



**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ  
ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**Ανάπτυξη Λογισμικού Εκτίμησης Ηχητικής  
Εκπομπής Αεροπορικών Κινητήρων**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ  
Χατζηγεωργίου Μιχάλης**

**Επίβλεψη:  
Καθηγητής Κ. Μαθιουδάκης**

**ΑΘΗΝΑ  
Οκτώβριος 2008**



## ΠΡΟΛΟΓΟΣ

*Η παρούσα Διπλωματική Εργασία εκπονείται για τη συμπλήρωση των απαιτήσεων του Διπλώματος της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π (Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο).*

*Σ' αυτές τις λίγες γραμμές νιώθω την ανάγκη να ευχαριστήσω κάποιους ανθρώπους που συνέβαλαν ουσιαστικά για να γίνουν τα πέντε ακαδημαϊκά χρόνια φοίτησης στο αρχαιότερο Τεχνολογικό Ίδρυμα της χώρας, δημιουργικά και ευχάριστα..*

*Ευχαριστίες στους γονείς μου Ανδρέα και Αναστασία Χατζηγεωργίου, καθώς και στα αδέρφια μου Μαρία και Παντελή, τους τακτικούς αποδέκτες της δυσφορίας των δύσκολων στιγμών, για τη στήριξή τους σε όλα τα προηγούμενα και σε πολλά επόμενα χρόνια.*

*Ευχαριστίες σε όλους τους ακαδημαϊκούς δασκάλους για την επιστημονική τους στήριξη με τη μετάδοση της γνώσης και εμπειρίας. Ιδιαίτερες ευχαριστίες στον Καθηγητή Ε.Μ.Π. κ. Κ. Μαθιουδάκη, επιβλέποντα καθηγητή κατά την εκπόνηση της παρούσας εργασίας, για την εμπιστοσύνη που μου έδειξε παραχωρώντας μου μια τόσο σημαντική διπλωματική εργασία.*

*Ένα ξεχωριστό ευχαριστώ στο Επιστημονικό Συνεργάτη του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών κ. Ν. Αρετάκη, για την αμέριστη συμπαράσταση και βοήθειά του καθ' όλη τη διάρκεια της εργασίας αυτής.*



**ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ**

<b>1</b>	<b>ΕΙΣΑΓΩΓΗ .....</b>	<b>1.1</b>
1.1	Το πρόβλημα του Ήχου.....	1.1
1.2	Μέθοδοι μείωσης ηχητικών εκπομπών.....	1.2
	Η Επικρατούσα Τεχνολογία Μείωσης Ήχου .....	1.3
1.3	Μέθοδοι Εκτίμησης Ηχητικών Εκπομπών. ....	1.6
	ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) .....	1.7
	ANOPP II .....	1.8
1.4	Η Παρούσα Διπλωματική Εργασία.....	1.10
	Βασικοί Άξονες Διπλωματικής Εργασίας.....	1.10
	Δομή της Διπλωματικής Εργασίας.....	1.11
<b>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	Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου .....	2.13
2.3.1	Μέθοδος Εκτίμησης General Electric.....	2.13
	Ευρυζωνικός Ήχος Στροβίλου .....	2.17
	Διακριτοί Τόνοι Στροβίλου .....	2.17
2.3.2	Μέθοδος Εκτίμησης Smith and Bushell .....	2.19
2.4	Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Ακροφυσίου.....	2.23
2.4.1	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης.....	2.23
2.4.2	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Κυμάτων Κρούσης .....	2.30
2.4.3	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης.....	2.34
	Ήχος Ανάμειξης Δέσμης.....	2.36
	Ήχος Δέσμης Κυμάτων Κρούσης.....	2.40
2.4.4	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ακροφυσίου Διπλού Ρεύματος.....	2.43

2.5	Υπολογισμός Αποτελεσματικού Ήχου από Μετρήσεις .....	2.50
2.5.1	Υπολογισμός του Ολικού Επιπέδου Ακουστικής Πίεσης.....	2.55
3	Ανάπτυξη Γραφικού Περιβάλλοντος Επικοινωνίας.....	3.1
4	Έλεγχος Αποτελεσμάτων Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου.....	4.1
4.1	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα κατά Heidman .....	4.2
4.2	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα – Small Engines Revision.....	4.7
4.3	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης .....	4.10
4.4	Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης.....	4.14
4.5	Αξιολόγηση Αποτελεσμάτων Ελέγχου. ....	4.17
5	Εφαρμογή στον Κινητήρα CFM56-3.....	5.1
5.1	Αποτελέσματα για το Σημείο Σχεδίασης του CFM56-3 (Design point). ....	5.5
5.2	Αποτελέσματα για μια γραμμή λειτουργίας του κινητήρα CFM56-3 .....	5.10
6	Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα - Προτάσεις .....	6.1
7	Βιβλιογραφία.....	7.1
8	ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ .....	8.1
Π1	Υπορουτίνες Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου .....	8.2
Π1.1	Υπορουτίνα HDNFAN.....	8.2
Π1.2	Υπορουτίνα GECOR .....	8.5
Π1.3	Υπορουτίνα GETUR.....	8.7
Π1.4	Υπορουτίνα SMBTUR.....	8.9
Π1.5	Υπορουτίνα SGLJET .....	8.11
Π1.6	Υπορουτίνα SAESHK.....	8.13

<b>Π1.7</b>	<b>Υπορουτίνα STNJET .....</b>	<b>8.15</b>
<b>Π1.8</b>	<b>Υπορουτίνα CNLJET .....</b>	<b>8.17</b>
<b>Π1.9</b>	<b>Συναρτήσεις Υπολογισμού Αντιληπτού Ήχου .....</b>	<b>8.19</b>
Π1.9.1	Συνάρτηση OASPL .....	8.19
Π1.9.2	Συνάρτηση PNLΤ .....	8.20
Π1.9.3	Συνάρτηση EPNL .....	8.21
Π1.9.4	Συνάρτηση EPNLSTD .....	8.22
<b>Π1.10</b>	<b>Υπορουτίνα AERONOISE .....</b>	<b>8.23</b>
<b>Π2</b>	<b>Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου .....</b>	<b>8.30</b>
<b>Π2.1</b>	<b>Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή.....</b>	<b>8.30</b>
<b>Π2.2</b>	<b>Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης.....</b>	<b>8.39</b>
<b>Π2.3</b>	<b>Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου.....</b>	<b>8.41</b>
Π2.3.1	General Electric .....	8.41
Π2.3.2	Smith and Bushell.....	8.43
<b>Π2.4</b>	<b>Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου Ακροφυσίου.....</b>	<b>8.44</b>
Π2.4.1	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης .....	8.44
Π2.4.2	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Κυμάτων Κρούσης..	8.77
Π2.4.3	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης .....	8.80
Π2.4.4	Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ακροφυσίου Διπλού Ρεύματος	8.84
<b>Π3</b>	<b>Υπολογισμός Μεγεθών για Πλήρως Ανεπτυγμένη Δέσμη.....</b>	<b>8.100</b>
<b>Π4</b>	<b>Συχνότητες στο 1/3 της Οκτάβας και Καμπύλες Βαρύτητας Συχνότητας.....</b>	<b>8.102</b>





# 1

## ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία μελετά την εκτίμηση εκπεμπόμενου ήχου από αεροπορικούς κινητήρες με ή χωρίς λόγο παράκαμψης. Σκοπός είναι η ανάπτυξη λογισμικού εκτίμησης του εκπεμπόμενου ήχου με χρήση μεθόδων που έχουν παρουσιαστεί στην ανοιχτή βιβλιογραφία.

### 1.1 Το πρόβλημα του Ήχου.

Ο θόρυβος αεροσκαφών είναι ένα σημαντικό υποπροϊόν του παγκόσμιου εναέριου συστήματος μεταφορών. Λόγω του αυξανόμενου δημόσιου ενδιαφέροντος και της ευαισθησίας στο θόρυβο, η τεχνολογία μείωσης θορύβου γίνεται όλο και περισσότερο σημαντική στη ραγδαία ανάπτυξη του εναέριου συστήματος μεταφορών. Αν η τεχνολογία μείωσης θορύβου δε συμβαδίζει με τις δημόσιες απαιτήσεις, οι περιορισμοί θορύβου στα διεθνή, εθνικά ή/και τα τοπικά επίπεδα μπορούν αδικαιολόγητα να περιορίσουν την αύξηση και ικανότητα του συστήματος να εξυπηρετήσουν το κοινό.

Πράγματι ο ήχος έχει γίνει σημαντικός απαγορευτικός παράγοντας για την ανάπτυξη των αεροπορικών δρομολογίων : πάνω από 60% όλων των αεροδρομίων θεωρούν το πρόβλημα του ήχου ως κύριο πρόβλημα ανάπτυξης τους. Νέοι διάδρομοι προσγείωσης και αεροδρόμια δε μπορούν να κατασκευαστούν λόγω ανησυχιών των κατοίκων που πιστεύουν ότι αύξηση στην αεροπορική κίνηση θα επιφέρει αύξηση και της ηχητικής όχλησης.

Σε ανταπόκριση των ανησυχιών των πολιτών τα αεροδρόμια υιοθέτησαν περιορισμούς οι οποίοι είναι σημαντικά πιο αυστηροί από αυτούς που προβλέπονται από διεθνείς κανονισμούς. Το σύστημα Quota

Count που εφαρμόζεται στο αεροδρόμιο του Heathrow (Λονδίνο) απαγορεύει τα δρομολόγια αεροσκαφών κατά την διάρκεια των βραδινών ωρών βάση ενός συστήματος ελέγχου. Τα αεροσκάφη κατηγοριοποιούνται σύμφωνα με τις τιμές του παραγόμενου από αυτά ήχου και μόνο τα πιο αθόρυβα επιτρέπεται να εκτελούν δρομολόγια κατά τις βραδινές ώρες. Αποτέλεσμα αυτού είναι ότι οι αεροπορικές εταιρείες, συγκεκριμένα αυτές που προτιμούν να πετούν βράδυ, αντιμετωπίζουν εξαναγκασμό στον προγραμματισμό των δρομολογίων τους και την ανάγκη για νέο πιο αθόρυβο εξοπλισμό. Η Airbus και η Boeing χρησιμοποιούν το σύστημα Quota Count του Λονδίνου ως σημείο αναφοράς για τα επίπεδα θορύβου στο σχεδιασμό των αεροσκαφών τους. Ωστόσο τροποποιήσεις μπορούν να πραγματοποιηθούν στα υπάρχοντα αεροσκάφη για να φτάσουν τα προβλεπόμενα επίπεδα θορύβου.

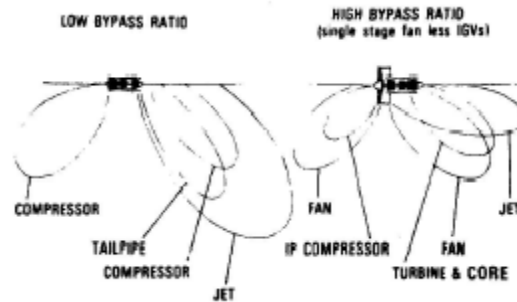
Αναγνωρίζοντας τη σημασία της τεχνολογίας θορύβου στο μέλλον των εναέριων μεταφορών καθώς επίσης της βιωσιμότητας και της ανταγωνιστικότητας των αεροσκαφών που λειτουργούν μέσα στον παγκόσμιο ιστό μεταφορών, η Ομοσπονδιακή Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας FAA ( Federal Aviation Administration ) και ο Διεθνής Οργανισμός Πολιτικής Αεροπορίας ICAO (International Civil Aviation Organization) πιέζουν για δημιουργία όσο το δυνατό αθόρυβων αεροσκαφών. Ακόμη η Ευρωπαϊκή Συμβουλευτική Επιτροπή Αεροναυτικής Έρευνας ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) προτείνει νέα επίπεδα ηχητικής εκπομπής για τα πολιτικά αεροσκάφη.

## **1.2 Μέθοδοι μείωσης ηχητικών εκπομπών.**

Η εμφάνιση στα μέσα της δεκαετίας 1970 των κινητήρων υψηλού λόγου παράκαμψης (turbofan) επέφερε ριζική μείωση στην εκπομπή ήχου από τα πολιτικά αεροσκάφη. Η αυξημένη αεροδυναμική απόδοση σε συνδυασμό με τα χαμηλά επίπεδα θορύβου κατέστησαν τους κινητήρες turbofan κυρίαρχους στη σύγχρονη αεροπλοΐα και εκτόπισαν τους μέχρι τότε επικρατέστερους turbojet.

Στους turbofan κινητήρες μεγάλο ποσοστό της παραγόμενης ώσης οφείλεται στον ανεμιστήρα και όχι στις υψηλές ταχύτητες δέσμης εξόδου. Η μείωση της ταχύτητας δέσμης είναι και η κυριότερη παράμετρος που οδήγησε στη ραγδαία μείωση ήχου στους αεροπορικούς κινητήρες. Στους κινητήρες βέβαια αυτούς εμφανίζεται και νέα πηγή θορύβου, αυτή του ανεμιστήρα, όμως σε καμία περίπτωση δε συγκρίνεται με τα επίπεδα

όχλησης που προέρχονται από τη δέσμη υψηλής ταχύτητας. Στο Σχήμα 1.1 παρουσιάζεται η σύγκριση ήχου μεταξύ κινητήρων turbojet και turbofan.

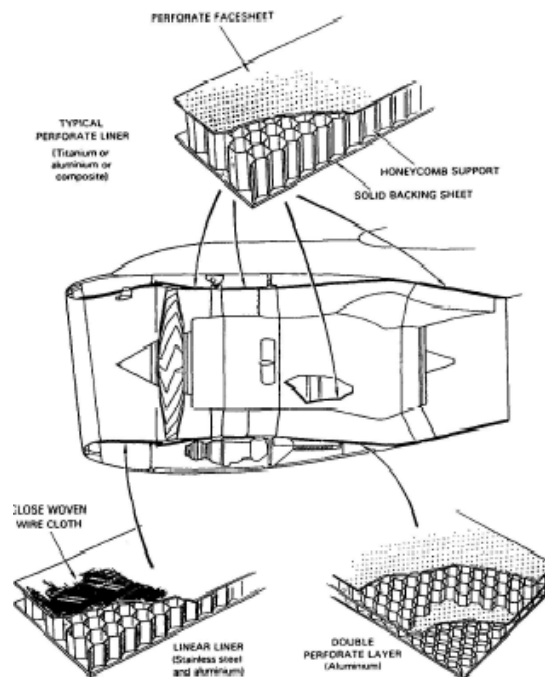


Σχήμα 1.1: Συσχέτιση πηγών ήχου μεταξύ turbojet και turbofan

Παρόλη τη δραματική μείωση ήχου που επέφεραν οι turbofan κινητήρες και λόγω της δραματικής αύξησης των αεροσκαφών, επιβλήθηκε η δημιουργία καινούργιων τεχνολογιών για να μειωθεί το ηχητικό αποτύπωμα των αεροσκαφών.

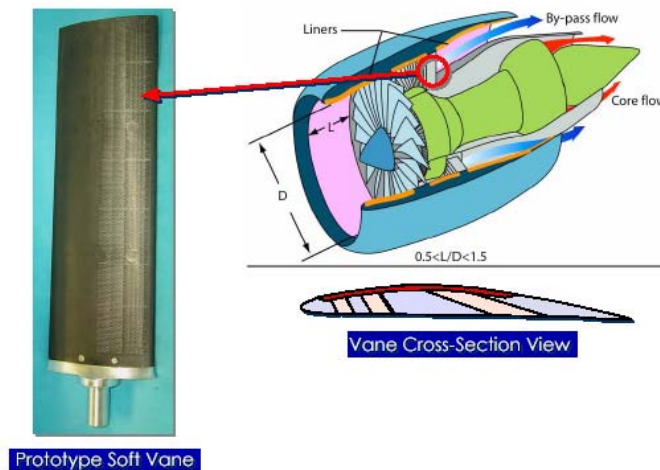
### Η Επικρατούσα Τεχνολογία Μείωσης Ήχου

Η τεχνολογία μείωσης της ηχητικής εκπομπής τα τελευταία χρόνια επεξεργάζεται τη χρήση διαφόρων τύπων ήχο-απορροφητικών χιτωνίων σε διάφορες θέσεις του κινητήρα (Σχήμα 1.2) με αποτέλεσμα τη μείωση ήχου ρεύματος δέσμης και ήχου ρεύματος παράκαμψης.



Σχήμα 1.2: Μείωση ήχου με χρήση ήχο-απορροφητικών χιτωνίων [8]

Η τελευταία λέξη της τεχνολογίας για την ηχητική μείωση στον κινητήρα είναι ο αεροδυναμικός σχεδιασμός και η κατασκευή μαλακών σταθερών πτερυγίων ανεμιστήρα (Σχήμα 1.3). Η τεχνολογία αυτή απαιτεί επεξεργασία καινούργιων υλικών και έχει σκοπό τη μείωση του ήχου αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων του ανεμιστήρα.



Σχήμα 1.3: Μείωση ήχου με χρήση μαλακών σταθερών πτερυγίων ανεμιστήρα [16]

Επίσης ιδιαίτερη βαρύτητα δίνεται στο σχεδιασμό αναμείκτων ρεύματος δέσμης και ρεύματος παράκαμψης οι οποίοι αποτελούν μέρος του κελύφους του κινητήρα και δεν είναι επιπρόσθετα εξαρτήματα όπως συνέβαινε στο παρελθόν (Σχήμα 1.4). Ακόμη για την περαιτέρω μείωση των ηχητικών εκπομπών δέσμης εξετάζονται διάφορα δακτυλιοειδή ακροφύσια με κώνο εξόδου τα οποία παρουσιάζουν αντεστραμμένο προφίλ ταχύτητας (Σχήμα 1.5)

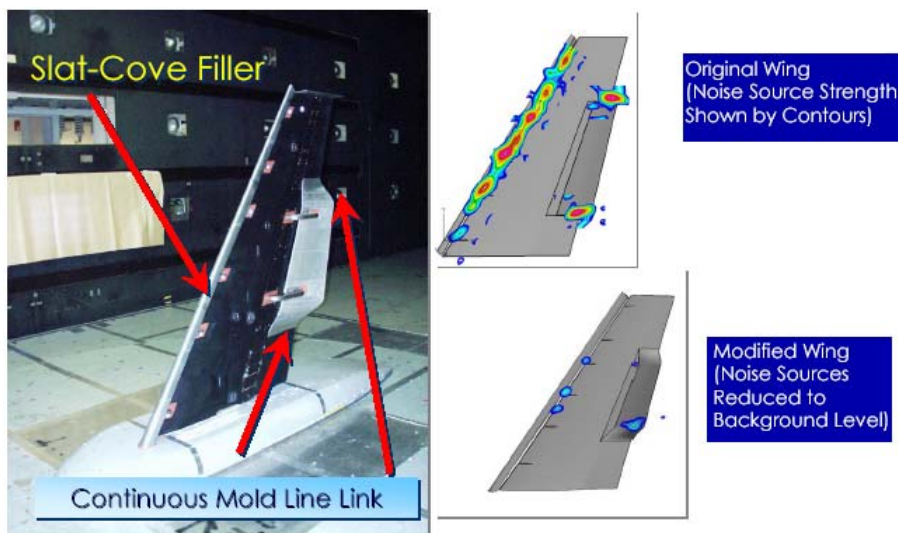


Σχήμα 1.4: Σύγχρονος αναμείκτης ρευμάτων.



Σχήμα 1.5: Δακτυλιοειδές ακροφύσιο με κώνο εξόδου [17]

Πέρα από τον κινητήρα ως πηγή ήχου η άτρακτος του αεροσκάφους θεωρείται σημαντική πηγή ήχου και για το λόγο αυτό μελετούνται διάφορες μέθοδοι μείωσης ήχου. Οι κυριότερες μέθοδοι έχουν να κάνουν με το σχεδιασμό πτερυγίων συνεχούς ροής και συστήματος προσγείωσης με χρήση αεροδυναμικού καλύμματος, Σχήμα 1.6 και 1.7 αντίστοιχα.



Σχήμα 1.6: Πτερύγιο Συνεχούς Ροής [16]



Σχήμα 1.7: Σύστημα προσγείωσης με χρήση αεροδυναμικού καλύμματος [16]

### 1.3 Μέθοδοι Εκτίμησης Ηχητικών Εκπομπών.

Όπως αναφέρθηκε η ανάγκη μείωσης της ηχητικής εκπομπής των αεροσκαφών είναι επιτακτική ανάγκη για το άμεσο μέλλον. Η Ευρωπαϊκή Συμβουλευτική Επιτροπή (ACARE) πιέζει τις κατασκευάστριες εταιρίες για μείωση του ηχητικού αποτυπώματος των αεροσκαφών, θέτοντας χρονικά όρια και επίπεδα μείωσης ήχου. Ο ACARE θέτει στους κατασκευαστές το 2020 ως έτος για επίτευξη των στόχων του. Οι στόχοι αυτοί υπολογίζεται να επιφέρουν ηχητική μείωση της τάξεως των 10dB και αφορούν στις εξής παραμέτρους :

- Σχεδιασμό αεροσκαφών με αρχιτεκτονική χαμηλής ηχητικής εκπομπής
- Ολοκλήρωση ηχητικού σχεδιασμού για κινητήρα, κάλυμμα κινητήρα και ατράκτου
- Δημιουργία ενεργητικών και παθητικών συστημάτων μείωσης ήχου
- Δημιουργία αεροσκαφών υψηλής ταχύτητας που να εφαρμόζουν τους πιο πάνω περιορισμούς

Ο στόχος μπορεί να επιτευχθεί με τη χρήση υπολογιστικών μοντέλων εκτίμησης ήχου. Με αυτή τη μέθοδο οι εταιρίες θα εξοικονομήσουν πολύτιμο χρόνο ερευνών και αυτό συνεπάγεται σε μείωση κόστους. Ένα από αυτά τα υπολογιστικά μοντέλα έχει κατασκευαστεί από τη NASA το 1982 και φέρει την ονομασία ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program). Πρόσφατα και λόγω των νέων τεχνολογικών δεδομένων η NASA εξετάζει την αναβάθμιση του προγράμματος της και τη δημιουργία του προγράμματος ANOPP II. Το ANOPP II δεν είναι ένα εντελώς καινούργιο πρόγραμμα, αλλά συμπληρώνει το αρχικό ANOPP με σύγχρονα δεδομένα με σκοπό τη μεγαλύτερη ακρίβεια αποτελεσμάτων.

### **ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program)**

Ο σκοπός του προγράμματος ANOPP είναι η πρόβλεψη της ηχητικής εκπομπής των αεροσκαφών, με τη χρήση διάφορων ημι-εμπειρικών σχέσεων, λαμβάνοντας υπόψη επιδράσεις από τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους, τους κινητήρες, τη λειτουργία του και χαρακτηριστικά της ατμόσφαιρας.

Υπάρχουν διάφοροι τρόποι για μια μέθοδο προσέγγισης του προβλήματος ήχου. Αυτές οι προσεγγίσεις στο πρόγραμμα ANOPP χωρίζονται σε τέσσερις κατηγορίες :

Κατηγορία I : Εκτίμηση ήχου η οποία εξαρτάται από τη θέση του παρατηρητή

Κατηγορία II : Εκτίμηση επιπέδων ήχου τα οποία εξαρτώνται από τη θέση του παρατηρητή και από τον χρόνο

Κατηγορία III : Όμοια με κατηγορία II αλλά τώρα προστίθεται και η επίδραση συχνότητας

Κατηγορία IV : Όμοια με κατηγορία III με περισσότερες λεπτομέρειες σε φασματικά δεδομένα

Γενικότερα το ANOPP έχει τα ακόλουθα μειονεκτήματα - παραδοχές:

- Όλες οι πηγές ήχου από το αεροσκάφος θεωρείται ότι εκπέμπονται από συγκεκριμένο σημείο (Σχήμα 1.8)
- Οι επιδράσεις λόγω της θέσης του κινητήρα πάνω στην άτρακτο υπολογίζονται βάση εμπειρίας
- Οι επιδράσεις της ατμόσφαιρας είναι στοιχειώδεις
- Δεν μπορεί να λειτουργήσει μακριά από τα εμπειρικά δεδομένα



Σχήμα 1.8: Σημείο Εκπομπής Ήχου Σύμφωνα με ANOPP

## ANOPP II

ΤΟ ANOPP II είναι η μέθοδος εκτίμησης που μελετά αυτή τη στιγμή η NASA και θα αποτελέσει τη μέθοδο εκτίμησης ήχου για τα επόμενα χρόνια. Λόγω του ότι το πρόγραμμα αυτό βρίσκεται ακόμη υπό μελέτη και θα περιέχει την τελευταία λέξη της τεχνολογίας σε μεθόδους πρόβλεψης, η NASA δεν αφήνει να διαρρεύσουν αρκετά δεδομένα για το περιεχόμενο του.



Σχήμα 1.9: Σημεία Εκπομπής Ήχου Σύμφωνα με ANOPP II



Παρ' όλα αυτά το ANOPP II θα έχει αρκετές διαφοροποιήσεις και πλεονεκτήματα σε σχέση με το αρχικό ANOPP όπως :

- Οι πηγές ήχου του αεροσκάφους θα λαμβάνονται από τις πραγματικές τους θέσεις (Σχήμα 1.9)
- Οι επιδράσεις λόγω της θέσης του κινητήρα πάνω στην άτρακτο έχουν μοντελοποιηθεί
- Επιδράσεις λόγω του ανάγλυφου του εδάφους και λόγω των ανέμων συμπεριλαμβάνονται
- Μπορεί να λειτουργεί μακριά από τα εμπειρικά δεδομένα

## 1.4 Η Παρούσα Διπλωματική Εργασία.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι ο προγραμματισμός των διαφόρων μεθόδων εκτίμησης ήχου αεροπορικών κινητήρων σε μορφή υπορουτινών. Στον προγραμματισμό χρησιμοποιούνται εξισώσεις και δεδομένα από το πρόγραμμα εκτίμησης ήχου ANOPP της NASA . Εκτός από τα δεδομένα σύμφωνα με το ANOPP, το πρόγραμμα περιλαμβάνει και περιορισμούς βάσει του ICAO.

Στη συνέχεια για ευκολία εισαγωγής των δεδομένων και εξαγωγής των αποτελεσμάτων δημιουργήθηκε ένα γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας με χρήση της γλώσσας προγραμματισμού VISUAL BASIC 6.0. Το πρόγραμμα ονομάστηκε AERONOISE και θα χρησιμοποιηθεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. για μελέτη της εκπομπής ήχου.

### Βασικοί Άξονες Διπλωματικής Εργασίας.

Οι βασικοί άξονες της διπλωματικής εργασίας είναι οι εξής:

- Προγραμματισμός των υπορουτινών, που αφορούν όλες τις πηγές ήχου των αεροπορικών κινητήρων, μέσω του ANOPP και με τους περιορισμούς του ICAO.
- Προγραμματισμός των υπορουτινών για τα συνολικά επίπεδα ήχου και για τις καμπύλες βαρύτητας συχνότητας.
- Έλεγχος των αποτελεσμάτων των υπολογισμών μας και σύγκριση τους με αποτελέσματα από τη βιβλιογραφία
- Υπολογισμός αποτελεσμάτων ήχου για διάφορα σημεία λειτουργίας κινητήρα CFM56-3.
- Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα - Προτάσεις

## **Δομή της Διπλωματικής Εργασίας.**

Ακολούθως περιγράφεται εν συντομία το περιεχόμενο έκαστου κεφαλαίου της παρούσας διπλωματικής εργασίας :

Το **1<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** παρουσιάζει την τεχνολογική και επιστημονική τάση που επικρατεί, τόσο στις μεθόδους μείωσης ηχητικών εκπομπών αεροπορικών κινητήρων, όσο και στις μεθόδους εκτίμησης ήχου.

Το **2<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** περιγράφει ενδελεχώς τις εξισώσεις που χρησιμοποιήθηκαν για τις μεθόδους εκτίμησης κάθε συνιστώσας ήχου του κινητήρα. Οι συνιστώσες ήχου του κινητήρα που εξετάζονται είναι : (α) ανεμιστήρας/συμπιεστής, (β) θάλαμος καύσης, (γ) στρόβιλος και (δ) ακροφύσιο εξόδου.

Στο **3<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** γίνεται η παρουσίαση του γραφικού περιβάλλοντος επικοινωνίας AERONOISE.

Στο **4<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** γίνεται έλεγχος των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης ήχου συγκρίνοντας τα αποτελέσματα των υπολογισμών μας με περιπτώσεις ελέγχου που υπάρχουν στη βιβλιογραφία.

Στο **5<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** γίνεται εφαρμογή των μεθόδων εκτίμησης ήχου σε πραγματικό αεροπορικό κινητήρα.

Στο **6<sup>ο</sup> Κεφάλαιο** γίνεται ανακεφαλαίωση και παρουσιάζονται τα συμπεράσματα τα οποία προέκυψαν από την παρούσα διπλωματική εργασία.

Στο **Παράρτημα Π1** παρουσιάζονται οι υπορουτίνες υπολογισμού των μεθόδων εκτίμησης ήχου.

Στο **Παράρτημα Π2** παρουσιάζονται όλοι οι πίνακες που χρησιμοποιούνται στις μεθόδους εκτίμησης ήχου του Κεφαλαίου 2.

Στο **Παράρτημα Π3** παρουσιάζονται οι εξισώσεις υπολογισμού των μεγεθών για συνθήκες πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης.

Στο **Παράρτημα Π4** παρουσιάζονται οι συχρότητες στο  $1/3$  της οκτάβας και οι εξισώσεις υπολογισμού των καμπυλών βαρύτητας συχρότητας.

## 2 Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου

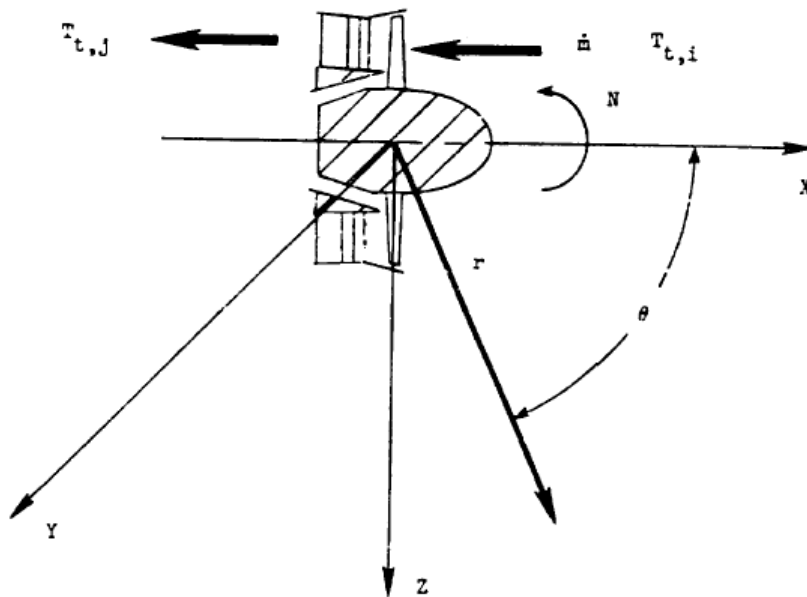
### 2.1 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα/συμπιεστή υπολογίζει τον ευρυζωνικό και διακριτό ήχο για αξονικής ροής συμπιεστή. Βασίζεται σε μέθοδο πρόβλεψης που αναπτύχθηκε από το M.F.Heidman και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Fan Noise Module' [2]. Στη μέθοδο αυτή χρησιμοποιούνται σχέσεις για την πρόβλεψη του ηχητικού φάσματος συναρτήσει της συχνότητας και της πολικής γωνίας κατεύθυνσης.

Για λόγους πληρότητας συμπεριλάβαμε στη μέθοδο εκτίμησης κατά Heidman, δεδομένα που βρήκαμε στη βιβλιογραφία και αφορούν μικρούς κινητήρες [5]. Τα δεδομένα αυτά αναφέρονται σε δύο άλλες μεθόδους εκτίμησης, GASP και Small Engines Revision.

Ο συνολικός ήχος του συμπιεστή/ανεμιστήρα προκύπτει προσθέτοντας τον ήχο από έξι διαφορετικές συνιστώσες. Οι έξι συνιστώσες ήχου είναι : **(α)** ήχος εισόδου ευρείας μπάντας , **(β)** τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο, **(γ)** τόνοι διαταραχής εισόδου, **(δ)** τόνοι συνδυασμένου ήχου (και συγκεκριμένα στο  $1/8$ ,  $1/4$  και  $1/2$  της συχνότητας περάσματος πτερυγίων ), **(ε)** ήχος εξόδου ευρείας μπάντας και **(στ)** τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο. Όλες οι πηγές ήχου συνδυάζονται σε ένα απλούστερο φάσμα για το  $1/3$  της οκτάβας για κάθε γωνία κατεύθυνσης.

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε συμπιεστή/ανεμιστήρα αξονικής ροής (Σχήμα 2.1).



Σχήμα 2.1: Τυπικό διάγραμμα ανεμιστήρα αξονικής ροής

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή

Γεωμετρία Ανεμιστήρα/Συμπιεστή	
$A^* = \frac{A}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν εισόδου
B	Αριθμός κινητών πτερυγίων
$d^* = \frac{d}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα
i	Δείκτης οδηγών πτερυγίων i= 1 δεν υπάρχουν IGVs i= 2 υπάρχουν IGVs
$M_d$	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα στο σημείο σχεδίασης
l	Δείκτης διαταραχής εισόδου l=1 δεν υπάρχει διαταραχή l=2 υπάρχει διαταραχή
$s^* = \frac{s}{C}$	Αδιάστατη απόσταση κινητών-σταθερών πτερυγίων ( C η μέση χορδή κινητού πτερυγίου)
V	Αριθμός σταθερών πτερυγίων

Παράμετροι Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή	
$\dot{m}^* = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty c_\infty A_e}$	Αδιάστατη παροχή αέρα
$N^* = \frac{N}{c_\infty/d}$	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα
$\Delta T^* = \frac{\Delta T}{T_\infty}$	Αδιάστατη αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του ανεμιστήρα

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Σύμφωνα με τη μέθοδο, η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης για κάθε μια από τις 6 συνιστώσες δίνεται από την σχέση :

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{A^* \Pi^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta)S(\eta)}{(1 - M_\infty \cos\theta)^4} \quad (2.1)$$

όπου το  $\Pi^*$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς,  $D(\theta)$  είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης και το  $S$  είναι η φασματική συνάρτηση που παρουσιάζεται στον Πίνακα Π2.3. Η απόσταση πηγής από τον παρατηρητή  $r_s^*$  εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.2)$$

Η παράμετρος συχνότητας  $n$  καθορίζεται ως

$$n = (1 - M_\infty \cos\theta) \frac{f}{f_b} \quad (2.3)$$

όπου η συχνότητα περάσματος  $f_b$  είναι

$$f_b = \frac{N^* B c_\infty}{d^* \sqrt{A_e}} \quad (2.4)$$

Η αδιάστατη ακουστική ισχύς για τον συμπιεστή/ανεμιστήρα είναι

$$\Pi^* = KG(i, j)(s^*)^{-a(k,l)} M_m^b (\dot{m}^*/A^*)(\Delta T^*)^2 F(M_r, M_m) \quad (2.5)$$

Η σταθερά  $K$  διαφέρει για κάθε συνιστώσα ήχου. Η σταθερά  $G$  εξαρτάται από τις συνιστώσες ήχου και τα στοιχεία  $i$  και  $j$  καθορίζονται ως εξής

$$i = \begin{cases} 1 & \text{(Ανεμιστήρας χωρίς inlet guide Vanes )} \\ 2 & \text{(Ανεμιστήρας με inlet guide Vanes )} \end{cases} \quad (2.6)$$

$$j = \begin{cases} 1 & (\delta > 1.05) \\ 2 & (\delta \leq 1.05) \end{cases} \quad (2.7)$$

Ο θεμελιώδης συντελεστής αποκοπής τόνου  $\delta$  ορίζεται ως

$$\delta = \frac{M_t}{\left|1 - \frac{V}{B}\right|} \quad (2.8)$$

όπου ο αριθμός Mach κορυφής πτερυγίου  $M_t$  είναι

$$M_t = \pi N^* \quad (2.9)$$

Εάν  $M_t > 1.05$  τότε  $\delta = M_t$ . Ο θεμελιώδης συντελεστής αποκοπής τόνου εμφανίζεται όταν η τιμή του  $\delta$  είναι μικρότερη από 1.05. Ο συντελεστής αποκοπής καθορίζει το πεδίο του αριθμού Mach στην κορυφή του πτερυγίου όπου η θεμελιώδης συχνότητα περάσματος επικρατεί.



Ο συντελεστής απόστασης ρότορα-στάτορα  $a(k, l)$  εξαρτάται από τη συνιστώσα ήχου και οι δείκτες  $k$  και  $l$  εκφράζονται ως

$$k = \begin{cases} 1 & (s^* \leq 1) \\ 2 & (s^* > 1) \end{cases} \quad (2.10)$$

$$l = \begin{cases} 1 & (\text{Χωρίς διαταραχή της ροής στην είσοδο}) \\ 2 & (\text{Με διαταραχή της ροής στην είσοδο}) \end{cases} \quad (2.11)$$

Οι εμπειρικές σταθερές  $(b, K)$  και οι συναρτήσεις  $(G, a)$  που χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό της ακουστικής ισχύς των έξι συνιστωσών παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.1.

Η διαταραχή της ροής στην είσοδο τείνει να μειώσει την αλληλεπίδραση της απόστασης ρότορα-στάτορα.

Ο αριθμός Mach στο σημείο σχεδίασης  $M_m$  ορίζεται ως

$$M_m = \max(1, M_d) \quad (2.12)$$

όπου  $M_d$  είναι η τιμή σχεδίασης του αριθμού Mach στην κορυφή του πτερυγίου. Ο εκθέτης  $b$  στην εξίσωση 2.5 δίνει την επίδραση του  $M_m$  σε κάθε συνιστώσα ήχου.

Η τελευταία εμπειρική ποσότητα στην εξίσωση 2.5 είναι η δυναμική συνάρτηση  $F(M_r, M_m)$  που παρουσιάζεται στον Πίνακα Π2.4. Η δυναμική συνάρτηση εξαρτάται από την πηγή ήχου στο συμπιεστή/ανεμιστήρα και είναι γενικότερα μια συνάρτηση μεταξύ του σχετικού αριθμού Mach στην κορυφή του πτερυγίου  $M_r$  και του αριθμού Mach στο σημείο σχεδίασης. Ο σχετικός αριθμός Mach στην κορυφή του πτερυγίου  $M_r$  ορίζεται ως

$$M_r = \sqrt{M_t^2 + M_x^2} \quad (2.13)$$

όπου ο αριθμός Mach κορυφής πτερυγίου  $M_t$  ορίζεται από την εξίσωση 2.9 και ο αριθμός Mach αξονικής ροής  $M_x$  είναι ίσος με  $\dot{m}^*/A^*$  αν θεωρηθεί η στατική πυκνότητα εισόδου και η ταχύτητα του ήχου ίσες με αυτές του περιβάλλοντος.

Για μια συγκεκριμένη τιμή της παραμέτρου συχνότητας  $n$  της κεντρικής συχνότητας μιας ζώνης του 1/3 της οκτάβας η μικρότερη και η μεγαλύτερη αρμονική που πέφτει μέσα στη ζώνη αυτή δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις

$$n_l = [10^{-1/20}n] + 1 \quad (2.14)$$

$$n_u = [10^{1/20}n] \quad (2.15)$$

Εάν  $n_l > n_u$  τότε δεν υπάρχει τόνος μέσα στη ζώνη συχνοτήτων. Αν  $n_l \leq n_u$  τότε υπάρχουν  $n_u - n_l + 1$  τόνοι μέσα στη ζώνη συχνοτήτων.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  για τις 6 συνιστώσες ήχου της μεθόδου Heidman παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.2 και οι τιμές της δίνονται στους Πίνακες Π2.2α,β,γ .

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης από την εξίσωση 2.1. Ο ήχος ευρείας ζώνης εκφράζεται ως δεδομένα σε ζώνες συχνότητας του 1/3 της οκτάβας που παρουσιάζονται στον Πίνακα Π4.1. Οι διακριτοί τόνοι είναι τιμές σε διακριτές συχνότητες οι οποίοι πρέπει να προστεθούν στην αντίστοιχη ζώνη του 1/3 της οκτάβας έτσι ώστε να προκύψει το συνολικό φάσμα. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από την παρακάτω σχέση

$$SPL = 10 \log_{10} \frac{p^2}{p_{ref}^2} \quad (2.16)$$

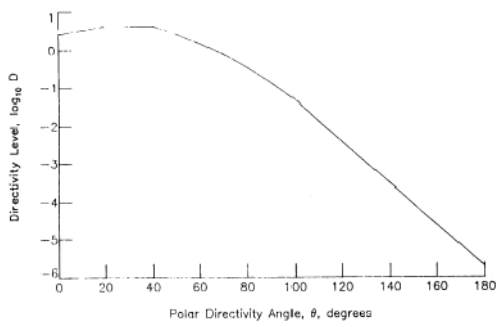
όπου το  $p^2$  είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης και  $p_{ref}$  είναι πίεση αναφοράς που ισούται με  $2 \times 10^{-5}$  Pa.

Η μέθοδος αναφοράς του ICAO για τον υπολογισμό του ήχου εισόδου ανεμιστήρα/συμπιεστή χρησιμοποιεί τις συνιστώσες (α), (β) και (γ). Οι οποίες εκτελούνται για κάθε μια από τις 2 πρώτες βαθμίδες. Εάν δεν

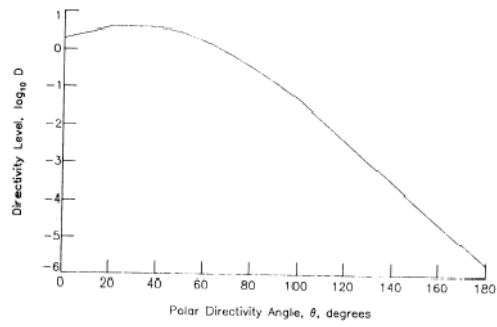
είναι διαθέσιμα δεδομένα απόδοσης για τη δεύτερη βαθμίδα χρησιμοποιούμε τα ίδια με της πρώτης μετακινώντας τα τονικά φάσματα κατά μια ζώνη του 1/3 οκτάβας υψηλότερα απ' ότι στην πρώτη βαθμίδα.

Η μέθοδος αναφοράς του ICAO για τον ήχο στον αγωγό εξόδου ανεμιστήρα/συμπιεστή, ο οποίος υπολογίζεται μόνο στην περίπτωση ύπαρξης ρεύματος παράκαμψης, χρησιμοποιεί τις συνιστώσες (ε) και (στ). Ο ήχος υπολογίζεται για τις 3 πρώτες βαθμίδες, ενώ ως παροχή αέρα λαμβάνεται η συνολική παροχή. Εάν δεν είναι διαθέσιμα δεδομένα απόδοσης για κάποια βαθμίδα χρησιμοποιούμε τα ίδια με της προηγούμενης μετακινώντας τα τονικά φάσματα κατά μια ζώνη του 1/3 της οκτάβας υψηλότερα απ' ότι στην προηγούμενη βαθμίδα.

