καθιστά την δυσμενέστερη κατάσταση κατά την αποστολή πτήσης. Ωστόσο, και κατά την προσγείωση έχουμε υψηλά επίπεδα θορύβου παρόλο που δεν απαιτείται χρήση μεγάλου ποσοστού ώσης. Ο θόρυβος σε αυτή την φάση της αποστολής παράγεται κυρίως από την άτρακτο όπου χρησιμοποιούνται τα flaps και το σύστημα προσγείωσης. Αν και η προσγείωση είναι λιγότερο θορυβώδης από την απογείωση η κάθοδος του αεροσκάφους γίνεται με μικρή κλίση της τάξης των 3 μοιρών (κανονισμός ICAO), γεγονός το οποίο έχει σαν αποτέλεσμα το αεροσκάφος να πετάει κοντά στο έδαφος για μεγαλύτερο χρονικό διάστημα.

Η αντίδραση από τις τοπικές κοινωνίες, κοντά στα αεροδρόμια, καθώς και οι επιβλαβείς επιπτώσεις της ηχορύπανσης στον άνθρωπο οδήγησαν στην υιοθέτηση μίας διεθνούς, εθνικής και τοπικής πολιτικής για τον περιορισμό και την καταπολέμηση αυτής της μορφής ρύπανσης. Μερικά από τα μέτρα που θεσπίστηκαν είναι:

- Αυστηρότεροι κανονισμοί στα όρια των ηχητικών εκπομπών
- Απόσυρση παλαιών αεροσκαφών με υψηλά επίπεδα ηχητικών εκπομπών
- Επιλεκτική χρήση αεροδιαδρόμων που μπορεί να μην είναι οι βέλτιστοι
- Καθυστέρηση/Απαγόρευση πτήσεων

## Μέτρα Αξιολόγησης του Ήχου

Η πιο διαδεδομένη μονάδα μέτρησης του θορύβου είναι τα db, η οποία χρησιμοποιείται γιατί μπορεί να αντικατοπτρίσει την ευαισθησία του ανθρώπου στον θόρυβο. Η ευαισθησία του ανθρώπινου αυτιού εξαρτάται από την ακουστική πίεση εκθετικά, γεγονός το οποίο σημαίνει ότι μία σημαντική μείωση του θορύβου συνεπάγεται συγκριτικά μία μικρή μείωση στον θόρυβο που αντιλαμβάνεται ο άνθρωπος.

Στην περίπτωση των ηχητικών εκπομπών αεροσκαφών έχουν υιοθετηθεί ως μέτρα αξιολόγησης ήχου το αντιληπτό επίπεδο ήχου (PNL σε μονάδες PNdb) και το αποτελεσματικό αντιληπτό επίπεδο ήχου (EPNL σε μονάδες EPNdb), τα οποία εκφράζουν τα επίπεδα του αντιληπτού ήχου διορθωμένα τόσο όσον αφορά τις φασματικές ιδιομορφίες όσο και την διάρκεια του ήχου, για τις διάφορες ταχύτητες και καταστάσεις λειτουργίας του αεροσκάφους. Ο Οργανισμός Πολιτικής Αεροπορίας ICAO (International Civil Aviation) χρησιμοποιεί το αποτελεσματικό αντιληπτό επίπεδο ήχου (EPNdb) για τους κανονισμούς πιστοποίησης των αεροσκαφών σε επίπεδο ηχητικών εκπομπών. Έχει υιοθετηθεί λοιπόν, το μέγιστο επίπεδο ακουστικής πίεσης ( $L_{Amax}$ ) το οποίο εκφράζει την μέγιστη στιγμιαία τιμή που έχει καταγραφεί και το ισοδύναμο συνεχές επίπεδο ακουστικής πίεσης ( $L_{eq}$ ) το οποίο εκφράζει την μέση τιμή του επιπέδου της ακουστικής πίεσης για κάποιο χρονικό διάστημα.

Η Ευρωπαϊκή Επιτροπή προτείνει σαν κοινή μονάδα μέτρησης του θορύβου των αεροσκαφών το “ $L_{den}$ ” (Day-evening-night level), το οποίο βασίζεται στο ισοδύναμο συνεχές επίπεδο ακουστικής πίεσης ( $L_{eq}$ ) κατά την διάρκεια μίας ημέρας και ορίζει ως όρια 65  $L_{den}$  και 55  $L_{night}$  ως επιθυμητά επίπεδα, για όλα τα μεγάλα αεροδρόμια που ανήκουν στην Ευρωπαϊκή Ένωση.

## 1.2 Μέθοδοι Εκτίμησης Ηχητικών Εκπομπών

Για την καταγραφή του επιπέδου ηχητικής εκπομπής ενός αεροσκάφους στο έδαφος γίνεται χρήση ειδικά διαμορφωμένων μικροφώνων τοποθετημένα σε συγκεκριμένες θέσεις. Ωστόσο, λόγω διαφόρων παραγόντων όπως είναι ο θόρυβος του περιβάλλοντος και οι καιρικές συνθήκες μεμονωμένες μετρήσεις μπορούν να δώσουν μόνο στιγμιαίες αξιολογήσεις και πολλές φορές δεν αντικατοπτρίζουν την μέση κατάσταση. Για τον λόγο αυτό οι μετρήσεις χρησιμοποιούνται μόνο για την

αξιολόγηση συγκεκριμένων καταστάσεων λειτουργίας και όχι για την καταγραφή του επιπέδου της ηχητικής εκπομπής γενικότερα.

Για να μπορέσει να γίνει λοιπόν η καταγραφή του θορύβου συνήθως χρησιμοποιούνται υπολογιστικά μοντέλα ικανά να εκτιμήσουν τα επίπεδα του ήχου σε πολύ καλό βαθμό. Με την βοήθεια αυτών των μοντέλων υπάρχει η δυνατότητα της προσομοίωσης μίας αποστολής πτήσης, της εκτίμησης και της πρόβλεψης των ηχητικών εκπομπών για οποιαδήποτε κατάσταση λειτουργίας αλλά και για κάθε περίπτωση συνθηκών περιβάλλοντος. Οι εκτιμήσεις αυτές μπορούν να βοηθήσουν στην σωστή διαχείριση των πτήσεων προκειμένου να βρεθεί η βέλτιστη λύση για όσο το δυνατόν ελαχιστοποίηση του επιπέδου του θορύβου στα αεροδρόμια.

Ένα άλλο στοιχείο που καθιστά τις μεθόδους εκτίμησης πολύ σημαντικές είναι οι αυστηροί κανονισμοί περιορισμού των ηχητικών εκπομπών όπως αναφέρθηκε και νωρίτερα. Πλέον, οι κατασκευάστριες εταιρίες έχουν προσθέσει στην φάση του σχεδιασμού και αυτούς τους περιορισμούς επομένως, η εκτίμηση των ηχητικών εκπομπών αποτελεί ένα σημαντικό εργαλείο κατά την διαδικασία της βελτιστοποίησης και του τελικού σχεδιασμού ενός αεροσκάφους.

Για τους λόγους που αναφέρθηκαν παραπάνω, έχουν αναπτυχθεί πολλές μέθοδοι εκτίμησης του ήχου βασισμένες σε ημι-εμπειρικές σχέσεις, οι βασικότερες από τις οποίες παρουσιάζονται στον πίνακα 1.1.

Πίνακας 1.1: Μέθοδοι εκτίμησης ηχητικών εκπομπών

Noise Source	Method	Additional Information
Fan and compressors	Heidmann (NASA)	ANOPP [3], [14]
	Honeywell	Small Engines Revision [18]
	Benzakein & Morgan (subsonic fan)	supplemental info for NASA TMX 71763 [10]
	Smith & House (compressor)	supplemental info for NASA TMX 71763 [10]
	Gliebe	HSRNOISE, empirical formulation of XF-120 fan data [5]
Combustor	SAE ARP 876C (NASA) Appendix D	REV Method (ANOPP) [3]
	Mathew and Rekos	HSRNOISE [7]
Turbine	Krejsa & Valerino	HSRNOISE [8]
	Kazin and Matta	General Electric [3]
	Smith and Brushell	supplemental info for NASA TMX 71566 [10]

Πίνακας 1.1: Μέθοδοι εκτίμησης ηχητικών εκπομπών

Jet	SAE ARP 876C Appendix A	Single-flow, round nozzle, ANOPP [3]
	SAE ARP 876C Appendix B	Shock-associated, ANOPP [3]
	SAE ARP 876C Appendix D, Stone &Kresja	Stone Jet Noise, ANOPP [3]
	JN8C4	HSRNOISE, Boeing Methodology [1]
	Stone	HSRNOISE, MTC for GE engines[1]
Airframe	Fink	HSRNOISE [9]

### 1.3 Αντικείμενο Διπλωματικής Εργασίας

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι ο εμπλουτισμός του λογισμικού εκτίμησης ηχητικών εκπομπών (AERONoise) του εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του ΕΜΠ.

Το λογισμικό, AERONoise περιοριζόταν μόνο στην εκτίμηση του ήχου του κινητήρα χωρίς να συνυπολογίζει την συνεισφορά της ατράκτου στον συνολικό ήχο. Ακόμη, οι υπολογισμοί γίνονταν για συγκεκριμένη απόσταση του αεροσκάφους από τον παρατηρητή, η οποία δινόταν αυθαίρετα από τον χρήστη, καθώς επίσης και για μία δεδομένη κατάσταση λειτουργίας του κινητήρα χωρίς συνυπολογισμό των επιδράσεων της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και της αντανάκλασης του εδάφους.

Για το σκοπό αυτό στην παρούσα διπλωματική μοντελοποιήθηκε η μέθοδος εκτίμησης της ατράκτου προκειμένου να προστεθεί η συνεισφορά της στα επίπεδα του συνολικού ήχου. Ακόμη, προστέθηκαν υπορουτίνες οι οποίες έχουν σαν σκοπό τη συσχέτιση της τροχιάς του αεροσκάφους με τον εκάστοτε παρατηρητή, προκειμένου να υπολογίζεται η ακριβής απόσταση και η γωνία εκπομπής κάθε χρονική στιγμή έτσι ώστε να γίνεται καλύτερη εκτίμηση των επιπέδων ήχου. Επιπλέον, προστέθηκαν μέθοδοι υπολογισμού των επιδράσεων διάδοσης του ήχου, οι οποίες αφορούσαν την ατμοσφαιρική απορρόφηση και την αντανάκλαση του εδάφους.

Τέλος, μοντελοποιήθηκαν επιπλέον μέθοδοι εκτίμησης για όλες τις συνιστώσες του κινητήρα (ανεμιστήρας, θάλαμος καύσης, στρόβιλος και δέσμη) βάσει εξισώσεων και δεδομένων από το πρόγραμμα HSRNOISE της NASA. Έτσι ο χρήστης έχει πλέον την δυνατότητα επιλογής ανάμεσα στις διάφορες μεθόδους υπολογισμού της κάθε συνιστώσας, ανάλογα με την περίπτωση που τον ενδιαφέρει. Επιπλέον, λόγω του ότι οι μέθοδοι που αναπτύχθηκαν στην παρούσα διπλωματική αφορούσαν σε περιπτώσεις υπερηχητικών αεροσκαφών δίνεται η δυνατότητα στον χρήστη με την κατάλληλη επιλογή των μεθόδων να εκτιμήσει τα επίπεδα του ήχου και για αυτήν την κατηγορία αεροσκαφών.

### **Δομή της Διπλωματικής Εργασίας**

Στη συνέχεια παρουσιάζεται συνοπτικά το περιεχόμενο κάθε κεφαλαίου της παρούσας διπλωματικής:

Στο κεφάλαιο 1 παρουσιάζεται γενικά το πρόβλημα του θορύβου των αεροσκαφών σήμερα, και κάποιες από τις πιο βασικές μεθόδους εκτίμησης ηχητικών εκπομπών που έχουν αναπτυχθεί τα τελευταία χρόνια.

Στο κεφάλαιο 2 γίνεται αναλυτική περιγραφή των μεθόδων εκτίμησης που αναπτύχθηκαν για κάθε συνιστώσα ήχου. Συγκεκριμένα, οι συνιστώσες που εξετάζονται είναι ο ανεμιστήρας, ο θάλαμος καύσης, ο στρόβιλος, η δέσμη και η άτρακτος.

Στο κεφάλαιο 3 γίνεται αναλυτική περιγραφή της μεθόδου που ακολουθήθηκε για την συσχέτιση των παρατηρητών με την αποστολή πτήσης και της επιλογής του χρονικού διαστήματος ενδιαφέροντος για καθένα από αυτούς. Ακόμη, δίνονται αναλυτικά οι εξισώσεις που χρησιμοποιήθηκαν για τον υπολογισμό της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και των επιδράσεων αντανάκλασης του εδάφους.

Στο κεφάλαιο 4 γίνεται έλεγχος των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης ήχου συγκρινόμενα με περιπτώσεις ελέγχου που υπάρχουν στην βιβλιογραφία.

Στο κεφάλαιο 5 γίνεται εφαρμογή των μεθόδων σε μία αποστολή πτήσης.

Στο κεφάλαιο 6 παρουσιάζονται τα συμπεράσματα τα οποία προέκυψαν από την παρούσα διπλωματική εργασία και δίνονται προτάσεις για περαιτέρω μελέτη.

# Κεφάλαιο 2

## ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ ΉΧΟΥ

### 2.1 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου του ανεμιστήρα/συμπιεστή βασίζεται στην εμπειρική μέθοδο που αναπτύχθηκε από τον Gliebe [5] σύμφωνα με δεδομένα από τον ανεμιστήρα/συμπιεστή XF-120, περιλαμβάνεται στο HSRNOISE (High Speed Research Noise Prediction Program) και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας FANIN. Η μέθοδος αυτή υποθέτει ότι ο ήχος εκπέμπεται, ακτινικά, μόνο από την πρώτη βαθμίδα του ανεμιστήρα ενώ ο ήχος από τη δεύτερη και την τρίτη βαθμίδα δεν συνεισφέρει στον συνολικό ήχο. Χρησιμοποιούνται εμπειρικές εξισώσεις για την εκτίμηση του ευρυζωνικού και του διακριτού ήχου.

Τα μέγιστα επίπεδα ακουστικής πίεσης του ήχου είναι συνάρτηση της ταχύτητας περιστροφής του ακροπτερυγίου και της συνάρτησης κατεύθυνσης. Για την ευρεία μπάντα η φασματική συνάρτηση βασίζεται στην φασματική συνάρτηση που αναπτύχθηκε από τον Heidmann για την μέθοδο εκτίμησης του ήχου του ανεμιστήρα. Ο συνολικός ήχος του ανεμιστήρα/συμπιεστή εκτιμάται αθροίζοντας την μέση ακουστική πίεση του ήχου ευρείας μπάντας και του διακριτού ήχου για κάθε συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$A_{fan}$	Επιφάνεια αναφοράς πρώτης βαθμίδας
$N_b$	Αριθμός πτερυγίων πρώτης βαθμίδας
$N_2$	Ταχύτητα περιστροφής ανεμιστήρα/συμπιεστή
$U_t$	Ταχύτητα περιστροφής ακροπτερυγίου
$T_a$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος
$M_a$	Αριθμός Mach του αεροσκάφους
$\sigma$	Σταθερά της φασματικής συνάρτησης ( $\sigma=2.2$ )

f	Συχνότητα
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης

### Ήχος εισόδου ευρείας μπάνας

Σύμφωνα με την μέθοδο αυτή, η εκτίμηση του ήχου εισόδου ευρείας μπάνας βασίζεται στα δεδομένα από τον ανεμιστήρα/συμπιεστή XF120 της GE. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης στον παρατηρητή δίνεται από την σχέση:

$$SPL_{bb}(r_s, \theta) = SPL_{peak} + 10 \log_{10}(A_{fan}/5.584) + SI(\eta) \quad (2.1)$$

όπου η μέγιστη τιμή του επιπέδου ακουστικής πίεσης καθορίζεται από την παρακάτω πολυωνμική εξίσωση, η οποία είναι συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης και της ταχύτητας περιστροφής του ακροπτερυγίου

$$SPL_{peak} = \sum_{i=1}^4 \left[ \sum_{j=1}^3 A_{ij} \left( \frac{\theta}{90} \right)^{j-1} \right] (U^*)^{i-1} \quad (2.2)$$

Οι συντελεστές  $A_{ij}$  δίνονται στο παράρτημα Π3.1, ενώ η αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής του ακροπτερυγίου σύμφωνα με τον τύπο:

$$U^* = \frac{U_t}{U_{ref}} \quad (2.3)$$

Ακόμη, σε περίπτωση που δεν δίνεται ως δεδομένο εισόδου η ταχύτητα περιστροφής του ακροπτερυγίου μπορεί να εκφραστεί ως

$$U_t = \frac{\pi d N_2 / 60}{\sqrt{T_a / 518.67}} \quad (2.4)$$

Η μέγιστη τιμή του επιπέδου της ακουστικής πίεσης που καθορίζεται από την εξίσωση (2.2) παρουσιάζεται στο σχήμα 2.1 (α), καθώς επίσης και οι τιμές αυτού σαν συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης για αδιάστατες ταχύτητες περιστροφής του ακροπτερυγίου 0.5, 1.0, και 1.5 στο σχήμα 2.1(β).



Το επίπεδο του ήχου ευρείας μπάνας ανάλογα με το μέγεθος του ανεμιστήρα/συμπιεστή μπορεί να μοντελοποιηθεί με τον όρο,  $10\text{Log}_{10}(A_{fan}/5.584)$  της εξίσωσης (2.1).

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση του ευρυζωνικού ήχου υπολογίζεται χρησιμοποιώντας μία παραλλαγή της φασματικής συνάρτησης που είχε αναπτύξει ο Heidmann για την εκτίμηση του ήχου του ανεμιστήρα.

Αυτή δίνεται από την σχέση:

$$SI(\eta) = 10\text{Log}_{10} \left[ \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left[ \frac{\ln(\eta)}{\ln(\sigma)} \right]^2 \right\} \right] \quad (2.5)$$

και παρουσιάζεται και γραφικά στο σχήμα 2.2

Η αδιάστατη συχνότητα εκφράζεται ως

$$\eta = (1 - M_\alpha \cos\theta) \frac{f}{f_{peak}} \quad (2.6)$$

όπου η μέγιστη συχνότητα είναι μετατοπισμένη κατά Doppler έτσι ώστε να λαμβάνεται υπόψιν η κίνηση της πηγής. Η μέγιστη συχνότητα είναι συνάρτηση της περιστροφικής ταχύτητας του ακροπτερυγίου και της συχνότητας περάσματος αυτού και εκτιμάται από την σχέση

$$f_{peak} = [2.265 + 0.07298(U^*) - 0.2039(U^*)^2]f_b \quad (2.7)$$

όπου η συχνότητα περάσματος του ακροπτερυγίου είναι:

$$f_b = N_b \frac{N_2}{60} \quad (2.8)$$

### Διακριτός τόνος εισόδου

Αντίστοιχα με τον ήχο ευρείας μπάνας εκτιμάται και ο βασικός διακριτός τόνος καθώς επίσης και η 2, 3 και 4 αρμονική αυτού σαν

συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης και της ταχύτητας περιστροφής του ακροπτερυγίου

$$SPL_n = \sum_{i=1}^4 \left[ \sum_{j=1}^3 C_{ij} \left( \frac{\theta}{90} \right)^{j-1} \right] (U^*)^{i-1} \quad n = 1,2,3,4 \quad (2.9)$$

όπου το  $n$  αναπαριστά τον αριθμό της αρμονικής. Οι συντελεστές  $C_{ij}$  για τις τέσσερις πρώτες αρμονικές δίνονται στο παράρτημα Π3.1.

Το σχήμα (2.3) παρουσιάζει την συνάρτηση (2.9) για τις τέσσερις πρώτες αρμονικές. Παρατηρούμε ότι η τέταρτη αρμονική δεν υπολογίζεται για ταχύτητα ακροπτερυγίου μεγαλύτερη των 1300 ft/sec και γωνία κατεύθυνσης μεγαλύτερη των  $90^\circ$ .

Ο διακριτός τόνος διορθώνεται βάσει του μεγέθους της μηχανής, την απόσταση της πηγής από τον παρατηρητή καθώς και την κίνηση της πηγής με την ίδια μεθοδολογία που εφαρμόστηκε και στον ήχο ευρεία μπάντας.

$$SPL_{tone}(r_s, \theta) = SPL_n(U^*, \theta) + 10 \log_{10}(A_{fan}/5.584) \quad (2.10)$$

Η συχνότητα που σχετίζεται με την κάθε αρμονική μπορεί να υπολογιστεί με μετατόπιση κατά Doppler της συχνότητας περάσματος του ακροπτερυγίου και πολλαπλασιάζοντας αυτήν με τον αντίστοιχο αριθμό της εκάστοτε αρμονικής.

$$f_n = \frac{nf_b}{1 - M_a \cos \theta} \quad n = 1,2,3,4 \quad (2.11)$$

### Διόρθωση δισδιάστατης διακλαδιζόμενης εισόδου

Η μορφή της εισόδου επηρεάζει το επίπεδο της ακουστικής πίεσης και για τον λόγο αυτό αναπτύχθηκαν εξισώσεις οι οποίες εκτιμούν τις διαφορές στην απορρόφηση του ήχου ανάμεσα σε μία τυπική είσοδο υποηχητικού αεροσκάφους και αυτή ενός υπερηχητικού. Αυτές οι διαφορές εφαρμόζονται σε όλο το φάσμα του ήχου και συμπεριλαμβάνουν την επίπτωση της γωνίας κατεύθυνσης.

Η διόρθωση για τον ήχο ευρείας μπάντας δίνεται σαν πολωνιμική εξίσωση της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης από τον τύπο:

$$\Delta SPL_{bb} = a_0 + a_1 f + a_2 f^2 + a_3 \theta + a_4 \theta^2 + a_5 f \theta \quad (2.12)$$

οι συντελεστές  $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5$  δίνονται στο παράρτημα Π3.1 για τις τυποποιημένες κατά ICAO θέσεις τον παρατηρητών/μικροφώνων.

Η διόρθωση στον διακριτό τόνο είναι και αυτή μία πολυωνμική συνάρτηση αλλά μόνο της γωνίας κατεύθυνσης και εκφράζεται ως

$$\Delta SPL_{tone} = c_0 + c_1 \theta + c_2 \theta^2 \quad (2.13)$$

όπου οι συντελεστές  $c_0, c_1, c_2$  δίνονται στο παράρτημα Π3.1 για τις 4 πρώτες αρμονικές.

### Συνολικός Ήχος

Η εξίσωση για την ολική μέση τετραγωνική ακουστική πίεση δίνεται από την σχέση:

$$\langle p^2 \rangle = \langle p^2 \rangle_{bb} + \langle p^2 \rangle_{tone} \quad (2.14)$$

όπου

$$\langle p^2 \rangle_{bb} = p_{ref}^2 10^{(SPL_{bb} + \Delta SPL_{bb})/10} \quad (2.15)$$

και

$$\langle p^2 \rangle_{tone} = p_{ref}^2 10^{(SPL_{tone} + \Delta SPL_{tone})/10} \quad (2.16)$$

Ο ήχος ευρείας ζώνης υπολογίζεται στην κεντρική συχνότητα του 1/3 της οκτάβας, ενώ ο διακριτός τόνος λαμβάνει χώρα σε μεμονωμένες συχνότητες. Προκειμένου λοιπόν, να είμαστε σε θέση να τις αθροίσουμε θα πρέπει για κάθε αρμονική να βρεθεί η υπό-μπάντα του 1/3 της οκτάβας στην οποία ανήκει. Για τον σκοπό αυτό για κάθε κεντρική συχνότητα υπολογίζεται ένα άνω και ένα κάτω όριο

$$f_u = 2^{1/6} f \quad (2.17)$$

$$f_l = 2^{-1/6} f \quad (2.18)$$

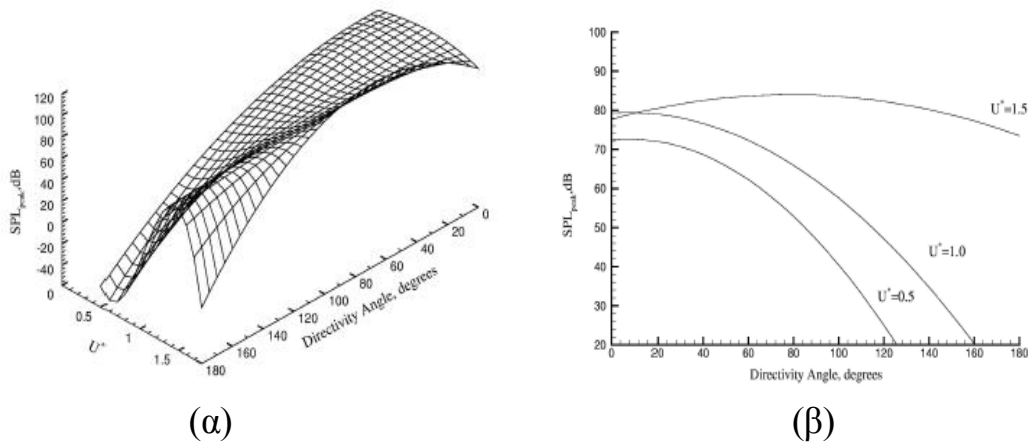
Αν η συχνότητα του διακριτού τόνου εμπίπτει στο διάστημα που προκύπτει τότε η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση του διακριτού τόνου αθροίζεται σε αυτήν της ευρείας ζώνης σύμφωνα με τους παραπάνω τύπους. Αυτή η διαδικασία επαναλαμβάνεται για κάθε αρμονική. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης λοιπόν, μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης.

Το χωρίς-απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης δίνεται από την σχέση:

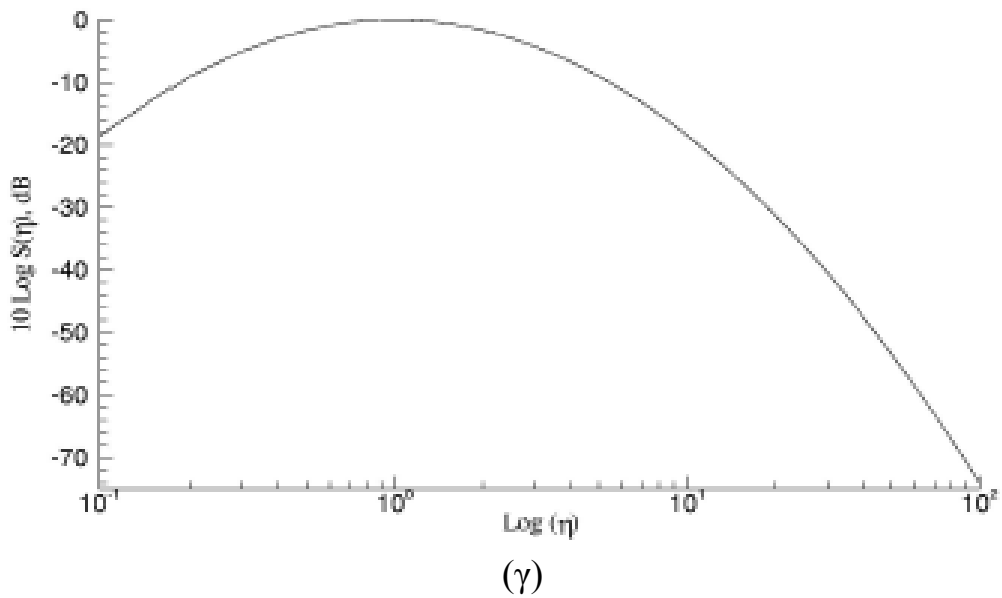
$$SPL_{total}(r_s, \theta) = 10 \log_{10} \langle p^2 \rangle_{total} \quad (2.19)$$

οι επιπτώσεις σε αυτό λόγω της απόστασης πηγής παρατηρητή, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης, της ανάκλασης του ήχου καθορίζονται σε επόμενο κεφάλαιο.

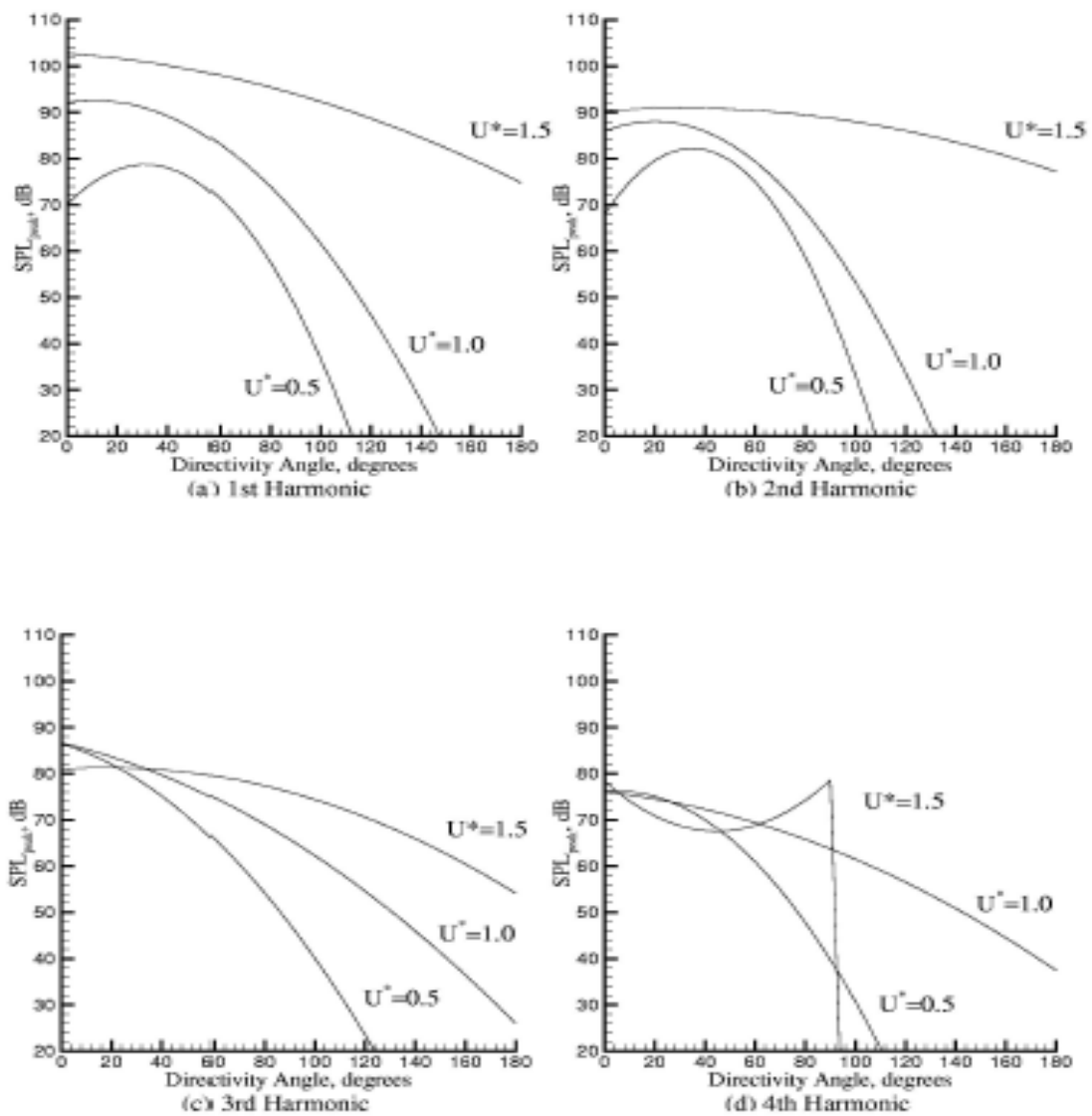
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας FANIN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.1.



Σχήμα 2.1: Μέγιστο επίπεδο ακουστικής πίεσης ευρείας μάντας



Σχήμα 2.2: Φασματική συνάρτηση SI(η)



Σχήμα 2.3: Μέγιστο επίπεδο ακουστικής πίεσης διακριτού τόνου

## 2.2 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου θαλάμου καύσης έχει αναπτυχθεί από τους Mathew και Rekos [7], περιλαμβάνεται στο HSRNOISE και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας COREIN. Η μέθοδος αναπτύχθηκε μετά από μελέτη αρκετών θαλάμων καύσης κινητήρων τύπου JT8D και δεδομένα ήχου από κινητήρες διπλού ρεύματος.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Στοιχεία Εισόδου	
$A_b$	Επιφάνεια αναφοράς θαλάμου καύσης
$B_l$	Μήκος θαλάμου καύσης
$F_b$	Λόγος καυσίμου-αέρα
ICR	Τύπος θαλάμου καύσης
$(L/\pi D)$	Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης
$N_f$	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου
$P_{t3}$	Ολική πίεση εισόδου θαλάμου καύσης
$P_{t4}$	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης
$P_{t7}$	Ολική πίεση εξόδου στροβίλου
$T_{t3}$	Ολική θερμοκρασία εισόδου θαλάμου καύσης
$T_{t4}$	Ολική θερμοκρασία εξόδου θαλάμου καύσης
$T_{t7}$	Ολική θερμοκρασία εξόδου στροβίλου
$w_3$	Παροχή αέρα θαλάμου καύσης
$(w_f/P_{t4})$	Λόγος παροχής καυσίμου προς πίεση εξόδου κατά την απογείωση
$\theta$	Γωνία κατεύθυνσης

Το επίπεδο ακουστικής πίεσης του θαλάμου καύσης είναι:

$$SPL(r_s, \theta) = OAPWL - TL + DI(\theta) + SI(\eta) \quad (2.20)$$

Στην εξίσωση (2.20) το OAPWL είναι η συνολική ακουστική ισχύς η οποία εκφράζεται ως:

$$OAPWL = 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{N_f} A_b^2 A P_{t3}^2 \left( \frac{w_3 \sqrt{T_{t4}}}{P_{t3} A_b} \right)^4 \left( 1 + \frac{H_f F_{st}}{c_p T_{t3}} \right)^2 F_b^2 \right] + 131.3 \quad (2.21)$$

Η εξίσωση (2.21) προέρχεται από την εξίσωση του Strahle για ήχους οι οποίοι παράγονται σε θαλάμους καύσης και εκφράζει την συνολική ακουστική ισχύ σαν συνάρτηση της γεωμετρίας, των θερμοδυναμικών χαρακτηριστικών και άλλων χαρακτηριστικών παραμέτρων του πυρήνα. Μπορεί να παρατηρήσει κανείς ότι αύξηση της παροχής του αέρα, είτε του λόγου καυσίμου-αέρα συνεπάγεται αύξηση της ακουστικής ισχύος. Αντίθετα, η αύξηση του αριθμού των ακροφυσίων παροχής καυσίμου είτε της επιφάνειας αναφοράς του θαλάμου καύσης συνεπάγεται μείωση της ακουστικής ισχύος.

### Απώλειες μετάδοσης

Οι απώλειες στην μετάδοση οφείλονται στις απώλειες ενέργειας μέσω του αγωγού που οδηγεί στον στρόβιλο και στα σταθερά και κινητά πτερύγια αυτού. Ο παράγοντας απωλειών μετάδοσης δίνεται από τον τύπο:

$$TL = 10 \log_{10} [(1 + F)^2 / 4F(L/\pi D)] \quad (2.22)$$

όπου ο όρος F δίνεται ως

$$F = (P_{t4}/P_{t7}) \sqrt{T_{t7}/T_{t4}} \quad (2.23)$$

Η εξίσωση (2.23) προέκυψε από μοντελοποίηση του στρόβιλου σαν ασυνέχεια στην χαρακτηριστική αντίσταση και εκφράζει τις απώλειες στα πτερύγια. Ενώ, ο όρος  $L/\pi D$  της (2.22) σχετίζεται με τις απώλειες στον αγωγό του θαλάμου καύσης που οδηγεί στον στρόβιλο και έχει τιμή 0.15 για κινητήρες διπλού ρεύματος.



### Συνάρτηση κατεύθυνσης

Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $DI(\theta)$  δίνεται στο παράρτημα Π3.2 και αναφέρεται σε παρατηρητές οι οποίοι βρίσκονται σε απόσταση 150 ft από την πηγή. Γραφική αναπαράσταση της συνάρτησης κατεύθυνσης παρουσιάζεται στο σχήμα 2.4.

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση  $SI(\eta)$ , ως συνάρτηση της αδιάστατης παραμέτρου,  $\eta$ , δίνεται στο παράρτημα Π3.2. Η αδιάστατη παράμετρος  $\eta$  ορίζεται ως

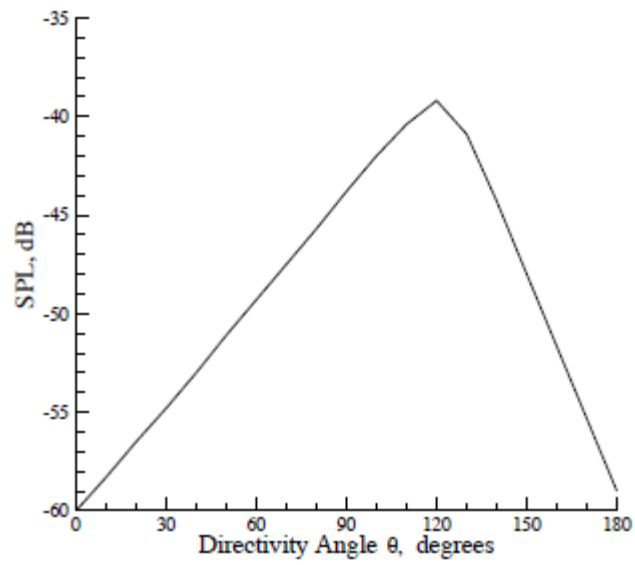
$$\eta = 10 \text{Log}_{10} \left( \frac{f}{f_{peak}} \right) \quad (2.24)$$

Η μέγιστη συχνότητα είναι συνάρτηση της γεωμετρίας και του τύπου του θαλάμου καύσης. Η έκφραση για την μέγιστη συχνότητα είναι

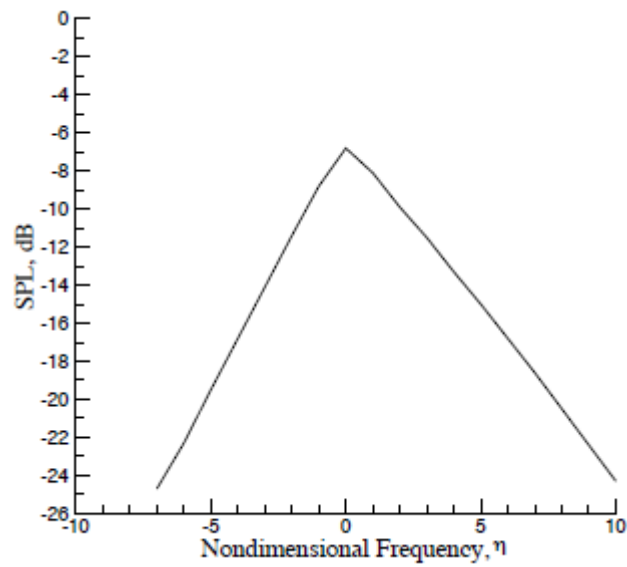
$$f_{peak} = K_f \frac{RH_f}{c_p} \left( \frac{w_f}{P_{t3}} \right) \frac{1}{A_b B_l} \quad (2.25)$$

όπου για κυκλικού τύπου θαλάμους καύσης είναι  $K_f=8$  ενώ για δακτυλοειδείς θαλάμους καύσης  $K_f=3$ . Η εξίσωση (2.25) υποδηλώνει ότι οι κυκλικοί θάλαμοι καύσης έχουν υψηλότερες συχνότητες από τους δακτυλοειδείς συγκρίσιμου μεγέθους. Γραφική αναπαράσταση της φασματικής συνάρτησης παρουσιάζεται στο σχήμα 2.5.

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Θαλάμου Καύσης έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας COREIN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.2



Σχήμα 2.4: Συνάρτηση κατεύθυνσης  $DI(\theta)$



Σχήμα 2.5: Φασματική συνάρτηση  $SI(\eta)$

## 2.3 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου του στροβίλου έχει αναπτυχθεί από τους Krejsa και Valerino [8], περιλαμβάνεται στο HSRNOISE και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας TURIN.

Οι διαφορές ανάμεσα στον εκτιμώμενο ήχο και αυτόν που προκύπτει από δεδομένα μετρήσεων κινητήρων είναι της τάξης του +/- 5 dB για τον βασικό διακριτό τόνο και +/- 9dB για τον ήχο ευρείας ζώνης. Αυτές οι διαφορές, οφείλονται στο μεγάλο εύρος στροβίλων διαφορετικού τύπου, γεωμετρίας και στην σύνθετη αλληλεπίδραση του ήχου με τις βαθμίδες του στροβίλου. Αξιολόγηση αυτής της μεθόδου έγινε χρησιμοποιώντας δεδομένα από τον κινητήρα XF120 της GE. Τα αποτελέσματα αυτής, έδειξαν ότι αύξηση της ταχύτητας του στροβίλου οδηγούσε την μέθοδο σε υπερεκτίμηση του ήχου κατά 10 dB και για το λόγο αυτό προστέθηκε μια σταθερά διόρθωσης TURCAL με τιμή -10dB.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Στοιχεία Εισόδου	
C/S	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων
$\dot{m}$	Παροχή στην έξοδο του στροβίλου
$N_b$	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας
$N_2$	Περιστροφική ταχύτητα στροβίλου
$T_s$	Στατική θερμοκρασία στην έξοδο του στροβίλου
TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου
$V_{tr}$	Σχετική ταχύτητα ακροπτερυγίου
$\theta$	Γωνία κατεύθυνσης

Τα επίπεδα ακουστικής πίεσης του στροβίλου, για τον ήχο ευρείας ζώνης και τον διακριτό, για απόσταση πηγής - παρατηρητή 150 ft δίνονται από του τύπους:

$$SPL_{bb}(r_s, f, \theta) = 10 \log_{10} \left[ \left( \frac{V_{tr} c_{ref}}{V_{ref} c_{tex}} \right)^3 \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ref}} \right) \right] + DI_{bb}(\theta) + SI_{bb}(\eta) - 10 \quad (2.26)$$

$$\begin{aligned}
SPL_{tone}(r_s, f_{bpf}, \theta) = & \\
10 \log_{10} \left[ \left( \frac{V_{tr}}{V_{ref}} \right)^{0.6} \left( \frac{c_{ref}}{c_{tex}} \right)^{0.3} \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ref}} \right) \left( \frac{C}{S} \right) \right] + DI_{tone}(\theta) + & \quad (2.27) \\
SI_{tone}(f_{bpf}) + 56 &
\end{aligned}$$

Το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης του στροβίλου προκύπτει συνδυάζοντας τις εξισώσεις για τον ήχο ευρείας μπάνας και τον διακριτό ήχο και αφαιρώντας την ατμοσφαιρική απορρόφηση.

$$\begin{aligned}
SPL_{total}(r_s, f, \theta) & \\
= 10 \log_{10}(10^{0.1SPL_{bb}} + 10^{0.1SPL_{tone}}) & \quad (2.28) \\
+ F_{abs}(f) - TURCAL &
\end{aligned}$$

Η συνάρτηση  $F_{abs}$  δίνεται στο παράρτημα Π3.3 σαν συνάρτηση της συχνότητας. Η  $F_{abs}$  διορθώνει τον συνολικό ήχο σε μία κατάσταση χωρίς απώλειες με την αφαίρεση της επίδρασης της ατμόσφαιρας για μια τυπική ημέρα (15 °C, 70% σχετική υγρασία). Η διορθωτική σταθερά μπορεί να πάρει οποιαδήποτε τιμή επιθυμεί ο χρήστης. Για το HSRNOISE έχει την τιμή -10 dB σύμφωνα με τα δεδομένα που προέκυψαν από την σύγκριση των αποτελεσμάτων της μεθόδου με τις μετρήσεις από τον κινητήρα XF120.

Οι επιπτώσεις στο συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης λόγω της απόστασης πηγής παρατηρητή, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης, της ανάκλασης του ήχου καθορίζονται σε επόμενο κεφάλαιο.

Υποθέτεται ότι τα πτερύγια του στροβίλου θα αφαιρέσουν το μεγαλύτερο μέρος, αν όχι ολόκληρη την τύρβη. Αυτό επιτρέπει τον υπολογισμό της ταχύτητας της ροής στο ακροπτερύγιο σύμφωνα με την σχέση:

$$V_{tr}^2 = V_t^2 + V_x^2 \quad (2.29)$$

όπου η ταχύτητα του ακροπτερυγίου της τελευταίας βαθμίδας του στροβίλου είναι

$$V_t = \frac{\pi d N_2}{60} \quad (2.30)$$

Η αξονική ταχύτητα της ροής δίνεται από τον τύπο:

$$V_x^2 = \left[ \frac{2}{\gamma_{tex}} \left( \frac{T_t}{T_s} - 1 \right) \right] c_{tex}^2 \quad (2.31)$$

όπου

$$\gamma_{tex} = 1 + \frac{0.4}{1 + 0.4 \left[ \frac{\tau^2 e^\tau}{(e^\tau - 1)^2} \right]} \quad (2.32)$$

και το  $\tau$  αναπαριστά το λόγο θερμοκρασίας και εκφράζεται ως

$$\tau = 5000/T_s \quad (2.33)$$

Η ταχύτητα του ήχου στην έξοδο του στροβίλου είναι

$$c_{tex} = \sqrt{\gamma_{tex} g_c R T_s} \quad (2.34)$$

### Απόσταση σταθερών – κινητών πτερυγίων

Η απόσταση ανάμεσα στα σταθερά και στα κινητά πτερύγια καθορίζεται στο σχήμα 2.6 και συνήθως έχει τιμή μεγαλύτερη του 1.

### Συνάρτηση κατεύθυνσης

Η συνάρτηση κατεύθυνσης για τον ήχο ευρείας ζώνης αλλά και για τον διακριτό τόνο δίνεται στο παράρτημα Π3.3 Στο σχήμα 2.7 παρουσιάζεται μία γραφική αναπαράστασή της.

### Φασματική συνάρτηση

Η διακύμανση στον ήχο ευρείας μπάνας σαν συνάρτηση της συχνότητας δίνεται από την φασματική συνάρτηση. Όπως παρατηρούμε και από την εξίσωση (2.35) αυτή παίρνει την μέγιστη τιμή της για συχνότητα ίση με την συχνότητα περάσματος των πτερυγίων. Στην περίπτωση των διακριτών τόνων έχουμε μια μείωση κατά 10 dB για κάθε αρμονική μεγαλύτερη της συχνότητας περάσματος των πτερυγίων.

$$SI_{bb}(\eta) = \begin{cases} 10 \text{Log}_{10} \eta & \eta \leq 1 \\ -20.176 \text{Log}_{10} \eta & \eta > 1 \end{cases} \quad (2.35)$$

$$SI_{tone} = -10(\eta - 1) \quad \eta = 1,2,3 \dots \quad (2.36)$$

όπου παράμετρος  $\eta$  είναι ο λόγος της κεντρικής συχνότητας του 1/3 της οκτάβας προς την μετατοπισμένη κατά Doppler συχνότητα περάσματος των πτερυγίων

$$\eta = \frac{f}{f_{bpf}} \quad (2.37)$$

$$f_{bpf} = N_b \frac{N_2}{60(1 - M_a \cos \theta)} \quad (2.38)$$

Η φασματική συνάρτηση για τον ήχο ευρείας μπάνας παρουσιάζεται γραφικά στο σχήμα 2.8.

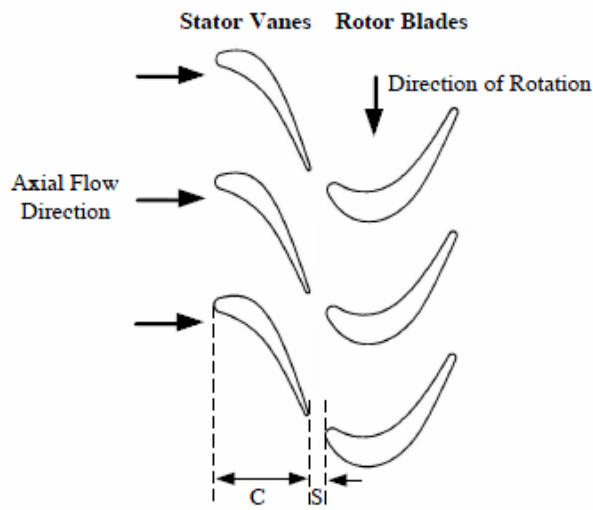
Ο ήχος ευρείας ζώνης υπολογίζεται στην κεντρική συχνότητα του 1/3 της οκτάβας, ενώ ο διακριτός τόνος λαμβάνει χώρα σε μεμονωμένες συχνότητες. Προκειμένου λοιπόν, να είμαστε σε θέση να τις αθροίσουμε θα πρέπει για κάθε αρμονική να βρεθεί η υπό-μπάντα του 1/3 της οκτάβας στην οποία ανήκει. Για τον σκοπό αυτό για κάθε κεντρική συχνότητα υπολογίζεται ένα άνω και ένα κάτω όριο

$$f_u = 2^{1/6} f \quad (2.39)$$

$$f_l = 2^{-1/6} f \quad (2.40)$$

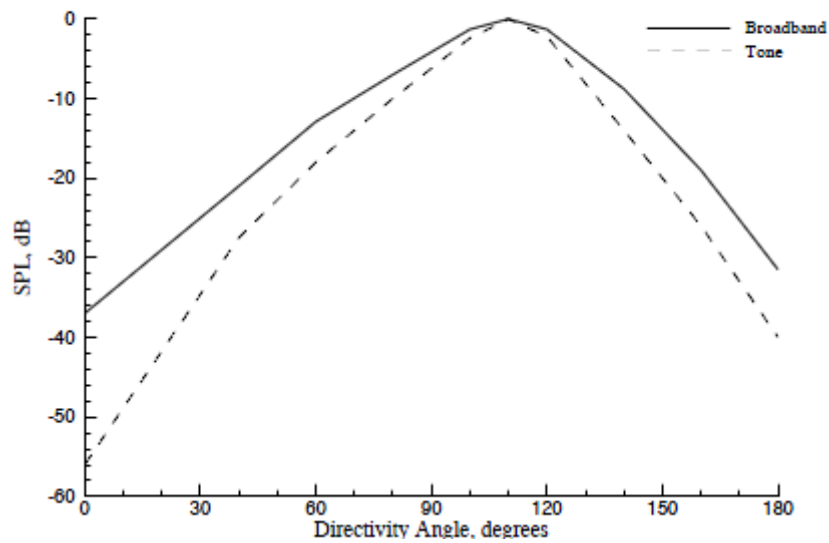
Αν η συχνότητα του διακριτού τόνου εμπίπτει στο διάστημα που προκύπτει τότε το επίπεδο ακουστικής πίεσης του διακριτού τόνου αθροίζεται σε αυτό της ευρείας ζώνης σύμφωνα με τον τύπο (2.28). Αυτή η διαδικασία επαναλαμβάνεται για κάθε αρμονική.

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου του Στροβίλου έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας TUREIN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.3.

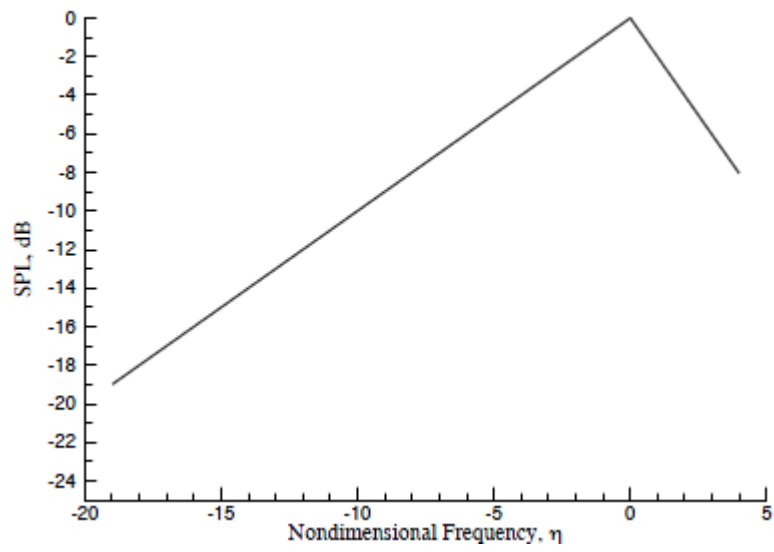


$$CSS = \frac{C}{S} \equiv \frac{\text{Stator Axial Chord}}{\text{Stator Rotor Spacing}}$$

Σχήμα 2.6: Καθορισμός αξονική χορδής σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών - κινητών πτερυγίων



Σχήμα 2.7: Συνάρτηση κατεύθυνσης DI(θ)



Σχήμα 2.8: Φασματική συνάρτηση ευρείας ζώνης  $SI(\theta)$



## 2.4 Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Δέσμης

Για την εκτίμηση του ήχου δέσμης το HSRNOISE περιλαμβάνει δύο μεθόδους εκτίμησης :

- (α) Μέθοδος της Boeing JN8C4
- (β) Μέθοδος του Stone

Στην παρούσα διπλωματική για λόγους πληρότητας θα παρουσιαστούν και οι δύο μέθοδοι και θα έχει ο χρήστης τη δυνατότητα να επιλέξει τη μέθοδο που επιθυμεί.

### 2.4.1 Μέθοδος Εκτίμησης Boeing JN8C4

Η μέθοδος εκτίμησης του ήχου δέσμης αναπτύχθηκε από τους Lu και Viswanathan [1] στην Boeing για υπερηχητική δέσμη, περιλαμβάνεται στο HSRNOISE και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας JET11N.

Η δέσμη μπορεί να χωριστεί μπορεί να χωριστεί εννοιολογικά σε τρεις περιοχές, την δέσμη πυρήνα την προ-αναμεμειγμένη δέσμη και την αναμεμειγμένη δέσμη. Ο ήχος υψηλών συχνοτήτων, που ορίζεται σαν ήχος δέσμης πυρήνα, παράγεται από την τυρβώδη ανάμιξη της υπερηχητικής ροής του πυρήνα και του παρασυρόμενου αέρα. Στην περιοχή αυτή μπορεί να εμφανιστούν κύματα κρούσης σαν αποτέλεσμα της μη-ιδανικής εκτόνωσης της ροής του πυρήνα. Ο ήχος μεσαίων συχνοτήτων, που ορίζεται σαν ήχος της προ-αναμεμειγμένης δέσμης, παράγεται σαν συνδυασμός δύο μηχανισμών: α) της συνεχούς ανάμιξης της ροής του πυρήνα και της παρασυρόμενης ροής μέσα στον αναμεικτή και ακριβώς μετά την έξοδο αυτού, και β) της αρχικής ανάμιξης της ροής του πυρήνα με την ελεύθερη ροή. Αν η αναμεμειγμένη ροή είναι υπερηχητική τότε εμφανίζονται και σε αυτήν την περιοχή κύματα κρούσης. Ο ήχος χαμηλών συχνοτήτων, που ορίζεται σαν ήχος της αναμεμειγμένης δέσμης, παράγεται από την ανάμιξη της αναμεμειγμένης ροής με την ελεύθερη ροή. Το σχήμα 2.9 δείχνει μία γραφική αναπαράσταση των τριών αυτών περιοχών.