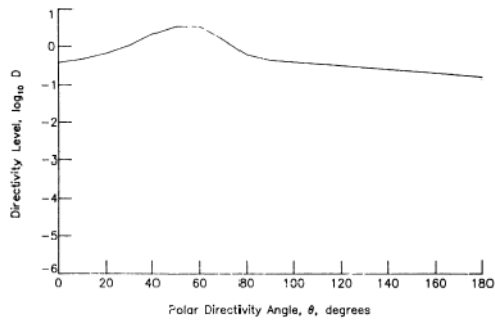
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας HDNFAN η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.1.



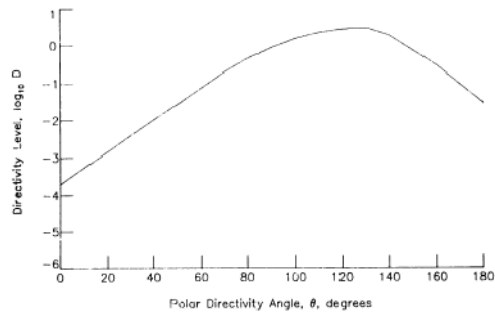
(α)



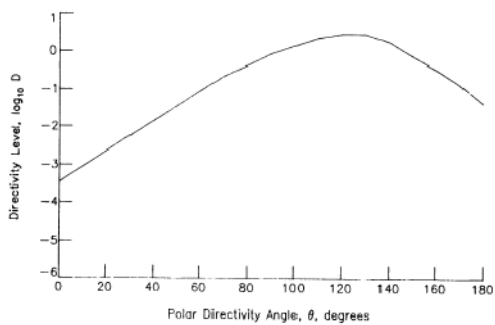
(β) & (γ)



(δ)



(ε)

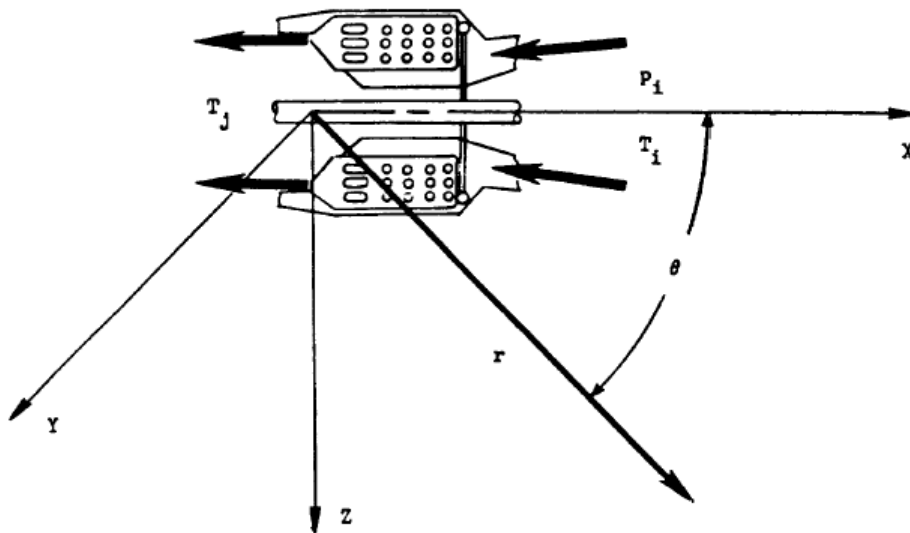


(στ)

Σχήμα 2.2: Συνάρτηση Κατεύθυνσης D για τις 6 Συνιστώσες Ήχου Ανεμιστήρα

## 2.2 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου θαλάμου καύσης έχει αναπτυχθεί από το Matta, περιλαμβάνεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Combustion Noise Module' [2]. Η μέθοδος χρησιμοποιεί εμπειρικά δεδομένα ήχου πυρήνα από διάφορα είδη κινητήρων για την παραγωγή φασμάτων ήχου σαν συνάρτηση της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης. Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το θάλαμο καύσης που δίνεται στο Σχήμα 2.3.



Σχήμα 2.3: Τυπικό διάγραμμα θαλάμου καύσης

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
$A^* = \frac{A}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν εισόδου Θ.Κ.

Παράμετροι Ήχου Πυρήνα	
$\dot{m}^* = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty c_\infty A_e}$	Αδιάστατη παροχή αέρα εισόδου
$p_{t,i}^* = \frac{p_{t,i}}{p_\infty}$	Αδιάστατη ολική πίεση εισόδου Θ.Κ.
$T_i^* = \frac{T_i}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου Θ.Κ.
$T_j^* = \frac{T_j}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου Θ.Κ.
$\Delta T_{des}^* = \frac{\Delta T_{es}}{T_\infty}$	Αδιάστατη διαφορά ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του στροβίλου στο σημείο σχεδίασης

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$p_\infty$	Πυκνότητα (Kg/m <sup>3</sup> )

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
θ	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για το θάλαμο καύσης είναι:

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{A^* \Pi^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta)S(\eta)}{(1-M_\infty \cos\theta)^4} \quad (2.17)$$

Στην εξίσωση 2.17 το  $\Pi^*$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς. Η απόσταση πηγής από τον παρατηρητή  $r_s^*$  εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.18)$$

Η αδιάστατη ακουστική ισχύς συσχετισμένη με τις συνθήκες εισόδου-εξόδου θαλάμου καύσης είναι

$$\Pi^* = (8.85 \times 10^{-7}) \frac{\dot{m}_i^*}{A^*} \left( \frac{T_j^* - T_i^*}{T_i^*} \right)^2 (p_{t,i}^*)^2 (\Delta T_{des}^*)^{-4} \quad (2.19)$$

Δύο εμπειρικές συναρτήσεις απαιτούνται για την εξίσωση 2.17. Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $D(\theta)$  που είναι συνάρτηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης  $\theta$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.4 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.5. Η φασματική συνάρτηση  $S$  που είναι συνάρτηση του  $\log_{10}(f/f_p)$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.5 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.6. Η συνάρτηση κορυφής  $f_p$  δίνεται από τη σχέση

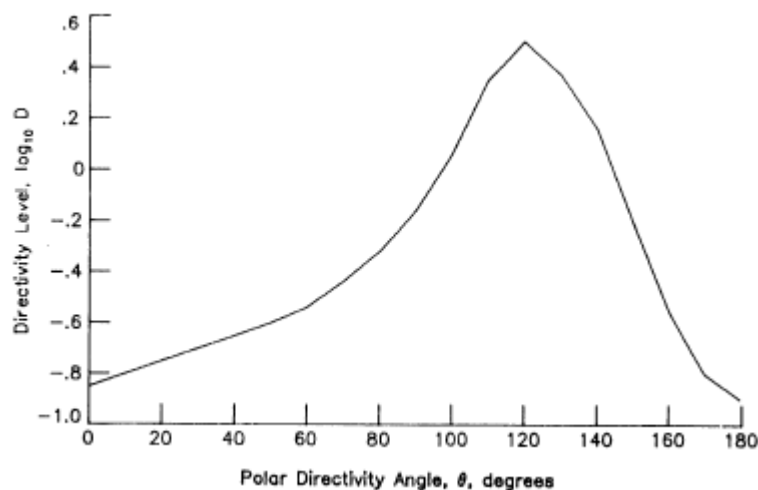
$$f_p = \frac{400}{1 - M_\infty \cos \theta}$$

Με όλα τώρα τα στοιχεία του δεξιού μέλους της εξίσωσης 2.17 δεδομένα μπορούμε να υπολογίσουμε την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για το θάλαμο καύσης. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

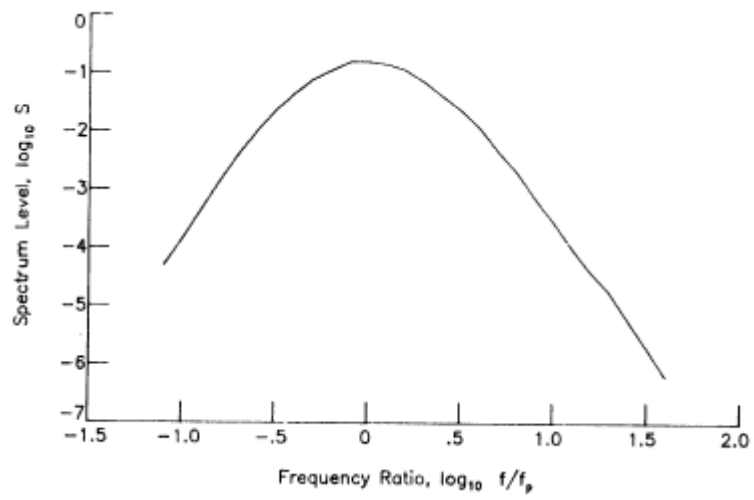
Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

Η μέθοδος αναφοράς του ICAO για τον υπολογισμό του ήχου θαλάμου καύσης διαφέρει ως προς τη μέθοδο του ANOPP σε σχέση με τις τιμές τις φασματικής συνάρτησης  $S$  και παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.6.

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



Σχήμα 2.4: Συνάρτηση Κατεύθυνσης  $D$



Σχήμα 2.5: Φασματική Συνάρτηση S



## 2.3 Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου

Για την εκτίμηση του ήχου του στροβίλου το ANOPP περιλαμβάνει δύο μεθόδους εκτίμησης :

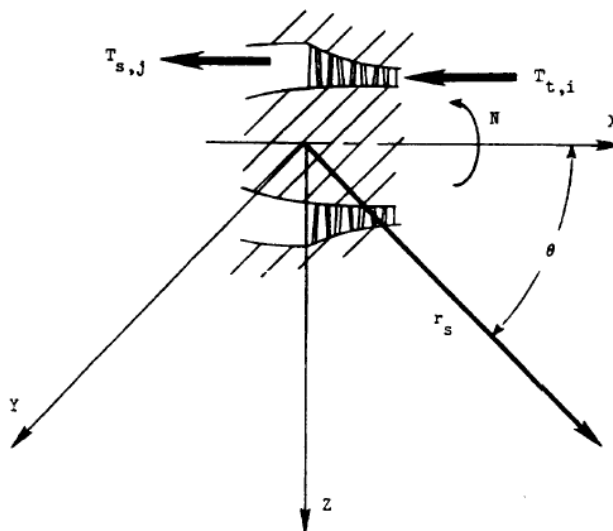
- (α) Μέθοδος της General Electric
- (β) Μέθοδος των Smith and Brushell

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.

### 2.3.1 Μέθοδος Εκτίμησης General Electric

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου στροβίλου που έχει αναπτυχθεί από την , General Electric περιλαμβάνεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Turbine Noise Module' [2]. Η μέθοδος χρησιμοποιεί εμπειρικές συναρτήσεις για την παραγωγή φασμάτων ήχου σαν συνάρτηση της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης. Κάθε φάσμα είναι το άθροισμα της ευρυζωνικής συνιστώσας ήχου και των διακριτών τόνων ήχου.

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το στρόβιλο που δίνεται στο Σχήμα 2.6.



Σχήμα 2.6: Τυπικό διάγραμμα στροβίλου

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

<b>Σταθερές Εισόδου</b>	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή

<b>Γεωμετρία Στροβίλου</b>	
$A^* = \frac{A}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν εισόδου στροβίλου
B	Αριθμός κινητών πτερυγίων τελευταίας βαθμίδας
$d^* = \frac{d}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα τελευταίας βαθμίδας

<b>Παράμετροι Ήχου Στροβίλου</b>	
$\dot{m}^* = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty c_\infty A_e}$	Αδιάστατη παροχή αέρα εισόδου
$N^* = \frac{N}{c_\infty/d}$	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής
$h_{t,i}^* = \frac{h_{t,i}}{R.T_\infty}$	Αδιαστατη ολική ειδική ενθαλπία εισόδου
$h_{s,j}^* = \frac{h_{s,j}}{R.T_\infty}$	Αδιάστατη στατική ενθαλπία εξόδου

<b>Ατμοσφαιρικές Συνθήκες</b>	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα ( $kg/m^3$ )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$p_\infty$	Πίεση περιβάλλοντος (Pa)

<b>Ανεξάρτητες Παράμετροι</b>	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για το στρόβιλο είναι:

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{A^* \Pi^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta)S(\eta)}{(1-M_\infty \cos\theta)^4} \quad (2.20)$$

Στην εξίσωση 2.20 το  $\Pi^*$  είναι η συνολική ακουστική δύναμη,  $D(\theta)$  είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης και το  $S$  είναι η φασματική συνάρτηση. Η απόσταση πηγής από τον παρατηρητή  $r_s^*$  εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.21)$$

Η παράμετρος συχνότητας  $\eta$  καθορίζεται ως

$$\eta = (1 - M_\infty \cos\theta)^4 \frac{f}{f_b} \quad (2.22)$$

όπου η συχνότητα περάσματος  $f_b$  είναι

$$f_b = \frac{N^* B c_\infty}{d^* \sqrt{A_e}} \quad (2.23)$$

Η αδιάστατη ακουστική ισχύς για το στρόβιλο είναι

$$\Pi^* = K \left( \frac{h_{t,i}^* - h_{s,j}^*}{h_{t,i}^*} \right)^a (U_t^*)^b \quad (2.24)$$

Οι σταθερές  $K$ ,  $a$  και  $b$  καθορίζονται από εμπειρικά δεδομένα λαμβάνοντας υπόψη δεδομένα ήχου. Κάθε ειδική ενθαλπία υπολογίζεται από : θερμοκρασίες, λόγο καυσίμου-αέρα και απόλυτης υγρασίας περιβάλλοντος.

Η ταχύτητα περιστροφής του ακροπτερυγίου  $U_t^*$  είναι συνάρτηση της περιστροφικής ταχύτητας και υπολογίζεται ως εξής

$$U_t^* = \pi N^* \quad (2.25)$$

Όπως υποδεικνύεται από την εξίσωση 2.20 κάθε πηγή ήχου έχει τη δική της συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  και φασματική συνάρτηση  $S$ .

Χρησιμοποιώντας αυτές τις συναρτήσεις και την ακουστική ισχύ η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης υπολογίζεται σαν συνάρτηση των συχνοτήτων και της πολικής γωνίας κατεύθυνσης. Ο ευρυζωνικός ήχος εκφράζεται σαν δεδομένα στο 1/3 της οκτάβας. Οι διακριτοί τόνοι είναι τιμές σε μη συνεχείς συχνότητες. Οι διακριτοί τόνοι πρέπει να προστεθούν στην κατάλληλη ζώνη στο 1/3 της οκτάβας έτσι ώστε το ολικό φάσμα στο 1/3 της οκτάβας να καθοριστεί. Για δοσμένη τιμή ζώνης στο 1/3 της οκτάβας της κεντρική παραμέτρου συχνότητας  $\eta$ , ο χαμηλότερος αρμονικός αριθμός που πέφτει μέσα στη ζώνη είναι

$$n_l = [10^{-1/20}n] + 1 \quad (2.26)$$

και ο μεγαλύτερος αρμονικός αριθμός είναι

$$n_u = [10^{1/20}n] \quad (2.27)$$

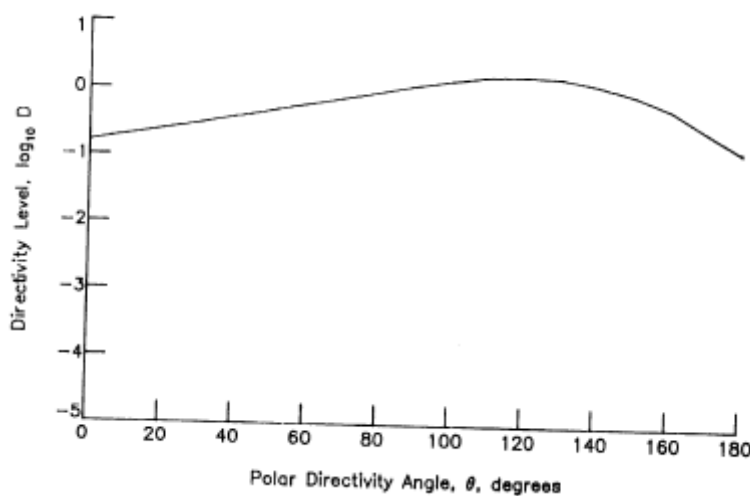
Όπου  $[ ]$  υποδηλώνει το ακέραιο κομμάτι του περικλειόμενου πραγματικού αριθμού. Εάν  $n_l > n_u$  τότε δεν υπάρχουν τόνοι μέσα στη ζώνη. Εάν  $n_l \leq n_u$  τότε υπάρχουν  $n_u - n_l + 1$  τόνοι μέσα στη ζώνη. Η μέση τιμή της τετραγωνικής πίεσης για διακριτούς τόνους και για κάθε αρμονικό αριθμό  $\eta$  προστίθενται στην κατάλληλη ζώνη. Οι τόνοι αναπαράγονται στον παρατηρητή σαν δεδομένα της ζώνης στο 1/3 της οκτάβας.

Οι εμπειρικές σταθερές και συναρτήσεις που χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό της ακουστικής ισχύς δίνονται στον Πίνακα Π2.7. Οι συναρτήσεις κατεύθυνσης και φάσματος δίνονται στους Πίνακες Π2.8 και Π2.9 αντίστοιχα. Κάθε συνιστώσα ήχου του στροβίλου παρουσιάζεται λεπτομερώς στις επόμενες δύο παραγράφους.

## Ευρυζωνικός Ήχος Στροβίλου

Ο ευρυζωνικός ήχος για το στρόβιλο οφείλεται σε τυχαία φαινόμενα αστάθειας ή στροβιλισμούς της ροής των καυσαερίων διαμέσου των πτερυγίων. Ορισμένες από τις πηγές αυτής της τυχαίας και ασταθούς ροής είναι : στροβιλισμοί στο οριακό στρώμα, ο ομόρους των πτερυγίων και η εισαγωγή της ροής. Αν και η πρόβλεψη καθεμίας ξεχωριστά πηγής ευρυζωνικού ήχου είναι πέρα από τα όρια αυτού του module, η ολικός ευρυζωνικός ήχος που παράγεται από το στρόβιλο προβλέπεται.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης D παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.7.



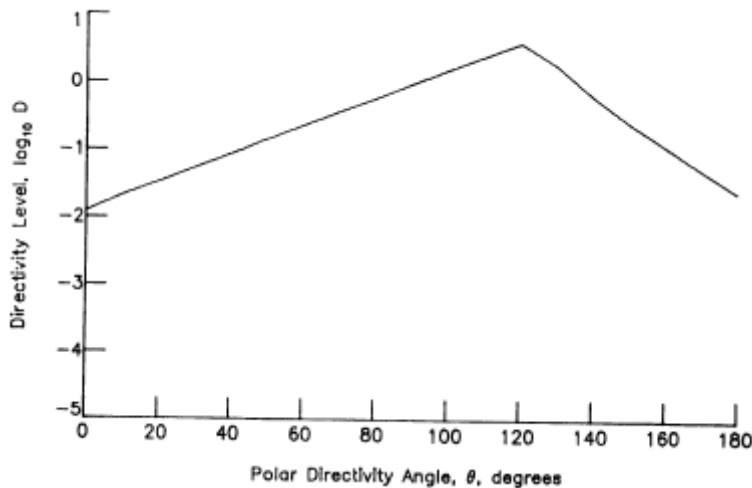
Σχήμα 2.7: Συνάρτηση Κατεύθυνσης D για Ευρυζωνικό Ήχο

## Διακριτοί Τόνοι Στροβίλου

Οι διακριτοί τόνοι στροβίλου παράγονται από την αλληλεπίδραση των κινητών και σταθερών πτερυγίων. Αυτοί οι τόνοι παράγονται σε συχνότητες που είναι αρμονικές με τη συχνότητα περάσματος των πτερυγίων.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης D παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.8 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.8. Η φασματική συνάρτηση S δίνεται από τη σχέση

$$S = \sum_{n_1}^{n_u} 0.6838 \times 10^{-(n-1)/2} \quad (2.28)$$



Σχήμα 2.8: Συνάρτηση Κατεύθυνσης  $D$  για Διακριτούς Τόνους

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης από την εξίσωση 2.20. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle * \rho_{\infty}^2 c_{\infty}^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Στροβίλου General Electric έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας GETUR η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.3.

### 2.3.2 Μέθοδος Εκτίμησης Smith and Bushell

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου στροβίλου των Smith και Bushell έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module ‘Smith and Bushell Turbine Noise Module’ [2]. Η μέθοδος χρησιμοποιεί εμπειρικές συναρτήσεις για την παραγωγή φασμάτων ήχου σαν συνάρτηση της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης. Η μέθοδος υποθέτει ότι η μόνη σημαντική πηγή ήχου είναι η ευρυζωνική συνιστώσα ήχου λόγω της αλληλεπίδρασης των κινητών πτερυγίων με τα τυχαία προφίλ ταχύτητας ροής. Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το στρόβιλο που δίνεται στο Σχήμα 2.6.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή

Γεωμετρία Στροβίλου	
$A^* = \frac{A}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν εισόδου στροβίλου
$C^* = \frac{c}{\sqrt{A_e}}$	Μέση αδιάστατη αξονική χορδή κινητού πτερυγίου της τελευταίας βαθμίδας στροβίλου
$N_s$	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου

Παράμετροι Ήχου Στροβίλου	
$R^* = \frac{R}{R_\infty}$	Αδιάστατη σταθερά εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από τη σύσταση)
$\gamma^* = \frac{\gamma}{\gamma_\infty}$	Αδιάστατος λόγος ειδικών θερμοχωρητικοτήτων εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από τη σύσταση και τη θερμοκρασία εξόδου)
$\dot{m}^* = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty c_\infty A_e}$	Αδιάστατη παροχή αέρα εισόδου
$N^* = \frac{N}{c_\infty/d}$	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής
$T_{s,j}^* = \frac{T_{s,j}}{T_\infty}$	Αδιάστατη στατική θερμοκρασία εξόδου

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$p_\infty$	Πίεση περιβάλλοντος (Pa)
$R_\infty$	Σταθερά ξηρού αέρα (287j/Kg/K)
$\gamma_\infty$	Λόγος ειδικών θερμοχωρητικοτήτων ξηρού αέρα (1.4)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για το στρόβιλο είναι:

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{A^* \Pi^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta)F(f^*)}{(1-M_\infty \cos\theta)^4} \quad (2.29)$$

Στην εξίσωση 2.29 το  $\Pi^*$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς,  $D(\theta)$  είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης, το  $F$  είναι η φασματική συνάρτηση και το  $(1 - M_\infty \cos\theta)^4$  ορίζεται ως παράγοντας Doppler. Η απόσταση πηγής από τον παρατηρητή  $r_s^*$  εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.30)$$

Ο αριθμός Helmholtz  $f^*$  ορίζεται ως

$$f^* = \frac{fC^* \sqrt{A_e}}{c_\infty} (1 - M_\infty \cos\theta)^4 \quad (2.31)$$

Όπου το  $C$  είναι η μέση χορδή πτερυγίου ρότορα της τελευταίας βαθμίδας.

Η ακουστική ισχύς για το στρόβιλο είναι

$$\Pi^* = (4.552 \times 10^{-5}) M_t^3 \dot{m}^* N_s \quad (2.32)$$

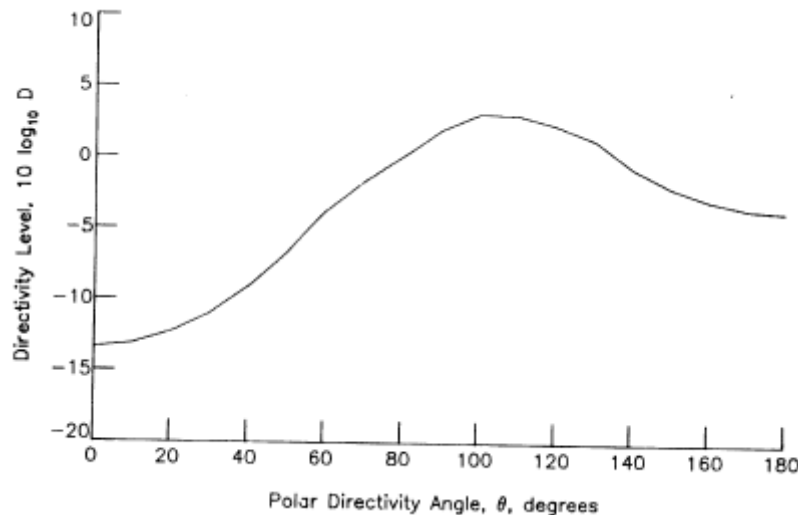


Όπου  $N_s$  είναι ο αριθμός των βαθμίδων και  $\dot{m}^*$  είναι η παροχή μάζας καυσαερίου προερχόμενη από τον θάλαμο καύσης. Η ταχύτητα Mach του ακροπτερυγίου ορίζεται ως

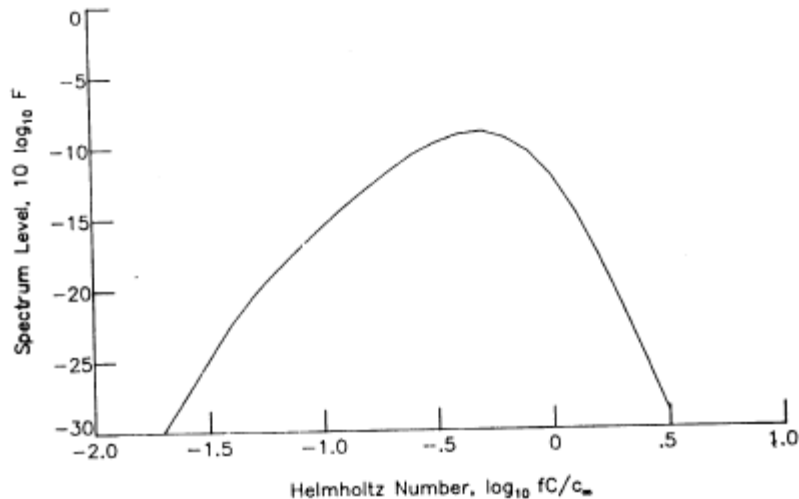
$$M_t = \frac{\pi N^*}{2} \sqrt{\gamma^* R^* T_{s,j}^*} \quad (2.33)$$

Όπου  $N^*$  είναι η περιστροφική ταχύτητα και  $T_{s,j}^*$  είναι η στατική θερμοκρασία εξόδου. Για τον υπολογισμό της στατικής θερμοκρασίας εξόδου απαιτείται ο αριθμός Mach εξόδου και η ολική θερμοκρασία εξόδου. Ο αριθμός Mach υπολογίζεται από την παροχή, τη διατομή εξόδου και τις ολικές συνθήκες εξόδου.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  είναι συνάρτηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.9 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.10. Η συνάρτηση φάσματος  $F$  είναι συνάρτηση του αριθμού Helmholtz, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.10 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.11 και



Σχήμα 2.9: Συνάρτηση Κατεύθυνσης  $D$



Σχήμα 2.10: Φασματική Συνάρτηση F

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης από την εξίσωση 2.29. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_{\infty}^2 c_{\infty}^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Στροβίλου Smith and Bushell έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας SMBTUR η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.4.

## 2.4 Μέθοδοι Εκτίμησης Ήχου Ακροφυσίου

Για την εκτίμηση του ήχου ακροφυσίου το ANOPP περιλαμβάνει τέσσερις μεθόδους εκτίμησης :

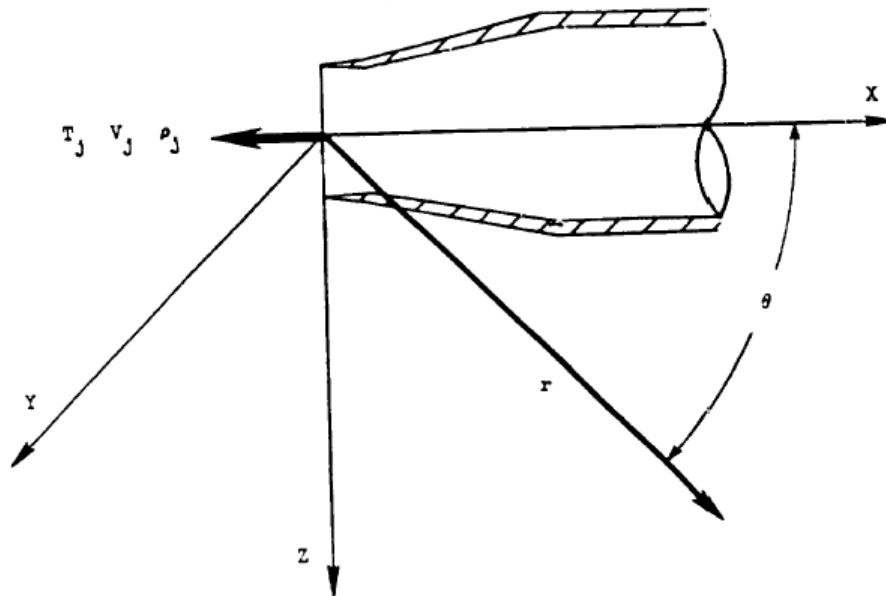
- (α) Εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης (Single Stream Jet Noise Module)
- (β) Εκτίμηση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης (Circular Jet Shock Noise Module)
- (γ) Εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης (Stone Jet Noise Module)
- (δ) Εκτίμηση ήχου δέσμης ακροφυσίου σε δακτυλιοειδές ακροφύσιο (Dual Stream Coannular Jet Noise Module)

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

### 2.4.1 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης

Η μέθοδος εκτίμησης του ήχου ανάμειξης δέσμης βασίζεται στη μέθοδο που περιγράφεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Single Stream Jet Noise Module' [2]. Η μέθοδος εφαρμόζει εμπειρικά δεδομένα για την παραγωγή φασμάτων ήχου συναρτήσει της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης.

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το ακροφύσιο που δίνεται στο Σχήμα 2.11.



Σχήμα 2.11: Κυκλικό ακροφύσιο μονού ρεύματος

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
$\delta$	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα μηχανής (deg)

Γεωμετρία Ακροφυσίου	
$A_j^* = \frac{A_j}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

Παράμετροι Ήχου Δέσμης	
$T_j^* = \frac{T_j}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης
$V_j^* = \frac{V_j}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$\rho_j^* = \frac{\rho_j}{\rho_\infty}$	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση είναι:

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{\Pi^* A_j^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta, V_j^*) F(S_c, \theta, V_j^*, T_j^*)}{1 - M_\infty \cos(\theta - \delta)} \left( \frac{V_j^* - M_\infty}{V_j^*} \right)^{m(\theta)} \quad (2.34)$$

Στην εξίσωση 2.34 το  $\Pi^*$  είναι η συνολική ακουστική ισχύς,  $D(\theta)$  είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης και το  $F$  είναι η φασματική συνάρτηση. Η απόσταση πηγής από τον παρατηρητή  $r_s^*$  εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.35)$$

Η αδιάστατη ακουστική ισχύς δίνεται από την εξίσωση 2.36 και είναι μια παραλλαγή του κλασικού νόμου της  $V^8$

$$\Pi^* = (6.67 \times 10^{-5}) (\rho_j^*)^\omega (V_j^*)^8 P(V_j^*) \quad (2.36)$$

Δύο εμπειρικές συναρτήσεις απαιτούνται στην εξίσωση αυτή. Ο εκθέτης πυκνότητας  $\omega$  ο οποίος είναι συνάρτηση του  $\log_{10} V_j^*$  παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.12 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.12. Ο συντελεστής δυναμικής απόκλισης  $P$  ο οποίος δίνει την απόκλιση από τον κλασικό νόμο της  $V^8$  παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.13 και δίνεται συναρτήσει του  $\log_{10} V_j^*$  στον Πίνακα Π2.13.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  είναι μια εμπειρική συνάρτηση της γωνιάς  $\theta$  και της ταχύτητας δέσμης  $V_j^*$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.14 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.14.

Ο συντελεστής φασματικής κατανομής  $F$  είναι μια εμπειρική συνάρτηση του διορθωμένου αριθμού Strouhal  $S_c$ , της γωνίας  $\theta$ , της ταχύτητας  $V_j^*$  και της θερμοκρασίας  $T_j^*$  της δέσμης, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.16 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.16.

Ο διορθωμένος αριθμός Strouhal δίνεται από τη σχέση

$$S_c = \frac{f^* d_j^*}{\xi(V_j^* - M_\infty)} \quad (2.37)$$

ο αριθμός Helmholtz είναι

$$f^* = \frac{f\sqrt{A_e}}{c_\infty} \quad (2.38)$$

και η διάμετρος δέσμης

$$d_j^* = \sqrt{\frac{4A_j^*}{\pi}} \quad (2.39)$$

Ο συντελεστής διόρθωσης του αριθμού Strouhal  $\xi$  ο οποίος είναι συνάρτηση της γωνίας  $\theta$  και της ταχύτητας  $V_j^*$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.15 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.15. Ο εκθέτης  $m(\theta)$  είναι δείκτης της ταχύτητας και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.17.

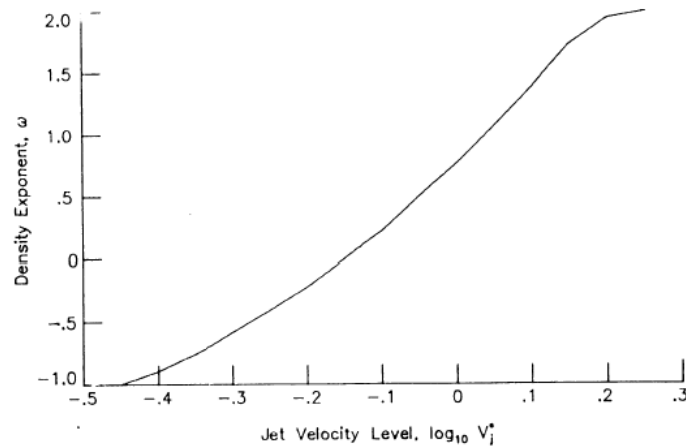
Οι τιμές των παραμέτρων για πλήρως ανεπτυγμένη δέσμη υπολογίζονται βάσει των εξισώσεων του Παραρτήματος Π3.

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης από την εξίσωση 2.34. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

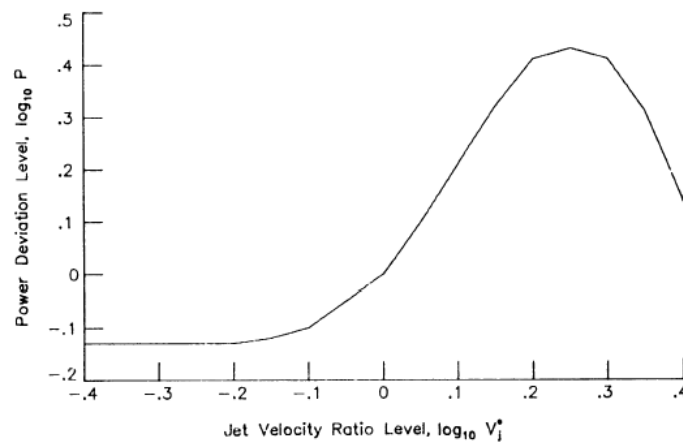
Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

Η μέθοδος αναφοράς του ICAO για τον υπολογισμό του ήχου ανάμειξης δέσμης παρουσιάζει διαφοροποίηση ως προς τις τιμές του εκθέτη ταχύτητας  $m(\theta)$  και δίνονται στον Πίνακα Π2.17.

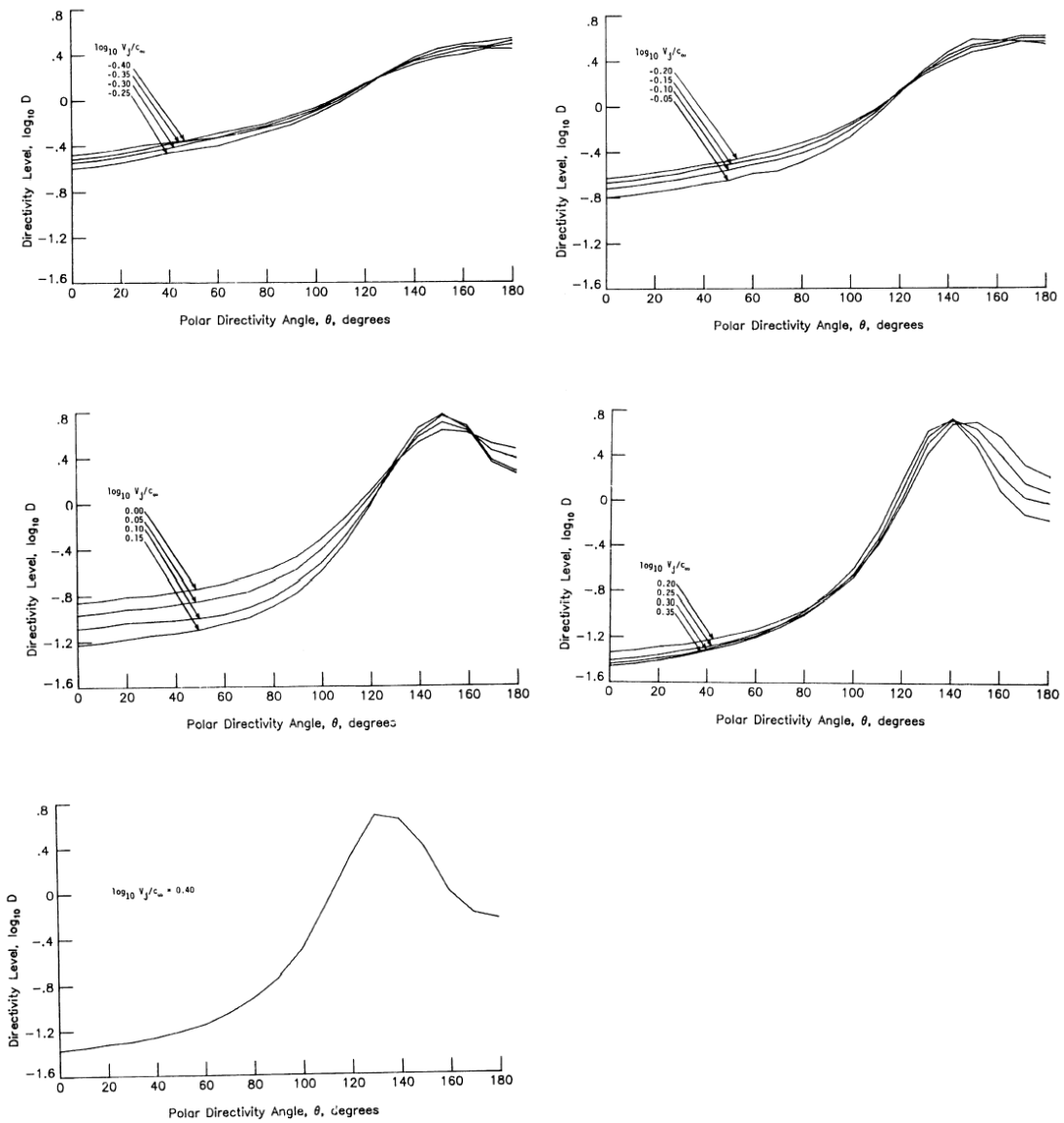
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου Ανάμειξης Δέσμης έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας SGLJET η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.5.



Σχήμα 2.12: Εκθέτης πυκνότητας  $\omega$

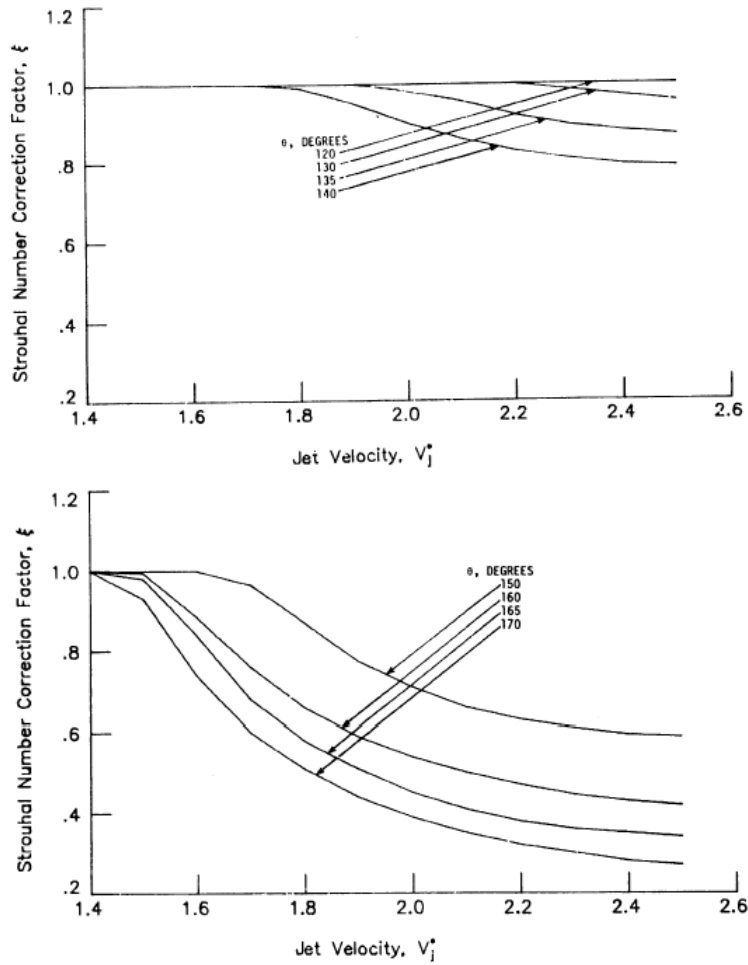


Σχήμα 2.13: Συντελεστής δυναμικής απόκλισης P

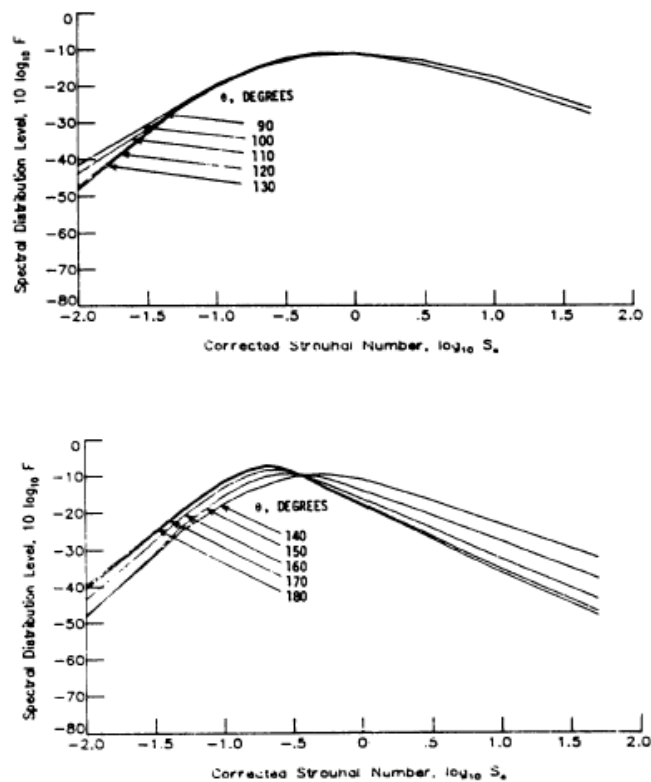


Σχήμα 2.14: Συνάρτηση κατεύθυνσης D





Σχήμα 2.15: Συντελεστής διόρθωσης ξ του αριθμού Strouhal



Σχήμα 2.16: Συντελεστής κατανομής F (για  $T_j^* = 1$  ,  $\log_{10} V_j^* = 0.1$ )

### 2.4.2 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Κυμάτων Κρούσης

Η μέθοδος εκτίμησης του ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης έχει αναπτυχθεί από τον Tanna, περιγράφεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Circular Jet Shock Noise Module' [2]. Η μέθοδος εκτιμά τον ευρυζωνικό θόρυβο κυμάτων κρούσης ενός απλού συγκλίνοντος ακροφυσίου που λειτουργεί σε υπερκρίσιμους λόγους πίεσης. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούνται φασματικές συναρτήσεις και μια συνάρτηση αλληλεπίδρασης κύματος κρούσης για την παραγωγή φασμάτων ήχου συναρτήσει της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης.

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το ακροφύσιο στο Σχήμα 2.11.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
$\delta$	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα μηχανής (deg)
$N_s$	Αριθμός κυμάτων κρούσης

Γεωμετρία Ακροφυσίου	
$A_j^* = \frac{A_j}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

Παράμετροι Ήχου Δέσμης	
$M_j$	Αριθμός Mach πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$T_j^* = \frac{T_j}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης
$V_j^* = \frac{V_j}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα ( $kg/m^3$ )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
θ	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση είναι:

$$\langle p^2 \rangle^* = (1.920 \times 10^{-3}) \frac{A_j^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{[1+W(\sigma, \theta, V_j^*)]}{[1-M_\infty \cos(\theta-\delta)]^4} \beta^n H(\sigma) \quad (2.40)$$

όπου  $r_s^*$  είναι η αδιάστατη απόσταση πηγής από τον παρατηρητή και εκφράζεται σε αδιάστατη μορφή ως

$$r_s^* = r_s / \sqrt{A_e} \quad (2.41)$$

$\sigma$  είναι η παράμετρος συχνότητας και δίνεται από τη σχέση

$$\sigma = 7.80\beta(1 - M_\infty \cos\theta) \sqrt{A_j^*} f^* \quad (2.42)$$

$f^*$  είναι ο αριθμός Helmholtz  $f^* = \frac{f\sqrt{A_e}}{c_\infty}$

Η παράμετρος  $\beta$  ορίζεται ως

$$\beta = (M_j - 1)^{1/2} \quad (2.43)$$

και αποτελεί μέτρο της σχετικής δύναμης κρούσης. Η παράμετρος  $\beta$  πρέπει να είναι μεγαλύτερη του μηδέν για να έχουμε θόρυβο κρούσης. Ο εκθέτης  $n$  της παραμέτρου  $\beta$  εξαρτάται από το Mach της δέσμης  $M_j$  και την θερμοκρασία  $T_j^*$  της δέσμης ως εξής

$$n = \begin{cases} 1 & \text{Unheated jet } T_j^* < 1.1 \text{ με } \beta > 1.0 \\ 2 & \text{Heated jet } T_j^* \geq 1.1 \text{ με } \beta > 1.0 \\ 4 & \text{All jets με } \beta \leq 1 \end{cases} \quad (2.44)$$

Η συνάρτηση αλληλεπίδρασης κυμάτων κρούσης  $W$  είναι συνάρτηση της παραμέτρου συχνότητας  $\sigma$ , της γωνίας  $\theta$  της ταχύτητας  $V_j^*$  της δέσμης και δίνεται από τη σχέση

$$W = \frac{4}{N_s} \sum_{k=1}^{N_s-1} [C(\sigma)]^{k^2} \sum_{m=0}^{N_s-(k+1)} \frac{\sin(b\sigma q_{km}/2)}{b\sigma q_{km}} \cos(\sigma q_{km}) \quad (2.45)$$

όπου

$$q_{km} = \frac{1.70k}{V_j^*} \left[ 1 - 0.06 \left( m + \frac{k+1}{2} \right) \right] (1 + 0.7V_j^* \cos \theta) \quad (2.46)$$

και  $b=0.23077$ . Ο συντελεστής συσχέτισης  $C$  της εξίσωσης 2.45 παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.17 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.18. Η φασματική συνάρτηση  $H$  της εξίσωσης 2.40 παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.18 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.19. Στην περίπτωση που έχουμε unheated jet τότε η τιμή του  $\log_{10} H$  είναι κατά 2dB μικρότερη από ότι σε διαφορετική περίπτωση.

Αν στους υπολογισμούς μας θέλουμε να προσθέσουμε και περιορισμούς κατά ICAO τότε για τον υπολογισμό της αδιάστατης μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης χρησιμοποιούμε τη σχέση

$$\langle p^2 \rangle_{\text{ref}}^* = D(\theta) \langle p^2 \rangle^* \quad (2.47)$$

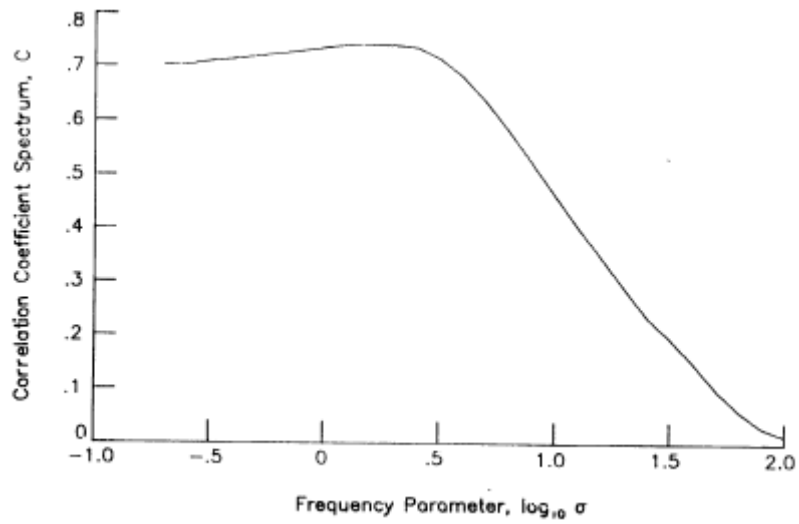
όπου οι τιμές της συνάρτησης κατεύθυνσης  $D(\theta)$  δίνονται στον Πίνακα Π2.20.

Οι τιμές των παραμέτρων για πλήρως ανεπτυγμένη δέσμη υπολογίζονται βάσει των εξισώσεων του Παραρτήματος Π3.

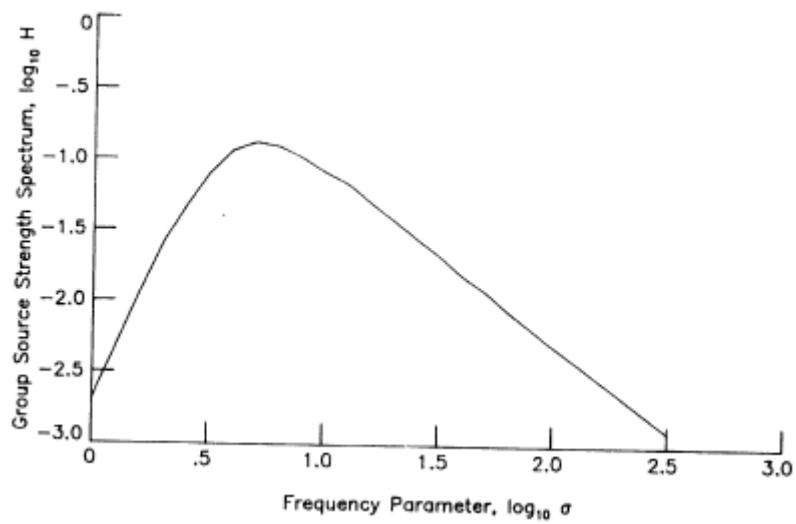
Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης είτε από την εξίσωση 2.40 (σύμφωνα με ANOPP) είτε από εξίσωση 2.47 (σύμφωνα με ICAO). Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση 2.16.

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας SAESHK η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.6.



Σχήμα 2.17: Συντελεστής συσχέτισης C

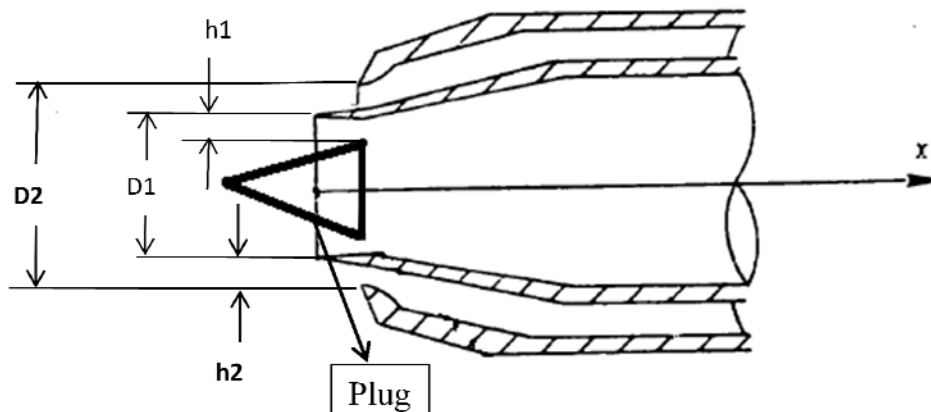


Σχήμα 2.18: Φασματική συνάρτηση H

### 2.4.3 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης υπολογίζει τη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης για απλό κυκλικό ακροφύσιο και για ομοαξονικό κυκλικό ακροφύσιο. Στη μέθοδο περιλαμβάνεται εκτίμηση του ήχου ανάμειξης δέσμης αλλά και του ευρυζωνικού ήχου κυμάτων κρούσης. Η μέθοδος έχει αναπτυχθεί από τον J.R.Stone και περιγράφεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Stone Jet Noise Module' [2]. Η μέθοδος περιορίζεται για ακροφύσια στα οποία η ταχύτητα δέσμης πυρήνα είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα παράκαμψης. Μόνο η ταχύτητα δέσμης πυρήνα μπορεί να είναι υπερηχητική.

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το ακροφύσιο στο Σχήμα 2.19.



$$d_{e,1} = 2\sqrt{D_1 h_1 - h_1^2} \quad d_{h,1} = 2h_1$$

$$d_{e,2} = 2\sqrt{D_2 h_2 - h_2^2} \quad d_{h,2} = 2h_2$$

Σχήμα 2.19: Ομοαξονικό κυκλικό ακροφύσιο

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

<b>Σταθερές Εισόδου</b>	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
$\delta$	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα μηχανής (deg)

<b>Γεωμετρία Ακροφυσίου</b>	
$A_{j,1}^* = \frac{A_{j,1}}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$d_{e,1}^* = \frac{d_{e,1}}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη πραγματική ισοδύναμη διάμετρος κυρίως ρεύματος
$d_{h,1}^* = \frac{d_{h,1}}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος κυρίως ρεύματος
$A_{j,2}^* = \frac{A_{j,2}}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$d_{h,2}^* = \frac{d_{h,2}}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος ρεύματος παράκαμψης

<b>Παράμετροι Ήχου Δέσμης</b>	
$M_1$	Αριθμός Mach πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$T_1^* = \frac{T_1}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος
$V_1^* = \frac{V_1}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$M_2$	Αριθμός Mach πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$T_2^* = \frac{T_2}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$V_2^* = \frac{V_2}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα ( kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$p_\infty$	Πίεση περιβάλλοντος (Pa)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

### Ήχος Ανάμειξης Δέσμης

Η εξίσωση υπολογισμού για την αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση ήχου ανάμειξης δέσμης σε απόσταση  $r_s$  από τον παρατηρητή είναι

$$\langle p^2(r_s^*, \theta) \rangle^* = \frac{\langle p^2(\sqrt{A_e}, 90^\circ) \rangle^*}{(r_s^*)^2} \left[ \frac{1 + (0.124V_1^*)^2}{(1 + 0.62V_1^* \cos \theta)^2 + (0.124V_1^*)^2} \right]^{3/2} D_m(\theta) F_m(S_m, \theta) H_m(M_\infty, \theta, V_1^*, \rho_1^*, T_1^*) G_c G_p \quad (2.48)$$

Στην εξίσωση 2.48 το  $\langle p^2(\sqrt{A_e}, 90^\circ) \rangle^*$  είναι η αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση για ακίνητο αεροσκάφος σε απόσταση αναφοράς από την έξοδο του ακροφυσίου  $\sqrt{A_e}$  και αναφέρεται σε γωνία  $\theta=90^\circ$ ,  $r_s^*$  είναι η αδιάστατη απόσταση εξόδου του ακροφυσίου ( $r_s^* = r_s/\sqrt{A_e}$ ) από τον παρατηρητή,  $F_m(S_m, \theta)$  είναι φασματική συνάρτηση κατανομής και παρουσιάζεται στον Πίνακα Π2.21,  $H_m(M_\infty, \theta, V_1^*, \rho_1^*, T_1^*)$  είναι παράγοντας πτήσης,  $G_c$  και  $G_p$  είναι παράγοντες διαμόρφωσης. Τέλος το  $D_m(\theta)$  προσφέρει πληροφορίες κατεύθυνσης, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.20 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.22. Καθένας από αυτούς τους παράγοντες θα εξεταστούν λεπτομερώς στη συνέχεια.



Η αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση σε απόσταση αναφοράς και για  $\theta=90^\circ$  υπολογίζεται ως εξής

$$\langle p^2(\sqrt{A_e}, 90^\circ) \rangle^* = \frac{2.502 \times 10^{-6} A_{j,1}^* (\rho_1^*)^{\omega_0} (V_1^*)^{7.5}}{[1+(0.124V_1^*)^2]^{3/2}} \quad (2.49)$$

όπου το  $\omega_0$  είναι μια εμπειρική συνάρτηση της μορφής

$$\omega_0 = \frac{2(V_1^*)^{3.5}-0.6}{(V_1^*)^{3.5}+0.6} \quad (2.50)$$

Ο παράγοντας  $F_m(S_m, \theta)$  είναι συνάρτηση της τροποποιημένης γωνίας κατεύθυνσης  $\theta \hat{=} \theta(V_1^*)^{0.1}$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.21 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.21.

Ο αριθμός ανάμειξης Strouhal  $S_m$  υπολογίζεται από την εξίσωση

$$S_m = \frac{f^* d_{j,1}^* [1-M_\infty \cos(\theta-\delta)] (T_1^*)^{0.4(1+\cos\theta)}}{V_1^* \left(1 - \frac{M_\infty}{V_1^*}\right)} \left\{ \frac{[1+0.62(V_1^*-M_\infty) \cos\theta]^2 + [0.124(V_1^*-M_\infty)]^2}{(1+0.62V_1^* \cos\theta)^2 + (0.124V_1^*)^2} \right\}^{1/2} g_c g_p \quad (2.51)$$

Στην εξίσωση 2.51 το  $f^*$  είναι ο αριθμός Helmholtz και δίνεται ως

$$f^* = \frac{f\sqrt{A_e}}{c_\infty} \quad (2.52)$$

το  $d_{j,1}^*$  είναι η διάμετρος δέσμης και ορίζεται ως

$$d_{j,1}^* = \sqrt{\frac{4A_{j,1}^*}{\pi}} \quad (2.53)$$

Η συνάρτηση  $F_m(S_m, \theta)$  κανονικοποιείται έτσι ώστε το άθροισμα για όλους τους αριθμούς Strouhal στο 1/3 της οκτάβας να είναι

$$\sum_{S_m} F_m(S_m, \theta) = 1 \quad (2.54)$$

Οι παράγοντες  $g_c$  και  $g_p$  προσαρμόζουν τον αριθμό Strouhal ανάλογα με τη διάταξη του ακροφυσίου. Οι παράγοντες δίνονται από τις σχέσεις

$$g_p = \begin{cases} (R_d)^{0.4} & \text{(ακροφύσιο με plug)} \\ 1 & \text{(ακροφύσιο χωρίς plug)} \end{cases} \quad (2.55)$$

$$g_c = \begin{cases} (1 - T_2^* f_s / T_1^*)^{-1} & \text{(ομοαξονικό ακροφύσιο)} \\ 1 & \text{(απλό συγκλίνον ακροφύσιο)} \end{cases} \quad (2.56)$$

$$\text{όπου } R_d = d_{h,1}^* / d_{e,1}^* \quad (2.57)$$

Το  $f_s$  είναι συνάρτηση των  $1 + A_{j,2}^* / A_{j,1}^*$  και  $V_2^* / V_1^*$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.22 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.23.

Ο παράγοντας πτήσης  $H_m$  καθορίζεται από την εξίσωση

$$H_m = \left\{ \frac{(1 + 0.6 V_1^* \cos \theta)^2 (0.124 V_1^*)^2}{[1 + 0.62 (V_1^* - M_\infty) \cos \theta]^2 [0.124 (V_1^* - M_\infty)]^2} \right\}^{3/2} \frac{(1 - M_\infty / V_1)^5 (\rho_1^*)^{\omega - \omega_0}}{1 - M_\infty \cos(\theta - \delta)} \quad (2.58)$$

όπου

$$\omega - \omega_0 = \frac{1.8 \{ [V_1^* (1 - M_\infty / V_1^*)^{2/3}]^{3.5} - (V_1^*)^{3.5} \}}{\{ 0.6 + [V_1^* ((1 - M_\infty / V_1^*)^{2/3})]^{3.5} \} [0.6 + (V_1^*)^{3.5}]} \quad (2.59)$$

Η συνάρτηση  $H_m$  κανονικοποιείται έτσι ώστε να ισούται με μονάδα για  $M_\infty = 0$  ανεξάρτητα από τις τιμές των υπολοίπων παραμέτρων

$$H_m(0, \theta, V_1^*, \rho_1^*, T_1^*) = 1 \quad (2.60)$$

Οι παράγοντες  $G_c$  και  $G_p$  προσαρμόζουν την ακουστική πίεση ανάλογα με την διάταξη του ακροφυσίου

Ο παράγοντας  $G_p$  ορίζεται ως

$$G_p = \begin{cases} \left(0.10 + \frac{2R_d^2}{1+R_d^2}\right)^{0.3} & \text{(ακροφύσιο με plug)} \\ 1 & \text{(ακροφύσιο χωρίς plug)} \end{cases} \quad (2.61)$$

Ο παράγοντας  $G_c$  δίνεται από την σχέση

$$G_c = \begin{cases} \left(\frac{T_1^*}{T_2^*}\right)^{1/2} \left\{ (1 - V_2^*/V_1^*)^m + \frac{1.2 \left[ 1 + \frac{A_{j,2}^* (V_2^*)^2}{A_{j,1}^* (V_1^*)^2} \right]^4}{\left(\frac{A_{j,2}^*}{A_{j,1}^*}\right)^3} \right\} & \text{(ακροφύσιο διπλού ρεύματος χωρίς ανάμειξη ρευμάτων)} \\ 1 & \text{(ακροφύσιο διπλού ρεύματος με ανάμειξη ρευμάτων)} \end{cases} \quad (2.62)$$

Ο εκθέτης  $m$  δίνεται από τη σχέση

$$m = \begin{cases} 1.1 \sqrt{A_{j,2}^*/A_{j,1}^*} & A_{j,2}^*/A_{j,1}^* < 29.7 \\ 1 & A_{j,2}^*/A_{j,1}^* \geq 29.7 \end{cases} \quad (2.63)$$

### Ήχος Δέσμης Κυμάτων Κρούσης

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης δίνεται από την εξίσωση

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{(3.15 \times 10^{-4}) A_{j,1}^*}{(r_s^*)^2} \frac{\beta^4}{1-\beta^4} \frac{F_s(S_s) D_s(\theta, M_1) G_c}{1-M_\infty \cos(\theta-\delta)} \quad (2.64)$$

όπου  $\beta$  η παράμετρος λόγου πίεσης

$$\beta = (M_1^2 - 1)^{1/2} \quad (2.65)$$

η οποία πρέπει να είναι μεγαλύτερη από μηδέν για να υπάρξει ήχος δέσμης κυμάτων κρούσης.

Η συνάρτηση  $D_s(\theta, M_1)$  παρέχει την εξάρτηση του ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης, για σταθερό αεροσκάφος, με τη γωνία κατεύθυνσης  $\theta$  και τον αριθμό Mach πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος  $M_1$ . Η συνάρτηση αυτή δίνεται από τη σχέση

$$D_s(\theta, M_1) = \begin{cases} 1 & \theta \leq \theta_m \\ 1.189 & \theta > \theta_m \end{cases} \quad (2.66)$$

όπου  $\theta_m$  είναι η γωνία Mach και ορίζεται ως

$$\theta_m = \text{Arcsin}(1/M_1) \tag{2.67}$$

Το φασματικό περιεχόμενο του ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης εξασφαλίζεται από τη συνάρτηση  $F_s(S_s)$  η οποία εξαρτάται από τον αριθμό Strouhal  $S_s$

$$S_s = \frac{f^* d_{h,1}^*}{0.70V_1^*} \beta [1 - M_\infty \cos(\theta - \delta)] [(1 + 0.7V_1^* \cos \theta) + (0.14V_1^*)^2]^{1/2} \tag{2.68}$$

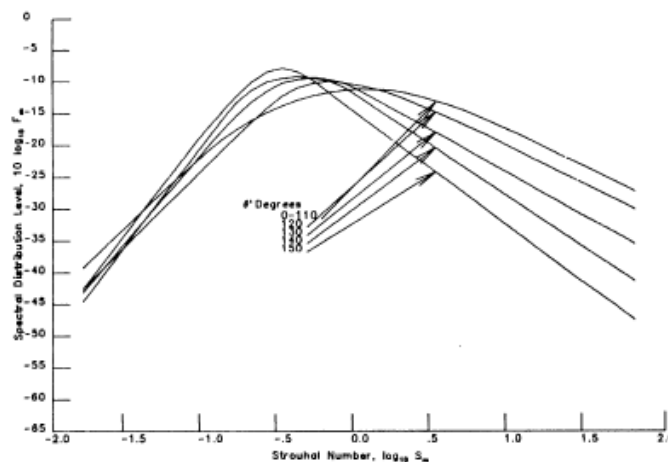
Η συνάρτηση  $F_s$  παρουσιάζεται στον Πίνακα Π2.24.

Οι τιμές των παραμέτρων για πλήρως ανεπτυγμένη δέσμη υπολογίζονται βάσει των εξισώσεων του Παραρτήματος Π3.

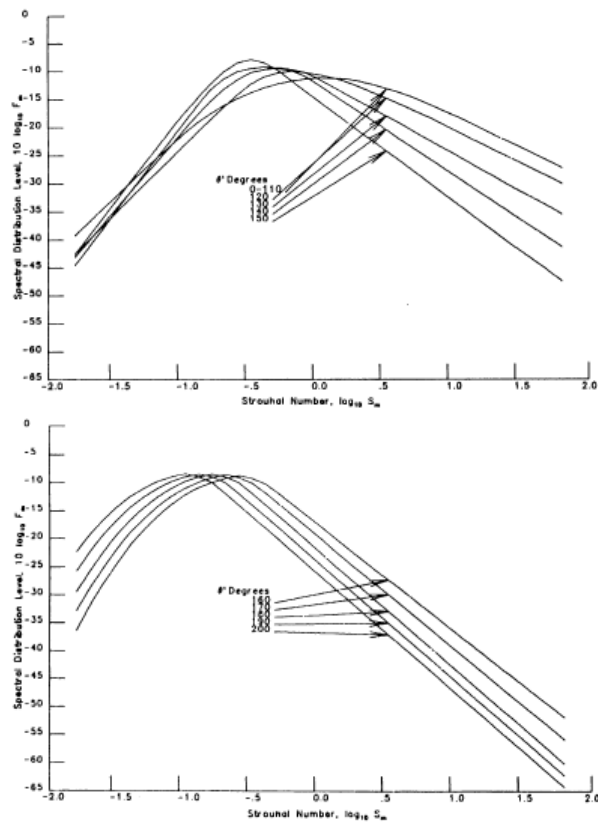
Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης είναι το άθροισμα για ήχο ανάμειξης δέσμης όπως υπολογίζεται από την εξίσωση 2.48 και για ήχο δέσμης κυμάτων κρούσης όπως υπολογίζεται από την εξίσωση 2.64. Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

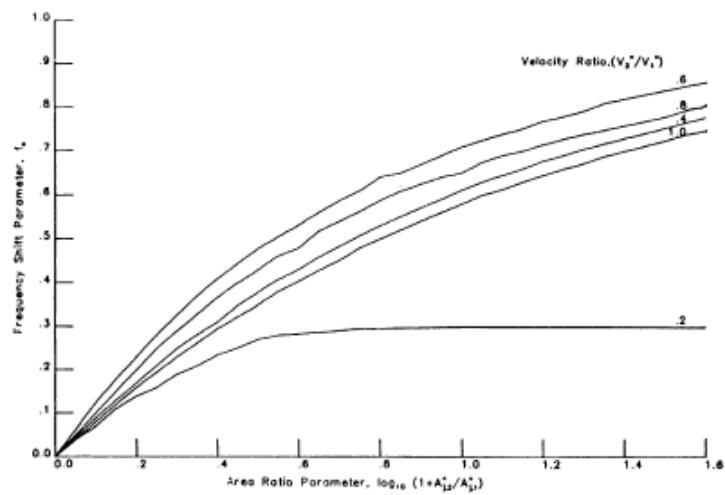
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας STNJET η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.7.



Σχήμα 2.20: Όρια κατεύθυνσης  $10 \log_{10} D_m$  για ήχο ανάμειξης δέσμης



Σχήμα 2.21: Φασματική κατανομή 10 log<sub>10</sub> F<sub>m</sub> για ήχο ανάμειξης δέσμης



Σχήμα 2.22: Παράμετρος μεταβολής συχνότητας f<sub>s</sub>

#### 2.4.4 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ακροφυσίου Διπλού Ρεύματος

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης ακροφυσίου προβλέπει την εκτίμηση ήχου σε δακτυλιοειδές ακροφύσιο. Προϋπόθεση για τη μέθοδο αυτή είναι η ταχύτητα του ρεύματος παράκαμψης να είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα δέσμης πυρήνα. Η μέθοδος μετατρέπει το ακροφύσιο με ρεύμα παράκαμψης σε απλό συγκλίνον ακροφύσιο με τα ίδια χαρακτηριστικά (ώση, παροχή μάζας και ενέργειας). Η μέθοδος έχει αναπτυχθεί από τους Pao και Russell και περιγράφεται στο SAE ARP 876 και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP της NASA και συγκεκριμένα μέσω του module 'Dual Stream Coannular Jet Noise Module' [2].

Για την περιγραφή της μεθόδου θεωρούμε το ακροφύσιο του Σχήματος 2.19.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου :

Σταθερές Εισόδου	
$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$N_e$	Αριθμός κινητήρων
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
$\delta$	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα μηχανής (deg)

Γεωμετρία Ακροφυσίου	
$A_{j,1}^* = \frac{A_{j,1}}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$A_{j,2}^* = \frac{A_{j,2}}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$d_{h,2}^* = \frac{d_{h,2}}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος δέσμης ρεύματος παράκαμψης

Παράμετροι Ήχου Δέσμης	
$T_1^* = \frac{T_1}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος
$V_1^* = \frac{V_1}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$\gamma_1$	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων δέσμης κυρίως ρεύματος
$\rho_1^* = \frac{\rho_1}{\rho_\infty}$	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
$T_2^* = \frac{T_2}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$V_2^* = \frac{V_2}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$\rho_2^* = \frac{\rho_2}{\rho_\infty}$	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
$\gamma_2$	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων δέσμης ρεύματος παράκαμψης

Ατμοσφαιρικές Συνθήκες	
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα (kg/m <sup>3</sup> )
$M_\infty$	Αριθμός Mach αεροσκάφους
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$p_\infty$	Πίεση περιβάλλοντος (Pa)

Ανεξάρτητες Παράμετροι	
f	Συχνότητα (Hz)
$\theta$	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση παροχής μάζας του ισοδύναμου απλού συγκλίνοντος ακροφύσιου

$$\dot{m}_{eq}^* = \dot{m}_1^* + \dot{m}_2^* \quad (2.69)$$

όπου  $\dot{m}_{1,2}^* = \rho^* A^* V^*$ . Η ισοδύναμη ταχύτητα δέσμης υπολογίζεται από τη σχέση

$$V_{eq}^* = \frac{V_1^* \dot{m}_1^* + V_2^* \dot{m}_2^*}{\dot{m}_{eq}^*} \quad (2.70)$$



Θεωρώντας ότι τα προϊόντα της καύσης δεν επηρεάζουν την τιμή της σταθεράς των αερίων, η ισοδύναμη θερμοκρασία δέσμης μπορεί να υπολογιστεί από την εξίσωση ενέργειας

$$T_{eq}^* = \frac{\dot{m}_1^* \frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1} T_1^* + \dot{m}_2^* \frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1} T_2^*}{\dot{m}_1^* \frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1} + \dot{m}_2^* \frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} \quad (2.71)$$

Ο ισοδύναμος εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων καθορίζεται από τις παροχές μάζας

$$\frac{\gamma_{eq}}{\gamma_{eq} - 1} = \frac{\dot{m}_1^* \frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1} + \dot{m}_2^* \frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1}}{\dot{m}_1^* + \dot{m}_2^*} \quad (2.72)$$

Η ισοδύναμη πυκνότητα δέσμης υπολογίζεται βάση της προϋπόθεσης ότι η στατική πίεση δέσμης είναι ίση με την απόλυτη στατική πίεση.

$$\rho_{eq}^* = \left[ T_{eq} - \frac{\gamma_{eq} - 1}{2} (V_{eq}^*)^2 \right]^{-1} \quad (2.73)$$

και η ισοδύναμη επιφάνεια δέσμης

$$A_{eq}^* = \frac{\dot{m}_{eq}^*}{\rho_{eq}^* V_{eq}^*} \quad (2.74)$$

Η ισοδύναμη διάμετρος δέσμης είναι

$$d_{eq}^* = \left( \frac{4A_{eq}^*}{\pi} \right)^{1/2} \quad (2.75)$$

Η ακουστική ισχύς  $\Pi^*$  υπολογίζεται για την ισοδύναμη δέσμη χρησιμοποιώντας τη μέθοδο εκτίμησης ήχου ανάμειξης δέσμης (Single Stream Jet Noise Module). Ο δακτυλιοειδής παράγοντας κέρδους  $Q$  προστίθεται στη σχέση για να υπολογίζει τις επιδράσεις για δέσμη διπλού ρεύματος. Ο δακτυλιοειδής παράγοντας κέρδους παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.24 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.27.

Η ακουστική ισχύς δίνεται από τη σχέση

$$\Pi^* = (6.67 \times 10^{-5}) \left( \rho_{eq}^* \right)^\omega (V_{eq}^*)^8 P(V_{eq}^*) Q(V_{eq}^*, V_2^*/V_1^*) \quad (2.76)$$

Ο παράγοντας απόκλισης  $P$  είναι συνάρτηση της ισοδύναμης ταχύτητας δέσμης  $\log_{10} V_{eq}^*$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.23 και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.25. Ο εκθέτης πυκνότητας  $\omega$  είναι συνάρτηση της ισοδύναμης ταχύτητας δέσμης  $\log_{10} V_{eq}^*$  και δίνεται στον Πίνακα Π2.26.

Η αδιάστατη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση υπολογίζεται από την ακουστική ισχύ χρησιμοποιώντας μια συνάρτηση κατεύθυνσης και μια συνάρτηση φάσματος.

Για γωνίες κατεύθυνσης μικρότερες από  $110^\circ$  η μέση τετραγωνική πίεση υπολογίζεται από τη σχέση

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{\Pi^* A_{eq}^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta, V_{eq}^*)}{1 - M_\infty \cos(\theta - \delta)} G(\theta, \sigma_1) \left( \frac{V_{eq}^* - M_\infty}{V_{eq}^*} \right)^{m(\theta)} \quad (2.77)$$

και για γωνίες κατεύθυνσης μεγαλύτερες από  $110^\circ$

$$\langle p^2 \rangle^* = \frac{\Pi^* A_{eq}^*}{4\pi(r_s^*)^2} \frac{D(\theta, V_{eq}^*)}{1 - M_\infty \cos(\theta - \delta)} \left[ \frac{G(\theta, \sigma_1)}{1 + \alpha} + \frac{\alpha G(\theta, \sigma_2)}{1 + \alpha} \right] \left( \frac{V_{eq}^* - M_\infty}{V_{eq}^*} \right)^{m(\theta)} \quad (2.78)$$

όπου  $r_s^* = r_s / \sqrt{A_e}$ . Η συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  στις εξισώσεις 2.77 και 2.78 είναι συνάρτηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης  $\theta$  και της ταχύτητας  $\log_{10} V_{eq}^*$ , παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.25 και οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.28. Ο εκθέτης ταχύτητας  $m(\theta)$  είναι συνάρτηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης  $\theta$  και δίνεται στον Πίνακα Π2.29.

Τα δακτυλιοειδή ακροφύσια έχουν φάσματα τα οποία χαρακτηρίζονται από δύο κορυφές. Η πρώτη κορυφή αντιστοιχεί σε χαρακτηριστικά του ρεύματος παράκαμψης για όλες τις πολικές γωνίες κατεύθυνσης. Η δεύτερη κορυφή αντιστοιχεί σε χαρακτηριστικά της δέσμης ανάμειξης για τιμές της πολικής γωνίας κατεύθυνσης μεγαλύτερες από  $110^\circ$ . Τα φάσματα εκφράζονται συναρτήσει του αριθμού Strouhal

$$S = \frac{f^* d_{eq}^*}{V_{eq}^* - M_\infty} (T_{eq}^*)^{0.4} \quad (2.79)$$

Οι κορυφές του αριθμού Strouhal είναι συναρτήσεις της πολικής γωνίας κατεύθυνσης  $\theta$  και του  $\log_{10} V_{eq}^*$ . Η πρώτη κορυφή του αριθμού Strouhal  $S_1$  παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.26 και οι τιμές της δίνονται στον

Πίνακα Π2.30. Η δεύτερη κορυφή του αριθμού Strouhal  $S_2$  παρουσιάζεται στο σχήμα Σχήμα 2.27 και οι τιμές τις δίνονται στον Πίνακα Π2.31. Οι αριθμοί Strouhal που χρησιμοποιούνται για να καθορίσουν το φάσμα ομαλοποιούνται μέσω των κορυφών του αριθμού Strouhal. Οι ομαλοποιημένοι αριθμοί Strouhal  $\sigma$  δίνονται από τις σχέσεις

$$\sigma_1 = \frac{1}{S_1} \frac{f^* d_{eq}^*}{V_{eq}^* - M_\infty} (T_{eq}^*)^{0.4} \quad (2.80)$$

$$\sigma_2 = \frac{1}{S_2} \frac{f^* d_{h,2}^*}{V_{eq}^* - M_\infty} (T_{eq}^*)^{0.4} \quad (2.81)$$

Οι δύο κορυφές φάσματος διαφέρουν σε μέγεθος από ένα συντελεστή  $\acute{\alpha}$ . Αυτός ο συντελεστής μεγέθους ορίζεται ως

$$\acute{\alpha} = \alpha(V_{eq}^*, V_2^*/V_1^*, \theta) \frac{A_2^*}{A_{eq}^*} \quad (2.82)$$

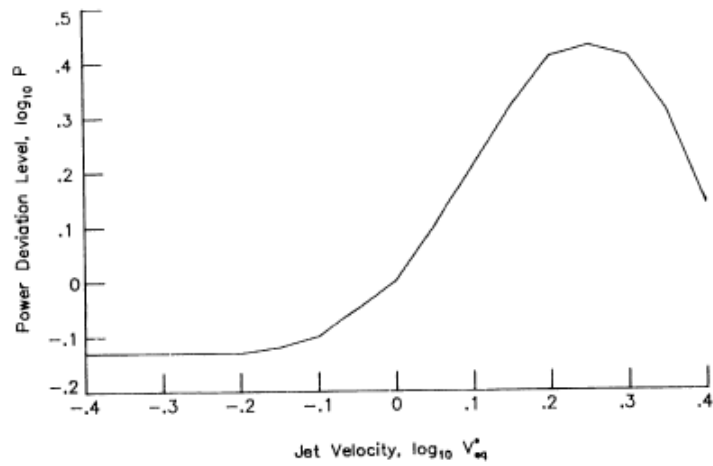
Ο συντελεστής μεγέθους κορυφής  $\acute{\alpha}$  είναι συνάρτηση της ταχύτητας  $\log_{10} V_{eq}^*$ , του λόγου  $V_2^*/V_1^*$  και της πολικής γωνίας κατεύθυνσης, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.28 για γωνία  $\theta=140^\circ$  και οι τιμές του δίνονται στον Πίνακα Π2.32. Η μορφή του φάσματος ορίζεται από τη φασματική κατανομή  $G$ , ως συνάρτηση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης  $\theta$  και του ομαλοποιημένου αριθμού Strouhal  $\sigma$ , οι τιμές της δίνονται στον Πίνακα Π2.33.

Οι τιμές των παραμέτρων για πλήρως ανεπτυγμένη δέσμη υπολογίζονται βάσει των εξισώσεων του Παραρτήματος Π3.

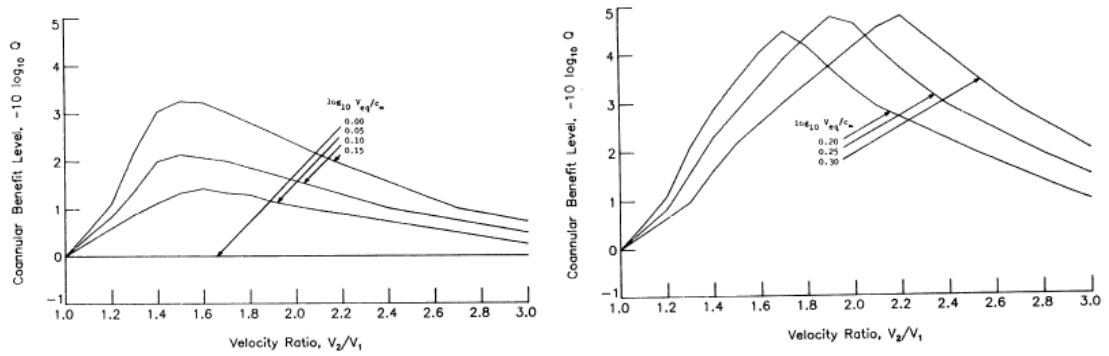
Η αδιάστατη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί για κάθε επιθυμητή συχνότητα και γωνία κατεύθυνσης είτε από την εξίσωση 2.77 (για  $\theta \leq 110^\circ$ ) είτε από την εξίσωση 2.78 (για  $\theta > 110^\circ$ ). Η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης  $p^2$  προκύπτει από τη σχέση  $p^2 = \langle p^2 \rangle^* \rho_\infty^2 c_\infty^4$ .

Ο συνολικός ήχος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.16).

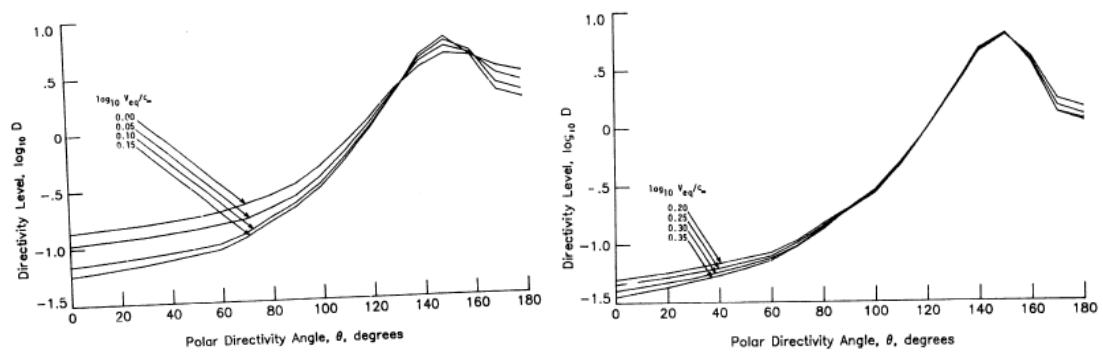
Η μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης ακροφυσίου διπλού ρεύματος έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας CNLJET η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.8.