Η μέθοδος εκτιμά το επίπεδο της ακουστικής πίεσης στο 1/3 της οκτάβας για κάθε μία από αυτές τις περιοχές. Τελικά, προκύπτει το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σαν άθροισμα των ήχων από τα εξής στοιχεία:

- Δέσμη πυρήνα
- Προ-αναμεμειγμένη δέσμη
- Αναμεμειγμένη δέσμη
- Κύματα κρούσης από την δέσμη πυρήνα
- Κύματα κρούσης από την αναμεμειγμένη δέσμη

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$A_p$	Αρχική επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου
$A_s$	Δευτερεύουσα επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου
$A_r$	Επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου
$C_{fg}$	Συντελεστής ώσης αναμείκτη
$D_{eg}$	Ισοδύναμη εσωτερική διάμετρος στη έξοδο του αναμείκτη
$D_{plug}$	Διάμετρος εξόδου αρχικού ακροφυσίου
$E_{asp}$	Λόγος επί μήκους του αναμείκτη
$f_{lin}$	Κεντρική συχνότητα χιτωνίου σχεδίασης
$L_{ej}$	Μήκος αναμείκτη
$L_{lin}$	Μήκος χιτωνίου αναμείκτη
$l_{div}$	Γωνία απόκλισης εξόδου
$M_a$	Αριθμός Mach του αεροσκάφους
$N_l$	Αριθμός αγωγών στον αναμείκτη
$P_a$	Πίεση περιβάλλοντος
$P_{en}$	Λόγος διεύδυσης αγωγών αναμείκτη προς το πλήρες ύψος του ακροφυσίου
$T_a$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος στην περιοχή του μικροφώνου
$T_p$	Ολική θερμοκρασία δέσμης πυρήνα
$T_s$	Ολική θερμοκρασία δευτερεύουσας δέσμης
$V_a$	Ταχύτητα αεροσκάφους
$V_p$	Ταχύτητα δέσμης πυρήνα για πλήρως ανεπτυγμένο ακροφύσιο
$V_s$	Ταχύτητα δευτερεύουσας δέσμης
$W_p$	Παροχή πυρήνα
$W_s$	Παροχή δευτερεύουσας ροής
$y_{obs}$	Πλευρική απόσταση παρατηρητή

Η γενική εξίσωση για τον υπολογισμό στο 1/3 της οκτάβας του επιπέδου ακουστικής πίεσης για κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$SPL_i(f, \theta) = [(Z1_i)Log(FV_i) + (Z2_i)][LogS_i - (Z3_i)Log(FV_i) - (Z4_i)]^2 + (Z5_i)Log(FV_i) + (Z6_i) \quad (2.41)$$

Στην παραπάνω εξίσωση ο δείκτης  $i$  αναφέρεται στα διάφορα στοιχεία παραγωγής ήχου. Συγκεκριμένα έχουμε  $i = p_i$ ,  $pe$  και  $m$  για να καθορίζουν την δέσμη πυρήνα (primary internal jet), την προ-αναμεμειγμένη δέσμη (primary external jet) και την αναμεμειγμένη δέσμη (mixed jet) αντίστοιχα. Ο όρος  $FV_i$  αναφέρεται στην ένταση της πηγής, ο όρος  $S_i$  στον αριθμό Strouhal. Οι συντελεστές  $Z1_i$  και  $Z2_i$  καθορίζουν την φασματική διασπορά, οι συντελεστές  $Z3_i$  και  $Z4_i$  την θέση της μέγιστης συχνότητας και οι συντελεστές  $Z5_i$  και  $Z6_i$  το εύρος του επιπέδου της ακουστικής πίεσης. Όλοι οι συντελεστές εξαρτώνται περισσότερο από την κατεύθυνση απ'ότι από τον αριθμό Strouhal. Οι συντελεστές  $Z5_i$  και  $Z6_i$  είναι συναρτήσεις της γωνίας εκπομπής και άλλων παραμέτρων. Στο σχήμα 2.10 φαίνεται πώς επηρεάζει ο κάθε συντελεστής το επίπεδο της ακουστικής πίεσης.

Τα στοιχεία παραγωγής ήχου της αναμεμειγμένης ροής μοντελοποιούνται σαν μία διασπορά πολλών πηγών ήχου κάθε μία από τις οποίες έχει και διαφορετική γωνία εκπομπής.

### Διασπορά πηγών ήχου δέσμης

Οι πηγές ήχου διασπείρονται σε ένα ευρύ φάσμα της περιοχής ανάμειξης της δέσμης η οποία εκτείνεται από την έξοδο του ακροφυσίου σε απόσταση 15 διαμέτρους της αναμεμειγμένης ροής. Κάθε πηγή έχει και διαφορετική γωνία εκπομπής σε σχέση με την γεωμετρική γωνία στην οποία βρίσκεται το αεροσκάφος. Η θέση της πηγής μέσα στην περιοχή ανάμειξης, η απόσταση εκπομπής, γωνία εκπομπής και η συχνότητα της πηγής ορίζονται μοναδικά για κάθε πηγή και θέση παρατηρητή.

### Διασπορά πηγών ήχου για την δέσμη πυρήνα και την αναμεμειγμένη δέσμη

Η διασπορά των πηγών ήχου για την δέσμη πυρήνα και την αναμεμειγμένη δέσμη δίνεται από τον τύπο:

$$X_p = \left[ 4 + 4 \tan^{-1} \left( \frac{18\theta_p}{\pi} - 9 \right) + \frac{A_s}{A_p} \right] \frac{D_p}{\sqrt{1+N_l P_{en}}} \quad (2.42)$$

όπου το  $X_p$  εκφράζει την απόσταση της πηγής από την έξοδο του ακροφυσίου. Αξίζει να σημειωθεί ότι η παραπάνω εξίσωση είναι ανεξάρτητη της συχνότητας καθώς τα πειράματα έδειξαν ότι με εξάρτηση του  $X_p$  από την συχνότητα υπήρχε απόκλιση από τις μετρήσεις.

### Διασπορά πηγών ήχου για την αναμεμειγμένη δέσμη

Η διασπορά των πηγών ήχου για την αναμεμειγμένη δέσμη δίνεται από τον εμπειρικό τύπο:

$$X_m = \left\{ 3 + \exp(-S_m) + \left[ 2 + 1.1 \tan^{-1} \left( \frac{18\theta_m}{\pi} - 13 \right) \right] (1 + 0.5 S_m^{-1/2}) \right\} \left( 0.5 + 0.5 \frac{V_m}{c_a} \right)^{1/2} \left( \frac{V_m}{V_m - V_a} \right) \frac{D_m}{\sqrt{1 + \log_{10}(1 + N_l)}} \quad (2.43)$$

Η διασπορά των πηγών ήχου για αυτήν την περιοχή εξαρτάται από την συχνότητα.

### Γωνία εκπομπής και συχνότητα της πηγής

Εφόσον οι πηγές ήχου διασπείρονται σε ένα ευρύ φάσμα της περιοχής ανάμιξης η γεωμετρική γωνία που καθορίζει την θέση του παρατηρητή σε σχέση με την έξοδο του ακροφυσίου διαφέρει από την γωνία εκπομπής της εκάστοτε πηγής. Η θέση της πηγής και η γωνία εκπομπής υπολογίζονται με μία επαναληπτική διαδικασία.

Για κάθε κεντρική συχνότητα του 1/3 της οκτάβας υπολογίζουμε την απόσταση  $X_i$  σύμφωνα με τους παραπάνω τύπους και την γωνία εκπομπής σύμφωνα με τον τον τύπο:

$$\theta_i = \sin^{-1} \left[ \frac{1}{B^2+1} \right] \quad (2.44)$$

όπου  $B = (X_i/y_{\text{obs}}) + \cot\theta_{\text{obs}}$ . Έτσι βρίσκουμε μια νέα γωνία εκπομπής με την οποία υπολογίζουμε ένα νέο  $X_i$ . Με το ημίθροισμα της παλιάς γωνίας εκπομπής και της καινούριας βρίσκουμε ένα νέο  $X_i$  και το συγκρίνουμε με το παλιό. Η διαδικασία αυτή επαναλαμβάνεται μέχρι η διαφορά αυτών των δύο να γίνει μικρότερη από 0.05 φορές το  $D_i$ .

### Υπολογισμός παραμέτρων αναμεμειγμένης δέσμης

Ο υπολογισμός του επιπέδου ακουστικής πίεσης της αναμεμειγμένης ροής απαιτεί παραμέτρους της αναμεμειγμένης ροής αλλά και της ροής πυρήνα, της δευτερεύουσας ροής και της ροής του περιβάλλοντος. Οι παράμετροι της αναμεμειγμένης δέσμης δεν είναι ανεξάρτητες μεταβλητές αλλά εξαρτώνται από τις παραμέτρους της δέσμης του πυρήνα και της δευτερεύουσας δέσμης. Για να υπολογιστεί η ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης υποθέτεται ότι η συνολική ορμή της αρχικής και της παρασυρόμενης ροής, πριν και μετά την μίξη διατηρείται.

Εφόσον η αναρροφούμενη ροή έχει την ορμή της περιβάλλουσας ροής η ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης μπορεί να υπολογιστεί από την σχέση:

$$V_m = \frac{V_P W_P + V_a W_s}{W_P + W_s} \quad (2.45)$$

Η ολική θερμοκρασία της αναμεμειγμένης δέσμης και επιφάνεια αυτής δίνονται από τους τύπους :

$$T_m = T_{t,m} = \frac{T_P W_P + T_s W_s}{W_P + W_s} \quad (2.46)$$

$$A_m = \frac{W_P + W_s}{\rho_m V_m} \quad (2.47)$$

$$D_m = \sqrt{\frac{4A_m}{\pi}} \quad (2.48)$$

Η πυκνότητα της αναμεμειγμένης δέσμης και άλλες παράμετροι αυτής καθορίζονται από την παρακάτω διαδικασία.

Ο λόγος των ειδικών θερμοτήτων για την κάθε μία από τις τρεις περιοχές της δέσμης καθορίζεται αρχικά ως εξής:

$$\gamma_p = 1.357 + 0.058 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{t,s}}{870} \right) \quad (2.49)$$

$$\gamma_s = 1.368 + 0.050 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{t,s}}{870} \right) \quad (2.50)$$

$$\gamma_m = 1.363 + 0.054 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{t,m}}{830} \right) \quad (2.51)$$

Η στατικές θερμοκρασίες υπολογίζονται τώρα μπορούν να υπολογιστούν

$$T_{s,p} = T_{t,p} - \frac{\gamma_p - 1}{2} \left( \frac{V_p^2}{\gamma_p R} \right) \quad (2.52)$$

$$T_{s,s} = T_{t,s} - \frac{\gamma_s - 1}{2} \left( \frac{V_s^2}{\gamma_s R} \right) \quad (2.53)$$

$$T_{s,m} = T_{t,m} - \frac{\gamma_m - 1}{2} \left( \frac{V_m^2}{\gamma_m R} \right) \quad (2.54)$$

Υπολογίζονται τώρα οι νέοι λόγοι ειδικών θερμοτήτων:

$$\gamma_p = 1.357 + 0.058 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{p,avg}}{870} \right) \quad (2.55)$$

$$\gamma_s = 1.368 + 0.050 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{s,avg}}{800} \right) \quad (2.56)$$

$$\gamma_m = 1.363 + 0.054 \tan^{-1} \left( \frac{1200 - T_{m,avg}}{830} \right) \quad (2.57)$$

όπου η μέση θερμοκρασία είναι το ημίαθροισμα της ολικής και της στατικής θερμοκρασίας κάθε δέσμης

$$T_{p,avg} = \frac{T_{t,p} + T_{s,p}}{2} \quad (2.58)$$

$$T_{s,avg} = \frac{T_{t,s} + T_{s,s}}{2} \quad (2.59)$$

$$T_{m,avg} = \frac{T_{t,m} + T_{s,m}}{2} \quad (2.60)$$

Οι τελικές στατικές θερμοκρασίες για τις τρεις δέσμες καθορίζονται από τις εξισώσεις (2.52) έως (2.54) για τους νέους λόγους ειδικών θερμοτήτων που προέκυψαν.

Από τις ποσότητες που προέκυψαν παραπάνω μπορούν τώρα να υπολογιστούν για πλήρως ανεπτυγμένο ακροφύσιο ο αριθμός Mach, η πυκνότητες και οι παράμετροι λόγων πίεσης για κάθε δέσμη.

### Αριθμοί Mach

$$M_{j,p} = \left[ \frac{2}{\gamma_p - 1} \left( \frac{T_{t,p}}{T_{s,p}} - 1 \right) \right]^{1/2} \quad (2.61)$$

$$M_{j,s} = \left[ \frac{2}{\gamma_s - 1} \left( \frac{T_{t,s}}{T_{s,s}} - 1 \right) \right]^{1/2} \quad (2.62)$$

$$M_{j,m} = \left[ \frac{2}{\gamma_m - 1} \left( \frac{T_{t,m}}{T_{s,m}} - 1 \right) \right]^{1/2} \quad (2.63)$$

### Πυκνότητες

$$\rho_p = \frac{P_a}{RT_{s,p}} \quad (2.64)$$

$$\rho_s = \frac{P_a}{RT_{s,s}} \quad (2.65)$$

$$\rho_m = \frac{P_a}{RT_{s,m}} \quad (2.66)$$

### Παράμετροι λόγων πίεσης

$$\beta_p = \sqrt{M_{j,p}^2 - 1} \quad (2.67)$$

$$\beta_s = \sqrt{M_{j,s}^2 - 1} \quad (2.68)$$

$$\beta_m = \sqrt{M_{j,m}^2 - 1} \quad (2.69)$$

### Ήχος δέσμης πυρήνα

Ο ήχος υψηλών συχνοτήτων, παράγεται λόγω της τυρβώδους ανάμιξης της υπερηχητικής δέσμης του πυρήνα με την παρασυρόμενη ροή. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης για τον ήχο της δέσμης του πυρήνα είναι:

$$SPL_{pi}(f, \theta, \varphi, r_s) = [(Z1_{pi})Log(FV_{pi}) + (Z2_{pi})][LogS_{pi} - (Z3_{pi})Log(FV_{pi}) - (Z4_{pi})]^2 + (Z5_{pi})Log(FV_{pi}) + (Z6_{pi}) + \Delta SPL_{pi} \quad (2.70)$$

Ο όρος  $\Delta SPL_{pi}$  εκφράζει τις επιπτώσεις σε αυτό λόγω της απόστασης πηγής παρατηρητή, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης, της ανάκλασης του ήχου τα οποία θα καθοριστούν στην συνέχεια του κεφαλαίου. Η ένταση της πηγής, ο αριθμός Strouhal και οι συντελεστές  $Z1_{pi}$  έως  $Z6_{pi}$  δίνονται από τους τύπους παρακάτω.

Συνάρτηση έντασης της πηγής	Δέσμη πυρήνα
-----------------------------	--------------

$$FV_{pi} = \left(\frac{V_p - V_s}{c_a}\right)^{0.6} \left(\frac{V_p + V_s}{c_a}\right)^{0.4} \quad (2.71)$$

Αριθμός Strouhal	Δέσμη πυρήνα
------------------	--------------

$$S_{pi} = \frac{f D_p}{(V_p - V_s)} \quad (2.72)$$

$$D_p = \sqrt{\frac{4A_p}{\pi}} \quad (2.73)$$

Συντελεστής $Z1$	Δέσμη πυρήνα
------------------	--------------

$$Z1_{pi} = -18 \left\{ \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right\}^2 \quad (2.74)$$



<b>Συντελεστής Z2</b>	<b>Δέσμη πυρήνα</b>
-----------------------	---------------------

$$Z2_{pi} = -23 - 20 \left\{ \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right\}^2 + 5(1 + \text{Log}_{10} S_{pi}) \left\{ 1 + \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right\} + C21(R_{ej}, \theta_p) \quad (2.75)$$

Διόρθωση για το λόγο μήκους αναμείκτη προς την εσωτερική διάμετρο

$$C21 = 15[1 - \exp(-R_{ej})] \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^2 \quad (2.76)$$

$$R_{ej} = \frac{L_{ej}}{D_{ej}} \quad (2.77)$$

<b>Συντελεστής Z3</b>	<b>Δέσμη πυρήνα</b>
-----------------------	---------------------

$$Z3_{pi} = 0 \quad (2.78)$$

<b>Συντελεστής Z4</b>	<b>Δέσμη πυρήνα</b>
-----------------------	---------------------

$$Z4_{pi} = 0.6 \text{Log}_{10}(1 + N_l) \left\{ 1 - 0.2 \exp \left[ -5(\theta_p - 1.8)^2 \right] \right\} - 0.6 \frac{V_p - V_s}{c_a} \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^2 - 0.2 \frac{W_s}{W_p} + 0.1(\beta_p + 1) \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + 0.5 + C41(P_{en}) + C42(E_{asp}, \theta_p) + C43(R_{ej}, \theta_p) \quad (2.79)$$

Διόρθωση για την διείσδυση των αγωγών

$$C41 = 0.2P_{en} \quad (2.80)$$

Διόρθωση για τον λόγο επί μήκους

$$C42 = 0.1E_{asp} \left[ 1 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right] \quad (2.81)$$

Διόρθωση για το λόγο μήκους αναμείκτη προς την εσωτερική διάμετρο

$$C43 = -0.4 \text{Log}_{10}(1 + R_{ej}) \left[ 1 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^4 \right] \quad (2.82)$$

$$E_{asp1} = \begin{cases} \frac{E_{asp}}{X_{mar}} - 1 & E_{asp} > 0 \\ 0 & E_{asp} \leq 0 \end{cases} \quad (2.83)$$

$$\beta_p = \sqrt{M_p^2 - 1} \quad (2.84)$$

**Συντελεστής Z5****Δέσμη πυρήνα**

$$Z5_{pi} = 50 + 20 \exp \left[ -(\theta_p - 2.6)^2 \right] \quad (2.85)$$

**Συντελεστής Z6****Δέσμη πυρήνα**

$$\begin{aligned} Z6_{pi} = & 142 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + 46 \exp \left[ -(\theta_p - 2.5)^2 \right] - 8 \text{Log}_{10} (1 + \\ & N_i) - 5 \frac{W_s}{W_p} + 2 \exp \left[ -10(\theta_p - 2.5)^2 \right] + 5 \exp \left[ -5(\theta_p - 1.9)^2 \right] + \\ & C61(E_{asp}, E_{asp1}, d_\psi) + C62(C_{fg}) + C63(M'_a, d_\psi) + \\ & C64(R_{ej}, R_{lin}, S_p, S_{lin}) \end{aligned} \quad (2.86)$$

Διόρθωση για τον λόγο επί μήκους και την αζιμουθιακή γωνία

$$\begin{aligned} C61 = & E_{asp1} d_\psi^2 \left\{ 1 + 6 \exp \left[ -10(\theta_p - 2.6)^2 \right] \right\} - 6 E_{asp1} \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + \\ & 5 \sqrt{E_{asp1}} - 8 E_{asp1} (1 - 0.4 d_\psi^2) \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + 2 E_{asp} \exp \left[ -10(\theta_p - \right. \\ & \left. 2.5)^2 \right] + 5 \sqrt{E_{asp1}} \exp \left[ -5(\theta_p - 1.4)^2 \right] (1 - 0.5 d_\psi^2) \end{aligned} \quad (2.87)$$

Διόρθωση για την απώλεια της ώσης

$$C62 = -40(1 - C_{fg}) \quad (2.88)$$

Διόρθωση για τις συνθήκες πτήσης και την αζιμουθιακή γωνία

$$\begin{aligned} C63 = & 3 \sqrt{M'_a} \left\{ \exp \left[ -10(\theta_p - 1)^2 \right] - \exp \left[ -10(\theta_p - 2.4)^2 \right] \right\} + \\ & 15 \sqrt{M'_a} d_\psi^2 \exp(-5\beta_p) \left\{ \exp \left[ -10(\theta_p - 2.3)^2 \right] - 0.8 \exp \left[ -20(\theta_p - \right. \right. \\ & \left. \left. 1.5)^2 \right] \right\} \end{aligned} \quad (2.89)$$

Διόρθωση για το λόγο μήκους αναμείκτη προς την εσωτερική διάμετρο, το χιτώνιο του αναμείκτη και τον αριθμό Strouhal

$$C64 = -10[1 - \exp(-R_{ej})] \left\{ 1 - 0.5 \exp[-5(\theta_p - 1.6)^2] + 0.4 \exp[-5(\theta_p - 2.2)^2] \right\} - 0.3 R_{ej}^2 \exp[-5(\theta_p - 1)^2] - \left[ 2.5 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right] R_{lin} [2 - \exp(R_{lin} - R_{ej})] \exp[-0.5(\text{Log}_{10} S_{pi} - \text{Log}_{10} S_{lin})^2] - 1.3 \left\{ 1 + 0.4 \exp[-5(\theta_p - 1.6)^2] \right\} R_{lin} [2 - \exp(R_{lin} - R_{ej})] \exp[-0.5(\text{Log}_{10} S_{pi} - \text{Log}_{10} S_{lin})^2] \quad (2.90)$$

$$d_\psi = \frac{\psi - \psi_0}{0.5\pi} \quad (2.91)$$

$$M'_\alpha = \begin{cases} M_\alpha & M_\alpha < 0.3 \\ 0.3 & M_\alpha \geq 0.3 \end{cases} \quad (2.92)$$

$$R_{lin} = \frac{L_{lin}}{D_{ej}} \quad (2.93)$$

$$S_{lin} = \frac{(f_{lin} + 0.01) D_p}{(V_p - V_s)} \quad (2.94)$$

### Ήχος προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Ο ήχος μεσαίων συχνοτήτων, παράγεται σαν συνδυασμός δύο μηχανισμών: α) της συνεχούς ανάμιξης της ροής του πυρήνα και της παρασυρόμενης ροής μέσα στον αναμείκτη και ακριβώς μετά την έξοδο αυτού, και β) της αρχικής ανάμιξης της ροής του πυρήνα με την ελεύθερη ροή. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης για τον ήχο της προ-ανεμεμειγμένης δέσμης είναι:

$$SPL_{pe}(f, \theta, \varphi, r_s) = [(Z1_{pe}) \text{Log}(FV_{pe}) + (Z2_{pe})][\text{Log} S_{pe} - (Z3_{pe}) \text{Log}(FV_{pe}) - (Z4_{pe})]^2 + (Z5_{pe}) \text{Log}(FV_{pe}) + (Z6_{pe}) + \Delta SPL_{pe} \quad (2.95)$$

Η ένταση της πηγής, ο αριθμός Strouhal και οι συντελεστές  $Z1_{pi}$  έως  $Z6_{pi}$  και για την προ-αναμεμειγμένη δέσμη δίνονται από τους τύπους παρακάτω.

<b>Συνάρτηση έντασης της πηγής</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
------------------------------------	--------------------------------

$$FV_{pe} = \left(\frac{V_{pe}-V_a}{c_a}\right)^{n_{pe}} \left(\frac{V_{pe}+V_a}{V_p}\right)^{1-n_{pe}} \quad (2.96)$$

$$n_{pe} = 0.35 + 0.9 \exp\left[-1.5(\theta_p - 2.4)^2\right] \quad (2.97)$$

$$V_{pe} = 0.7V_p + 0.3V_s \quad (2.98)$$

<b>Αριθμός Strouhal</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
-------------------------	--------------------------------

$$S_{pe} = \frac{fD_p}{(V_p - V_s)} \quad (2.99)$$

<b>Συντελεστής Z1</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
-----------------------	--------------------------------

$$Z1_{pe} = -18 \left\{ \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right\}^2 \quad (2.100)$$

<b>Συντελεστής Z2</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
-----------------------	--------------------------------

$$Z2_{pe} = -23 - 20 \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^2 + 20\beta_p \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^2 + 6 \exp\left[-10(\theta_p - 2.8)^2\right] \quad (2.101)$$

<b>Συντελεστής Z3</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
-----------------------	--------------------------------

$$Z3_{pe} = 0 \quad (2.102)$$

<b>Συντελεστής Z4</b>	<b>Προ-αναμεμειγμένη δέσμη</b>
-----------------------	--------------------------------

$$Z4_{pe} = 0.6 \text{Log}_{10}(1 + N_l) \left\{ 1 - 0.2 \exp\left[-5(\theta_p - 1.8)^2\right] \right\} - 0.6 \frac{V_p - V_s}{c_a} \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right)^2 - 0.2 \frac{W_s}{W_p} + 0.1\beta_p \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) - 0.6 + 0.1 \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) - 0.2 \exp\left[-10(\theta_p - 1)^2\right] + C41(P_{en}, l_{div}) + C42(E_{asp1}, E_{asp}, R_{ej}) + C43(d_\psi, M'_\alpha, \beta_p) \quad (2.103)$$

Διόρθωση για την διεύθυνση των αγωγών και την γωνία απόκλισης

$$C41 = 0.2P_{en} - 0.01l_{div} \quad (2.104)$$

Διόρθωση για το λόγο επί μήκους και για το μήκος του αναμείκτη προς την εσωτερική διάμετρο

$$C42 = -0.3E_{asp1} \left[ 1 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right] + 0.1E_{asp} \left[ 1 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right] \quad (2.105)$$

Διόρθωση για την αζιμουθιακή γωνία

$$C43 = 0.2exp \left[ 5 - (\theta_p - 1.9)^2 - 2(1 - d_\psi^2) \right] - 2\sqrt{M'_a} exp(-5\beta_p) \quad (2.106)$$

---

**Συντελεστής Z5**
**Προ-αναμεμειγμένη δέσμη**


---

$$Z5_{pe} = 50 + 20exp \left[ -(\theta_p - 2.6)^2 \right] \quad (2.107)$$

---

**Συντελεστής Z6**
**Προ-αναμεμειγμένη δέσμη**


---

$$\begin{aligned} Z6_{pe} = & 137 - 40 \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + 46exp \left[ -(\theta_p - 2.5)^2 \right] - \\ & 8Log_{10}(1 + N_l) - 5 \frac{W_s}{W_p} + 2exp \left[ -10(\theta_p - 2.5)^2 \right] + (2 + \\ & 3\beta_p) \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) - 3exp \left[ -10(\theta_p - 2.3)^2 \right] + 2exp \left[ -10(\theta_p - \right. \\ & \left. 1.9)^2 \right] + C61(l_{div}) + C62(M'_a, \beta_p) + C63(E_{asp1}, d_\psi) + \\ & C64(R_{ej}, R_{lin}) + C65(C_{fg}, M'_a) \end{aligned} \quad (2.108)$$

Διόρθωση για την γωνία απόκλισης

$$C61 = 0.4l_{div} \left[ 0.4 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} \right) - 0.6 \right] \quad (2.109)$$

Διόρθωση για τις συνθήκες πτήσης

$$C62 = 15\sqrt{M'_a} exp(-5\beta_p) exp \left[ -10(\theta_p - 2.4)^2 \right] \quad (2.110)$$

Διόρθωση για το λόγο επί μήκους και την αζιμουθιακή γωνία

$$\begin{aligned} C63 = & \\ & -3(1 - d_\psi^2) \sqrt{E_{asp1}} \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) + E_{asp1} d_\psi^2 \left\{ 1 + 6exp \left[ -10(\theta_p - \right. \right. \\ & \left. \left. 2.6)^2 \right] \right\} - 6E_{asp1} \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \end{aligned} \quad (2.111)$$

Διόρθωση για το λόγο μήκους αναμείκτη προς την εσωτερική διάμετρο και του μήκους του χιτωνίου προς την εσωτερική διάμετρο

$$C64 = - \left[ 2.5 - \left( \frac{1.8\theta_p}{\pi} - 0.6 \right) \right] R_{lin}^{[2 - \exp(R_{lin} - R_{ej})]} \quad (2.112)$$

Διόρθωση για τις συνθήκες πτήσης και την απώλεια ώσης

$$C65 = -40(1 - C_{fg})(1 - M'_a) \quad (2.113)$$

### Ήχος αναμεμειγμένης δέσμης

Ο ήχος χαμηλών συχνοτήτων, παράγεται από την ανάμιξη της αναμεμειγμένης ροής με την ελεύθερη ροή. Τα χαρακτηριστικά του ήχου ανάμειξης δέσμης είναι ίδια με αυτά των υποηχητικών αεροσκαφών. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης για τον ήχο της αναμεμειγμένης δέσμης είναι:

$$SPL_m(f, \theta, \varphi, r_s) = [(Z1_m) \text{Log}(FV_m) + (Z2_m)] [\text{Log} S_m - (Z3_m) \text{Log}(FV_m) - (Z4_m)]^2 + (Z5_m) \text{Log}(FV_m) + (Z6_m) + \Delta SPL_m \quad (2.114)$$

Η ένταση της πηγής, ο αριθμός Strouhal και οι συντελεστές  $Z1_{pi}$  έως  $Z6_{pi}$  και για την αναμεμειγμένη δέσμη δίνονται από τους τύπους παρακάτω.

Συνάρτηση έντασης της πηγής	Αναμεμειγμένη δέσμη
-----------------------------	---------------------

$$FV_m = \left( \frac{V_m - V_a}{c_a} \right)^{n_m} \left( \frac{V_m + V_a}{V_p} \right)^{1 - n_m} \quad (2.115)$$

$$n_m = \left( \frac{V_m}{c_a} \right)^{1/2} \left\{ 0.6 + \frac{0.2}{0.2 + S_m} \exp \left[ -0.3 \left( \theta_m + \frac{S_m}{1 + S_m} - 2.7 \right)^2 \right] \right\} \quad (2.116)$$

Αριθμός Strouhal	Αναμεμειγμένη δέσμη
------------------	---------------------

$$S_m = \frac{f D_m}{(V_m - V_a)} \quad (2.117)$$

Συντελεστής $Z1$	Αναμεμειγμένη δέσμη
------------------	---------------------

$$Z1_m = -30 \left\{ \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right\}^2 \quad (2.118)$$

**Συντελεστής Z2****Αναμεμειγμένη δέσμη**

$$Z2_m = -9 - 4 \left( \frac{V_p - V_s}{c_a} \right) - 38 \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^3 - 10(1 + 2\beta_m) \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^2 + 30 \left[ 0.6 - \text{Log}_{10} \left( 1 + \frac{A_s}{A_p} \right) \right] \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right) + \left( \frac{V_m - V_a}{c_a} \right) \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right) \left\{ 2\text{Log}_{10}(1 + N_l) + 6 \left[ 1 + 2 \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^2 \right] [1 - \exp(-R_{ej})] \right\} \quad (2.119)$$

**Συντελεστής Z3****Αναμεμειγμένη δέσμη**

$$Z3_{pe} = 1 + 0.4 \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^2 \quad (2.120)$$

**Συντελεστής Z4****Αναμεμειγμένη δέσμη**

$$Z4_m = 0.44 - 0.5 \exp \left[ - \left( \frac{4.5\theta_{mj}}{\pi} - 4 \right)^2 \right] + \frac{0.2V_p - 0.7V_m}{c_a} - 0.2 \text{Log}_{10} \left( 1 + \frac{A_s}{A_p} \right) - 0.8 [1 - \exp(-R_{ej})] \frac{\text{Log}_{10}(1 + N_l)}{1 + \text{Log}_{10}(1 + N_l)} + 0.1 \left( \frac{V_m}{c_a} + 5\beta_m \right) \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^2 + C41(E_{asp}, C_{fg}) \quad (2.121)$$

όπου

$$\theta_{mj} = \theta \quad \frac{\pi}{3} \leq \theta_{mj} \leq \frac{8}{9}\pi$$

Διόρθωση για τις απώλειες ώσης

$$C41 = 0.1E_{asp} - (1 - C_{fg}) \quad (2.122)$$

**Συντελεστής Z5****Αναμεμειγμένη δέσμη**

$$Z5_m = 34 + \frac{81\theta_{mj}}{\pi} - 20 \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right)^3 \quad (2.123)$$

**Συντελεστής Z6****Αναμεμειγμένη δέσμη**

$$Z6_m = 123 + 12 \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right) + 7 \exp[-8(\theta_m - 2.4)^2] + 5\beta_m \exp[-15(\theta_m - 2.3)^2] + C61(C_{fg}, M'_a) + C62(E_{asp1}, d_\psi, M'_a) \quad (2.124)$$

Διόρθωση για τις απώλειες ώσης και τις συνθήκες πτήσης

$$C_{61} = -40(1 - C_{fg})(1 - M'_a) \quad (2.125)$$

Διόρθωση για τον λόγο επί μήκους, την αζιμουθιακή γωνία και τις συνθήκες πτήσης

$$C_{62} = 2E_{asp1} \exp[-10(\theta_m - 1.8)^2](1 + d_\psi^2) - (2 + 5\sqrt{M'_a})E_{asp1}(1 - 0.2d_\psi^2) \left(\frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6\right) \quad (2.126)$$

### Ήχος κυμάτων κρούσης ευρείας ζώνης

Για μία υπερηχητική δέσμη η εμφάνιση ευρυζωνικών κυμάτων κρούσης είναι αναπόφευκτη λόγω της παρουσίας κλίσης (gradient) πίεσης και μη-ιδανικής εκτόνωσης σε καταστάσεις λειτουργίας του κινητήρα εκτός σημείου σχεδίασης. Για πολύ υψηλούς λόγους πίεσης του ακροφυσίου, η ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης μπορεί να είναι υπερηχητική γεγονός το οποίο μπορεί να οδηγήσει στην δημιουργία κυμάτων κρούσης, η συνεισφορά των οποίων στο συνολικό ήχο μπορεί να είναι σημαντική.

Η μεθοδολογία για την εκτίμηση του επιπέδου ήχου κυμάτων κρούσης έχει αναπτυχθεί από τον Tam και περιλαμβάνεται στο HSRNOISE. Στην εκτίμηση του επιπέδου του ήχου των κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα και της προ-αναμεμειγμένης δέσμης έχουν γίνει εμπειρικές διορθώσεις που αφορούν τις συνθήκες πτήσης, την γεωμετρία του αναμείκτη, τις επιδράσεις του χιτωνίου και της συχνότητας.

### Ήχος κυμάτων κρούσης δέσμης πυρήνα

Η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης του πυρήνα είναι:

$$\langle p^2(r_s, \theta, \varphi, f) \rangle_{shock, pi} = \frac{\Pi A_2}{R_s^2} F(\psi, \varphi, f) \quad (2.127)$$

όπου το  $\Pi$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς και  $A_2$  η επιφάνεια ενός αγωγού του αναμείκτη η οποία δίνεται από τον τύπο:



$$A_2 = \frac{A_p}{N_l} \quad (2.128)$$

και όπου  $F$  είναι η φασματική συνάρτηση. Το αριστερό μέλος της εξίσωσης (2.127) αναπαριστά την μέση τετραγωνική ακουστική πίεση σε σχέση με έναν ακίνητο παρατηρητή σε συντεταγμένες σύμφωνες με το ακροφύσιο. Το σχήμα 2.11 δείχνει την σχέση μεταξύ του συστήματος συντεταγμένων του ακροφυσίου και του συστήματος του παρατηρητή.

Εφόσον ο ήχος στον παρατηρητή είναι ανεξάρτητος του συστήματος συντεταγμένων η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση μπορεί να μετασχηματιστεί έτσι ώστε να είναι σύμφωνη με το σύστημα του παρατηρητή με την βοήθεια των παρακάτω γεωμετρικών σχέσεων.

$$\psi = \tan^{-1} \left[ \frac{\sin \theta}{\cos \theta - M_a} \right] \quad (2.129)$$

$$R_s = r_s \frac{\sin \theta}{\sin \psi} \quad (2.130)$$

### Ακουστική ισχύς δέσμης πυρήνα

Η ακουστική ισχύς για τα κύματα κρούσης της δέσμης πυρήνα είναι

$$\Pi = \frac{\bar{c} L^2 \bar{A}^2 \frac{V_p^2}{c_a^2}}{\xi^2} \quad (2.131)$$

όπου

$$\bar{c} = 0.0001 \quad (2.132)$$

$$\xi^2 = 1 - M_a^2 \sin^2(\psi) \quad (2.133)$$

$$L = 3.3 \quad (2.134)$$

Η συνάρτηση έντασης του «κελιού» του κύματος κρούσης είναι:

$$\bar{A}^2 = \begin{cases} \frac{\chi^2}{1+3\chi^3} \frac{A_2}{A_{j,p}} & M_p > M_d \\ \frac{\chi^2}{1+6\chi^5} & M_p \leq M_d \end{cases} \quad (2.135)$$

όπου,

$$\chi = \frac{|M_{j,p}^2 - M_d^2|}{1 + \left(\frac{\gamma_p - 1}{2}\right) M_d} \quad (2.136)$$

Η επιφάνεια  $A_2$  είναι η επιφάνεια ενός αγωγού του αναμείκτη και η  $A_{j,p}$  είναι η επιφάνεια της πλήρους ανεπτυγμένης επιφάνειας της δέσμης η οποία εκφράζεται ως:

$$A_{j,p} = A_p \left[ \frac{1 + \frac{1}{2}(\gamma_p - 1)M_{j,p}^2}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_p - 1)M_d^2} \right]^{\frac{1}{2}(\gamma_p - 1)} \left( \frac{M_d}{M_{j,p}} \right) \quad (2.137)$$

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση στο 1/3 της οκτάβας μπορεί να βρεθεί από το παρακάτω ολοκλήρωμα

$$F(\psi, \varphi, f) = \int_{f_l}^{f_u} \frac{\Gamma_m}{f_{re} (f_{re} D_2 / V_p)} df \quad (2.138)$$

όπου το άνω και το κάτω όριο ολοκλήρωσης είναι

$$f_u = 2^{\frac{1}{6}} f \quad (2.139)$$

$$f_l = 2^{-\frac{1}{6}} f \quad (2.140)$$

Η  $f$  είναι η κεντρική συχνότητα του 1/3 της οκτάβας. Το ολοκλήρωμα της (2.138) υπολογίζεται με την βοήθεια της μεθόδου Simpson 1/3.

Ο όρος  $f_{re}$  υπολογίζεται από τον τύπο:

$$f_{re} = \frac{4D_2}{D_{ej} - D_{plug}} f \quad (2.141)$$

Η παράμετρος  $\Gamma_m$  αναπαριστά το άθροισμα των συνεισφορών του κάθε όρου για μία δεδομένη συχνότητα.

$$\Gamma_m = \sum_{m=1}^{35} \frac{1}{\sigma_m^2 J_1^2(\sigma_m)} \exp \left\{ - \left( \frac{f_m}{f_{re}} - 1 \right)^2 \left[ 1 + M_c \left( \frac{M_a \xi + \cos(\psi)}{\xi (1 - M_a^2)} \right) \right]^2 \left( \frac{V_p}{V_c} \right)^2 \frac{L^2}{2 \ln 2} \right\} \quad (2.142)$$

Οι συντελεστές  $\sigma_m$  είναι τα μηδενικά, από την συνάρτηση Bessel μηδενικής τάξης και η  $J_1(\sigma_m)$  είναι η συνάρτηση Bessel πρώτης τάξης. Τα  $\sigma_m$ , και η  $J_1(\sigma_m)$  δίνονται στο παράρτημα Π3.4.1.

Η παράμετρος συχνότητας  $f_m$  καθορίζεται σε όρους αριθμού κύματος  $k_m$  και ταχύτητας μετάδοσης σύμφωνα με την σχέση:

$$f_m = \frac{k_m V_c}{2\pi} \left[ 1 + M_c \left( \frac{M_a \xi + \cos(\theta)}{\xi(1-M_a^2)} \right) \right]^{-1} \quad (2.143)$$

Η ταχύτητα μετάδοσης είναι

$$V_c = 0.7V_p + 0.3V_a \quad (2.144)$$

και ο αριθμός Mach

$$M_c = V_c / c_a \quad (2.145)$$

Ο αριθμός κύματος κρούσης είναι

$$k_m = \frac{2.2c_m \sigma_m}{D_j \sqrt{M_p^2 - 1}} \quad m = 1, 2, \dots, 35 \quad (2.146)$$

Οι παράμετροι  $c_m$  δίνονται ως

$$c_1 = 1.1596 - 0.1773M_p \quad (2.147)$$

$$c_2 = 1.1 \quad (2.148)$$

και για αριθμούς κύματος κρούσης από 3 μέχρι 35

$$c_m = 1 \quad (2.149)$$

### Επίπεδο ακουστικής πίεσης δέσμης πυρήνα

Το επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο κυμάτων κρούσης που σχετίζονται με την δέσμη πυρήνα δίνεται από τον τύπο:

$$SPL_{shock,pi} = 10 \log_{10} \left( \langle p^2 \rangle / p_{ref}^2 \right) + R_{ej} (1 + 5M_a) - 3 \left\{ 1 + 0.5 \exp \left[ -5(\theta_p - 1.6)^2 \right] \right\} R_{lin} \left[ 2 - \exp(R_{lin} - R_{ej}) \right] \exp \left[ -0.5 (\log_{10} S_{pi} - \log_{10} S_{lin})^2 \right] + \Delta SPL_{shock} \quad (2.150)$$

Οι Lu και Viswanathan ανέπτυξαν εμπειρικές διορθώσεις που οφείλονται στην γεωμετρία, στις επιδράσεις του χιτωνίου και στη συχνότητα. Οι επιπτώσεις στο επίπεδο της ακουστικής πίεσης λόγω της απόστασης πηγής παρατηρητή, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και της ανάκλασης του ήχου καθορίζονται στη συνέχεια του κεφαλαίου.

### Ήχος κυμάτων κρούσης αναμειγμένης δέσμης

Η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για τον ήχο κυμάτων κρούσης της αναμειγμένης δέσμης είναι:

$$\langle p^2(r_s, \theta, \varphi, f) \rangle_{shock, m} = \frac{\Pi^* A_{j,m}}{R_s^2} F(\psi, \varphi, f) \quad (2.151)$$

όπου το  $\Pi$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς η οποία δίνεται από τον τύπο:

$$\Pi^* = \frac{\bar{c} \bar{A}_s^2 M_{j,m}^2}{\xi^2 \left(1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_{j,m}^2\right)} \quad (2.152)$$

όπου

$$\bar{c} = 2.886 \times 10^{-4} \quad (2.153)$$

$$\xi^2 = 1 - M_a^2 \sin^2(\psi) \quad (2.154)$$

Η συνάρτηση έντασης του «κελιού» του κύματος κρούσης είναι:

$$\bar{A}_s^2 = \begin{cases} \bar{A}^2 & M_{j,m} > M_d \\ \bar{A}^2 \frac{A_{j,m}}{A_p} & M_{j,m} \leq M_d \end{cases} \quad (2.155)$$

όπου

$$\bar{A}^2 = \frac{\left(\frac{M_{j,m}^2 - M_d^2}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)M_d^2}\right)^2 \frac{E_{asp}^2}{1 + E_{asp}^2}}{\left[1 + \left(\frac{M_{j,m}^2 - M_d^2}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)M_d^2}\right)^2 \frac{E_{asp}^2}{1 + E_{asp}^2}\right]^{\frac{3}{2}}} + \frac{\left(\frac{M_{j,m}^2 - 1}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)}\right)^2 \frac{E_{asp}^2}{1 + E_{asp}^2}}{\left[1 + \left(\frac{M_{j,m}^2 - 1}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)}\right)^2 \frac{1}{1 + E_{asp}^2}\right]^{\frac{3}{2}}} \quad (2.156)$$

Η επιφάνεια της πλήρους ανεπτυγμένης επιφάνειας της δέσμης εκφράζεται από την εξίσωση:

$$A_{j,m} = A_p \left[ \frac{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)M_{j,m}^2}{1 + \frac{1}{2}(\gamma_m - 1)M_d^2} \right]^{\frac{1}{2} \frac{(\gamma_m + 1)}{\gamma_m - 1}} \left( \frac{M_d}{M_{j,m}} \right) \quad (2.157)$$

όπου  $M_d$  είναι ο αριθμός Mach σχεδίασης και  $M_{j,m}$  είναι ο αριθμός Mach για πλήρως ανεπτυγμένο ακροφύσιο. Η επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου είναι:

$$A_p = b_{ej} h_{ej} \quad (2.158)$$

Η παράμετρος  $E_{asp}$  αντιπροσωπεύει τον λόγο επί μήκους του ακροφυσίου και εκφράζεται ως

$$E_{asp} = \frac{b_{ej}}{h_{ej}} \quad (2.159)$$

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση στο 1/3 της οκτάβας μπορεί να βρεθεί από το παρακάτω ολοκλήρωμα για μηδενική γωνία αζιμούθιου ( $\varphi=0$ )

$$F(\psi, \varphi, f) = \int_{f_l}^{f_u} \frac{F_1 + F_2}{f_{re}} df \quad (2.160)$$

Το ολοκλήρωμα της (2.160) υπολογίζεται με την βοήθεια της μεθόδου Simpson 1/3. Η συνάρτηση  $F_1$  δίνεται ως

$$F_1 = \sum_{m=1}^{30} \sum_{n=1}^{30} \frac{\exp \left\{ - \left[ \frac{V_c}{L_{mn} (\xi - M_a \cos \psi) \xi f} - 1 - \frac{M_c (\cos \psi + \xi M_a)}{\xi (1 - M_a^2)} \right]^2 \left( \frac{V_j}{V_c} \right)^2 \frac{L^2}{2 \ln 2} \right\}}{(2m-1)^2 (2n-1) [1+2(n-1)] \exp \{ -(E_{asp} - 1) \}} \quad (2.161)$$

Η ταχύτητα μετάδοσης μπορεί να υπολογιστεί με την βοήθεια του τύπου

$$V_c = \left[ 0.5 - 0.2 \exp \left\{ - \left( \frac{E_{asp} - 1}{2} \right) \right\} - 0.06 \left( \frac{T_{t,m}}{T_a} - 1 \right) \right] (V_m - V_a) + V_a \quad (2.162)$$

και το μισό πλάτος της πηγής ήχου είναι

$$L = 3.0 \frac{x_c}{8.0} \left[ 1.0 + \left( 1.114 - 0.36 \frac{T_{t,m}}{T_a} \right) M_a \right] \quad (2.163)$$

με τον λόγο του μήκους πυρήνα προς την διάμετρο της δέσμης να ορίζεται ως

$$x_c = \begin{cases} 4.3 + 1.2 M_{j,m}^2 & T_{t,m}/T_a > 1.0 \\ 4.3 + 1.2 M_{j,m}^2 + 1.2 \left( 1.0 - \frac{T_{t,m}}{T_a} \right) & T_{t,m}/T_a > 1.0 \end{cases} \quad (2.164)$$

Η απόσταση των περιττών κελιών κυμάτων κρούσης είναι

$$L_{mn} = \frac{2 \sqrt{M_{j,m}^2 - 1} \left[ 1.0 + \left( 0.812 - 0.254 \frac{T_{t,m}}{T_a} \right) M_a \right]}{C_m \sqrt{\left( \frac{2n-1}{b_{ej}} \right)^2 + \left( \frac{2m-1}{h_j} \right)^2}} \quad m=1,2,3,\dots,30 \quad (2.165)$$

$n=1,2,3,\dots,30$

όπου το  $C_m$  είναι ένας εμπειρικός διορθωτικός παράγοντας που αναφέρεται στην απόσταση από το  $m$ -οστό κελί.

$$C_m = \begin{cases} \alpha_1 + [0.756 - 0.195M_{j,m} - (\alpha_1 - 1)] \exp \left\{ - \left[ 0.4(E_{asp} - 1)^2 \right] \right\} & m = 1 \\ \alpha_1 + (1.1 - \alpha_1) \exp \left\{ - \left[ 0.4(E_{asp} - 1)^2 \right] \right\} & m \geq 2 \end{cases} \quad (2.166)$$

όπου

$$\alpha_1 = 1.0 + 0.578 \exp \left\{ - \left[ 4.75(M_{j,m} - 1)^2 \right] \right\} \quad (2.167)$$

Το ύψος της δέσμης  $h_{ej}$  που αναφέρεται σε πλήρως ανεπτυγμένο ακροφύσιο εκφράζεται από την σχέση

$$h_j = h_{ej} \frac{A_{j,m}}{b_{ej}} \quad (2.168)$$

Η συνάρτηση  $F_2$  υπολογίζεται από τον τύπο

$$F_2 = \sum_{m=1}^3 \frac{\exp \left\{ - \left[ \frac{V_c}{L_m (\xi - M_a \cos \psi) \xi f} - 1 - \frac{M_c (\cos \psi + \xi M_a)}{\xi (1 - M_a^2)} \right]^2 \left( \frac{V_j}{V_c} \right)^2 \frac{L^2}{2 \ln 2} \right\}}{4m^2} \quad (2.169)$$

με την απόσταση για τα άρτια κελιά κυμάτων κρούσης να είναι

$$\hat{L}_m = \frac{2 \sqrt{M_{j,m}^2 - 1} \left[ 1.0 + \left( 0.812 - 0.254 \frac{T_{L,m}}{T_a} \right) M_a \right]}{C_m \sqrt{\left( \frac{1}{b_{ej}} \right)^2 + \left( \frac{2m}{h_j} \right)^2}} \quad m = 1, 2, 3 \quad (2.170)$$

## Επίπεδο ακουστικής πίεσης αναμεμειγμένης δέσμης

Το επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο κυμάτων κρούσης που σχετίζονται με την αναμεμειγμένη δέσμη δίνεται από τον τύπο:

$$SPL_{shock,m}(r_s, \theta, \varphi, f) = 10 \log_{10} \left( \frac{p^2}{p_{ref}^2} \right) - \Delta(E_{asp}, \varphi) - 10 \left\{ \exp \left[ - \left( \frac{1.8\theta_m}{\pi} - 0.6 \right) \right] - 1 + 3M'_a \right\} + \Delta SPL_{shock} \quad (2.171)$$

Η μέθοδος μπορεί να εφαρμοστεί και για αζιμουθιακές γωνίες διαφορετικές του μηδενός, με την διόρθωση που παρέχει ο όρος  $\Delta(E_{asp}, \varphi)$  ο οποίος αναπτύχθηκε από τους Ponton, Manning και Seiner για το σκοπό αυτό. Ο όρος διόρθωσης της αζιμουθιακής γωνίας δίνεται ως

$$\Delta(E_{asp}, \varphi) = [0.3992 - 0.5228E_{asp} + 0.1192E_{asp}^2] \left( \frac{\varphi}{\pi/2} \right) + [-1.48 + 1.6764E_{asp} + 0.192E_{asp}^2] \left( \frac{\varphi}{\pi/2} \right)^2 \quad (2.172)$$

και εξαρτάται από τον λόγο επί μήκους της δέσμης  $E_{asp}$  και την αζιμουθιακή γωνία  $\varphi$ . Ο τελευταίος όρος της εξίσωσης (2.171) είναι μία εμπειρική διόρθωση που αναπτύχθηκε από τους Lu και Viswanathan. Οι επιπτώσεις στο επίπεδο της ακουστικής πίεσης λόγω της απόστασης πηγής παρατηρητή, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και της ανάκλασης του ήχου καθορίζονται στη συνέχεια του κεφαλαίου.

## Επιδράσεις Διάδοσης

Οι επιδράσεις στην διάδοση του ήχου πρέπει να συμπεριληφθούν στις μεθόδους εκτίμησης ήχου σαν συνάρτηση της συχνότητας, της γωνίας εκπομπής και της απόστασης παρατηρητή- πηγής ήχου. Οι διορθώσεις που απαιτούνται για την εκτίμηση του ήχου στη θέση του παρατηρητή είναι διαφορετικές για καθένα από τα πέντε στοιχεία παραγωγής ήχου της δέσμης. Οι πηγές ήχου της μίξης δέσμης για παράδειγμα, συμπεριλαμβάνουν τις επιδράσεις του γεωμετρικά κοντινού πεδίου και του ακουστικά κοντινού πεδίου οι οποίες δεν περιλαμβάνονται στο μοντέλο των κυμάτων κρούσης. Παρακάτω περιγράφονται οι επιδράσεις διάδοσης για καθένα από τα πέντε στοιχεία παραγωγής ήχου.

### Γεωμετρικά κοντινό πεδίο

Η εκτίμηση του ήχου μίξης δέσμης, συμπεριλαμβάνει διορθώσεις για τις επιδράσεις του γεωμετρικά κοντινού ακουστικού πεδίου αλλά και του ακουστικά κοντινού πεδίου. Όταν ο παρατηρητής/μικρόφωνο είναι κοντά στην δέσμη το ακουστικό πεδίο μοντελοποιείται καλύτερα με μία γραμμική πηγή ήχου, απ'ότι με μία σημειακή. Η μετάβαση από το κοντινό στο μακρινό πεδίο γίνεται με την ακόλουθη εμπειρική φόρμουλα για την μέση ακουστική τετραγωνική πίεση:

$$\langle p^2 \rangle \propto (D/r)^2 (1 + b/r)^{-1} \quad (2.173)$$

Η παράμετρος  $D$  είναι η διάμετρος της δέσμης για κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου της δέσμης,  $r$  είναι η απόσταση του παρατηρητή από την εκάστοτε πηγή και  $b$  είναι μία εμπειρική μεταβλητή η οποία δίνει το μήκος της πηγής. Η μετατροπή της μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης σε επίπεδο ακουστικής πίεσης εμφανίζει τον όρο  $20 \text{Log}_{10} \left( \frac{D}{r} \right)$  που είναι η σφαιρική απόκλιση του μακρινού πεδίου και τον όρο  $-10 \text{Log}_{10} \left( 1 + \frac{b}{r} \right)$  που είναι η διόρθωση του κοντινού πεδίου η οποία μειώνει την απόκλιση από την πραγματική τιμή του επιπέδου ακουστικής πίεσης που έχουμε στην περίπτωση του μακρινού πεδίου.

### Ακουστικά κοντινό πεδίο

Το ακουστικά κοντινό πεδίο καθορίζεται επίσης εμπειρικά. Σε αυτήν την περίπτωση το μήκος κύματος χρησιμοποιείται για να μετρήσει την απόσταση του ακουστικά κοντινού πεδίου του παρατηρητή σε σχέση με την πηγή. Η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση προσεγγίζεται από την σχέση:

$$\langle p^2 \rangle \propto (\lambda/r)^2 [1 + 1.3(\lambda/r)^2] \quad (2.174)$$

όπου  $\lambda = c_a/f$  είναι το μήκος κύματος. Όταν η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση μετατραπεί σε επίπεδο ακουστικής πίεσης εμφανίζεται ο όρος  $20 \text{Log}_{10}(\lambda/r)$  ο οποίος εκφράζει την σφαιρική απόκλιση του μακρινού πεδίου, ενώ η διόρθωση για το κοντινό πεδίο γίνεται με την βοήθεια του όρου  $10 \text{Log}_{10}[1 + 1.3(\lambda/r)^2]$ .



### Επιδράσεις διάδοσης για την δέσμη πυρήνα και την προ-αναμεμειγμένη δέσμη

Η ακόλουθη εξίσωση εκφράζει τις επιδράσεις διάδοσης για την δέσμη πυρήνα και την προ-αναμεμειγμένη δέσμη

$$\begin{aligned} \Delta SPL_p = & 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{D_p}{r_p} \right) - 10 \text{Log}_{10} \left( 1 + \frac{b}{r_p} \right) \\ & + 10 \text{Log}_{10} \left[ 1 + 1.3 \left( \frac{c_a}{r_p f} \right)^2 \right] + 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{P_a}{P_{std}} \right) \\ & + 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{\rho_p + \rho_a}{2\rho_a} \right) + 10 \text{Log}_{10} (N_{eng}) \\ & - |A_{abs}(f, rh)|_{r_p} + G - EGA \end{aligned} \quad (2.175)$$

όπου οι όροι της παραπάνω εξίσωσης αφορούν αντίστοιχα

- την σφαιρική διάδοση
- το γεωμετρικά κοντινό πεδίο
- το ακουστικά κοντινό πεδίο
- την πίεση περιβάλλοντος
- την πυκνότητα
- τον αριθμό των πηγών
- την ατμοσφαιρική απορρόφηση
- την αντανάκλαση
- την εξασθένιση λόγω εδάφους

### Επιδράσεις διάδοσης για την αναμεμειγμένη δέσμη

Η ακόλουθη εξίσωση εκφράζει τις επιδράσεις διάδοσης την αναμεμειγμένη δέσμη

$$\begin{aligned} \Delta SPL_m = & 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{D_m}{r_m} \right) - 10 \text{Log}_{10} \left( 1 + \frac{b}{r_p} \right) \\ & + 10 \text{Log}_{10} \left[ 1 + 1.3 \left( \frac{c_a}{r_p f} \right)^2 \right] + 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{P_a}{P_{std}} \right) \\ & + 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{\rho_m + \rho_a}{2\rho_a} \right) + 10 \text{Log}_{10} (N_{eng}) \\ & - |A_{abs}(f, rh)|_{r_s} + G - EGA \end{aligned} \quad (2.176)$$

όπου οι όροι της παραπάνω εξίσωσης αφορούν αντίστοιχα

- την σφαιρική διάδοση
- το γεωμετρικά κοντινό πεδίο
- το ακουστικά κοντινό πεδίο
- την πίεση περιβάλλοντος
- την πυκνότητα
- τον αριθμό των πηγών
- την ατμοσφαιρική απορρόφηση
- την αντανάκλαση
- την εξασθένιση λόγω εδάφους

### Επιδράσεις διάδοσης για τα κύματα κρούσης

Η ακόλουθη εξίσωση εκφράζει τις επιδράσεις διάδοσης για τα κύματα κρούσης

$$\Delta SPL_{shock} = 10 \log_{10}(N_{eng}) + 20 \log_{10} \left( \frac{\rho_a(z_s) c_a^2(z_s)}{\rho_a(z_0) c_a^2(z_0)} \right) - |A_{abs}(f, rh)|_{r_s} + G - EGA \quad (2.177)$$

όπου οι όροι της παραπάνω εξίσωσης αφορούν αντίστοιχα

- τον αριθμό των πηγών
- την πίεση περιβάλλοντος
- την ατμοσφαιρική απορρόφηση
- την αντανάκλαση
- την εξασθένιση λόγω εδάφους

### Συνολικός ήχος δέσμης

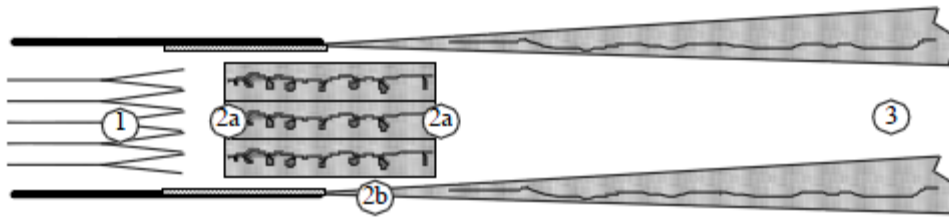
Ο συνολικός ήχος της δέσμης είναι το λογαριθμικό άθροισμα των πέντε στοιχείων παραγωγής ήχου και δίνεται από την σχέση:

$$SPL_{total}(r_s, \theta, \varphi, f) = 10 \log_{10} \Sigma \quad (2.178)$$

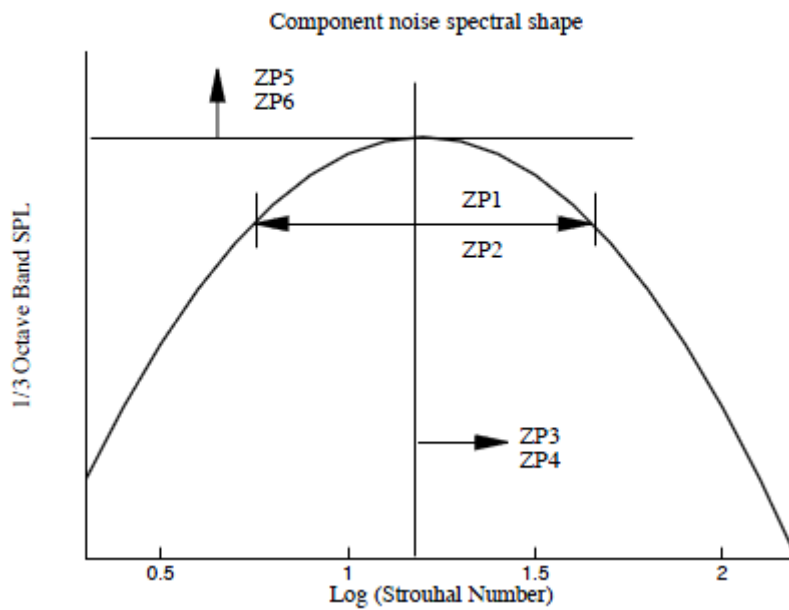
όπου

$$\Sigma = 10^{SPL_{pi}/10} + 10^{SPL_{pe}/10} + 10^{SPL_m/10} + 10^{SPL_{shock, pi}/10} + 10^{SPL_{shock, m}/10} \quad (2.179)$$

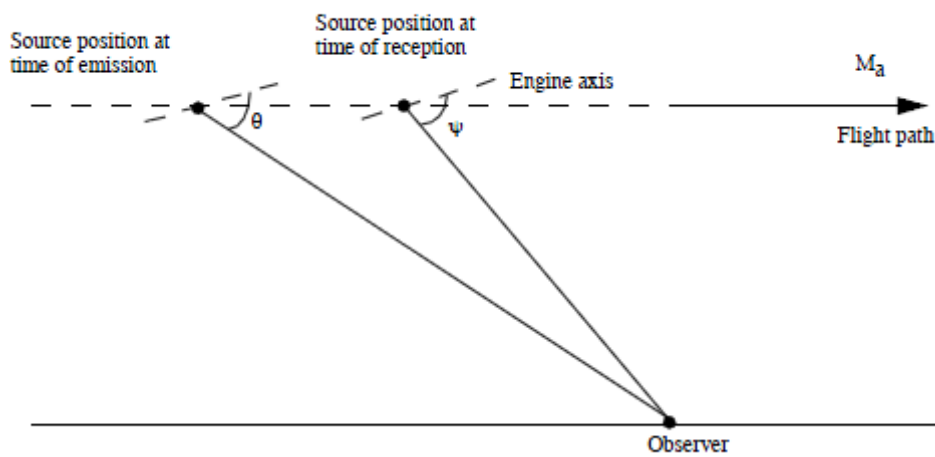
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου της δέσμης με την μέθοδο JN8C4 έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας JET1IN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.4.



Σχήμα 2.9: Περιοχές δέσμης



Σχήμα 2.10: Επίπτωση συντελεστών Z στο επίπεδο ακουστικής πίεσης



Σχήμα 2.11: Σχέση συντεταγμένων εκπομπής και λήψης

## 2.4.2 Μέθοδος Εκτίμησης Stone

Η μέθοδος η οποία περιγράφεται σε αυτήν την ενότητα αναπτύχθηκε από την εταιρία Modern Technologies Corporation (MTC) για αεροπορικούς κινητήρες της General Electric, περιλαμβάνεται στο HSRNOISE και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας JET2IN.

Η μέθοδος αυτή εκτιμά τον ήχο ανάμειξης της δέσμης και τον ήχο δέσμης κυμάτων κρούσης για ένα 2D σύστημα αναμείκτη-ακροφυσίου. Για λόγους ανάλυσης η δέσμη μπορεί να χωριστεί εννοιολογικά σε τρεις περιοχές: την δέσμη πυρήνα μέσα στον αναμείκτη, την προ-αναμεμειγμένη δέσμη ακριβώς μετά τον αναμείκτη και την αναμεμειγμένη δέσμη αρκετά μακριά από την έξοδο. Από αυτές τις τρεις περιοχές προκύπτουν πέντε πηγές ήχου: ο ήχος της δέσμης πυρήνα, ο ευρυζωνικός ήχος κυμάτων κρούσης που σχετίζεται με την δέσμη του πυρήνα, ο ήχος της προ-αναμεμειγμένης δέσμης, ο ευρυζωνικός ήχος κυμάτων κρούσης που σχετίζεται με την προ-αναμεμειγμένη δέσμη και ο ήχος της αναμεμειγμένης δέσμης.

Η μέθοδος αποτελείται από ημι-εμπειρικές διορθώσεις των στοιχείων παραγωγής ήχου σε όρους γεωμετρικών και θερμοδυναμικών παραμέτρων. Κάθε πηγή μοντελοποιείται σε αναλογία με ένα κυκλικό συγκλίνον ακροφύσιο με διαφορετικές χαρακτηριστικές ταχύτητες και μήκη, για τις κατάλληλες φυσικές ιδιότητες.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$A_{th}$	Επιφάνεια λαιμού ακροφυσίου
CER	Λόγος εκτόνωσης
$D_{h,pri}$	Υδραυλική διάμετρος αρχικού ακροφυσίου
DM	Βαθμός ανάμειξης
$f_{pk}$	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ευρυζωνικού ήχου
$h_{ej}$	Ύψος εκχυτή
$L_{ej}$	Μήκος εκχυτή
$L_{bulk,end}$	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
$L_{bulk,start}$	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
$L_{perf,end}$	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης
$L_{perf,start}$	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης
$\bar{M}$	Μοριακό βάρος

$\bar{M}_{pri}$	Μοριακό βάρος κύριας δέσμης
$P_{amb}$	Πίεση περιβάλλοντος
$P_{t,pri}$	Ολική πίεση κύριας δέσμης στην αρχή του ακροφυσίου
PEN	Λόγος διεϊσόδου αναμείκτη προς το ύψος του ακροφυσίου
SAR	Λόγος επιφάνειας καταστολέα
$T_{t,mix}$	Ολική θερμοκρασία αναμεμειγμένης δέσμης
$T_{t,pri}$	Ολική θερμοκρασία δέσμης πυρήνα στην αρχή του ακροφυσίου
$V_a$	Ταχύτητα αεροσκάφους
$V_{mix}$	Ταχύτητα αναμεμειγμένης δέσμης
$\dot{w}^*$	Λόγος άντλησης
$w_{ej}$	Πλάτος εκχυτή
$\Delta dB_{bulk,pk}$	Μέγιστη καταστολή του ήχου στο τμήμα της ενιαίας διαμόρφωσης ανά πόδι
$\Delta dB_{perf,pk}$	Μέγιστη καταστολή του ήχου στο τμήμα της διάτρητης διαμόρφωσης dB ανά μήκος κύματος
$\gamma_{pri}$	Λόγος ειδικών θερμοτήτων της κύριας δέσμης

Για να υπολογιστούν οι ακουστικές πιέσεις για το κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου, υπολογίζονται αρχικά τα θερμοδυναμικά χαρακτηριστικά της κύριας και της δευτερεύουσας ροής μέσω μιας επαναληπτικής διαδικασίας. Η διαδικασία αυτή βασίζεται στην διατήρηση μάζας, ορμής και ενέργειας και ξεκινά με μία αρχική υπόθεση του λόγου ολικής προς στατική πίεση της δευτερεύουσας ροής. Μπορούν έτσι, να υπολογιστούν οι παροχές μάζας της κύριας και της δευτερεύουσας ροής, ο λόγος των οποίων μπορεί στη συνέχεια να συγκριθεί με τον λόγο άντλησης που δίνεται. Αν δεν συγκλίνει η λύση που προέκυψε αναθεωρείται λόγος πιέσεων και η διαδικασία επαναλαμβάνεται. Σε περιπτώσεις που δεν συγκλίνει η διαδικασία πρέπει να αναθεωρηθούν τα στοιχεία εισόδου.

### Επαναληπτική διαδικασία υπολογισμού θερμοδυναμικών χαρακτηριστικών

Βήμα πρώτο: αρχική υπόθεση λόγου ολικής προς στατική πίεση δευτερεύουσας ροής

$$P_{guess,s}^* = \frac{P_{t,sec}}{P_{amb}} = 1.108 \quad (2.180)$$

Αρχική υπόθεση για την επιφάνεια της κύριας ροής

$$A_{pri,exit} = A_{pri} \quad (2.181)$$

Η αρχική επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου μπορεί να υπολογιστεί από την επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου και τον λόγο εκτόνωσης

$$A_{pri} = A_{th}(CER) \quad (2.182)$$

Βήμα δεύτερο: Υπολογισμός παραμέτρων δευτερεύουσας ροής

Στατική πίεση δευτερεύουσας ροής

$$P_{s,sec} = \frac{P_{t,sec}}{P_{guess}^*} \quad (2.183)$$

Στατική θερμοκρασία δευτερεύουσας ροής

$$T_{s,sec} = T_{t,sec} \left( \frac{1}{P_{guess}^*} \right)^{(1-1/\gamma)} \quad (2.184)$$

$$\gamma = 1.4 \quad (2.185)$$

Ταχύτητα ήχου δευτερεύουσας ροής

$$c_{sec} = \sqrt{\gamma g R T_{s,sec}} \quad (2.186)$$

Αριθμός Mach δευτερεύουσας ροής

$$M_{j,sec} = \sqrt{\frac{2[(T_{t,sec}/T_{s,sec})-1]}{\gamma-1}} \quad (2.187)$$

Ταχύτητα δευτερεύουσας ροής

$$V_{sec} = M_{j,sec} c_{sec} \quad (2.188)$$

Πυκνότητα δευτερεύουσας ροής

$$\rho_{sec} = \frac{P_{s,sec}}{R T_{s,sec}} \quad (2.189)$$

Επιφάνεια δευτερεύουσας ροής

$$A_{sec} = A_{sec} + A_{pri} - A_{pri,exit} \quad (2.190)$$

Παροχή μάζας δευτερεύουσας ροής

$$\dot{m}_{sec} = \rho_{sec} A_{sec} V_{sec} \quad (2.191)$$

Βήμα τρίτο: Υπολογισμός παραμέτρων κύριας ροής

Στατική θερμοκρασία κύριας ροής

$$T_{s,pri} = T_{t,pri} \left( \frac{1}{P_{pri}^*} \right)^{(1-1/\gamma_{pri})} \quad (2.192)$$

Λόγος ολικής προς στατική πίεση

$$P_{pri}^* = \frac{P_{t,pri}}{P_{s,sec}} \quad (2.193)$$

Λόγος ειδικών θερμοτήτων

$$\begin{aligned} \gamma_{pri} = & \\ & 1.42427 - 1.07556 \times 10^{-4} \Delta T + 2.67072 \times 10^{-8} \Delta T^2 - \\ & 2.960911 \times 10^{-12} \Delta T^3 - 3.82470 \times 10^{-17} \Delta T^4 \end{aligned} \quad (2.194)$$

$$\Delta T = T_{t,pri} - T_{amb} \quad (2.195)$$

Ταχύτητα ήχου

$$c_{pri} = \sqrt{\gamma_{pri} g R_{pri} T_{s,pri}} \quad (2.196)$$

$$R_{pri} = \frac{1544}{\bar{M}_{pri}} \quad (2.197)$$

$$\begin{aligned} \bar{M}_{pri} = & \\ & 28.9691 + 3.3221 \times 10^{-12} \Delta T + 2.77821 \times 10^{-10} \Delta T^2 \end{aligned} \quad (2.198)$$

Αριθμός Mach κύριας ροής

$$M_{j,pri} = \sqrt{\frac{2[(T_{t,pri}/T_{s,pri})-1]}{\gamma_{pri}-1}} \quad (2.199)$$

Ταχύτητα κύριας ροής

$$V_{pri} = M_{j,pri} c_{pri} \quad (2.200)$$

Πυκνότητα κύριας ροής

$$\rho_{pri} = \frac{P_{s,pri}}{R_{pri} T_{s,pri}} \quad (2.201)$$



Επιφάνεια εξόδου κύριας ροής

$$A_{pri,exit} = A_{pri} \frac{M_d}{M_{j,pri}} \left[ \frac{1+(\gamma_{pri}-1)M_{j,pri}^2}{1+(\gamma_{pri}-1)M_d^2} \right]^{\frac{1(\gamma_{pri}+1)}{2(\gamma_{pri}-1)}} \quad (2.202)$$

Παροχή μάζας κύριας ροής

$$\dot{w}_{pri} = \rho_{pri} A_{pri} V_{pri} \quad (2.203)$$

Βήμα τέταρτο: Υπολογισμός παροχής μάζας δευτερεύουσας ροής από τον λόγο άντλησης

$$\dot{w}_{sec} = \dot{w}^* \dot{w}_{pri} \quad (2.204)$$

Βήμα πέμπτο: Σύγκριση της υπολογισμένης παροχής μάζας της δευτερεύουσας ροής με αυτή που δίνεται σαν είσοδος. Αν  $|\Gamma-1| \geq 0.0001$  όπου

$$\Gamma = \frac{\dot{w}_{sec} (calculated)}{\dot{w}_{sec} (input)} \quad (2.205)$$

τότε η επαναληπτική συγκλίνει. Σε αντίθετη περίπτωση, ο λόγος πιέσεων παίρνει νέα τιμή σύμφωνα με τον τύπο

$$P_{guess}^* (new) = 0.8 P_{guess}^* (old) + 0.2 (P_{guess}^* (old))^{\Gamma} \quad (2.206)$$

και επαναλαμβάνονται τα βήματα δύο έως πέντε.

### Παράμετροι αναμεμειγμένης δέσμης

Η μέθοδος παρέχει δύο επιλογές ως προς τις παραμέτρους της αναμεμειγμένης δέσμης. Μπορεί είτε να δίνονται σαν είσοδος η ολική θερμοκρασία και η ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης και να υπολογίζονται βάσει αυτών οι υπόλοιπες παράμετροι, είτε να υπολογίζονται εσωτερικά όλες οι παράμετροι στη βάση μίας μέσης παροχής μάζας της κύριας και της δευτερεύουσας ροής.

Όταν η ολική θερμοκρασία και η ταχύτητα της δέσμης δίνονται σαν στοιχεία εισόδου έχουμε

$$T_{s,mix} = T_{t,mix} - \left(1 - \frac{1}{\gamma_{mix}}\right) \frac{V_{mix}^2}{2gR_{mix}} \quad (2.207)$$

όπου ο λόγος ειδικών θερμοτήτων της αναμεμειγμένης δέσμης  $\gamma_{mix}$  υπολογίζεται ως εξής

$$\gamma_{mix} = \frac{\gamma_{pri} + \dot{w}^* \gamma}{1 + \dot{w}^*} \quad (2.208)$$

$$R_{mix} = \frac{1544}{\bar{M}_{mix}} \quad (2.209)$$

$$\bar{M}_{mix} = \frac{\bar{M}_{pri} + \dot{w}^* \bar{M}_{sec}}{1 + \dot{w}^*} \quad (2.210)$$

Όταν η ολική θερμοκρασία και η ταχύτητα της δέσμης δεν δίνονται σαν στοιχεία εισόδου η στατική θερμοκρασία της αναμεμειγμένης δέσμης στην έξοδο του εκχυτή εκφράζεται ως

$$T_{s,mix} = \left( \frac{T_{s,pri} + \dot{w}^* T_{s,sec}}{1 + \dot{w}^*} \right) \left( \frac{P_{amb}}{P_{sec}} \right)^{1-1/\gamma_{mix}} \quad (2.211)$$

Η ολική θερμοκρασία και η ταχύτητα της δέσμης υπολογίζονται εσωτερικά από τις ακόλουθες εξισώσεις

$$V_{mix} = \frac{\dot{w}_{pri} + \dot{w}_{sec}}{\rho_{mix} A_{ej}} \quad (2.212)$$

$$T_{t,mix} = T_{s,mix} + \left( 1 - \frac{1}{\gamma_{mix}} \right) \frac{V_{mix}^2}{2gR_{mix}} \quad (2.213)$$

Η πυκνότητα, η ταχύτητα του ήχου και ο αριθμός Mach της αναμεμειγμένης δέσμης είναι

$$\rho_{mix} = \frac{P_{amb}}{R_{mix} T_{s,mix}} \quad (2.214)$$

$$c_{mix} = \sqrt{\gamma_{mix} g R_{mix} T_{s,mix}} \quad (2.215)$$

$$M_{j,mix} = \frac{V_{mix}}{c_{mix}} \quad (2.216)$$

### Διορθωτικοί παράγοντες αναμείκτη

Επιπρόσθετα στα θερμοδυναμικά χαρακτηριστικά των τριών αυτών περιοχών παραγωγής ήχου έρχονται να προστεθούν και άλλες παράμετροι όπως είναι ο βαθμός ανάμειξης και η επιφάνεια του καταστολέα για να διορθώσουν τα χαρακτηριστικά ήχου του συστήματος αναμείκτη-ακροφυσίου.

## Βαθμός ανάμειξης

Η παράμετρος του βαθμού ανάμειξης επιτρέπει στα χαρακτηριστικά του ήχου να διορθωθούν βάσει του πεδίου ροής. Η χαρακτηριστική ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης οριοθετείται από την ταχύτητα της πλήρους αναμεμειγμένης δέσμης και από την ταχύτητα της δέσμης πυρήνα. Η παράμετρος του βαθμού ανάμειξης ορίζεται ως ο λόγος της διαφοράς της πλήρους ανεπτυγμένης ταχύτητας της δέσμης του πυρήνα και της ταχύτητας της προ-αναμεμειγμένης δέσμης προς την διαφορά της ταχύτητας δέσμης του πυρήνα και της ταχύτητας της αναμεμειγμένης δέσμης.

Μια εμπειρική σχέση για τον βαθμό ανάμειξης σαν συνάρτηση του λόγου της επιφάνειας του καταστολέα, της διείσδυσης του εκχυτή στο ακροφύσιο, του λόγου μήκους του αναμείκτη προς την υδραυλική διάμετρο του ακροφυσίου και του λόγου πίεσης του ακροφυσίου δίνεται παρακάτω.

$$DM = \frac{0.93Z}{2.3+Z} \quad (2.217)$$

όπου

$$Z = \frac{SAR(PEN)^3(L_e/D_{h,pri})}{(NPR)^{1.5}} \quad (2.218)$$

## Λόγος επιφάνειας καταστολέα

Ο λόγος επιφάνειας καταστολέα (SAR) ορίζεται ως ο λόγος της επιφάνειας της πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης προς την επιφάνεια λαιμού της δέσμης του πυρήνα

$$SAR = \frac{A_{pri} + A_{sec}}{A_{th}} \quad (2.219)$$

## Λόγος επιφάνειας αναμείκτη

Ο λόγος επιφάνειας του αναμείκτη και ο γεωμετρικός παράγοντας χρησιμοποιούνται για την διόρθωση του ήχου του αναμείκτη. Ο λόγος επιφάνειας του αναμείκτη ορίζεται ως ο λόγος της επιφάνειας εξόδου του αναμείκτη προς την επιφάνεια της πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

$$MAR = \frac{A_{ej}}{A_{pri} + A_{sec}} \quad (2.220)$$

### Γεωμετρικός παράγοντας

Ο γεωμετρικός παράγοντας χρησιμοποιείται για να καθορίσει την εξάρτηση του ήχου του αναμείκτη του ακροφυσίου από την αζιμουθιακή γωνία. Ο γεωμετρικός παράγοντας  $GF$  είναι συνάρτηση του λόγου επί μήκους και της αζιμουθιακής γωνίας και εκφράζεται ως

$$GF = \begin{cases} [(h_{ej}/w_{ej})\cos\varphi]^{-1} & \varphi \geq \varphi_{cor} \\ \sin\varphi & \varphi < \varphi_{cor} \end{cases} \quad (2.221)$$

όπου η γωνία στροφής δίνεται ως

$$\varphi_{cor} = \tan^{-1}(h_{ej}/w_{ej}) \quad (2.222)$$

Στο σχήμα 2.13 καθορίζεται το σύστημα συντεταγμένων του αναμείκτη.

### Ήχος δέσμης πυρήνα

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης της δέσμης του πυρήνα είναι

$$\begin{aligned} SPL_{IM}(f, \theta, \varphi, r_s) = & 147 + 10\text{Log}_{10}(A_{pri}/r_s^2) + 10\omega_{IM}\text{Log}_{10}\left(\frac{\rho_{pri}}{\rho_{sec}}\right) + \\ & 60\text{Log}_{10}(V_{e,IM}/c_a) - \Delta_{HW} - 19F_{1,IM}(\theta)\text{Log}_{10}(GF) - F_{2,IM}(\theta) + \\ & 60\text{Log}_{10}\left[1 + M_a\left(\frac{\theta}{150}\right)^{10}\right] - 40\text{Log}_{10}(1 - M_a\cos\theta_D) - S_{IM}(f, \theta) - \\ & \Delta dB_{sup} \end{aligned} \quad (2.223)$$

Το εύρος του ήχου της δέσμης πυρήνα καθορίζεται από την επιφάνεια της κύριας ροής, την πυκνότητα και την ταχύτητα της δέσμης της κύριας και της δευτερεύουσας ροής, και το μήκος και την ισοδύναμη διάμετρο του αναμείκτη. Σε αναλογία με κυκλικά ακροφύσια, οι επιδράσεις της θερμοκρασίας καθορίζονται από το λόγο πυκνότητας και τον δείκτη του λόγου πυκνότητας  $\omega_{IM}$ . Ο δείκτης του λόγου πυκνότητας δίνεται από τον τύπο

$$\omega_{IM} = \frac{3(V_{e,IM}/c_a)^{3.5}}{[0.6+(V_{e,IM}/c_a)^{3.5}]} - 1 \quad (2.224)$$

όπου η αποτελεσματική ταχύτητα της δέσμης πυρήνα καθορίζεται ως

$$V_{e,IM} = V_{pri} [1 - (V_{sec}/V_{pri}) \cos \alpha_1]^{2/3} \quad (2.225)$$

Η γωνία  $\alpha_1$  αναπαριστά την γωνία απόκλισης ανάμεσα στο αρχικό ακροφύσιο και την ροή του αναμείκτη.

Ο όρος της επένδυσης σκληρού τοιχώματος,  $\Delta_{HW}$ , ορίζεται ως ο λόγος του μήκους του εκχυτή προς την ισοδύναμη διάμετρο εξόδου αυτού και δίνεται από τον τύπο

$$\Delta_{HW} = 0.5L_{ej}/D_{ej,eq} \quad (2.226)$$

όπου η ισοδύναμη διάμετρος εξόδου είναι

$$D_{ej,eq} = \sqrt{\frac{4A_{ej}}{\pi}} \quad (2.227)$$

και η επιφάνεια εξόδου του αναμείκτη είναι

$$A_{ej} = w_{ej} h_{ej} \quad (2.228)$$

### Συνάρτηση κατεύθυνσης δέσμης πυρήνα

Η κατευθυντικότητα της δέσμης του πυρήνα χωρίς τις επιδράσεις πτήσης καθορίζεται από δύο όρους. Ο όρος  $19F_{1,IM}(\theta) \log_{10}(GF)$  της εξίσωσης (2.223) συνδυάζει τις επιδράσεις της αζιμουθιακής και της πολικής γωνίας. Η συνάρτηση  $F_{1,IM}(\theta)$  είναι

$$F_{1,IM}(\theta) = \begin{cases} \frac{\theta'_{IM}}{125} & \theta'_{IM} \leq 125 \\ 1 - \frac{(\theta'_{IM}-125)}{90} & \theta'_{IM} > 125 \end{cases} \quad (2.229)$$

όπου η αποτελεσματική γωνία ορίζεται ως

$$\theta'_{IM} = \theta \left( \frac{V_{e,IM}}{c_a} \right)^{0.1} \quad (2.230)$$

και η συνάρτηση  $F_{2,IM}(\theta)$  δίνεται σε πίνακα στο παράτημα Π3.4.2.

### Επιδράσεις πτήσης στον ήχο δέσμης πυρήνα

Οι διορθώσεις στο εύρος του επιπέδου ήχου της δέσμης του πυρήνα λόγω των επιδράσεων πτήσης καθορίζονται από δύο όρους. Ο όρος  $60 \log_{10} \left[ 1 + M_a \left( \frac{\theta}{150} \right)^{10} \right]$  είναι πολύ μικρός για γωνίες μικρότερες των  $120^\circ$ . Ο όρος  $40 \log_{10}(1 - M_a \cos \theta_D)$  χρησιμοποιείται για να περιγράψει την

αλλαγή στο επίπεδο ήχου της δέσμης του πυρήνα λόγω της κίνησης του αεροσκάφους.

### Φασματική συνάρτηση δέσμης πυρήνα

Η φασματική συνάρτηση της δέσμης του πυρήνα είναι συνάρτηση του αριθμού Strouhal, ο οποίος περιλαμβάνει τις επιδράσεις λόγω της αζιμουθιακής γωνίας, του λόγου επί μήκους αλλά και της θερμοκρασίας. Ο αριθμός Strouhal για τον ήχο της δέσμης πυρήνα καθορίζεται από την σχέση

$$St_{IM} = \frac{f D_{h,pri}}{V_{e,IM}} \sqrt{GF} \left[ \left( \frac{T_{t,pri}}{T_{s,pri}} \right)^{0.4(1+\cos\theta'_{IM})} (1 - M_a \cos\theta_D) \right] \quad (2.231)$$

και περιλαμβάνει μετατόπιση κατά Doppler. Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal της δέσμης πυρήνα επηρεάζεται ελάχιστα από την αποτελεσματική γωνία κατεύθυνσης όπως φαίνεται και στον πίνακα του παραρτήματος Π3.4.2. Η φασματική συνάρτηση της δέσμης του πυρήνα μπορεί να βρεθεί με την βοήθεια του πίνακα Π3.19 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση της αποτελεσματικής γωνίας κατεύθυνσης και του όρου  $\text{Log}_{10}(St'_{IM})$  που ορίζεται ως

$$\text{Log}_{10}(St'_{IM}) = \text{Log}_{10}(St_{IM}) - \text{Log}_{10}(St_{pk,IM}) \quad (2.232)$$

### Ακουστική απορρόφηση δέσμης πυρήνα

Η ακουστική απορρόφηση της δέσμης του πυρήνα παρέχεται από την διάτρητη και την ενιαία διαμόρφωση των χιτωνίων ακουστικού απορροφητήρα. Η δραστηριότητα των χιτωνίων εξαρτάται από την θέση της πηγής ήχου και την μέγιστη συχνότητα απορρόφησης του χιτωνίου. Αριθμητικά, το δραστικό μήκος του διάτρητου χιτωνίου δίνεται από τον τύπο

$$L_{perf} = L_{perf,end} - \max(x_s, L_{perf,start}) \quad (2.233)$$

όπου  $L_{perf,start}$  είναι το μήκος από την αρχική έξοδο της δέσμης μέχρι την αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης και  $L_{perf,end}$  είναι το μήκος από την αρχική έξοδο της δέσμης μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης.

Η θέση της πηγής δίνεται ως

$$x_s = D_{h,pri} x_d \quad (2.234)$$

όπου  $x_d$  είναι η απόσταση της πηγής ανά μονάδα διαμέτρου του ακροφυσίου και καθορίζεται στον πίνακα Π3.18 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση του αριθμού Strouhal που ορίζεται ως

$$St = \frac{f D_{h,pri}}{V_{e,IM}} \quad (2.235)$$

Η κλίμακα μήκους είναι η υδραυλική διάμετρος της κύριας δέσμης και η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η αποτελεσματική ταχύτητα της δέσμης του πυρήνα που ορίστηκαν νωρίτερα.

Όμοια προκύπτει και το αποτελεσματικό μήκος της ενιαίας διαμόρφωσης

$$L_{bulk} = L_{bulk,end} - \max(x_s, L_{bulk,start}) \quad (2.236)$$

όπου  $L_{bulk,start}$  είναι το μήκος από την αρχική έξοδο της δέσμης μέχρι την αρχή της ενιαίας διαμόρφωσης και  $L_{bulk,end}$  είναι το μήκος από την αρχική έξοδο της δέσμης μέχρι το τέλος της ενιαίας διαμόρφωσης.

### Διάτρητη και ενιαία διαμόρφωση ακουστικού απορροφητήρα

Η ακουστική απορρόφηση μοντελοποιείται ως το άθροισμα των επιδράσεων της διάτρητης και της ενιαίας διαμόρφωσης του ακουστικού απορροφητήρα. Η συνολική ακουστική απορρόφηση είναι

$$\Delta dB_{sup} = \Delta dB_{perf} + \Delta dB_{bulk} \quad (2.237)$$

Η απορρόφηση που προκαλείται από την διάτρητη διαμόρφωση του χιτωνίου δίνεται από τον τύπο:

$$\Delta dB_{perf} = \begin{cases} 0 & L_{perf} < 0.001 \\ \frac{\Delta dB_{perf,pk} L_{perf} F(\theta)}{\lambda} & L_{perf} \geq 0.001 \end{cases} \quad (2.238)$$

όπου  $\Delta dB_{perf,pk}$  είναι η μέγιστη απορρόφηση ανά μονάδα μήκους κύματος και  $L_{perf}$  είναι το αποτελεσματικό μήκος της διάτρητης διαμόρφωσης του χιτωνίου για μία δεδομένη συχνότητα.

Η συνάρτηση  $F(\theta)$  ορίζεται ως

$$F(\theta) = \min \left( 1.0, 0.9 \left( \frac{130 - \theta}{10} \right) \right) \quad (2.239)$$

Το μήκος κύματος είναι  $\lambda=c_{sec}/f$  και βασίζεται στην στατική θερμοκρασία και την ηχητική ταχύτητα της δευτερεύουσας ροής.

Η απορρόφηση που προκαλείται από την διάτρητη ενιαία διαμόρφωση του χιτωνίου δίνεται από τον τύπο:

$$\Delta dB_{bulk} = C_{bulk} \Delta dB_{bulk, pk} L_{bulk} / (1 + M_{mix}) \quad (2.240)$$

όπου ο συντελεστής  $C_{bulk}$  μπορεί να βρεθεί από τον πίνακα Π3.20 του παραρτήματος Π3.4.2 και ο όρος όπου  $\Delta dB_{bulk, pk}$  είναι η μέγιστη απορρόφηση ανά μονάδα μήκους (τιμή αναφοράς 1.6628)

### Ήχος κυμάτων κρούσης δέσμης πυρήνα

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο που προκαλείται από τα κύματα κρούσης της δέσμης πυρήνα είναι:

$$SPL_{IS}(f, \theta, \varphi, r_s) = C_{IS} + 10 \log_{10}(A_{pri}/r_s^2) + 10 \log_{10}[\beta_{IS}^4 / (1 + 4.0\beta_{IS}^4)] + 10 \log_{10}(1 - D_{h, pri} / D_{eq, pri}) - \Delta_{HW} + F_{1, IS}(\theta, \varphi) - F_{2, IS}(\theta) - F_{3, IS}(\theta) - 40 \log_{10}(1 - M_a \cos \theta_D) - S_{IS}(f, \theta, \varphi) - \Delta dB_{sup} \quad (2.241)$$

Ο συντελεστής  $C_{IS}$  είναι

$$C_{IS} = \begin{cases} 154.5 & M_{j, pri} \leq M_d \\ 163 & M_{j, pri} > M_d \end{cases} \quad (2.242)$$

Ο παράγοντας διόρθωσης της επιφάνειας για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης είναι η επιφάνεια της κύριας δέσμης  $A_{pri}$ .

Η παράμετρος  $\beta_{IS}$  που αποτελεί το μέτρο της σχετική δύναμης κρούσης, ορίζεται ως η τετραγωνική ρίζα της διαφοράς του τετραγώνου του αριθμού Mach σχεδίασης από το τετράγωνο του αριθμού Mach της δέσμης πυρήνα.

$$\beta_{IS} = \begin{cases} \sqrt{M_{j, pri}^2 - 1} & M_{j, pri} \leq 1.1M_d \\ \sqrt{M_{j, pri}^2 - M_d^2} & M_{j, pri} > 1.1M_d \end{cases} \quad (2.243)$$

Για μη-κυκλικά ακροφύσια ο λόγος της υδραυλικής διαμέτρου προς την ισοδύναμη διάμετρο κυκλικού ακροφυσίου, χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των επιδράσεων της γεωμετρίας. Η υδραυλική διάμετρος  $D_{h, pri}$  είναι ίση με τέσσερις φορές την επιφάνεια εξόδου της δέσμης πυρήνα



διαμετρήσιμη με την περίμετρο. Η ισοδύναμη διάμετρος  $D_{eq,pri}$  είναι ίση με την τετραγωνική ρίζα της επιφάνειας εξόδου της δέσμης πυρήνα πολλαπλασιασμένη επί τέσσερα και διαμετρήσιμη με  $\pi$ . Για ορθογώνια ακροφύσια ο όρος  $D_{h,pri}/D_{eq,pri}$  μπορεί να εκφραστεί σαν συνάρτηση του λόγου επί μήκους ως  $\sqrt{\pi AR}/(1 + AR)$ . Εδώ ο λόγος επί μήκους ορίζεται ως ο λόγος του πλάτους του ακροφυσίου προς το ύψος του. Το διάγραμμα 2.14 δείχνει πως αύξηση του  $AR$  επιφέρει αύξηση του ήχου κυμάτων κρούσης που σχετίζονται με την δέσμη πυρήνα.

### Συνάρτηση κατεύθυνσης

Η κατευθυντικότητα του ήχου κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα, χωρίς τον υπολογισμό των επιδράσεων πτήσης, καθορίζεται από τρεις εξισώσεις. Η συνάρτηση  $F_{1,IS}$  συνδυάζει την επίδραση της πολικής και της αζιμουθιακής γωνίας και δίνεται από την σχέση

$$F_{1,IS}(\theta, \varphi) = \begin{cases} 11 \left(\frac{\theta}{120}\right) \text{Log}_{10}(GF) & \theta < 120 \\ 11 \text{Log}_{10}(GF) & \theta \geq 120 \end{cases} \quad (2.244)$$

Οι συναρτήσεις  $F_{2,IS}$  και  $F_{3,IS}$  είναι αποκλειστικές συναρτήσεις του αριθμού Mach και της γωνίας  $\theta'_{IS}$  που ορίζεται ως

$$\theta'_{IS} = 180 - \sin^{-1}(1 - M_{pri}) \quad (2.245)$$

Η  $F_{2,IS}$  δίνεται ως

$$F_{2,IS}(\theta) = \begin{cases} 0 & \theta < \theta'_{IS} \\ 0.25(\theta - \theta'_{IS}) & \theta \geq \theta'_{IS} \end{cases} \quad (2.246)$$

ενώ η  $F_{3,IS}$  καθορίζεται από τον πίνακα Π3.21 του παραρτήματος Π3.4.2.

### Επιδράσεις πτήσης

Η επίδραση των συνθηκών πτήσης στο εύρος του ήχου κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα εκφράζεται μέσω του όρου  $-40 \text{Log}_{10}(1 - M_a \cos \theta_D)$ .

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση του ήχου των κυμάτων κρούσης της δέσμης του πυρήνα είναι συνάρτηση του αριθμού Strouhal, ο οποίος περιλαμβάνει τις επιδράσεις λόγω της αζιμουθιακής γωνίας και του λόγου επί μήκους. Η κλίμακα μήκους για τον αριθμό Strouhal είναι η υδραυλική διάμετρος της δέσμης πυρήνα. Η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η ταχύτητα της δέσμης πυρήνα. Ο αριθμός Strouhal για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα καθορίζεται από την σχέση

$$\text{Log}_{10}(St_{IS}) = \frac{f D_{h,pri}}{0.7 V_{pri}} \sqrt{GF(M_{pri}^2 - 1)(1 - M_a \cos \theta_D)} \quad (2.247)$$

και περιλαμβάνει μετατόπιση κατά Doppler. Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα επηρεάζεται σημαντικά από την γωνία Mach όπως φαίνεται και στον πίνακα Π3.22 του παραρτήματος Π3.4.2. Η φασματική συνάρτηση για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης του πυρήνα μπορεί να βρεθεί με την βοήθεια του πίνακα Π3.23 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση του όρου  $\text{Log}_{10}(St'_{IM})$  που ορίζεται ως

$$\text{Log}_{10}(St'_{IS}) = \text{Log}_{10}(St_{IS}) - \text{Log}_{10}(St_{pk,IS}) \quad (2.248)$$

### Ακουστική απορρόφηση

Οι επιδράσεις της ακουστικής απορρόφησης για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα υπολογίζονται με την ίδια διαδικασία που ακολουθήθηκε στην περίπτωση της ακουστικής απορρόφησης της μίξης δέσμης πυρήνα. Η θέση της πηγής ήχου σε αυτήν την περίπτωση αντικαθίστανται από την

$$x_s = 3D_{h,pri} \sqrt{M_{j,pri}^2 - 1} \quad (2.249)$$

για την ανάλυση της ακουστικής απορρόφησης για τον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα.

### Ήχος προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι:

$$SPL_{PM}(f, \theta, \varphi, r_s) = C_{PM} + 10\text{Log}_{10}(A_{PM}/r_s^2) + 10\omega_{PM}\text{Log}_{10}(\rho_{PM}/\rho_a) + 75\text{Log}_{10}(V_{e,PM}/c_a) + F_{1,PM}(\theta, \varphi) - F_{2,PM}(\theta) - 15\text{Log}_{10}\left[(1 + M_{c,PM}\cos\theta)^2 + 0.04M_{c,PM}^2\right] - 10\text{Log}_{10}(1 - M_a\cos\theta_D) - S_{PM}(f, \theta) \quad (2.250)$$

Ο συντελεστής  $C_{PM}$  έχει ελάχιστη τιμή 137 και μέγιστη 142 η οποία εξαρτάται από τον λόγο πίεσης του αρχικού ακροφυσίου, τον λόγο της επιφάνειας του καταστολέα και την διείσδυση ενός αγωγού του αναμείκτη στο ακροφύσιο. Ο συντελεστής αυτός δίνεται από την σχέση

$$C_{PM} = \min\left[142, \max\left(137, 112 + 12.5\frac{P_{t,pri}/P_a}{\sqrt{SAR\sqrt{PEN}}}\right)\right] \quad (2.251)$$

Ο συντελεστής διόρθωσης της επιφάνειας για τον ήχο της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι η αποτελεσματική επιφάνεια  $A_{PM}$ . Το  $A_{PM}$  είναι συνάρτηση του βαθμού ανάμειξης, του λόγου της επιφάνειας ανάμειξης, της επιφάνειας της δέσμης πυρήνα και της επιφάνειας εξόδου του αναμείκτη και δίνεται από τον τύπο

$$A_{PM} = (1 - DM)\frac{A_{pri}}{MAR} + (DM)A_{ej} \quad (2.252)$$

Ο συντελεστής διόρθωσης πυκνότητας για την προ-αναμεμειγμένη δέσμη είναι

$$\omega_{PM} = \frac{3(V_{e,PM}/c_a)^{3.5}}{[0.6 + (V_{e,PM}/c_a)^{3.5}]} - 1 \quad (2.253)$$

όπου  $V_{e,PM}$  είναι η αποτελεσματική ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης η οποία δίνεται ως

$$V_{e,PM} = V_{PM}\sqrt{1 - (V_a/V_{PM})\cos\alpha_j} \quad (2.254)$$

και η ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι

$$V_{PM} = (1 - DM)V_{fe,pri} + (DM)V_{mix} \quad (2.255)$$

Η πλήρως ανεπτυγμένη ταχύτητα της δέσμης του πυρήνα μπορεί να βρεθεί από τον πλήρως ανεπτυγμένο αριθμό Mach σύμφωνα με τις σχέσεις

$$V_{fe,pri} = M_{fe,pri} C_{fe} \quad (2.256)$$

$$M_{fe,pri} = \left\{ 2 \frac{(T_{t,pri}/T_{s,fe}) - 1}{(\gamma_{pri} - 1)} \right\}^{1/2} \quad (2.257)$$

και η ταχύτητα του ήχου στην έξοδο του αναμεικτή

$$c_{fe} = \sqrt{\gamma_{pri} g R_{pri} T_{s,fe}} \quad (2.258)$$

Για πλήρως ανεπτυγμένο ακροφύσιο η στατική θερμοκρασία είναι

$$T_{s,fe} = T_{t,pri} \left( \frac{P_{t,pri}}{P_{amb}} \right)^{\left( -1 + \frac{1}{\gamma_{pri}} \right)} \quad (2.259)$$

Η πυκνότητα της προ-αναμεμειγμένης περιοχής καθορίζεται από τον βαθμό ανάμιξης, την πυκνότητα της κύριας και την πυκνότητα της αναμεμειγμένης δέσμης

$$\rho_{PM} = (1 - DM)\rho_{pri} + (DM)\rho_{mix} \quad (2.260)$$

### Συνάρτηση κατεύθυνσης προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Δύο συναρτήσεις καθορίζουν την μορφή της κατευθυντικότητας του ήχου της προ-αναμεμειγμένης δέσμης χωρίς τις επιδράσεις πτήσης. Η συνάρτηση  $F_{1,PM}(\theta, \varphi)$  καθορίζει την επίδραση της πολικής και της αζιμουθιακής γωνίας. και εκφράζεται ως

$$F_{1,PM}(\theta, \varphi) = \begin{cases} -4.5 \left( \frac{\theta'_{PM}}{90} \right)^2 \text{Log}_{10}(GF) & \theta \leq 90 \\ -4.5 \left[ 0.5 \left( \frac{\theta'_{PM}}{90} \right) + 1.5 \left( \frac{\theta'_{PM}}{120} \right) \right] \text{Log}_{10}(GF) & 90 < \theta < 100 \\ -13.5 \left( \frac{\theta'_{PM}}{120} \right)^2 \text{Log}_{10}(GF) & \theta \geq 100 \end{cases} \quad (2.261)$$

όπου

$$\theta'_{PM} = \theta \left( \frac{V_{PM}}{c_a} \right)^{0.1} \quad (2.262)$$

Η συνάρτηση  $F_{2,PM}(\theta)$ , είναι συνάρτηση μόνο της πολικής γωνίας κατεύθυνσης και παρουσιάζεται στον πίνακα Π3.23 του παραρτήματος

Π3.4.2. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η επίδραση της θέσης της πηγής ήχου έχει αφαιρεθεί από τις συναρτήσεις  $F_{1,PM}(\theta, \varphi)$  και  $F_{2,PM}(\theta)$ .

### Επιδράσεις πτήσης στον ήχο προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Οι επιδράσεις λόγω της κίνησης της πηγής καθορίζονται από δύο συναρτήσεις. Η πρώτη ενσωματώνει τις επιδράσεις μετάδοσης μέσα στην δέσμη. Ο αριθμός Mach μετάδοσης καθορίζεται από τον τύπο

$$M_{c,PM} = 0.62(V_{PM} - V_a \cos \alpha_j) / c_{amb} \quad (2.263)$$

όπου η γωνία  $\alpha_j$  είναι η τυπική γωνία (angle of attack) της δέσμης. Σύμφωνα με την μέθοδο του HSRNOISE χρησιμοποιείται η τυπική γωνία του αεροσκάφους (γωνία σφήνωσης). Η δεύτερη συνάρτηση, καθορίζεται από την σχέση  $-10n \log_{10}(1 - M_a \cos \theta_D)$ . Αξίζει να σημειωθεί ότι το  $n$  παίρνει την τιμή ένα για την προ-αναμεμειγμένη δέσμη σε αντίθεση με την τιμή τέσσερα της δέσμης πυρήνα.

### Φασματική συνάρτηση προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Η φασματική συνάρτηση της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι συνάρτηση του αριθμού Strouhal, ο οποίος περιλαμβάνει τις επιδράσεις λόγω της θερμοκρασίας. Η κλίμακα μήκους είναι η υδραυλική διάμετρος της κύριας δέσμης και η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η αποτελεσματική ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης. Ο αριθμός Strouhal για τον ήχο της προ-αναμεμειγμένης δέσμης καθορίζεται από την σχέση

$$St_{PM} = \frac{f D_{h,pri}}{V_{e,PM}} \left[ \left( \frac{T_{t,pri}}{T_{amb}} \right)^{0.4(1+\cos \theta)} (1 - M_a \cos \theta_D) \right] \quad (2.264)$$

και περιλαμβάνει μετατόπιση κατά Doppler. Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι συνάρτηση της γωνίας Mach. Για γωνίες Mach μικρότερες των  $110^\circ$  η τιμή του παραμένει σταθερή. Όσο η γωνία Mach μεγαλώνει τόσο η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal πέφτει σε χαμηλότερες τιμές. Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal μπορεί να βρεθεί από τον πίνακα Π3.25 του παραρτήματος Π3.4.2. Η φασματική συνάρτηση της προ-αναμεμειγμένης δέσμης μπορεί να βρεθεί με την βοήθεια του πίνακα Π3.26 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση του όρου  $\log_{10}(St'_{PM})$  που ορίζεται ως

$$\log_{10}(St'_{PM}) = \log_{10}(St_{PM}) - \log_{10}(St_{pk,PM}) \quad (2.265)$$

### Ήχος κυμάτων κρούσης προ-αναμεμειγμένης δέσμης

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο που προκαλείται από τα κύματα κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι:

$$SPL_{PS}(f, \theta, r_s) = C_{PS} + 10 \log_{10}(A_{PM}/r_s^2) + 10 \log_{10}[\beta_{PS}^4 / (1 + \beta_{PS}^4)] - F_{1,PS}(\theta) - F_{2,PS}(\theta) - 40 \log_{10}(1 - M_a \cos \theta_D) - S_{PS}(f) \quad (2.266)$$

Ο συντελεστής  $C_{PS}$  οριοθετείται από την τιμή 157 για λόγους πίεσης του ακροφυσίου 4 ή μεγαλύτερους. Για λόγους πίεσης μικρότερους του 4 ο συντελεστής υπολογίζεται από τον τύπο  $C_{PS} = 77 + 20(P_{t,pri}/P_{amb})$ .

$$C_{PS} = \min[157, 77 + 20(P_{t,pri}/P_{amb})] \quad (2.267)$$

Ο παράγοντας διόρθωσης της επιφάνειας για τον ήχο κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι η αποτελεσματική επιφάνεια της προ-αναμεμειγμένης δέσμης  $A_{PM}$ .

Η παράμετρος  $\beta_{IM}$  που αποτελεί το μέτρο της σχετική δύναμης κρούσης, ορίζεται ως

$$\beta_{PS} = \sqrt{M_{j,PS}^2 - 1} \quad (2.268)$$

όπου ο αριθμός Mach,  $M_{j,PS}$  ορίζεται ως το γινόμενο του αποτελεσματικού αριθμού Mach της προ-αναμεμειγμένης δέσμης και του αριθμού Mach της αναμεμειγμένης δέσμης και δίνεται από την σχέση

$$M_{j,PS}^2 = \left(\frac{V_{PM}}{c_{PM}}\right) \left(\frac{V_{mix}}{c_{mix}}\right) \quad (2.269)$$

όπου η ταχύτητα του ήχου της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι

$$c_{PM} = \sqrt{\gamma_{mix} g R_{mix} T_{s,PM}} \quad (2.270)$$

Η στατική θερμοκρασία της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι

$$T_{s,PM} = T_{t,PM} + \left(1 - \frac{1}{\gamma_{mix}}\right) \frac{V_{PM}^2}{2gR_{mix}} \quad (2.271)$$

όπου

$$T_{t,PM} = (1 - DM)T_{t,pri} + (DM)T_{t,mix} \quad (2.272)$$

### Συνάρτηση κατεύθυνσης

Η κατευθυντικότητα του ήχου κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης, καθορίζεται από δύο συναρτήσεις. Η συνάρτηση  $F_{1,PS}$  συνδυάζει την επίδραση της πολικής και της γωνίας Mach  $\theta'_{PS}$  και δίνεται από την σχέση

$$F_{1,PS}(\theta) = \begin{cases} 0 & \theta < \theta'_{PS} \\ 0.75(\theta - \theta'_{PS}) & \theta \geq \theta'_{PS} \end{cases} \quad (2.273)$$

όπου η γωνία Mach ορίζεται σε όρους του αριθμού Mach της προ-αναμεμειγμένης δέσμης ως

$$\theta'_{PS} = 180 - \sin^{-1}(1 - M_{j,PS}) \quad (2.274)$$

Η δεύτερη συνάρτηση  $F_{2,PS}$  καθορίζεται στον πίνακα Π3.27 του παραρτήματος Π3.4.2.

Στην μέθοδο εκτίμησης του ήχου κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης δεν συμπεριλαμβάνονται επιδράσεις λόγω της αζιμουθιακής γωνίας ή του λόγου επί μήκους.

### Επιδράσεις πτήσης

Η επίδραση των συνθηκών πτήσης στο εύρος του ήχου κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης εκφράζεται μέσω του όρου  $40 \text{Log}_{10}(1 - M_a \cos \theta_D)$ .

### Φασματική συνάρτηση

Η φασματική συνάρτηση του ήχου των κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης είναι συνάρτηση του αριθμού Strouhal, ο οποίος περιλαμβάνει την σχετική δύναμη κρούσης και την ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης. Η κλίμακα μήκους για τον αριθμό Strouhal είναι η υδραυλική διάμετρος της δέσμης πυρήνα. Η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η ταχύτητα της προ-αναμεμειγμένης δέσμης. Ο αριθμός Strouhal για τον ήχο κυμάτων κρούσης της προ-αναμεμειγμένης δέσμης καθορίζεται από την σχέση

$$St_{PS} = \frac{(fD_{eq,pri}/0.7V_{PM})\beta_{PS}(1 - M_a \cos\theta_D)}{\sqrt{\{1 + 0.7(V_{PM}/c_a)\cos\theta\}^2 + 0.0196(V_{PM}/c_a)^2}} \quad (2.275)$$

και περιλαμβάνει μετατόπιση κατά Doppler. Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal μπορεί δίνεται από την σχέση

$$\text{Log}_{10} St_{pk,PS} = \begin{cases} -0.3 & \theta < 50 \\ -0.2 & 50 < \theta \leq 180 \end{cases} \quad (2.276)$$

Η φασματική συνάρτηση για τον ήχο κυμάτων κρούσης της προαναμεμειγμένης δέσμης μπορεί να βρεθεί με την βοήθεια του πίνακα Π3.28 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση του όρου  $\text{Log}_{10}(St'_{PM})$  που ορίζεται ως

$$\text{Log}_{10}(St'_{PS}) = \text{Log}_{10}(St_{PS}) - \text{Log}_{10}(St_{pk,PS}) \quad (2.277)$$

### Ήχος αναμεμειγμένης δέσμης

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης για τον ήχο της αναμεμειγμένης δέσμης είναι:

$$\begin{aligned} SPL_{MM}(f, \theta, \varphi, r_s) = & C_{MM} + 10\text{Log}_{10}(A_{ej}/r_s^2) + 10\omega_{MM}\text{Log}_{10}\left(\frac{\rho_{mix}}{\rho_{amb}}\right) + 75\text{Log}_{10}\left(\frac{V_{MM}}{c_a}\right) + \\ & F_{1,MM}(\theta, \varphi) - F_{2,MM}(\theta) - 15\text{Log}_{10}\left[\left(1 + M_{c,MM}\cos\theta\right)^2 + \right. \\ & \left. 0.04M_{c,MM}^2\right] - 10\text{Log}_{10}(1 - M_a \cos\theta_D) - S_{MM}(f, \theta) \end{aligned} \quad (2.278)$$

Ο συντελεστής  $C_{MM}$  δίνεται ως

$$C_{MM} = \min \left[ 142.5, \max \left( 138, 131.7 + 6.0 \frac{P_{t,pri}/P_a}{\sqrt{SAR}\sqrt{PEN}} \right) \right] \quad (2.279)$$

Ο συντελεστής  $C_{MM}$  έχει ελάχιστη τιμή 138 και μέγιστη 142.5 η οποία εξαρτάται από τον λόγο πίεσης του αρχικού ακροφυσίου, τον λόγο της επιφάνειας του καταστολέα και την διείσδυση ενός αγωγού του αναμείκτη στο ακροφύσιο.