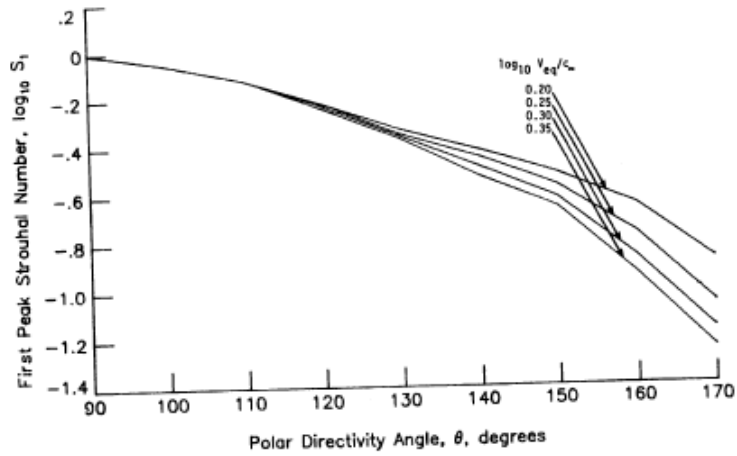
Σχήμα 2.23: Ο παράγοντας απόκλισης P



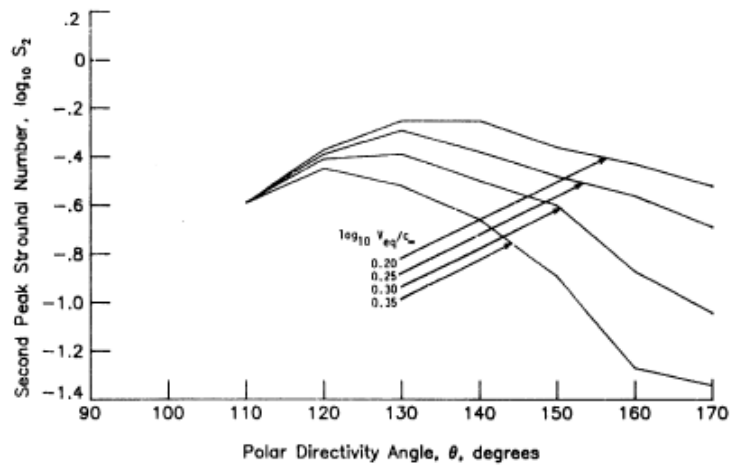
Σχήμα 2.24: Ο δακτυλιοειδής παράγοντας κέρδους Q



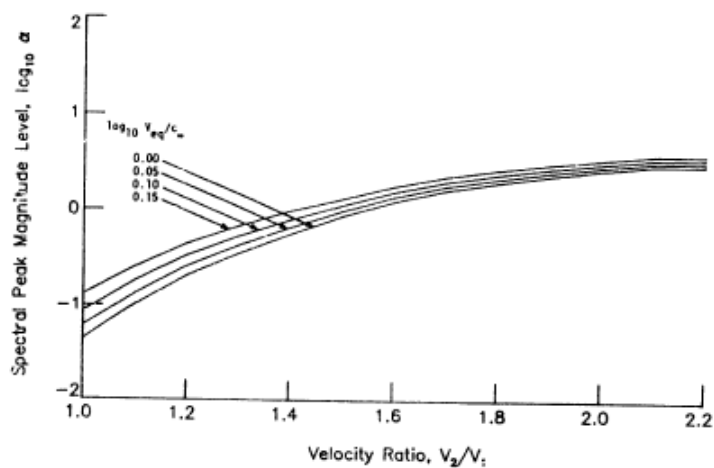
Σχήμα 2.25: Η συνάρτηση κατεύθυνσης D



Σχήμα 2.26: Η πρώτη κορυφή του αριθμού Strouhal  $S_1$



Σχήμα 2.27: Η δεύτερη κορυφή του αριθμού Strouhal  $S_2$



Σχήμα 2.28: Ο συντελεστής μεγέθους κορυφής  $\alpha$

## 2.5 Υπολογισμός Αποτελεσματικού Ήχου από Μετρήσεις

Έστω ότι για μια χρονική στιγμή  $k$  έχουμε τιμές του φάσματος ήχου  $SPL(i,k)$  που αντιστοιχούν στις 24 ζώνες συχνότητας του 1/3 της οκτάβας. Για κάθε μια από αυτές τις τιμές υπολογίζεται ο αντιληπτός ήχος (Perceived Noisiness) σε μονάδες που σύμφωνα με την παρακάτω σχέση

$$n(i, k) = \begin{cases} 10^{M(c)[SPL(i,k)-SPL(c)]} & , SPL(i,k) \geq SPL(\alpha) \\ 10^{M(b)[SPL(i,k)-SPL(b)]} & , SPL(b) \leq SPL(i,k) \leq SPL(\alpha) \\ 0.3 \times 10^{M(e)[SPL(i,k)-SPL(e)]} & , SPL(e) \leq SPL(i,k) \leq SPL(b) \\ 0.1 \times 10^{M(d)[SPL(i,k)-SPL(d)]} & , SPL(d) \leq SPL(i,k) \leq SPL(e) \end{cases} \quad (2.83)$$

όπου οι συντελεστές  $M(c)$ ,  $M(b)$ ,  $M(d)$ ,  $M(e)$ ,  $SPL(\alpha)$ ,  $SPL(b)$ ,  $SPL(d)$  και  $SPL(e)$  εξαρτώνται από τη ζώνη συχνότητας και δίνονται στον Πίνακα 2.1.

Πίνακας 2.1: Σταθερές της μαθηματικής σχέσης για τον υπολογισμό του αντιληπτού ήχου

BAND (i)	f HZ	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	63	85.9	60	51	44	51	0.040570		0.068160	"
3	80	87.3	56	49	39	46	0.036831		"	0.052288
4	100	79.0	53	47	34	42	"		0.059640	0.47534
5	125	79.8	51	46	30	39	0.035336		0.053013	0.043573
6	160	76.0	48	45	27	36	0.033333			"
7	200	74.0	46	43	24	33	"			0.040221
8	250	74.9	44	42	21	30	0.032051			0.037349
9	315	94.6	42	41	18	27	0.030675	0.030103		0.034859
10	400	∞	40	40	16	25	0.030103			
11	500		40	40	16	25				
12	630		40	40	16	25				
13	800		40	40	16	25				
14	1 000		40	40	16	25			0.053013	
15	1 250		38	38	15	23	0.030103		0.059640	0.034859
16	1 600		34	34	12	21	0.029960		0.053013	0.040221
17	2 000		32	32	9	18			"	0.037349
18	2 500		30	30	5	15			0.047712	0.034859
19	3 150		29	29	4	14			"	
20	4 000		29	29	5	14			0.053013	
21	5 000		30	30	6	15			"	0.034859
22	6 300	∞	31	31	10	17	0.029960		0.068160	0.037349
23	8 000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	"
24	10 000	50.7	41	37	21	29	"	"	0.059640	0.043573

Από τις τιμές αυτές υπολογίζουμε το συνολικό επίπεδο του αντιληπτού ήχου (Total Perceived Noisiness) βάση της παρακάτω σχέσης

$$N(k) = 0.85 \text{Max}[n(i, k)] + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i, k) \quad (2.84)$$

Στη συνέχεια μετατρέπουμε τον συνολικό αντιληπτό θόρυβο σε επίπεδο αντιληπτού ήχου (Perceived Noise Level) PNL(k) σύμφωνα με την σχέση

$$\text{PNL}(k) = 40 + \frac{10}{\log_{10} 2} \log_{10} N(k) \quad (2.85)$$

Οι τιμές αυτές διορθώνονται, λαμβάνοντας υπόψη τις ιδιομορφίες του φάσματος, προσθέτοντας τον συντελεστή διόρθωσης τόνου C(k) οπότε προκύπτουν τα τονικά διορθωμένα επίπεδα αντιληπτού ήχου PNLT(k) σύμφωνα με τη σχέση

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k) \quad (2.86)$$

Ο συντελεστής διόρθωσης τόνου C(k) υπολογίζεται σύμφωνα με την παρακάτω διαδικασία: Αρχικά υπολογίζουμε τις αλλαγές του φάσματος s(i,k) ως εξής

$$s(i, k) = \text{SPL}(i, k) - \text{SPL}(i - 1, k) \quad i=1,24 \quad (2.87)$$

Στη συνέχεια εκτιμούμε τις ιδιομορφίες του φάσματος υπολογίζοντας τους συντελεστές ir(i,k) σύμφωνα με τη σχέση

$$\text{ir}(i, k) = \begin{cases} 1, & \Delta s(i,k) = s(i,k) - s(i-1,k) > 5 \text{ και } s(i,k) > 0 \\ 0, & \text{αν δεν ισχύει ο πιο πάνω περιορισμός} \end{cases} \quad (2.88)$$

$$\text{ir}(i - 1, k) = \begin{cases} 1, & |\Delta s(i, k)| = |s(i, k) - s(i - 1, k)| > 5, \text{ } s(i-1,k) > 0 \\ 0, & \text{αν δεν ισχύει ο πιο πάνω περιορισμός} \end{cases}$$

οπότε υπολογίζουμε τις νέες φασματικές τιμές  $SPL(i,k)$  σύμφωνα με τη σχέση

$$S\acute{P}L(i, k) = \begin{cases} SPL(i,k) , & ir(i)=0 \\ \frac{SPL(i-1,k)+SPL(i+1,k)}{2} , & ir=1,23 \text{ και } ir(i)=1 \\ SPL(23,k) + s(23,k) , & i=24 \text{ και } ir(24, k) = 1 \end{cases} \quad (2.89)$$

Υπολογίζουμε εκ νέου τις νέες αλλαγές του φάσματος  $\acute{s}(i, k)$  ως εξής

$$\acute{s}(i, k) = \begin{cases} S\acute{P}L(4, k) - S\acute{P}L(3, k) , & i=3 \\ S\acute{P}L(i, k) - S\acute{P}L(i - 1, k) , & i=4:24 \\ S\acute{P}L(24, k) - S\acute{P}L(23, k) , & i=25 \end{cases} \quad (2.90)$$

Και τις μέσες τιμές αυτών λαμβάνοντας 3 διαδοχικές τιμές ακολούθως

$$\bar{s}(i, k) = \frac{\acute{s}(i,k)+\acute{s}(i+1,k)+\acute{s}(i+2,k)}{3} , i=3,23 \quad (2.91)$$

Με βάση τις τιμές αυτές υπολογίζουμε νέες φασματικές τιμές  $S\ddot{P}L(i, k)$  από τη σχέση

$$S\ddot{P}L(i, k) = \begin{cases} SPL(3,k) , & i=3 \\ S\ddot{P}L(i - 1, k) + \bar{s}(i - 1, k) , & i=4:24 \end{cases} \quad (2.92)$$

Με βάση τις αρχικές και τις τελικές φασματικές τιμές υπολογίζουμε τις διαφορές  $F(i,k)$

$$F(i,k)=SPL(i,k)- S\ddot{P}L(i, k) , i=4:24 \quad (2.93)$$



Από αυτές τις τιμές υπολογίζουμε τους συντελεστές  $c(i,k)$  ως εξής

$$\begin{aligned}
 c(i,k) = & \begin{aligned} & F(i,k)/3-1/2, \quad i \leq 10 \text{ ή } i \geq 22, \quad 1.5 \leq F(i,k) < 3 \\ & F(i,k)/6, \quad i \leq 10 \text{ ή } i \geq 22, \quad 3 \leq F(i,k) < 20 \\ & 3+1/3, \quad i \leq 10 \text{ ή } i \geq 22, \quad 20 \leq F(i,k) \end{aligned} \\
 & \hspace{10em} (2.94) \\
 & \begin{aligned} & 2F(i,k)/3-1, \quad 11 \leq i \leq 21, \quad 1.5 \leq F(i,k) < 3 \\ & F(i,k)/3, \quad 11 \leq i \leq 21, \quad 3 \leq F(i,k) < 20 \\ & 6+2/3, \quad 11 \leq i \leq 21, \quad 3 \leq F(i,k) < 20 \end{aligned}
 \end{aligned}$$

Ο συντελεστής  $C(k)$  είναι το μέγιστο των συντελεστών αυτών δηλαδή

$$C(k) = \text{MAX}_{i=4}^{i=24} c(i, k) \quad (2.95)$$

Εκτός από τη διόρθωση λόγω φασματικών ιδιομορφιών έχουμε και τη διόρθωση λόγω της διάρκειας του ήχου. Έστω ότι τα τονικά διορθωμένα επίπεδα ήχου  $\text{PNLT}(k)$  έχουν τη χρονική εξέλιξη που φαίνεται στο Σχήμα 2.29.

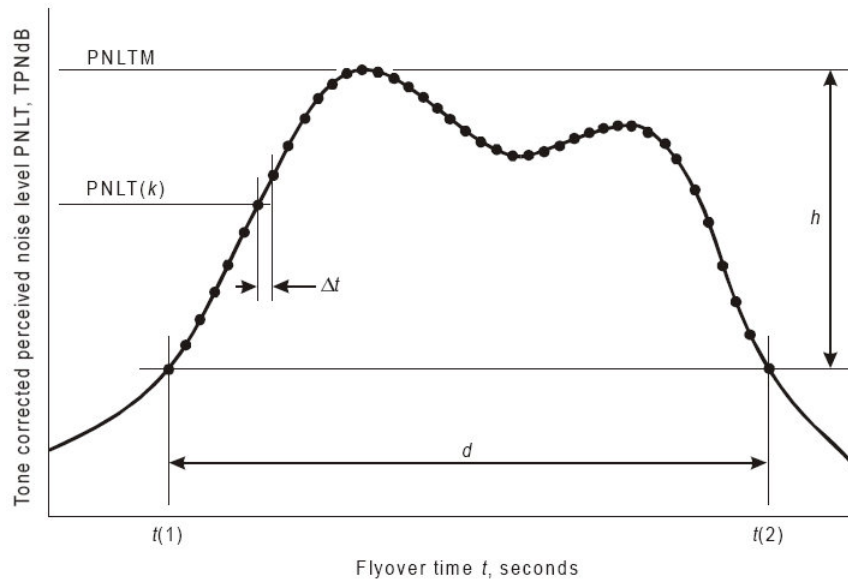
Ο υπολογισμός του τονικά διορθωμένου επιπέδου ήχου έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας  $\text{PNLT}$  και παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.9.2.

Εάν  $\text{PNLTM}$  είναι το μέγιστο επίπεδο ήχου,  $d$  είναι το χρονικό διάστημα στο οποίο το επίπεδο ήχου παραμένει μεγαλύτερο ή ίσο με το  $\text{PNLTM}-10$ ,  $T$  είναι μια χρονική σταθερά κανονικοποίησης και  $\Delta t$  είναι το χρονικό διάστημα μεταξύ δύο διαδοχικών μετρήσεων, τότε ο συντελεστής διόρθωσης διάρκειας  $D$  δίνεται από την παρακάτω σχέση (ο ICAO προτείνει  $T=10 \text{ sec}, \Delta t=0.5 \text{ sec}$ ).

$$D = 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{T} \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot 10^{\frac{\text{PNLT}(k)}{10}} \right] - \text{PNLTM} \quad (2.96)$$

οπότε το αποτελεσματικό αντιληπτό επίπεδο ήχου δίνεται από τη σχέση

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D \quad (2.97)$$



Σχήμα 2.29: Παράδειγμα χρονικής εξέλιξης τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου

Ο υπολογισμός του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας EPNL η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.9.3.

### 2.5.1 Υπολογισμός του Ολικού Επιπέδου Ακουστικής Πίεσης

Όταν δύο ή περισσότερες πηγές ήχου εκπέμπουν ακουστική ενέργεια, συμβάλλουν στο επίπεδο ακουστικής πίεσης σε κάποια απόσταση από τις πηγές. Συγκεκριμένα σε ένα σημείο μακριά από τις πηγές η ακουστική ένταση θα είναι ίση με το άθροισμα των εντάσεων των διαφόρων πηγών.

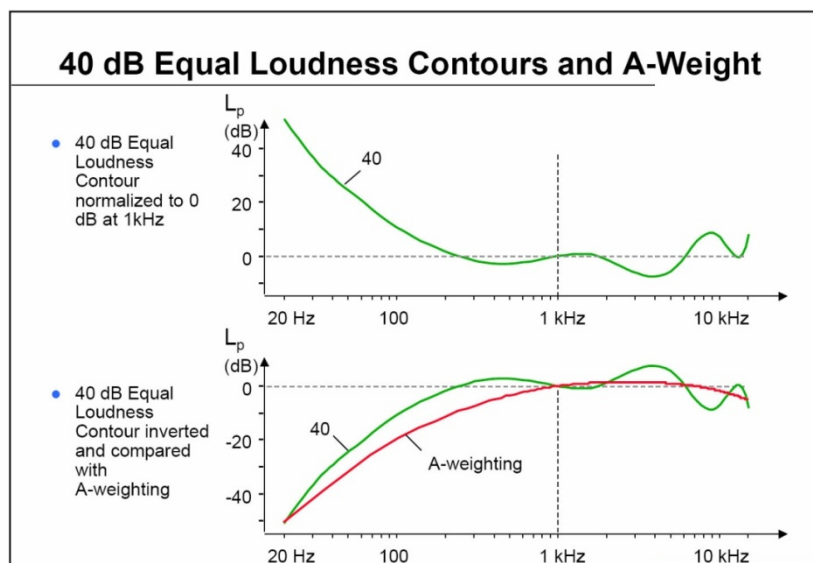
Το ολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης υπολογίζεται από τη σχέση

$$OASPL = 10 \log_{10} \sum 10^{\frac{SPL}{10}}$$

όπου το SPL είναι το επίπεδο της ακουστικής πίεσης που υπολογίσαμε για την κάθε μέθοδο εκτίμησης ήχου.

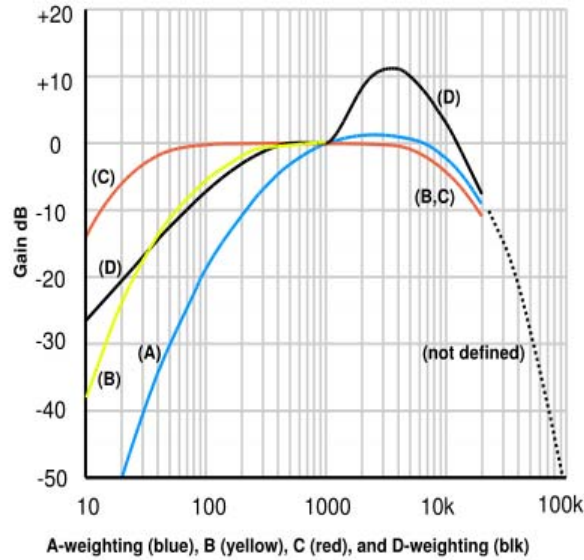
Ο υπολογισμός του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας OASPL η οποία παρουσιάζεται στο Παράρτημα Π1.9.1.

Λαμβάνοντας υπόψη τις ιδιαιτερότητες της ανθρώπινης ακουστικής αντίληψης, στην ανάλυση ακουστικών σημάτων χρησιμοποιούνται καμπύλες βαρύτητας οι οποίες μειώνουν τη συνεισφορά συγκεκριμένων συχνοτήτων, ενώ δίνουν έμφαση σε άλλες. Η βασικότερη από αυτές τις καμπύλες είναι η A η οποία προκύπτει αναστρέφοντας την ισοϋψή καμπύλη ακουστικότητας στα 40dB όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.30.



Σχήμα 2.30: Ισοϋψής καμπύλη για ακουστικότητα 40dB και καμπύλη A-βαρύτητας

Άλλες καμπύλες είναι η B, C, D και E, οι οποίες παρουσιάζονται (πλην της E) στο Σχήμα 2.31. Οι δυο πρώτες ακολουθούν προσεγγιστικά τις καμπύλες ακουστικότητας 70 και 100 dB αντίστοιχα ενώ η καμπύλη D ακολουθεί μια ειδική καμπύλη που δίνει έμφαση στις συχνότητες 1-10kHz και χρησιμοποιείται σε μετρήσεις ήχου αεροσκαφών.



Σχήμα 2.31: Καμπύλες βαρύτητας συχνότητας

Οι σχέσεις υπολογισμού των καμπύλων βαρύτητας συχνότητας παρουσιάζονται στο Παράρτημα Π4.

# 3

## Ανάπτυξη Γραφικού Περιβάλλοντος Επικοινωνίας

Για να μπορούμε να εισάγουμε με ευκολία τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών που κατασκευάσαμε αλλά και για να γίνεται πιο εύκολη η εποπτεία των τελικών αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης, αναπτύξαμε ένα γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας. Για το σκοπό αυτό πήραμε ένα υπάρχον περιβάλλον επικοινωνίας του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π. και το προσαρμόσαμε στις δικές μας απαιτήσεις. Στη συγκεκριμένη εργασία έγινε σχεδίαση του γραφικού περιβάλλοντος ενώ ο προγραμματισμός του έγινε από το προσωπικό του εργαστηρίου.

Το γραφικό αυτό περιβάλλον, το ονομάσαμε AERONOISE και καλεί τις υπορουτίνες με τη μορφή dll, παρουσιάζοντας τα τελικά αποτελέσματα σε ένα φιλικό προς τον χρήστη περιβάλλον.

Το παρόν κεφάλαιο έχει σκοπό την εξοικείωση του χρήστη με το γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας του AERONOISE και την επίδειξη των δυνατοτήτων του.

Στα σχήματα που ακολουθούν παρουσιάζεται η κεντρική οθόνη του AERONOISE καθώς και επιμέρους οθόνες εισαγωγής δεδομένων για κάθε συνιστώσα εκπομπής ήχου ξεχωριστά. Επίσης παρουσιάζονται κάποια ενδεικτικά διαγράμματα που μπορούν να προκύψουν από το πρόγραμμα.

Εισαγωγή Δεδομένων Αναφοράς

Εμφάνιση Γραφημάτων

Επιλογή Γραφήματος

Επιλογή Καμπύλης Συχνότητας

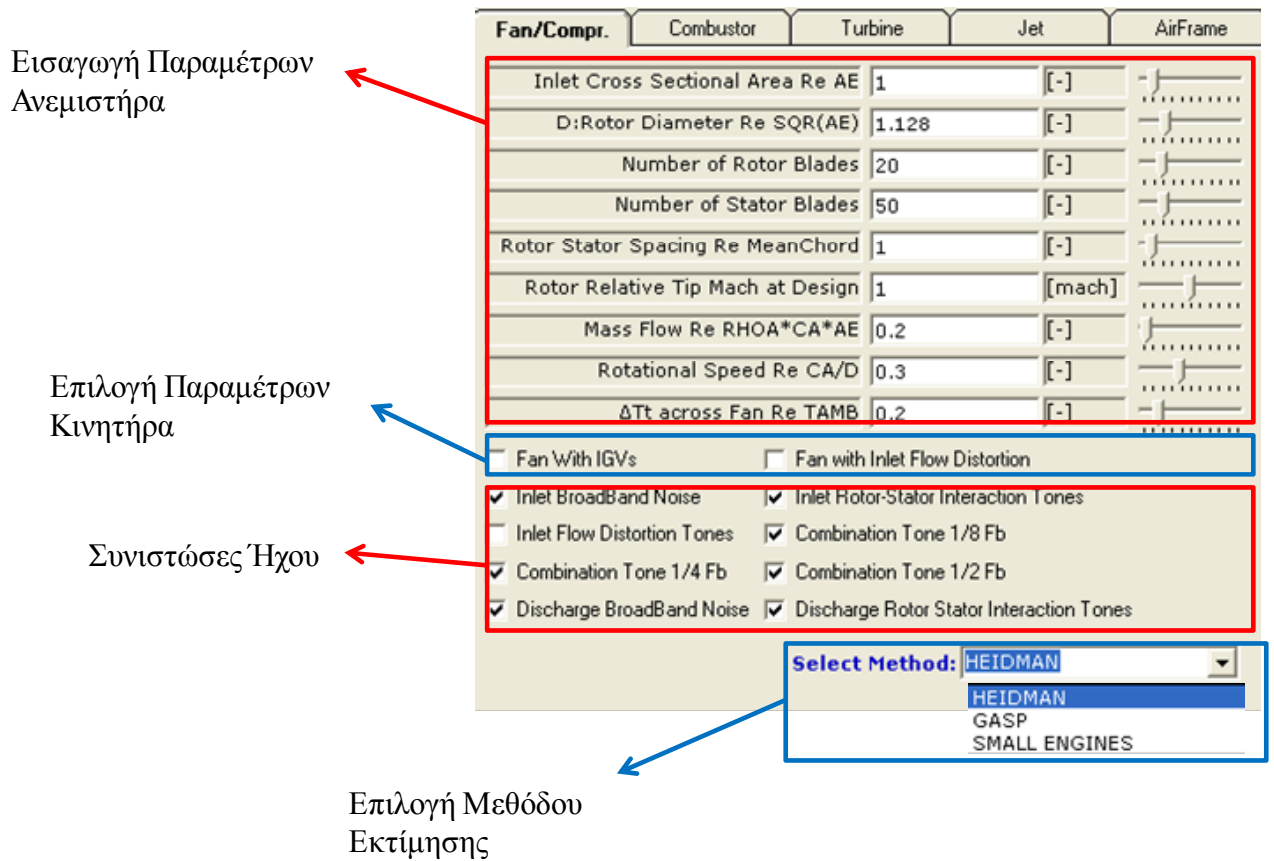
Επιλογή Συνιστώσας Εκπομπής Ήχου

Τελικά Αποτελέσματα

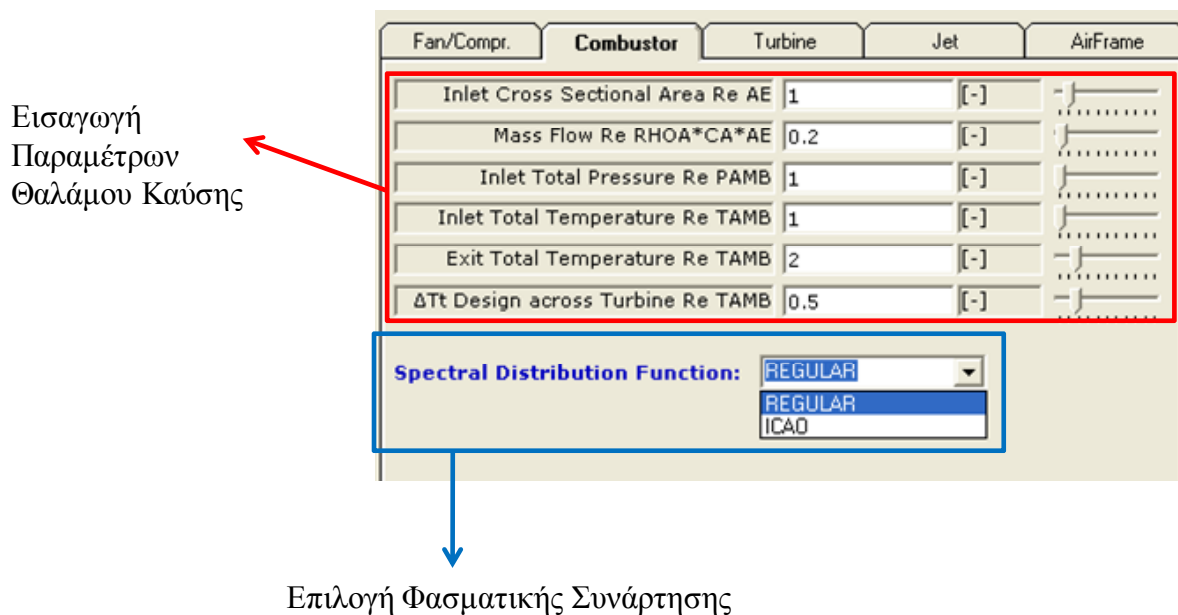
Parameter	Value	Unit
AE:Engine Reference Area	0.785	[m <sup>2</sup> ]
Number of Engines	1	[-]
Aircraft Mach Number	0	[mach]
CA: Ambient Speed Of Sound	340.294	[m/s]
RHOA: Ambient Density	1.225	[kg/m <sup>3</sup> ]
Ambient Temperature Re 200.15	1	[-]
Absolute Humidity	0	[-]
Distance To Observer Re SQR(AE)	1	[-]
Directivity Angle θ	30	[deg]
Angle Between Flight Vector-Engine	0	[deg]

Source	OASPL (db)	PNLT (db)	EPNL (db)
Fan/Compr.	133.7	148.3	144.3
Combustor	123.5	130.5	126.5
Turbine	138.1	152.8	148.8
Jet	135.4	146.9	142.9
AirFrame	0	0	0
TOTAL	141	155.5	151.5
CHANGE	0	0	0

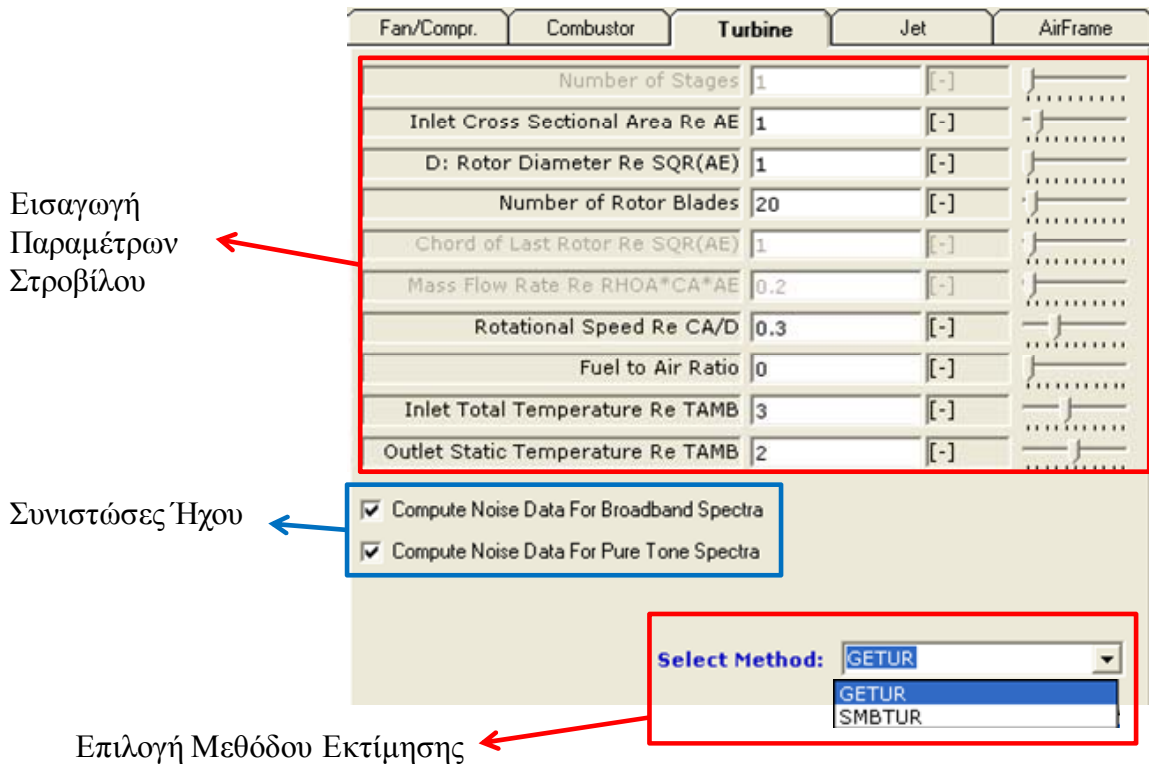
Σχήμα 3.1: Γραφικό Περιβάλλον Επικοινωνίας (AERONOISE)



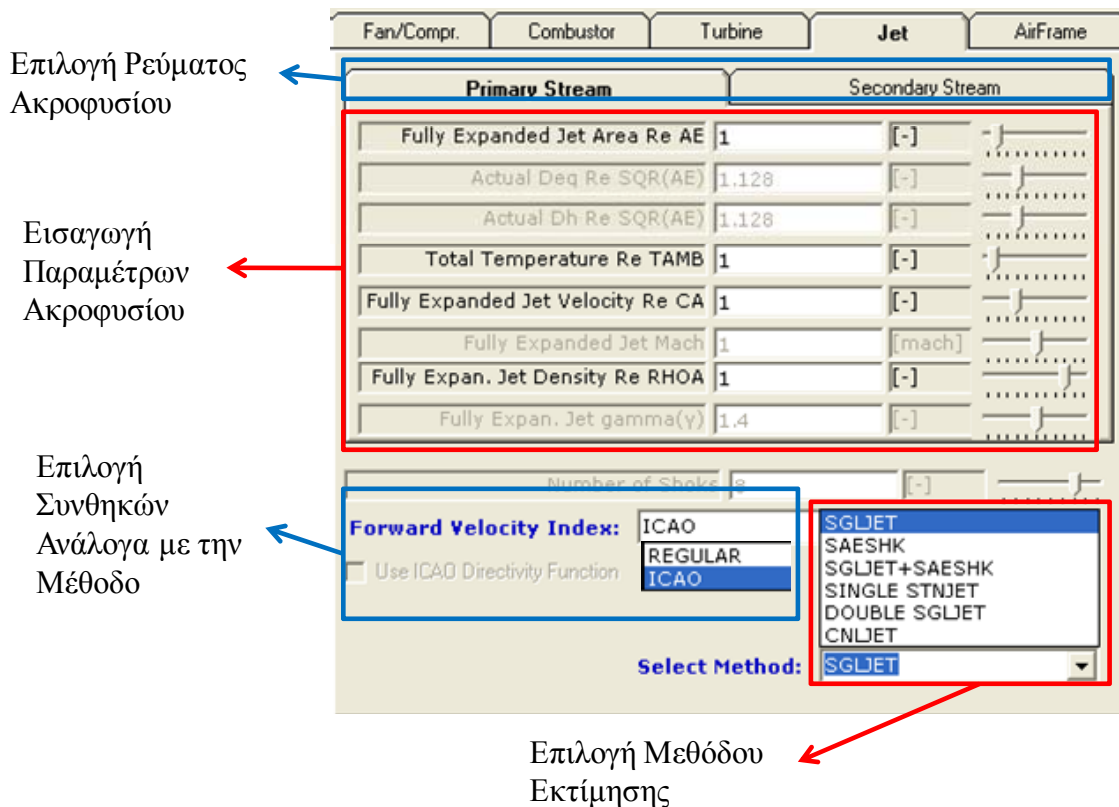
Σχήμα 3.2: Γραφικό περιβάλλον εισαγωγής δεδομένων εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα/συμπιεστή



Σχήμα 3.3: Γραφικό περιβάλλον εισαγωγής δεδομένων εκτίμησης ήχου θαλάμου καύσης

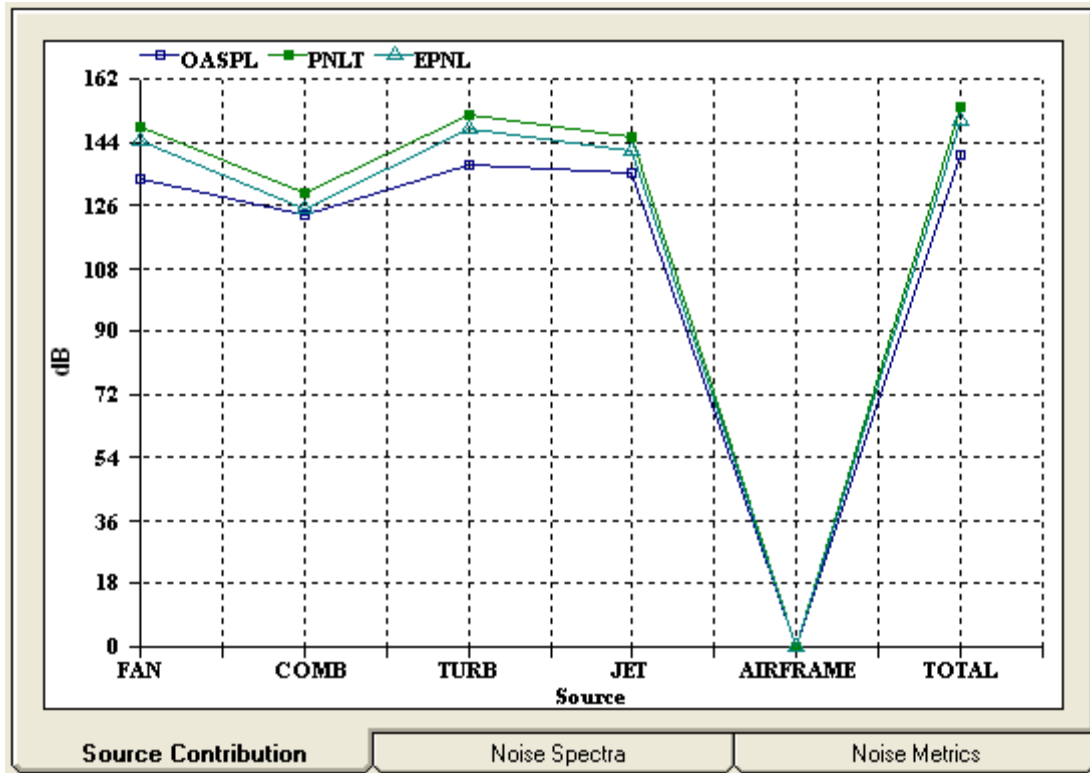


Σχήμα 3.4: Γραφικό περιβάλλον εισαγωγής δεδομένων εκτίμησης ήχου στροβίλου

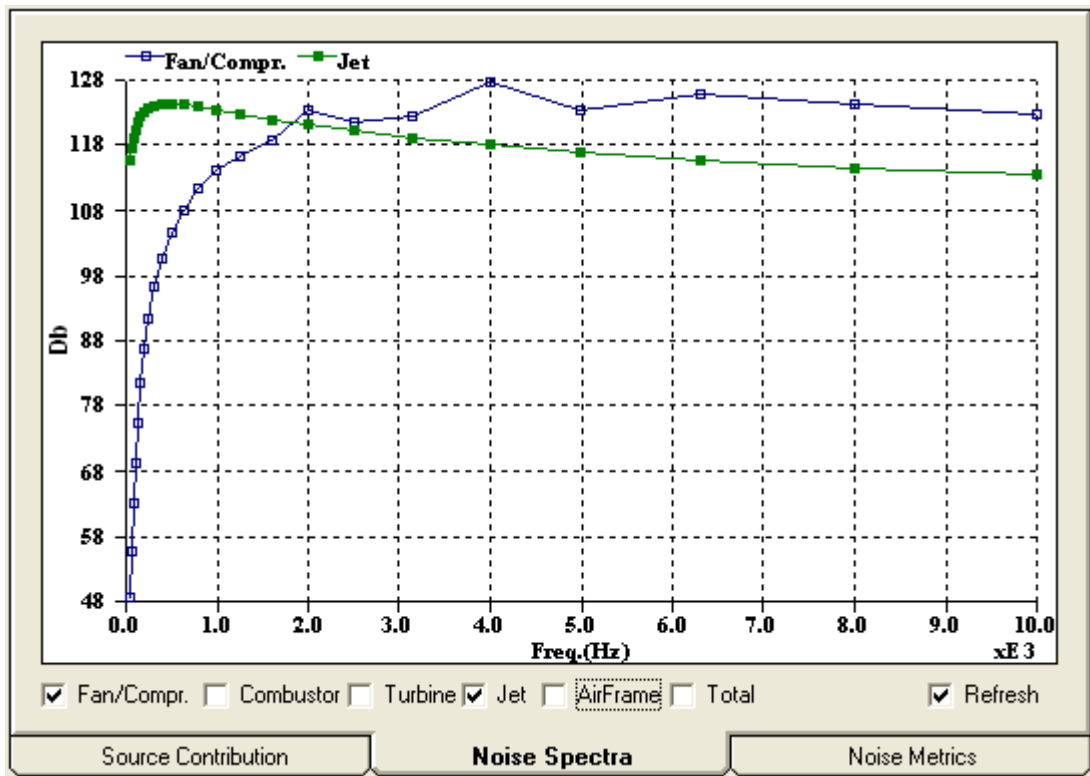


Σχήμα 3.5: Γραφικό περιβάλλον εισαγωγής δεδομένων εκτίμησης ήχου ακροφυσίου

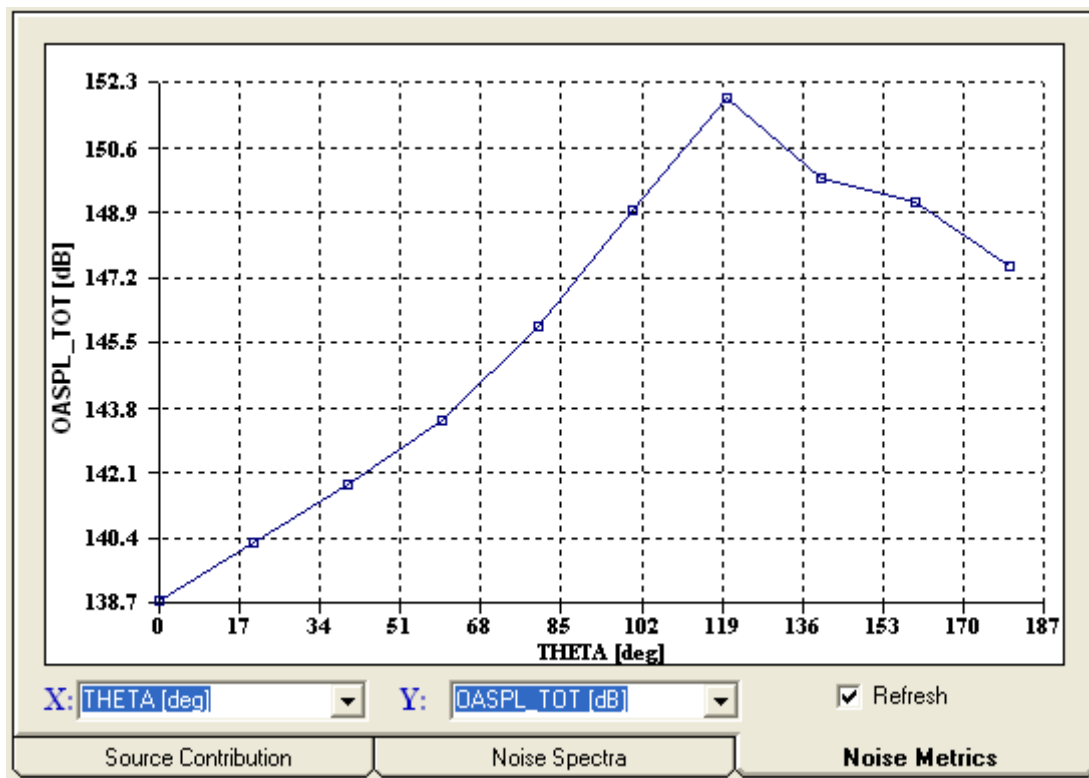




Σχήμα 3.6: Διάγραμμα συνεισφοράς συνιστωσών ήχου



Σχήμα 3.7: Φάσματα ήχου (το γράφημα παρουσιάζει το φάσμα Ανεμιστήρα και Ακροφυσίου)



Σχήμα 3.8: Διάγραμμα μεταβολής παραμέτρων (το γράφημα παρουσιάζει την μεταβολή ολικού OASPL του κινητήρα συναρτήσει της γωνίας  $\theta$ )

# 4

## Έλεγχος Αποτελεσμάτων Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου

Για να είμαστε σίγουροι για την ακρίβεια των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης ήχου θεωρήσαμε σκόπιμο να ελέγξουμε τα αποτελέσματα εκτίμησης ήχου από το AERONOISE, με αποτελέσματα από το πρόγραμμα του ANOPP που είχαμε στη διάθεση μας. Συγκεκριμένα βρήκαμε στη βιβλιογραφία διάφορα ‘test cases’ για διάφορες συνιστώσες ήχου κινητήρα και για συγκεκριμένες μεθόδους εκτίμησης.

Τα test cases που εξετάσαμε αναφέρονται στις ακόλουθες περιπτώσεις :

- Μέθοδος εκτίμησης ανεμιστήρα κατά Heidman
- Μέθοδος εκτίμησης ανεμιστήρα για Small Engines Revision
- Μέθοδος εκτίμησης ήχου ανάμειξης δέσμης
- Μέθοδος εκτίμησης ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης

#### 4.1 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα κατά Heidman

Οι παράμετροι εισόδου σύμφωνα με το test case για εκτίμηση ήχου ανεμιστήρα με μέθοδο κατά Heidman του ANOPP, οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν σαν παράμετροι εισόδου στο AERONOISE, παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.1.