Ο συντελεστής διόρθωσης πυκνότητας για την αναμεμειγμένη δέσμη είναι

$$\omega_{MM} = \frac{3(V_{e,MM}/c_a)^{3.5}}{[0.6 + (V_{e,MM}/c_a)^{3.5}]} - 1 \quad (2.280)$$



όπου  $V_{e,MM}$  είναι η αποτελεσματική ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης η οποία δίνεται ως

$$V_{e,MM} = V_{mix} \sqrt{1 - (V_a/V_{mix}) \cos \alpha_j} \quad (2.281)$$

όπου η γωνία  $\alpha_j$  είναι η τυπική γωνία (angle of attack) της δέσμης. Σύμφωνα με την μέθοδο του HSRNOISE χρησιμοποιείται η τυπική γωνία του αεροσκάφους (γωνία σφήνωσης).

### Συνάρτηση κατεύθυνσης αναμεμειγμένης δέσμης

Δύο συναρτήσεις καθορίζουν την μορφή της κατευθυντικότητας του ήχου της αναμεμειγμένης δέσμης χωρίς τις επιδράσεις πτήσης. Η συνάρτηση  $F_{1,MM}(\theta, \varphi)$  καθορίζει την επίδραση της πολικής και της αζιμουθιακής γωνίας και εκφράζεται ως

$$F_{1,MM}(\theta, \varphi) = \begin{cases} 0 & \theta'_M \leq 120 \\ \left[ \frac{(\theta'_M)}{8} \right] \text{Log}_{10}(GF) & \theta'_M > 120 \end{cases} \quad (2.282)$$

όπου

$$\theta'_M = \theta \left( \frac{V_{PM}}{c_\alpha} \right)^{0.1} \quad (2.283)$$

Η συνάρτηση  $F_{2,MM}$  μπορεί να βρεθεί από τον πίνακα Π3.29 του παραρτήματος Π3.4.2.

### Επιδράσεις πτήσης στον ήχο αναμεμειγμένης δέσμης

Οι επιδράσεις λόγω της κίνησης της πηγής καθορίζονται από δύο συναρτήσεις. Η πρώτη ενσωματώνει τις επιδράσεις μετάδοσης μέσα στην δέσμη. Ο αριθμός Mach μετάδοσης καθορίζεται από τον τύπο

$$M_{c,MM} = 0.62(V_{e,MM} - V_a \cos \alpha_j) / c_{amb} \quad (2.284)$$

Η δεύτερη συνάρτηση, είναι απλά το τετράγωνο του αριθμού Mach μετάδοσης.

### Φασματική συνάρτηση αναμεμειγμένης δέσμης

Η φασματική συνάρτηση της αναμεμειγμένης δέσμης είναι συνάρτηση του αριθμού Strouhal, ο οποίος περιλαμβάνει τις επιδράσεις

λόγω της θερμοκρασίας. Η κλίμακα μήκους για τον αριθμό Strouhal είναι η ισοδύναμη διάμετρος της κύριας δέσμης και η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η αποτελεσματική ταχύτητα της αναμεμειγμένης δέσμης. Ο αριθμός Strouhal για τον ήχο της αναμεμειγμένης δέσμης καθορίζεται από την σχέση

$$St_{MM} = \frac{f D_{ej,eq}}{V_{e,MM}} \left[ \left( \frac{T_{t,mix}}{T_{amb}} \right)^{0.4(1+\cos\theta)} (1 - M_a \cos\theta_D) \right] \quad (2.285)$$

Η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal μπορεί να βρεθεί από τον πίνακα Π3.30 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης. Για γωνίες μικρότερες των  $70^\circ$  η μέγιστη τιμή αυτού παραμένει σταθερή. Όσο η γωνία Mach μεγαλώνει τόσο η μέγιστη τιμή του αριθμού Strouhal μεγαλώνει. Η φασματική συνάρτηση της αναμεμειγμένης δέσμης μπορεί να βρεθεί με την βοήθεια του πίνακα Π3.31 του παραρτήματος Π3.4.2 σαν συνάρτηση του όρου  $\text{Log}_{10}(St'_{MM})$  που ορίζεται ως

$$\text{Log}_{10}(St'_{MM}) = \text{Log}_{10}(St_{MM}) - \text{Log}_{10}(St_{pk,MM}) \quad (2.286)$$

### Επιδράσεις διάδοσης αναμείκτη

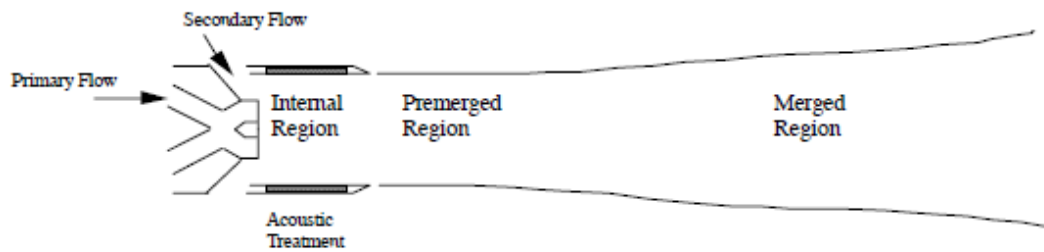
Οι επιδράσεις διάδοσης για την μέθοδο που περιγράφηκε παραπάνω περιλαμβάνουν την ατμοσφαιρική πίεση, την ατμοσφαιρική απορρόφηση, την αντανάκλαση του εδάφους και την επιπλέον απορρόφηση του εδάφους. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης τώρα, συμπεριλαμβάνοντας τις επιδράσεις διάδοσης μπορεί να εκτιμηθεί από την σχέση

$$SPL = SPL_{free-field lossless} + \Delta SPL \quad (2.287)$$

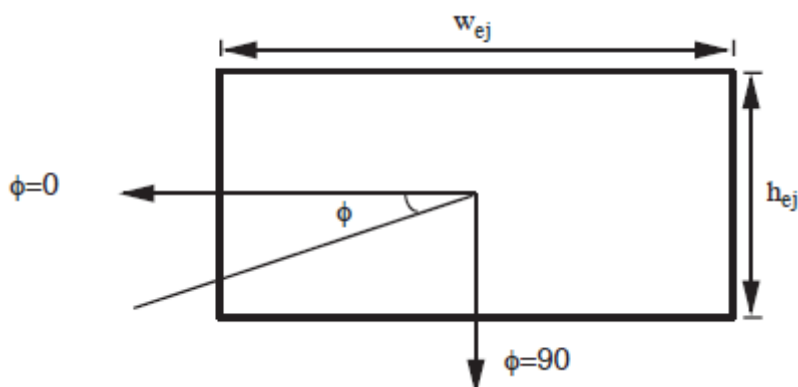
όπου το  $\Delta SPL$  δίνεται ως

$$\Delta SPL = 10 \text{Log}_{10}(N_{eng}) + 20 \text{Log}_{10} \left( \frac{\rho_\alpha(z_s) c_a^2(z_s)}{\rho_\alpha(z_0) c_a^2(z_0)} \right) - A_{abs} r_s + G - EGA \quad (2.288)$$

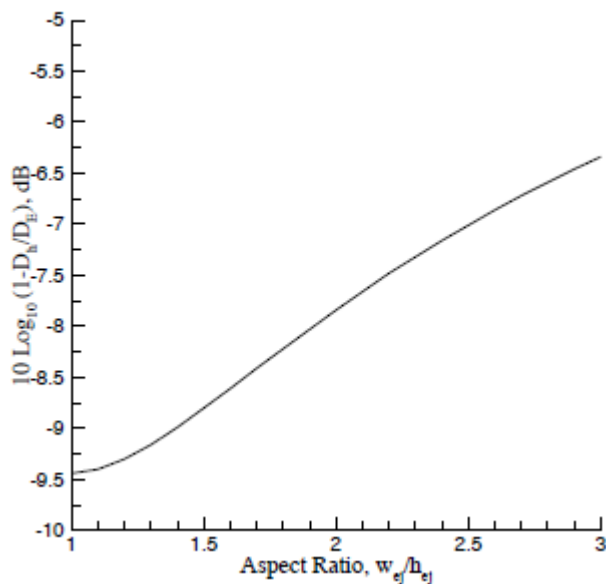
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου της δέσμης με την μέθοδο του Stone έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας JET2IN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.5.



Σχήμα 2.12: Περιοχές δέσμης



Σχήμα 2.13: Σύστημα συντεταγμένων αναμεικτα ακροφυσίου



Σχήμα 2.14: Επίδραση του λόγου επί μήκους σε ορθογώνια ακροφύσια στον ήχο κυμάτων κρούσης της δέσμης πυρήνα

### 2.4.3 Διόρθωση Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Λόγω Παρουσίας Δύο Δεσμών

Μία αλλαγή στο φάσμα του ήχου προκαλείται λόγω της παρουσίας δύο διπλανών δεσμών. Η μέθοδος η οποία περιγράφεται σε αυτό το κεφάλαιο υιοθετήθηκε και για το HSRNOISE. Η μέθοδος απαιτεί μόνο γεωμετρικά στοιχεία εισόδου και δεν απαιτεί στοιχεία που αφορούν τις παραμέτρους των καυσαερίων των διπλανών δεσμών ή την μεταξύ τους απόσταση.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
h	Κατακόρυφο ύψος του αεροσκάφους στην θέση του παρατηρητή
N <sub>eng</sub>	Αριθμός κινητήρων
Sl	Πλευρική απόσταση παρατηρητή
z <sub>a</sub>	Κατακόρυφο ύψος του αεροσκάφους
φ	Γωνία αποστολής πτήσης σε σχέση με τον ορίζοντα

Η εμπειρική σχέση η οποία μοντελοποιεί την διόρθωση στον ήχο λόγω της παρουσίας δύο διπλανών δεσμών δίνεται από την σχέση:

$$\Delta SPL = 10 \text{Log}_{10} \left[ 1 - \frac{\left(1 - e^{-\left(\frac{Sl}{h}\right)^2}\right) (N_{eng} - 1) \cos^2 \beta}{N_{eng}} \right] \quad (2.289)$$

όπου

$$\cos^2 \beta = \frac{(x_a \cos \varphi + z_a \sin \varphi)^2}{x_a^2 + z_a^2} \quad (2.290)$$

και η θέση του αεροσκάφους κατά μήκος της αποστολής πτήσης δίνεται από την σχέση

$$x_a = \frac{z_a - h}{\tan \varphi} \quad (2.291)$$

Η εξίσωση (2.289) είναι έγκυρη μόνο για τιμές της γωνίας β από 0 μέχρι 90 μοίρες. Η διόρθωση λόγω των διπλανών δεσμών δεν εφαρμόζεται για γωνίες μεγαλύτερες των 90 μοιρών. Το ΔSPL είναι μηδέν στην περίπτωση όπου ο κινητήρας του αεροσκάφους είναι μόνο ένας και στην περίπτωση όπου ο παρατηρητής είναι ακριβώς κάτω από την διαδρομή πτήσης (Sl=0).

## 2.5 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου του Αεροσκάφους

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου της ατράκτου του αεροσκάφους βασίζεται στην μέθοδο που αναπτύχθηκε από τον Fink [9], περιλαμβάνεται στο HSRNOISE και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας FNKAFM. Ο ήχος της ατράκτου περιλαμβάνει στοιχεία παραγωγής ήχου από την πτέρυγα, την άτρακτο και το σύστημα προσγείωσης. Συγκεκριμένα, οι μηχανισμοί παραγωγής ήχου μπορούν να διαχωριστούν στα εξής οχτώ στοιχεία:

- Ήχος πτέρυγας (wing)
- Ήχος πρόσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (Leading Edge)
- Ήχος οριζόντιου ουραίου (Horizontal Tail)
- Ήχος κάθετου ουραίου (Vertical Tail)
- Ήχος εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (Inboard Flap)
- Ήχος εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (Outboard Flap)
- Ήχος κυρίως συστήματος προσγείωσης (Main Landing Gear)
- Ήχος μπροστινού συστήματος προσγείωσης (Nose Landing Gear)

Η μέθοδος αυτή, χρησιμοποιεί εμπειρικές σχέσεις για κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου βασισμένες σε δεδομένα από μια μεγάλη ποικιλία αεροσκαφών. Ωστόσο, η μέθοδος αυτή αναπτύχθηκε πρωτίστως για την εκτίμηση ήχου υποηχητικών αεροσκαφών και για τον λόγο αυτό διεξάχθηκαν πειράματα στις εγκαταστάσεις της Boeing, προκειμένου να υπολογιστούν διορθώσεις για το επίπεδο ακουστικής πίεσης ήχου από υπερηχητικά αεροσκάφη.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$A_{f,in}$	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
$A_{f,out}$	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
$A_h$	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου
$A_v$	Επιφάνεια κάθετου ουραίου
$A_w$	Επιφάνεια πτέρυγας
$b_{f,in}$	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου

	καμπυλότητας
$b_{f,out}$	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας
$b_h$	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου
$b_v$	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου
$b_w$	Ανάπτυγμα πτέρυγας
$c_a$	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος
$d_{mg}$	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης
$d_{ng}$	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
$L_{mg}$	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης
$L_{ng}$	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
$M_a$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$N_{w,mg}$	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης
$N_{w,ng}$	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
$N_{f,in}$	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
$N_{f,out}$	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
$\beta_{f,in}$	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
$\beta_{f,out}$	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
$\rho_a$	Πυκνότητα περιβάλλοντος

Η γενική εξίσωση για τον υπολογισμό της μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης για κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου είναι

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{\Pi^*}{4\pi r_s^2} D(\theta_D, \varphi) F(St) \quad (2.292)$$

όπου  $\Pi^*$  είναι η αδιάστατη ακουστική ισχύς,  $D$  είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης και  $F$  είναι η φασματική συνάρτηση. Η γενική μορφή για τον υπολογισμό της αδιάστατης ακουστικής ισχύος είναι

$$\Pi^* = k M_a^n G \quad (2.293)$$

όπου  $\kappa$  είναι μία σταθερά,  $M_\alpha^n$  είναι ο αριθμός Mach υψωμένος σε μία δύναμη και  $G$  είναι μία συνάρτηση μοναδικά ορισμένη για κάθε πηγή ήχου, η οποία εξαρτάται από το πάχος του οριακού στρώματος για πηγές ήχου που σχετίζονται με την αεροτομή όπως είναι ο ήχος της πτέρυγας και του πτερυγίου καμπυλότητας. Για πηγές ήχου που προέρχονται από το σύστημα προσγείωσης η συνάρτηση  $G$  εξαρτάται από τις γεωμετρικές ιδιότητες του εκάστοτε συστήματος προσγείωσης.

Το χωρίς-απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης για μία δεδομένη πηγή ήχου μπορεί να εκτιμηθεί από την σχέση

$$SPL = 10 \log_{10} \langle p^2 \rangle^* + 20 \log_{10} \frac{\rho_\alpha c_\alpha^2}{p_{ref}} \quad (2.294)$$

Για κάθε στοιχείο παραγωγής ήχου η εκτίμηση γίνεται σε απόσταση πηγής παρατηρητή 150 πόδια. Ο συνολικός ήχος της ατράκτου προκύπτει από το άθροισμα των μέσων τετραγωνικών πιέσεων όλων των στοιχείων παραγωγής ήχου.

### Ήχος πτέρυγας

Ο βασικός μηχανισμός παραγωγής ήχου της πτέρυγας είναι η τυρβώδης αποκόλληση του οριακού στρώματος στο τέλος του πτερυγίου καμπυλότητας της πτέρυγας. Η ακουστική ισχύς δίνεται ως

$$\Pi^* = k M_\alpha^5 \delta_w^* \quad (2.295)$$

$$k = \begin{cases} 4.464 \times 10^{-5} & \text{Clean Wing} \\ 1.075 \times 10^{-5} & \text{SuperClean Wing} \end{cases} \quad (2.296)$$

Για τα περισσότερα εμπορικά αεροσκάφη η τιμή της σταθεράς  $\kappa$  παίρνει την τιμή της σχέσης (2.293).

Το αδιάστατο πάχος του οριακού στρώματος υπολογίζεται από την εξίσωση του Prandtl για επίπεδη πλάκα σύμφωνα με τον τύπο

$$\delta_w^* = 0.37 \frac{A_w}{b_w^2} \left( \frac{\rho_\alpha M_\alpha c_\alpha A_w}{\mu_\alpha b_w} \right)^{-0.2} \quad (2.297)$$

Η δυναμική συνεκτικότητα του περιβάλλοντος δίνεται από τον τύπο

$$\mu_\alpha = 2.279 \frac{T_\alpha^2 \times 10^{-8}}{(T_\alpha + 198.6)} \quad (2.298)$$

όπου η θερμοκρασία περιβάλλοντος είναι

$$T_\alpha = \left( \frac{c_\alpha}{49.01} \right)^2 \quad (2.299)$$

Η συνάρτηση κατεύθυνσης δίνεται ως

$$D(\theta_D, \varphi) = 4 \cos^2(\varphi) \cos^2(\theta_D/2) \quad (2.300)$$

Η φασματική συνάρτηση, είναι μία εμπειρική συνάρτηση του αριθμού Strouhal και για δελταπτέρυγες δίνεται στη μορφή

$$F(St_w) = 0.485(10St_w)^4 [(10St_w)^{1.5} + 0.5]^{-4} \quad (2.301)$$

όπου η κλίμακα μήκους του αριθμού Strouhal βασίζεται στον ανάπτυγμα της πτέρυγας.

$$St_w = \frac{f \delta_w^* b_w}{M_\alpha c_\alpha} [1 - M_\alpha \cos(\theta_D)] \quad (2.302)$$

### Πρόσθιο πτερύγιο καμπυλότητας

Ο ήχος του πρόσθιου πτερυγίου καμπυλότητας δημιουργείται από δύο μηχανισμούς. Ο πρώτος, ο οποίος προκαλεί αύξηση στον ήχο αυτού δημιουργείται λόγω της σύγκρουσης στο οριακό στρώμα της πτέρυγας. Ο δεύτερος, δημιουργείται από το ίδιο το πτερύγιο. Οι εξισώσεις για την ακουστική ισχύ, το πάχος του οριακού στρώματος και την συνάρτηση κατεύθυνσης είναι όμοιες με τις εξισώσεις του ήχου της πτέρυγας. Η σταθερά  $k$  αφορά ορθογώνια πτέρυγα.

$$\Pi^* = k M_\alpha^5 \delta_w^* \quad (2.303)$$

$$k = 4.464 \times 10^{-5} \quad (2.304)$$

$$\delta_w^* = 0.37 \frac{A_w}{b_w^2} \left( \frac{\rho_\alpha M_\alpha c_\alpha A_w}{\mu_\alpha b_w} \right)^{-0.2} \quad (2.305)$$

$$D(\theta_D, \varphi) = 4 \cos^2(\varphi) \cos^2(\theta_D/2) \quad (2.306)$$



Ως αποτέλεσμα των δύο μηχανισμών παραγωγής ήχου, απαιτούνται δύο φασματικές συναρτήσεις.

$$F_1(St_w) = 0.485(10St_w)^4[(10St_w)^{1.35} + 0.5]^{-4} \quad (2.307)$$

$$F_2(St_w) = 0.613(2.19St_w)^4[(2.19St_w)^{1.5} + 0.5]^{-4} \quad (2.308)$$

Αυτές οι φασματικές συναρτήσεις προέκυψαν εμπειρικά από τον αριθμό Strouhal της πτέρυγας

$$St_w = \frac{f \delta_w^* b_w}{M_a c_a} [1 - M_a \cos(\theta_D)] \quad (2.309)$$

Ο συνολικός ήχος της πτέρυγας, προκύπτει ως το άθροισμα των μέσων τετραγωνικών ακουστικών πιέσεων από τους δύο μηχανισμούς παραγωγής ήχου.

$$\langle p^2 \rangle^* = \langle p^2 \rangle_1^* + \langle p^2 \rangle_2^* = \frac{\Pi^*}{4\pi r_s^2} D(\theta_D, \varphi) [F_1(S_w) + F_2(S_w)] \quad (2.310)$$

### Οριζόντιο και κάθετο ουραίο

Ο ήχος που παράγεται από το οριζόντιο και το κάθετο ουραίο περύγιο, είναι και αυτός όμοιος με τον ήχο που παράγεται από την πτέρυγα. Ο μηχανισμός παραγωγής ήχου είναι η τυρβώδης αποκόλληση του οριακού στρώματος στο τέλος του περυγίου καμπυλότητας. Εφόσον οι εξισώσεις για το οριζόντιο και το κάθετο ουραίο περύγιο είναι οι ίδιες εκτός από τις συναρτήσεις κατεύθυνσης θα παρουσιαστούν μόνο αυτές του οριζόντιου περυγίου.

$$\Pi^* = k M_a^5 \delta_h^* \quad (2.311)$$

$$k = 4.464 \times 10^{-5} \quad (2.312)$$

$$\delta_h^* = 0.37 \frac{A_h}{b_h^2} \left( \frac{\rho_a M_a c_a A_h}{\mu_a b_h} \right)^{-0.2} \quad (2.313)$$

$$D(\theta_D, \varphi) = \begin{cases} 4 \cos^2(\varphi) \cos^2(\theta_D/2) & \text{Horizontal Tail} \\ 4 \sin^2(\varphi) \cos^2(\theta_D/2) & \text{Vertical Tail} \end{cases} \quad (2.314)$$

$$F(St_h) = 0.613(10St_h)^4[(10St_h)^{1.5} + 0.5]^{-4} \quad (2.315)$$

$$St_h = \frac{f \delta_h^* b_h}{M_a c_a} [1 - M_a \cos(\theta_D)] \quad (2.316)$$

### Ήχος εσωτερικού και εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας

Ο ήχος που παράγεται από τα εσωτερικά και τα εξωτερικά οπίσθια πτερύγια καμπυλότητας είναι και αυτός αποτέλεσμα της τυρβώδους αποκόλλησης του οριακού στρώματος στο τέλος του πτερυγίου καμπυλότητας. Εφόσον οι εξισώσεις για τα εσωτερικά και τα εξωτερικά οπίσθια πτερύγια καμπυλότητας είναι ίδιες θα παρουσιαστούν μόνο αυτές των εσωτερικών.

$$\Pi^* = kM_a^6 G \quad (2.317)$$

$$k = \begin{cases} 2.787 \times 10^{-4} & \text{Single or Double Slotted Flaps} \\ 3.509 \times 10^{-4} & \text{Triple Slotted Flaps} \end{cases} \quad (2.318)$$

$$G = \frac{A_{f,in}}{b_w^2} \sin^2(\beta_{f,in}) \quad (2.319)$$

$$D(\theta_D, \varphi) = 3(\sin\delta_{f,in} \cos\theta_D + \cos\delta_{f,in} \sin\theta_D \cos\varphi)^2 \quad (2.320)$$

Η φασματική συνάρτηση για μονά ή διπλά οπίσθια πτερύγια καμπυλότητας δίνεται από την εξίσωση

$$F(St_{f,in}) = \begin{cases} 0.0480 St_{f,in} & St_{f,in} < 2 \\ 0.1406 St_{f,in}^{-0.55} & 2 \leq St_{f,in} \leq 20 \\ 216.49 St_{f,in}^{-3} & St_{f,in} \geq 20 \end{cases} \quad (2.321)$$

όπου ο αριθμός Strouhal είναι

$$St_{f,in} = \frac{f A_{f,in}}{M_a c_a b_{f,in}} [1 - M_a \cos(\theta_D)] \quad (2.322)$$

Η φασματική συνάρτηση για τριπλά οπίσθια πτερύγια καμπυλότητας δίνεται από την εξίσωση

$$F(St_{f,in}) = \begin{cases} 0.0257 St_{f,in} & St_{f,in} < 2 \\ 0.0536 St_{f,in}^{-0.0625} & 2 \leq St_{f,in} \leq 75 \\ 17078 St_{f,in}^{-3} & St_{f,in} \geq 75 \end{cases} \quad (2.323)$$

## Ήχος κυρίως και εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης

Ο μηχανισμός παραγωγής ήχου του συστήματος προσγείωσης είναι περίπλοκος και εξαρτάται σημαντικά από το σχεδιασμό αυτού. Υπάρχουν δύο βασικοί μηχανισμοί παραγωγής ήχου, ο ήχος από τους τροχούς και ο ήχος από την βάση στήριξης του συστήματος προσγείωσης. Εφόσον οι εξισώσεις για το κυρίως και το εμπρόσθιο τμήμα είναι ίδιες θα παρουσιαστούν αυτές του κυρίως συστήματος μόνο.

### Ήχος τροχών

Η ακουστική ισχύς, η συνάρτηση κατεύθυνσης και η φασματική συνάρτηση για τον ήχο που παράγεται από τους τροχούς δίνεται από τις εξισώσεις:

$$\Pi^* = kM_a^6 G \quad (2.324)$$

$$k = 4.349 \times 10^{-4} \quad (2.325)$$

$$G = N_{mg} \left( \frac{d_{mg}}{b_w} \right)^2 \quad (2.326)$$

$$D(\theta_D, \varphi) = \frac{3}{2} \sin^2(\theta_D) \quad (2.327)$$

$$F(St_{mg}) = 13.59 St_{mg}^2 (12.5 + St_{mg}^2)^{-2.25} \quad (2.328)$$

$$St_{mg} = \frac{f d_{mg}}{M_a c_a} [1 - M_a \cos(\theta_D)] \quad (2.329)$$

### Ήχος βάσης στήριξης συστήματος προσγείωσης

Η ακουστική ισχύς, η συνάρτηση κατεύθυνσης και η φασματική συνάρτηση για τον ήχο που παράγεται από την βάση στήριξης του συστήματος προσγείωσης δίνεται από τις εξισώσεις:

$$\Pi^* = kM_a^6 G \quad (2.330)$$

$$k = 2.753 \times 10^{-4} \quad (2.331)$$

$$G = \left( \frac{d_{mg}}{b_w} \right)^2 \frac{L_{mg}}{d_{mg}} \quad (2.332)$$

$$D(\theta_D, \varphi) = 3 \sin^2(\theta_D) \sin^2(\varphi) \quad (2.333)$$

$$F(St_{mg}) = 1.280 St_{mg}^2 (1.06 + St_{mg}^2)^{-3} \quad (2.334)$$

Ο συνολικός ήχος του συστήματος προσγείωσης μπορεί να υπολογιστεί ως το άθροισμα των μέσων τετραγωνικών πιέσεων του ήχου των τροχών και του ήχου των βάσεων στήριξης.

$$\langle p^2 \rangle^* = \langle p^2 \rangle_{wheel}^* + \langle p^2 \rangle_{strut}^* \quad (2.335)$$

ή

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{\Pi^*}{4\pi r_s^2} [D_{wheels}(\theta_D, \varphi) F_{wheels}(St_{mg}) + D_{strut}(\theta_D, \varphi) F_{strut}(St_{mg})] \quad (2.336)$$

### Φασματική διόρθωση για υπερηχητικά αεροσκάφη

Βάσει πειραμάτων που έγιναν στις εγκαταστάσεις της Boeing, προέκυψαν συναρτήσεις διόρθωσης της παραπάνω μεθόδου για να μπορεί να εκτιμήσει τον ήχο υπερηχητικών αεροσκαφών. Αυτές μπορούν να υπολογιστούν σύμφωνα με τον τύπο

$$\Delta = A(\theta)B(f) \quad (2.337)$$

Αυτές οι διορθώσεις προσθέτονται στο επίπεδο ακουστικής πίεσης που έχει υπολογιστεί με την παραπάνω διαδικασία.

$$SPL_{corrected} = SPL_{Fink} + \Delta \quad (2.338)$$

Ο πίνακας 3.32 του παραρτήματος Π3.5 παρέχει αυτές τις διορθώσεις οι οποίες εφαρμόζονται σε όλα τα στοιχεία παραγωγής ήχου εκτός από το κύριο και το εμπρόσθιο σύστημα προσγείωσης.

### Συνολικός ήχος

Το χωρίς απώλειες επίπεδο ακουστικής πίεσης προκύπτει από το άθροισμα των οκτώ στοιχείων παραγωγής ήχου. Οι επιδράσεις διάδοσης θα αναλυθούν στο επόμενο κεφάλαιο.

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου της ατράκτου του αεροσκάφους έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας FNKAFM η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.5.

# Κεφάλαιο 3

## ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΧΕΤΙΚΗΣ ΘΕΣΗΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΠΑΡΑΤΗΡΗΤΗ

Ο υπολογισμός του αποτελεσματικού επιπέδου ήχου στην προηγούμενη μορφή του AERONOISE, γινόταν για μία τυπική χρονική εξέλιξη. Ουσιαστικά, η εκτίμηση του ήχου γινόταν σε ένα μόνο σημείο για δεδομένη απόσταση του αεροσκάφους από τον παρατηρητή και κατάσταση λειτουργίας του κινητήρα. Στην συνέχεια, το σημείο αυτό θεωρούνταν το μέγιστο επίπεδο τονικά διορθωμένου ήχου και από εκεί και πέρα ακολουθούσε γραμμική μείωση. Από αυτή την προσέγγιση της χρονικής εξέλιξης των επιπέδων ήχου προέκυπτε και το αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου (EPNL).

Στην παρούσα διπλωματική, έγινε σύνδεση της θέσης του αεροσκάφους με τον εκάστοτε παρατηρητή και επομένως ήταν εφικτός ο ακριβής υπολογισμός της απόστασης αλλά και της γωνίας εκπομπής του ήχου κάθε χρονική στιγμή. Πλέον, η εκτίμηση του ήχου γίνεται για κάθε χρονική στιγμή πτήσης και επομένως μπορεί να προκύψει μία καλύτερη εκτίμηση του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου ολοκληρώνοντας τις τιμές του διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για το διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή. Η μεθοδολογία υπολογισμού της σχετικής θέσης του αεροσκάφους ως προς τον εκάστοτε παρατηρητή παρουσιάζεται στην συνέχεια.

### Γεωμετρική Συσχέτιση Αεροσκάφους - Παρατηρητών

Η γεωμετρική σχέση μεταξύ των πηγών ήχου και του παρατηρητή κατά την διάρκεια της πτήσης πρέπει να καθοριστεί προκειμένου να γίνει η εκτίμηση του επιπέδου της ακουστικής πίεσης. Με την βοήθεια της υπορουτίνας GEO θα υπολογιστούν τα διανύσματα από την πηγή ήχου στον παρατηρητή. Αυτά τα διανύσματα, είναι συναρτήσεις του χρόνου αφού η πηγή ήχου κινείται με το αεροσκάφος.

Ωστόσο, δεν είναι επιθυμητό να γίνουν εκτιμήσεις ήχου για κάθε παρατηρητή καθ'όλη την διάρκεια της πτήσης. Για τον κάθε παρατηρητή, υπάρχουν διαφορετικά χρονικά διαστήματα ενδιαφέροντος και

συγκεκριμένα, ήχος ο οποίος είναι από 20 dB και κάτω της μέγιστης τιμής δεν ενδιαφέρει.

Ο ήχος ο οποίος εκπέμπεται από ένα αεροσκάφος, χρειάζεται κάποιο χρονικό διάστημα για να φτάσει στον παρατηρητή. Εφόσον, οι εκτιμήσεις του ήχου επιθυμούνται σε ισοκατανεμημένες χρονικές στιγμές λήψης, οι χρονικές στιγμές λήψης είναι ανεξάρτητες μεταβλητές και έτσι καθορίζονται οι χρονικές στιγμές εκπομπής. Η θέση του αεροσκάφους και ο προσανατολισμός αυτού υπολογίζονται για αυτές τις χρονικές στιγμές εκπομπής για κάθε παρατηρητή.

Για τον υπολογισμό της γεωμετρίας χρειάζονται ως στοιχεία εισόδου, οι συντεταγμένες του αεροσκάφους κάθε χρονική στιγμή αλλά και ο προσανατολισμός αυτού με την βοήθεια των γωνιών Euler. Ακόμη, χρειάζονται και οι συντεταγμένες του κάθε παρατηρητή.

Για κάθε παρατηρητή υπάρχει ένα χρονικό διάστημα το οποίο υπερσχύει των άλλων κατά την διάρκεια της πτήσης. Για να υπολογιστεί αυτό το χρονικό διάστημα, υπολογίζεται η απόσταση παρατηρητή αεροσκάφους ως συνάρτηση του χρόνου, καταγράφεται η μικρότερη τιμή της και μετά διαγράφονται εκείνες οι χρονικές στιγμές για τις οποίες η απόσταση είναι μεγαλύτερη από το δεκαπλάσιο της μικρότερης απόστασης. Με αυτή την διαδικασία υπολογίζεται η χρονική περίοδος που ενδιαφέρει για κάθε παρατηρητή και για αυτήν θα γίνουν οι εκτιμήσεις του ήχου.

### Θέση μικρότερης απόστασης

Για κάθε παρατηρητή υπολογίζεται η σχετική του θέση σε σχέση με το αεροσκάφος.

$$\begin{bmatrix} x_{oa}(t) \\ y_{oa}(t) \\ z_{oa}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_o \\ y_o \\ z_o \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_a(t) \\ y_a(t) \\ z_a(t) \end{bmatrix} \quad (2.339)$$

Επομένως για την κάθε χρονική στιγμή  $i$  έχουμε το διάνυσμα παρατηρητή αεροσκάφους να δίνεται από την σχέση:

$$\vec{r}_i = \vec{i}x_{oa}(t_i) + \vec{j}y_{oa}(t_i) + \vec{k}z_{oa}(t_i) \quad (2.340)$$

Μπορεί ακόμα να καθοριστεί και η διαδρομή πτήσης με την βοήθεια του διανύσματος

$$\vec{s}_i = \vec{r}_i - \vec{r}_{i+1} \quad (2.341)$$

Αυτά τα διανύσματα, τα οποία φαίνονται στο σχήμα 3.1, χρησιμοποιούνται για την εύρεση της μικρότερης απόστασης πηγής-παρατηρητή και την χρονική στιγμή που αυτή λαμβάνει χώρα.

Για να βρεθεί η μικρότερη απόσταση, ελέγχεται για το κάθε διάστημα αν η προβολή του  $r_i$  πάνω στο  $s_i$  είναι μέσα στο μήκος του  $s_i$  (σχήμα 3.2). Αυτό εκφράζεται από την σχέση

$$0 \leq \vec{n}_{r,i} \vec{n}_{s,i} \leq 1 \quad (2.342)$$

όπου τα  $\vec{n}_r$  και  $\vec{n}_s$  είναι τα μοναδιαία διανύσματα των  $\vec{r}$  και  $\vec{s}$ . Αν δεν ικανοποιείται η παραπάνω συνθήκη τότε δεν υπάρχει ελάχιστη απόσταση μέσα στο διάστημα. Για κάθε διάστημα που περνάει την παραπάνω συνθήκη υπολογίζεται ένα τοπικό ελάχιστο καθώς και η χρονική στιγμή που αυτό λαμβάνει χώρα.

$$\vec{r}_{m,i} = \vec{n}_{s,i} \times (\vec{r}_i \times \vec{n}_{s,i}) \quad (2.343)$$

$$t_{m,i} = t_i + (\vec{n}_{r,i} \vec{n}_{s,i})(t_{i+1} - t_i) \quad (2.344)$$

Τέλος, οι τιμές  $\vec{r}_{m,i}$  εξετάζονται για να βρεθεί το ολικό ελάχιστο. Στη συνέχεια, το ολικό ελάχιστο της απόστασης  $r_{\min}(o)$  και η χρονική στιγμή  $t_{\min}(o)$  που αυτό λαμβάνει χώρα καταγράφονται για κάθε παρατηρητή.

### Καθορισμός χρονικών διαστημάτων

Η μέγιστη απόσταση ενδιαφέροντος για κάθε παρατηρητή δίνεται από την σχέση:

$$r_{max} = 10^{AdB/20} r_{min} \quad (2.345)$$

Είναι επιθυμητό να βρεθούν εκείνα τα σημεία,  $r_i$  που ικανοποιούν την συνθήκη

$$r_{min} \leq r_i \leq r_{max} \quad (2.346)$$

και οι χρονικές στιγμές που σχετίζονται με αυτά. Αυτή η συνθήκη απεικονίζεται στο σχήμα 3.3. Η διαδικασία που ακολουθείται για να βρεθούν αυτά τα  $r_i$  είναι η εξέταση των μέτρων τους για να βρεθεί ο αρχικός

$$r_i \geq r(t_s) = r_{max} > r_{i+1} \quad (2.347)$$

και ο τελικός χρόνος

$$r_j < r(t_f) = r_{max} \leq r_{j+1} \quad (2.348)$$

όπως φαίνεται και στο σχήμα 3.4.

### Κατευθυντικότητα

Η γωνία κατεύθυντικότητας ανάμεσα στο διάνυσμα της αποστολής πτήσης και το διάνυσμα του παρατηρητή δίνεται από τον τύπο:

$$\theta_i = \arcsin |\vec{n}_{r,i} \times \vec{n}_{s,i}| \quad (2.349)$$

### Στοιχεία εξόδου

Τα συνημίτονα κατεύθυνσης από την πηγή στον παρατηρητή μπορούν να υπολογιστούν από την σχέση:

$$\begin{bmatrix} n_{r,1} \\ n_{r,2} \\ n_{r,3} \end{bmatrix} = \vec{r}/r \quad (2.350)$$

Η μέση ταχύτητα του ήχου, είναι συνάρτηση του γεωδυναμικού ύψους  $y$  και υπολογίζεται σε επόμενη ενότητα. Η μεταβλητή αυτή μετατρέπεται σε συνάρτηση της χρονικής στιγμής πτήσης και υπολογίζεται ως



$$y(t) = \frac{Mg_r[rn_{r,3}(t)]}{RT_r} \quad (2.351)$$

και

$$\bar{c}(t) = c_r c(y)^* \quad (2.352)$$

όπου το  $n_{r,3}$  είναι το συνημίτονο κατεύθυνσης που έχει υπολογιστεί στην (3.3). Η τιμή της χρονικής στιγμής λήψης  $t_0$  που αντιστοιχεί στην κάθε τιμή της χρονικής στιγμής πτήσης μπορεί τώρα να υπολογιστεί από την σχέση:

$$t_0 = t_f + r/\bar{c}(t) \quad (2.353)$$

Έτσι, δημιουργείται ένας καινούριος πίνακας των χρονικών στιγμών πτήσης που μας ενδιαφέρουν σαν συνάρτηση των χρονικών στιγμών εκπομπής.

Η γωνία ανύψωσης (elevation)  $\gamma$  από τον παρατηρητή στην πηγή υπολογίζεται ως

$$\gamma = \arcsin n_{r,3} \quad (2.354)$$

όπου το  $n_{r,3}$  είναι το συνημίτονο κατεύθυνσης.

Για τον υπολογισμό των γωνιών κατευθυντικότητας, τα συνημίτονα κατεύθυνσης πρέπει να μετασχηματιστούν σε σύστημα συντεταγμένων της πηγής. Αυτός ο μετασχηματισμός επιτυγχάνεται με την βοήθεια των γωνιών Euler.

$$\begin{bmatrix} n_{r,1} \\ n_{r,2} \\ n_{r,3} \end{bmatrix}_s = [T(\Phi_s)][T(\Theta_s)][T(\Psi_s)] \begin{bmatrix} n_{r,1} \\ n_{r,2} \\ n_{r,3} \end{bmatrix}_a \quad (2.355)$$

όπου

$$T(\Psi_s) = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.356)$$

$$T(\Theta_s) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.357)$$

$$T(\Phi_s) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (2.358)$$

Η πολική γωνία κατεύθυνσης είναι

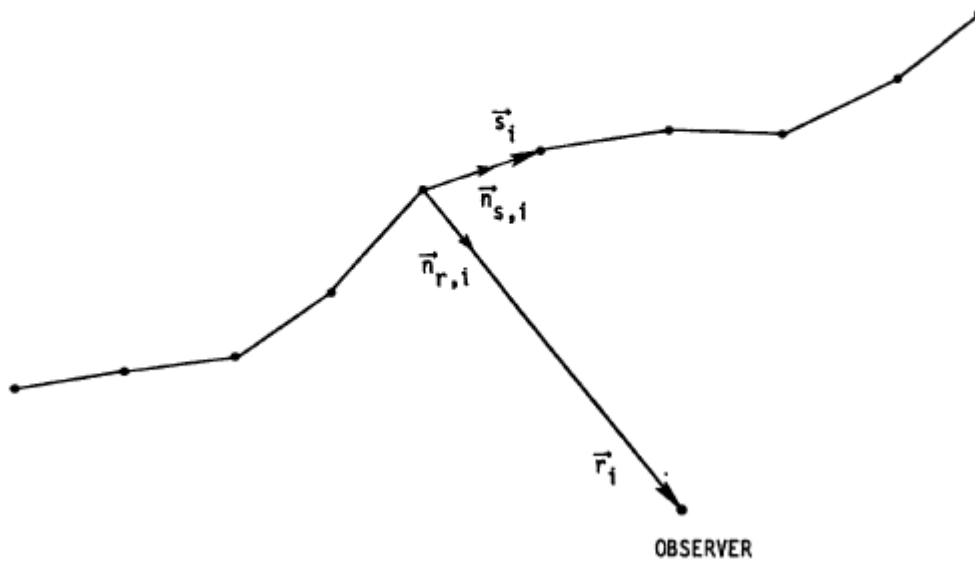
$$\theta(t_0, o, s) = \arccos(n_{r,1})_s \quad (2.359)$$

και η αζιμουθιακή γωνία

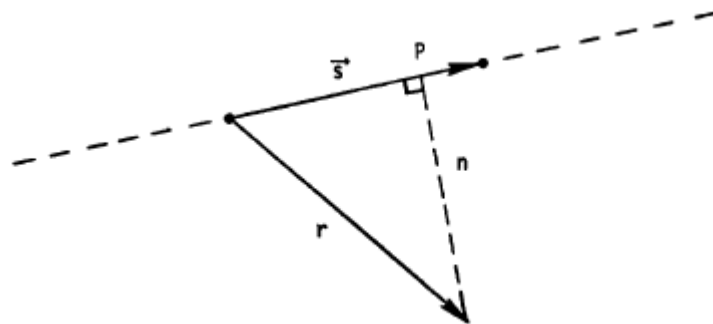
$$\varphi(t_0, o, s) = \arctan(n_{r,2}/n_{r,3})_s \quad (2.360)$$

Όλη η διαδικασία επαναλαμβάνεται για κάθε παρατηρητή και για κάθε χρονική στιγμή λήψης.

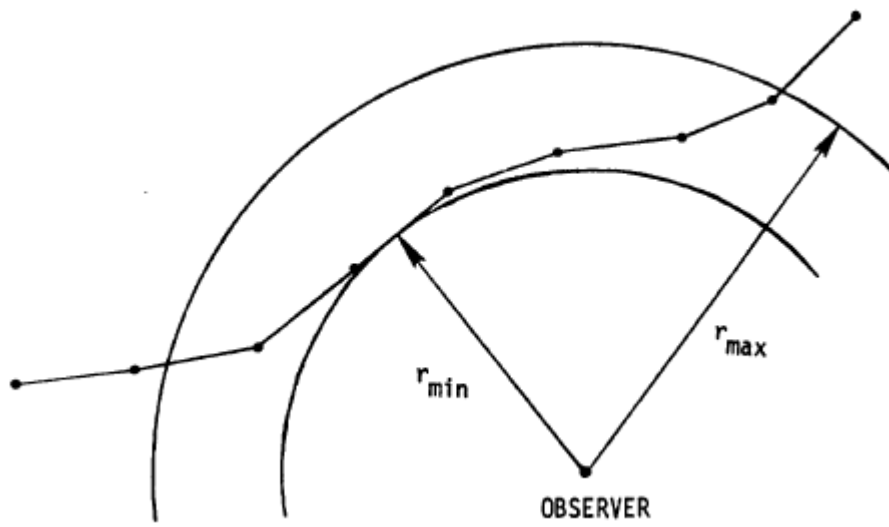
Ο υπολογισμός της γεωμετρίας έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας GEO η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π2.1.



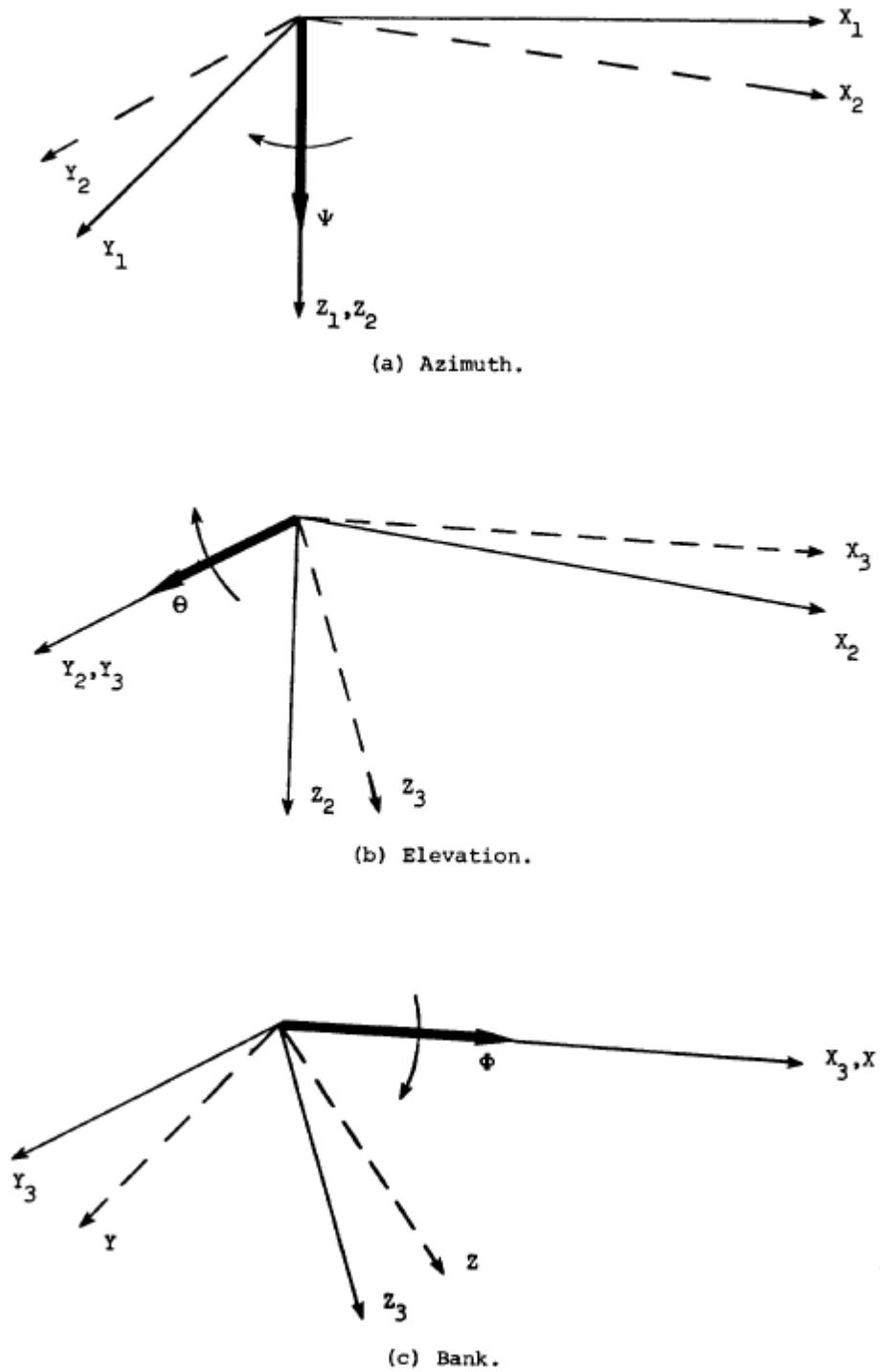
Σχήμα 3.1:Καθορισμός αποστολής πτήσης



Σχήμα 3.2:Συνθήκη μικρότερης απόστασης



Σχήμα 3.3: Καθορισμός χρονικού διαστήματος ενδιαφέροντος



Σχήμα 3.4: Καθορισμός γωνιών Euler



# Κεφάλαιο 4

## ΕΠΙΔΡΑΣΕΙΣ ΔΙΑΔΟΣΗΣ

Όλες οι πηγές παραγωγής ήχου του αεροσκάφους μοντελοποιούνται σαν σημειακές πηγές. Για τις μεθόδους που αναπτύχθηκαν στην παρούσα διπλωματική το φάσμα του ήχου για κάθε πηγή έχει εκτιμηθεί στο προηγούμενο κεφάλαιο για απόσταση από τον παρατηρητή ίση με 150 πόδια και ελεύθερο πεδίο. Ωστόσο, σε αυτό θα πρέπει να συμπεριληφθεί μία διόρθωση για περιπτώσεις διαφορετικής απόστασης πηγής-παρατηρητή, καθώς επίσης και οι επιδράσεις λόγω της πίεσης περιβάλλοντος, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και της αντανάκλασης. Το επίπεδο της ακουστικής πίεσης τώρα για κάθε πηγή παραγωγής ήχου δίνεται από την σχέση:

$$SPL = SPL_{free-field, lossless} + \Delta SPL \quad (3.1)$$

όπου το  $\Delta SPL$  είναι

$$\Delta SPL = 20 \log_{10} \left( \frac{150}{r_s} \right) - 40 \log_{10} (1 - M_a \cos \theta_D) + 10 \log_{10} (N_{eng}) + 20 \log_{10} \left( \frac{\rho_a(z_s) c_a^2(z_s)}{\rho_a(z_0) c_a^2(z_0)} \right) - A_{abs} r_s + G \quad (3.2)$$

όπου οι όροι της παραπάνω εξίσωσης αφορούν αντίστοιχα

- την σφαιρική διάδοση για απόσταση όπως αυτή υπολογίζεται από την υπορουτίνα υπολογισμού της γεωμετρικής συσχέτισης αεροσκάφους - παρατηρητή
- την επαύξηση λόγω διάδοσης
- τον αριθμό των πηγών
- την πίεση περιβάλλοντος
- την ατμοσφαιρική απορρόφηση
- την αντανάκλαση

Είναι λοιπόν εμφανές ότι πρέπει να υπολογιστούν η απόσταση πηγής - παρατηρητή για κάθε θέση του αεροσκάφους στην αποστολή πτήσης, η επιδράσεις του εδάφους, οι συνθήκες περιβάλλοντος για κάθε υψόμετρο που βρίσκεται το αεροσκάφος κατά την αποστολή πτήσης του και η

ατμοσφαιρική απορρόφηση. Ο υπολογισμός της γεωμετρικής συσχέτισης των παρατηρητών με το αεροσκάφος παρουσιάστηκε αναλυτικά στο προηγούμενο κεφάλαιο. Στην συνέχεια, ακολουθεί η μεθοδολογία για τον υπολογισμό των επιδράσεων εδάφους, της ατμοσφαιρικής απορρόφησης και των συνθηκών περιβάλλοντος για κάθε υψόμετρο πτήσης.

#### 4.1 Επιδράσεις Εδάφους

Ο ήχος ο οποίος παράγεται από το αεροσκάφος, ενδιαφέρει περισσότερο κατά την περίοδο της απογείωσης και της προσγείωσης όπου το αεροσκάφος είναι κοντά στο έδαφος. Για τον λόγο αυτό, η αντανάκλαση του ήχου στο έδαφος επηρεάζει σημαντικά το αντιληπτό επίπεδο ακουστικής πίεσης στον παρατηρητή. Η παρουσία του εδάφους προκαλεί μία αλλαγή στο φάσμα του ήχου λόγω της αντανάκλασης και της απορρόφησης των ηχητικών κυμάτων καθώς επίσης και την δημιουργία επιφανειακών κυμάτων.

Τα ηχητικά κύματα που προσπίπτουν σχεδόν παράλληλα στο έδαφος, απορροφούνται μερικώς από αυτό. Το μέγεθος της απορρόφησης εξαρτάται από τα χαρακτηριστικά του εδάφους. Τα ηχητικά κύματα όμως μπορεί και να ανακλαστούν στο έδαφος και μπορούν είτε να ενισχύσουν, είτε να μειώσουν την ένταση του ήχου που αντιλαμβάνεται ο παρατηρητής σε σχέση με τον ήχο που αντιλαμβάνεται απ' την απευθείας διάδοσή τους από την πηγή, ανάλογα με την γωνία φάσης. Τέλος, μπορεί να δημιουργηθούν επιφανειακά ηχητικά κύματα επιπρόσθετα αυτών του φυσιολογικού ελεύθερου πεδίου σφαιρικής διάδοσης λόγω της παρουσίας του εδάφους.

Η μέθοδος υπολογισμού του συντελεστή επιδράσεων εδάφους βασίζεται στην θεωρία των Chien και Soroka και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας GRA.



Για τον υπολογισμό των επιδράσεων του εδάφους απαιτούνται τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$\alpha$	Συντελεστής συνεκτικότητας
$c$	Ταχύτητα ήχου στον παρατηρητή
$N_b$	Αριθμός υπό-μπαντών που περιλαμβάνονται ανά μπάντα 1/3 της οκτάβας
$r_s$	Απόσταση πηγής παρατηρητή
$\rho$	Πυκνότητα περιβάλλοντος στον παρατηρητή
$\sigma$	Ειδική αντίσταση εδάφους

Η γεωμετρία των επιδράσεων του εδάφους φαίνεται στο σχήμα 4.1. Μία πηγή ήχου σε ύψος  $H$  πάνω από το επίπεδο του εδάφους εκπέμπει ήχο ο οποίος φτάνει σε έναν παρατηρητή ύψους  $h$  είτε απευθείας, είτε μετά από ανάκλαση του στο έδαφος, που προσομοιώνεται με μία συμμετρική πηγή. Η γωνία πρόσπτωσης του ανακλώμενου ήχου είναι  $\theta$ . Η διαφορά ανάμεσα στις δύο αυτές διαδρομές που ακολουθεί ο ήχος είναι  $\Delta r = r_2 - r_1$  και αποτελεί την πιο σημαντική παράμετρο των επιδράσεων ανάκλασης. Όπως φαίνεται και από το σχήμα 3.6 η διαφορά αυτών των δύο διαδρομών που ακολουθεί ο ήχος μπορεί να προσεγγιστεί από την σχέση

$$\Delta r \approx 2h \cos \theta \quad (3.3)$$

Η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση με την παρουσία των επιδράσεων του εδάφους είναι

$$\langle p^2 \rangle_{gr} = \langle p^2 \rangle_{ff} [1 + R^2 + 2RC \cos(a + k\Delta r)] \quad (3.4)$$

όπου,  $\langle p^2 \rangle_{ff}$  είναι η μέση τετραγωνική ακουστική πίεση του ελεύθερου πεδίου,  $C$  είναι ο συντελεστής συνεκτικότητας,  $k$  είναι ο αριθμός του κύματος,  $R$  είναι το μέτρο του μιγαδικού συντελεστή σφαιρικής διάδοσης-ανάκλασης και το  $a$  αναφέρεται και αυτό στον μιγαδικό συντελεστή σφαιρικής διάδοσης – ανάκλασης. Ο όρος που είναι μέσα στις αγκύλες της εξίσωσης (3.26) αναφέρεται ως συντελεστής επιδράσεων εδάφους και ορίζεται ως

$$G = \langle p^2 \rangle_{gr} / \langle p^2 \rangle_{ff} \quad (3.5)$$

Ο συντελεστής συνεκτικότητας,  $C$  δίνεται από τον τύπο

$$C = \exp[-(ak\Delta r)^2] \quad (3.6)$$

Με αντικατάσταση της εξίσωσης (3.28) στον συντελεστή επιδράσεων εδάφους προκύπτει η σχέση

$$G = 1 + R^2 + 2R \exp[-(ak\Delta r)^2] \cos(a + k\Delta r) \quad (3.7)$$

Σύμφωνα με την θεωρία των Chien και Soroka ο μιγαδικός συντελεστής σφαιρικής διάδοσης – ανάκλασης δίνεται ως

$$Re^{ia} = \Gamma + (1 - \Gamma)F(\tau) \quad (3.8)$$

όπου  $\Gamma$  είναι ο μιγαδικός συντελεστής ανάκλασης επιπέδου – κύματος και ορίζεται ως

$$\Gamma = (\cos \theta - \nu)/(\cos \theta + \nu) \quad (3.9)$$

Στην παραπάνω εξίσωση, το  $\nu$  είναι η ειδική αγωγιμότητα (specific admittance) του εδάφους. Η συνάρτηση  $F(\tau)$  είναι

$$F(\tau) = 1 - \sqrt{\pi\tau}W(i\tau) \quad (3.10)$$

όπου,

$$\tau = (kr_2/2i)^{1/2}(\cos \theta + \nu) \quad (3.11)$$

και η συνάρτηση  $W$  αντιπροσωπεύει την παρακάτω μιγαδική συνάρτηση σφάλματος.

$$W(z) = \frac{i}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{e^{-t^2}}{z-t} dt \quad (3.12)$$

Για κάθε τιμή  $|\tau| > 10$ , μπορεί να χρησιμοποιηθεί μία προσέγγιση της μιγαδικής συνάρτησης σφάλματος και έτσι η έκφραση για την  $F(\tau)$  μπορεί να πάρει την μορφή

$$F(t) = -2\sqrt{\pi}U[-\operatorname{Re}(\tau)]\tau e^{\tau^2} + \frac{1}{2\tau^2} - \frac{3}{(2\tau^2)^2} \quad (3.13)$$

όπου  $U$  είναι η βηματική συνάρτηση η οποία ορίζεται ως εξής:

$$\begin{cases} U(S) = 1 & S > 0 \\ U(S) = \frac{1}{2} & S = 0 \\ U(S) = 0 & S < 0 \end{cases} \quad (3.14)$$

Η ειδική αγωγιμότητα (specific admittance) του εδάφους,  $v$ , μπορεί να εκτιμηθεί από την ακόλουθη πειραματική εξίσωση των Delaney και Bazley.

$$v = [1 + (6.86\eta)^{-0.75} + i(4.36\eta)^{-0.73}]^{-1} \quad (3.15)$$

όπου η αδιάστατη συχνότητα είναι

$$\eta = 2\pi r f / \sigma \quad (3.16)$$

Για ακουστικά σκληρή επιφάνεια ( $\eta=0$ ), η μέθοδος αυτή απλοποιείται αρκετά αφού  $\eta=0$ ,  $\Gamma=1$ ,  $R=1$ , και  $\alpha=0$ . Η έκφραση για τον συντελεστή επιδράσεων του εδάφους δίνεται τώρα ως

$$G = 2 + 2\exp[-(ak\Delta r)^2] \cos(k\Delta r) \quad (3.17)$$

και είναι συνάρτηση του  $k\Delta r$  μόνο.

Οι εκτιμήσεις του ήχου γίνονται για συγκεκριμένα εύρη μπάντας συχνοτήτων. Προκειμένου, να εκτιμηθεί η επίδραση του συντελεστή για ένα συγκεκριμένο εύρος συχνοτήτων θα πρέπει να βρεθεί το ολοκλήρωμα αυτού σε όλο το εύρος της μπάντας, αλλά μόνο ο όρος  $\cos(a+k\Delta r)$  συμπεριλαμβάνεται σαν μεταβλητή στην ολοκλήρωση. Υποθέτεται ότι η διακύμανση των άλλων όρων στο εύρος μίας μπάντας είναι μικρή. Αυτή η προσέγγιση είναι αποδεκτή για μπάντες του 1/3 της οκτάβας ή μικρότερες.

Για να μπορέσουν να αναλυθούν οι επιδράσεις απορρόφησης και ανάκλασης του εδάφους, η μπάντες του 1/3 της οκτάβας του ήχου χωρίζονται σε  $N_b$  υπο-μπάντες, όπου  $N_b$  είναι περιττός αριθμός. Χρησιμοποιώντας περιττό αριθμό προκύπτει μία κεντρική υπο-μπάντα η οποία έχει κεντρική συχνότητα ίση με την κεντρική συχνότητα της μπάντας του 1/3 της οκτάβας.

Ο λόγος εύρεσης των ορίων της κάθε υπό-μπάντας δίνεται από την σχέση  $2^{1/(3N_b)}$ , και το ολοκλήρωμα του συνημιτονικού όρου για κάθε υπο-μπάντα δίνεται ως

$$\langle \cos(a + k\Delta r) \rangle = \frac{1}{\Delta f} \int_{f_c/K}^{Kf_c} \cos(a + k\Delta r) df \quad (3.18)$$

όπου  $K=2^{1/(6N_b)}$ ,  $\Delta f=(K-K^{-1})f_c$ , και  $f_c$  είναι η κεντρική συχνότητα της υπο-μπάντας. Υποθέτοντας ότι το,  $a$ , παραμένει σταθερό καθ' όλο το εύρος της υπο-μπάντας μία προσέγγιση της σχέσης (3.40) δίνεται στην μορφή

$$\langle \cos(a + k\Delta r) \rangle = \cos(a + k_c \Delta r) \frac{\sin(\varepsilon k_c \Delta r)}{\varepsilon k_c \Delta r} \quad (3.19)$$

όπου  $K_c$  είναι ο κεντρικός αριθμός κύματος της υπό-μπάντας και  $\varepsilon=K-1$ .

Η τελική έκφραση για τον συντελεστή επιδράσεων του εδάφους μπορεί να δοθεί στην μορφή:

$$G = 1 + R^2 + 2R \exp[-(ak\Delta r)^2] \cos(a + k\Delta r) \frac{\sin(\varepsilon k \Delta r)}{\varepsilon k \Delta r} \quad (3.20)$$

όπου το  $K$  αναφέρεται στον κεντρικό αριθμό κύματος της κάθε υπό-μπάντας.

Για ακουστικά σκληρή επιφάνεια, η έκφραση του συντελεστή γίνεται

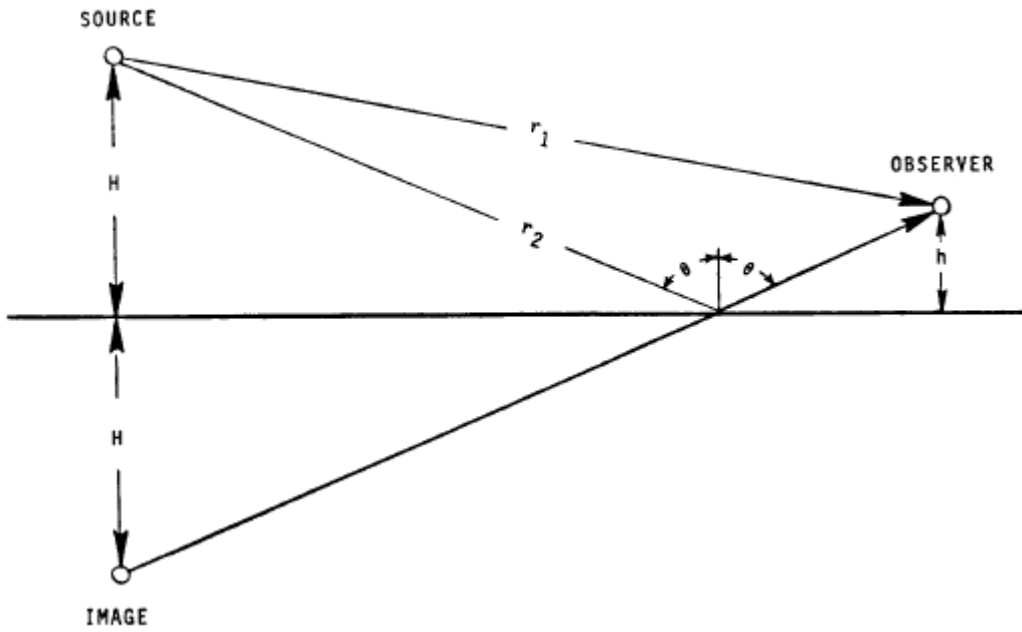
$$G = 2 + 2 \exp[-(ak\Delta r)^2] \cos(k\Delta r) \frac{\sin(\varepsilon k \Delta r)}{\varepsilon k \Delta r} \quad (3.21)$$

Στο σχήμα 4.3 φαίνεται ένα γράφημα του συντελεστή  $G$  σαν συνάρτηση του  $k\Delta r$  για την περίπτωση ακουστικά σκληρής επιφάνειας.

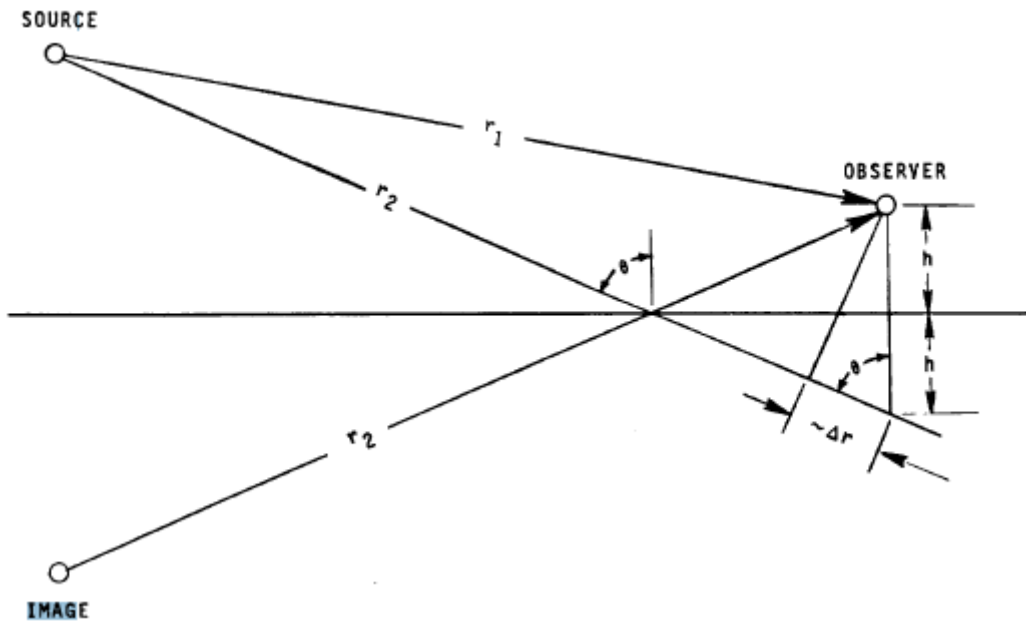
Είναι εμφανές από το γράφημα 4.3, ότι ο συντελεστής επιδράσεων του εδάφους έχει μία σειρά από κόμβους ελαχίστου οι οποίοι αντιστοιχούν σε τιμές  $k\Delta r$  ίσες με  $(2n-1)\pi$ , όπου  $n=1,2,\dots,n+1$ . Αυτοί οι κόμβοι ελαχίστου, προκαλούνται από την ακύρωση της έντασης του ήχου ανάμεσα στα απευθείας και στα ανακλώμενα κύματα ήχου και αναφέρονται σαν *ground dips*. Είναι αναγκαίο, να εκτιμηθούν οι τιμές του συντελεστή  $G$  σε κάθε κόμβο ελαχίστου αλλά και στα ενδιάμεσα σημεία για να μπορέσει να καθοριστεί ικανοποιητικά η συνάρτηση. Ωστόσο, μετά τον πέμπτο κόμβο ελαχίστου η διακύμανση του  $G$  για αυξανόμενες τιμές του όρου  $k\Delta r$  είναι τόσο μικρή που μπορεί να θεωρηθεί σταθερή.

Το εύρος συχνοτήτων, η απόσταση πηγής παρατηρητή και η γωνία πρόσπτωσης δίνονται σαν στοιχεία εισόδου για τον υπολογισμό του συντελεστή  $G$ .

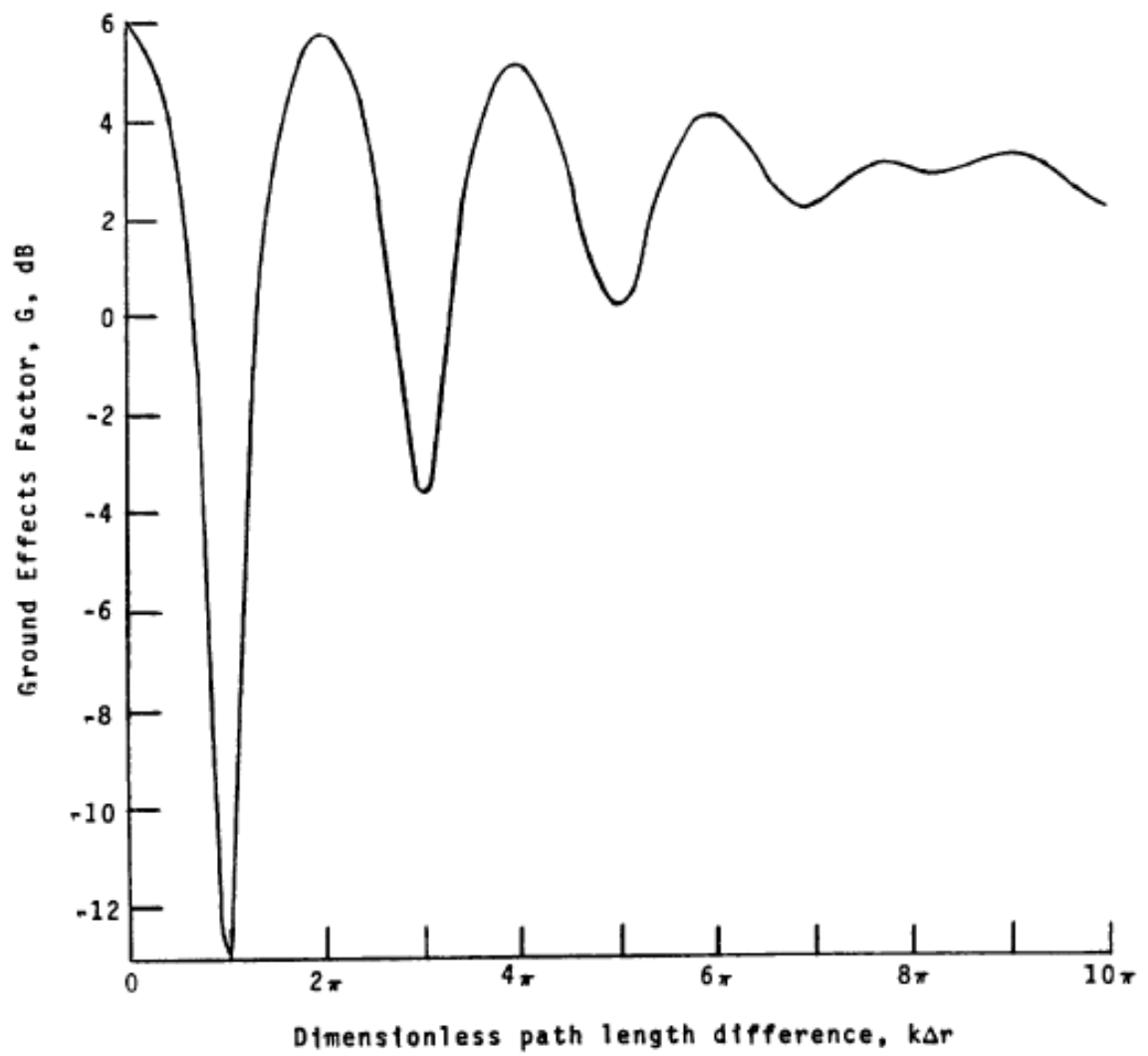
Ο υπολογισμός των επιδράσεων εδάφους έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας GRA η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π2.2.



Σχήμα 4.1:Γεωμετρία



Σχήμα 4.2:Καθορισμός  $\Delta r$



Σχήμα 4.3: Καθορισμός  $\Delta r$

## 4.2 Ατμοσφαιρική Απορρόφηση

Καθώς τα κύματα του ήχου μεταδίδονται από την πηγή στον παρατηρητή ισχναίνουν λόγω της ατμοσφαιρικής απορρόφησης. Με την βοήθεια αυτής της υπορουτίνας θα μπορέσει να γίνει μία εκτίμηση στο ποσοστό της μείωσης της έντασης του ήχου λόγω αυτού του είδους απορρόφησης. Η μείωση αυτή στα επίπεδα του ήχου εκφράζεται σαν ένας συντελεστής ο οποίος εξαρτάται από την συχνότητα, την θερμοκρασία, την πίεση και την υγρασία.

Η θερμοκρασία, η πίεση και η υγρασία θεωρούνται συναρτήσεις μόνο του υψομέτρου σύμφωνα με το ANOPP και για τον λόγο αυτό ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης εκφράζεται σαν συνάρτηση μόνο του υψομέτρου και της συχνότητας.

Τέσσερις είναι οι βασικοί λόγοι για τους οποίους έχουμε ατμοσφαιρική απορρόφηση. Ο πρώτος λόγος που εμφανίζεται μία μείωση στη ένταση του ήχου είναι η κλασική απώλεια (classical loss) λόγω των θερμικών και των συνεκτικών φαινομένων. Ο δεύτερος λόγος είναι μοριακή απώλεια (molecular loss) λόγω της περιστροφικής χαλάρωσης των μορίων του αζώτου και του οξυγόνου. Ο τρίτος λόγος είναι η μοριακή απώλεια λόγω της δόνησης των μορίων του αζώτου και ο τέταρτος η μοριακή απώλεια λόγω της δόνησης των μορίων του οξυγόνου. Ο συνολικός συντελεστής προκύπτει από το άθροισμα των συντελεστών για κάθε ένα από τους τέσσερις παραπάνω λόγους.

Η μέθοδος υπολογισμού του συντελεστή ατμοσφαιρικής απορρόφησης βασίζεται στην θεωρία του Sutherland [2] και έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας ABS.

Ο υπολογισμός του συντελεστή ατμοσφαιρικής απορρόφησης απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$T^*$	Αδιάστατη θερμοκρασία περιβάλλοντος στο υψόμετρο πτήσης
$p^*$	Αδιάστατη πίεση περιβάλλοντος στο υψόμετρο πτήσης
$h$	Απόλυτη υγρασία περιβάλλοντος στο υψόμετρο πτήσης
$c$	Ταχύτητα του ήχου στο υψόμετρο πτήσης



Ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης καθορίζεται από την σχέση:

$$\langle p^2(r) \rangle = \left(\frac{r_s^2}{r^2}\right) [\langle p^2(r_s) \rangle] \exp[-2\alpha(r - r_s)] \quad (3.22)$$

Όπου, το  $\langle p^2(r) \rangle$  εκφράζει την μέση τετραγωνική ακουστική πίεση σε κάποια απόσταση  $r$  από την πηγή. Το  $\langle p^2(r_s) \rangle$  εκφράζει την μέση τετραγωνική ακουστική πίεση στην πηγή, και  $\alpha$  είναι ο συντελεστής απορρόφησης ο οποίος εκφράζεται ως το άθροισμα των τεσσάρων στοιχείων:

$$\alpha = \alpha_{cl} + \alpha_{rot} + \alpha_{vib,o} + \alpha_{vib,n} \quad (3.23)$$

Όπου  $\alpha_{cl}$  είναι η κλασσική απώλεια λόγω των θερμικών φαινομένων και της συνεκτικότητας,  $\alpha_{rot}$  είναι η μοριακή απώλεια λόγω της περιστροφικής χαλάρωσης των μορίων του αζώτου και του οξυγόνου,  $\alpha_{vib,o}$  είναι η μοριακή απώλεια λόγω της δόνησης των μορίων του οξυγόνου και  $\alpha_{vib,n}$  η μοριακή απώλεια λόγω της δόνησης των μορίων του αζώτου. Άλλες πηγές ατμοσφαιρικής απορρόφησης θεωρούνται αμελητέες.

Μετά από πολλές θεωρητικές και πειραματικές προσεγγίσεις επιτεύχθηκε η δημιουργία εκφράσεων για καθένα από τους όρους της εξίσωσης (3.45). Στην περίπτωση της ατμοσφαιρικής απορρόφησης λόγω της δόνησης των μορίων μια σημαντική παράμετρος είναι η συχνότητα χαλάρωσης, η οποία ορίζεται ως η συχνότητα στην οποία έχουμε την μεγαλύτερη απορρόφηση ανά μήκος κύματος. Στην γενική περίπτωση η συχνότητα χαλάρωσης είναι συνάρτηση της θερμοκρασίας, της πίεσης και της υγρασίας για ένα δεδομένο αέριο. Ο αέρας θεωρείται ότι αποτελείται από οξυγόνο και άζωτο, αγνοώντας την απορρόφηση των άλλων αερίων. Χρησιμοποιούνται λοιπόν οι ακόλουθες εμπειρικές εξισώσεις για τον υπολογισμό των συχνοτήτων χαλάρωσης.

$$f_{rl,n} = (p/p_r)(293.15/T)^{1/2}(9 + 350h \exp\{-6.142[(293.15/T)^{1/3} - 1]\}) \quad (3.24)$$

και

$$f_{rl,o} = (p/p_r)\{24 + 44100h[(0.05 + h)/(0.391 + h)]\} \quad (3.25)$$

Στις εξισώσεις (3.46) και (3.47), οι όροι  $f_{r,l,n}$  και  $f_{r,l,o}$  εκφράζουν την συχνότητα χαλάρωσης του αζώτου και του οξυγόνου αντίστοιχα, σε Hertz,  $p$  είναι η πίεση περιβάλλοντος,  $T$  είναι η θερμοκρασία περιβάλλοντος και  $h$  είναι η απόλυτη υγρασία. Οι παραπάνω εξισώσεις σε αδιάστατη μορφή εκφράζονται από τους παρακάτω τύπους:

$$f_{r,l,n} = p^*/(T^*)^{1/2} (9.08 + 340.65h \exp\{-6.178 [(T^*)^{-1/3} - 1]\}) \quad (3.26)$$

και

$$f_{r,l,o} = p^*\{24 + 44100h[(0.05 + h)/(0.391 + h)]\} \quad (3.27)$$

Όπου  $T^* = T/T_r$  και  $p^* = p/p_r$ .

Οι τέσσερις όροι της εξίσωσης (3.45) μπορούν τώρα να υπολογιστούν. Οι δύο πρώτοι όροι μπορούν να συνδυαστούν σε μία εξίσωση και εκφράζονται από την παρακάτω σχέση σαν συνάρτηση της θερμοκρασίας, της πίεσης και της συχνότητας:

$$a_{cl} + a_{rot} = (1.84 \times 10^{-11}) (T/293.15)^{1/2} f^2 / (p/p_r) \quad (3.28)$$

Καθένας από τους δύο όρους που σχετίζονται με τις απώλειες λόγω δόνησης των μορίων γράφονται στην παρακάτω μορφή:

$$a_{vib,i} = \frac{2\pi X_i (\theta_i)^2}{35} \frac{\exp(-\theta_i/T)(f/c)}{[1 - \exp(-\theta_i/T)]^2} \frac{2ff_{r,l,i}}{f^2 + f_{r,l,i}^2} \quad (3.29)$$

Όπου,  $\theta_i$  είναι η χαρακτηριστική θερμοκρασία δόνησης και  $X_i$  η κλασματική μοριακή συγκέντρωση. Στην εξίσωση (3.51), το  $i$  παίρνει τις τιμές 0 και n για την περίπτωση του οξυγόνου ( $i=0$ ) και του αζώτου ( $i=n$ ) αντίστοιχα. Εφόσον η τιμή του  $\theta_i/T$  είναι μεγάλη, ο όρος στην παρένθεση μπορεί να αντικατασταθεί με την μονάδα. Εκφράζοντας τις εξισώσεις (3.50) και (3.51) σε αδιάστατη μορφή προκύπτουν οι παρακάτω σχέσεις:

$$a_{cl} + a_{rot} = (6.207 \times 10^{-9}) (f/c_r)(T^*)^{1/2} (f/p^*) \quad (3.30)$$

$$a_{vib,o} = (9.555 \times 10^{-4}) \left(\frac{f}{c_r}\right) (T^*)^{-\frac{5}{2}} \exp[7.771(T^* - 1)/T^*] \left[ \frac{2ff_{r,l,o}}{f^2 + f_{r,l,o}^2} \right] \quad (3.31)$$

και

$$a_{vib,n} = (1.683 \times 10^{-4}) \left(\frac{f}{c_r}\right) (T^*)^{-\frac{5}{2}} \exp[11.633(T^* - 1)/T^*] \left[ \frac{2ff_{rl,n}}{(f^2 + f_{rl,n}^2)} \right] \quad (3.32)$$

Ο συνολικός συντελεστής απορρόφησης προκύπτει από το άθροισμα των εξισώσεων (3.52), (3.53) και (3.54) και εκφράζεται σε μονάδες nepel/m. Για την μετατροπή των μονάδων σε db/m χρειάζεται να πολλαπλασιασθεί το δεξί μέρος της κάθε εξίσωσης με 8.69.

Ο υπολογισμός της επίδρασης της ατμοσφαιρικής απορρόφησης έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας ABS η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π2.3.

### 4.3 Ιδιότητες Ατμόσφαιρας

Οι ιδιότητες της ατμόσφαιρας στο εκάστοτε υψόμετρο πτήσης του αεροσκάφους, επηρεάζουν τις επιδόσεις του αεροσκάφους, το παραγόμενο επίπεδο ήχου και την διάδοση του ήχου μέσω αυτής. Εφόσον, οι εκτιμήσεις ήχου γίνονται κατά την διάρκεια της απογείωσης και της προσγείωσης είναι επιθυμητό να υπολογιστούν οι ιδιότητες της ατμόσφαιρας για υψόμετρο κάτω των 10km.

Σ' αυτήν την μέθοδο υπολογισμού των ιδιοτήτων της ατμόσφαιρας χρησιμοποιούνται τέσσερις παραδοχές. Η πρώτη παραδοχή είναι ότι η επιτάχυνση της βαρύτητας είναι σταθερή και έχει τιμή ίση με αυτή για μηδενικό υψόμετρο. Η δεύτερη παραδοχή, είναι η παράλειψη της επίδρασης της εξάτμισης του νερού λόγω πίεσης, πυκνότητας και συνεκτικότητας του αέρα. Έτσι λοιπόν προκύπτει, ότι το μοριακό βάρος του αέρα είναι σταθερό και ίσο με αυτό για μηδενικό υψόμετρο. Η Τρίτη παραδοχή είναι ότι το γεωδυναμικό ύψος είναι ίσο με το γεωμετρικό και η τέταρτη παραδοχή είναι ότι οι ιδιότητες της ατμόσφαιρας είναι συναρτήσεις μόνο του υψομέτρου.

Μέσω της υπορουτίνας ATM υπολογίζονται όλες οι παράμετροι της ατμόσφαιρας για κάθε επιθυμητό υψόμετρο πτήσης.

Ο υπολογισμός των ιδιοτήτων της ατμόσφαιρας απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
$H_1$	Υψόμετρο του εδάφους
$P_1$	Πίεση στο επίπεδο του εδάφους
$\Delta H$	Μεταβολή υψομέτρου
$H$	Υψόμετρο

Για τον υπολογισμό των ιδιοτήτων της ατμόσφαιρας, απαιτείται ο προσδιορισμός κάποιων σταθερών σχετικών με την ατμόσφαιρα, αυτές δίνονται στον πίνακα Π4.1 του παραρτήματος Π4.1. Όλοι οι υπολογισμοί των ιδιοτήτων της ατμόσφαιρας βασίζονται σε αδιάστατες εξισώσεις, βάσει αυτών των σταθερών. Οι βασικές εξισώσεις υπολογισμού είναι:

Ο νόμος των τελείων αερίων:

$$p = \rho \bar{R}T/M \quad (3.33)$$

ο οποίος σε αδιάστατη μορφή δίνεται από την σχέση,

$$p^* = \rho^* T^* \quad (3.34)$$

Η ταχύτητα του ήχου:

$$c^2 = \gamma \bar{R}T/M \quad (3.35)$$

η οποία σε αδιάστατη μορφή δίνεται από την σχέση,

$$(c^*)^2 = T^* \quad (3.36)$$

Η υδροστατική πίεση:

$$\frac{dp}{p} = -M g_r dH/\bar{R}T \quad (3.37)$$

η οποία σε αδιάστατη μορφή δίνεται από την σχέση,

$$\frac{dp^*}{p^*} = -dy/T^* \quad (3.38)$$

όπου,

$$y = M g_r (H - H_1)/\bar{R}T_r \quad (3.39)$$

Στο σχήμα 4.4 παρουσιάζεται μία γραφική αναπαράσταση του υψομέτρου. Στη συνέχεια, για τον υπολογισμό των ατμοσφαιρικών συνθηκών καθορίζεται ένα διάνυσμα του υψομέτρου  $y_j$  συναρτήσει της μεταβολής αυτού.

$$\Delta y = M g_r \Delta H/\bar{R}T_r \quad (3.40)$$

με το  $y_j$  να υπολογίζεται ως εξής:

$$y_j = (j - 1)\Delta y \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (3.41)$$

Η τυπική ατμόσφαιρα έχει διαχωριστεί σε διάφορα στρώματα σύμφωνα με τον ρυθμό μεταβολής της θερμοκρασίας. Συγκεκριμένα έχουμε την τροπόσφαιρα (0-11km), την στρατόσφαιρα (11-50km) και την μεσόσφαιρα (50-90km). Για τον υπολογισμό της θερμοκρασίας καθ' ύψος χρησιμοποιείται η σχέση:

$$T(K) = T_b + \beta(H - H_b) \quad (3.42)$$

όπου,  $T_b$  και  $H_b$  είναι αντίστοιχα η θερμοκρασία και το γεωδυναμικό ύψος στο χαμηλότερο ύψος του στρώματος στο οποίο γίνονται οι υπολογισμοί, ενώ  $\beta$  είναι ο ρυθμός μεταβολής ως προς το γεωδυναμικό ύψος. Οι τιμές των συντελεστών της σχέσης (3.53) υπολογίζονται από τον πίνακα Π4.2 του παραρτήματος Π4.1.

Η αδιάστατη θερμοκρασία υπολογίζεται από τον τύπο:

$$T_i^* = T(H_i)/T_r \quad (3.43)$$

Ενώ οι αδιάστατη πίεση υπολογίζεται ολοκληρώνοντας την εξίσωση (3.49). Εάν υποθεθεί ότι η θερμοκρασία μεταβάλλεται γραμμικά ανάμεσα στα  $y_j$  και  $y_{j+1}$ , αντί για ολοκλήρωση της πίεσης μπορεί αυτή να υπολογιστεί από την σχέση:

$$p_j^* = p_{j-1}^* (T_j^*/T_{j-1}^*)^{-\Delta y / (T_j^* - T_{j-1}^*)} \quad T_{j-1}^* \neq T_j^*, \quad j = 2, 3, \dots, n \quad (3.44)$$

ή

$$p_j^* = p_{j-1}^* e^{-\Delta y / T_j^*} \quad T_{j-1}^* = T_j^*, \quad j = 2, 3, \dots, n \quad (3.45)$$

όπου,

$$p_1^* = p_1/p_r \quad (3.46)$$

Αφού υπολογιστούν τα διανύσματα της αδιάστατης πίεσης και θερμοκρασίας τα υπόλοιπα διανύσματα της ατμόσφαιρας μπορούν να υπολογιστούν σύμφωνα με τις παρακάτω σχέσεις:

Πυκνότητα:

$$\rho_j^* = p_j^*/T_j^* \quad (3.47)$$

Ταχύτητα του ήχου:

$$c_j^* = (T_j^*)^{1/2} \quad (3.48)$$

Συντελεστής συνεκτικότητας:

$$\mu_j^* = \frac{1.38313 (T_j^*)^{3/2}}{T_j^* + 0.38313} \quad (3.49)$$

Συντελεστής θερμικής αγωγιμότητας:

$$k_j^* = \frac{1.77385 (T_j^*)^{3/2}}{T_j^* + 0.8516 \times 10^{-0.0416/T_j^*}} \quad (3.50)$$

Χαρακτηριστική αντίσταση:

$$\rho_j^* c_j^* = p_j^*/(T_j^*)^{1/2} \quad (3.51)$$

όπου η σταθερά 0.38313 είναι ο λόγος  $S/T_r$  όπου  $S$  είναι η σταθερά Strouhal.

Η μέση ταχύτητα του ήχου καθορίζεται από την σχέση:

$$\bar{c}(y) = \frac{y}{\int_0^y [c(y)]^{-1} dy} \quad (3.52)$$

Εάν υποθεθεί και πάλι ,ότι η θερμοκρασία μεταβάλλεται γραμμικά ανάμεσα στα  $y_j$  και  $y_{j+1}$  , το ολοκλήρωμα της παραπάνω σχέσης μπορεί να υπολογιστεί ως εξής:

$$I_j = I_{j-1} + \frac{2(\Delta y)}{(T_j^*)^{1/2} + (T_{j-1}^*)^{1/2}} \quad (3.53)$$

όπου,

$$\int_0^y [T_j^*]^{1/2-1} dy = I_j \quad (3.54)$$

με αρχικές συνθήκες,

$$y_{I=0} \quad I_{I=0} \quad (3.55)$$

Η εξίσωση (3.62) μπορεί τώρα να υπολογιστεί σε αδιάστατη μορφή σύμφωνα με την σχέση:

$$\bar{c}^*(y) = y_j / I_j \quad (3.56)$$

Για λόγους ευκολίας υπολογισμών η σχετική υγρασία που δίνεται σαν είσοδος μετασχηματίζεται σε όρους απόλυτης υγρασίας, ως ο λόγος του μοριακού βάρους του νερού προς το συνολικό μοριακό βάρος ενός μίγματος. Η απόλυτη υγρασία καθορίζεται από την σχέση:

$$h_j = (r h_j / p_j^*) 10^{8.4256 - (10.1995 / T_j^*) - 4.922 \text{Log} T_j^*} \quad (3.57)$$

Τέλος, για τον υπολογισμό των ατμοσφαιρικών τιμών σε διαστατή μορφή μπορεί να γίνει με την βοήθεια των παρακάτω σχέσεων:

$$H_j = (R T_r / M g_r) y_j + H_1 \quad (3.58)$$

$$p_j = p_r p_j^* \quad (3.59)$$

$$T_j = T_r T_j^* \quad (3.60)$$

$$\rho_j = \rho_r \rho_j^* \quad (3.61)$$

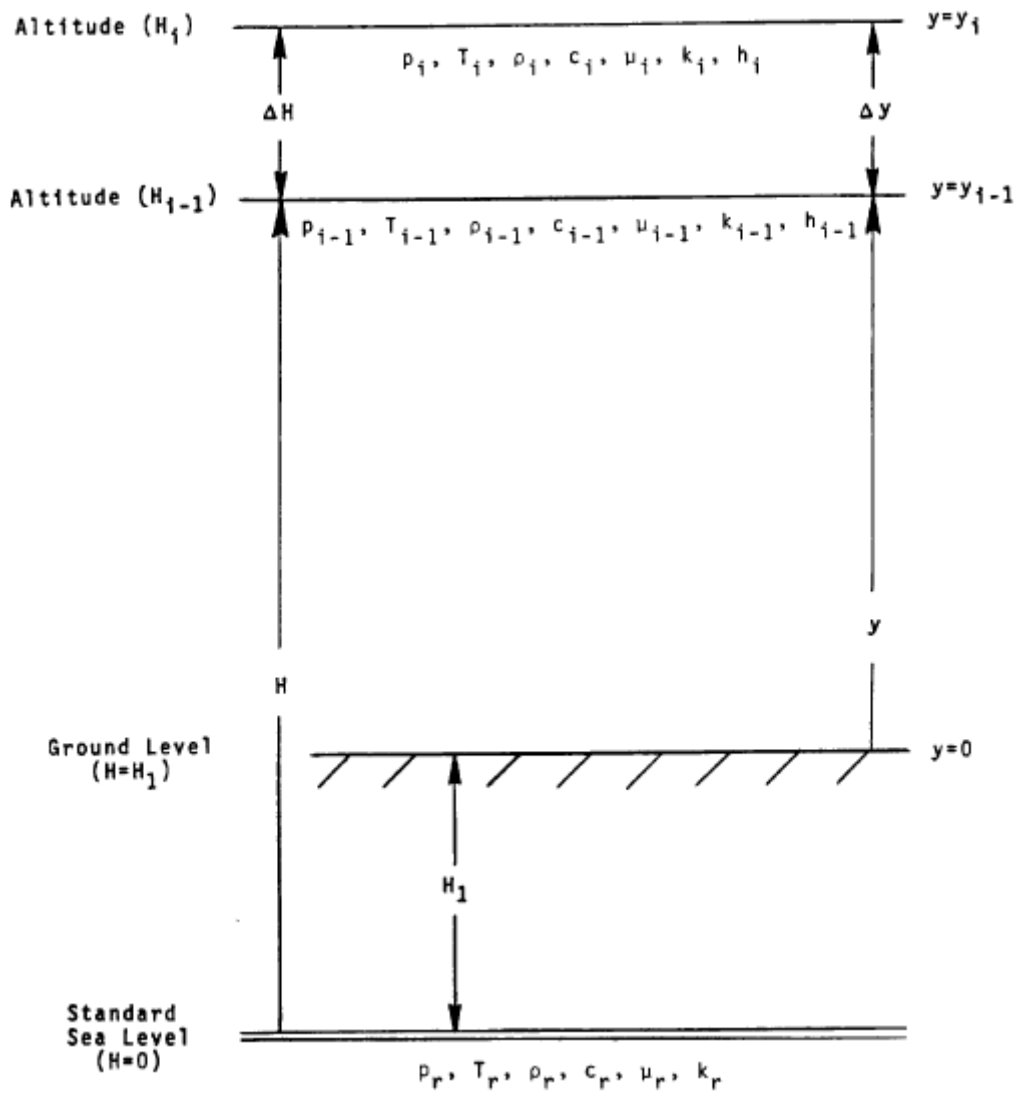
$$c_j = c_r c_j^* \quad (3.62)$$

$$\bar{c}_j = \bar{c}_r \bar{c}_j^* \quad (3.63)$$

$$\mu_j = \mu_r \mu_j^* \quad (3.64)$$

$$k_j = k_r k_j^* \quad (3.65)$$





Σχήμα 4.4: Αδιάστατα και διαστατά υψόμετρα για τον καθορισμό των ιδιοτήτων της ατμόσφαιρας



# Κεφάλαιο 5

## ΈΛΕΓΧΟΣ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ ΜΕΘΟΔΩΝ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ ΉΧΟΥ

Προκειμένου να ελεγχθεί η ακρίβεια των μεθόδων εκτίμησης που μοντελοποιήσαμε, έγινε σύγκριση των αποτελεσμάτων των υπορουτίων που δημιουργήσαμε, με αυτά που είχαμε στην διάθεση μας από το πρόγραμμα του HSRNOISE. Τα διαγράμματα τα οποία θα παρουσιαστούν αφορούν μια συγκεκριμένη κατάσταση λειτουργίας του κινητήρα και εκφράζουν το επίπεδο της ακουστικής πίεσης συναρτήσει του φάσματος συχνοτήτων για διάφορες πολικές γωνίες κατεύθυνσης. Τα test cases σύμφωνα με τα οποία έγινε η αξιολόγηση των αποτελεσμάτων αφορούσαν μια δεδομένη απόσταση πηγής-παρατηρητή και συγκεκριμένα την απόσταση του αεροσκάφους από το σημείο μέτρησης ήχου προσέγγισης (approach). Οι περιπτώσεις αποτελεσμάτων που θα εξεταστούν αφορούν τις μεθόδους εκτίμησης του ανεμιστήρα, του θαλάμου καύσης, του στροβίλου και της ατράκτου του αεροσκάφους.

## 5.1 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα

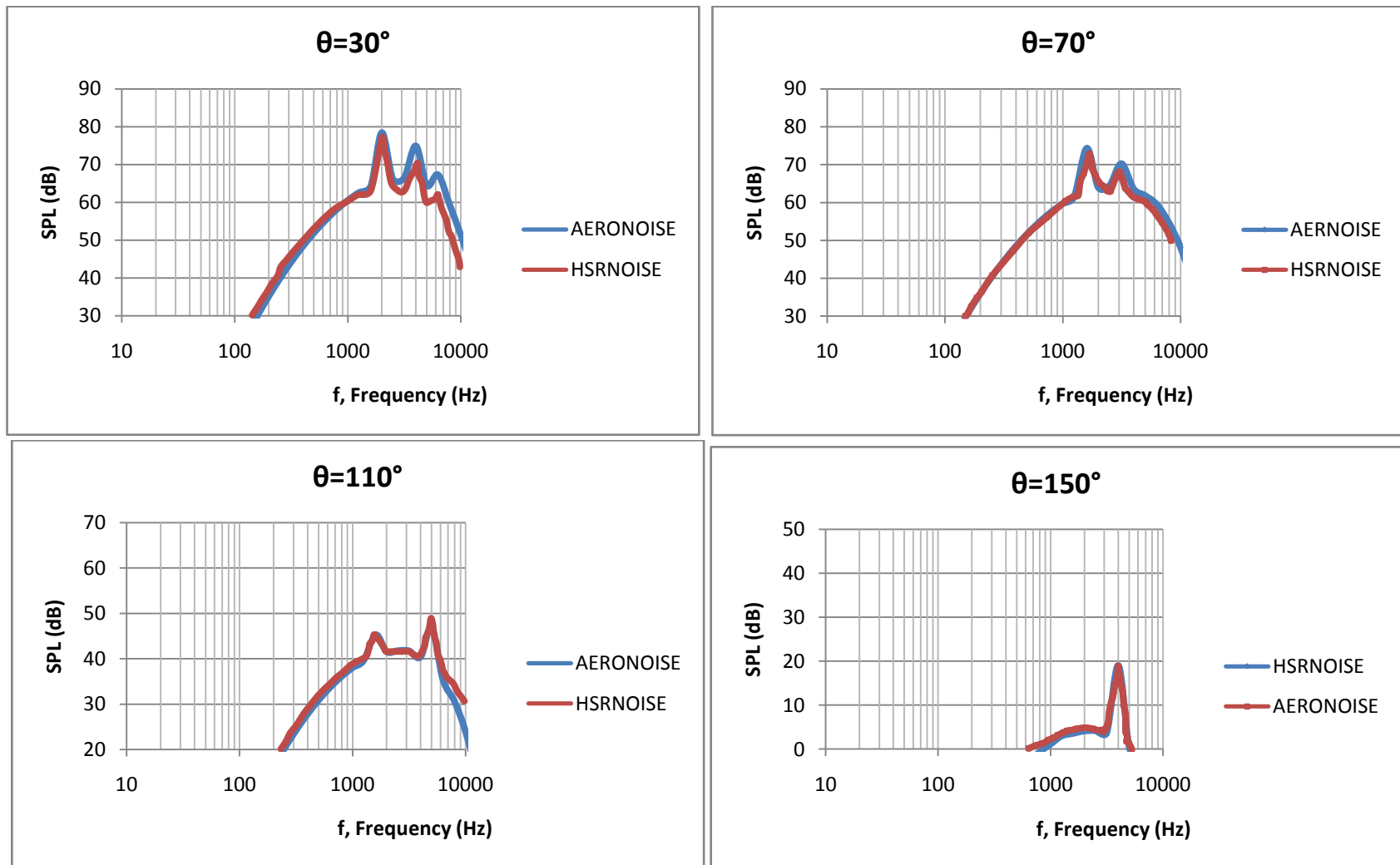
Οι παράμετροι εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν για την εκτίμηση του ήχου του ανεμιστήρα παρουσιάζονται στον πίνακα 5.1

Πίνακας 5.1: Παράμετροι εισόδου για την μέθοδο εκτίμησης του ανεμιστήρα

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή
AFAN	Επιφάνεια εισόδου ανεμιστήρα (ft <sup>2</sup> )	16.98436
FANRPM	Περιστροφική ταχύτητα ανεμιστήρα (rev/min)	3609.0
IDOOR	Παράμετρος για τις θύρες = 0 θύρες κλειστές = 1 θύρες ανοιχτές	0
ISHAPE	Παράμετρος για την διόρθωση της διακλαδιζόμενης εισόδου = 0 χωρίς διόρθωση = 1 με διόρθωση	0
NB1	αριθμός πτερυγίων ανεμιστήρα/συμπιεστή	27
UT	ταχύτητα περιστροφής ακροπτερυγίου (ft/sec)	923.13
THETTA	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)	0-180
VAIR	Ταχύτητα αεροσκάφους (ft/sec)	267.7168

Στα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης  $\theta=30^0$ ,  $70^0$ ,  $110^0$  και  $150^0$ , όπως αυτά προκύπτουν από το πρόγραμμα HSRNOISE και από το AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων εμφανίζουν μία μικρή απόκλιση η οποία οφείλεται στο γεγονός ότι στην εκτίμηση του επιπέδου ακουστικής πίεσης συμπεριλαμβάνεται ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης όπου στην περίπτωση του HSRNOISE έχει μοντελοποιηθεί βάσει της μεθόδου SAE ARP866A ενώ στην περίπτωση του AERONOISE βάσει της μεθόδου του Sutherland.



Σχήμα 5.1: Σύγκριση φασμάτων ήχου ανεμιστήρα μεταξύ HSRNOISE και AERONoise ( $\theta=30,70,110,150$ )

## 5.2 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης

Οι παράμετροι εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν για την εκτίμηση του ήχου του θαλάμου καύσης παρουσιάζονται στον πίνακα 5.2

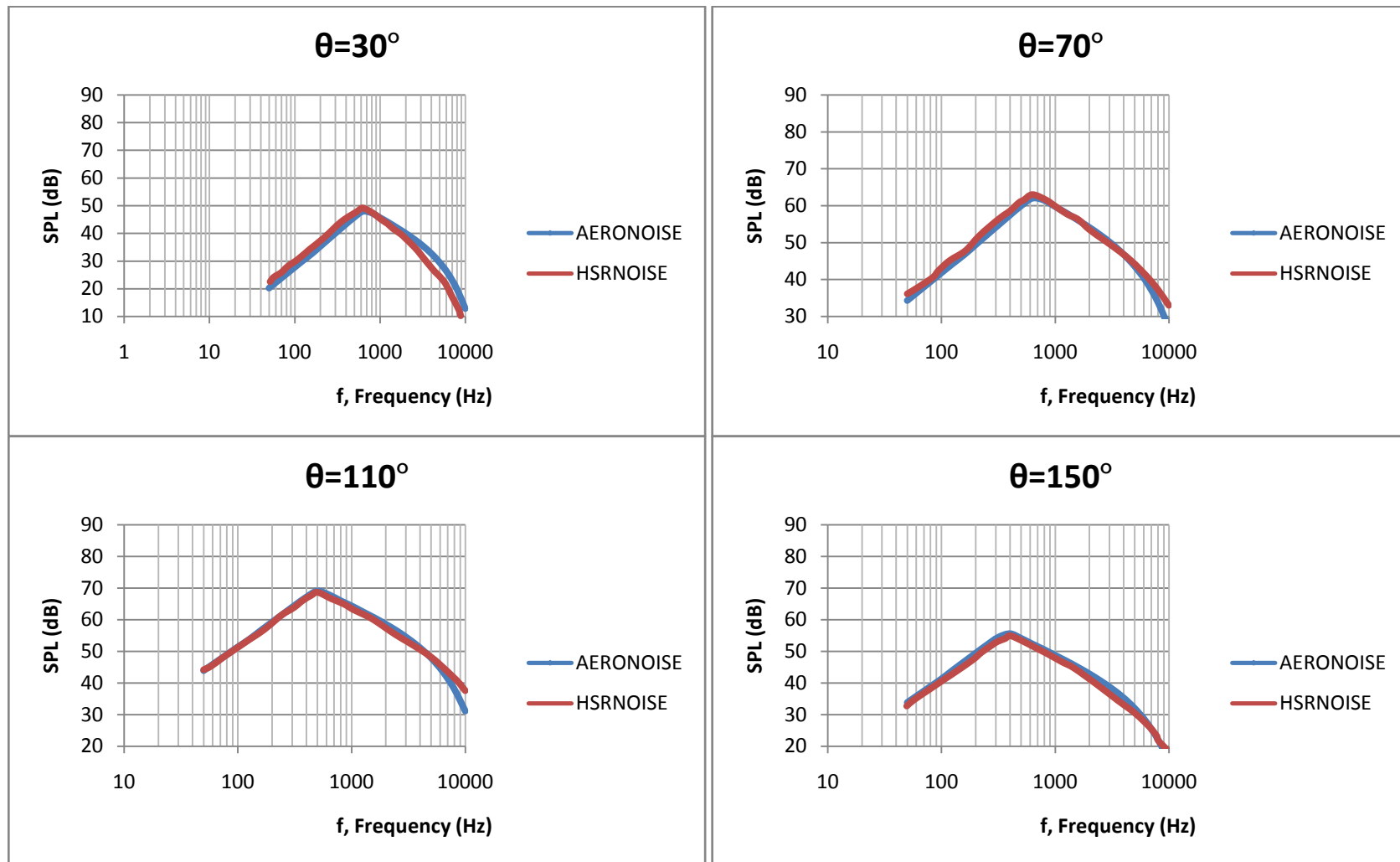
Πίνακας 5.2: Παράμετροι εισόδου για την μέθοδο εκτίμησης του θαλάμου καύσης

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή
AB	Επιφάνεια αναφοράς θαλάμου καύσης (in <sup>2</sup> )	1111.27
BL	Μήκος θαλάμου καύσης (ft)	0.75
ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλιοειδούς τύπου	2
NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου	90
PLD	Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης	0.15
P3	Ολική πίεση εισόδου θαλάμου καύσης (lb/in <sup>2</sup> )	92.0
P4	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης (lb/in <sup>2</sup> )	85.2
P7	Ολική πίεση εξόδου στροβίλου (lb/in <sup>2</sup> )	20.28
T3	Ολική θερμοκρασία εισόδου θαλάμου καύσης (°R)	940.7
T4	Ολική θερμοκρασία εξόδου θαλάμου καύσης (°R)	1880.5
T7	Ολική θερμοκρασία εξόδου στροβίλου (°R)	1201.5
W3	Παροχή αέρα θαλάμου καύσης (lbm/sec)	141.2
WFP4	Λόγος παροχής καυσίμου προς πίεση εξόδου κατά την απογείωση (lbm/sec)/(lb/in <sup>2</sup> )	3.999999E-02
THETTA	γωνία κατεύθυνσης (deg)	0-180

Στα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης  $\theta=30^{\circ}$ ,  $70^{\circ}$ ,  $110^{\circ}$  και  $150^{\circ}$ , όπως αυτά προκύπτουν από το πρόγραμμα HSRNOISE και από το AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων εμφανίζουν μία μικρή απόκλιση η οποία οφείλεται στο

γεγονός ότι στην εκτίμηση του επιπέδου ακουστικής πίεσης συμπεριλαμβάνεται ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης όπου στην περίπτωση του HSRNOISE έχει μοντελοποιηθεί βάσει της μεθόδου SAE ARP866A ενώ στην περίπτωση του AERONOISE βάσει της μεθόδου του Sutherland.



Σχήμα 5.2: Σύγκριση φασμάτων ήχου θαλάμου καύσης μεταξύ HSRNOISE και AERONNOISE ( $\theta=30,70,110,150$ )



### 5.3 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου

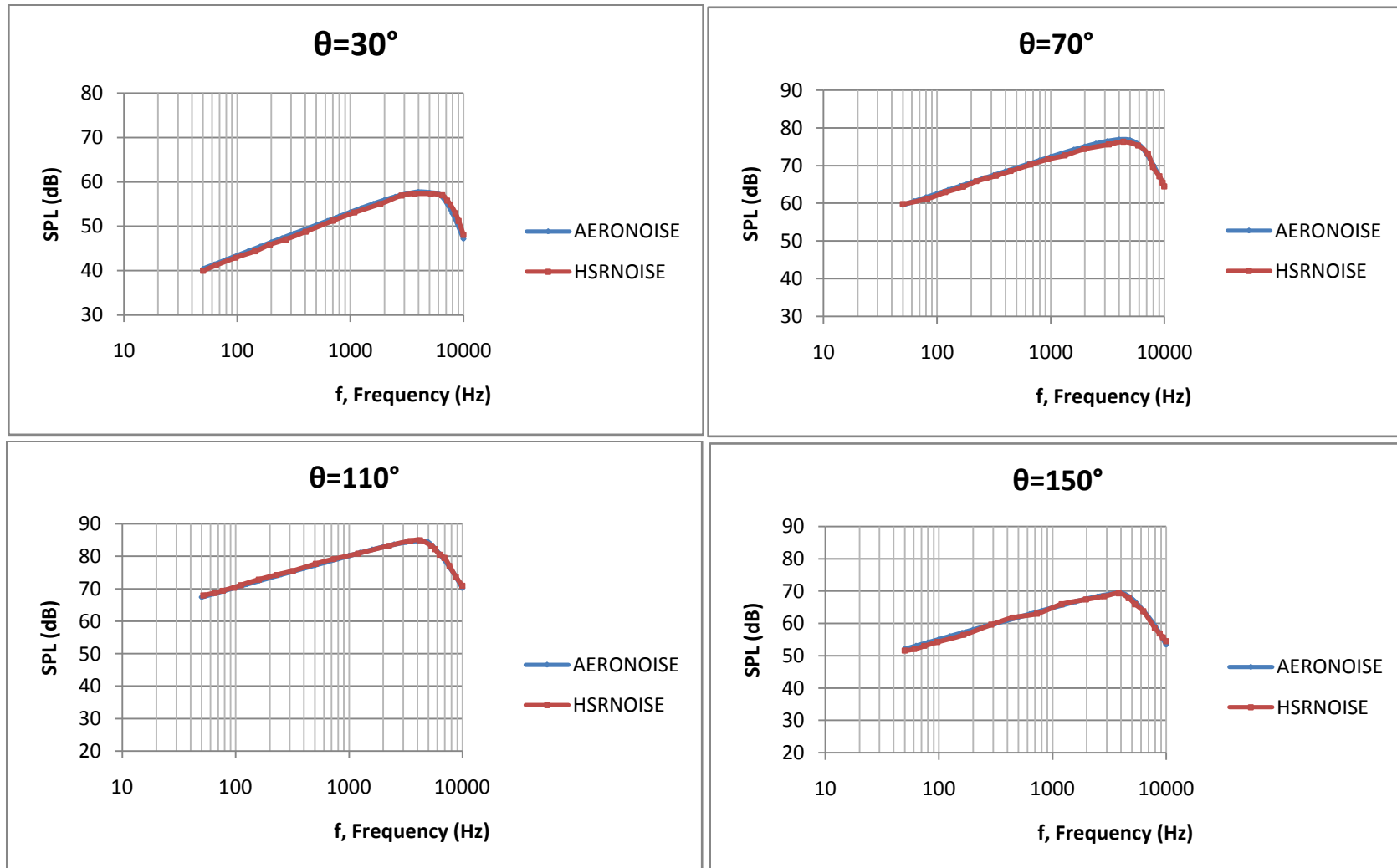
Οι παράμετροι εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν για την εκτίμηση του ήχου του στροβίλου παρουσιάζονται στον πίνακα 5.3

Πίνακας 5.3: Παράμετροι εισόδου για την μέθοδο εκτίμησης του στροβίλου

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή
CSS	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων (%)	151.42
AMDOT	Παροχή στην έξοδο του στροβίλου (lbm/sec)	200.20
NBLADE	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας	88
TURRPM	Περιστροφική ταχύτητα στροβίλου (rev/min)	3609.0
TS	Στατική θερμοκρασία στην έξοδο του στροβίλου ( <sup>0</sup> R)	1172.34
TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου (db)	0
VTR	Σχετική ταχύτητα ακροπτερυγίου (ft/sec)	937.8076
THETTA	Γωνία κατεύθυνσης (deg)	0-180
VAIR	Ταχύτητα αεροσκάφους (ft/sec)	267.7168

Στα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης  $\theta=30^0$ ,  $70^0$ ,  $110^0$  και  $150^0$ , όπως αυτά προκύπτουν από το πρόγραμμα HSRNOISE και από το AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων συμπίπτουν και σε αυτήν την περίπτωση.