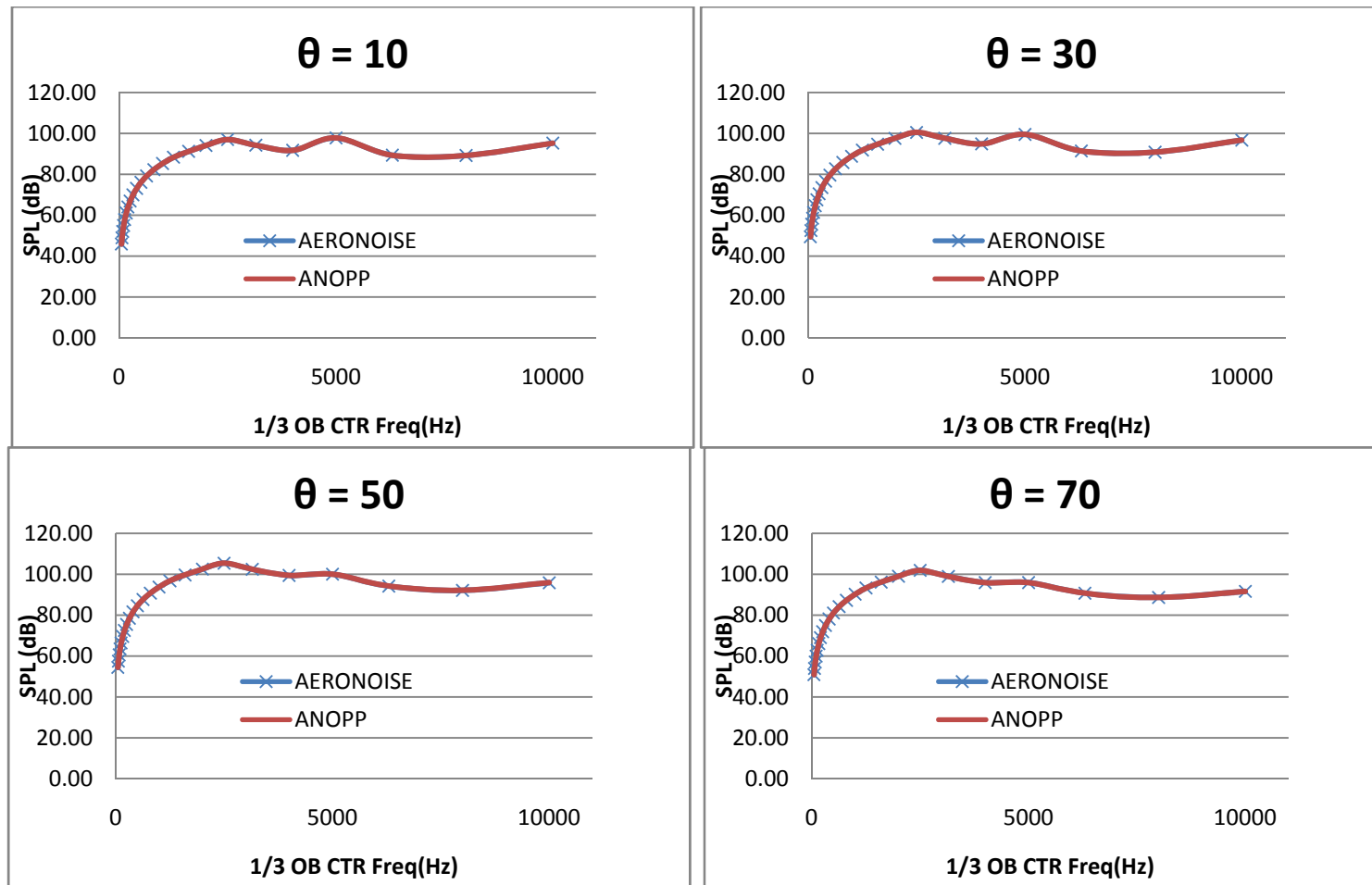
Πίνακας 4.1: Παράμετροι Εισόδου Test Case για μέθοδο εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα - Heidman

Παράμετροι Εισόδου	Τιμές
ENGINE REFERENCE AREA, $ft^2$ ( $m^2$ )	1 ( 0.09290304 )
NUMBER OF ENGINES	1
AIRCRAFT MACH NUMBER	0
AMBIENT SPEED OF SOUND, ft/sec (m/sec)	1135.4235 ( 346.07708 )
AMBIENT DENSITY, slug/ $ft^3$ ( $Kg/m^3$ )	0.00229766 ( 1.1841492 )
DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	100
DIRECTIVITY ANGLE	10 - 160
FAN INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE	4.7336104
FAN ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)	2.455
NUMBER OF ROTOR BLADES	30
NUMBER OF STATOR VANES	61
ROTOR-STATOR SPACING RE MEAN ROTOR BLADE CHORD	1.7
FAN ROTOR RELATIVE TIP MACH NUMBER AT DESIGNPOINT	1.446
MASS FLOWRATE RE $\rho_{0A} * C_A * A_E$	1.578559
ROTATIONAL SPEED RE $C_A/DFA$	0.36058101
TOTAL TEMPERATURE RISE ACROSS FAN RE $T_{AMB}$	0.1490674
INLET BROADBAND NOISE	TRUE
INLET ROTOR-STATOR INTERACTION TONES	TRUE
COMBINATION TONE 1/8 fb	TRUE
COMBINATION TONE 1/4 fb	TRUE
COMBINATION TONE 1/2 fb	TRUE
DISCHARGED BROADBAND NOISE	TRUE
DISCHARGED ROTOR-STATOR INTERACTION TONES	TRUE

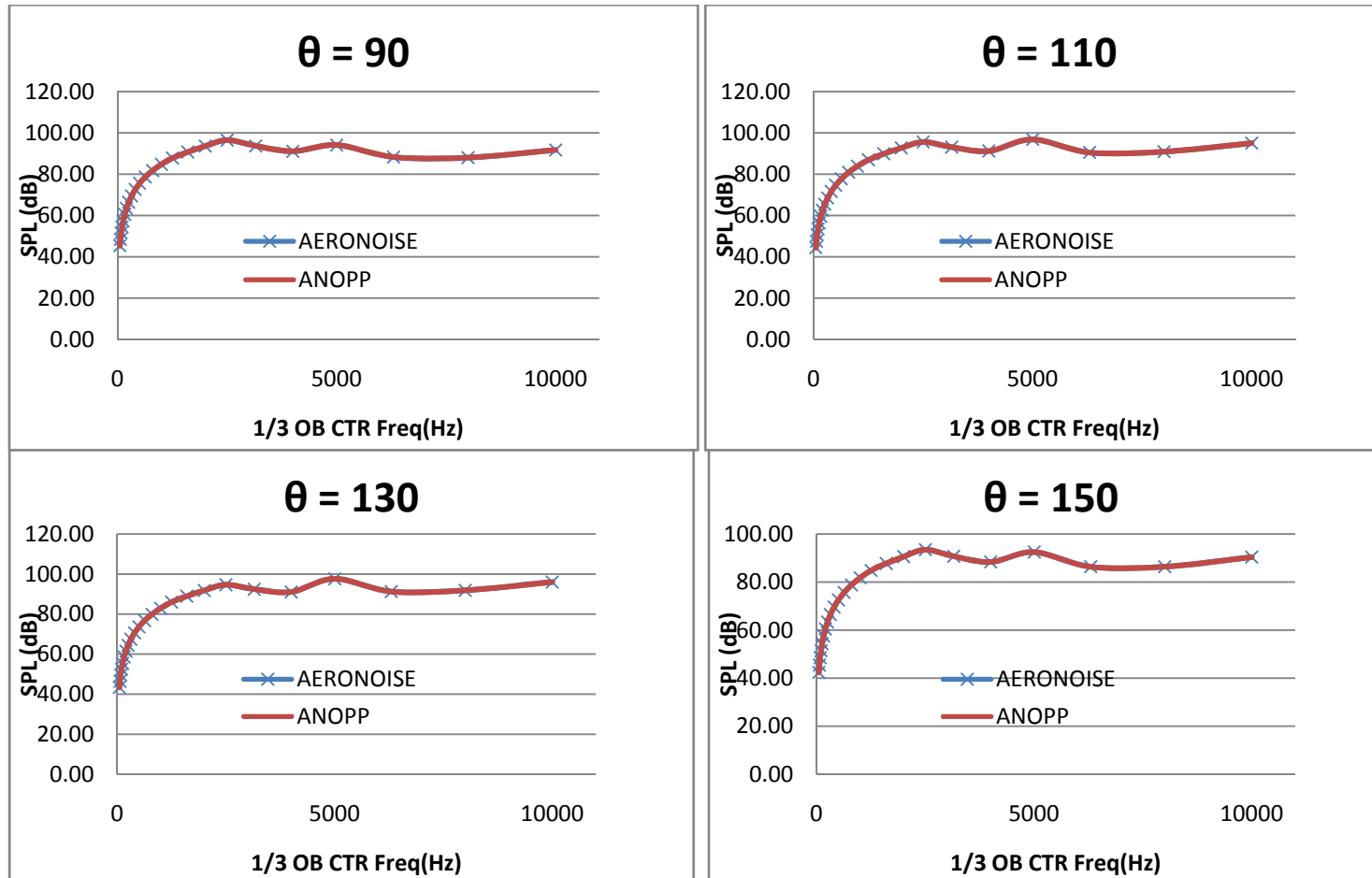
Στο Σχήμα 4.1 παρουσιάζονται αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης από  $\theta=10^\circ$  έως  $150^\circ$  για το πρόγραμμα ANOPP και το πρόγραμμα AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων συμπίπτουν.

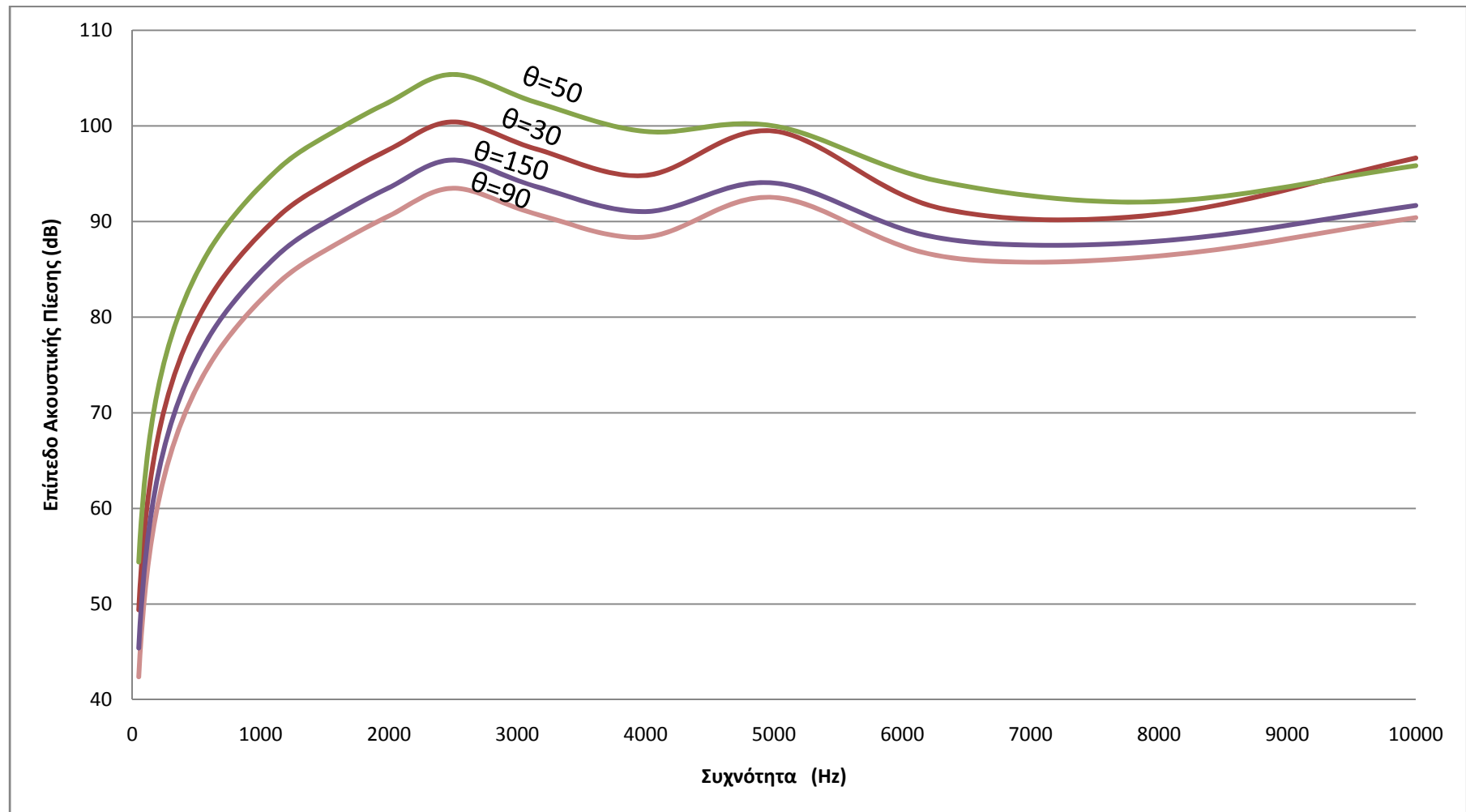
Στο Σχήμα 4.2 παρουσιάζεται η μεταβολή του φάσματος ήχου με την γωνία κατεύθυνσης. Από το σχήμα παρατηρούμε ότι η μορφή του φάσματος διατηρείται ενώ το μέγεθος του επιπέδου της πίεσης μεταβάλλεται με την γωνία.



Σχήμα 4.1(α): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανεμιστήρα κατά Heidman μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=10,30,50,70$ )



Σχήμα 4.1(β): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανεμιστήρα κατά Heidman μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=90,110,130,150$ )



Σχήμα 4.2: Μεταβολή φασμάτων ήχου ανεμιστήρα κατά Heidman με την γωνία κατεύθυνσης ( υπολογισμός με AERONOISE)

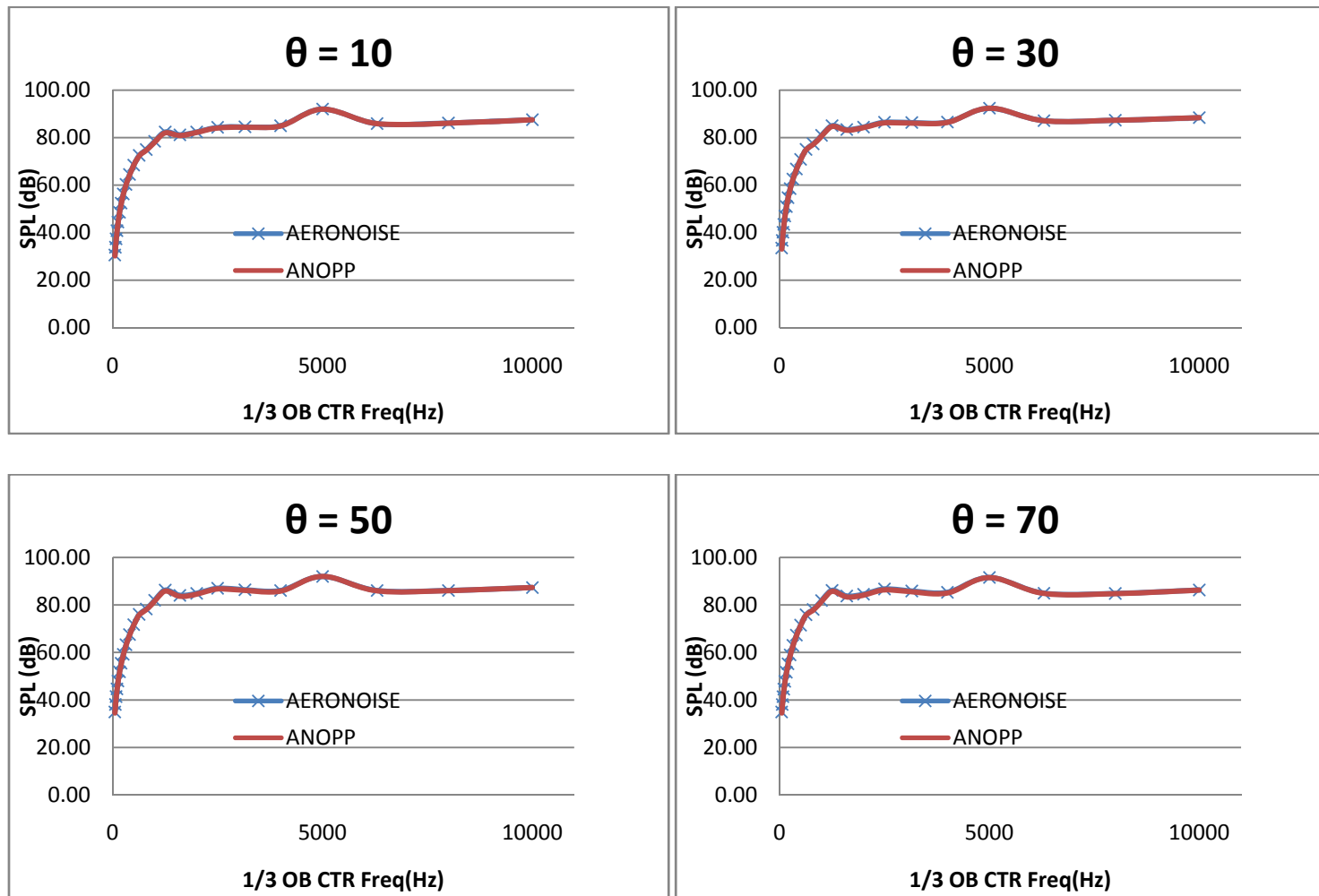


## 4.2 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα – Small Engines Revision

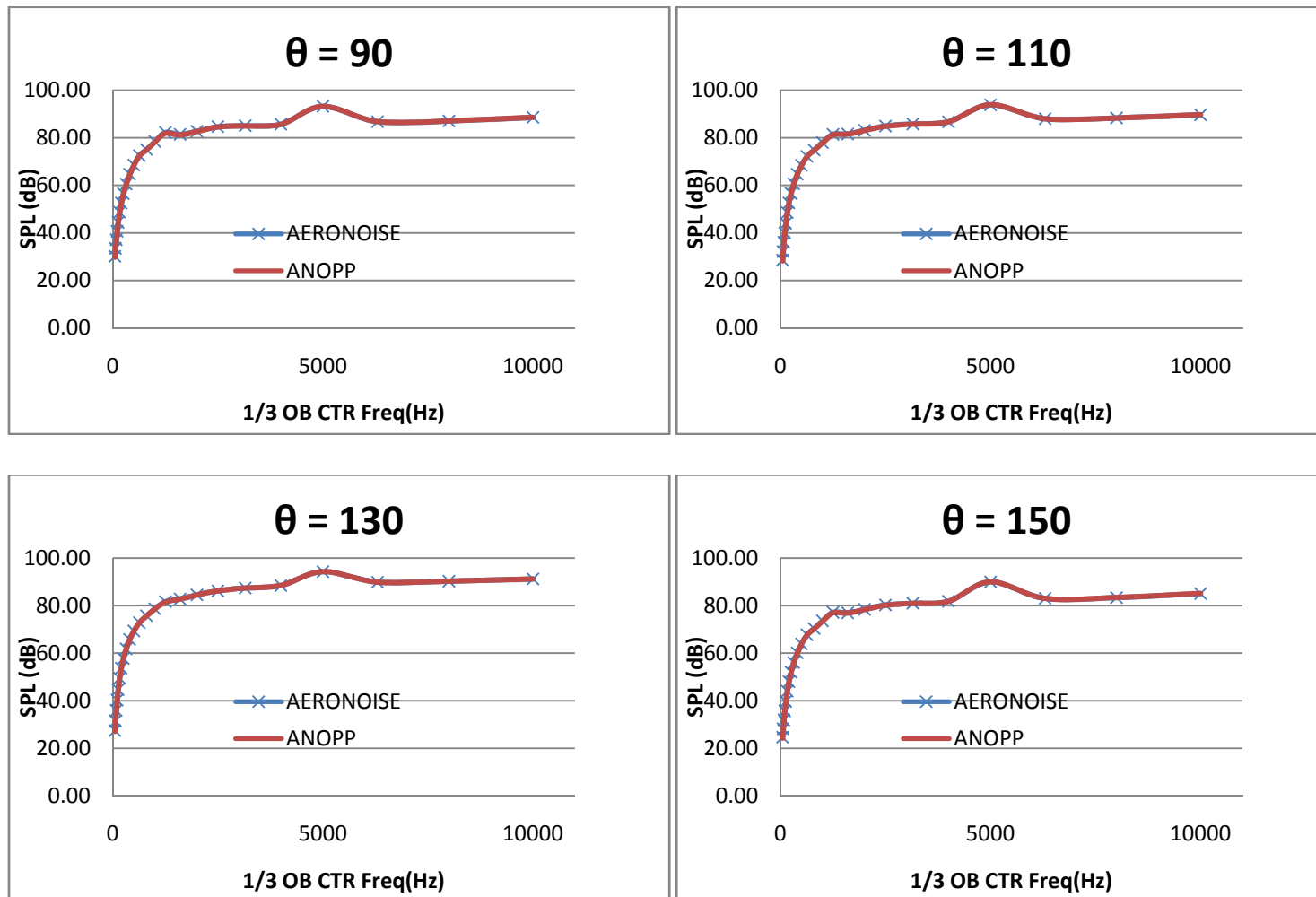
Οι παράμετροι εισόδου σύμφωνα με το test case για εκτίμηση ήχου ανεμιστήρα με μέθοδο για Small Engines Revision του ANOPP, οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν σαν παράμετροι εισόδου στο AERONOISE, είναι ίδιες με την περίπτωση κατά Heidman οι οποίες παρουσιάστηκαν στον Πίνακα 4.1.

Στο Σχήμα 4.3 παρουσιάζονται αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης από  $\theta = 10^\circ$  έως  $150^\circ$  για το πρόγραμμα ANOPP και το πρόγραμμα AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει ότι τα αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων συμπίπτουν και σε αυτή την περίπτωση.



Σχήμα 4.3(α): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανεμιστήρα κατά Small Engines Revision μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=10,30,50,70$ )



Σχήμα 4.3(β): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανεμιστήρα κατά Small Engines Revision μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=90,110,130,150$ )

### 4.3 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης

Οι παράμετροι εισόδου σύμφωνα με το test case για εκτίμηση ήχου ανάμειξης δέσμης του ANOPP, οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν σαν παράμετροι εισόδου στο AERONOISE, παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.2.

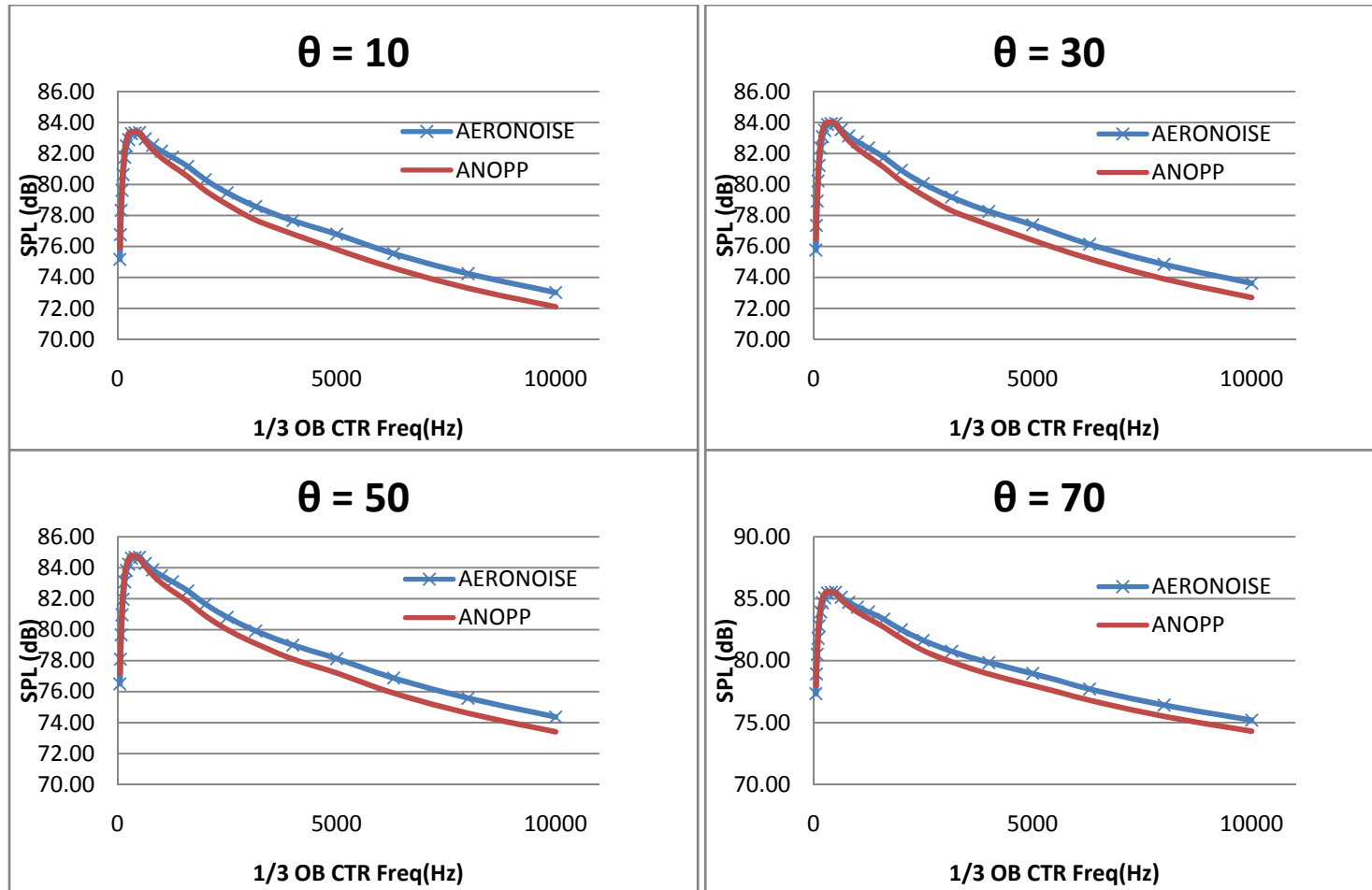
Πίνακας 4.2: Παράμετροι Εισόδου Test Case για μέθοδο εκτίμησης ήχου ανάμειξης δέσμης

Παράμετροι Εσόδου	Τιμές
ENGINE REFERENCE AREA, $ft^2$ ( $m^2$ )	1 (0.09290304 )
NUMBER OF ENGINES	1
AIRCRAFT MACH NUMBER	0
AMBIENT SPEED OF SOUND, ft/sec (m/sec)	1118.6 (340.949 )
AMBIENT DENSITY, slug/ $ft^3$ ( $Kg/m^3$ )	0.0022479 ( 1.159 )
DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	100
DIRECTIVITY ANGLE	10 - 160
AREA OF FULLY EXPANDED PRIMARY JET RE AE	2.9529
DENSITY OF PRIMARY JET RE RHOA	0.74025
JET TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	1.4726
VELOCITY OF PRIMARY JET RE CA	0.85506

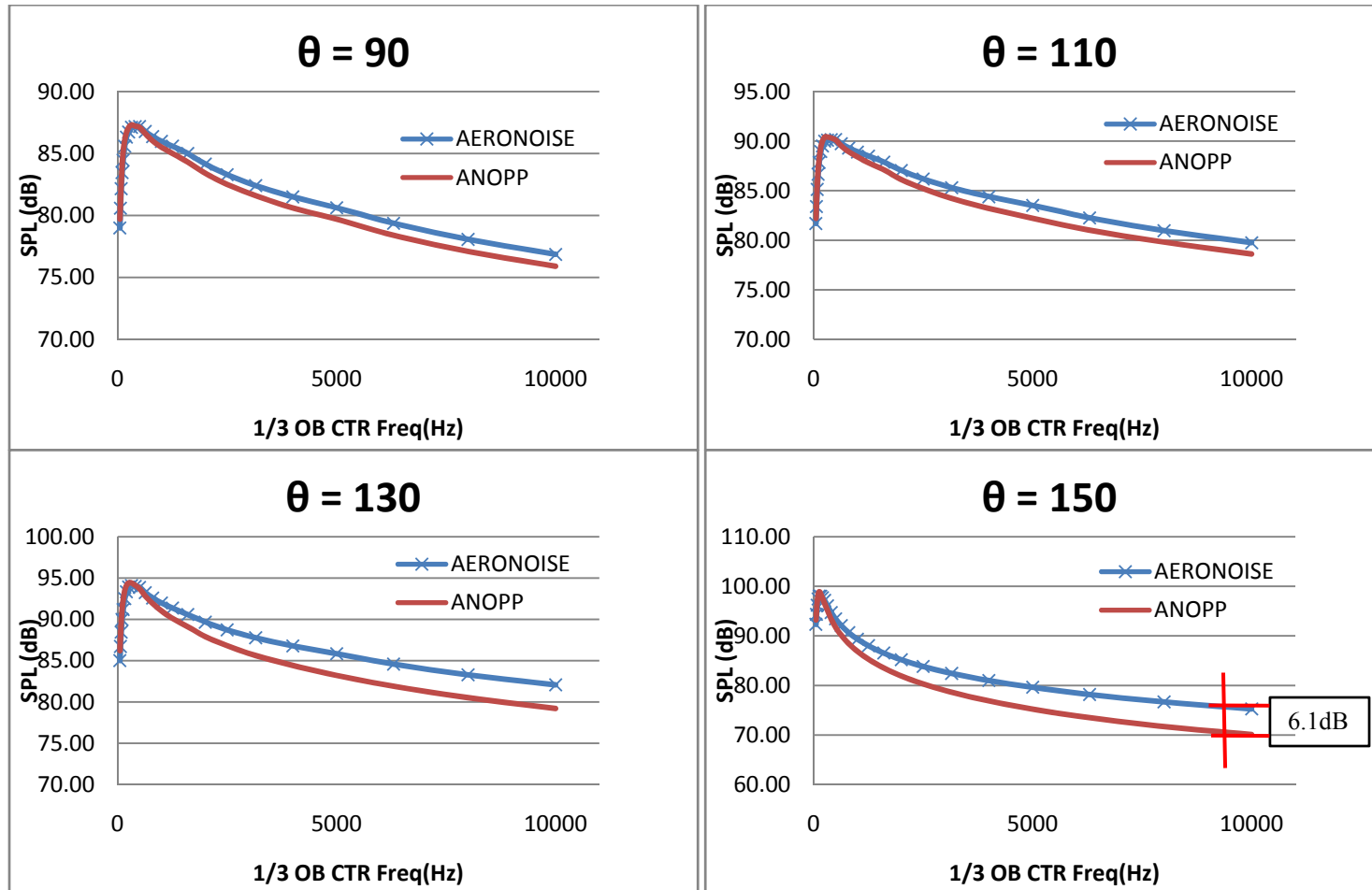
Στο Σχήμα 4.4 παρουσιάζονται αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης από  $\theta = 10^\circ$  έως  $150^\circ$  για το πρόγραμμα ANOPP και το πρόγραμμα AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει πως υπάρχει μικρή απόκλιση μεταξύ των αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων.

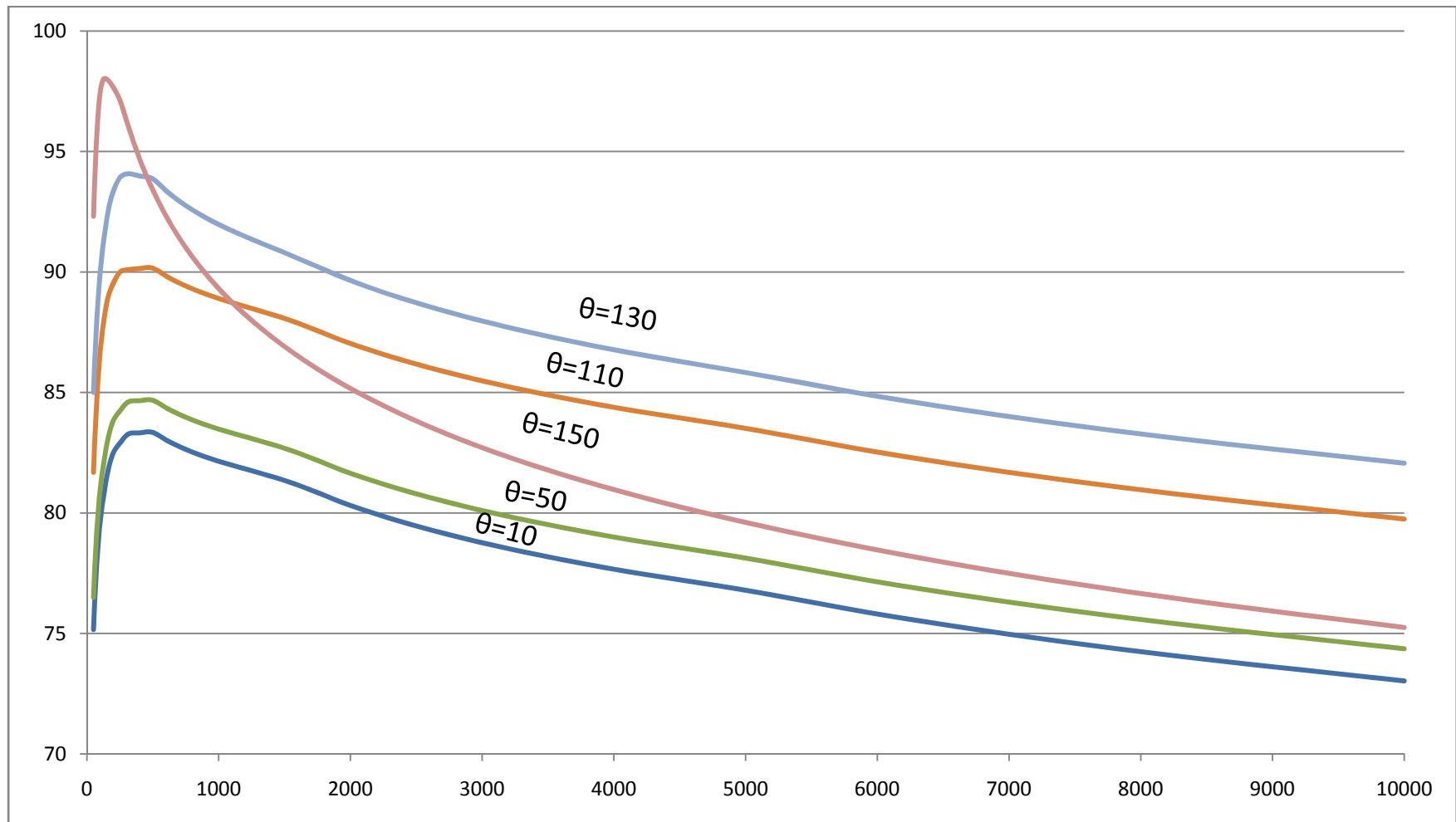
Στο Σχήμα 4.5 παρουσιάζεται η μεταβολή του φάσματος ήχου με την γωνία κατεύθυνσης. Και σε αυτή την περίπτωση παρόμοια συμπεράσματα προκύπτουν για την μορφή των φασμάτων και το επίπεδο της ακουστικής πίεσης όπως και στην περίπτωση του ανεμιστήρα.



Σχήμα 4.4(α): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανάμειξης δέσμης μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=10,30,50,70$ )



Σχήμα 4.4(β): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανάμειξης δέσμης μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=90,110,130,150$ )



Σχήμα 4.5: Μεταβολή φασμάτων ήχου ανάμειξης δέσμης με την γωνία κατεύθυνσης ( υπολογισμός με AERONOISE)

#### 4.4 Μέθοδος Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης

Τα δεδομένα εισόδου σύμφωνα με το test case για εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης του ANOPP, τα οποία χρησιμοποιήθηκαν σαν παράμετροι εισόδου στο AERONOISE, παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.3.

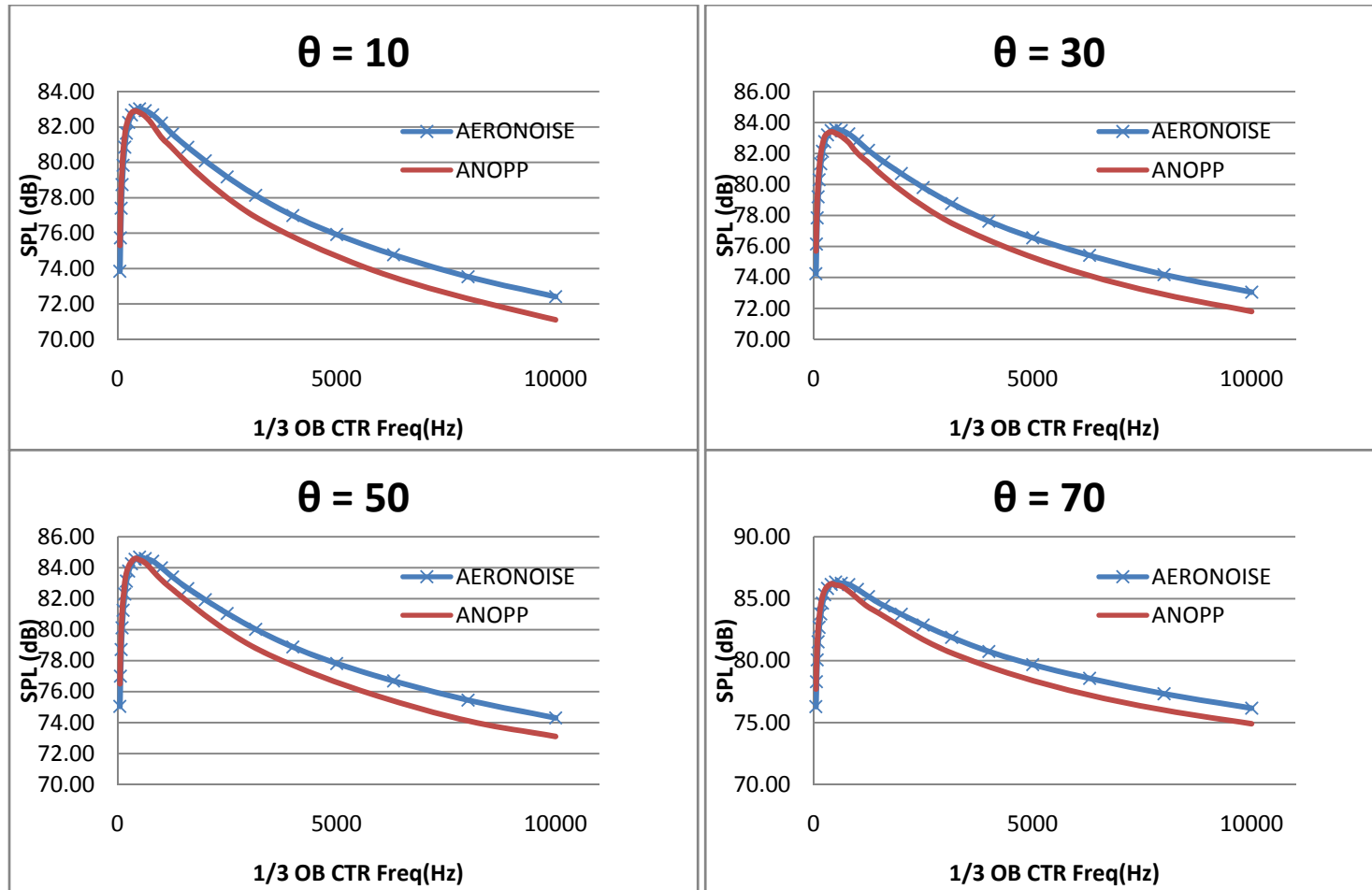
Πίνακας 4.3: Παράμετροι Εισόδου Test Case για μέθοδο εκτίμησης ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης

Παράμετροι Εισόδου	English Units
ENGINE REFERENCE AREA, $ft^2$ ( $m^2$ )	1 (0.09290304 )
NUMBER OF ENGINES	1
AIRCRAFT MACH NUMBER	0
AMBIENT SPEED OF SOUND, ft/sec (m/sec)	1118.6327 (340.959 )
AMBIENT DENSITY, slug/ $ft^3$ ( $Kg/m^3$ )	0.00224795 (1.159 )
DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	100
DIRECTIVITY ANGLE	10 - 160
AREA OF FULLY EXPANDED PRIMARY JET RE AE	2.95287755
ACTUAL PRIMARY STREAM EQUIVALENT DIAMETER, RE SQRT(AE)	1.939
ACTUAL PRIMARY STREAM HYDRAULIC DIAMETER, RE SQRT(AE)	1.939
PRIMARY STREAM MACH NUMBER	1
DENSITY OF PRIMARY JET RE RHOA	0.7024738
JET TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	1.472633
VELOCITY OF PRIMARY JET RE CA	0.85506174

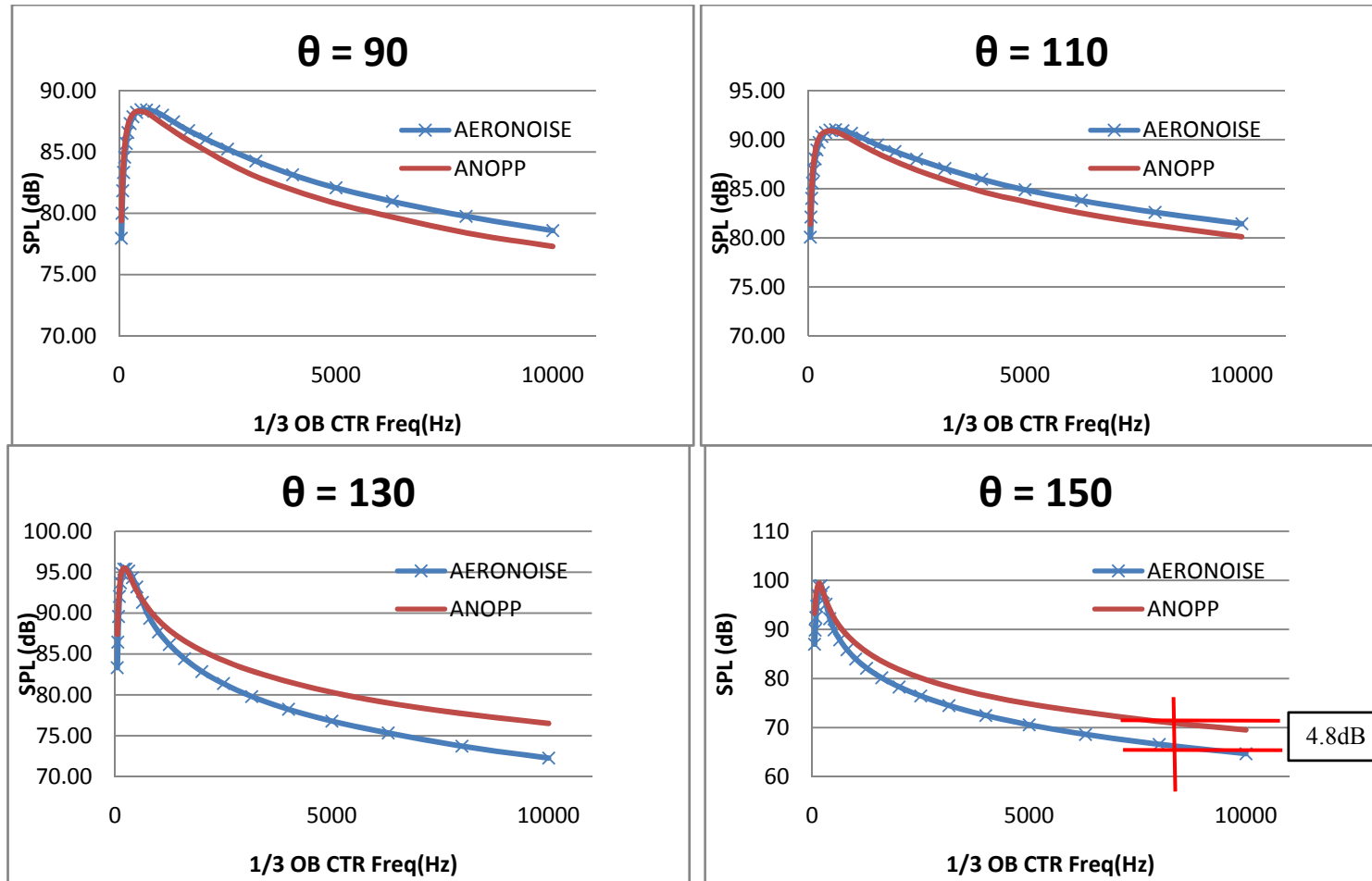
Στο Σχήμα 4.6 παρουσιάζονται αποτελέσματα για πολικές γωνίες κατεύθυνσης από  $\theta = 10^\circ$  έως  $150^\circ$  για το πρόγραμμα ANOPP και το πρόγραμμα AERONOISE.