Σχήμα 5.3: Σύγκριση φασμάτων ήχου στροβίλου μεταξύ HSRNOISE και AERONoise ( $\theta=30,70,110,150$ )

## 5.4 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου

Οι παράμετροι εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν για την εκτίμηση του ήχου της ατράκτου παρουσιάζονται στον πίνακα 5.4

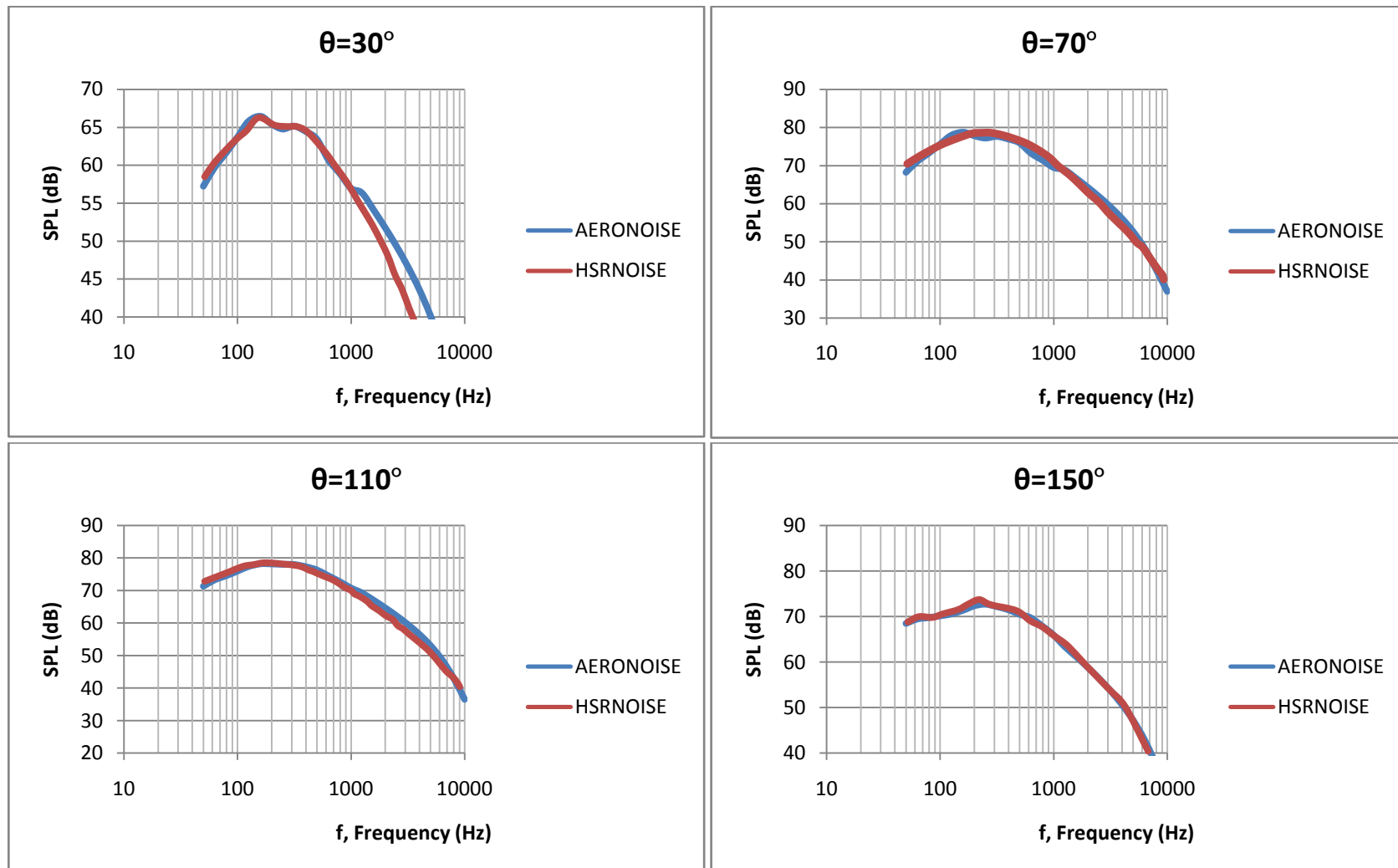
Πίνακας 5.4: Παράμετροι εισόδου για την μέθοδο εκτίμησης της ατράκτου

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή
AW	Επιφάνεια πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	8878.0
BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας (ft)	154.3
AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου (ft <sup>2</sup> )	435.0
BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου (ft)	16.8
AH	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου (ft <sup>2</sup> )	726.0
BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου (ft)	71.0
AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	100.0
BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (ft)	10.0
FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας (deg)	10.0
NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	200.0
BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (ft)	20.0
FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας (deg)	10.0
NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
NNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	1
NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	2
DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης (ft)	3.3

RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης (ft)	13.7
NMG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης	2
NWVG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης	8
DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης (ft)	3.7
RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης (ft)	16.0

Στα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης  $\theta=30^{\circ}$ ,  $70^{\circ}$ ,  $110^{\circ}$  και  $150^{\circ}$ , όπως αυτά προκύπτουν από το πρόγραμμα HSRNOISE και από το AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων εμφανίζουν μία μικρή απόκλιση η οποία οφείλεται στο γεγονός ότι στην εκτίμηση του επιπέδου ακουστικής πίεσης συμπεριλαμβάνεται ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης όπου στην περίπτωση του HSRNOISE έχει μοντελοποιηθεί βάσει της μεθόδου SAE ARP866A ενώ στην περίπτωση του AERONOISE βάσει της μεθόδου του Sutherland.



Σχήμα 5.4: Σύγκριση φασμάτων ήχου ατράκτου μεταξύ HSRNOISE και AERONoise ( $\theta=30,70,110,150$ )

## 5.5 Αξιολόγηση Αποτελεσμάτων Ελέγχου

Στην παράγραφο αυτή γίνεται η σύγκριση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν από το πρόγραμμα του HSRNOISE και του AERONOISE.

Μπορούμε να παρατηρήσουμε κάποιες αποκλίσεις μεταξύ των αποτελεσμάτων των δύο προγραμμάτων για δύο βασικούς λόγους. Ο πρώτος, οφείλεται στο γεγονός του ότι δεν δίνονταν όλα τα στοιχεία εισόδου στην βιβλιογραφία για την εκτέλεση της κάθε μεθόδου και ο δεύτερος στο γεγονός ότι στην εκτίμηση του επιπέδου ακουστικής πίεσης συμπεριλαμβάνεται ο συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης όπου στην περίπτωση του HSRNOISE έχει μοντελοποιηθεί βάσει της μεθόδου SAE ARP866A ενώ στην περίπτωση του AERONOISE βάσει της μεθόδου του Sutherland.

# Κεφάλαιο 6

## ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΣΕ ΑΠΟΣΤΟΛΗ ΠΤΗΣΗΣ

Στο κεφάλαιο αυτό, γίνεται εφαρμογή των μεθόδων που αναπτύξαμε σε μία πραγματική αποστολή πτήσης. Για τον σκοπό αυτό επιλέξαμε ένα αεροσκάφος τύπου Boeing 737-400 το οποίο είναι εξοπλισμένο με δύο κινητήρες CFM56-7B27. Οι μέθοδοι εφαρμόστηκαν σε δύο αποστολές πτήσης με διαφορετική γωνία ανάβασης, προκειμένου να εξετάσουμε την επίδραση αυτής στα επίπεδα του ήχου. Στην συνέχεια, εξετάσαμε την μία από τις δύο αποστολές πτήσης και συγκρίναμε τα αποτελέσματα για την περίπτωση του συνυπολογισμού των επιδράσεων διάδοσης και χωρίς αυτές. Ακόμη, έγινε σύγκριση των μεθόδων που αναπτύξαμε σε αυτήν την διπλωματική με αυτές που προϋπήρχαν στο AERONOISE. Τέλος συγκρίναμε τα αποτελέσματα του αποτελεσματικού επιπέδου ήχου με την βιβλιογραφία.

Για την εκτίμηση του ήχου του αεροσκάφους, απαιτούνταν κάποια δεδομένα εισόδου στο AERONOISE για κάθε χρονική στιγμή πτήσης. Για την παραγωγή των στοιχείων της αποστολής πτήσης έγινε χρήση του υπολογιστικού μοντέλου CAMACM που υπάρχει στο εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του ΕΜΠ, ενώ για την παραγωγή των θερμοδυναμικών μεγεθών του κινητήρα χρησιμοποιήθηκε το υπολογιστικό μοντέλο PROOSIS. Τέλος, για την εύρεση των γεωμετρικών στοιχείων του κινητήρα και του αεροσκάφους ανατρέξαμε στην βιβλιογραφία.

Οι σταθερές και τα γεωμετρικά στοιχεία του κινητήρα και του αεροσκάφους που χρησιμοποιήθηκαν ως στοιχεία εισόδου του AERONOISE για την εκτίμηση του ήχου παρουσιάζονται στο Παράρτημα 5.1

Για καλύτερη εποπτεία των αποτελεσμάτων οι μέθοδοι εκτίμησης ήχου εφαρμόστηκαν σε δύο αποστολές πτήσης, με διαφορετική γωνία ανάβασης. Τα στοιχεία εισόδου που χρησιμοποιήθηκαν στο CAMACM για κάθε μία από τις δύο αυτές αποστολές παρουσιάζονται στον πίνακα 6.1

Πίνακας 6.1 : Στοιχεία αποστολών πτήσης

	Συνολική απόσταση πτήσης (km)	Υψόμετρο πτήσης (km)	Mach πτήσης	Γωνία ανάβασης (deg)	Μάζα απογείωσης (tn)	Μάζα προσγείωσης (tn)
Αποστολή 1 <sup>η</sup>	1000	9.144	0.78	<b>7.5</b>	52.4	47.786
Αποστολή 2 <sup>η</sup>	1000	9.144	0.78	<b>15</b>	52.4	47.747

### 6.1 Σύγκριση Αποτελεσμάτων Διαφορετικών Αποστολών Πτήσης

Στην παράγραφο αυτή, παρουσιάζεται η εξέλιξη των αποστολών πτήσης συναρτήσει του χρόνου καθώς επίσης και το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος για τον κάθε παρατηρητή. Ακόμη, γίνεται σύγκριση των μεταβολών της πολικής γωνίας κατεύθυνσης και της ώσης και τέλος σύγκριση του τονικά διορθωμένου επιπέδου ακουστικής πίεσης καθώς επίσης και του αποτελεσματικού επιπέδου πίεσης των δύο αποστολών πτήσης.

Με την βοήθεια της υπορουτίνας της γεωμετρίας καταφέραμε να συσχετίσουμε την θέση του αεροσκάφους (πηγής), με αυτή των παρατηρητών και να επιλέξουμε το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος για καθένα από αυτούς.

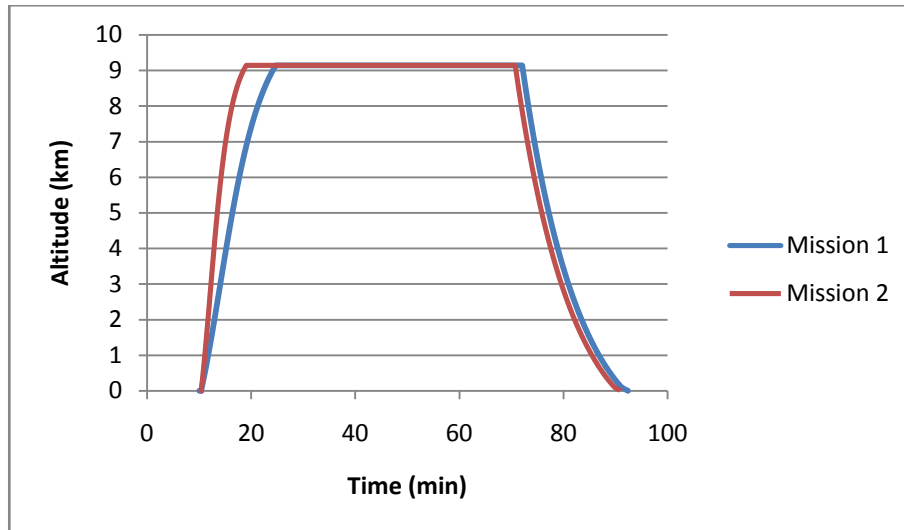
Οι θέσεις των παρατηρητών που επιλέχθηκαν, είναι οι τυποποιημένες θέσεις κατά ICAO, αφού όπως έχει διαπιστωθεί παρουσιάζουν το μεγαλύτερο ενδιαφέρον για την όχληση που προκαλούν τα αεροσκάφη κατά τις φάσεις της προσγείωσης και της απογείωσης. Αυτές είναι:

- Η πλευρική θέση μέτρησης ήχου (Lateral), η οποία βρίσκεται σε παράλληλη γραμμή κατά 450m από την κεντρική γραμμή του αεροδρομίου και στη θέση της απογείωσης.
- Η θέση μέτρησης ήχου υπερέψωσης (Flyover), η οποία βρίσκεται στην επέκταση της κεντρικής γραμμής του αεροδρομίου και σε απόσταση 6.5km από την εκκίνηση



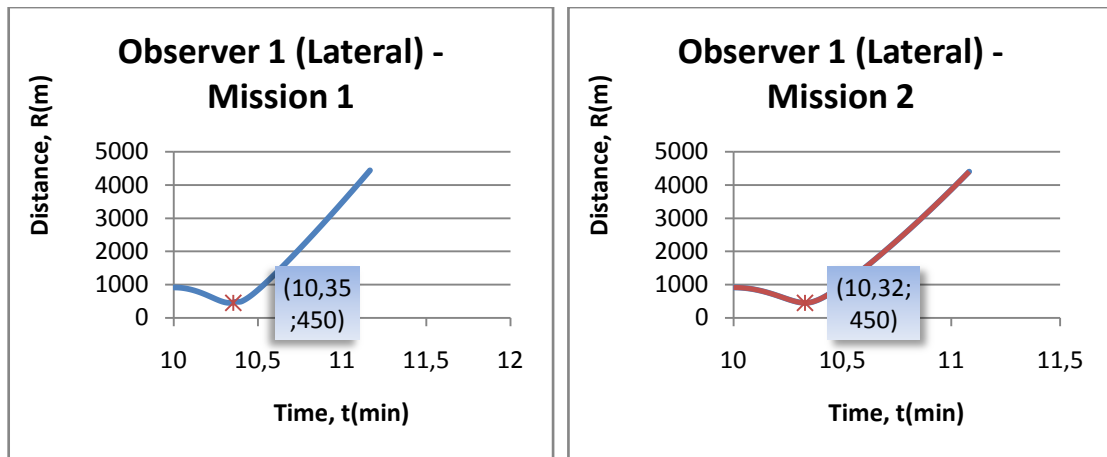
- Η θέση μέτρησης ήχου προσέγγισης (Approach), η οποία βρίσκεται στην επέκταση της κεντρικής γραμμής του αεροδρομίου και σε απόσταση 2km πριν την προσγείωση.

Στο σχήμα 6.1 παρουσιάζονται οι δύο αποστολές πτήσης συναρτήσει του χρόνου.

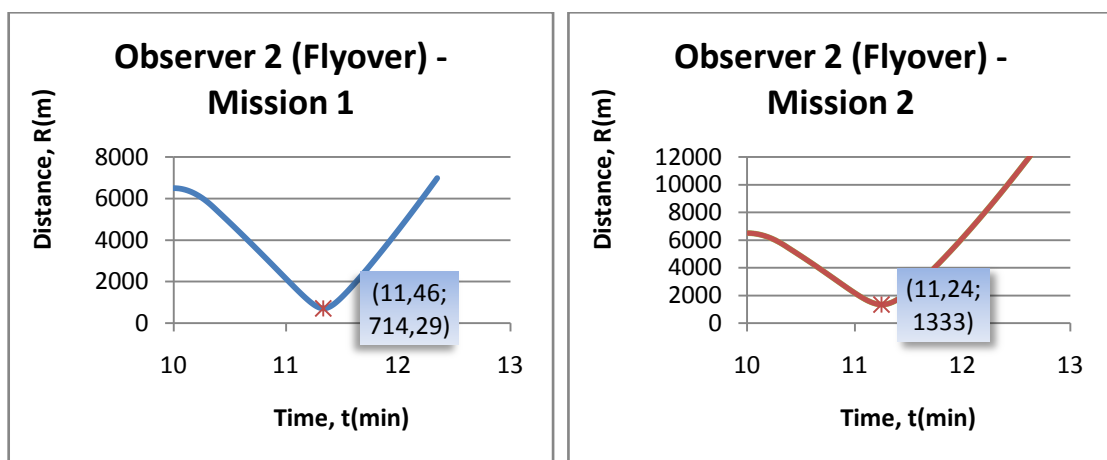


Σχήμα 6.1: Μεταβολή του υψομέτρου συναρτήσει του χρόνου για τις δύο αποστολές πτήσης

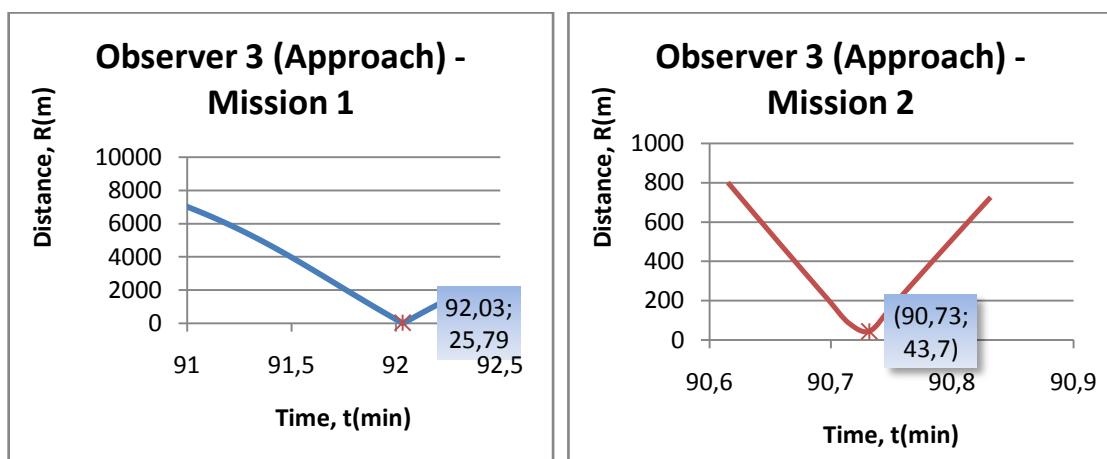
Τα σχήματα 6.2 (α), (β) και (γ) μπορούν να μας δώσουν μία καλύτερη εικόνα για την εξέλιξη της απόστασης του αεροσκάφους από τον εκάστοτε παρατηρητή συναρτήσει του χρόνου. Στη συνέχεια, παρουσιάζεται στα σχήματα 6.3 (α), (β) και (γ) η αλλαγή και της πολικής γωνίας κατεύθυνσης, για τον κάθε παρατηρητή συναρτήσει του χρόνου, ενώ στα σχήματα 6.4 (α), (β) και (γ) παρουσιάζεται η χρονική εξέλιξη της ώσης για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή.



(α) Πρώτος παρατηρητής στο πλευρικό σημείο μέτρησης ήχου (lateral)

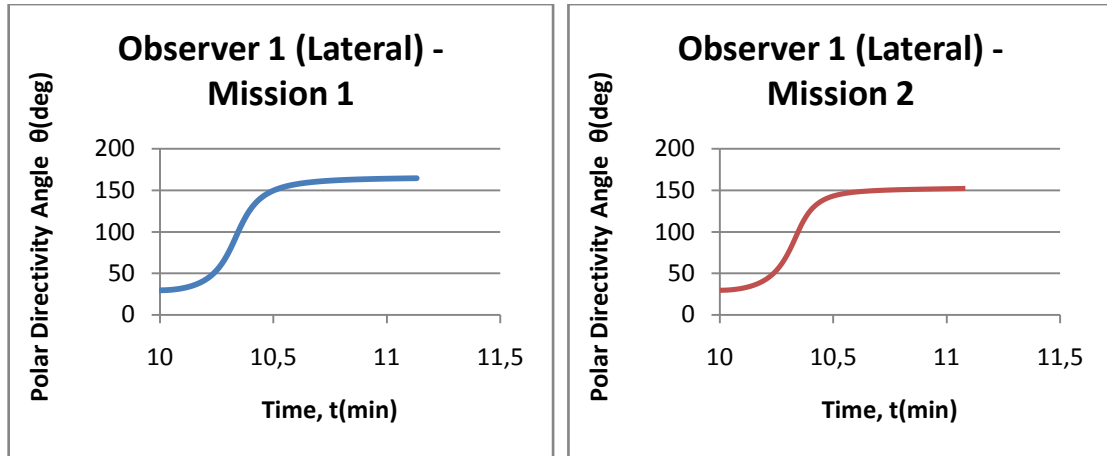


(β) Δεύτερος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου υπερύψωσης (flyover)

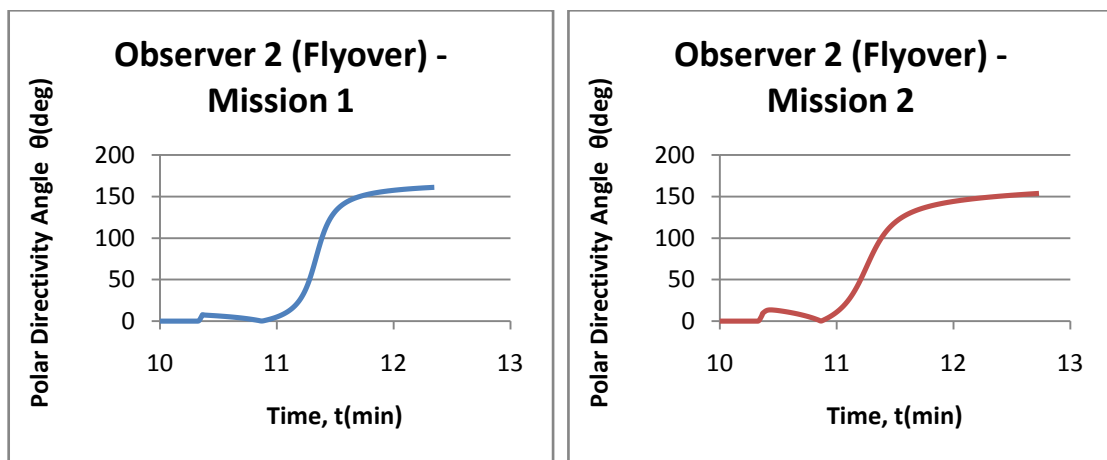


(γ) Τρίτος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου προσέγγισης (approach)

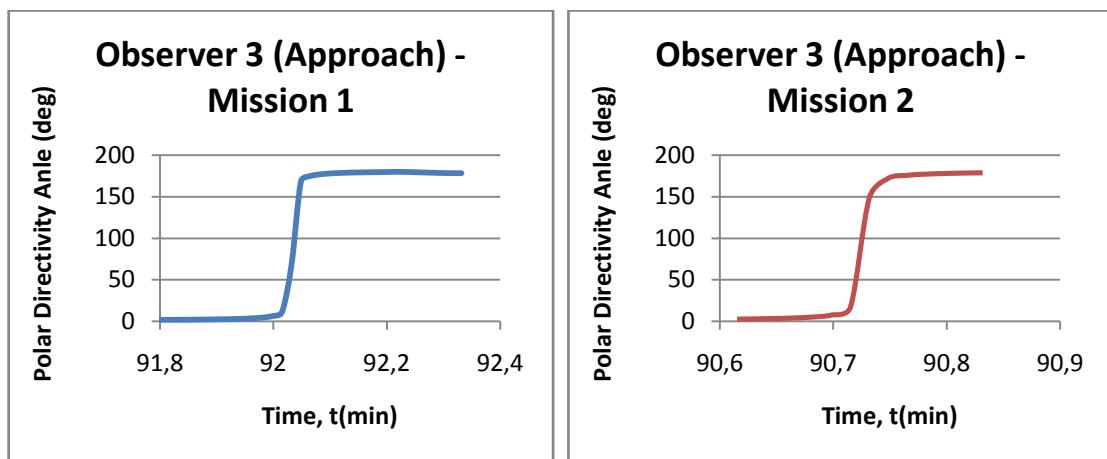
Σχήμα 6.2: Χρονική εξέλιξη απόστασης πηγής παρατηρητή για τις δύο αποστολές πτήσης



(α) Πρώτος παρατηρητής στο πλευρικό σημείο μέτρησης ήχου (lateral)

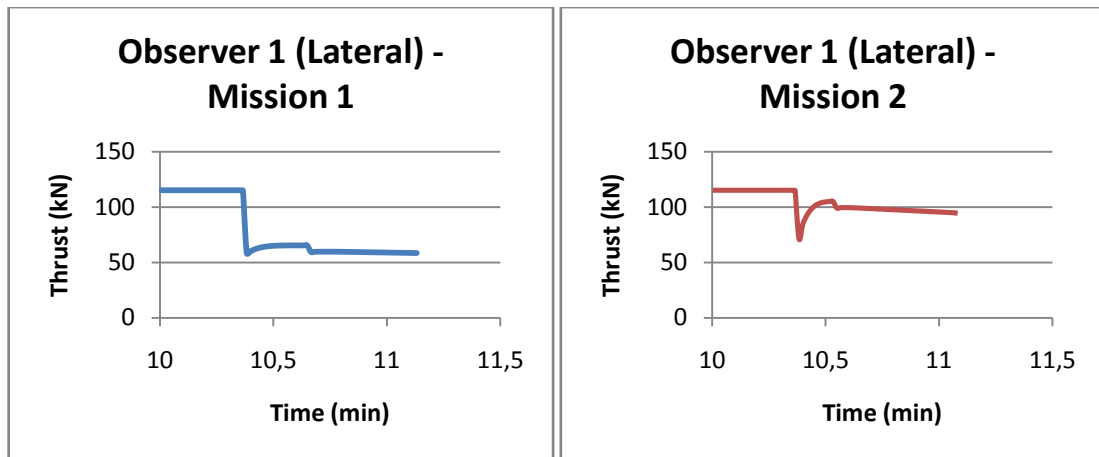


(β) Δεύτερος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου υπερύψωσης (flyover)

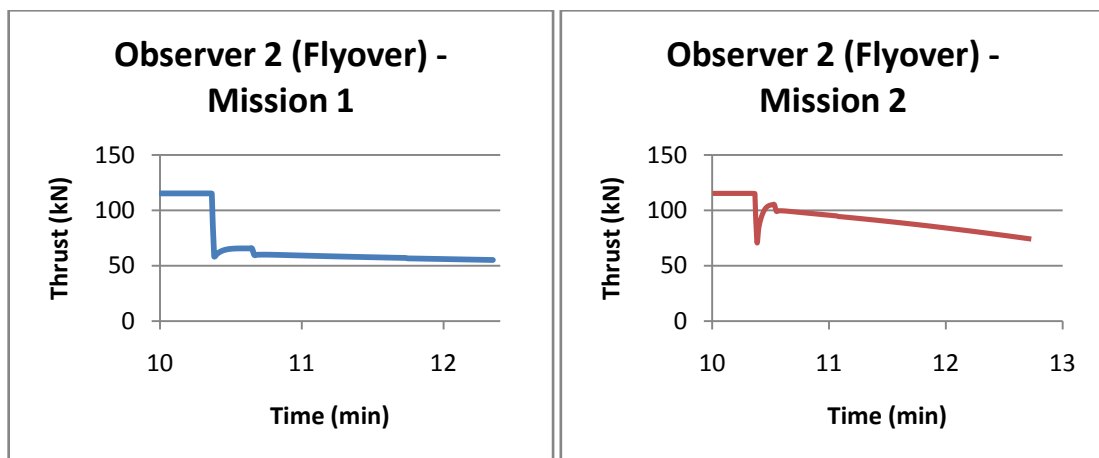


(γ) Τρίτος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου προσέγγισης (approach)

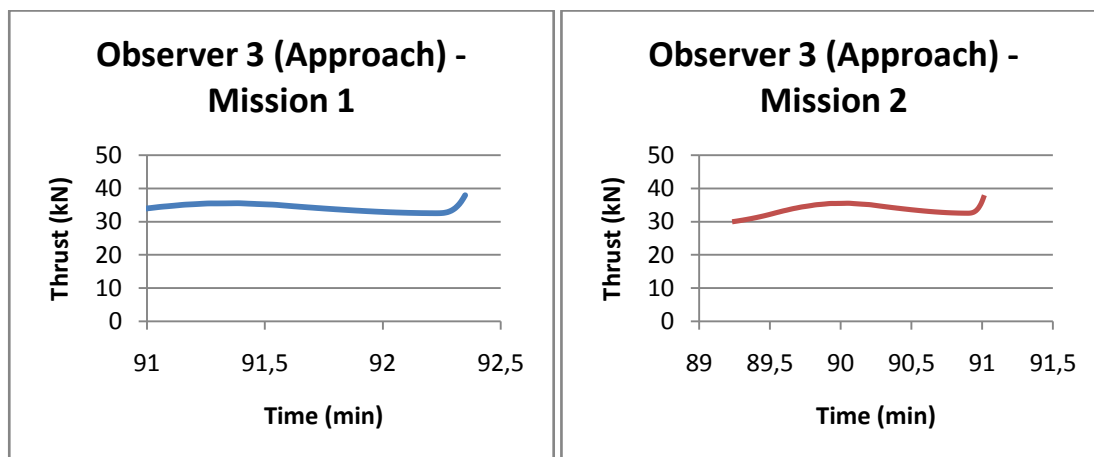
Σχήμα 6.3: Χρονική εξέλιξη πολικής γωνίας κατεύθυνσης πηγής παρατηρητή για τις δύο αποστολές πτήσης



(α) Πρώτος παρατηρητής στο πλευρικό σημείο μέτρησης ήχου (lateral)



(β) Δεύτερος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου υπερύψωσης (flyover)

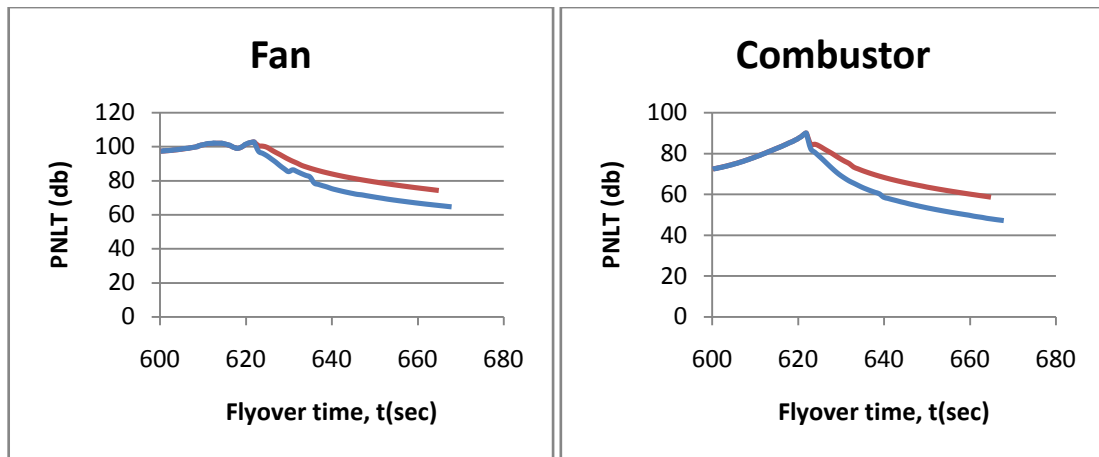


(γ) Τρίτος παρατηρητής στο σημείο μέτρησης ήχου προσέγγισης (approach)

Σχήμα 6.4: Χρονική εξέλιξη ώσης για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή για τις δύο αποστολές πτήσης

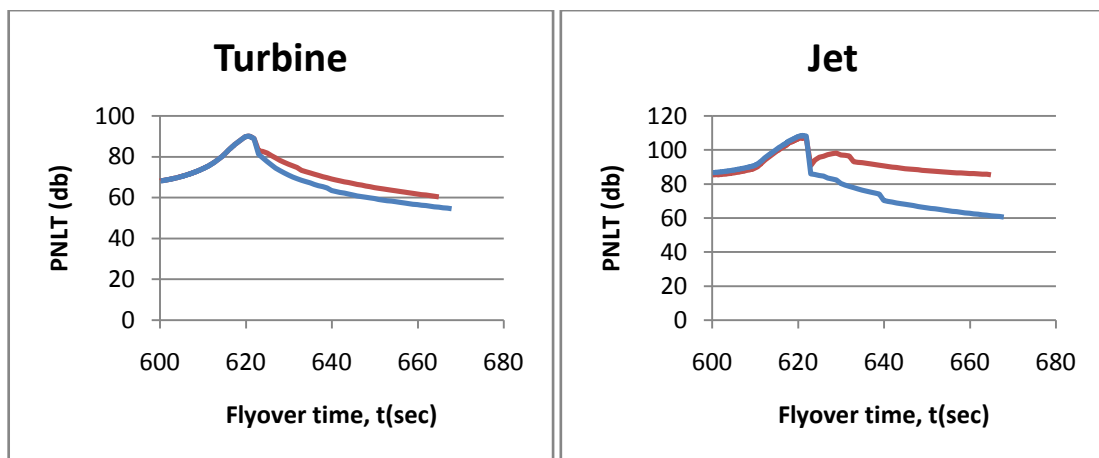
Από τα διαγράμματα 6.2 που αφορούν την ελάχιστη απόσταση του αεροσκάφους από τον παρατηρητή, μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι για την πλευρική θέση μέτρησης ήχου, η ελάχιστη απόσταση καθώς και ο χρόνος που αυτή εμφανίζεται ταυτίζεται για τις δύο αποστολές, στοιχείο που ήταν αναμενόμενο. Ωστόσο, μεγαλύτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει ο παρατηρητής στην θέση μέτρησης ήχου υπερύψωσης όπου βλέπουμε ότι η ελάχιστη απόσταση εδώ είναι σχεδόν διπλάσια από αυτή της πρώτης αποστολής. Όσο αφορά στα διαγράμματα της ώσης, παρατηρούμε ότι ενώ έχουμε ταύτιση των επιπέδων στην αρχή στην συνέχεια αυτά της αποστολής των  $15^0$  είναι πολύ υψηλότερα από αυτά της πρώτης.

Στη συνέχεια, στα διαγράμματα 6.5 και 6.6 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των μεθόδων εκτίμησης, όπως αυτά προέκυψαν από τις δύο αποστολές πτήσης. Η σύγκριση γίνεται για τους δύο πρώτους παρατηρητές, για να μελετήσουμε την επίδραση της γωνίας ανάβασης στα επίπεδα ήχου.



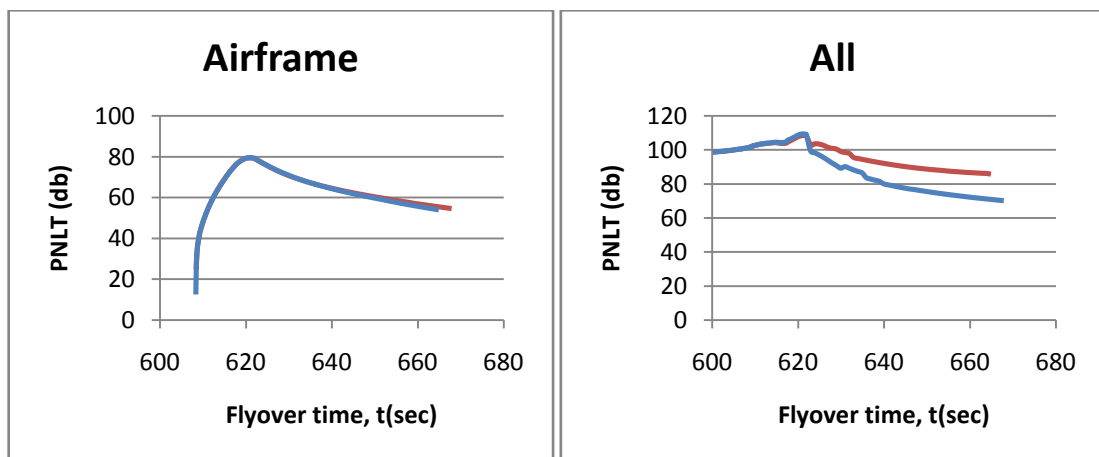
(α)PNLT ανεμιστήρα

(β)PNLT θαλάμου καύσης



(γ)PNLT στροβίλου

(δ)PNLT δέσμης

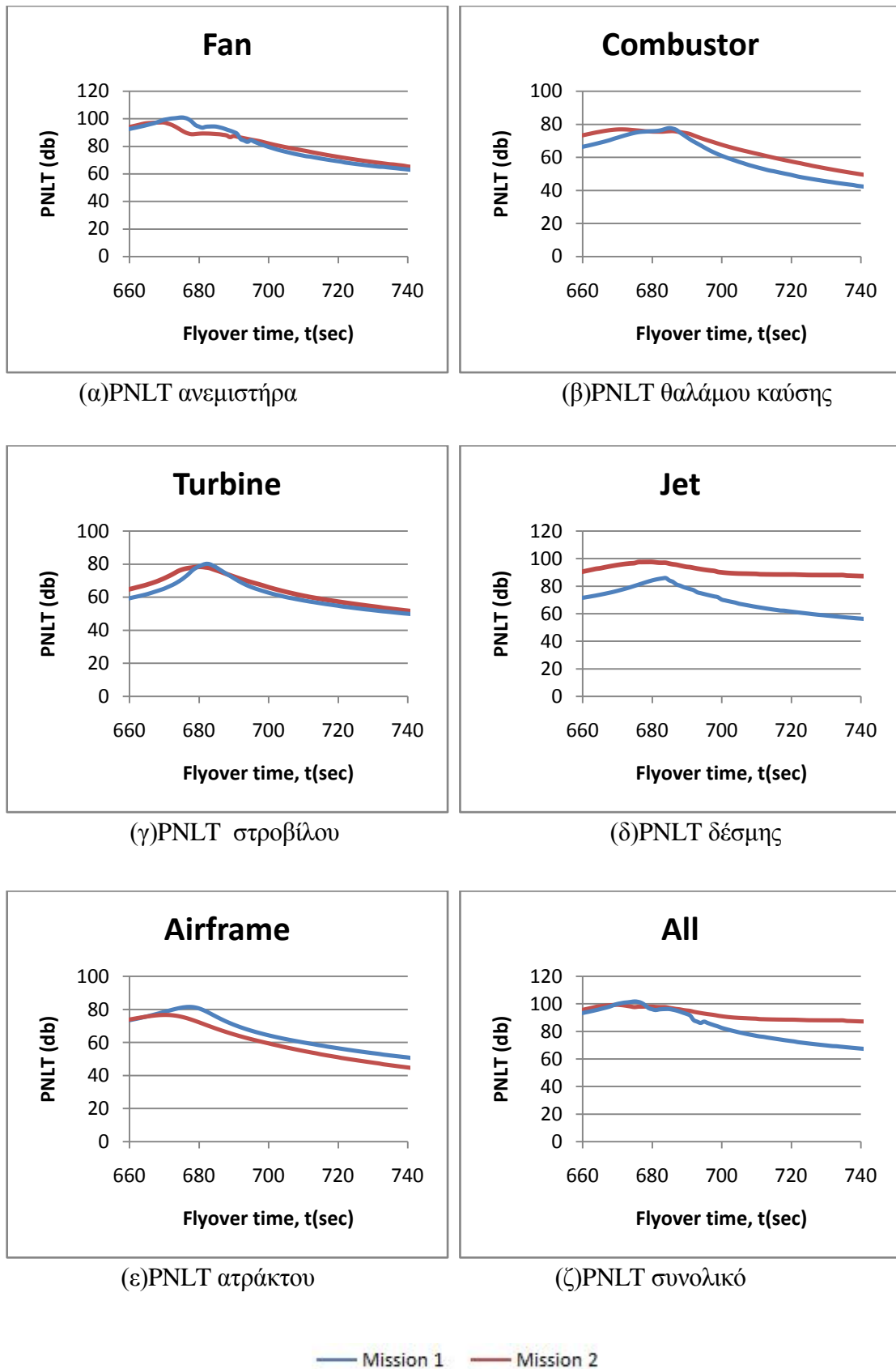


(ε)PNLT ατράκτου

(ζ)PNLT συνολικό

— Mission 1 — Mission 2

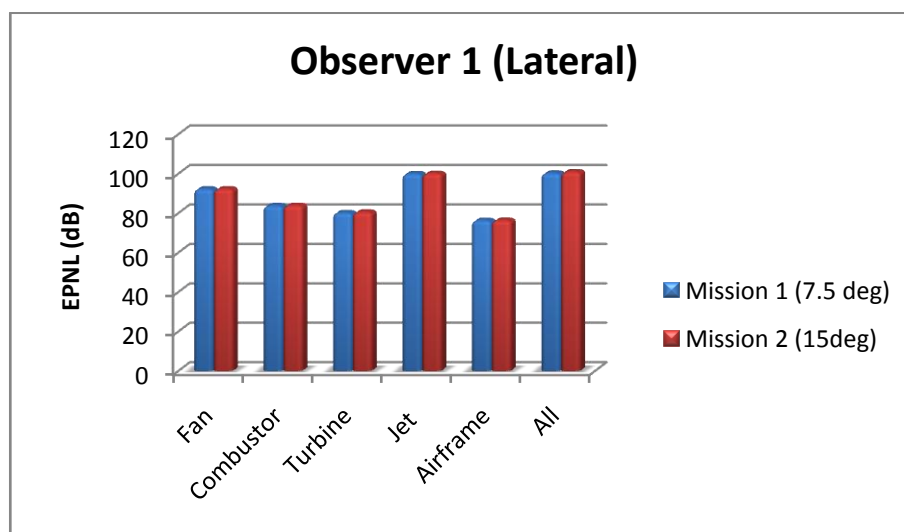
Σχήμα 6.5: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις δύο αποστολές πτήσης για τον πρώτο παρατηρητή



Σχήμα 6.6: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις δύο αποστολές πτήσης για τον δεύτερο παρατηρητή

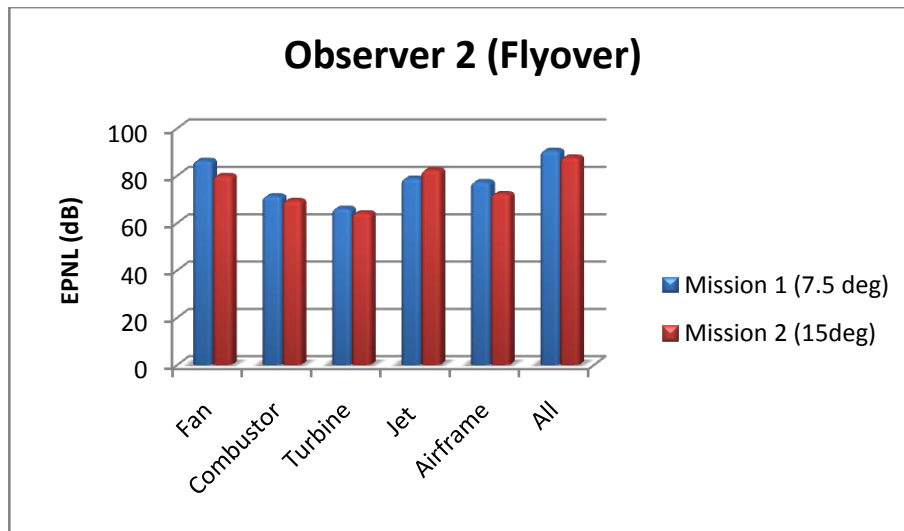
Από τα διαγράμματα για τον πρώτο παρατηρητή, παρατηρούμε ότι τα επίπεδα ήχου αρχικά ταυτίζονται, λόγω του ότι η ώση κυμαίνεται στα ίδια επίπεδα και η διαφορά της απόστασης αεροσκάφους-παρατηρητή για τις δύο αποστολές είναι ακόμα πολύ μικρή. Στη συνέχεια όμως, έχουμε μία απόκλιση, με υψηλότερα επίπεδα ήχου για την δεύτερη αποστολή πτήσης (των 15<sup>0</sup>), η οποία οφείλεται στο γεγονός ότι σε αυτήν την αποστολή χρησιμοποιούνται υψηλότερα επίπεδα ώσης. Όσο αφορά στον δεύτερο παρατηρητή, μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι τα μέγιστα επίπεδα ήχου λαμβάνουν χώρα σε νωρίτερο χρόνο, στοιχείο που ήταν αναμενόμενο καθώς η ελάχιστη απόσταση εμφανίζεται νωρίτερα. Ακόμη, για όλες τις συνιστώσες εκτός της δέσμης παρατηρούμε ότι η μέγιστη τιμή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου είναι λίγο μικρότερη στην περίπτωση της δεύτερης αποστολής πτήσης, στοιχείο που οφείλεται στο ότι η ελάχιστη απόσταση σε αυτήν την περίπτωση είναι μεγαλύτερη σε σχέση με την πρώτη αποστολή. Ωστόσο, στη συνέχεια λόγω των μεγαλύτερων επιπέδων ώσης του αεροσκάφους κατά την δεύτερη αποστολή παρατηρούμε ότι τα επίπεδα ήχου αυτής για όλες τις συνιστώσες του κινητήρα είναι υψηλότερα τη πρώτης. Στην περίπτωση της δέσμης τα υψηλότερα επίπεδα ώσης έχουν σαν επακόλουθο υψηλότερα επίπεδα θορύβου καθ' όλο το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος του παρατηρητή.

Στα διαγράμματα 6.7 και 6.8 παρουσιάζονται τα αποτελεσματικά επίπεδα ήχου όπως προέκυψαν από τις δύο αποστολές πτήσης για τους δύο πρώτους παρατηρητές .



Σχήμα 6.7 : Αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου για τον πρώτο παρατηρητή για τις δύο αποστολές





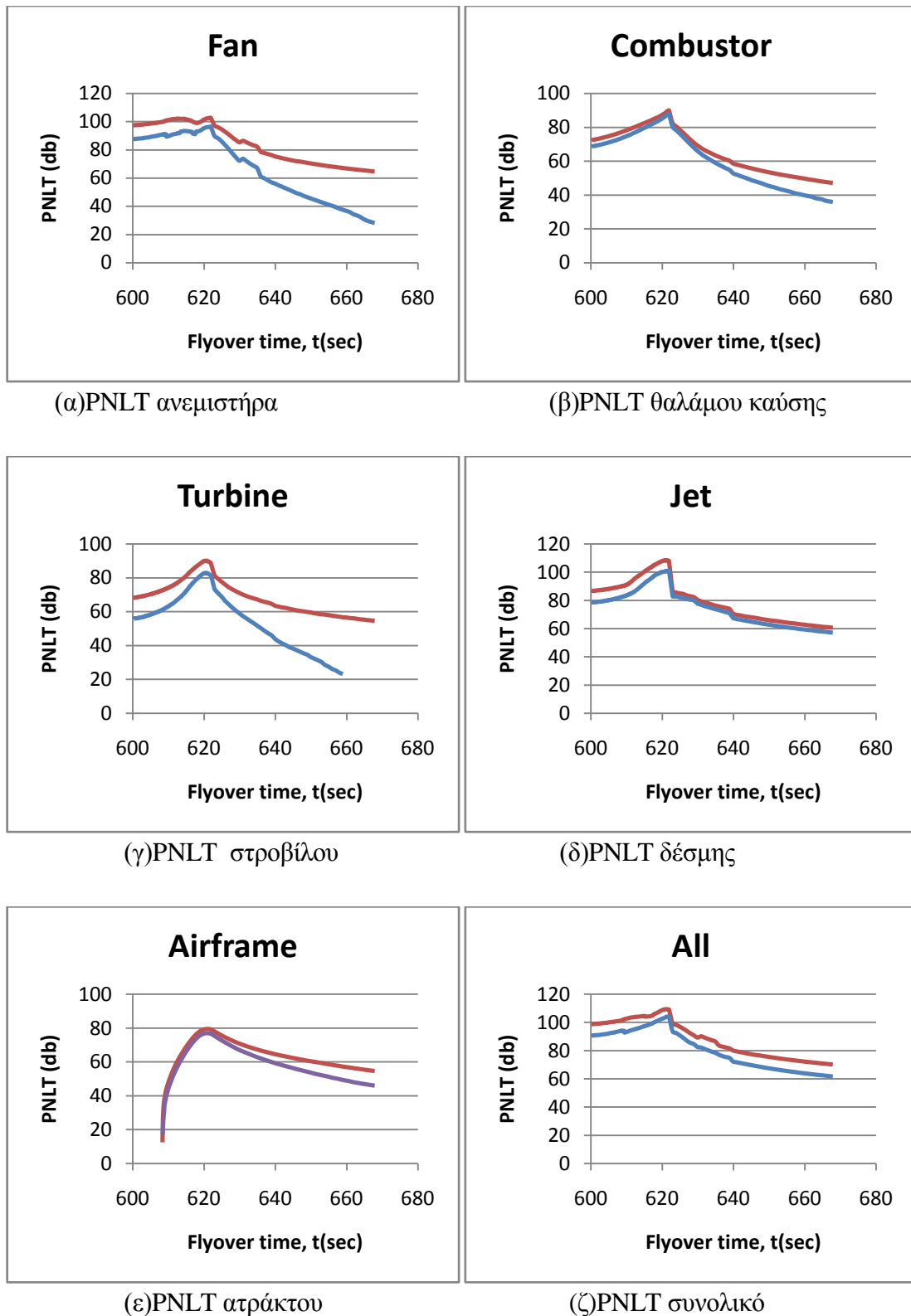
Σχήμα 6.8 : Αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου για τον δεύτερο παρατηρητή για τις δύο αποστολές

Από το διάγραμμα που αφορά την πλευρική θέση μέτρησης ήχου, παρατηρούμε ότι τα αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου σχεδόν ταυτίζονται, με μικρή υπερίσχυση των επιπέδων της δεύτερης αποστολής λόγω των υψηλότερων επιπέδων ώσης, επειδή όμως αυτά εμφανίζονται μετά την μέγιστη τιμή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου δεν δημιουργούν μεγάλη απόκλιση στο EPNL. Μεγαλύτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει ο δεύτερος παρατηρητής όπου βλέπουμε ότι τα επίπεδα του αποτελεσματικού ήχου είναι μικρότερα για όλες τις συνιστώσες εκτός της δέσμης κατά την δεύτερη αποστολή των  $15^{\circ}$  από αυτά της πρώτης.

## 6.2 Σύγκριση Αποτελεσμάτων των Διαφόρων Μεθόδων Εκτίμησης και των Επιδράσεων Διάδοσης

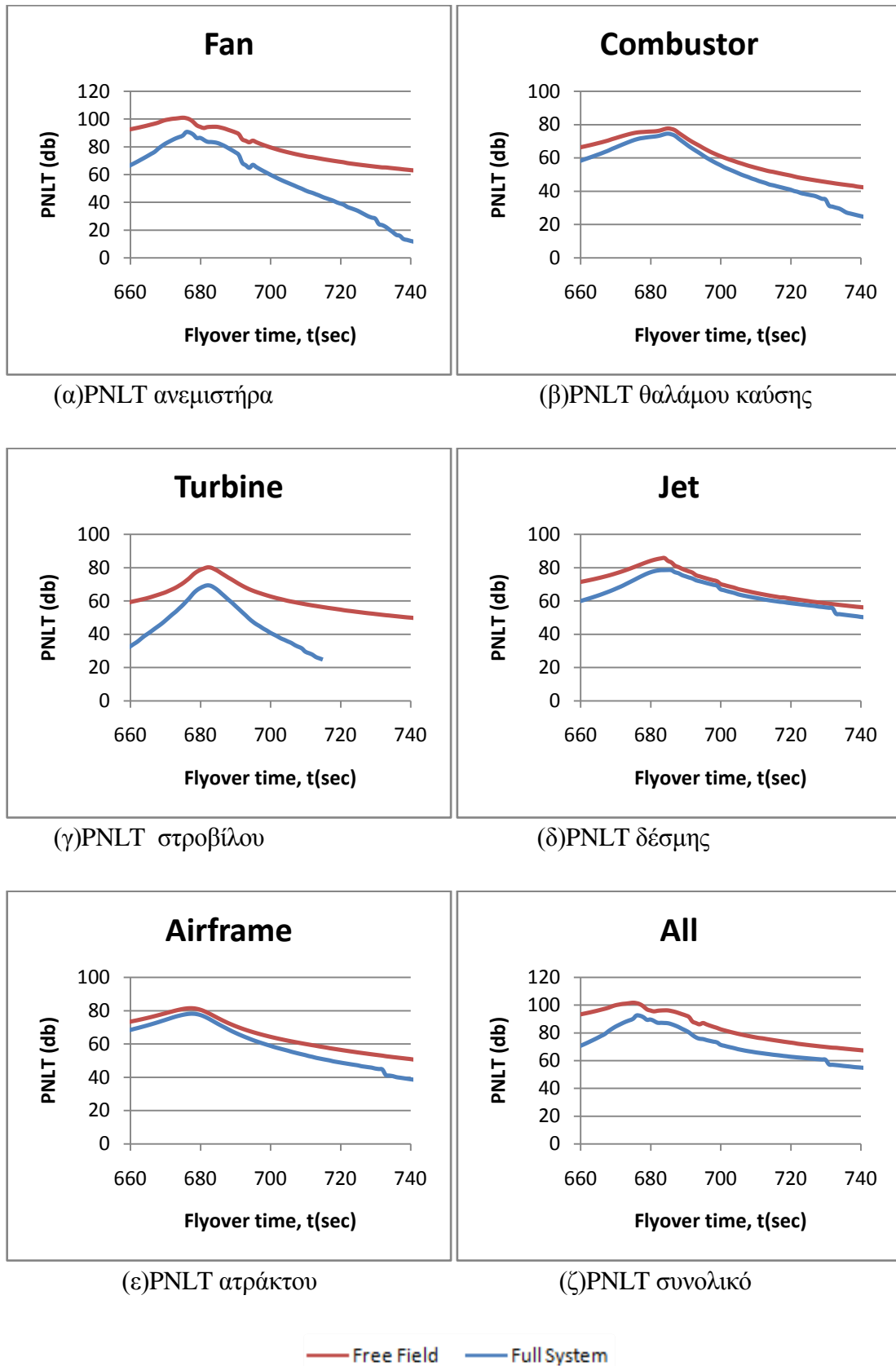
Στην παράγραφο αυτή παρουσιάζονται τα διαγράμματα της χρονικής εξέλιξης του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για κάθε συνιστώσα ξεχωριστά αλλά και για ολόκληρο το αεροσκάφος. Το χρονικό διάστημα για το οποίο εξετάζουμε τα επίπεδα του ήχου είναι συγκεκριμένο για τον κάθε παρατηρητή και είναι αυτό το οποίο προέκυψε από την υπορουτίνα υπολογισμού της γεωμετρίας. Στη συνέχεια, γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων, όπως αυτά προέκυψαν από τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης που συμπεριλαμβάνονται στο AERONOISE. Τέλος, παρουσιάζονται τα διαγράμματα του επιπέδου της ακουστικής πίεσης της κάθε συνιστώσας του κινητήρα αλλά και της ατράκτου στην περίπτωση του μέγιστου τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου.

Στα σχήματα 6.9, 6.10 και 6.11 παρουσιάζεται το τονικά διορθωμένο αντιληπτό επίπεδο ήχου για κάθε συνιστώσα του κινητήρα, την άτρακτο αλλά και το συνολικό για καθένα από τους τρεις παρατηρητές, όπως αυτά προέκυψαν για την πρώτη αποστολή πτήσης. Ακόμη, σε καθένα από αυτά τα διαγράμματα έχουμε σύγκριση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν για την περίπτωση του συνυπολογισμού των επιδράσεων διάδοσης αλλά και χωρίς αυτές.

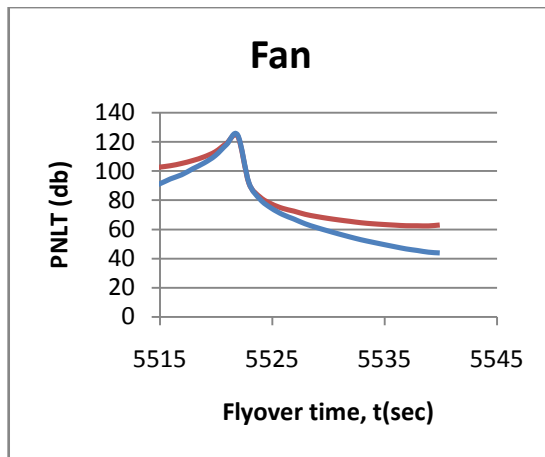


— Free Field — Full System

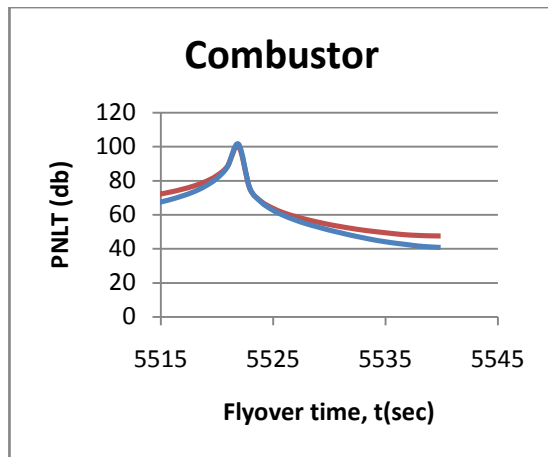
Σχήμα 6.9: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου συναρτήσει του χρόνου για τον πρώτο παρατηρητή με και χωρίς επιδράσεις διάδοσης



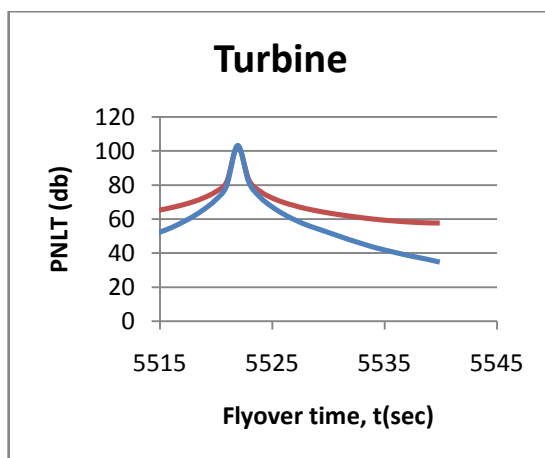
Σχήμα 6.10: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου συναρτήσει του χρόνου για τον δεύτερο παρατηρητή με και χωρίς επιδράσεις διάδοσης



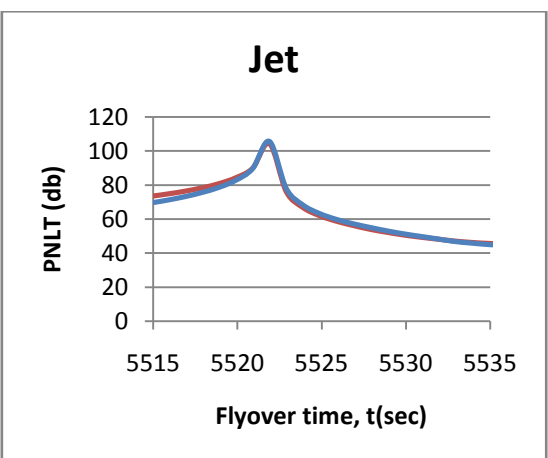
(α)PNLT ανεμιστήρα



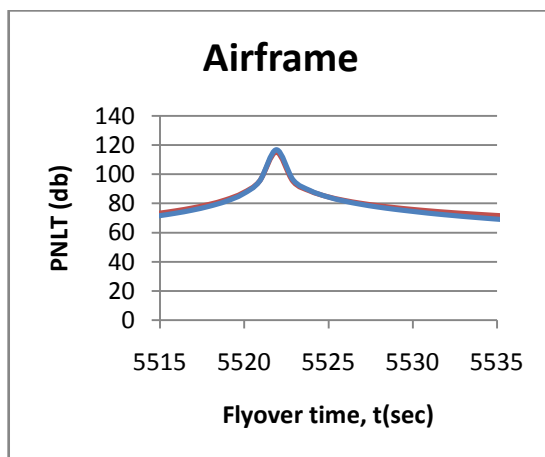
(β)PNLT θαλάμου καύσης



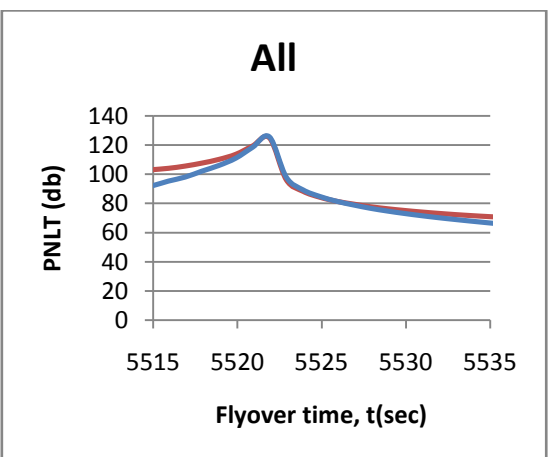
(γ)PNLT στροβίλου



(δ)PNLT δέσμης



(ε)PNLT ατράκτου



(ζ)PNLT συνολικό

— Free Field — Full System

Σχήμα 6.11: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου συναρτήσει του χρόνου για τον τρίτο παρατηρητή με και χωρίς επιδράσεις διάδοσης

Από τα διαγράμματα του μέγιστου τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για κάθε συνιστώσα, παρατηρούμε μία μέγιστη τιμή η οποία προκύπτει για την ελάχιστη απόσταση του αεροσκάφους από τον παρατηρητή. Ωστόσο, παρατηρούμε και κάποιες ακόμα απότομες διακυμάνσεις στα διαγράμματα, οι οποίες οφείλονται στην αλλαγή των καταστάσεων λειτουργίας του κινητήρα κατά την αποστολή πτήσης, στοιχείο που δεν ήταν εφικτό να καταγραφεί από την προηγούμενη μορφή του AERONOISE, το οποίο έκανε την εκτίμηση του ήχου βασιζόμενο σε ένα μόνο σημείο λειτουργίας και μία συγκεκριμένη απόσταση από τον παρατηρητή.

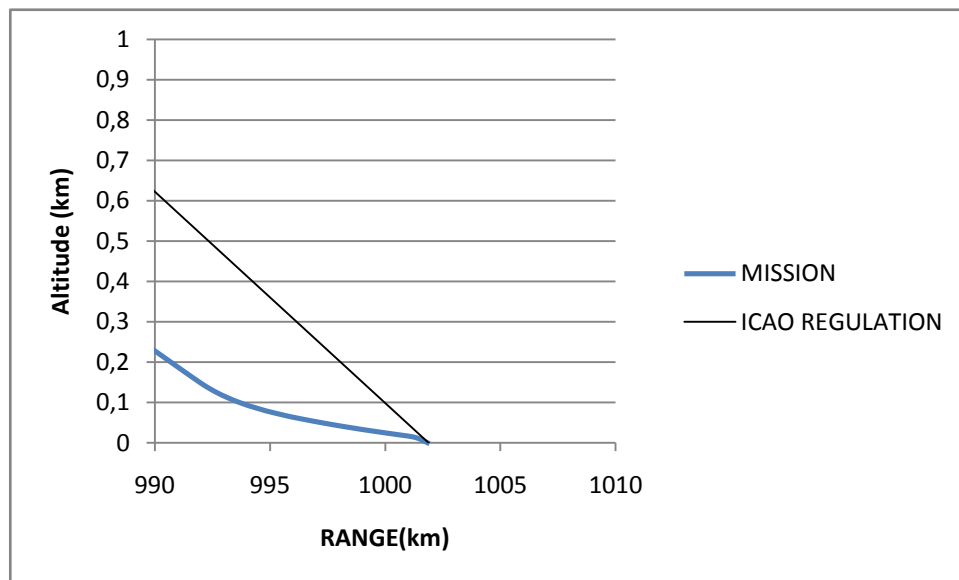
Ακόμη, παρατηρούμε την επίδραση της ατμοσφαιρικής απορρόφησης στον ήχο η οποία ενισχύεται με την απομάκρυνση του αεροσκάφους από τον παρατηρητή. Η μεγάλη απόκλιση της καμπύλης του ελεύθερου πεδίου σε σχέση με αυτή του συνυπολογισμού των επιδράσεων διάδοσης στην περίπτωση του στρόβιλου οφείλεται στο γεγονός του ότι τα μέγιστα επίπεδα ήχου στον στρόβιλο για την περίπτωση μεγάλων πολικών γωνιών κατεύθυνσης, παρουσιάζονται σε υψηλές συχνότητες όπου η ατμοσφαιρική απορρόφηση λαμβάνει πολύ μεγαλύτερες τιμές.

Η εκτίμηση του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου για κάθε συνιστώσα, συμπεριλαμβανομένης της ατμοσφαιρικής απορρόφησης, όπως προέκυψε από την ολοκλήρωση των τιμών του διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για το διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή παρουσιάζεται στον πίνακα 6.2.

Πίνακας 6.2 : Αποτελεσματικό αντιληπτό επίπεδο ήχου για τους τρεις παρατηρητές

Αποτελεσματικό Αντιληπτό Επίπεδο Ήχου (dB) EPNL						
	Ανεμιστήρας	Θάλαμος Καύσης	Στρόβιλος	Ακροφύσιο	Άτρακτος	Ολικό
1 <sup>ος</sup>	92.22	83.76	80.17	99.97	76.27	100.23
2 <sup>ος</sup>	86.31	71.35	66.11	78.79	77.35	90.57
3 <sup>ος</sup>	120.74	97.71	99.9	101.6	112.08	123.23

Όπως φαίνεται από τα διαγράμματα αλλά και από τα αποτελεσματικά επίπεδα ήχου για τον τρίτο παρατηρητή έχουμε πολύ υψηλά επίπεδα ήχου. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι, η κάθοδος κατά την αποστολή πτήσης όπως υπολογίζεται από το CAMACM γίνεται με γωνία πολύ μικρότερη των  $3^{\circ}$  και αυτό έχει ως αποτέλεσμα η μικρότερη απόσταση για τον τρίτο παρατηρητή, να είναι μόλις στα 25m από το αεροσκάφος. Σύμφωνα με τους κανονισμούς κατά ICAO η κάθοδος του αεροσκάφους πρέπει να γίνεται με γωνία  $3^{\circ}$  και η ελάχιστη απόσταση από τον παρατηρητή στην θέση προσέγγισης (approach) υπολογίζεται στα 120 m. Στο παρακάτω γράφημα γίνεται η σύγκριση της καθόδου όπως αυτή προκύπτει από το CAMACM σε σχέση με τους κανονισμούς κατά ICAO.



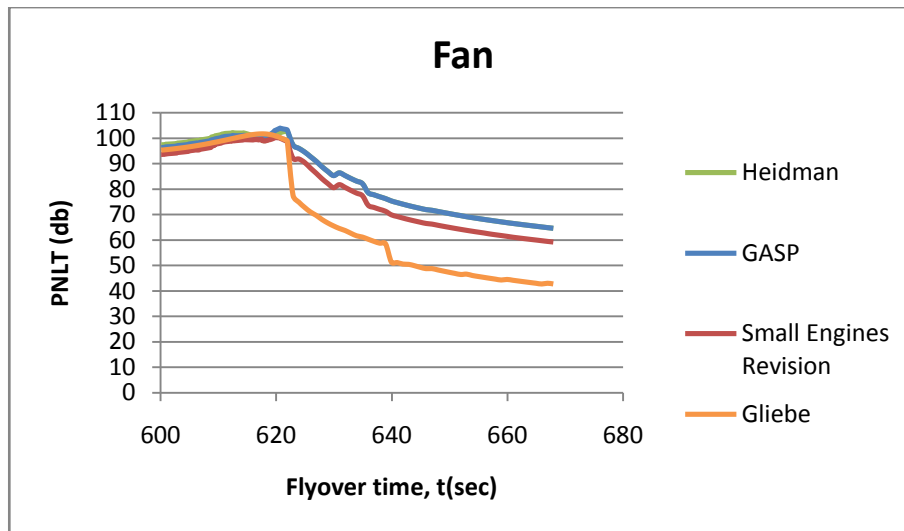
Σχήμα 6.12: Κάθοδος κατά την αποστολή πτήσης και κανονισμός ICAO για τον τρίτο παρατηρητή

Αυτή λοιπόν η διαφοροποίηση της ελάχιστης απόστασης καθώς επίσης και η αύξηση του συντελεστή της ατμοσφαιρικής απορρόφησης μας δημιουργεί τόσο υψηλά επίπεδα ήχου στην θέση του τρίτου παρατηρητή καθώς η ένταση του ήχου μεταβάλλεται με το αντίστροφο του τετραγώνου της απόστασης όπως φαίνεται και από την εξίσωση 3.2 .

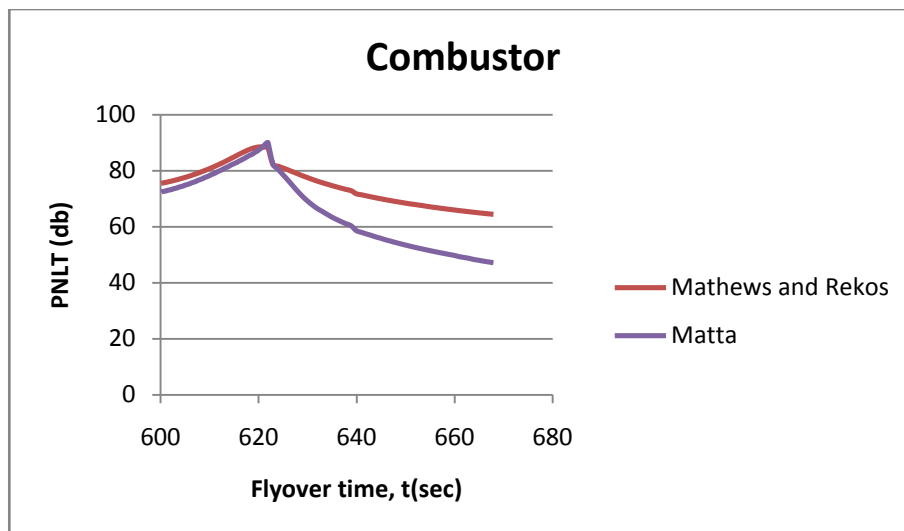
Εξετάσαμε λοιπόν την περίπτωση της ελάχιστης απόστασης και βγάλαμε αποτελέσματα μόνο για την θέση αυτή, με τα ίδια δεδομένα αλλά με απόσταση 120 m. Η διαφορά ανάμεσα στα επίπεδα του τονικά διορθωμένου ήχου ήταν της τάξης των 18db, αφού το μέγιστο PNLΤ στην περίπτωση των 25 m χωρίς τον υπολογισμό των επιδράσεων διάδοσης είναι 127 db ενώ στην περίπτωση των 120 m 109 db.

Στη συνέχεια, στα σχήματα 6.13, 6.14 και 6.15 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις περιπτώσεις του ανεμιστήρα, του θαλάμου καύσης και του στροβίλου όπως αυτά προέκυψαν από τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης που συμπεριλαμβάνονται στο AERONOISE. Η σύγκριση των αποτελεσμάτων έγινε και για τους τρεις παρατηρητές, για την περίπτωση της αποστολής πτήσης με γωνία ανάβασης  $7.5^{\circ}$ .

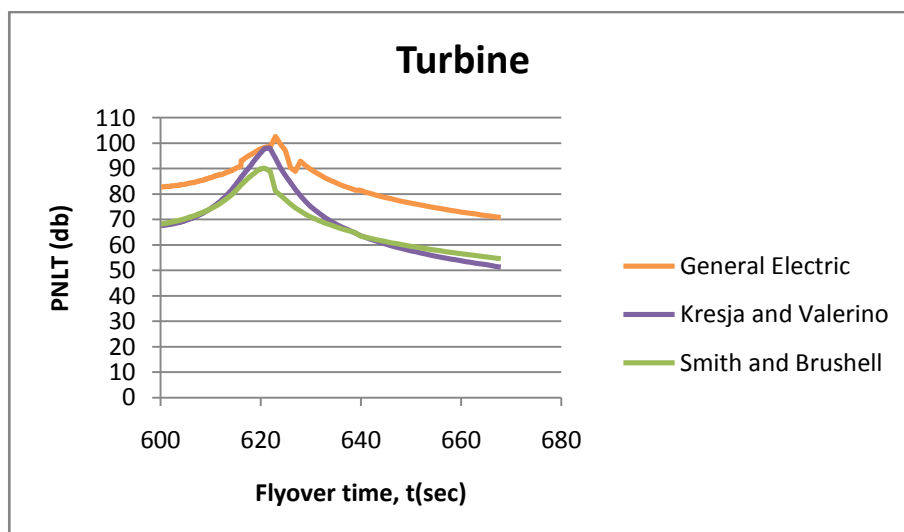




(α)PNLT ανεμιστήρα

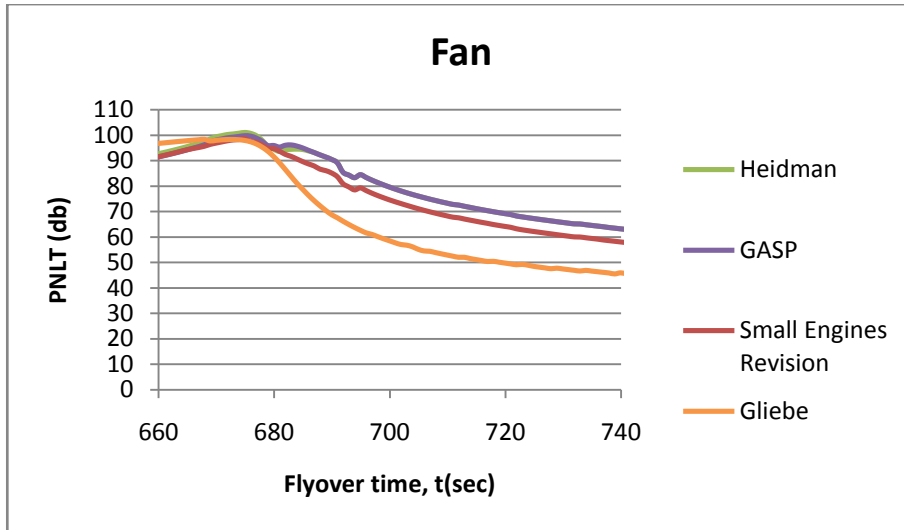


(β)PNLT θαλάμου καύσης

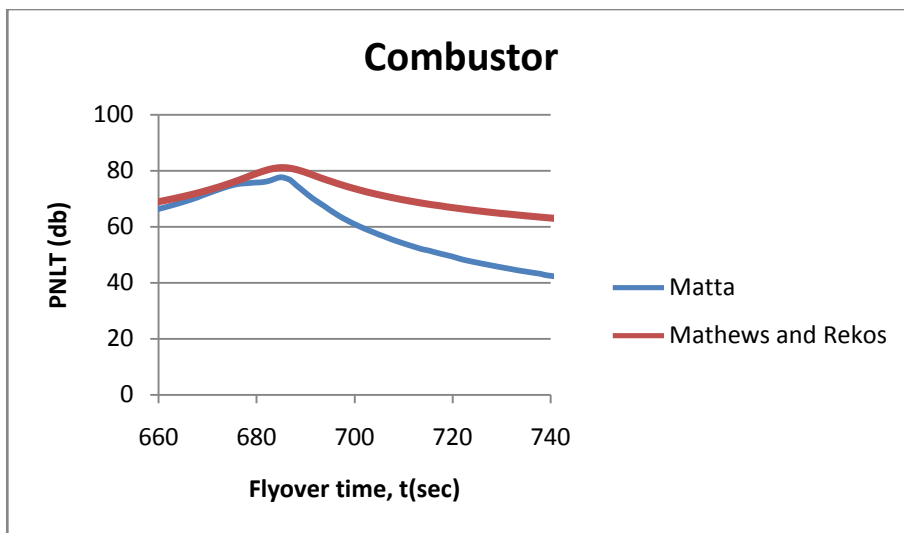


(γ)PNLT στροβίλου

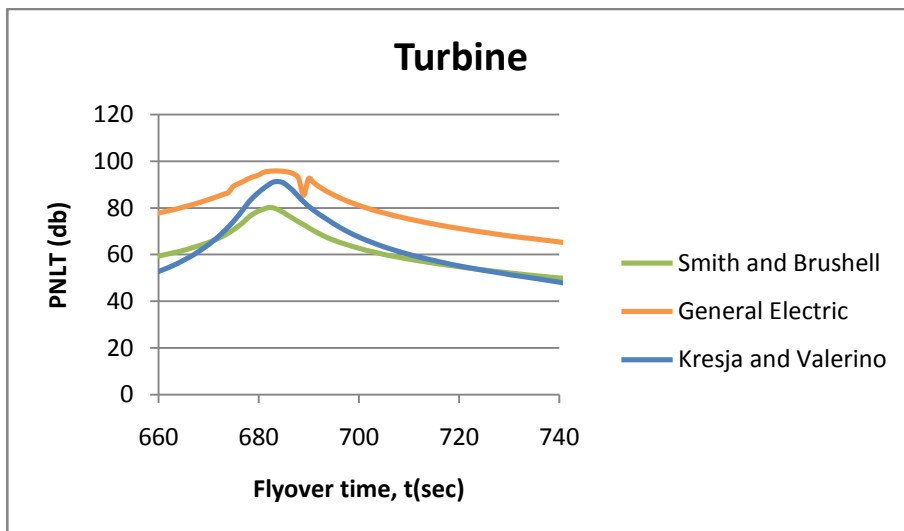
Σχήμα 6.13: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης για τον πρώτο παρατηρητή



(α)PNLT ανεμιστήρα

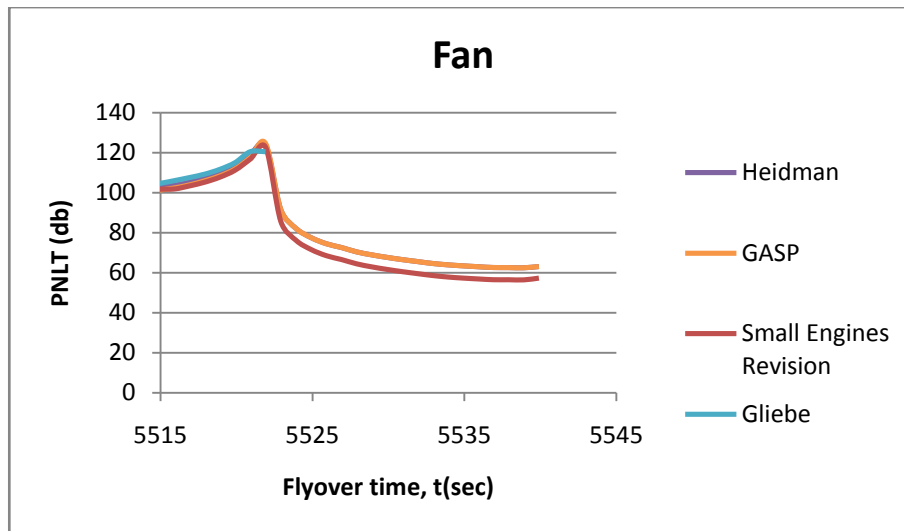


(β)PNLT θαλάμου καύσης

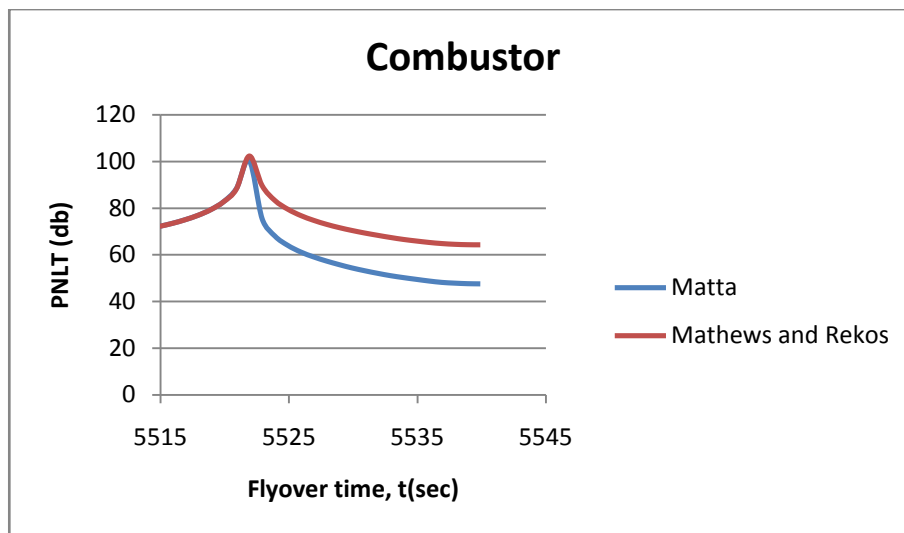


(γ)PNLT στροβίλου

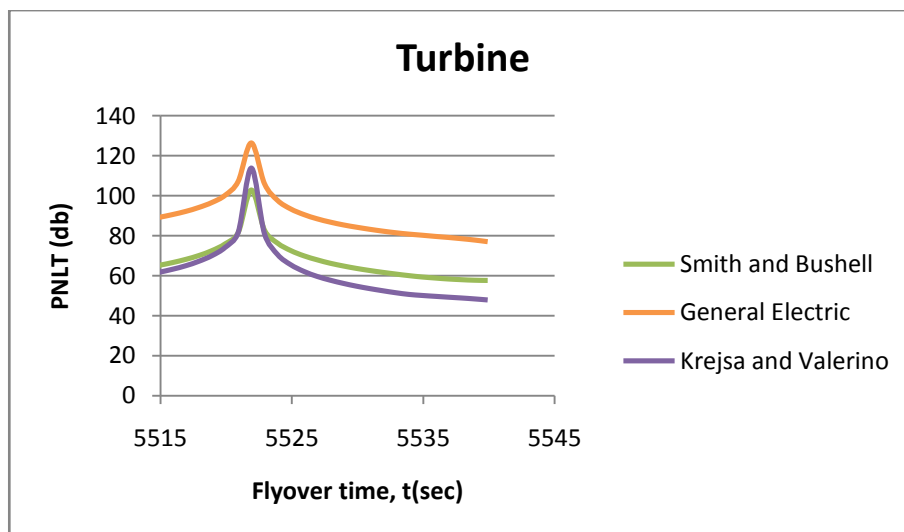
Σχήμα 6.14: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης για τον δεύτερο παρατηρητή



(α)PNLT ανεμιστήρα



(β)PNLT θαλάμου καύσης



(γ)PNLT στροβίλου

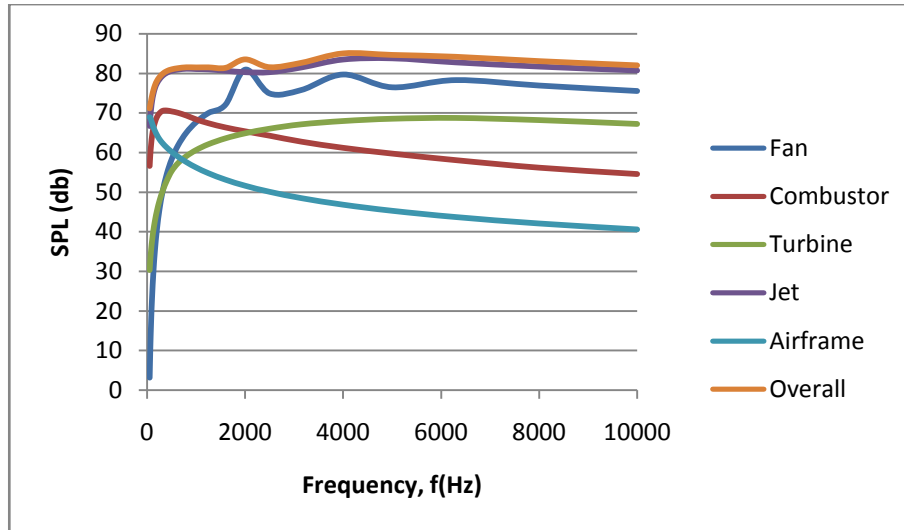
Σχήμα 6.15: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου για τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης για τον τρίτο παρατηρητή

Από τα διαγράμματα, που αφορούν τον πρώτο και τον δεύτερο παρατηρητή, μπορούμε να παρατηρήσουμε μία σημαντική διαφορά στα επίπεδα του ήχου του ανεμιστήρα για τις διάφορες μεθόδους εκτίμησης. Αυτή η διαφορά οφείλεται στο γεγονός ότι στην περίπτωση της μεθόδου του Gliebe, η οποία συμπεριλαμβάνεται στο HSRNOISE, κατά τον υπολογισμό του επιπέδου της ακουστικής πίεσης, η ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα για μεγάλες πολικές γωνίες κατεύθυνσης έχει πολύ υψηλούς συντελεστές. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα, η μέθοδος αυτή να επηρεάζεται περισσότερο από τις υπόλοιπες για αλλαγή της ταχύτητας περιστροφής. Αυτό είναι εμφανές και από την περίπτωση του τρίτου παρατηρητή, όπου δεν υπάρχουν απότομες διακυμάνσεις στην ταχύτητα περιστροφής της ατράκτου και μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι η εκτίμηση του ήχου του ανεμιστήρα με την μέθοδο του Gliebe σχεδόν ταυτίζεται με τις υπόλοιπες.

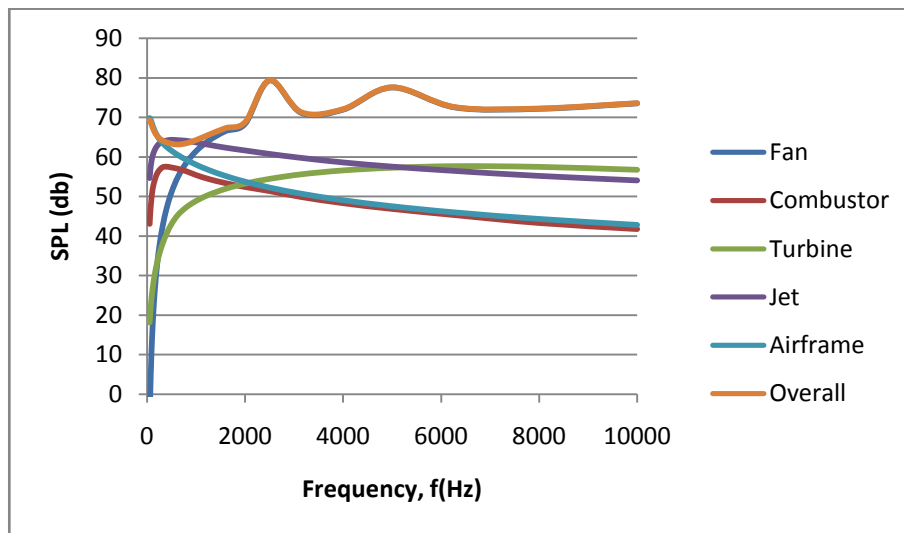
Στην περίπτωση του θαλάμου καύσης, παρατηρούμε ότι η μέθοδος των Mathew and Rekos, μας δίνει υψηλότερα επίπεδα ήχου από αυτήν του Matta. Αυτό, οφείλεται στο ότι η δεύτερη επηρεάζεται περισσότερο από την πολική γωνία κατεύθυνσης απ' ό,τι η πρώτη και έτσι με αύξηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης πέρα των  $90^{\circ}$  η διαφορά των δύο μεθόδων είναι εμφανής. Ωστόσο, αυτό δεν επηρεάζει το αποτελεσματικό επίπεδο ήχου καθώς αυτό προκύπτει για ολοκλήρωση των τιμών κοντά στην μέγιστη τιμή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου όπου οι δυο μέθοδοι ταυτίζονται.

Στην περίπτωση του στροβίλου παρατηρούμε ότι τα αποτελέσματα της εκτίμησης του ήχου με την μέθοδο των Kresja and Valerino, η οποία συμπεριλαμβάνεται στο HSRNOISE, είναι ανάμεσα σε αυτά των άλλων δύο μεθόδων. Η μεγάλη αυτή απόκλιση της τάξεως των 9db από την μέθοδο των Smith and Bushell, οφείλεται στο μεγάλο εύρος διαφορετικών στροβίλων από άποψη σχεδιασμού και γεωμετρίας, καθώς επίσης και στην σύνθετη αλληλεπίδραση του ήχου με αυτόν των ανάντη βαθμίδων. Για τον λόγο αυτό, στο πρόγραμμα HSRNOISE προτείνουν την χρήση μίας σταθεράς διόρθωσης η οποία μπορεί να αλλάζει από κινητήρα σε κινητήρα.

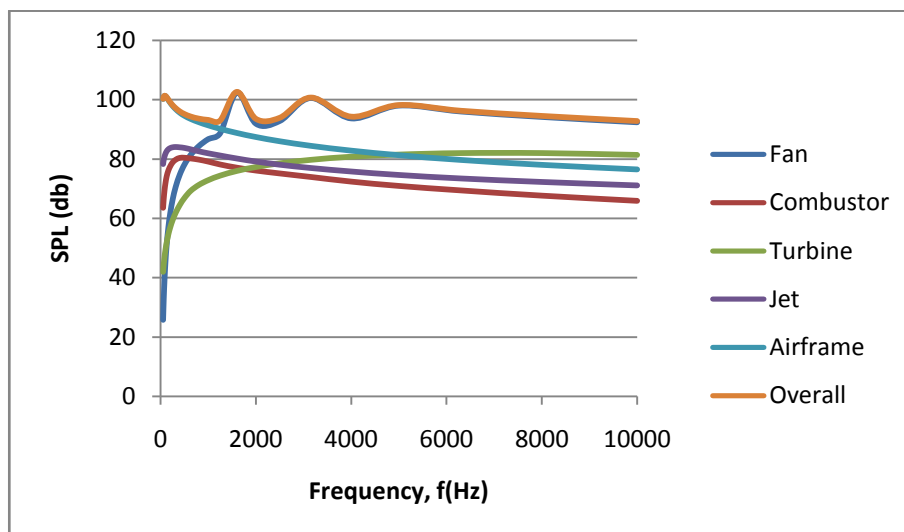
Τέλος, παρουσιάζεται το επίπεδο της ακουστικής πίεσης της κάθε συνιστώσας του κινητήρα αλλά και της ατράκτου στην περίπτωση του μέγιστου τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου όπως αυτό προέκυψε από τις μεθόδους εκτίμησης που μοντελοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική εργασία.



(α) Πρώτος παρατηρητής



(β) Δεύτερος παρατηρητής



(γ) Τρίτος παρατηρητής

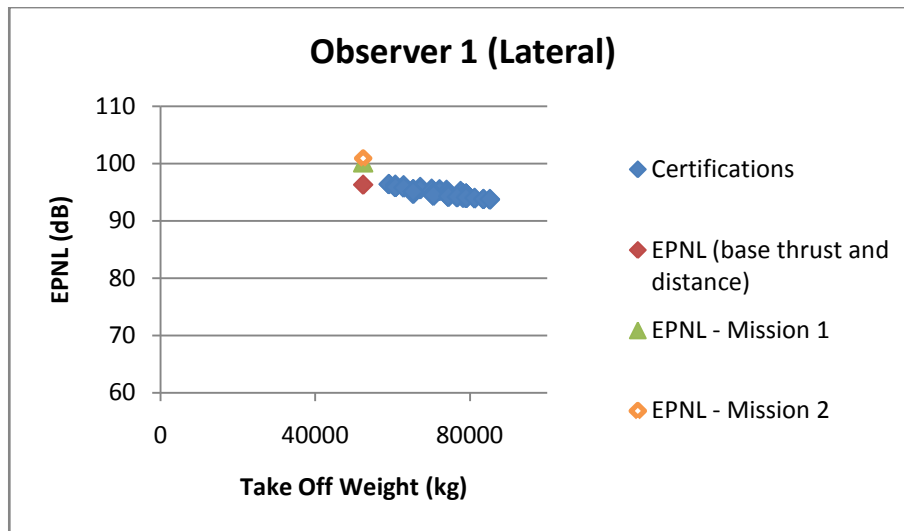
Σχήμα 6.16: **Φάσμα ήχου συνιστωσών και ολικό φάσμα στην περίπτωση του μέγιστου τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου**

Στο φάσμα του ήχου των συνιστωσών παρατηρούμε ότι το μεγαλύτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει ο ήχος του ανεμιστήρα/συμπιεστή και της δέσμης. Ωστόσο, παρατηρούμε ότι μόνο για τον πρώτο παρατηρητή ο ήχος της δέσμης αποτελεί την βασικότερη πηγή ήχου. Στις άλλες δύο περιπτώσεις, η κυριότερη πηγή ήχου είναι ο ανεμιστήρας. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η μεταβολή των επιπέδων ήχου της συνιστώσας του ανεμιστήρα και της δέσμης επηρεάζονται διαφορετικά ανάλογα με την πολική γωνία κατεύθυνσης. Επομένως, οι διαφορετικές πολικές γωνίες κατεύθυνσης ανάλογα με την θέση του αεροσκάφους για την χρονική στιγμή που εμφανίζεται το μέγιστο τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου έχουν ως αποτέλεσμα να κυριαρχεί κάθε φορά άλλη συνιστώσα του κινητήρα ως η κύρια πηγή ήχου.

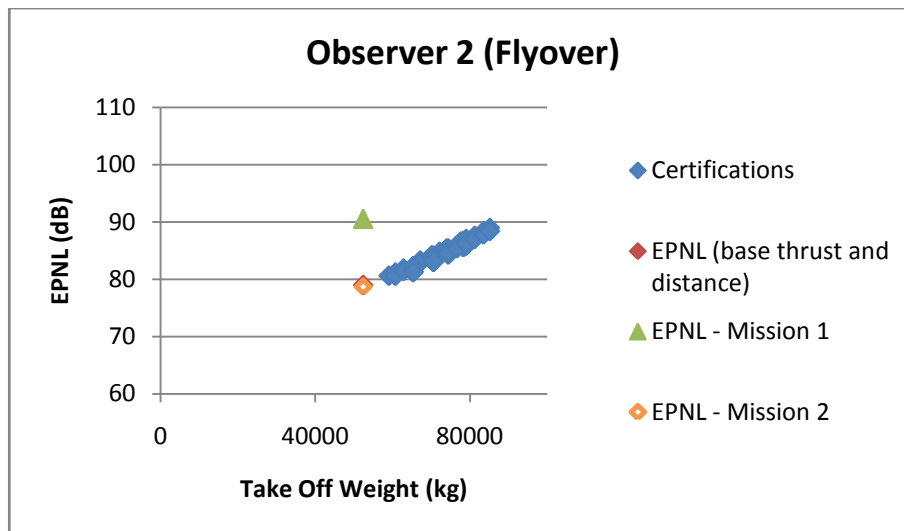
### 6.3 Σύγκριση Αποτελεσμάτων με την Βιβλιογραφία

Στην παράγραφο αυτή, γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων του αποτελεσματικού επιπέδου ακουστικής πίεσης με δεδομένα που βρήκαμε στην βιβλιογραφία για αεροσκάφη τύπου Boeing 737 εξοπλισμένα με κινητήρες CFM56-7B27. Για τον σκοπό αυτό ανατρέξαμε στην βάση δεδομένων πιστοποίησης του ICAO [20] από την οποία πήραμε και τα δεδομένα.

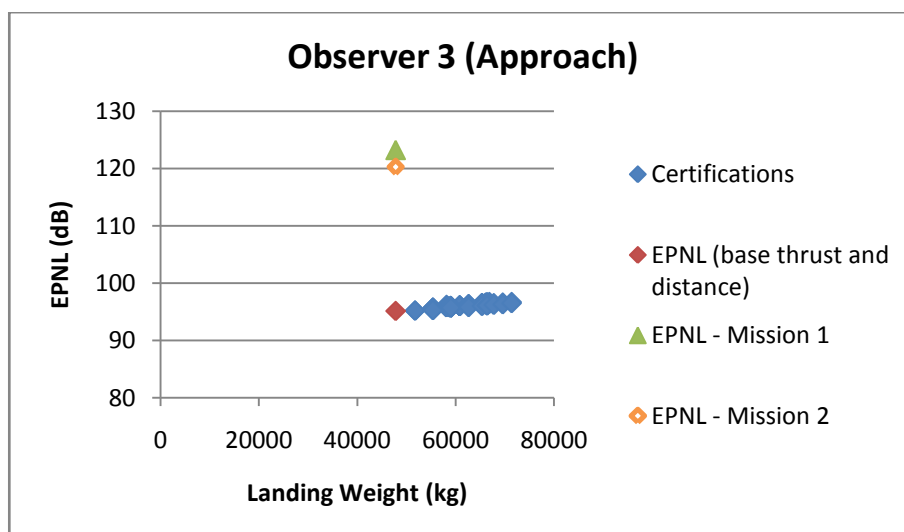
Στα διαγράμματα 6.17 (α), (β) και (γ) γίνεται η σύγκριση ως προς τα επίπεδα αποτελεσματικού ήχου συναρτήσεων των μαζών προσγείωσης και απογείωσης για τους τρεις παρατηρητές και για τις δύο αποστολές πτήσης. Ακόμη, έχουν προστεθεί τα αποτελεσματικά επίπεδα ήχου υπολογισμένα μόνο για την χρονική στιγμή της ελάχιστης απόστασης και διορθωμένα ως προς την ώση και την απόσταση αναφοράς.



(α) Πρώτος παρατηρητής



(β) Δεύτερος παρατηρητής



(γ) Τρίτος παρατηρητής

Σχήμα 6.17: Επίπεδα αποτελεσματικού ήχου συναρτήσει της μάζας προσγείωσης και απογείωσης για τους τρεις παρατηρητές και τις δυο αποστολές πτήσης συγκρινόμενα με αεροσκάφη ίδιου τύπου

Από το παραπάνω διάγραμμα που αφορά την πλευρική θέση μέτρησης ήχου, παρατηρούμε λίγο υψηλότερα επίπεδα ήχου και για τις δύο αποστολές πτήσης σε σχέση με τα αναμενόμενα. Ωστόσο, αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι τα επίπεδα ώσης που χρησιμοποιεί ως είσοδο το AERONOISE, είναι υψηλότερα των κανονισμών οι οποίοι προϋποθέτουν χρήση μίας μέσης ώσης μέχρι το υψόμετρο των 300 m. Για το λόγο αυτό εξετάσαμε την περίπτωση του πρώτου παρατηρητή στην θέση της ελάχιστης απόστασης με τα προτεινόμενα επίπεδα ώσης και όπως φαίνεται και στο διάγραμμα το αποτελεσματικό επίπεδο ήχου έπεσε στα αναμενόμενα για τον τύπο του αεροσκάφους επίπεδα.

Όσο αφορά στον δεύτερο παρατηρητή, βλέπουμε ότι και εδώ τα επίπεδα ήχου είναι λίγο υψηλότερα γεγονός το οποίο οφείλεται στην και πάλι στα υψηλά επίπεδα ώσης αλλά και στην απόσταση πηγής – αεροσκάφους που είναι μικρότερη από τη προβλεπόμενη. Αυτό μπορεί να γίνει καλύτερα κατανοητό και από την περίπτωση της δεύτερης αποστολής πτήσης όπου η γωνία ανάβασης είναι μεγαλύτερη και επομένως και η ελάχιστη απόσταση, στοιχείο το οποίο φέρνει τα αποτελέσματα στα αναμενόμενα επίπεδα.

Τέλος, για την περίπτωση του τρίτου παρατηρητή όπως αναφέρθηκε και νωρίτερα στο κεφάλαιο αυτό, η πολύ μικρή κλίση καθόδου φέρνει το αεροσκάφος σε απόσταση μόλις 25 m από τον παρατηρητή στοιχείο που έχει σαν αποτέλεσμα πολύ υψηλότερα επίπεδα ήχου, αφού αυτά μεταβάλλονται με το αντίστροφο του τετραγώνου της απόστασης. Και σε αυτήν την περίπτωση εξετάσαμε τα επίπεδα ήχου για τα προβλεπόμενα επίπεδα ώσης και ελάχιστης απόστασης, το οποίο είχε ως αποτέλεσμα να πέσουμε στα αναμενόμενα επίπεδα ήχου.



# Κεφάλαιο 7

## ΕΠΙΛΟΓΟΣ

Στο τελικό αυτό κεφάλαιο γίνεται μία σύνοψη της διπλωματικής εργασίας, ενώ προτείνονται ορισμένες μελλοντικές επεκτάσεις και κατευθύνσεις, έτσι ώστε να υπάρχει μία πιο ολοκληρωμένη εικόνα του επιπέδου ηχητικών εκπομπών ενός αεροσκάφους.

### 7.1 Σύνοψη και Συμπεράσματα

Η διπλωματική αυτή εργασία επικεντρώθηκε στην σύνδεση της αποστολής πτήσης του αεροσκάφους με την ηχητική εκπομπή του, καθώς επίσης και στην ανάπτυξη επιπρόσθετων μεθόδων εκτίμησης, προκειμένου να χρησιμοποιηθούν από το λογισμικό AERONoise του εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του ΕΜΠ για την εκτίμηση του ήχου.

Για την σύνδεση της αποστολής πτήσης με την ηχητική εκπομπή του αεροσκάφους, καθώς επίσης και για την μοντελοποίηση των συντελεστών ατμοσφαιρικής απορρόφησης και αντανάκλασης του εδάφους χρησιμοποιήθηκαν οι μέθοδοι που έχουν υλοποιηθεί μέσω του προγράμματος ANOPP της NASA. Όσο αφορά στην μοντελοποίηση των μεθόδων εκτίμησης χρησιμοποιήθηκαν οι μέθοδοι που έχουν υλοποιηθεί μέσω του προγράμματος HSRNoise της NASA οι οποίες χρησιμοποιούν ημι-εμπειρικές σχέσεις προσαρμοσμένες σε πειραματικά δεδομένα. Για την επίτευξη των παραπάνω έγινε συγγραφή υπορουτίνων σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran και για την παρουσίαση των αποτελεσμάτων έγινε χρήση του Microsoft Office Excel 2007.

Στη συνέχεια, έγινε σύγκριση των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης που κατασκευάσαμε με αποτελέσματα από το πρόγραμμα HSRNoise που βρέθηκαν στην βιβλιογραφία, προκειμένου να εξακριβωθεί η αξιοπιστία τους. Η ποιότητα των αποτελεσμάτων ήταν αρκετά ικανοποιητική και έτσι προχωρήσαμε στη συνέχεια στην εφαρμογή των μεθόδων σε μία πραγματική αποστολή πτήσης για ένα αεροσκάφος τύπου Boeing 737-400 εξοπλισμένο με δύο κινητήρες CFM56-7B27. Για τα γεωμετρικά στοιχεία του κινητήρα και της ατράκτου του αεροσκάφους

ανατρέξαμε στις σελίδες των κατασκευαστών. Τα δεδομένα της αποστολής πτήσης προέκυψαν από το υπολογιστικό μοντέλο CAMACM που υπάρχει στο εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του ΕΜΠ, ενώ για την παραγωγή των θερμοδυναμικών μεγεθών του κινητήρα χρησιμοποιήθηκε το υπολογιστικό μοντέλο PROOSIS.

Τα αποτελέσματα των μεθόδων εκτίμησης μας έδωσαν μια πιο ξεκάθαρη εικόνα για το πώς επηρεάζονται τα επίπεδα του εκπεμπόμενου ήχου κάθε συνιστώσας κατά την διάρκεια της αποστολής πτήσης. Συγκεκριμένα, μπορούμε να παρατηρήσουμε την σημαντική επίδραση της απόστασης αλλά και της πολικής γωνίας κατεύθυνσης στα επίπεδα του ήχου. Ακόμη, παρατηρείται αύξηση του συντελεστή ατμοσφαιρικής απορρόφησης με τον χρόνο και συγκεκριμένα με την απόσταση και το υψόμετρο πτήσης. Τέλος, έγινε φανερό ότι η εκτίμηση των επιπέδων ήχου κατά την διάρκεια της αποστολής πτήσης και όχι από ένα μεμονωμένο σημείο, είναι πιο αντιπροσωπευτική αφού χρησιμοποιούνται στοιχεία από την κατάσταση λειτουργίας του κινητήρα κάθε χρονική στιγμή, τα οποία επηρεάζουν σημαντικά τα επίπεδα ήχου.

## 7.2 Προτάσεις για περαιτέρω μελέτη

Όπως διαπιστώθηκε μία από τις σημαντικότερες πηγές θορύβου του αεροσκάφους είναι ο ανεμιστήρας. Οι αυστηροί κανονισμοί ηχητικών εκπομπών που έχουν θεσπιστεί από τον Οργανισμό Πολιτικής Αεροπορίας (ICAO) έχουν στρέψει το ενδιαφέρον των κατασκευαστριών εταιρών στην ανάπτυξη ανεμιστήρων νέου τύπου με χαμηλότερα επίπεδα ηχητικών εκπομπών. Ένα καινοτόμο σχέδιο που εξετάζεται είναι η περίπτωση ανεμιστήρων αντίστροφης περιστροφής (counter-rotating turbofan). Οι ανεμιστήρες αυτού του τύπου δίνουν την δυνατότητα σημαντικής μείωσης του επιπέδου των ηχητικών εκπομπών με μικρή επίδραση στην κατανάλωση καυσίμου. Η εκτίμηση των επιπέδων θορύβου αυτής της συνιστώσας είναι σημαντική γιατί μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως εργαλείο για σχεδιαστική μελέτη και βελτιστοποίηση.

Επίσης, μπορεί να γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης με αποτελέσματα από πραγματικές μετρήσεις, καθώς επίσης και διαμόρφωση του κώδικα έτσι ώστε να προσαρμόζονται οι μέθοδοι εκτίμησης ανάλογα με τα αποτελέσματα των μετρήσεων μεταβάλλοντας κατάλληλα τις σταθερές εισόδου των μεθόδων εκτίμησης.

# Κεφάλαιο 8

## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

### Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία

[1]. Rawls, John W., Jr., and Yeager, Jessie C.: “*High Speed Research Noise Prediction Code (HSRNOISE) User's and Theoretical Manual*”, November 2004

[2] William E. Zorumski: “*Aircraft noise prediction program theoretical manual, part1\_TM-83199-PT-1*”, NASA, February 1982

[3] William E. Zorumski: “*Aircraft noise prediction program theoretical manual, part 2\_TM-83199-PT-2*”, NASA, February 1982

[4] William E. Zorumski : “*ANOPP Theoretical Manual tmx83199*”, NASA, February 1982

[5]. Gliebe, P.: “*XF-120 Fan Noise Correlation*”, Memorandum C1-1L5-FP-96-149, GE Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, October 1996.

[6]. Heidmann, M. F.: “*Interim Prediction Method for Fan Compressor Source Noise*”, NASA TM X-71763, 1979.

[7]. Mathews, D. C.: and Rekos, N. F., Jr.: “*Prediction and Measurement of Direct Combustion Noise in Turbopropulsion Systems*”, Journal of Aircraft, vol. 14, no. 9, 1977, pp. 850-859.

[8]. Krejsa, Eugene A. and Valerino, Michael F.: “*Interim Prediction Method for Turbine Noise*”, NASA TM X-73566, November, 1976.

[9]. Fink, Martin R.: “*Airframe Noise Prediction Method*”, FAA-RD-77-29, March 1977.

[10]. Michael J. T. Smith: “*Aircraft Noise*”, Cambridge University Press, 1989

[11]. Konstantinos G. Kyprianidis, Dax Au2, Stephen O.T. Ogaji, Tomas Grönsted: “*Low Pressure System Component Advancements and its Impact on Future Turbofan Engine Emissions*”, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2009

[12]. M.Dax AU, M. Alain Careree, M. Gérard Lavergne: “*Overview of a prediction strategy for the jet engine multidisciplinary optimization, investigations on new concepts of turbofans*”, Ecole Nationale Supérieure de l’Aéronautique et de l’Espace

[13]. Douglas M. Nark, Edmane Envia, Casey L. Burley: “*Fan Noise Prediction with Applications to Aircraft System Noise Assessment*”, American Institute of Aeronautics and Astronautics

[14]. Heidmann, M.F.: “*Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise*”, NASA Technical Memorandum X-71763, 1979

[15]. Kontos, K.B., Janardan, B.A., and Gliebe, P.R.: “*Improved NASA-ANOPP Noise prediction -Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems, ANOPP evaluation and fan noise model improvement*”, NASA Contractor Report 195480,1996

[16] Stone, J.R., Krejsa, E.A., and Clark, B.J.: “*Jet Noise Modelling for coannular Nozzles Including the Effects of Chevrons*”, NASA Contractor Report 212522, 2003

[17] Society of Automotive Engineers: “*Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction*”, SAE ARP 876D,1994

[18] Joe W. Hough & Donald S. Weir: “*Aircraft Noise Prediction Program (ANOPP), Fan Noise Prediction for Small Engines\_CR-198300*”,1996

### **Ελληνική Βιβλιογραφία**

[19]. Μαθιουδάκης Κ., “*Λειτουργία Αεροπορικών Κινητήρων, Επιδόσεις, Εκπομπές Καυσαερίων και Ήχου*”, ΕΜΠ Αθήνα 2007.

### **Ηλεκτρονικές Διευθύνσεις**

[20]. <http://noisedb.stac.aviation-civile.gouv.fr/find.php>

# Κεφάλαιο 9

## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

# Π1 Υπορουτίνες Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου

## Π1.1 Υπορουτίνα FANIN

Σκοπός: Σκοπός της υπορουτίνας FANIN είναι η εκτίμηση του ευρυζωνικού και του διακριτού ήχου για τον ανεμιστήρα/συμπιεστή χρησιμοποιώντας τη μέθοδο κατά Gliebe.