Από το σχήμα προκύπτει πως υπάρχει μικρή απόκλιση μεταξύ των αποτελέσματα των δύο προγραμμάτων.





Σχήμα 4.6(α): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανάμειξης δέσμης και δέσμης κυμάτων κρούσης μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=10,30,50,70$ )



Σχήμα 4.6(β): Σύγκριση φασμάτων ήχου ανάμειξης δέσμης και δέσμης κυμάτων κρούσης μεταξύ ANOPP και AERONOISE ( $\theta=90,110,130,150$ )

#### 4.5 Αξιολόγηση Αποτελεσμάτων Ελέγχου.

Παρατηρώντας τα παραπάνω αποτελέσματα βλέπουμε ότι, όσο αφορά τις περιπτώσεις ανεμιστήρα για μέθοδο Heidman και Small Engines Revision οι τιμές υπολογισμού από το πρόγραμμα AERONOISE συμπίπτουν απόλυτα με τα αποτελέσματα από το πρόγραμμα του ANOPP.

Στις δύο όμως περιπτώσεις για την εκτίμηση ήχου δέσμης παρατηρούμε μικρή απόκλιση των αποτελεσμάτων του AERONOISE από αυτών του ANOPP. Η απόκλιση αυτή παρουσιάζεται κατά τις μεγάλες συχνότητες και μεγάλες γωνίες κατεύθυνσης, δεν ξεπερνά στην περίπτωση της εκτίμησης ήχου ανάμειξης δέσμης τα 6dB και στην περίπτωση εκτίμησης ήχου δέσμης ανάμειξης και δέσμης κυμάτων κρούσης τα 5dB.

Οι αποκλίσεις αυτές δε μας προκαλούν ανησυχία ως προς την ακρίβεια των αποτελεσμάτων μας γιατί, τα συγκεκριμένα αποτελέσματα του ANOPP για την εκτίμηση ήχου δέσμης έχουν προκύψει με χρήση πολωνυμικών εκφράσεων και όχι ημι-εμπειρικών σχέσεων που έχουμε χρησιμοποιήσει εμείς.

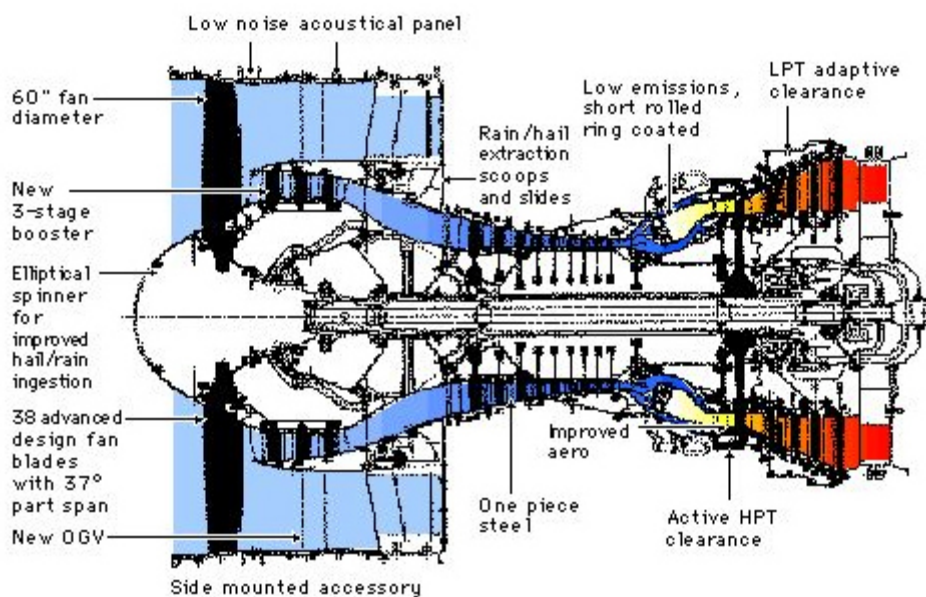
Δεν έχει γίνει έλεγχος για τις μεθόδους εκτίμησης ήχου Θαλάμου Καύσης και Στροβίλου γιατί δε βρήκαμε στην ανοιχτή βιβλιογραφία αντίστοιχα test cases για να κάνουμε σύγκριση αποτελεσμάτων.

## 5

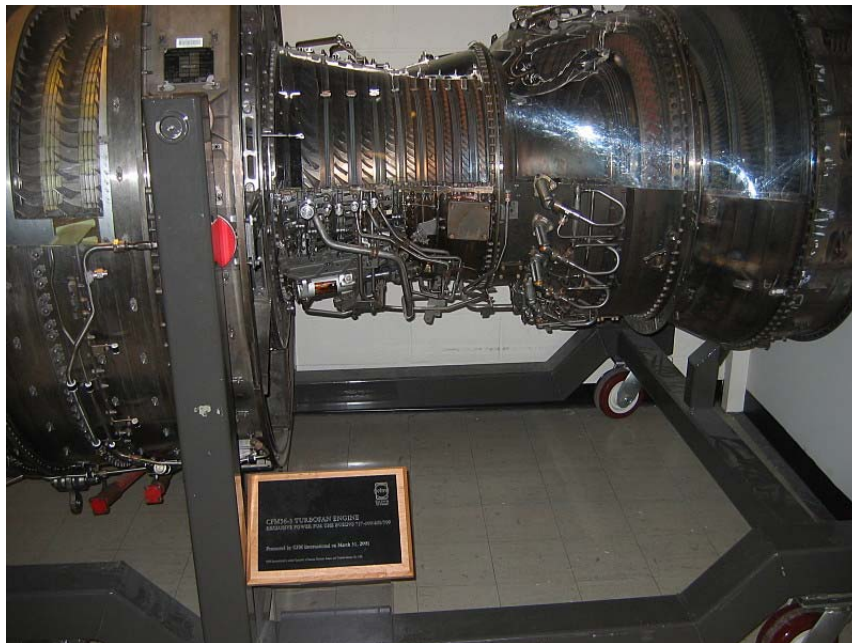
## Εφαρμογή στον Κινητήρα CFM56-3

Σκοπός του παρόντος κεφαλαίου είναι η εφαρμογή των μεθόδων εκτίμησης ήχου που κατασκευάσαμε σε πραγματικό κινητήρα αεροσκάφους. Για το σκοπό αυτό επιλέξαμε τον κινητήρα μεγάλου λόγου παράκαμψης CFM56-3. Ο κινητήρας αυτός χρησιμοποιείται σε αεροσκάφη τύπου Boeing 737-(300-400-500) που είναι από τα πιο ευρέως διαδεδομένα αεροσκάφη μεσαίων αποστάσεων και καλύπτουν σημαντικό ποσοστό της παγκόσμιας αεροπορικής κίνησης. Τα μέρη του κινητήρα CFM56-3 παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.1 και η τομή του από πραγματική φωτογραφία στο Σχήμα 5.2.

## CFM56-3 TECHNOLOGY



Σχήμα 5.1: Τα μέρη του κινητήρα CFM56-3



Σχήμα 5.2: Τομή του κινητήρα CFM56-3

Για να γίνει η εκτίμηση του εκπεμπόμενου ήχου του CFM56-3 ανατρέξαμε στη βιβλιογραφία για να βρούμε γεωμετρικά δεδομένα για τον κινητήρα καθώς και στοιχεία για το σημείο σχεδίασης του και τα οποία παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.1.

Πίνακας 5.1: Γεωμετρικά δεδομένα και στοιχεία για το σημείο σχεδίασης του κινητήρα CFM56-3 [14]

<b>Γεωμετρία</b>	
<b>Ανεμιστήρας</b>	
Οδηγία περύγια εισόδου	OXI
Αριθμός περυγίων	38
Διάμετρος, (m)	1.579
Απόσταση ρότορα-στάτορα, (m)	0.222
Μέση χορδή, (m)	0.113
Αριθμός σταθερών περυγίων	76
Εμβαδόν εισόδου, ( $m^2$ )	1.673
<b>Θάλαμος Καύσης</b>	
Εμβαδόν εισόδου, ( $m^2$ )	0.0353

<b>Στρόβιλος</b>			
Βαθμίδες			4
Εμβαδόν εισόδου, ( $m^2$ )			0.117
Εμβαδόν εξόδου, ( $m^2$ )			0.4557
Διάμετρος ρότορα τελευταίας βαθμίδας, (m)			1.0272
Αριθμός κινητών πτερυγίων τελευταίας βαθμίδας			160
Μέση χορδή κινητών πτερυγίων			0.02765
<b>Δέση Κυρίως Ρεύματος</b>			
Επιφάνεια ακροφυσίου, ( $m^2$ )			0.39
Διάμετρος Plug, (m)			0.5706
<b>Δέση Ρεύματος Παράκαμψης</b>			
Επιφάνεια ακροφυσίου, ( $m^2$ )			0.945
<b>Σημείο σχεδίασης</b>			
Ωση, (Nt)			104533.21
Συνολική παροχή αέρα, (Kg/sec)			325.68
Παροχή πρωτεύοντος ρεύματος, (Kg/sec)			53.52
Παροχή δευτερεύοντος ρεύματος, (Kg/sec)			272.16
Παροχή καυσίμου, (Kg/sec)			1.159
Ειδική κατανάλωση καυσίμου (g/Nt/h)			39.925
Λόγος παράκαμψης			5.08
Λόγος συμπίεσης			23.96
Στροφές Άξονα Χαμηλής, (rpm)			4988.7
Στροφές Άξονα Υψηλής, (rpm)			14344.3
<b>Θερμοκρασίες και πιέσεις κατά μήκος του κινητήρα</b>			
Αρίθμηση θέσης	Θέση	Ολική Θερμοκρασία (C)	Ολική πίεση(bar)
0	Περιβάλλον	30	1.01325
10	Είσοδος κινητήρα	30	1.01325
19	Έξοδος ρεύματος παράκαμψης	83	1.68
20	Είσοδος συμπιεστή χαμηλής	83	1.01325
23	Έξοδος συμπιεστή χαμηλής	118	2.26
25	Είσοδος συμπιεστή υψηλής	118	2.22
30	Έξοδος συμπιεστή υψηλής	561	24.28
41	Είσοδος στροβίλου υψηλής	1369	23.49
42	Έξοδος στροβίλου υψηλής	956	5.69
48	Είσοδος στροβίλου χαμηλής	955	5.69
49	Είσοδος 2 <sup>ης</sup> βαθμίδας στροβίλου χαμηλής	948	5.69
50	Έξοδος στροβίλου χαμηλής	642	1.48
90	Έξοδος ακροφυσίου κυρίως ρεύματος	642	1.48

Από τα παραπάνω στοιχεία έγιναν όλοι οι υπολογισμοί των παραμέτρων εισόδου για το πρόγραμμα AERONOISE για το σημείο σχεδίασης. Επιπλέον χρησιμοποιήθηκε και ένα μοντέλο υπολογισμού για τον κινητήρα που υπάρχει στο Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π. για την παραγωγή των θερμοδυναμικών μεγεθών του κινητήρα για διάφορα σημεία λειτουργίας του. Για όλα τα σημεία λειτουργίας έγινε εκτίμηση του εκπεμπόμενου ήχου χρησιμοποιώντας τις μεθόδους που παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.2

**Πίνακας 5.2: Μέθοδοι ήχου που χρησιμοποιήθηκαν στην περίπτωση του κινητήρα CFM56-3**

<b>Ανεμιστήρας</b>	
Μέθοδος	Heidman
Συνιστώσες Ήχου	Inlet Broadband Noise
	Inlet Rotor-Stator Interaction Tone
	Inlet Flow Distortion Tone
	Discharge Broadband Noise
	Discharge Rotor-Stator Interaction Tone
<b>Θάλαμος Καύσης</b>	
Spectral Distribution Function	Σύμφωνα με ICAO
<b>Στρόβιλος</b>	
Μέθοδος	SMBTUR
<b>Ακροφύσιο</b>	
Μέθοδος	DOUBLE STNJET

Τα αποτελέσματα εκτίμησης του εκπεμπόμενου ήχου τόσο για το σημείο σχεδίασης όσο και για τα διάφορα σημεία λειτουργίας παρουσιάζονται παρακάτω.

## 5.1 Αποτελέσματα για το Σημείο Σχεδίασης του CFM56-3 (Design point).

Οι παράμετροι εισόδου του προγράμματος AERONOISE για το σημείο σχεδίασης παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.3.

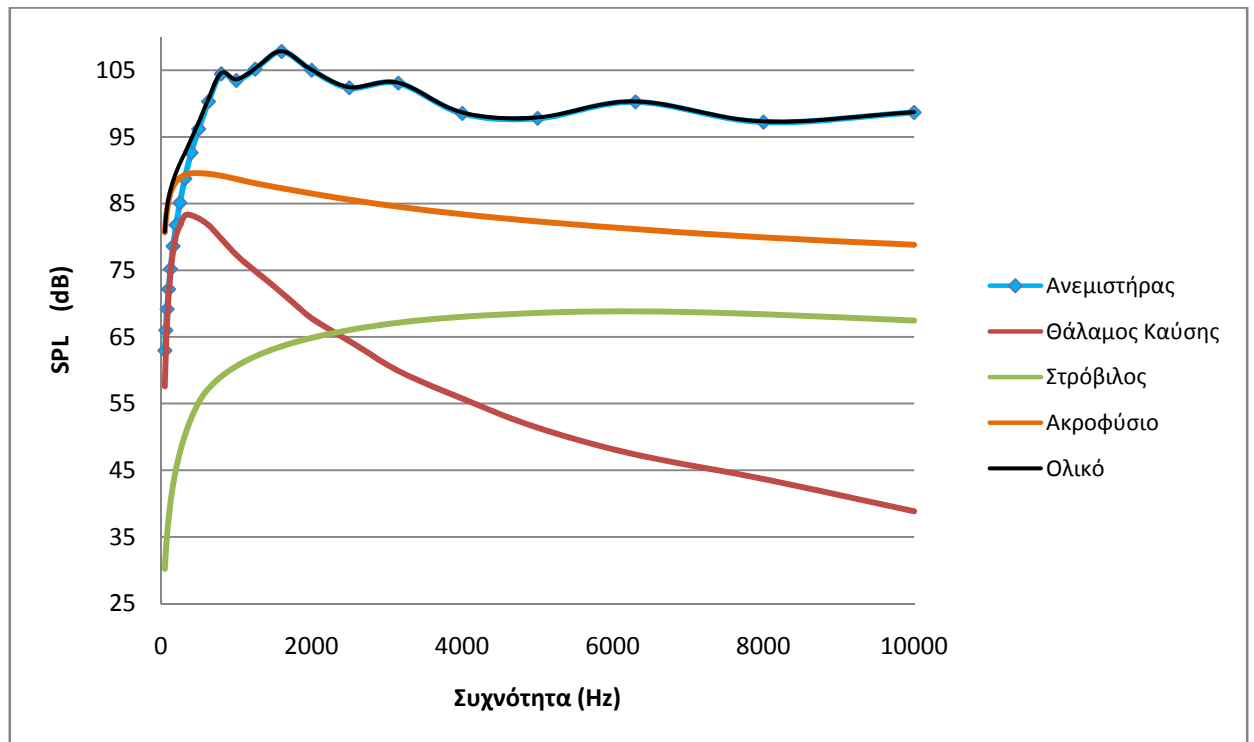
Πίνακας 5.3. : Παράμετροι Εσόδου AERONOISE για το Σημείο Σχεδίασης

	Παράμετρος Εισόδου	Τιμή
1	ENGINE REFERENCE AREA,M**2	1.67285
2	NUMBER OF ENGINES	1
3	AIRCRAFT MACH NUMBER	0
4	AMBIENT SPEED OF SOUND, M/S	349.3042
5	AMBIENT DENSITY, KG/M**3	1.162401
6	AMBIENT TEMPERATURE RE 288.15 K	1.052056
7	ABSOLUTE HUMIDITY, PERCENT MOLE FRACTION	0
8	DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	23.56603
9	DIRECTIVITY ANGLE	30
10	ANGLE BETWEEN FLIGHT VECTOR AND ENGINE INLET AXIS, DEG	0
11	FAN INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE	1
12	FAN ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)	1.217001
13	NUMBER OF ROTOR BLADES	38
14	NUMBER OF STATOR VANES	76
15	ROTOR-STATOR SPACING RE MEAN ROTOR BLADE CHORD	1.969325
16	FAN ROTOR RELATIVE TIP MACH NUMBER AT DESIGNPOINT	1.289307
17	MASS FLOWRATE RE RHOA * CA * AE	0.479483
18	ROTATIONAL SPEED RE CA/DFA	0.374672
19	TOTAL TEMPERATURE RISE ACROSS FAN RE TAMB	0.174831
20	COMBUSTOR ENTRANCE AREA RE AE	0.021084
21	COMBUSTOR ENTRANCE MASS FLOWRATE RE RHOA * CA * AE	0.078801
22	COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL PRESSURE RE PAMB	23.9625
23	COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	2.751608
24	COMBUSTOR EXIT TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	5.416955
25	DESIGN TURBINE TEMPERATURE RISE RE TAMB	2.522991
26	NUMBER OF TURBINE STAGES	4
27	TURBINE INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE	0.067974
28	TURBINE ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)	0.590061
29	NUMBER OF ROTOR BLADES	160
30	ROTOR BLADE MEAN AXIAL CHORD OF LAST STAGE RE SQRT(AE)	0.021379
31	TURBINE ENTRANCE MASS FLOWRATE RE RHOA * CA * AE	0.078801
32	ROTATIONAL SPEED RE CA/DTA	0.181659
33	FUEL TO AIR RATIO	0.02166
34	TURBINE INLET TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	4.054593
35	TURBINE EXIT STATIC TEMPERATURE RE TAMB	2.947287
36	AREA OF FULLY EXPANDED PRIMARY JET RE AE	0.173509
37	ACTUAL PRIMARY STREAM EQUIVALENT DIAMETER, RE SQRT(AE)	0.478766
38	ACTUAL PRIMARY STREAM HYDRAULIC DIAMETER, RE SQRT(AE)	0.209854
39	JET TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	3.17595
40	VELOCITY OF PRIMARY JET RE CA	1.249507
41	PRIMARY STREAM MACH NUMBER	0.773486
	.../	



42	DENSITY OF PRIMARY JET RE RHOA	0.36347
43	RATIO OF SPECIFIC HEATS FOR PRIMARY JET	1.327666
44	SECONDARY FULLY EXPANDED JET AREA, RE AE	0.458533
45	SECONDARY JET HYDRAYLIC DIAMETER, RE SQRT(AE)	0.319388
46	SECONDARY STREAM TOTAL TMPERATURE, RE TAMB	1.235988
47	SECONDARY STREAM VELOCITY, RE CA	0.889151
48	SECONDARY STREAM JET DENSITY, RE RHOA	0.982775
49	RATIO OF SPECIFIC HEATS FOR SECONDARY JET	1.397226

Στο σχήμα 5.3 παρουσιάζονται τα φάσματα του εκπεμπόμενου ήχου για την κάθε συνιστώσα ενώ στον πίνακα 5.4 παρουσιάζονται τα αντίστοιχα συνολικά επίπεδα ήχου.



Σχήμα 5.3: Φάσμα ήχου συνιστωσών και ολικό φάσμα κινητήρα CFM56-3 στο σημείο σχεδίασης

Πίνακας 5.4 : Συνολικά Επίπεδα Ήχου για το Σημείο Σχεδίασης

<b>Συνολικό Επίπεδο Ακουστικής Πίεσης (dB)</b>				
<b>OASPL</b>				
<b>Ανεμιστήρας</b>	<b>Θάλαμος Καύσης</b>	<b>Στρόβιλος</b>	<b>Ακροφύσιο</b>	<b>Ολικό</b>
114.3	91.2	77.3	100.6	114.5
<b>Τονικά Διορθωμένο Αντιληπτό Επίπεδο Ήχου (dB)</b>				
<b>PNLT</b>				
<b>Ανεμιστήρας</b>	<b>Θάλαμος Καύσης</b>	<b>Στρόβιλος</b>	<b>Ακροφύσιο</b>	<b>Ολικό</b>
126.2	97	90.1	111.2	126.7
<b>Αποτελεσματικό Αντιληπτό Επίπεδο Ήχου (dB)</b>				
<b>EPNL</b>				
<b>Ανεμιστήρας</b>	<b>Θάλαμος Καύσης</b>	<b>Στρόβιλος</b>	<b>Ακροφύσιο</b>	<b>Ολικό</b>
122.2	93	86.1	107.2	122.7

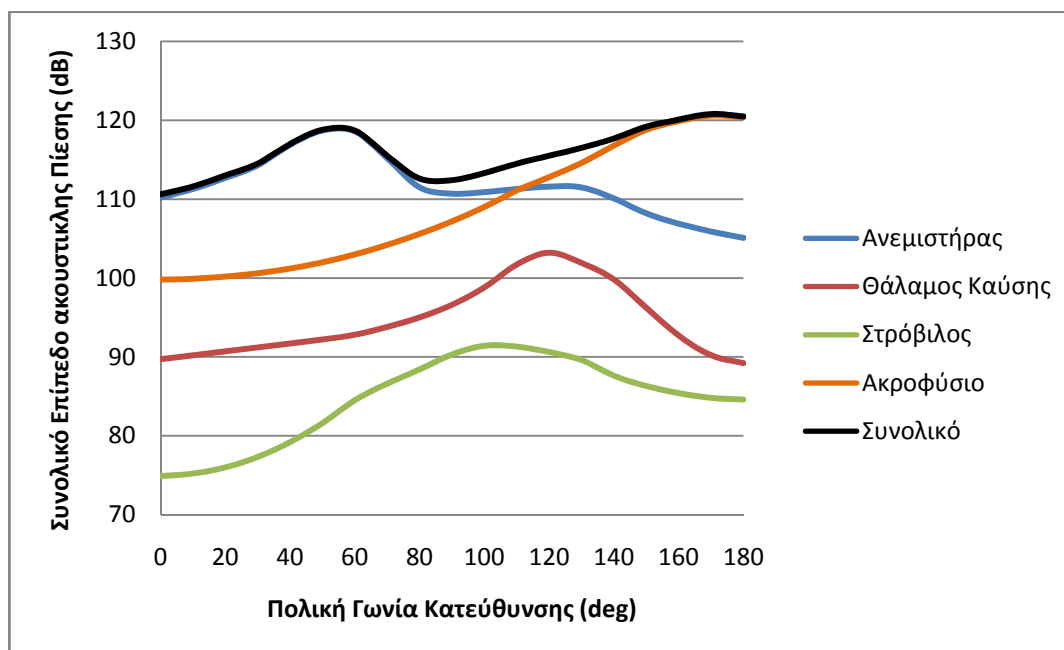
Από τα φάσματα ήχου στο σημείο σχεδίασης παρατηρούμε μεγάλη αύξηση του επιπέδου ακουστικής πίεσης στις μικρές συχνότητες με τη μέγιστη τιμή να φτάνει τα 107.87dB στα 1600Hz.

Στη συνέχεια με την αύξηση των συχνοτήτων παρατηρείται δραματική μείωση του ήχου θαλάμου καύσης. Επίσης μια μικρή μείωση παρατηρείται και στον ήχο ακροφυσίου, παραμένοντας όμως η δεύτερη σημαντικότερη πηγή ήχου.

Μια πιο ομαλή πορεία ακολουθεί ο ήχος στροβίλου ο οποίος επηρεάζεται ελάχιστα με την αύξηση της συχνότητας.

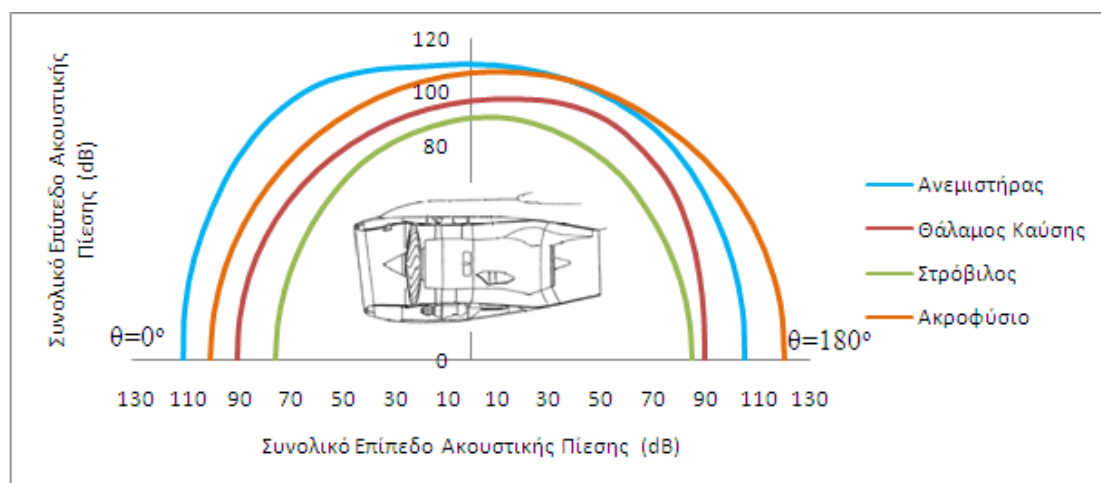
Το μεγαλύτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει ο ήχος ανεμιστήρα/συμπιεστή. Παρουσιάζει αρκετές αυξομειώσεις με την αύξηση της συχνότητας αλλά παραμένει η σημαντικότερη πηγή ήχου. Αυτό φαίνεται και από το γεγονός ότι σχεδόν συμπίπτει με το συνολικό εκπεμπόμενο ήχο.

Για να έχουμε εποπτεία του πώς επηρεάζει η πολική γωνία κατεύθυνσης τα αποτελέσματα του εκπεμπόμενου ήχου, υπολογίσαμε τον εκπεμπόμενο ήχο για εύρος τιμών  $\theta$  από  $10^\circ$  μέχρι  $180^\circ$ . Η μεταβολή του συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης, για την κάθε συνιστώσα εκπεμπόμενου ήχου, συναρτήσει της μεταβολής της πολικής γωνίας κατεύθυνσης παρουσιάζεται στο Σχήμα 5.4.



Σχήμα 5.4: Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης για εύρος τιμών πολικής γωνίας κατεύθυνσης

Τα ίδια αποτελέσματα παρουσιάζονται σε μορφή πολικού διαγράμματος στο Σχήμα 5.5 δίνοντας μια καλύτερη εικόνα του εκπεμπόμενου ήχου γύρω από τον κινητήρα.

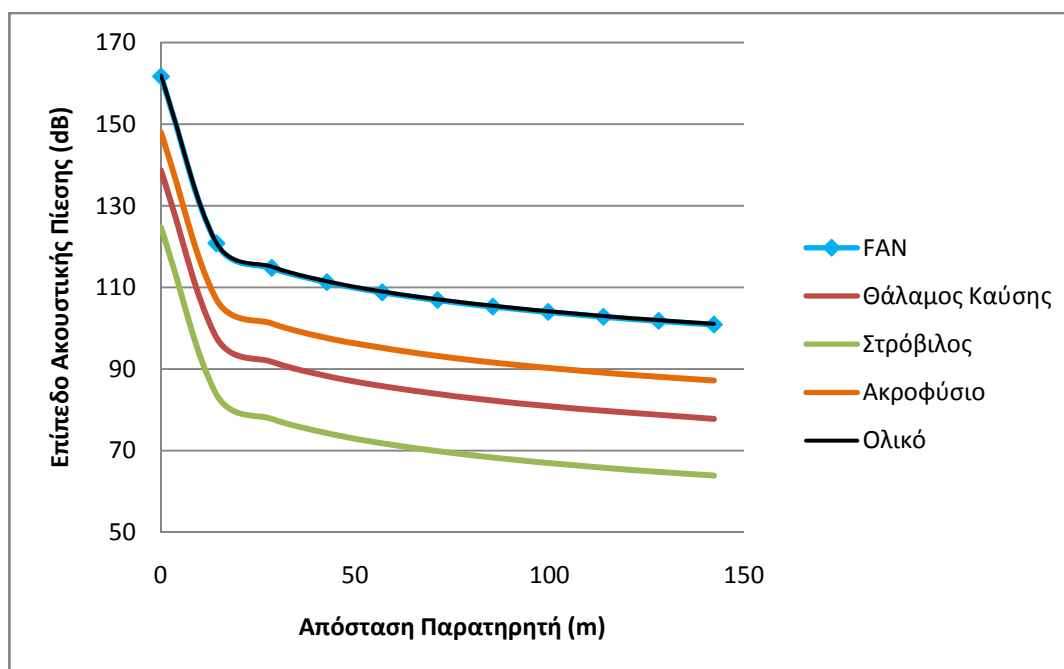


Σχήμα 5.5: Διάγραμμα εκπεμπόμενου ήχου γύρω από κινητήρα

Η μελέτη του σχήματος 5.5 μας δίνει ξεκάθαρη εικόνα για τη συσχέτιση μεταξύ των συνιστωσών ήχου ενός κινητήρα. Οι κυριότερες πηγές ήχου τόσο στο μπροστινό όσο και στο πίσω μέρος του κινητήρα είναι

ο ανεμιστήρας και το ακροφύσιο. Το διάγραμμα αυτό είναι το πλέον διαδεδομένο διάγραμμα ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων και παρουσιάζεται ευρέως στην βιβλιογραφία.

Μια ακόμη παράμετρος που μας ενδιαφέρει η επίδραση της στα επίπεδα του εκπεμπόμενου ήχου, είναι η απόσταση του παρατηρητή από την πηγή. Για το σκοπό αυτό υπολογίσαμε τον εκπεμπόμενο ήχο για διάφορες αποστάσεις από την πηγή. Τα αποτελέσματα των υπολογισμών παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.6.



Σχήμα 5.6: Επίπεδο ακουστικής πίεσης για εύρος τιμών της απόσταση πηγής από παρατηρητή

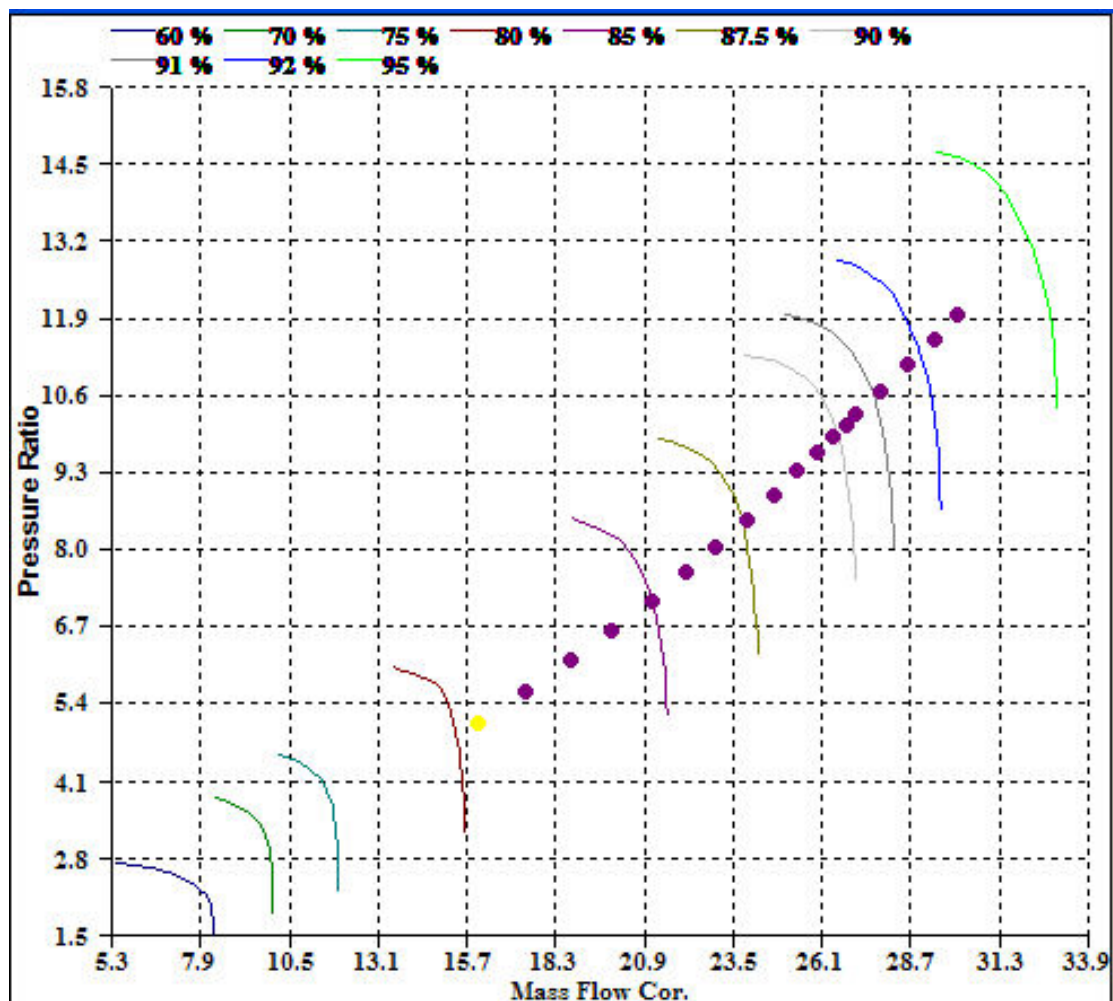
Από το διάγραμμα του σχήματος 5.6 παρατηρούμε, όπως είναι αναμενόμενο, πως τα μεγαλύτερα επίπεδα θορύβου παρουσιάζονται σε μηδενική απόσταση της πηγής από τον παρατηρητή. Στα πρώτα 15 μέτρα της απόστασης πηγής – παρατηρητή παρουσιάζεται δραματική μείωση του εκπεμπόμενου ήχου και στη συνέχεια ακολουθείται μια πιο ήπια καμπύλη μείωσης του ήχου μέχρι τα 140 μέτρα.

## 5.2 Αποτελέσματα για μια γραμμή λειτουργίας του κινητήρα CFM56-3

Μέσω του υπολογιστικού μοντέλου για τον κινητήρα CFM56-3 που υπάρχει στο εργαστήριο πήραμε αποτελέσματα για μια γραμμή λειτουργίας 18 σημείων. Η γραμμή λειτουργίας αφορά διαδοχικές τιμές λειτουργίας του κινητήρα με συνεχώς αυξανόμενη ώση. Οι τιμές ξεκινούν από idle λειτουργία κινητήρα στις 1967rpm με ώση 13986Nt και φτάνουν μέχρι τις 5130 rpm και μέγιστη ώση απογείωσης 140590Nt. Οι στροφές κινητήρα αναφέρονται σε στροφές άξονα χαμηλής πίεσης. Οι αντίστοιχες στροφές για άξονα υψηλής πίεσης είναι 11158 rpm για idle λειτουργία και 15332 rpm για μέγιστη ώση.

Τα σημεία που μελετήσαμε παρουσιάζονται στον χάρτη συμπίεστή υψηλής πίεσης στο Σχήμα 5.7.

Οι παράμετροι εισόδου του προγράμματος AERONOISE για τα σημεία λειτουργίας που εξετάσαμε παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.5.



Σχήμα 5.7: Γραμμή λειτουργίας πάνω στον χάρτη συμπίεστή υψηλής πίεσης του CFM56-3

Πίνακας 5.5 (α): Παράμετροι Εισόδου στο AERONOISE για μια Γραμμή Λειτουργίας (Σημεία 1÷9)

	1	2	3	4	5	6	7	8	9
<b>Παράμετρος Εισόδου</b>									
ENGINE REFERENCE AREA,M**2	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67
NUMBER OF ENGINES	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
AIRCRAFT MACH NUMBER	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
AMBIENT SPEED OF SOUND, M/S	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59
AMBIENT DENSITY, KG/M**3	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22
AMBIENT TEMPERATURE RE 288.15 K	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
ABSOLUTE HUMIDITY, PERCENT MOLE FRACTION	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57
DIRECTIVITY ANGLE	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00
ANGLE BETWEEN FLIGHT VECTOR AND ENGINE INLET AXIS, DEG	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
FAN INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
FAN ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22
NUMBER OF ROTOR BLADES	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00
NUMBER OF STATOR VANES	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00
ROTOR-STATOR SPACING RE MEAN ROTOR BLADE CHORD	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97
FAN ROTOR RELATIVE TIP MACH NUMBER AT DESIGNPOINT	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29
MASS FLOWRATE RE RHOA * CA * AE	0.18	0.20	0.22	0.24	0.26	0.28	0.30	0.33	0.35
ROTATIONAL SPEED RE CA/DFA	0.15	0.17	0.18	0.19	0.21	0.22	0.24	0.25	0.27
TOTAL TEMPERATURE RISE ACROSS FAN RE TAMB	0.03	0.03	0.04	0.05	0.06	0.06	0.07	0.08	0.09
COMBUSTOR ENTRANCE AREA RE AE	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02
COMBUSTOR ENTRANCE MASS FLOWRATE RE RHOA * CA * AE	0.03	0.03	0.03	0.03	0.04	0.04	0.04	0.05	0.05
COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL PRESSURE RE PAMB	5.89	6.66	7.53	8.40	9.37	10.38	11.39	12.56	13.76
COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	1.81	1.87	1.94	2.00	2.07	2.14	2.20	2.27	2.34
COMBUSTOR EXIT TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	3.13	3.24	3.37	3.51	3.67	3.84	4.01	4.19	4.37



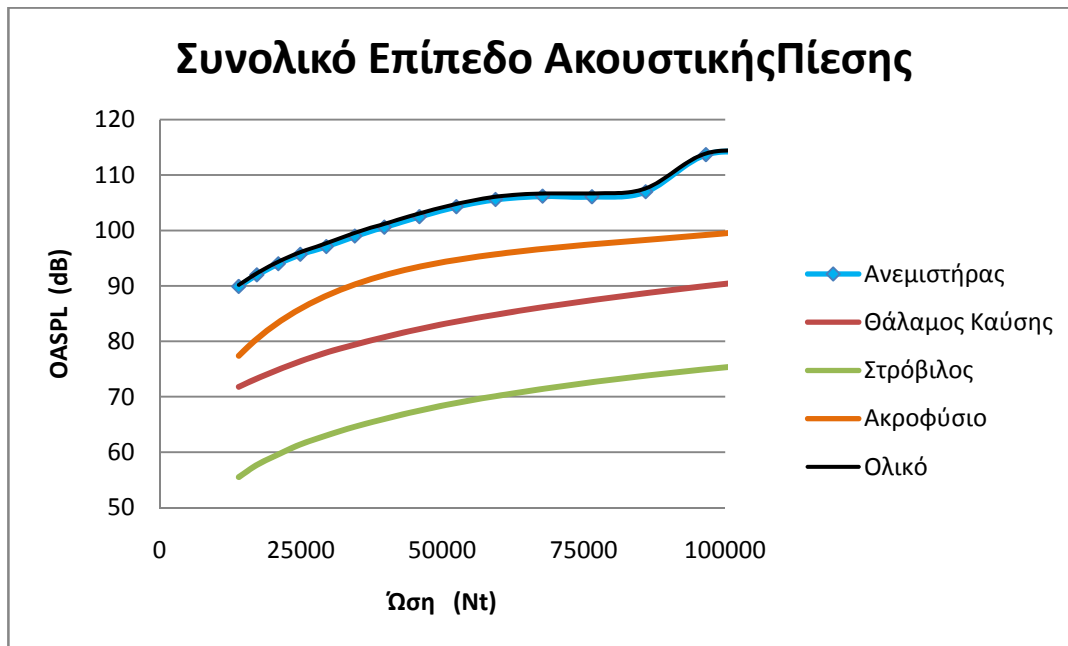
Πίνακας 5.5 (β): Παράμετροι Εισόδου AERONOISE για μια Γραμμή Λειτουργίας (Σημεία 10÷18)

	10	11	12	13	14	15	16	17	18
<b>Παράμετρος Εισόδου</b>									
ENGINE REFERENCE AREA, M**2	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67	1.67
NUMBER OF ENGINES	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
AIRCRAFT MACH NUMBER	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
AMBIENT SPEED OF SOUND, M/S	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59	340.59
AMBIENT DENSITY, KG/M**3	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22
AMBIENT TEMPERATURE RE 288.15 K	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
ABSOLUTE HUMIDITY, PERCENT MOLE FRACTION	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
DISTANCE FROM SOURCE TO OBSERVER RE SQRT(AE)	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57	23.57
DIRECTIVITY ANGLE	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00
ANGLE BETWEEN FLIGHT VECTOR AND ENGINE INLET AXIS, DEG	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
FAN INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
FAN ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22	1.22
NUMBER OF ROTOR BLADES	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00	38.00
NUMBER OF STATOR VANES	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00	76.00
ROTOR-STATOR SPACING RE MEAN ROTOR BLADE CHORD	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97	1.97
FAN ROTOR RELATIVE TIP MACH NUMBER AT DESIGNPOINT	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29	1.29
MASS FLOWRATE RE $\rho_{OA} * C_A * A_E$	0.37	0.39	0.42	0.44	0.47	0.49	0.52	0.54	0.55
ROTATIONAL SPEED RE $C_A/DFA$	0.28	0.29	0.31	0.32	0.34	0.35	0.37	0.38	0.40
TOTAL TEMPERATURE RISE ACROSS FAN RE TAMB	0.10	0.11	0.13	0.14	0.15	0.16	0.18	0.19	0.21
COMBUSTOR ENTRANCE AREA RE AE	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02
COMBUSTOR ENTRANCE MASS FLOWRATE RE $\rho_{OA} * C_A * A_E$	0.05	0.06	0.06	0.07	0.07	0.08	0.09	0.09	0.10
COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL PRESSURE RE PAMB	15.04	16.59	18.22	20.02	22.15	24.25	26.50	28.77	30.92
COMBUSTOR ENTRANCE TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	2.41	2.49	2.56	2.63	2.70	2.77	2.85	2.93	3.00
COMBUSTOR EXIT TOTAL TEMPERATURE RE TAMB	4.55	4.74	4.91	5.07	5.23	5.43	5.64	5.86	6.06



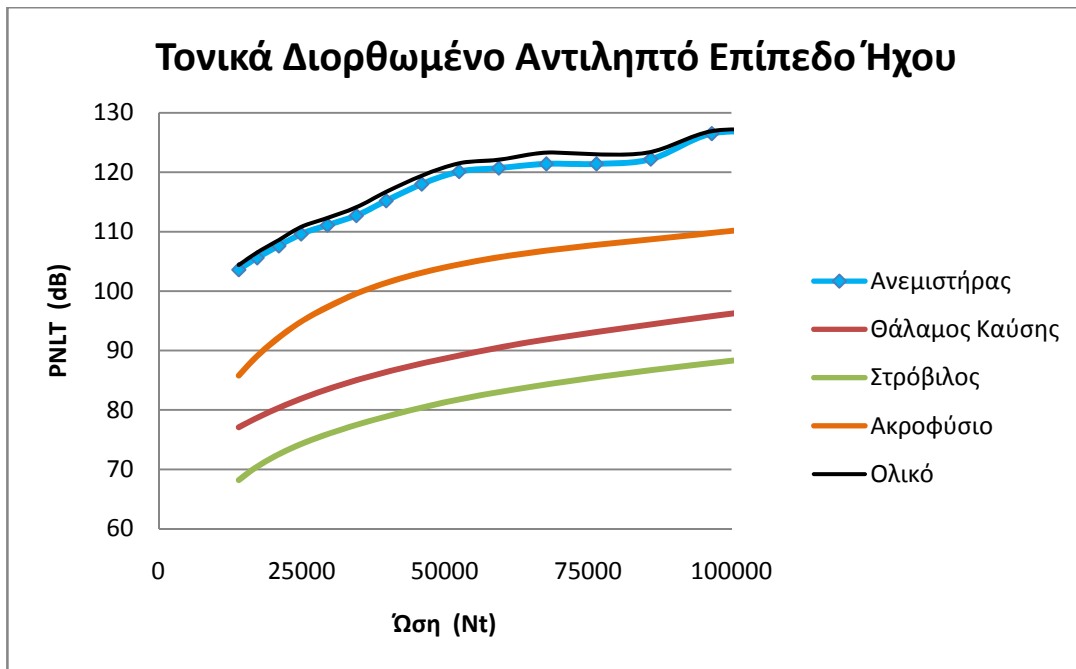


Στο Σχήμα 5.8 παρουσιάζεται το συνολικό επίπεδο ήχου για κάθε συνιστώσα, συναρτήσει της ώσης του κινητήρα για γωνία κατεύθυνσης  $30^\circ$  και απόσταση παρατηρητή 30m.

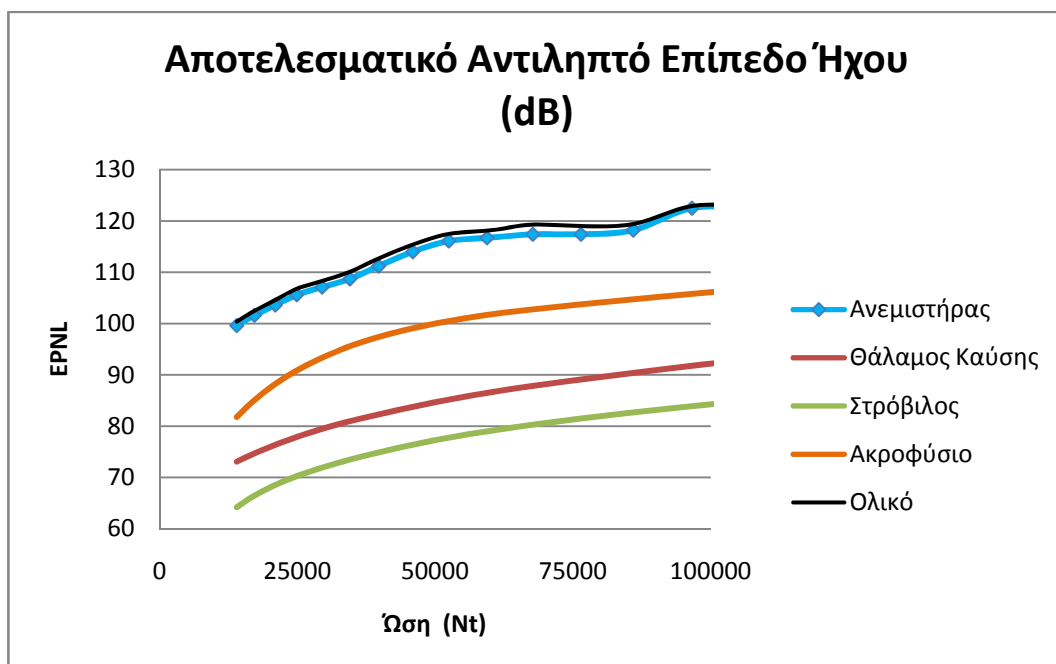


Σχήμα 5.8: Μεταβολή του συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης συναρτήσει της ώσης (για  $\theta=30^\circ$  και απόσταση παρατηρητή 30m)

Αντίστοιχα αποτελέσματα για το τονικά διορθωμένο αντιληπτό επίπεδο ήχου και για το αποτελεσματικό αντιληπτό επίπεδο ήχου παρουσιάζονται στα σχήματα 5.9 και 5.10.



Σχήμα 5.9: Μεταβολή του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου συναρτήσει της ώσης (για  $\theta=30^\circ$  και απόσταση παρατηρητή 30m)

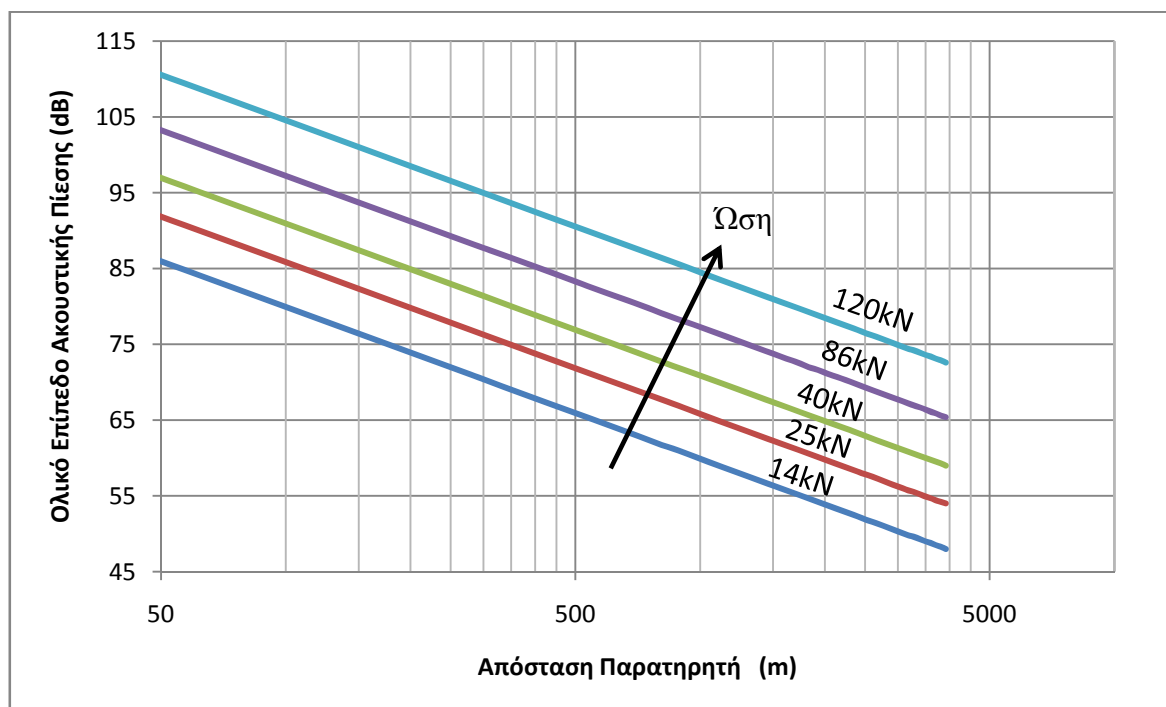


Σχήμα 5.10: Μεταβολή του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου συναρτήσει της ώσης (για  $\theta=30^\circ$  και απόσταση παρατηρητή 30m)

Από τα παραπάνω διαγράμματα παρατηρούμε αύξηση των επιπέδων ήχου με την ώση, όπως αναμενόταν.

Στη συνέχεια για συγκεκριμένες τιμές ώσης και για δεδομένη πολική γωνία κατεύθυνσης ( $30^\circ$ ) μελετήσαμε την επίδραση της απόστασης του παρατηρητή από το αεροσκάφος στο συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.11. Το συγκεκριμένο διάγραμμα μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τον υπολογισμό των ισοϋψών καμπύλων ήχου αεροσκάφους γύρω από τα αεροδρόμια [18].

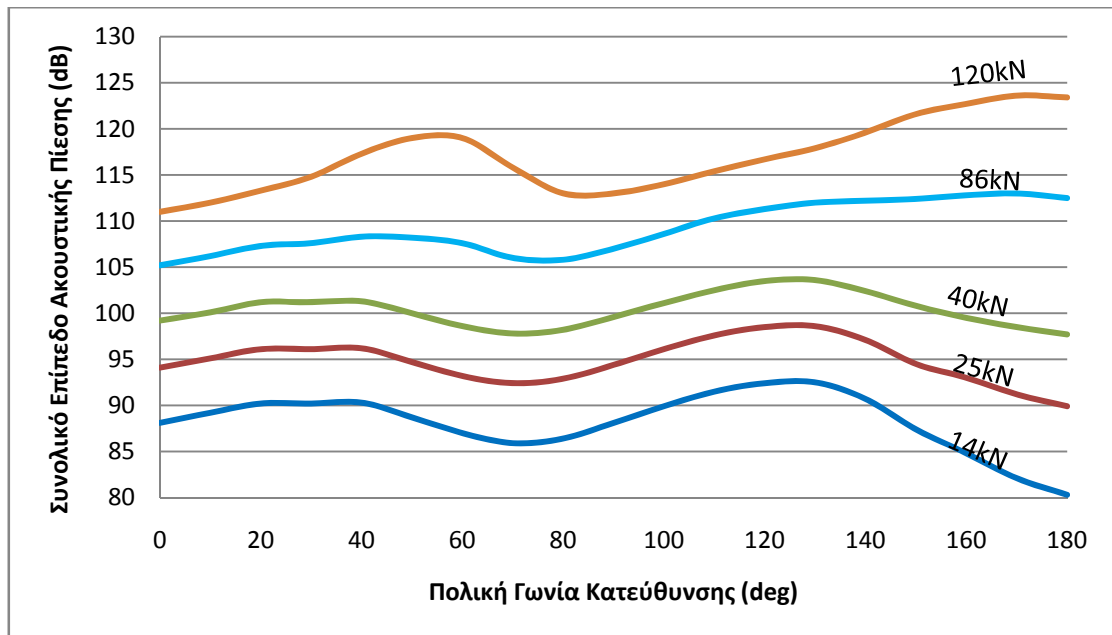
Από το Σχήμα 5.11 παρατηρούμε την μείωση του συνολικού ήχου τόσο με την αύξηση της απόστασης όσο και με την μείωση της ισχύος.



Σχήμα 5.11: Καμπύλες συσχέτισης ήχου-ισχύος-απόστασης (για  $\theta=30^\circ$ )

Τέλος μελετήσαμε την επίδραση της πολικής γωνίας κατεύθυνσης για διάφορες τιμές της ώσης στο συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης.

Τα αποτελέσματα των υπολογισμών μας παρουσιάζονται στο διάγραμμα του Σχήματος 5.12.



Σχήμα 5.12: Μεταβολή συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης συναρτήσει της ώσης κινητήρα για εύρος πολικής γωνίας κατεύθυνσης (απόσταση παρατηρητή 30m)

# 6

## Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα - Προτάσεις

### Ανακεφαλαίωση – Συμπεράσματα

Στην παρούσα διπλωματική εργασία έγινε ανάπτυξη λογισμικού εκτίμησης ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων το οποίο θα χρησιμοποιηθεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π. για περαιτέρω έρευνα στο πεδίο ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων.

Για τη δημιουργία του λογισμικού χρησιμοποιήσαμε μεθόδους εκτίμησης ήχου για συνιστώσες αεροπορικών κινητήρων που βρήκαμε στην ανοιχτή βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα χρησιμοποιήσαμε τις μεθόδους που έχουν υλοποιηθεί μέσω του προγράμματος ANOPP της NASA και οι οποίες χρησιμοποιούν ημι-εμπειρικές σχέσεις προσαρμοσμένες σε πειραματικά δεδομένα.

Το πρόγραμμα ANOPP περιλαμβάνει μεθόδους εκτίμησης ήχου για όλες τις συνιστώσες εκπομπής ήχου των αεροπορικών κινητήρων (ανεμιστήρα/συμπιεστή, θαλάμου καύσης, στροβίλου και ακροφυσίου).

Οι μέθοδοι εκτίμησης έχουν προγραμματιστεί σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran. Επιπλέον κατασκευάστηκαν υπορουτίνες υπολογισμού του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου καθώς και υπολογισμού των καμπύλων βαρύτητας συχνότητας.

Επίσης για λόγους ευκολίας εισαγωγής των παραμέτρων εισόδου αλλά και εξαγωγής των αποτελεσμάτων για τις μεθόδους εκτίμησης, δημιουργήθηκε ένα γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας το οποίο καλεί τις υπορουτίνες που κατασκευάσαμε με τη μορφή dll. Το γραφικό αυτό

περιβάλλον επικοινωνίας προέκυψε από τροποποίηση ενός υπάρχοντος γραφικού περιβάλλοντος του εργαστηρίου και ονομάστηκε AERONOISE.

Για να εξακριβώσουμε την ορθότητα των αποτελεσμάτων των υπολογισμών μας, ανατρέξαμε στη βιβλιογραφία και τα συγκρίναμε με αποτελέσματα από το πρόγραμμα ANOPP. Η σύγκριση απέδειξε την αξιοπιστία του λογισμικού που κατασκευάσαμε.

Για να δούμε τη γενική συμπεριφορά του λογισμικού το εφαρμόσαμε σε δεδομένα από ένα πραγματικό κινητήρα αεροσκάφους τον CFM56-3. Συγκεκριμένα υπολογίσαμε τον εκπεμπόμενο ήχο για λειτουργία στο σημείο σχεδίασης καθώς και για μια γραμμή λειτουργίας. Για το σημείο σχεδίασης βρήκαμε δεδομένα από την ανοιχτή βιβλιογραφία ενώ για την γραμμή λειτουργίας από ένα μοντέλο προσομοίωσης του κινητήρα, το οποίο έχει κατασκευαστεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π.

Μέσω των αποτελεσμάτων ήχου από το λογισμικό που κατασκευάσαμε προκύπτει πως η σημαντικότερη συνιστώσα ήχου σε ένα αεροπορικό κινητήρα διπλού ρεύματος είναι ο ανεμιστήρας. Επίσης παρατηρείται αύξηση των επιπέδων ήχου με την ώση του κινητήρα και μείωση τους με την αύξηση της απόστασης του παρατηρητή, όπως αναμενόταν.

Δεδομένου ότι το μοντέλο ηχητικής εκπομπής που χρησιμοποιήσαμε περιλαμβάνει γεωμετρικές παραμέτρους του κινητήρα, μπορεί να χρησιμοποιηθεί για σχεδιαστικές μελέτες καινούργιων κινητήρων με σκοπό την μείωση των επιπέδων εκπεμπόμενου ήχου.

## Προτάσεις για περαιτέρω μελέτη

Το λογισμικό που κατασκευάσαμε αναφέρεται μόνο στον κινητήρα, που είναι και η σημαντικότερη πηγή ήχου του αεροσκάφους. Για να έχουμε όμως μια καλύτερη εκτίμηση είναι απαραίτητο να μελετηθεί και η συμβολή της ατράκτου στον συνολικό εκπεμπόμενο ήχο του αεροσκάφους. Η μέθοδος εκτίμησης ήχου ατράκτου του αεροσκάφους πρέπει να περιλαμβάνει μεθόδους εκτίμησης ήχου για τις ακόλουθες συνιστώσες εκπομπής :

- Μέθοδος εκτίμησης ήχου πηδαλίου διεύθυνσης (rudder)
- Μέθοδος εκτίμησης ήχου πρόσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (slat)
- Μέθοδος εκτίμησης ήχου οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας (flap)
- Μέθοδος εκτίμησης ήχου μηχανισμού προσγείωσης (landing gear)

Το λογισμικό εκτίμησης ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων μπορεί να χρησιμοποιηθεί για περαιτέρω διερεύνηση πάνω στο ενδιαφέρον θέμα της ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων. Συγκεκριμένα μπορεί να γίνει εφαρμογή και σε άλλους κινητήρες αεροσκαφών ευρείας χρήσης όπως για παράδειγμα V2500 (αεροσκάφη Airbus A320 Family) ή σε στρατιωτικούς κινητήρες όπως ο J79 (αεροσκάφη F-4 Phantom)

Επίσης μπορεί να γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων της μεθόδου εκτίμησης με αποτελέσματα από πραγματικές μετρήσεις.



# 7

## Βιβλιογραφία

### Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία

- [1] William E. Zorumski (NASA 1982), ‘Aircraft noise prediction program theoretical manual, part1\_TM-83199-PT-1’
- [2] William E. Zorumski (NASA 1982), ‘Aircraft noise prediction program theoretical manual, part 2\_TM-83199-PT-2’
- [3] William.Zorumski (NASA 1982), ‘ANOPP Theoretical Manual tmx83199’
- [4] Ronnie E. Gillian, ‘Aircraft noise prediction program user's manualTM-84486’
- [5] Joe W. Hough & Donald S. Weir 1996, ‘Aircraft Noise Prediction Program (ANOPP), Fan Noise Prediction for Small Engines\_CR-198300’
- [6] Bolt Beranek & Newmen Inc 1981, ‘Handbook of aircraft noise metrics\_CR-3406’
- [7] Ronald M. Aarts (Engineering Report), ‘A Comparison of Some Loudness Measures for Loudspeaker Listening Tests’
- [8] MJT.SMITH 1989, ‘Aircraft Noise’
- [9] NASA 2000, ‘ANOPP Noise Prediction for Small Engines(CR-2000-209706)’
- [10] Gordon C. Oates ‘Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components’
- [11] Karl S. Pearsons & Ricarda L. Bennett 1974, ‘Handbook of noise ratings\_CR-2376’
- [12] Nicolas E. Antoine 2002, ‘Optimizing Aircraft and Operations for Minimum Noise-AIAA2002-5868’

- [13] KLM Technical Manual for BOEING 737-300/400-‘ Subject: Engine’
- [14] CFM International 1984, ‘CFM56-3 Turbofan Training Manual’
- [15] Nicolas Eugene Antoine (Doctoral Thesis) 2004, ‘Aircraft Optimization for Minimal Environmental Impact’
- [16] Recent Progress In Aircraft Noise Reaserch-ARMD (Technical Seminar Oct.16,2007 )
- [17] ASME2008- Jet Noise Reduction for High Speed Exhaust Systems )

#### Ελληνική Βιβλιογραφία

- [18] Μαθιουδάκης Κ., ‘Λειτουργία Αεροπορικών Κινητήρων, Επιδόσεις, Εκπομπές Καυσαερίων και Ήχου’, ΕΜΠ Αθήνα 2007.

#### Ηλεκτρονικές Διευθύνσεις

- [19] <http://www.acare4europe.com/docs/Vision%202020.pdf>
- [20] [http://www.calm-network.com/cc07\\_04.pdf](http://www.calm-network.com/cc07_04.pdf)
- [21][http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080006600\\_2008004016.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080006600_2008004016.pdf)

# 8

## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

# Π1

## Υπορουτίνες Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου

### Π1.1 Υπορουτίνα HDNFAN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας HDNFAN είναι η εκτίμηση του ευρυζωνικού και διακριτού ήχου για αξονικής ροής ανεμιστήρα/συμπιεστή χρησιμοποιώντας μεθόδους κατά Heidman, Gasp και Small Engines Revision.

Ορισμός Υπορουτίνας: SUBROUTINE HDNFAN (AE,RSA,AFA,DFA, RMD,RSSA,RMDOTA,RMA,RNA,DELTA,CA,RHOA,NBANDS, NENG,NB,NV,IGV,IDIS,IUNITS,ISOURCE,IMETHOD,THETA, HDNFANTBL)

Πίνακας Π1.1: Παράμετροι Εισόδου HDNFAN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα	0.1	1	10
DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα	0.3	1.128	4
RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα στο σημείο σχεδίασης	0.5	1	2
RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα	0.2	1	110
RMDOTA	Αδιάστατη παροχή αέρα	0	0.2	10
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
RNA	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα	0	0.3	0.5
DELTA	Συνολική αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του ανεμιστήρα	0	0.2	1.3

CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
NBANDS	Δεν χρησιμοποιείται			
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
NB	Αριθμός πτερυγίων ρότορα	2	20	100
NV	Αριθμός πτερυγίων στάτορα	10	50	200
IGV	= Παράμετρος για οδηγία πτερύγια εισόδου (IGV's) =1 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνα εισόδου =2 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνα εισόδου			
IDIS	= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο =1 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο =2 : Με διαταραχή στην είσοδο			
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
ISOURCE(I)	= Παράμετρος συνιστώσας ήχου .Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα ήχου I. Όπου I=1,8 I=1 : Ήχος εισόδου ευρείας μπάνας I=2 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο I=3 : Τόνοι διαταραχής εισόδου I=4 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/8$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/4$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/2$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάνας I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο			
IMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης =1 : HEIDMAN =2 : GASP =3 : SMALL ENGINE REVISION			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.2: Παράμετροι Εξόδου HDNFAN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
HDNFANTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.2 Υπορουτίνα GECOR

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας GECOR είναι η εκτίμηση ήχου συμβατικών θαλάμων καύσης αεροπορικών κινητήρων.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE GECOR(AE,CEAA,RSA,RMDOTA,RMA,PINA,TINA,TOUTA,DELTATDESA,CA,RHOA,NENG,ICAO78, IUNITS,THETA,GECORTBL)

Πίνακας Π1.3: Παράμετροι Εισόδου GECOR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.	0.01	1	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
RMDOTA	Αδιάστατη παροχή μάζας αέρα στο θάλαμο καύσης	0	0.2	10
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
PINA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου Θ.Κ	1	1	30
TINA	Αδιάστατη ολική πίεση εισόδου Θ.Κ.	1	1	5
TOUTA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου Θ.Κ.	1	2	6
DELTATDESA	Αδιάστατη μεταβολή θερμοκρασίας κατά μήκος Θ.Κ. στο σημείο σχεδίασης	0	0.5	2
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
ICAO78	= Δείκτης ICAO =1 : Χρησιμοποιείται κανονική συνάρτηση φασματικής κατανομής =2 : Χρησιμοποιείται συνάρτηση φασματικής κατανομής σύμφωνα με ICAO αντικαθιστώντας τη φασματική συνάρτηση S			

IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.4: Παράμετροι Εξόδου GECOR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
GECORTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).



### Π1.3 Υπορουτίνα GETUR

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας GETUR είναι η εκτίμηση ευρυζωνικού και τονικού ήχου για αξονικό στρόβιλο. Χρησιμοποιεί μέθοδο η οποία αναπτύχθηκε από την εταιρεία General Electric.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE GETUR (AE,RSA,ATA,DTA,NB,RNA,HTINA,HSOUTA,RMA,CA,RHOA,NENG,IUNITS,ICOMP,THETA,GETURTBL)

Πίνακας Π1.5: Παράμετροι Εισόδου GETUR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στρόβιλου	0.01	1	10
DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στρόβιλου	0.01	1	100
NB	Αριθμός πτερυγίων ρότορα	2	20	500
RNA	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα	0	0.3	0.5
HTINA	Αδιάστατη ολική ειδική ενθαλπία εισόδου (Υπολογίζεται από θερμοκρασία, απόλυτη υγρασία και λόγο αέρα-καυσίμου)			
HSOUTA	Αδιάστατη στατική ειδική ενθαλπία εξόδου (Υπολογίζεται από θερμοκρασία, απόλυτη υγρασία και λόγο αέρα-καυσίμου)			
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό συστημά			
ICOMP(I)	Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,2 I=1: Υπολογίζει φάσμα για ευρυζωνικό ήχο I=2: Υπολογίζει φάσμα για διακριτούς τόνους			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης, deg	0	30	180

Πίνακας Π1.6: Παράμετροι Εξόδου GETUR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
GETUR TBL(I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.4 Υπορουτίνα SMBTUR

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας SMBTUR είναι η εκτίμηση ευρυζωνικού ήχου αξονικού στροβίλου χρησιμοποιώντας τη μέθοδο των Smith and Bushell.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE SMBTUR(AE,ATA,RSA,RMDOTA,RMA,CA,CRA,GA,RA,RNA,TSOUTA,RHOA,NENG,NST,IUNITS,THETA, SMBTURTBL)

Πίνακας Π1.7: Παράμετροι Εισόδου SMBTUR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου			
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
RMDOTA	Αδιάστατη παροχή αέρα στροβίλου.	0	0.2	10
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου	0.01	1	100
GA	Αδιάστατος λόγος ειδικών θερμοχωρητικοτήτων εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από την σύσταση και τη θερμοκρασία εξόδου)			
RA	Αδιάστατη σταθερά εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από την σύσταση)			
RNA	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής	0	0.3	0.5
TSOUTA	Αδιάστατη στατική θερμοκρασία εξόδου	0.1	2	4
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου	1	1	10
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.8: Παράμετροι εξόδου SMBTUR

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SMBTURTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.5 Υπορουτίνα SGLJET

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας SGLJET είναι η εκτίμηση ήχου στο 1/3 της οκτάβας σε κυκλικό ακροφύσιο απλού ρεύματος.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE SGLJET (AE,RSA,NENG, DELTA,AJA,TJA,VJA,RHOJA,CA,RMA,RHOA,ICAO78,IUNITS, THETA,SGLJETTBL)

Πίνακας Π1.9: Παράμετροι Εισόδου SGLJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
DELTA	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα εισαγωγής του κινητήρα	0	0	30
AJA	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0.0001	1	10
TJA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου	0.7	1	4
VJA	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0	1	2.5
RHOJA	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0.2	1	1.2
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
ICAO78	= Δείκτης ICAO =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =2 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO			
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.10: Παράμετροι εξόδου SGLJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SGLJETTBL(I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.6 Υπορουτίνα SAESHK

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας SAESHK είναι η εκτίμηση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης ενός απλού συγκλίνοντος ακροφυσίου το οποίο λειτουργεί σε υπερκρίσιμους λόγους πίεσης.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE SAESHK(AE,RSA,NENG,NSHK,AJA,RMA,RMJ,TJA,VJA,DELTA,CA,RHOA,ICAO78,IUNITS,THETA,SAESHKTBL)

Πίνακας Π1.11: Παράμετροι εισόδου SAESHK

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
NSHK	Αριθμός κυμάτων κρούσης	2	8	10
AJA	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0.0001	1	10
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
RMJ	Αριθμός Mach πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0	1.414	2.0
TJA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου	0.7	1	6
VJA	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης	0	1	3.5
DELTA	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα εισαγωγής του κινητήρα	0	0	30
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	200	340.294	400
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
ICAO78	= Δείκτης ICAO =0: Χωρίς χρήση συνάρτησης κατεύθυνσης =1 : Με χρήση συνάρτησης κατεύθυνσης			
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.12: Παράμετροι εξόδου SAESHK

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SAESHKTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).



## Π1.7 Υπορουτίνα STNJET

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας STNJET είναι η εκτίμηση ήχου ακροφυσίου χρησιμοποιώντας τη μέθοδο του Stone.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE STNJET(AE,NENG,RSA, DELTA,AJA1,DEA1,DHA1,RMJ1,TJA1,VJA1,RHOJA1,AJA2,RMJ2, TJA2VJA2,RHOJA2,CA,RMA,RHOA,NOZZLE,IPLUG,IUNITS,THETA, STNJETTBL)

Πίνακας Π1.13: Παράμετροι εισόδου STNJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
DELTA	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα εισαγωγής του κινητήρα	0	0	30
AJA1	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0.001	1	10
DEA1	Αδιάστατη πραγματική ισοδύναμη διάμετρος δέσμης κυρίως ρεύματος	0.01	1.128	3.6
DHA1	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος δέσμης κυρίως ρεύματος	0.01	1.128	3.6
RMJ1	Αριθμός Mach πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0	1	1.25
TJA1	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος	0.7	1	4
VJA1	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0	1	2.5

RHOJA1	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0.2	1	1.2
AJA2	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0	0	10
RMJ2	Αριθμός Mach πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0	0	1
TJA2	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης	0.7	1	4
VJA2	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0	0	2.5
RHOJA2	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0.2	1	1.2
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	300	340.294	400
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
RHOA	Πυκνότητα περιβάλλοντος	1	1.225	1.5
NOZZLE	= Τύπος ακροφυσίου =1 : Χωρίς ανάμειξη ρευμάτων =2 : Με ανάμειξη ρευμάτων			
IPLUG	= Plug του ακροφυσίου =1 : Ακροφύσιο με plug =2 : Ακροφύσιο χωρίς plug			
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg	0	30	180

Πίνακας Π1.14: Παράμετροι εξόδου STNJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
STNJETTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.8 Υπορουτίνα CNLJET

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας CNLJET είναι η εκτίμηση ήχου δέσμης διπλού ρεύματος δακτυλιοειδούς ακροφυσίου με αντεστραμμένο προφίλ ταχύτητας.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE CNLJET(AE,RSA,NENG, DELTA,AJA1,TJA1,VJA1,RMA,RHOJA1,GAMMAJ1,AJA2,DHJA2,TJA2,VJA2,RHOJA2,GAMMAJ2,CA,RHOA,IUNITS,THETA, CNLJETTBL)

Πίνακας Π1.15: Παράμετροι εισόδου CNLJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση	Ελάχιστο	Τιμή Αναφοράς	Μέγιστο
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>	0.01	0.785	10
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή	0.1	1	110
NENG	Αριθμός κινητήρων	1	1	4
DELTA	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα εισαγωγής του κινητήρα	0	0	30
AJA1	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0.0001	1	10
TJA1	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος	0.7	1	6
VJA1	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0	1	2.5
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους	0	0	0.9
RHOJA1	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος	0.2	1	1.2
GAMMAJ1	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων δέσμης κυρίως ρεύματος	1.3	1.4	1.5

AJA2	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0	0	10
DHJA2	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0.01	1	10
TJA2	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης	0.7	1	6
VJA2	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0	0	2.5
RHOJA2	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης	0.2	1	1.2
GAMMAJ2	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων ρεύματος παράκαμψης	1.3	1.4	1.5
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος	300	340.294	400
RHOA	Πυκνότητα περιβάλλοντος	0.2	1.225	1.5
IUNITS	= Παράμετρος μονάδων μέτρησης =1 : Για μονάδες στο SI =2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα			
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης, deg	0	30	180

Πίνακας Π1.16: Παράμετροι εξόδου CNLJET

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
CNLJETTBL (I)	Η εκτιμώμενη μέση τετραγωνική ακουστική πίεση πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των κινητήρων. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

## Π1.9 Συναρτήσεις Υπολογισμού Αντιληπτού Ήχου

### Π1.9.1 Συνάρτηση OASPL

Σκοπός : Σκοπός της συνάρτησης OASPL είναι ο υπολογισμός του συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης.

Ορισμός Συνάρτησης : DOUBLE PRECISION FUNCTION OASPL(SPL)

Πίνακας Π1.17: **Παράμετροι εισόδου OASPL**

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
SPL(I)	Επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

### Π1.9.2 Συνάρτηση PNLT

Σκοπός : Σκοπός της συνάρτησης PNLT είναι ο υπολογισμός του τονικά διορθωμένου επιπέδου αντιληπτού ήχου

Ορισμός Συνάρτησης : DOUBLE PRECISION FUNCTION PNLT(SPL)

Πίνακας Π1.18: **Παράμετροι εισόδου PNLT**

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
SPL(I)	Επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4).

### Π1.9.3 Συνάρτηση EPNL

Σκοπός : Σκοπός της συνάρτησης EPNL είναι ο υπολογισμός του αποτελεσματικού επιπέδου ήχου

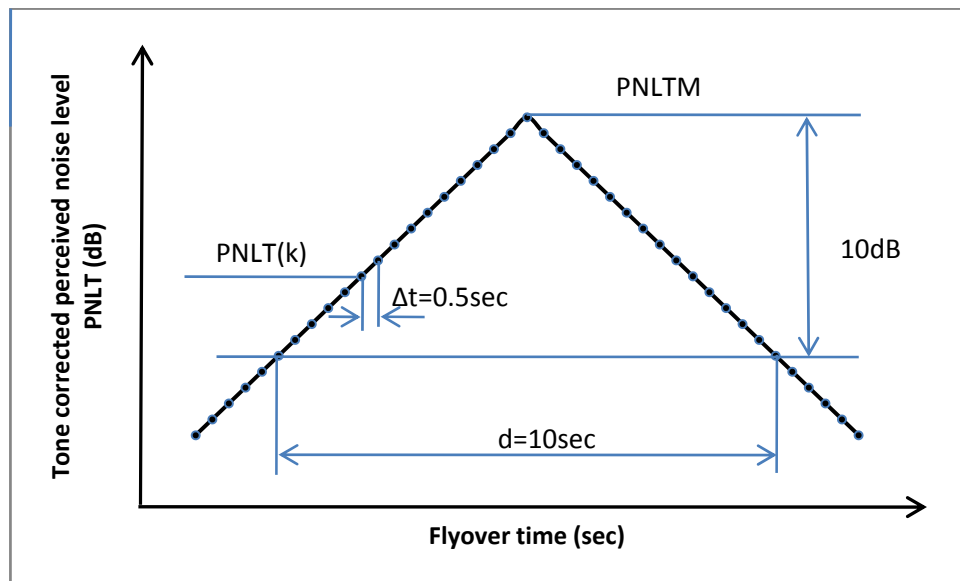
Ορισμός Συνάρτησης : DOUBLE PRECISION FUNCTION EPNL(PNLT, T, N,DT,TT)

Πίνακας Π1.19: **Παράμετροι εισόδου EPNL**

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
PNLT(I)	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου. Το I=1εως N.
T(I)	Ο χρόνος που αντιστοιχεί σε κάθε σημείο για το οποίο έχει υπολογιστεί το PNLТ. Το I=1εως N.
N	Αριθμός μετρήσεων
DT	Χρονικό διάστημα (0.5sec σύμφωνα με ICAO)
TT	Χρονική σταθερά κανονικοποίησης (10 sec σύμφωνα με ICAO)

### Π1.9.4 Συνάρτηση EPNLSTD

Σκοπός : Σκοπός της συνάρτησης EPNLSTD είναι ο υπολογισμός του αποτελεσματικού επιπέδου αντιληπτού ήχου (EPNL) για μια τυπική χρονική εξέλιξη του τονικά διορθωμένου επιπέδου ήχου (PNLT) που παρουσιάζεται στο Σχήμα Π1.1.



Σχήμα Π1.1: Παράδειγμα χρονικής εξέλιξης τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου

Ορισμός Συνάρτησης : DOUBLE PRECISION FUNCTION  
EPNLSTD(PNLTM)

Πίνακας Π1.20: Παράμετροι εισόδου EPNLSTD

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
PNLTM	Μέγιστο τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου.



## Π1.10 Υπορουτίνα AERONOISE

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας AERONOISE είναι να συγκεντρώσει όλες τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών εκτίμησης ήχου έτσι ώστε να μπορούν να χρησιμοποιηθούν από το γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας για να εξάγουν τα τελικά φάσματα και επίπεδα ήχου.

Ορισμός Υπορουτίνας : SUBROUTINE AERONOISE(DATAINP,FREQ,SPECTRA,DATAOUT)

Πίνακας Π1.21: Παράμετροι εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
DATAINP (I)	Παράμετροι εισόδου όλων των μεθόδων εκτίμησης ήχου. I=1 έως 69 και αφορά τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών όπως αυτές παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.23

Πίνακας Π1.22: Παράμετροι εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPECTRA (I,J)	Τα τελικά φάσματα ήχου όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.24. I=1,24 αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας (Παράρτημα Π4). J=1,6 αναφέρεται στις 5 συνιστώσες ήχου και στο συνολικό φάσμα
DATAOUT(I)	Τα τελικά αποτελέσματα για όλες τις μεθόδους εκτίμησης ήχου όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.25 I=1,18 αναφέρεται στα 18 τελικά αποτελέσματα

Πίνακας Π1.23: Αναλυτικά οι παράμετροι εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATAINP(1)	AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα, m <sup>2</sup>
DATAINP(2)	NENG	Αριθμός κινητήρων
DATAINP(3)	RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους
DATAINP(4)	CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος
DATAINP(5)	RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος
DATAINP(6)	TAMBA	Αδιάστατη απόλυτη θερμοκρασία περιβάλλοντος
DATAINP(7)	AH	Απόλυτη υγρασία περιβάλλοντος
DATAINP(8)	RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής από παρατηρητή
DATAINP(9)	THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης, deg
DATAINP(10)	DELTA	Γωνία μεταξύ διανύσματος πτήσης και άξονα εισαγωγής του κινητήρα
DATAINP(11)	AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα
DATAINP(12)	DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATAINP(13)	NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATAINP(14)	NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα
DATAINP(15)	RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα
DATAINP(16)	RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης
DATAINP(17)	RMDOTAFAN	Αδιάστατη παροχή αέρα ανεμιστήρα
DATAINP(18)	RNAFAN	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα ανεμιστήρα
DATAINP(19)	DELTA FAN	Συνολική αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του ανεμιστήρα
DATAINP(20)	CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.
DATAINP(21)	RMDOTACOM	Αδιάστατη παροχή μάζας αέρα στο θάλαμο καύσης
DATAINP(22)	PINA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου Θ.Κ.
DATAINP(23)	TINA	Αδιάστατη ολική πίεση εισόδου Θ.Κ.
DATAINP(24)	TOUTA	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εξόδου Θ.Κ.
DATAINP(25)	DELTA T DESA	Αδιάστατη μεταβολή θερμοκρασίας κατά μήκος Θ.Κ. στο σημείο σχεδίασης
DATAINP(26)	NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου
DATAINP(27)	ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου
DATAINP(28)	DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στροβίλου
DATAINP(29)	NBTUR	Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου

DATAINP(30)	CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου
DATAINP(31)	RMDOTATUR	Αδιάστατη παροχή αέρα στροβίλου
DATAINP(32)	RNATUR	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής στροβίλου
DATAINP(33)	FAR	Λόγος καυσίμου-αέρα
DATAINP(34)	TIT	Αδιάστατη ολική ειδική ενθαλπία εισόδου στροβίλου
DATAINP(35)	TSJ	Αδιάστατη στατική ειδική ενθαλπία εξόδου στροβίλου
DATAINP(36)	AJA1	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(37)	DEA1	Αδιάστατη πραγματική ισοδύναμη διάμετρος δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(38)	DHA1	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(39)	TJA1	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(40)	VJA1	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(41)	RMJ1	Αριθμός Mach πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(42)	RHOJA1	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(43)	GAMMAJ1	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων δέσμης κυρίως ρεύματος
DATAINP(44)	AJA2	Αδιάστατη επιφάνεια πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(45)	DHA2	Αδιάστατη πραγματική υδραυλική διάμετρος δέσμης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(46)	TJA2	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(47)	VJA2	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(48)	RHOJA2	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρως ανεπτυγμένης δέσμης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(49)	GAMMAJ2	Εκθέτης ισεντροπικής μεταβολής αερίων ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(50)	NSHK	Αριθμός κυμάτων κρούσης δέσμης

DATAINP(51)	IGV	= Παράμετρος για οδηγά πτερύγια εισόδου (IGV's) =0 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνα εισόδου =1 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνα εισόδου
DATAINP(52)	IDIS	= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο ανεμιστήρα =0 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο =1 : Με διαταραχή στην είσοδο
DATAINP(52+I)	ISOURCEFAN(I).	= Παράμετρος συνιστώσας ήχου ανεμιστήρα. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,8 I=1 : Ήχος εισόδου ευρείας μπάνας I=2 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο I=3 : Τόνοι διαταραχής εισόδου I=4 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/8$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/4$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/2$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάνας I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο
DATAINP(60+I)	ICOMPTURB(I).	Παράμετρος υπολογισμού συνιστώσας ήχου στροβίλου. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,2 I=1: Υπολογίζει φάσμα για ευρυζωνικό ήχο I=2: Υπολογίζει φάσμα για διακριτούς τόνους
DATAINP(63)	ICAODIR	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO
DATAINP(64)	IFANMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ανεμιστήρα =0: HEIDMAN =1 : GASP =2 : SMALL ENGINE REVISION

DATAINP(65)	ICAOSPEC	= Παράμετρος ICAO για θάλαμο καύσης =0:Χρησιμοποιείται κανονική συνάρτηση φασματικής κατανομής =1:Χρησιμοποιείται συνάρτηση φασματικής κατανομής σύμφωνα με ICAO αντικαθιστώντας τη φασματική συνάρτηση S
DATAINP(66)	ITURBMETHOD	Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης στροβίλου. I=1,2 I=0 : General Electric I=1 : Smith and Bushell
DATAINP(67)	ICAОВEL	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO
DATAINP(68)	JETMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ακροφυσίου =0 : SGLJET =1 : SAESHK =2: SGLJET + SAESHK =3: SINGLE STNJET =4: DOUBLE STNJET =5: CNLJET
DATAINP(69)	IFREQW	Παράμετρος επιλογής καμπύλης βαρύτητας =0 : καμία =1 : A =2: B =3: C =4: D =5: E

Πίνακας Π1.24: 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 (Δεν υπολογίζεται)
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 (Παράρτημα Π4).	