Ορισμός Υπορουτίνας: SUBROUTINE FANIN (AFAN, FANRPM, IDOOR, ISHAPE, NB1, UT, ICOND, THETTA, VAIR, CAMB, SPL)

Πίνακας Π1.1: Παράμετροι Εισόδου FANIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
AFAN	Επιφάνεια εισόδου ανεμιστήρα	20
FANRPM	Περιστροφική ταχύτητα ανεμιστήρα	5000
IDOOR	Παράμετρος για τις θύρες = 0 θύρες κλειστές = 1 θύρες ανοιχτές	0
ISHAPE	Παράμετρος για την διόρθωση της διακλαδιζόμενης εισόδου = 0 χωρίς διόρθωση = 1 με διόρθωση	0
NB1	αριθμός πτερυγίων ανεμιστήρα/συμπιεστή	25
UT	ταχύτητα περιστροφής ακροπτερυγίου	1000
ICOND	Παράμετρος για θέση παρατηρητή = 1 Πλευρικό σημείο μέτρησης ήχου = 2 Σημείο μέτρησης ήχου προσέγγισης = 3 Σημείο μέτρησης ήχου υπερύψωσης	1
THETTA	Πολική γωνία κατεύθυνσης	0-180
VAIR	Ταχύτητα αεροσκάφους	268
CAMB	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	1135

Πίνακας Π1.2: Παράμετροι Εξόδου FANIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPL_F(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

## Π1.2 Υπορουτίνα COREIN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας COREIN είναι η εκτίμηση ήχου συμβατικών θαλάμων καύσης αεροπορικών κινητήρων.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE COREIN (AB, BL, ICR, NFN, PLD, P3, P4, P7, T3, T4, T7, W3, WFP4, FB, THETTA, SPL)

Πίνακας Π1.3: Παράμετροι Εισόδου COREIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
AB	Επιφάνεια αναφοράς θαλάμου καύσης	100.0
BL	Μήκος θαλάμου καύσης	1.0
ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλιοειδούς τύπου	1
NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου	1
PLD	Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης	1.0
P3	Ολική πίεση εισόδου θαλάμου καύσης	118.0
P4	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης	104.2
P7	Ολική πίεση εξόδου στροβίλου	19.4
T3	Ολική θερμοκρασία εισόδου θαλάμου καύσης	1007.5
T4	Ολική θερμοκρασία εξόδου θαλάμου καύσης	1883.5
T7	Ολική θερμοκρασία εξόδου στροβίλου	1172.3
W3	Παροχή αέρα θαλάμου καύσης	450.0
WFP4	Λόγος παροχής καυσίμου προς πίεση εξόδου κατά την απογείωση	0.0155
FB	Λόγος καυσίμου αέρα	0.08
THETTA	γωνία κατεύθυνσης	0-180



Πίνακας Π1.4: Παράμετροι Εξόδου COREIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPL_T(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

### Π1.3 Υπορουτίνα TURIN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας TURIN είναι η εκτίμηση ευρυζωνικού και τονικού ήχου για τον στρόβιλο. Χρησιμοποιεί μέθοδο η οποία αναπτύχθηκε από τους Krejsa και Valerino.

Ορισμός Υπορουτίνας SUBROUTINE TURIN( CSS, AMDOT, NBLADE, TS, TURCAL, TURRPM, VTR, THETTA,VAIR, CAMB, SPL)

Πίνακας Π1.5: Παράμετροι Εισόδου TURIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
CSS	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων	100.0
AMDOT	Παροχή στην έξοδο του στροβίλου	200.0
NBLADE	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας	60
TURRPM	Περιστροφική ταχύτητα στροβίλου	3600
TS	Στατική θερμοκρασία στην έξοδο του στροβίλου	1300
TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου	10
VTR	Σχετική ταχύτητα ακροπτερυγίου	850
THETTA	Γωνία κατεύθυνσης	0-180
VAIR	Ταχύτητα αεροσκάφους	268
CAMB	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	1135

Πίνακας Π1.6: Παράμετροι Εξόδου TURIN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPL_T(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

## Π1.4 Υπορουτίνα JET1IN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας JET1IN είναι η εκτίμηση του συνολικού ήχου της δέσμης χρησιμοποιώντας τη μέθοδο των Lu και Viswanathan.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE JET1IN (APRI, ASEC, ATHP, CFG, DELMIX, DELPE, DELPI, DIVANG,EJASP, EJD, EJJ, EJJIN, FLIN, PEN, PLUGD, PSIO, SPOKE, TPRI, TSEC, VPRI,VSEC, WPRI, WSEC, XMAR, CAMB, AMD, PREF,VAIR,SL,TAMB,PAMB,THETTA, SPL)

Πίνακας Π1.7: Παράμετροι Εισόδου JET1IN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
APRI	Αρχική επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου	8.6562
ASEC	Δευτερεύουσα επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου	16.832
ATHP	Επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου	8.5466
CFG	Συντελεστής ώσης αναμείκτη	0.95
DELMIX	Απορρόφηση ήχου αναμειγμένης δέσμης	0
DELPE	Απορρόφηση ήχου προ-αναμειγμένης δέσμης	0
DELPI	Απορρόφηση ήχου δέσμης πυρήνα	0
DIVANG	Γωνία απόκλισης εξόδου	0
EJASP	Λόγος επι μήκους του αναμείκτη	1.5
EJD	Ισοδύναμη εσωτερική διάμετρος στη έξοδο του αναμείκτη	5.274
EJJ	Μήκος αναμείκτη	13.3
EJJIN	Μήκος χιτωνίου αναμείκτη	9.0
FLIN	Κεντρική συχνότητα χιτωνίου σχεδίασης	2000
PEN	Λόγος διεύθυνσης αγωγών αναμείκτη προς το πλήρες ύψος του ακροφυσίου	0.925
PLUGD	Διάμετρος εξόδου αρχικού ακροφυσίου	0
PSIO	Γωνία επίπεδου εξόδου συναρτήσει του επίπεδου της πτέρυγας	0
SPOKE	Αριθμός αγωγών στον αναμείκτη	18
TPRI	Ολική θερμοκρασία δέσμης πυρήνα	1553.0
TSEC	Ολική θερμοκρασία δευτερεύουσας δέσμης	529.0
VPRI	Ταχύτητα δέσμης πυρήνα για πλήρως	2378.0

	ανεπτυγμένο ακροφύσιο	
VSEC	Ταχύτητα δευτερεύουσας δέσμης	449.0
WPRI	Παροχή πυρήνα	811.3
WSEC	Παροχή δευτερεύουσας ροής	566.9
XMAR	Λόγος επιφάνειας εξόδου αναμείκτη προς επιφάνεια δέσμης	0.97
CAMB	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	1135
AMD	Αριθμός Mach σημείου σχεδίασης	1.2
PREF	Πίεση αναφοράς	$4,177 \times 10^{-7}$
VAIR	Ταχύτητα αεροσκάφους	268
SL	Πλευρική απόσταση παρατηρητή	0.0

Πίνακας Π1.8: Παράμετροι Εξόδου JET1IN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPL_J1(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

## Π1.5 Υπορουτίνα JET2IN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας JET12N είναι η εκτίμηση του συνολικού ήχου της δέσμης χρησιμοποιώντας τη μέθοδο του Stone.

Ορισμός Υπορουτίνας :SUBROUTINE JET2IN (APT, AS, CER, DHP, DL, DM, FPK, GAMMAC, HEX, IEX, ISUPPR, LBE, LBS, LE, LPE, LPS, AMMC, AMPD, PC, PEN, SAR, SUPPK, TC,TEX, VEX, WEX,WSWP, PAMB, TAMB, CAMB, THETTA, PAE, FPA, VAIR, GRAMB)

Πίνακας Π1.9: Παράμετροι Εισόδου JET12N

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
APT	Επιφάνεια λαιμού ακροφυσίου	8.5466
AS	Επιφάνεια δευτερεύουσας ροής ακροφυσίου	16.832
CER	Λόγος εκτόνωσης	-
DHP	Υδραυλική διάμετρος αρχικού ακροφυσίου	0.5
DL	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης διάτρητης διαμόρφωσης στο FPK	0.7
DM	Βαθμός ανάμειξης	0
FPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ευρυζωνικού ήχου	1995
GAMMAC	Λόγος ειδικών θερμοτήτων δέσμης πυρήνα	0
HEX	Ύψος εκχυτή	4.0
IEX	Παράμετρος για υπολογισμό στοιχείων της αναμεμειγμένης δέσμης = 0 εσωτερικός υπολογισμός = 1 δίνονται σαν στοιχεία εισόδου	0
ISUPPR	Παράμετρος ακουστικής απορρόφησης = 0 χωρίς υπολογισμό ακουστικής απορρόφησης = 1 υπολογισμός ακουστικής απορρόφησης	0
LBE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης	10.0
LBS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης	0
LE	Μήκος εκχυτή	10.0
LPE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης	0.0
LPS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την	0.0

	αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης	
AMMC	Μοριακό βάρος κύριας δέσμης	0.0
AMPD	Αριθμός Mach σχεδίασης	1.2
PC	Ολική πίεση κύριας δέσμης στην αρχή του ακροφυσίου	-
PEN	Λόγος διεύδυσης αναμείκτη προς το ύψος του ακροφυσίου	0.925
SAR	Λόγος επιφάνειας καταστολέα	1.6682
SUPPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ενιαίας διαμόρφωσης	1.6628
TC	Ολική θερμοκρασία δέσμης πυρήνα στην αρχή του ακροφυσίου	-
TEX	Ολική θερμοκρασία αναμεμειγμένης δέσμης	-
VEX	Ταχύτητα αναμεμειγμένης δέσμης	-
WEX	Πλάτος εκχυτή	6.0
WSWP	Λόγος άντλησης	-

Πίνακας Π1.10: Παράμετροι Εξόδου JET12N

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPL_J2(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

## Π1.6 Υπορουτίνα FNKAFM

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας FNKAFM είναι η εκτίμηση του συνολικού ήχου της ατράκτου του αεροσκάφους χρησιμοποιώντας τη μέθοδο του Fink.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE FNKAFM (AF, AH, AV, AW, BF, BH, BV, BW, DELTAF, DMG, DNG, LMG, LNG, CA, RHOA, RMUA, RSA, RMA, NWMG, NWNG, NS, MDYNCLN, MDELTAW, MTEWN, MTEHTN, MTEVTN, MTEFN, MLESN, MLGN, NLGN, THETA, PHI, FNKAFMTBL)

Πίνακας Π1.11: Παράμετροι Εισόδου FNKAFM

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
AW	Επιφάνεια πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	8878.0
BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας (ft)	154.3
AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου (ft <sup>2</sup> )	435.0
BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου (ft)	16.8
AH	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου (ft <sup>2</sup> )	726.0
BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου (ft)	71.0
AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	100.0
BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (ft)	10.0
FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας (deg)	10.0
NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας (ft <sup>2</sup> )	200.0
BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (ft)	20.0
FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας (deg)	10.0
NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
NNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	1
NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	2
DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης (ft)	3.3

RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης (ft)	13.7
NMG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης	2
NWVG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης	8
DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης (ft)	3.7
RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης (ft)	16.0

Πίνακας Π1.12: Παράμετροι Εξόδου FNKAFM

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
FNKAFMTBL(I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι M και αναφέρεται στις M συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας



## Π1.7 Υπορουτίνα AERONOISE

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας AERONOISE είναι να συγκεντρώσει όλες τις παραμέτρους εισόδου και εξόδου των υπορουτινών εκτίμησης ήχου έτσι ώστε να μπορέσει να γίνει η εκτίμηση των τονικά διορθωμένων επιπέδων αντιληπτού ήχου κάθε χρονική στιγμή αλλά και ο υπολογισμός του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος για τον κάθε παρατηρητή.

Ορισμός Υπορουτίνας AERONOISE(DATAINP,DATACONST,ATMT,GEOT,ABST,FREQ,SPECTRA,DATAOUT)

Πίνακας Π1.13: Παράμετροι Εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
DATAINP (I,J)	Παράμετροι εισόδου όλων των μεθόδων εκτίμησης ήχου για κάθε χρονική στιγμή πτήσης. Το I αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης και το J=1 έως 32 αφορά τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών όπως αυτές παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.15
DATACONST(I)	Παράμετροι εισόδου όλων των μεθόδων εκτίμησης ήχου οι οποίες παραμένουν σταθερές κατά την αποστολή πτήσης. I=1 έως 95 και αφορά τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών όπως αυτές παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.16
ATMT(I,J)	Παράμετροι στοιχείων της ατμόσφαιρας. Το J αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης και το I αναφέρεται στα στοιχεία της ατμόσφαιρας ανάλογα με το υψόμετρο πτήσης όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.6
GEOT(I,J,K)	Παράμετροι στοιχείων γεωμετρικής συσχέτισης αεροσκάφους παρατηρητή κάθε χρονική στιγμή όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.2
ABST(I,J)	Συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης για κάθε χρονική στιγμή πτήσης ανάλογα με το ύψος πτήσης. Το J αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης ενώ το I αναφέρεται στις 24 συχνότητες του 1/3 της οκτάβας

Πίνακας Π1.14: Παράμετροι εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPECTRA (I,J)	<p>Τα τελικά φάσματα ήχου όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.17.</p> <p>I=1,24 αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας</p> <p>J=1,6 αναφέρεται στις 5 συνιστώσες ήχου και στο συνολικό φάσμα</p>
DATAOUT(I)	<p>Τα τελικά αποτελέσματα για όλες τις μεθόδους εκτίμησης ήχου όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.18</p> <p>I=1,18 αναφέρεται στα 18 τελικά αποτελέσματα</p>

Πίνακας Π1.15: Αναλυτικά οι παράμετροι εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATAINP(1)	FLI (: ,1)	Χρονική στιγμή πτήσης
DATAINP(2)	FLI (: ,2)	Συντεταγμένη x
DATAINP(3)	FLI (: ,3)	Συντεταγμένη z
DATAINP(4)	FLI (: ,4)	Συντεταγμένη y
DATAINP(5)	FLI (: ,5)	Γωνία θ
DATAINP(6)	FLI (: ,6)	Γωνία φ
DATAINP(7)	FLI (: ,7)	Γωνία ψ
DATAINP(8)	RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους
DATAINP(9)	RMDOTAFAN	Αδιάστατη παροχή αέρα ανεμιστήρα
DATAINP(10)	RNAFAN	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα ανεμιστήρα
DATAINP(11)	TTFANIN	Ολική θερμοκρασία εισόδου του ανεμιστήρα
DATAINP(12)	TTFANOUT	Ολική θερμοκρασία εξόδου του ανεμιστήρα
DATAINP(13)	IDOOR	Παράμετρος για τις θύρες = 0 θύρες κλειστές = 1 θύρες ανοιχτές
DATAINP(14)	RMDOTACOM	Αδιάστατη παροχή μάζας αέρα στο θάλαμο καύσης
DATAINP(15)	PINA	Αδιάστατη ολική πίεση εισόδου Θ.Κ
DATAINP(16)	TINA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου Θ.Κ.
DATAINP(17)	TOUTA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου Θ.Κ.
DATAINP(18)	PLD	Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης
DATAINP(19)	P4	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης
DATAINP(20)	P7	Ολική πίεση εξόδου στροβίλου
DATAINP(21)	RMDOTATUR	Αδιάστατη παροχή αέρα στροβίλου
DATAINP(22)	RNATUR	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής στροβίλου
DATAINP(23)	FAR	Λόγος καυσίμου-αέρα
DATAINP(24)	TIT	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου στροβίλου
DATAINP(25)	P5	Ολική πίεση εισόδου στροβίλου
DATAINP(26)	TJA1	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης

		κυρίως ρεύματος
DATAINP(27)	P2	Ολική πίεση εξόδου ανεμιστήρα
DATAINP(28)	EPR	Λόγος πίεσης
DATAINP(29)	P14	Ολική πίεση ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(30)	T13	Ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(31)	BPR	Λόγος πίεσης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(32)	NSHK	Αριθμός κυμάτων κρούσης δέσμης

Πίνακας Π1.16: **Αναλυτικά οι σταθερές παράμετροι εισόδου AERONOISE**

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATACONST(1)	AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>
DATACONST(2)	NENG	Αριθμός κινητήρων
DATACONST(3)	AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα
DATACONST(4)	DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATACONST(5)	NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATACONST(6)	NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα
DATACONST(7)	RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα
DATACONST(8)	RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης
DATACONST(9)	CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.
DATACONST(10)	BL	Μήκος θαλάμου καύσης
DATACONST(11)	ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλιοειδούς τύπου
DATACONST(12)	DELTATDESA	Αδιάστατη μεταβολή θερμοκρασίας κατά μήκος του Θ.Κ. στο σημείο σχεδίασης
DATACONST(13)	NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου
DATACONST(14)	NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου
DATACONST(15)	ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου
DATACONST(16)	DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα

		στροβίλου
DATACONST(17)	NBTUR	Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου
DATACONST(18)	CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου
DATACONST(19)	CSS	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων
DATACONST(20)	NBLADE	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας
DATACONST(21)	TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου
DATACONST(22)	ATHP	Επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου
DATACONST(23)	D1	Διάμετρος ακροφυσίου κυρίως ρεύματος
DATACONST(24)	H1	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου κυρίως ρεύματος
DATACONST(25)	H2	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου ρεύματος παράκαμψης
DATACONST(26)	EJASP	Λόγος επι μήκους του αναμείκτη
DATACONST(27)	EJD	Ισοδύναμη εσωτερική διάμετρος στη έξοδο του αναμείκτη
DATACONST(28)	EJL	Μήκος αναμείκτη
DATACONST(29)	EJLIN	Μήκος χιτωνίου αναμείκτη
DATACONST(30)	FLIN	Κεντρική συχνότητα χιτωνίου σχεδίασης
DATACONST(31)	PEN	Λόγος διεύδυσης αγωγών αναμείκτη προς το πλήρες ύψος του ακροφυσίου
DATACONST(32)	PLUGD	Διάμετρος εξόδου αρχικού ακροφυσίου
DATACONST(33)	SPOKE	Αριθμός αγωγών στον αναμείκτη
DATACONST(34)	AMD	Αριθμός Mach σημείου σχεδίασης
DATACONST(35)	DL	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης διάτρητης διαμόρφωσης στο FPK
DATACONST(36)	FPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ευρυζωνικού ήχου
DATACONST(37)	HEX	Ύψος εκχυτή
DATACONST(38)	IEX	Παράμετρος για υπολογισμό στοιχείων της αναμεμειγμένης δέσμης = 0 εσωτερικός υπολογισμός = 1 δίνονται σαν στοιχεία εισόδου
DATACONST(39)	ISUPPR	Παράμετρος ακουστικής απορρόφησης = 0 χωρίς υπολογισμό ακουστικής απορρόφησης = 1 υπολογισμός ακουστικής απορρόφησης
DATACONST(40)	LBE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
DATACONST(41)	LBS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι

		την αρχή της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
DATACONST(42)	LPE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης
DATACONST(43)	LPS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης
DATACONST(44)	SUPPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ενιαίας διαμόρφωσης
DATACONST(45)	WEX	Πλάτος εκχυτή
DATACONST(46)	ICWING	Παράμετρος ήχου πτέρυγας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : Clean Wing = 2 : Super clean wing
DATACONST(47)	IVTAIL	Παράμετρος ήχου κάθετου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(48)	IHTAIL	Παράμετρος ήχου οριζόντιου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(49)	ILEDGE	Παράμετρος ήχου πρόσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(50)	ITEIN	Παράμετρος ήχου εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(51)	ITEOUT	Παράμετρος ήχου εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(52)	INGEAR	Παράμετρος ήχου εμπρόςθιου συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(53)	IMGEAR	Παράμετρος ήχου κυρίως συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(54)	AW	Επιφάνεια πτέρυγας
DATACONST(55)	BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας
DATACONST(56)	AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου
DATACONST(57)	BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου
DATACONST(58)	AHOR	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου

DATACONST(59)	BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου
DATACONST(60)	AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
DATACONST(61)	BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας
DATACONST(62)	FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(63)	NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(64)	AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
DATACONST(65)	BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας
DATACONST(66)	FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(67)	NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(68)	NNG	Αριθμός εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(69)	NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(70)	DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(71)	RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(72)	NMG	Αριθμός κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(73)	NWMG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(74)	DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(75)	RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(76)	IGV	= Παράμετρος για οδηγά πτερύγια εισόδου (IGV's) =0 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνα εισόδου =1 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνα εισόδου
DATACONST(77)	IDIS	= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο ανεμιστήρα =0 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο =1 : Με διαταραχή στην είσοδο
DATACONST(77+I)	ISOURCEFAN(I).	= Παράμετρος συνιστώσας ήχου ανεμιστήρα. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την

		<p>συνιστώσα I. Όπου I=1,8</p> <p>I=1 : Ήχος εισόδου ευρείας μπάντας</p> <p>I=2 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο</p> <p>I=3 : Τόνοι διαταραχής εισόδου</p> <p>I=4 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο <math>\frac{1}{8}</math> της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο <math>\frac{1}{4}</math> της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο <math>\frac{1}{2}</math> της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάντας</p> <p>I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο</p>
DATACONST(85+I)	ICOMPTURB(I).	<p>Παράμετρος υπολογισμού συνιστώσας ήχου στροβίλου. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,2</p> <p>I=1:Υπολογίζει φάσμα για ευρυζωνικό ήχο</p> <p>I=2: Υπολογίζει φάσμα για διακριτούς τόνους</p>
DATACONST(88)	ICAODIR	<p>= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης</p> <p>=0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP</p> <p>=1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO</p>
DATACONST(89)	IFANMETHOD	<p>= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ανεμιστήρα</p> <p>=0: HEIDMAN</p> <p>=1 : GASP</p> <p>=2 : SMALL ENGINE REVISION</p> <p>=3: HSRNOISE</p>
DATACONST(90)	ICAOSPEC	<p>= Παράμετρος ICAO για θάλαμο καύσης</p> <p>=0:Χρησιμοποιείται κανονική συνάρτηση φασματικής κατανομής</p> <p>=1:Χρησιμοποιείται συνάρτηση φασματικής κατανομής σύμφωνα με</p>



		ICAO αντικαθιστώντας τη φασματική συνάρτηση S
DATACONST(91)	ICOREMETHOD	Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης θαλάμου καύσης. I=0,1 I=0 : Matta I=1 : HSRNOISE
DATACONST(92)	ITURBMETHOD	Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης στροβίλου. I=1,2 I=0 : General Electric I=1 : Smith and Bushell I=3: HSNOISE
DATACONST(93)	ICAOVEL	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO
DATACONST(94)	JETMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ακροφυσίου =0 : SGLJET =1 : SAESHK =2: SGLJET + SAESHK =3: SINGLE STNJET =4: DOUBLE STNJET =5: CNLJET =6:JN8C4 (HSRNOISE) =7:STONE (HSRNOISE)
DATACONST(95)	IFREQW	Παράμετρος επιλογής καμπύλης βαρύτητας =0 : καμία =1 : A =2: B =3: C =4: D =5: E

Πίνακας Π1.17: Φάσματα εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPECTRA(I,1)	Φάσμα ήχου ανεμιστήρα
SPECTRA(I,2)	Φάσμα ήχου θαλάμου καύσης
SPECTRA(I,3)	Φάσμα ήχου στροβίλου
SPECTRA(I,4)	Φάσμα ήχου ακροφυσίου
SPECTRA(I,5)	Φάσμα ήχου ατράκτου
SPECTRA(I,6)	Ολικό φάσμα ήχου κινητήρα
Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας	

Πίνακας Π1.18: Αποτελέσματα εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATAOUT(1)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ανεμιστήρα
DATAOUT(7)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ανεμιστήρα
DATAOUT(13)	EPNL	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου ανεμιστήρα για την χρονική εξέλιξη του PNLT
DATAOUT(2)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης θαλάμου καύσης
DATAOUT(8)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου θαλάμου καύσης
DATAOUT(14)	EPNL	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου θαλάμου καύσης για την χρονική εξέλιξη του PNLT
DATAOUT(3)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης στροβίλου
DATAOUT(9)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου στροβίλου
DATAOUT(15)	EPNL	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου στροβίλου για την χρονική εξέλιξη του PNLT
DATAOUT(4)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ακροφυσίου
DATAOUT(10)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ακροφυσίου
DATAOUT(16)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου ακροφυσίου για την χρονική εξέλιξη του PNLT
DATAOUT(5)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ατράκτου

DATAOUT(11)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ατράκτου
DATAOUT(17)	EPNL	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου ατράκτου για την χρονική εξέλιξη του PNLT
DATAOUT(6)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης κινητήρα
DATAOUT(12)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου κινητήρα
DATAOUT(18)	EPNL	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου κινητήρα για την χρονική εξέλιξη του PNLT

# Π2

## Υπορουτίνες διάδοσης

## Επιδράσεων

### Π2.1 Υπορουτίνα GEO

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας GEO είναι η εύρεση της απόστασης πηγής-παρατηρητή κατά την διάρκεια της πτήσης, αλλά και η πολική, η αζιμουθιακή και η γωνία ανύψωσης του αεροσκάφους για κάθε χρονική στιγμή εκπομπής που ενδιαφέρει.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE GEO (SMD,Y,GEO)

#### Πίνακας Π2.1: Παράμετροι Εισόδου GEO

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
FLI (NVALUES,K)	Πίνακας με στοιχεία του αεροσκάφους για κάθε χρονική στιγμή της αποστολής πτήσης = 1 Χρονική στιγμή πτήσης = 2 Συντεταγμένη x = 3 Συντεταγμένη y = 4 Συντεταγμένη z = 5 Ψ Γωνία Euler = 6 Θ Γωνία Euler = 7 Φ Γωνία Euler
OBSERV(3,3)	Πίνακας με τις συντεταγμένες των 3 παρατηρητών κατά ICAO
H	Γεωδυναμικό ύψος
ASS	Μέση ταχύτητα του ήχου

Πίνακας Π2.2: Παράμετροι Εξόδου GEO

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
GEO(N,K,J(I))	N – Αριθμός παρατηρητών J(I) – Αριθμός χρονικών στιγμών λήψης που σχετίζονται με τον κάθε παρατηρητή K = 1 Χρονική στιγμή λήψης K = 2 Χρονική στιγμή εκπομπής K = 3 Απόσταση πηγής παρατηρητή K = 4 Πολική γωνία κατεύθυνσης K = 5 Αζιμουθιακή γωνία κατεύθυνσης K = 6 Γωνία ανύψωσης

## Π2.2 Υπορουτίνα GRA

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας GRA είναι ο υπολογισμός του συντελεστή επίδρασης του εδάφους

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE GRA (COH, C, RHO, SIGMA, NSUBB, NS, R1, H)

### Πίνακας Π2.3: Παράμετροι Εισόδου GRA

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Τιμή Αναφοράς
COH	Συντελεστής συνεκτικότητας	0.01
C	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος στον παρατηρητή	340.294
RHO	Πυκνότητα περιβάλλοντος στον παρατηρητή	1.255
SIGMA	Ειδική αντίσταση αδάφους	$2.5 \times 10^5$
NSUBB	Αριθμός υπό-μπαντών	5
NS	Τύπος επιφάνειας εδάφους = 1 ακουστικά σκληρή επιφάνεια = 2 μη- ακουστικά σκληρή επιφάνεια	2
R1	Απόσταση πηγής παρατηρητή	
H	Ύψος παρατηρητή	1.75

### Πίνακας Π2.4: Παράμετροι Εξόδου GRA

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
G(I,J)	Συντελεστής επιδράσεων εδάφους για κάθε συχνότητα και κάθε γωνία πρόσπτωσης.

### Π2.3 Υπορουτίνα ABS

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας ABS είναι η εύρεση του συντελεστή ατμοσφαιρικής απορρόφησης για κάθε χρονική στιγμή πτήσης και η μεταβολή αυτού στο φάσμα των συχνοτήτων.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE ABS (PRY,TRY,AHY,CR,ABS)

#### Πίνακας Π2.5: Παράμετροι Εισόδου ABS

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
PRY	Πίεση περιβάλλοντος στο ύψος πτήσης
TRY	Θερμοκρασία περιβάλλοντος στο ύψος πτήσης
AHY	Απόλυτη υγρασία στο ύψος πτήσης
CR	Ταχύτητα ήχου στο ύψος πτήσης

#### Πίνακας Π2.6: Παράμετροι Εξόδου ABS

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
ABST(J)	Συντελεστής απορρόφησης ανάλογα με το ύψος πτήσης για κάθε συχνότητα.

# Π3

## Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου

### Π3.1 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή

Πίνακας Π3.1: Συντελεστές  $A_{ij}$ 

Δείκτης ταχύτητας περιστροφής ακροπτερυγίου (i)	Δείκτης γωνίας κατεύθυνσης (j)		
	1	2	3
1	61.85	-183.92	143.42
2	21.667	705.25	-653.16
3	2.0071	-790.26	731.70
4	-6.2733	272.17	-242.45

Πίνακας Π3.2: Συντελεστές  $C_{ij}$  (n=1)

Δείκτης ταχύτητας περιστροφής ακροπτερυγίου (i)	Δείκτης γωνίας κατεύθυνσης (j)		
	1	2	3
1	125.00	-112.91	14.02
2	-245.82	688.66	-392.05
3	330.86	-883.86	534.18
4	-117.90	315.53	-187.56

Πίνακας Π3.3: Συντελεστές  $C_{ij}$  (n=2)

Δείκτης ταχύτητας περιστροφής ακροπτερυγίου (i)	Δείκτης γωνίας κατεύθυνσης (j)		
	1	2	3
1	92.291	-59.79	38.335
2	-127.82	601.89	-576.26
3	195.66	-821.53	751.96
4	-74.199	298.90	-258.03



Πίνακας Π3.4: Συντελεστές  $C_{ij}$  (n=3)

Δείκτης ταχύτητας περιστροφής ακροπτερυγίου (i)	Δείκτης γωνίας κατεύθυνσης (j)		
	1	2	3
1	135.93	-247.51	102.80
2	-185.54	856.79	-501.16
3	210.26	-942.98	597.45
4	-74.01	322.24	-208.53

Πίνακας Π3.5: Συντελεστές  $C_{ij}$  (n=4)

Δείκτης ταχύτητας περιστροφής ακροπτερυγίου (i)	Δείκτης γωνίας κατεύθυνσης (j)		
	1	2	3
1	232.20	-793.54	742.31
2	-571.51	2836.35	-2612.96
3	621.24	-3001.07	2627.40
4	-205.75	962.39	-797.31

Πίνακας Π3.6: Συντελεστές της εξίσωσης (2.12)

	$a_0$	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$
<b>Sideline</b>	4.26E+00	3.86E-04	-1.10E-07	-7.46E-02	2.30E-04	1.57E-05
<b>Approach</b>	1.99E+00	-5.60E-04	-6.65E-08	7.63E-02	-9.76E-04	-4.99E-06
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	7.34E+00	-5.35E-04	4.75E-08	-1.05E-01	1.50E-04	-7.25E-06
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	3.76E+00	1.28E-03	-1.44E-07	-1.08E-01	5.49E-04	1.67E-06

Πίνακας Π3.7: Συντελεστές της εξίσωσης (2.13) για την 1 αρμονική

	$c_0$	$c_1$	$c_2$
<b>Sideline</b>	-5.34E+00	1.52E-01	-6.06E-04
<b>Approach</b>	-1.40E+01	4.25E-01	-2.82E-03
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0

Πίνακας Π3.8: Συντελεστές της εξίσωσης (2.13) για την 2 αρμονική

	$c_0$	$c_1$	$c_2$
<b>Sideline</b>	-8.56E+00	3.48E-01	-3.36E-03
<b>Approach</b>	-3.90E+01	1.21E+00	-1.01E-02
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0

Πίνακας Π3.9: Συντελεστές της εξίσωσης (2.13) για την 3 αρμονική

	$c_0$	$c_1$	$c_2$
<b>Sideline</b>	6.17E+00	-1.26E-01	1.06E-05
<b>Approach</b>	-5.40E-01	-1.89E-01	0.0
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0

Πίνακας Π3.10: Συντελεστές της εξίσωσης (2.13) για την 4 αρμονική

	$c_0$	$c_1$	$c_2$
<b>Sideline</b>	6.09E+00	-1.31E-01	9.11E-04
<b>Approach</b>	1.61E+00	-8.57E-02	6.25E-04
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0
<b>Centerline (Doors Closed)</b>	0.0	0.0	0.0

### Π3.2 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης

Πίνακας Π3.11:Συνάρτηση κατεύθυνσης

$\theta$	DI( $\theta$ )	$\theta$	DI( $\theta$ )
0.0	-60.0	95.0	-42.9
10.0	-58.3	100.0	-42.0
20.0	-56.5	105.0	-41.2
30.0	-54.8	110.0	-40.4
40.0	-53.0	115.0	-39.8
50.0	-51.1	120.0	-39.2
60.0	-49.3	130.0	-40.9
70.0	-47.5	135.0	-42.6
80.0	-45.7	140.0	-44.3
90.0	-43.8	150.0	-48.0
		180	-59.0

Πίνακας Π3.12:Φασματική συνάρτηση

$\eta$	SI( $\eta$ )
$\eta < -7$	$SI(\eta) = -24.7 + 2.5(\eta + 7)$
-7	-24.7
-6	-22.3
-5	-19.5
-4	-16.8
-3	-14.1
-2	-11.4
-1	-8.8
0	-6.8
1	-8.1
2	-9.9
3	-11.5
4	-13.3
5	-15.0
6	-16.8
7	-18.6
8	-20.5
9	-22.4
10	-24.3
11	-26.3
$\eta > 11$	$SI(\eta) = -26.3 - 2.0(\eta - 11)$

### Π3.3 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου

Πίνακας Π3.13:Ατμοσφαιρική απορρόφηση τυπικής ημέρας

Κεντρική συχνότητα 1/3 της οκτάβας	$F_{\text{abs}}(f)$ dB
50	0.02
63	0.02
80	0.02
100	0.02
125	0.03
160	0.03
200	0.05
250	0.06
315	0.08
400	0.09
500	0.11
630	0.14
800	0.18
1000	0.23
1250	0.29
1600	0.36
2000	0.45
2500	0.60
3150	0.81
4000	1.14
5000	1.37
6300	1.91
8000	2.78
10000	4.11

Πίνακας Π3.14:Συνάστηση κατεύθυνσης για ευρυζωνικό ήχο και διακριτό τόνο

$\theta$	$DI_{\text{bb}}(\theta)$ , dB	$DI_{\text{tone}}(\theta)$ , dB
0	-37.0	-56.0
40	-21.0	-27.5
60	-12.9	-18.0
80	-7.0	-10.0
100	-1.3	-2.4
110	0.0	0.0
120	-1.3	-2.2
140	-8.8	-14.0
160	-19.0	-26.0
180	-31.5	-40.0

## Π3.4 Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου Δέσμης

### Π3.4.1 Μέθοδος JN8C4

Πίνακας Π3.15: Τιμές παραμέτρων  $\sigma_m$  και  $J_1(\sigma_m)$

m	$\sigma_m$	$J_1(\sigma_m)$
1	2.404826	0.519147
2	5.5200780	-0.34027
3	8.6537280	0.271452
4	11.7915340	-0.23246
5	14.9309180	0.206546
6	18.0710640	-0.18773
7	21.2116370	0.173266
8	24.3524720	-0.1617
9	27.4934790	0.152181
10	30.6346060	-0.14417
11	33.7758200	0.137297
12	36.9171000	-0.13133
13	40.0584260	0.126069
14	43.1997920	-0.1214
15	46.3411880	0.117211
16	49.4826130	-0.11343
17	52.6240540	0.109991
18	55.7655140	-0.10685
19	58.9069860	0.10396
20	62.0484700	-0.10129
21	65.1899640	0.098823
22	68.3314740	-0.09652
23	71.4729840	0.094379
24	74.6145100	-0.09237
25	77.7560270	0.090485
26	80.8975600	-0.08871
27	84.0390930	0.087037
28	87.1806340	-0.08545
29	90.3221740	0.083955
30	93.4637220	-0.08253
31	96.6052700	0.081179
32	99.7468190	-0.07989
33	102.8883740	0.078661
34	106.0299380	-0.07749
35	109.1714940	0.076364

### Π3.4.2 Μέθοδος Stone

Πίνακας Π3.16: Συνάρτηση κατεύθυνσης δέσμης πυρήνα

$\theta'_{IM}$	$F_{2,IM}$
0	19.4
10	18.6
20	17.8
30	17.0
40	16.2
50	15.4
60	14.6
70	12.9
80	11.1
90	9.4
100	7.9

$\theta'_{IM}$	$F_{2,IM}$
110	6.1
120	5.4
130	5.6
140	10.2
150	14.3
160	19.0
170	23.2
180	27.7
190	31.0
200	34.4
250	50.6

Πίνακας Π3.17: Μέγιστος αριθμός Strouhal δέσμης πυρήνα

$\theta'_{IM}$	$\text{Log}_{10}(St_{pk,IM})$
0	0.6
10	0.6
20	0.6
30	0.6
40	0.6
50	0.6
60	0.6
70	0.6
80	0.5
90	0.5
100	0.5

$\theta'_{IM}$	$\text{Log}_{10}(St_{pk,IM})$
110	0.5
120	0.5
130	0.5
140	0.5
150	0.5
160	0.5
170	0.5
180	0.5
190	0.5
200	0.5
250	0.5

Πίνακας Π3.18:Θέση πηγής ήχου για δέσμη πυρήνα

St	x <sub>d</sub>
0.007147	40.0
0.011104	35.0
0.017610	30.0
0.021333	28.0
0.025976	26.0
0.031817	24.0
0.039245	22.0
0.048810	20.0
0.061320	18.0
0.077999	16.0
0.088468	15.0
0.100790	14.0
0.115416	13.0
0.132952	12.0
0.154224	11.0
0.180389	10.0
0.213125	9.0
0.254950	8.0
0.309823	7.0
0.344058	6.5
0.384350	6.0
0.432363	5.5
0.490427	5.0
0.561909	4.5
0.651856	4.0

St	x <sub>d</sub>
0.768205	3.5
0.924181	3.0
1.002430	2.8
1.092880	2.6
1.198580	2.4
1.323700	2.2
1.474060	2.0
1.658080	1.8
1.888390	1.6
2.026690	1.5
2.184830	1.4
2.367380	1.3
2.580460	1.2
2.832390	1.1
3.134820	1.0
3.504580	0.9
3.966940	0.8
4.561570	0.7
5.354600	0.6
6.465100	0.5
8.131150	0.4
10.90.300	0.3
16.463200	0.2
33.129299	0.1

Πίνακας Π3.19: Φασματική συνάρτηση δέσμης πυρήνα

Log <sub>10</sub> (St <sub>IM</sub> )	Γωνία κατεύθυνσης θ <sub>IM</sub> σε μοίρες											
	0.0	70.0	80.0	90.0	100.0	110.0	120.0	130.0	140.0	150.0	160.0	250.0
-3.6	99.0	99.0	91.9	97.1	95.7	77.7	66.0	57.8	57.1	56.8	54.9	54.9
-2.3	43.7	43.7	45.1	47.7	47.0	38.7	34.2	30.2	32.4	32.7	31.5	31.5
-2.2	39.6	39.6	41.5	43.9	43.3	35.7	31.8	28.2	30.5	30.8	29.7	29.7
-2.1	36.2	36.2	38.1	40.3	39.7	32.8	29.4	26.3	28.6	29.0	28.0	28.0
-2.0	32.9	32.9	34.8	36.8	36.2	30.0	27.0	24.4	26.8	27.3	26.3	26.3
-1.9	29.7	29.7	31.6	33.5	32.9	27.3	24.8	22.5	25.1	25.6	24.6	24.6
-1.8	26.7	26.7	28.6	30.4	29.8	24.7	22.6	20.7	23.4	23.9	23.0	23.0
-1.7	23.9	23.9	25.8	27.4	26.8	22.3	20.5	19.0	21.7	22.3	21.5	21.5
-1.6	21.2	21.2	23.1	24.6	23.9	20.0	18.5	17.3	20.1	20.8	20.0	20.0
-1.5	18.6	18.6	20.5	21.9	21.2	17.8	16.6	16.6	18.6	19.2	18.5	18.5
-1.4	16.2	16.2	18.1	19.4	18.7	15.7	14.7	14.0	17.0	17.7	17.0	17.0
-1.3	14.0	14.0	15.9	16.9	16.3	13.7	13.0	12.5	15.5	16.1	15.5	15.5
-1.2	11.9	11.9	13.8	14.7	14.0	11.8	11.3	10.9	13.9	14.6	14.0	14.0
-1.1	9.9	9.9	11.8	12.6	11.9	10.0	9.6	9.4	12.4	13.0	12.5	12.5
-1.0	8.1	8.1	9.9	10.6	10.1	8.5	8.2	8.1	11.0	11.6	11.1	11.1
-0.9	6.6	6.6	8.1	8.8	8.4	7.1	7.0	6.9	9.7	10.3	9.9	9.9
-0.8	5.6	5.6	6.5	7.2	7.0	6.0	6.0	6.0	8.5	9.2	8.8	8.8
-0.7	4.8	4.8	5.3	5.9	5.9	5.2	5.2	5.2	7.5	8.1	7.8	7.8
-0.6	4.0	4.0	4.4	4.9	4.9	4.5	4.5	4.6	6.8	7.1	6.8	6.8
-0.5	3.4	3.4	3.8	4.1	4.1	3.9	4.0	4.1	6.2	6.0	5.8	5.8
-0.4	3.0	3.0	3.2	3.4	3.4	3.3	3.4	3.6	5.3	5.0	4.8	4.8





Πίνακας Π3.20: Τιμές συντελεστή  $C_{bulk}$ 

$\text{Log}_{10}(f/f_{pk})$	$\theta$ σε μοίρες								
	0	90	100	110	120	130	140	150	180
-3.6	1.00000	1.00000	0.89100	0.74100	0.64600	0.60300	0.57500	0.49000	0.490000
0.0	1.00000	1.00000	0.89100	0.74100	0.64600	0.60300	0.57500	0.49000	0.49000
0.1	0.79400	0.79400	0.70800	0.58900	0.51300	0.47900	0.45700	0.38900	0.38900
0.2	0.63100	0.63100	0.56200	0.46800	0.40700	0.38000	0.36300	0.30900	0.30900
0.3	0.50100	0.50100	0.44700	0.37200	0.32400	0.30200	0.28800	0.24500	0.24500
0.4	0.39800	0.39800	0.35500	0.29500	0.25700	0.24000	0.22900	0.19500	0.19500
0.5	0.31600	0.31600	0.28200	0.23400	0.20400	0.19100	0.18200	0.15500	0.15500
0.6	0.25100	0.25100	0.22400	0.18600	0.16200	0.15100	0.14500	0.12300	0.12300
0.7	0.20000	0.20000	0.17800	0.14800	0.12900	0.12000	0.11500	0.09770	0.09770
0.8	0.15800	0.15800	0.14100	0.11700	0.10230	0.09550	0.09120	0.07760	0.07760
0.9	0.12600	0.12600	0.11200	0.09330	0.08130	0.07590	0.07240	0.06170	0.06170
1.0	0.10000	0.10000	0.08910	0.07410	0.06460	0.06030	0.05750	0.04900	0.04900
1.1	0.07940	0.07940	0.07080	0.05890	0.05130	0.04790	0.04570	0.03980	0.03980
1.2	0.06310	0.06310	0.05620	0.04680	0.04070	0.03800	0.03630	0.03090	0.03090
1.3	0.05010	0.05010	0.04470	0.03720	0.03240	0.03020	0.02880	0.02450	0.02450
1.4	0.03980	0.03980	0.03550	0.02950	0.02570	0.02400	0.02290	0.01950	0.01950
1.5	0.03160	0.03160	0.02820	0.02340	0.02040	0.01910	0.01820	0.01550	0.01550
1.6	0.02510	0.02510	0.02240	0.01860	0.01620	0.01510	0.01450	0.01230	0.01230
1.7	0.02000	0.02000	0.01780	0.01480	0.01290	0.01200	0.01150	0.00977	0.00977
1.8	0.01580	0.01580	0.01410	0.01170	0.01023	0.00955	0.00912	0.00776	0.00776
3.6	0.00025	0.00025	0.00022	0.00019	0.00016	0.00015	0.00014	0.00012	0.00012

Πίνακας Π3.21: Συνάρτηση κατεύθυνσης ήχου κυμάτων κρούσης δέσμης πυρήνα

$\theta$	$F_{3,IS}(\theta)$	$F_{3,IS}(\theta)$
	$(M_{pri} > 1.1M_d)$	$(M_{pri} \leq 1.1M_d)$
0	23.7	30.8
10	21.6	27.2
20	19.6	24.8
30	17.7	21.8
40	15.9	18.8
50	14.2	15.8
60	12.6	14.2
70	11.1	12.7
80	9.6	10.0
90	8.1	8.1
100	8.5	6.1
110	8.9	5.6
120	9.6	6.6
130	11.0	7.6
140	13.0	9.1
150	15.5	10.6
160	19.5	12.1
170	26.5	13.6
180	34.5	15.6

Πίνακας Π3.22: Μέγιστος αριθμός Strouhal ήχου κυμάτων κρούσης δέσμης πυρήνα

$\theta$	$\text{Log}_{10}(St_{pk,IS})$	$\text{Log}_{10}(St_{pk,IS})$
	$(M_{pri} > 1.1M_d)$	$(M_{pri} \leq 1.1M_d)$
0	0.0	-0.3
10	0.0	-0.3
20	0.0	-0.3
30	0.0	-0.2
40	0.0	-0.2
50	0.0	-0.2
60	0.0	-0.2
70	0.0	-0.1
80	0.0	-0.1
90	0.1	0.0
100	0.1	0.0
110	0.1	0.1
120	0.2	0.2
130	0.3	0.3
140	0.4	0.3
150	0.5	0.3
160	0.6	0.3
170	0.7	0.3
180	0.8	0.3

Πίνακας Π3.23: Φασματική συνάρτηση ήχου κυμάτων κρούσης δέσμης πυρήνα

$\text{Log}_{10}(\text{St}'_{\text{IS}})$	$S_{\text{IS}}$
-3.6	176.0
-1.0	1.0
0.1	0.5
3.6	35.5

Πίνακας Π3.24: Συνάρτηση κατεύθυνσης προ-αναμεμειγμένης δέσμης

$\theta'_{\text{IM}}$	$F_{2,\text{PM}}$
0	8.7
10	8.7
20	8.7
30	8.7
40	8.7
50	8.7
60	8.7
70	8.7
80	8.7
90	8.7
100	7.7

$\theta'_{\text{IM}}$	$F_{2,\text{PM}}$
110	7.2
120	6.7
130	9.6
140	11.5
150	15.7
160	18.4
170	19.4
180	20.4
190	21.4
200	22.4
250	27.4

Πίνακας Π3.25: Μέγιστος αριθμός Strouhal προ-αναμεμειγμένης δέσμης

$\theta'_{\text{IM}}$	$\text{Log}_{10}(\text{St}_{\text{pk,PM}})$
0	0.1
10	0.1
20	0.1
30	0.1
40	0.1
50	0.1
60	0.1
70	0.1
80	0.1
90	0.1
100	0.1

$\theta'_{\text{IM}}$	$\text{Log}_{10}(\text{St}_{\text{pk,PM}})$
110	0.1
120	0.0
130	-0.1
140	-0.2
150	-0.3
160	-0.4
170	-0.5
180	-0.5
190	-0.6
200	-0.6
250	-0.7

Πίνακας Π3.26: Φασματική συνάρτηση προ-αναμεμειγμένης δέσμης

$\text{Log}_{10}(\text{St}_{\text{PM}})$	$S_{\text{PM}}$
-3.6	163.0
-0.9	22.5
-0.8	18.0
-0.7	14.0
-0.6	10.5
-0.5	7.5
-0.4	5.0
-0.3	3.0
-0.2	1.5
-0.1	0.5
0.0	0.0
0.1	0.4
0.2	1.0
0.3	2.5
3.6	52.0

Πίνακας Π3.27: Συνάρτηση κατεύθυνσης ήχου κυμάτων κρούσης προ-αναμεμειγμένης δέσμης

$\theta$	$F_{2,\text{PS}}$
0	8.7
10	7.2
20	6.7
30	6.2
40	5.7
50	5.2
60	6.0
70	6.6
80	7.1
90	7.7

$\theta$	$F_{2,\text{PS}}$
100	9.2
110	10.7
120	12.2
130	13.7
140	14.2
150	14.7
160	15.2
170	15.7
180	16.2

Πίνακας Π3.28: Φασματική συνάρτηση ήχου κυμάτων κρούσης προ-αναμεμειγμένης δέσμης

$\text{Log}_{10}(\text{St}'_{\text{PS}})$	$S_{\text{PS}}$
-3.6	138.5
-0.2	5.9
-0.1	2.0
0.0	0.0
1.0	1.0
3.6	36.0

Πίνακας Π3.29: Συνάρτηση κατεύθυνσης αναμεμειγμένης δέσμης

$\theta$	$F_{2,MM}$
0	10.9
10	10.5
20	10.1
30	9.7
40	9.3
50	8.9
60	8.5
70	8.1
80	7.9
90	7.7
100	4.9

$\theta$	$F_{2,MM}$
110	4.4
120	3.2
130	2.0
140	3.2
150	3.9
160	10.9
170	17.9
180	24.9
190	31.9
200	38.9
250	73.9

Πίνακας Π3.30: Μέγιστος αριθμός Strouhal αναμεμειγμένης δέσμης

$\theta$	$\text{Log}_{10}(\text{St}_{pk,MM})$
0	0.3
10	0.3
20	0.3
30	0.3
40	0.3
50	0.3
60	0.3
70	0.3
80	0.4
90	0.4
100	0.4

$\theta$	$\text{Log}_{10}(\text{St}_{pk,MM})$
110	0.5
120	0.5
130	0.5
140	0.5
150	0.6
160	0.6
170	0.7
180	0.7
190	0.8
200	0.8
250	1.0

Πίνακας Π3.31: Φασματική συνάρτηση αναμεμιγμένης δέσμης

Log( $St'_{MM}$ )	Γωνία κατεύθυνσης $\theta$ , σε μοίρες			
	0	120	130	250
-3.6	157.8	157.8	157.8	157.8
-1.0	25.2	25.2	25.2	25.2
-0.9	20.8	20.8	20.8	20.8
-0.8	16.8	16.8	16.8	16.8
-0.7	13.2	13.2	13.2	13.2
-0.6	10.0	10.0	10.0	10.0
-0.5	7.2	7.2	7.2	7.2
-0.4	4.8	4.8	4.8	4.8
-0.3	3.0	3.0	3.0	3.0
-0.2	1.6	1.6	1.6	1.6
-0.1	0.6	0.6	0.6	0.6
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.1	0.8	0.8	0.9	0.9
0.2	2.4	2.4	2.7	2.7
0.3	4.4	4.4	5.0	5.0
0.4	6.8	6.8	7.8	7.8
0.5	9.6	9.6	11.4	11.4
0.6	12.8	12.8	14.6	14.6
0.7	16.4	16.4	18.6	18.6
0.8	20.4	20.4	23.0	23.0
0.9	24.8	24.8	27.4	27.4
3.6	143.6	143.6	146.2	146.2

### Π3.5 Δεδομένα Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ατράκτου του Αεροσκάφους

Πίνακας Π3.32:Συνατήσεις διόρθωσης ήχου ατράκτου αεροσκάφους

		Γωνία εκπομπής, σε μοίρες																
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170
<b>f</b>	<b>A(θ)</b>	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.0	0.7	0.5	0.3	0.0	-0.2	-0.5	-0.8	-1.0
(hz)	<b>B(f)</b>																	
50	-12.0	-16.8	-16.8	-16.8	-16.8	-16.8	-16.8	-16.8	-16.8	-12.0	-8.4	-6.0	-3.6	0.0	2.4	6.0	9.6	12.0
63	-11.0	-15.4	-15.4	-15.4	-15.4	-15.4	-15.4	-15.4	-15.4	-11.0	-7.7	-5.5	-3.3	0.0	2.2	5.5	8.8	11.0
80	-10.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-10.0	-7.0	-5.0	-3.0	0.0	2.0	5.0	8.0	10.0
100	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
125	-8.0	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-8.0	-5.6	-4.0	-2.4	0.0	1.6	4.0	6.4	8.0
160	-8.0	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-8.0	-5.6	-4.0	-2.4	0.0	1.6	4.0	6.4	8.0
200	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
250	-9.5	-13.3	-13.3	-13.3	-13.3	-13.3	-13.3	-13.3	-13.3	-9.5	-6.7	-4.8	-2.9	0.0	1.9	4.8	7.6	9.5
315	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
400	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
500	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
630	-10.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-10.0	-7.0	-5.0	-3.0	0.0	2.0	5.0	8.0	10.0
800	-10.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-10.0	-7.0	-5.0	-3.0	0.0	2.0	5.0	8.0	10.0
1000	-10.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-14.0	-10.0	-7.0	-5.0	-3.0	0.0	2.0	5.0	8.0	10.0
1250	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
1600	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0



Συνέχεια πίνακα Π3.32

		Γωνία εκπομπής, σε μοίρες																
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170
<b>f</b>	<b>A(θ)</b>	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.0	0.7	0.5	0.3	0.0	-0.2	-0.5	-0.8	-1.0
<b>(hz)</b>	<b>B(f)</b>																	
2000	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
2500	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
3150	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
4000	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
5000	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
6300	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
8000	-9.0	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-9.0	-6.3	-4.5	-2.7	0.0	1.8	4.5	7.2	9.0
10K	-8.0	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-11.2	-8.0	-5.6	-4.0	-2.4	0.0	1.6	4.0	6.4	8.0

# Π4

## Δεδομένα Επιδράσεων Διάδοσης

### Π4.1 Ιδιότητες Ατμόσφαιρας

Πίνακας Π4.1: Σταθερές της ατμόσφαιρας

Σταθερά	Τιμή (SI)
$g_r$	9.80665
$M$	28.9644
$\bar{M}$	8314.32
$\gamma$	1.40
$p_r$	$1.01325 \times 10^5$
$\rho_r$	1.225
$T_r$	288.15
$c_r$	340.294
$\mu_r$	$1.7894 \times 10^{-5}$
$k_r$	$6.0530 \times 10^{-6}$
$\bar{R}T_r/Mg_r$	$8.3435156 \times 10^3$

Πίνακας Π4.2: Συντελεστές υπολογισμού της θερμοκρασίας

Γεωδυναμικό ύψος $H$ (km)	Θερμοκρασία $T_b$	Κλίση $\beta$
-2.0	301.15	-6.5
0.0	288.15	-6.5
11.0	216.65	0.0
20.0	216.15	1.0
32.0	228.65	2.8
47.0	270.65	0.0
51.0	270.65	-2.8
71.0	214.65	-2.0
80.0	196.65	

# Π5

## Δεδομένα Εισόδου AERONOISE

### Π5.1 Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία

Πίνακας Π5.1: Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία κινητήρα και αεροσκάφους

Σύμβολο	Επεξήγηση	Τιμή
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	1.6841
NENG	Αριθμός κινητήρων	2
AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα	1
DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα	1.19392
NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα	24
NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα	48
RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα	2.4393
RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης	1.30201
CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.	0.02599
BL	Μήκος θαλάμου καύσης	0.2286
ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλιοειδούς τύπου	2
NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου	330
NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου	4
ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου	0.0815456
DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στροβίλου	0.78828
NBTUR	Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου	117
CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου	0.02019
TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου	10.0
AW	Επιφάνεια πτέρυγας	105.4
BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας	28.88
AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου	5.22
BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου	1.66
AHOR	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου	31.4
BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου	12.7

AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας	5.8
BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας	2.28
FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας	10.0
NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας	11.6
BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας	4.56
FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας	10.0
NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1
NNG	Αριθμός εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	1
NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	2
DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	0.684
RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	14.2757
NMG	Αριθμός κυρίως συστήματος προσγείωσης	2
NWNG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης	4
DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης	1.6277
RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης	14.2768