Πίνακας Π1.25: 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)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου ανεμιστήρα για τυπική χρονική εξέλιξη PNLT
DATAOUT(2)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης θαλάμου καύσης
DATAOUT(8)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου θαλάμου καύσης
DATAOUT(14)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου θαλάμου καύσης για τυπική χρονική εξέλιξη PNLT
DATAOUT(3)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης στροβίλου
DATAOUT(9)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου στροβίλου
DATAOUT(15)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου στροβίλου για τυπική χρονική εξέλιξη 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 τυπική χρονική εξέλιξη PNLΤ
DATAOUT(5)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ατράκτου (Δεν υπολογίζεται )
DATAOUT(11)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ατράκτου (Δεν υπολογίζεται )
DATAOUT(17)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου ατράκτου για τυπική χρονική εξέλιξη PNLΤ (Δεν υπολογίζεται )
DATAOUT(6)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης κινητήρα
DATAOUT(12)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου κινητήρα
DATAOUT(18)	EPNLSTD	Αποτελεσματικό επίπεδο αντιληπτού ήχου κινητήρα για τυπική χρονική εξέλιξη PNLΤ

# Π2

## Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου

### Π2.1 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανεμιστήρα/Συμπιεστή

Πίνακας Π2.1: Εμπειρικές σταθερές για τον υπολογισμό της ακουστικής ισχύς

Συνιστώσα	b	K (Heidman)	K (GASP)	K (Small Engine Revision)	G(i,j)	a(k,l)
Ήχος εισόδου ευρείας μπάντας	2	$1.552 \times 10^{-4}$	$1.552 \times 10^{-4}$	$7.778 \times 10^{-5}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0 \end{bmatrix}$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών περυγίων στην είσοδο	4.31	$2.683 \times 10^{-4}$	$2.683 \times 10^{-4}$	$6.739 \times 10^{-5}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0.580 \\ 0.625 & 0.205 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$
Τόνοι διαταραχής εισόδου	4.31	$1.488 \times 10^{-4}$	$1.488 \times 10^{-4}$	$1.488 \times 10^{-4}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/8 της συχνότητας περάσματος	0	$6.109 \times 10^{-4}$	$4.722 \times 10^{-5}$	$2.540 \times 10^{-6}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0.316 & 0.316 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/4 της συχνότητας περάσματος	0	$2.030 \times 10^{-3}$	$7.413 \times 10^{-5}$	$1.471 \times 10^{-5}$	-/-	-/-



Συνιστώσα	b	K (Heidman)	K (GASP)	K (Small Engine Revision)	G(i,j)	a(k,l)
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/2 της συχνότητας περάσματος	0	$2.525 \times 10^{-3}$	$3.1788 \times 10^{-4}$	$2.525 \times 10^{-5}$	-/-	-/-
Ήχος εξόδου ευρείας μπάντας	2	$3.206 \times 10^{-4}$	$3.206 \times 10^{-4}$	$2.023 \times 10^{-4}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 2 & 2 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0 \end{bmatrix}$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών πτερυγίων στην έξοδο	2	$2.643 \times 10^{-4}$	$2.643 \times 10^{-4}$	$1.052 \times 10^{-4}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0.581 \\ 2.50 & 0.820 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$

Πίνακας Π2.2(α): Όρια κατεύθυνσης για ήχο συμπιεστή/ανεμιστήρα  $\log_{10} D$ 

Heidman								
$\theta$	Εισόδου						Εξόδου	
	Ευριζωνικά όρια κατεύθυνσης $\log_{10} D$	Τόνοι αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$	Τόνοι διαταραχής $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/8) $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/4) $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/2) $\log_{10} D$	Ήχος Ευρείας Μπάντας $\log_{10} D$	Τόνοι αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$
0	0.43	0.30	0.30	-0.43	-0.43	-0.43	-3.70	-3.45
10	0.53	0.45	0.45	-0.33	-0.33	-0.33	-3.27	-3.05
20	0.63	0.60	0.60	-0.18	-0.18	-0.18	-2.84	-2.65
30	0.63	0.60	0.60	0.02	0.02	0.02	-2.41	-2.25
40	0.63	0.60	0.60	0.32	0.32	0.32	-1.98	-1.85
50	0.43	0.48	0.48	0.52	0.52	0.52	-1.55	-1.45
60	0.18	0.25	0.25	0.52	0.52	0.52	-1.12	-1.05
70	-0.12	-0.08	-0.08	0.17	0.17	0.17	-0.69	-0.65
80	-0.47	-0.45	-0.45	-0.23	-0.23	-0.23	-0.34	-0.35
90	-0.87	-0.85	-0.85	-0.38	-0.38	-0.38	-0.04	-0.05
100	-1.32	-1.30	-1.30	-0.43	-0.43	-0.43	0.19	0.15
110	-1.87	-1.85	-1.85	-0.48	-0.48	-0.48	0.34	0.35
120	-2.42	-2.40	-2.40	-0.53	-0.53	-0.53	0.43	0.45
130	-2.97	-2.95	-2.95	-0.58	-0.58	-0.58	0.46	0.45
140	-3.52	-3.50	-3.50	-0.63	-0.63	-0.63	0.26	0.25
150	-4.07	-4.05	-4.05	-0.68	-0.68	-0.68	-0.14	-0.10
160	-4.62	-4.60	-4.60	-0.73	-0.73	-0.73	-0.54	-0.45
170	-5.17	-5.15	-5.15	-0.78	-0.78	-0.78	-1.04	-0.85
180	-5.72	-5.70	-5.70	-0.83	-0.83	-0.83	-1.54	-1.35

Πίνακας Π2.2(β): Όρια κατεύθυνσης για ήχο συμπιεστή/ανεμιστήρα  $\log_{10} D$ 

GASP								
$\theta$	Εισόδου						Εξόδου	
	Ευριζωνικά όρια κατεύθυνσης $\log_{10} D$	Τόνοι αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$	Τόνοι διαταραχής $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/8) $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/4) $\log_{10} D$	Τόνοι συνδυασμένου ήχου (1/2) $\log_{10} D$	Ήχος Ευρείας Μπάντας $\log_{10} D$	Τόνοι αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$
0	0.43	0.15	0.15	-0.08	-0.08	-0.08	-3.70	-3.20
10	0.53	0.30	0.30	0.07	0.07	0.07	-3.27	-2.80
20	0.63	0.45	0.45	0.22	0.22	0.22	-2.84	-2.40
30	0.63	0.45	0.45	0.37	0.37	0.37	-2.41	-2.00
40	0.63	0.45	0.45	0.52	0.52	0.52	-1.98	-1.60
50	0.43	0.35	0.35	0.52	0.52	0.52	-1.55	-1.20
60	0.18	0.20	0.20	0.52	0.52	0.52	-1.12	-0.80
70	-0.12	0.00	0.00	0.52	0.52	0.52	-0.69	-0.40
80	-0.47	-0.25	-0.25	0.27	0.27	0.27	-0.34	-0.10
90	-0.87	-0.65	-0.65	0.02	0.02	0.02	-0.04	0.20
100	-1.32	-1.10	-1.10	-0.08	-0.08	-0.08	0.19	0.40
110	-1.87	-1.45	-1.45	-0.17	-0.17	-0.17	0.34	0.45
120	-2.42	-1.80	-1.80	-0.27	-0.27	-0.27	0.43	0.45
130	-2.97	-2.15	-2.15	-0.36	-0.36	-0.36	0.46	0.45
140	-3.52	-2.50	-2.50	-0.46	-0.46	-0.46	0.26	0.25
150	-4.07	-2.85	-2.85	-0.55	-0.55	-0.55	-0.14	-0.10
160	-4.62	-3.20	-3.20	-0.65	-0.65	-0.65	-0.54	-0.45
170	-5.17	-3.55	-3.55	-0.74	-0.74	-0.74	-1.04	-0.85
180	-5.72	-3.90	-3.90	-0.84	-0.84	-0.84	-1.54	-1.35

Πίνακας Π2.2(γ): Όρια κατεύθυνσης για ήχο συμπίεστή/ανεμιστήρα  $\log_{10} D$ 

Small Engine Revision								
$\theta$	Εισόδου						Εξόδου	
	Ευριζωνικά όρια κατεύθυνσης $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους διαταραχής $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους συνδυασμένου ήχου (1/8) $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους συνδυασμένου ήχου (1/4) $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους συνδυασμένου ήχου (1/2) $\log_{10} D$	Ευριζωνικά όρια κατεύθυνσης $\log_{10} D$	Όρια κατεύθυνσης για τόνους αλληλεπίδρασης $\log_{10} D$
0	0.43	0.30	0.30	-0.08	-0.08	-0.08	-2.84	-2.95
10	0.53	0.45	0.45	0.07	0.07	0.07	-2.49	-2.55
20	0.63	0.45	0.45	0.22	0.22	0.22	-2.14	-2.15
30	0.63	0.45	0.45	0.37	0.37	0.37	-1.79	-1.75
40	0.63	0.45	0.45	0.52	0.52	0.52	-1.44	-1.35
50	0.43	0.40	0.40	0.52	0.52	0.52	-1.09	-0.95
60	0.18	0.30	0.30	0.52	0.52	0.52	-0.74	-0.60
70	-0.12	0.20	0.20	0.52	0.52	0.52	-0.39	-0.20
80	-0.47	0.00	0.00	0.27	0.27	0.27	-0.04	0.05
90	-0.87	-0.30	-0.30	0.02	0.02	0.02	0.11	0.35
100	-1.32	-0.65	-0.65	-0.08	-0.08	-0.08	0.21	0.45
110	-1.87	-1.00	-1.00	-0.17	-0.17	-0.17	0.26	0.45
120	-2.42	-1.35	-1.35	-0.27	-0.27	-0.27	0.33	0.45
130	-2.97	-1.70	-1.70	-0.36	-0.36	-0.36	0.46	0.45
140	-3.52	-2.05	-2.05	-0.46	-0.46	-0.46	0.16	0.35
150	-4.07	-2.40	-2.40	-0.55	-0.55	-0.55	-0.24	0.10
160	-4.62	-2.75	-2.75	-0.65	-0.65	-0.65	-0.64	-0.25
170	-5.17	-3.10	-3.10	-0.74	-0.74	-0.74	-1.04	-0.65
180	-5.72	-3.45	-3.45	-0.84	-0.84	-0.84	-1.54	-1.15

Πίνακας Π2.3: Φασματική συνάρτηση S

Συνιστώσα	Μέθοδος	Φασματική Συνάρτηση S
Ήχος εισόδου ευρείας μπάνας	HeidmanGASP	$S(n) = 0.116 \exp \left\{ -0.5 \left[ \frac{\ln(n/2.5)}{\ln(2.2)} \right]^2 \right\}$ όλα τα f
	Small Engine Revision	$S(n) = 0.116 \exp \left\{ -0.35 \left[ \frac{\ln(2.0)}{\ln(\sigma)} \right]^2 \right\}$ $f < f_b$ $S(n) = 0.116 \exp \left\{ -2.0 \left[ \frac{\ln(2.0)}{\ln(\sigma)} \right]^2 \right\}$ $f \geq f_b$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών πτερυγίων στην είσοδο		$S(n) = \sum_{n=n_1}^{n_u} S(n, i, j)$
	Heidman/GASP	όπου $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$ $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix} \times 10^{-3(n-2)}$ $n > 1$
	Small Engine Revision	$S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$ $n=1$ $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.060 & 0.103 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix}$ $n=2$ $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.042 & 0.052 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)}$ $n > 2$
Τόνοι διαταραχής εισόδου	Heidman	$S(n) = 9 \sum_{n=n_1}^{n_u} 10^{-n}$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/8 της συχνότητας περάσματος	Heidman	$S(n) = \begin{matrix} 0.405(8n)^5 & (n \leq 0.125) \\ 0.405(8n)^{-3} & (n > 0.125) \end{matrix}$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/4 της συχνότητας περάσματος	Heidman	$S(n) = \begin{matrix} 0.520(4n)^5 & (n \leq 0.25) \\ 0.520(4n)^{-5} & (n > 0.25) \end{matrix}$
.../		

Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/2 της συχνότητας περάσματος	Heidman/GASP	$S(n) = 0.322(2n)^3$ $0.322(2n)^{-3}$	$(n \leq 0.5)$ $(n > 0.5)$
	Small Engine Revision	$S(n) = 0.322(2n)^3$ $0.322(2n)^{-1.5}$	$(n \leq 0.5)$ $(n > 0.5)$
Ήχος εξόδου ευρείας μπάντας	Heidman	$S(n) = 0.116 \exp \left\{ -0.5 \left[ \frac{\ln(n/2.5)}{\ln(2.2)} \right]^2 \right\}$	όλα τα f
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών πτερυγίων στην έξοδο	Heidman	$S(n) = \sum_{n=n_1}^{n_u} S(n, i, j)$ όπου $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$ $S(n, i, j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix} \times 10^{-3(n-2)}$	$n > 1$

Πίνακας Π2.4: Συνάρτηση ισχύος  $F(M_r, M_m)$ 

Ήχος εισόδου ευρείας μπάντας	Heidman	1	$(M_r \leq 0.9)$
		$0.81M_r^{-2}$	$(M_r > 0.9)$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών περυγίων στην είσοδο	Heidman	$0.397M_m^{-2.31}$	$(M_r \leq 0.72)$
		$2.053M_m^{-2.31}M_r^5$	$(0.72 < M_r \leq 0.866M_m^{0.462})$
		$0.315M_m^{3.69}M_r^{-8}$	$(0.866M_m^{0.462} < M_r)$
Τόνοι διαταραχής εισόδου	Heidman	-//-	
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/8 της συχνότητας περάσματος	Heidman	0	$(M_r \leq 1)$
		$10^{-6.75(1.61-M_r)}$	$(1 < M_r \leq 1.61)$
		$10^{-1.21(M_r-1.61)}$	$(1.61 < M_r)$
	GASP	0	$(M_r \leq 1)$
		$10^{-7.26(1.413-M_r)}$	$(1 < M_r \leq 1.413)$
		$10^{-1.38(M_r-1.413)}$	$(1.413 < M_r)$
	Small Engine Revision	0	$(M_r \leq 1)$
		$10^{-1.77(1.413-M_r)}$	$(1 < M_r \leq 1.413)$
		$10^{-0.53(M_r-1.413)}$	$(1.413 < M_r)$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/4 της συχνότητας περάσματος	Heidman	0	$(M_r \leq 1)$
		$10^{-14.75(1.332-M_r)}$	$(1 < M_r \leq 1.332)$
		$10^{-1.33(M_r-1.332)}$	$(1.332 < M_r)$
	GASP	0	$(M_r \leq 1)$
		$10^{-27.15(1.122-M_r)}$	$(1 < M_r \leq 1.122)$
		$10^{-1.49(M_r-1.122)}$	$(1.122 < M_r)$

	Small Engine Revision	0 $10^{-4.52(1.135-M_r)}$ $10^{-0.36(M_r-1.135)}$	$(M_r \leq 1)$ $(1 < M_r \leq 1.135)$ $(1.135 < M_r)$
Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/2 της συχνότητας περάσματος	Heidman	0 $10^{-31.85(1.146-M_r)}$ $10^{-1.41(M_r-1.146)}$	$(M_r \leq 1)$ $(1 < M_r \leq 1.146)$ $(1.146 < M_r)$
	GASP	0 $10^{-30.74(1.122-M_r)}$ $10^{-1.49(M_r-1.122)}$	$(M_r \leq 1)$ $(1 < M_r \leq 1.122)$ $(1.122 < M_r)$
	Small Engine Revision	0 $10^{-4.81(1.135-M_r)}$ $10^{-0.36(M_r-1.135)}$	$(M_r \leq 1)$ $(1 < M_r \leq 1.135)$ $(1.135 < M_r)$
Ήχος εξόδου ευρείας μπάνας	Heidman	10 $M_r^{-2}$	$(M_r \leq 1)$ $(M_r > 1)$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών- σταθερών πτερυγίων στην έξοδο	Heidman	10 $M_r^{-2}$	$(M_r \leq 1)$ $(M_r > 1)$



## Π2.2 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Θαλάμου Καύσης

Πίνακας Π2.5: Συνάρτηση κατεύθυνσης  $D$  για θάλαμο καύσης

$\theta(\text{deg})$	$\log_{10} D$
0	-0.85
10	-0.80
20	-0.75
30	-0.70
40	-0.65
50	-0.60
60	-0.54
70	-0.44
80	-0.32
90	-0.16
100	0.06
110	0.35
120	0.50
130	0.37
140	0.16
150	-0.20
160	-0.55
170	-0.80
180	-0.90

Πίνακας Π2.6: Φασματική συνάρτηση S

Φασματική συνάρτηση σύμφωνα με ANOPP	
$\log_{10} f/f_p$	$\log_{10} S$
-1.1	-4.30
-1.0	-3.85
-0.9	-3.35
-0.8	-2.85
-0.7	-2.40
-0.6	-2.00
-0.5	-1.65
-0.4	-1.35
-0.3	-1.10
-0.2	-0.95
-0.1	-0.80
0.0	-0.80
0.1	-0.85
0.2	-0.95
0.3	-1.15
0.4	-1.40
0.5	-1.65
0.6	-1.95
0.7	-2.35
0.8	-2.70
0.9	-3.15
1.0	-3.55
1.1	-4.00
1.2	-4.40
1.3	-4.75
1.4	-5.25
1.5	-5.70
1.6	-6.20

Φασματική συνάρτηση σύμφωνα με ICAO	
$\log_{10} f/f_p$	$\log_{10} S$
-1.1	-3.15
-1.0	-2.80
-0.9	-2.50
-0.8	-2.20
-0.7	-1.95
-0.6	-1.70
-0.5	-1.50
-0.4	-1.35
-0.3	-1.20
-0.2	-1.10
-0.1	-1.20
0.0	-1.00
0.1	-1.02
0.2	-1.05
0.3	-1.10
0.4	-1.20
0.5	-1.30
0.6	-1.40
0.7	-1.50
0.8	-1.60
0.9	-1.75
1.0	-1.90
1.1	-2.05
1.2	-2.20
1.3	-2.40
1.4	-2.55
1.5	-2.75
1.6	-2.95

## Π2.3 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Στροβίλου

### Π2.3.1 General Electric

Πίνακας Π2.7: Σταθερές για υπολογισμό ακουστικής ισχύς στροβίλου

Πηγή	K	A	b
Ευρείας Ζώνης	$8.589 \times 10^{-5}$	1.27	-1.27
Διακριτοί Τόνοι	$1.162 \times 10^{-4}$	1.46	-4.02

Πίνακας Π2.8: Συνάρτηση κατεύθυνσης για στρόβιλο

$\theta$ (deg)	Συνάρτηση κατεύθυνσης για ευρυζωνικό ήχο $\log_{10} D$	Συνάρτηση κατεύθυνσης για διακριτούς τόνους $\log_{10} D$
0	-0.789	-1.911
10	-0.689	-1.671
20	-0.599	-1.471
30	-0.509	-1.261
40	-0.409	-1.061
50	-0.319	-0.851
60	-0.219	-0.641
70	-0.129	-0.431
80	-0.029	-0.231
90	0.071	-0.021
100	0.151	0.189
110	0.221	0.389
120	0.231	0.589
130	0.211	0.259
140	0.111	-0.191
150	-0.029	-0.591
160	-0.229	-0.931
170	-0.549	-1.271
180	-0.869	-1.611

Πίνακας Π2.9: Συνάρτηση φάσματος για ευρυζωνικό ήχο στροβίλου

$\log_{10} n$	$\log_{10} S$
-0.903	-1.884
-0.796	-1.604
-0.699	-1.444
-0.602	-1.304
-0.502	-1.184
-0.398	-1.084
-0.301	-1.004
-0.201	-0.924
-0.097	-0.844
0.000	-0.784
0.097	-1.004
0.204	-1.204
0.301	-1.384
0.602	-1.924

### Π2.3.2 Smith and Bushell

Πίνακας Π2.10

Συνάρτηση κατεύθυνσης	
$\theta$	Log 10 D
0	-1.34
10	-1.31
20	-1.23
30	-1.1
40	-0.91
50	-0.67
60	-0.38
70	-0.17
80	0.01
90	0.2
100	0.31
110	0.3
120	0.23
130	0.13
140	-0.07
150	-0.2
160	-0.29
170	-0.35
180	-0.37

Πίνακας Π2.11

Συνάρτηση φάσματος	
Log 10 f*	1Log 10 F
-1,7	-2.99
-1,6	-2.74
-1,5	-2.49
-1,4	-2.24
-1,3	-2.04
-1,2	-1.87
-1,1	-1.71
-1	-1.56
-0,9	-1.42
-0,8	-1.29
-0,7	-1.17
-0,6	-1.06
-0,5	-0.98
-0,4	-0.92
-0,3	-0.9
-0,2	-0.95
-0,1	-1.05
0	-1.22
0,1	-1.47
0,2	-1.78
0,3	-2.13
0,4	-2.51
0,5	-2.89

## Π2.4 Δεδομένα των Μεθόδων Εκτίμησης Ήχου Ακροφυσίου

### Π2.4.1 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Ανάμειξης Δέσμης

Πίνακας Π2.12: Εκθέτης πυκνότητας  $\omega$

$\log_{10} V_j/c_\infty$	$\omega$
-0,45	-1
-0,4	-0,9
-0,35	-0,76
-0,3	-0,58
-0,25	-0,41
-0,2	-0,22
-0,15	0
-0,1	0,22
-0,05	0,5
0	0,77
0,05	1,07
0,1	1,39
0,15	1,74
0,2	1,95
0,25	2
0,3	2
0,35	2
0,4	2

Πίνακας Π2.13: Συντελεστής δυναμικής απόκλισης P

$\log_{10} V_j/c_\infty$	$\log_{10} P$
-0,45	-0,13
-0,4	-0,13
-0,35	-0,13
-0,3	-0,13
-0,25	-0,13
-0,2	-0,13
-0,15	-0,12
-0,1	-0,1
-0,05	-0,05
0	0
0,05	0,1
0,1	0,21
0,15	0,32
0,2	0,41
0,25	0,43
0,3	0,41
0,35	0,31
0,4	0,14

Πίνακας Π2.14: Πολικά όρια κατεύθυνσης

$\log_{10} \frac{V_j}{c_\infty}$	$\log_{10} D$																
	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
$\theta$																	
0	-0,48	-0,52	-0,55	-0,6	-0,63	-0,67	-0,72	-0,8	-0,86	-0,97	-1,09	-1,23	-1,34	-1,41	-1,46	-1,44	-1,37
10	-0,46	-0,5	-0,53	-0,58	-0,61	-0,65	-0,7	-0,78	-0,84	-0,95	-1,07	-1,21	-1,32	-1,39	-1,44	-1,42	-1,35
20	-0,43	-0,47	-0,5	-0,55	-0,58	-0,62	-0,67	-0,75	-0,81	-0,92	-1,04	-1,18	-1,29	-1,36	-1,41	-1,39	-1,32
30	-0,39	-0,43	-0,46	-0,51	-0,55	-0,59	-0,64	-0,72	-0,8	-0,91	-1,03	-1,15	-1,27	-1,32	-1,37	-1,36	-1,3
40	-0,37	-0,38	-0,42	-0,46	-0,51	-0,54	-0,6	-0,68	-0,77	-0,88	-1,02	-1,13	-1,23	-1,29	-1,32	-1,31	-1,26
50	-0,34	-0,35	-0,37	-0,43	-0,48	-0,51	-0,56	-0,65	-0,74	-0,85	-1	-1,1	-1,18	-1,24	-1,27	-1,25	-1,21
60	-0,29	-0,33	-0,33	-0,4	-0,43	-0,47	-0,51	-0,59	-0,7	-0,81	-0,97	-1,05	-1,13	-1,17	-1,2	-1,19	-1,15
70	-0,29	-0,27	-0,29	-0,34	-0,38	-0,43	-0,47	-0,57	-0,64	-0,77	-0,91	-1	-1,05	-1,09	-1,11	-1,09	-1,05
80	-0,21	-0,23	-0,24	-0,28	-0,32	-0,36	-0,41	-0,49	-0,57	-0,68	-0,82	-0,9	-0,96	-0,99	-1	-0,97	-0,92
90	-0,14	-0,16	-0,19	-0,22	-0,25	-0,28	-0,33	-0,39	-0,47	-0,58	-0,69	-0,78	-0,83	-0,85	-0,85	-0,81	-0,79
100	-0,07	-0,09	-0,1	-0,13	-0,15	-0,17	-0,21	-0,27	-0,32	-0,41	-0,93	-0,6	-0,65	-0,67	-0,64	-0,59	-0,9
110	0,03	0,02	0	-0,02	-0,03	-0,04	-0,06	-0,09	-0,13	-0,2	-0,29	-0,35	-0,38	-0,36	-0,33	-0,25	-0,11
120	0,14	0,13	0,13	0,11	0,12	0,12	0,13	0,11	0,09	0,05	-0,01	-0,03	0	0,04	0,12	0,2	0,31
130	0,23	0,24	0,25	0,25	0,27	0,29	0,29	0,31	0,34	0,32	0,31	0,35	0,43	0,52	0,58	0,63	0,67
140	0,31	0,34	0,35	0,37	0,38	0,41	0,44	0,47	0,52	0,57	0,6	0,65	0,69	0,73	0,74	0,73	0,63
150	0,37	0,39	0,42	0,45	0,47	0,51	0,53	0,58	0,63	0,7	0,76	0,77	0,71	0,65	0,56	0,49	0,39
160	0,4	0,44	0,47	0,49	0,51	0,54	0,56	0,57	0,61	0,63	0,67	0,65	0,58	0,42	0,24	0,1	0
170	0,45	0,46	0,47	0,51	0,56	0,59	0,61	0,56	0,51	0,45	0,37	0,35	0,33	0,17	0,04	-0,11	-0,2
180	0,45	0,49	0,52	0,54	0,56	0,59	0,61	0,54	0,46	0,38	0,27	0,25	0,23	0,09	-0,01	-0,16	-0,25



Πίνακας Π2.15: Συντελεστής διόρθωσης του αριθμού Strouhal

$\theta$	$\xi$							
	120	130	140	150	160	170	180	190
$V_j/V_\infty$								
1,4	1	1	1	1	1	1	1	1
1,5	1	1	1	1	1	1	1	0,93
1,6	1	1	1	1	1	0,89	0,8	0,74
1,7	1	1	1	1	0,97	0,76	0,7	0,6
1,8	1	1	1	0,99	0,87	0,66	0,6	0,51
1,9	1	1	1	0,95	0,78	0,59	0,5	0,44
2	1	1	0,98	0,9	0,71	0,54	0,5	0,39
2,1	1	1	0,96	0,86	0,66	0,5	0,4	0,35
2,2	1	1	0,92	0,83	0,63	0,47	0,4	0,32
2,3	1	0,97	0,9	0,81	0,61	0,45	0,4	0,3
2,4	1	0,97	0,88	0,8	0,6	0,43	0,4	0,26

Πίνακας Π2.16: Συντελεστής φασματικής κατανομής  $-10\log_{10} F$ 

$T_j/T_\infty = 1.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.100$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	41,4	41,633	43,833	48,233	47,267	47,8	48,233	43,4	40,5	39,533
-1,6	32,6	32,7	34,1	36,1	35,4	34,6	34,1	30,6	28,9	27,8
-1,3	26	26	26,8	27	26,5	24,7	23,5	21	19,9	19
-1,15	22,9	22,5	23,2	23,4	23,1	21,1	19,4	16,9	15,4	14,9
-1	19,3	19,5	19,5	20	20	17,5	15,3	13	11,62	11,16
-0,824	16,5	16,5	16,5	17	17	14,1	11,8	9,8	8,6	8,2
-0,699	14,8	14,9	14,5	15	15	12,5	10,1	8,4	7,38	7,04
-0,602	13,8	13,8	13,3	13,8	13,8	11,2	9,5	8,4	7,74	7,52
-0,5	12,7	13	12,2	12,8	12,5	10,2	9,5	9,1	8,86	8,78
-0,398	11,9	12	11,6	12	11,6	9,8	9,8	10,3	10,6	10,7
-0,301	11,5	11,3	11,1	11,5	11	9,5	10,3	11,6	12,88	12,64
-0,222	11,1	10,9	11	11,3	10,8	9,7	11,1	12,8	13,82	14,16
0	11	10,9	10,9	11	11	10,9	14	16,3	17,68	18,14
0,477	12,9	12,9	12,9	12,9	14	16,5	20,5	24	26,1	26,8
1	17,5	17,5	17,5	17,5	19	23,3	27,8	32,5	35,32	36,26
1,6	25	25	25	25	26,5	31	36,5	42	45,3	46,4
1,7	26,25	26,25	26,25	26,25	27,75	32,283	37,95	43,583	46,963	48,09

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 1.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.300$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	41,4	41,633	43,833	48,233	47,267	47,8	48,233	43,4	40,5	39,533
-1,6	32,6	32,7	34,1	36,1	35,4	34,6	34,1	30,6	28,5	27,8
-1,3	26	26	26,8	27	26,5	24,7	23,5	21	19,5	19
-1,15	22,9	22,5	23,2	23,4	23,1	21,1	19,4	16,9	15,4	14,9
-1	19,3	19,5	19,5	20	20	17,5	15,3	13	11,62	11,16
-0,824	16,5	16,5	16,5	17	17	14,1	11,8	9,8	8,6	8,2
-0,699	14,8	14,9	14,5	15	15	12,5	10,1	8,4	7,38	7,04
-0,602	13,8	13,8	13,3	13,8	13,8	11,2	9,5	8,4	7,74	7,52
-0,5	12,7	13	12,2	12,8	12,5	10,2	9,5	9,1	8,86	8,78
-0,398	11,9	12	11,6	12	11,6	9,8	9,8	10,3	10,6	10,7
-0,301	11,5	11,3	11,1	11,5	11	9,5	10,3	11,6	12,38	12,64
-0,222	11,1	10,9	11	11,3	10,8	9,7	11,1	12,8	13,82	14,16
0	11	10,9	10,9	11	11	10,9	14	16,3	17,68	18,14
0,477	12,9	12,9	12,9	12,9	14	16,5	20,5	24	26,1	26,8
1	17,5	17,5	17,5	17,5	19	23,3	27,8	32,5	35,82	36,26
1,6	24,7	24,4	24	24	25,3	31	36,5	42	45,3	46,4
1,7	25,9	25,55	25,083	25,083	26,35	32,283	37,95	43,583	46,963	48,09

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.100$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,2	40,767	42,5	44,4	46,333	46,067	47,2	42,467	39,627	38,68
-1,6	29,8	31,3	32,5	33,6	34,2	32,6	32,8	30,2	28,64	28,12
-1,3	23,5	24,2	25	25,5	25,1	22,5	22	21	20,4	20,2
-1,15	20,5	21,1	21,7	22,1	21,1	18,9	17,4	16,7	16,28	16,14
-1	17,8	18	18,5	18,8	17,5	15,2	13,5	12	11,1	10,8
-0,824	15,3	15	15,3	15,3	14,1	12	9,8	8,5	7,72	7,46
-0,699	13,5	13,1	13,5	13,5	12,2	10,2	8	7,6	7,36	7,28
-0,602	12,3	12	12,3	12,3	11,1	9,6	7,5	7,6	7,66	7,68
-0,5	11,5	11	11,2	11,2	10,3	9,4	8,2	8,6	8,84	8,92
-0,398	11	10,3	10,6	10,6	9,9	9,7	10	10,6	10,96	11,08
-0,301	10,7	10,1	10,3	10,3	9,9	10,1	11,7	13	13,76	14,04
-0,222	10,7	10,1	10,2	10,2	10	10,7	13,2	15,1	16,24	16,62
0	11,1	11	11	11	11,3	13,2	17,5	20	21,5	22
0,477	14,3	14,7	14,5	15	17	20,7	26,7	31	33,58	34,44
1	19,5	20	20,2	21,5	24,5	29,7	37	42,7	46,12	47,26
1,6	27	27,1	27	29,2	33,1	40,2	49,1	56,6	61,1	62,6
1,7	28,25	28,283	28,133	30,483	34,533	41,95	51,117	58,917	63,597	65,157

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.125$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,2	40,767	42,5	44,4	46,333	46,067	47,2	42,467	39,627	38,68
-1,6	29,8	31,3	32,5	33,6	34,2	32,6	32,8	30,2	28,64	28,12
-1,3	23,5	24,2	25	25,5	25,1	22,5	22	21	20,4	20,2
-1,15	20,5	21,1	21,7	22,1	21,1	18,9	17,4	17,1	16,92	16,86
-1	17,8	18	18,5	18,8	17,5	16,2	13,5	13,5	13,5	13,5
-0,824	15,3	15	15,3	15,3	14,1	12	10,1	10,7	11,06	11,18
-0,699	13,5	13,1	13,5	13,5	12,2	10,2	9	10	10,6	10,8
-0,602	12,3	12	12,3	12,3	11,1	9,6	8,5	9,5	10,1	10,3
-0,5	11,5	11	11,2	11,2	10,3	9,4	8,3	9	9,42	9,56
-0,398	11	10,3	10,6	10,6	9,9	9,7	9	9	9	9
-0,301	10,7	10,1	10,3	10,3	9,9	10,1	10,7	10	9,58	9,44
-0,222	10,7	10,1	10,2	10,2	10	10,7	12,5	11,8	11,38	11,24
0	11,1	11	11	11	11,3	13,2	16,6	16,5	16,44	16,42
0,477	14,3	14,7	14,5	15	17	20,7	25,8	26,8	27,4	27,6
1	19,5	20	20,2	21,5	24,5	29,7	36	38	39,2	39,6
1,6	27	27,1	27	29,2	33,1	40,2	47,6	51	53,04	53,72
1,7	28,25	28,283	28,133	30,483	34,533	41,95	49,533	53,167	55,347	56,073

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.150$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,2	40,767	42,5	44,4	46,333	46,067	47,2	42,467	39,627	38,68
-1,6	29,8	31,3	32,5	33,6	34,2	32,6	32,8	30,2	28,64	28,12
-1,3	23,5	24,2	25	25,5	25,1	22,5	22	21	20,4	20,2
-1,15	20,5	21,1	21,7	22,1	21,1	18,9	17,4	17,1	16,92	16,86
-1	17,8	18	18,5	18,8	17,5	15,2	13,5	13,5	13,5	13,5
-0,824	15,3	15	15,3	15,3	14,1	12	10,1	10,7	11,06	11,18
-0,699	13,5	13,1	13,5	13,5	12,2	10,2	9	10	10,6	10,8
-0,602	12,3	12	12,3	12,3	11,1	9,6	8,5	9,5	10,1	10,3
-0,5	11,5	11	11,2	11,2	10,3	9,4	8,3	9	9,42	9,56
-0,398	11	10,3	10,6	10,6	9,9	9,7	8,8	8,5	8,32	8,26
-0,301	10,7	10,1	10,3	10,3	9,9	10,1	10,5	9,5	8,9	8,7
-0,222	10,7	10,1	10,2	10,2	10	10,7	11,7	10,7	10,1	9,9
0	11,1	11	11	11	11,3	13,2	15,6	14,8	14,32	14,16
0,477	14,3	14,7	14,5	15	17	20,7	24	23,5	23,2	23,1
1	19,5	20	20,2	21,5	24,5	29,7	33	33,5	33,8	33,9
1,6	27	27,1	27	29,2	33,1	40,2	43,5	44,1	44,46	44,58
1,7	28,25	28,283	26,133	30,483	34,533	41,95	45,25	45,867	46,237	46,36

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.175$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,2	40,767	42,5	44,4	46,333	46,067	47,2	42,467	39,627	38,68
-1,6	29,8	31,3	32,5	33,6	34,2	32,6	32,8	30,2	28,64	28,12
-1,3	23,5	24,2	25	25,5	25,1	22,5	22	21	20,4	20,2
-1,15	20,5	21,1	21,7	22,1	21,1	18,9	17,4	17,3	17,24	17,22
-1	17,8	18	18,5	18,8	17,5	15,2	13,7	14	14,18	14,24
-0,824	15,3	15	15,3	15,3	14,1	12	10,7	11,7	12,3	12,5
-0,699	13,5	13,1	13,5	13,5	12,2	10,2	9,8	11	11,72	11,96
-0,602	12,3	12	12,3	12,3	11,1	9,6	9,3	10,3	10,9	11,1
-0,5	11,5	11	11,2	11,2	10,3	9,4	9	9	9	9
-0,398	11	10,3	10,6	10,6	9,9	9,7	8,3	8,1	7,96	7,94
-0,301	10,7	10,1	10,3	10,3	9,9	10,1	9,7	9	8,58	8,44
-0,222	10,7	10,1	10,2	10,2	10	10,7	10,8	10,1	9,68	9,54
0	11,1	11	11	11	11,3	13,2	14,4	14	13,76	13,68
0,477	14,3	14,7	14,5	15	17	20,7	22	22	22	22
1	19,5	20	20,2	21,5	24,5	29,7	30,5	31	31,3	31,4
1,6	27	27,1	27	29,2	33,1	40,2	40	41,2	41,92	42,16
1,7	28,25	28,283	28,133	30,483	34,533	41,95	41,583	42,9	43,69	43,953

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.300$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,2	40,767	42,5	44,4	46,333	46,067	47,2	42,467	39,627	38,68
-1,6	29,8	31,3	32,5	33,6	34,2	32,6	32,8	30,2	28,64	28,12
-1,3	23,5	24,2	25	25,5	25,1	22,5	22	21	20,4	20,2
-1,15	20,5	21,1	21,7	22,1	21,1	18,9	18,4	18	17,76	17,68
-1	17,8	18	18,5	18,8	17,5	15,2	15,2	15,4	15,52	15,56
-0,824	15,3	15	15,3	15,3	14,1	12	12	13,1	13,76	13,98
-0,699	13,5	13,1	13,5	13,5	12,2	10,2	10,9	11,8	12,58	12,84
-0,602	12,3	12	12,3	12,3	11,1	9,6	10,2	10,9	11,32	11,46
-0,5	11,5	11	11,2	11,2	10,3	9,4	10	10,2	10,32	10,36
-0,398	11	10,3	10,6	10,6	9,9	9,7	10,3	10	9,82	9,76
-0,301	10,7	10,1	10,3	10,3	9,9	10,1	11	10,2	9,72	9,56
-0,222	10,7	10	10,2	10,2	10	10,7	11,6	10,8	10,32	10,16
0	11,1	11	11	11	11,3	13,2	13,9	13	12,46	12,28
0,477	14,3	14,7	14,5	15	17	20,7	19,8	19	18,52	18,36
1	19,5	20	20	21	24	29,7	26,6	25,8	24,72	24,36
1,6	26	26	26	28	32	40,2	34	33,2	32,72	32,56
1,7	27,083	27	27	29,167	33,333	41,95	35,067	34,433	34,053	33,926



Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.100$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	15,1	14,08	13,74
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	12,6	11,2	10,36	10,08
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	10,5	8,6	8,2	7,96	7,88
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,3	7,4	7,5	7,56	7,58
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,1	7,5	7,9	8,14	8,22
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	8,9	9,5	9,86	9,98
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	10	11,1	11,8	12,22	12,36
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	11	13	14,3	15,08	15,34
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	12	14,6	16,2	17,16	17,48
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	15,3	19,2	21,6	23,04	23,52
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	23,4	29,1	33,2	35,66	36,48
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	32,3	40	45,7	49,12	50,26
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	42,6	52,4	60,3	65,04	66,62
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	44,317	54,467	62,733	67,693	69,347

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.125$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	15,9	15,36	15,18
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	12,6	13	13,24	13,32
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	10,5	8,8	11	12,32	12,76
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,3	7,8	10	11,32	11,76
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,1	7,8	9,1	9,88	10,14
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	9	8,4	8,04	7,92
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	10	10,8	8,9	7,76	7,38
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	11	12,7	10,7	9,5	9,1
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	12	14,4	12,5	11,36	10,98
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	15,3	18,9	17,7	16,98	16,74
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	23,4	28,7	29	29,18	29,24
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	32,3	39,4	41,2	42,28	42,64
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	42,6	51,8	55,2	57,24	57,92
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	44,317	53,867	57,533	59,733	60,467

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.150$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	15,9	15,36	15,18
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	13	13	13	13
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	11,1	10,8	11	11,12	11,16
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,9	9,9	10	10,06	10,08
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,3	9	9,1	9,16	9,18
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	8,8	8,4	8,16	8,08
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	9,6	9,7	8,7	8,1	7,9
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	10,3	11,7	10,3	9,46	9,18
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	11,5	13,1	11,8	11,02	10,76
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	14,8	17,1	16,2	15,66	15,48
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	22,4	25,5	25,7	25,82	25,86
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	31,3	35	36,1	36,76	36,98
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	41,5	45,8	48,1	49,48	49,94
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	43,2	47,6	50,1	51,6	52,1

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.175$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	16	15,52	15,36
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	13	13,1	13,16	13,18
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	11,1	11	11,4	11,64	11,72
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,9	10,1	10,3	10,42	10,46
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,3	9,3	9,4	9,46	9,48
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	9	8,4	8,04	7,92
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	9,5	9,5	8,6	8,06	7,88
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	10,1	11,1	9,9	9,18	8,94
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	11	12,2	11,2	10,6	10,4
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	14,1	15,7	15	14,58	14,44
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	21,7	22,8	23	23,12	23,16
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	30,2	31	31,8	32,28	32,44
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	40	40,2	42	43,08	43,44
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	41,633	41,733	43,7	44,88	45,273

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.200$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	16	15,52	15,36
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	13	13,1	13,16	13,18
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	11,1	11	11,4	11,64	11,72
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,9	10,1	10,3	10,42	10,46
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,3	9,3	9,4	9,46	9,48
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	9	8,4	8,04	7,92
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	9,5	9,5	8,6	8,06	7,88
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	10,1	10,8	9,7	9,04	8,82
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	11	11,9	10,8	10,14	9,92
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,6	13,7	15,1	14,3	13,82	13,66
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	20,6	21,9	21,4	21,1	21
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	28,8	29,4	29,4	29,4	29,4
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	38,2	37,9	38,5	38,86	38,98
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	39,767	39,317	40,017	40,437	40,577

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.225$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,393
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,2	16,8	16	15,52	15,36
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	14,1	13	13,1	13,16	13,18
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	11,1	11	11,4	11,64	11,72
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	9,9	10,1	10,3	10,42	10,46
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	9,3	9,3	9,4	9,46	9,48
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	9,2	9	8,4	8,04	7,92
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	9,5	9,9	8,6	8,06	7,88
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	10,1	10,7	9,7	9,1	8,9
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	10,8	11,7	10,8	10,26	10,08
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	13,7	14,6	13,9	13,48	13,34
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18,9	20,1	20,8	20,5	20,32	20,26
1	20,5	20,5	21,3	22,9	26,2	27,4	27,7	28,1	28,34	28,42
1,6	28,5	28,4	28,5	30,8	34,7	36,2	35,6	36,5	37,04	37,22
1,7	29,833	29,717	29,7	32,117	36,117	37,667	36,917	37,9	38,49	38,687

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 2.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.300$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,567	40,133	41,867	44,467	45,867	46,1	45,833	41,7	39,22	38,394
-1,6	29,9	30,8	32	33	33,2	32,5	31,7	28,9	27,22	26,66
-1,3	23,4	23,8	24,6	24,4	23,7	22,3	21,1	19,3	18,22	17,86
-1,15	20,4	20,8	21,4	20,9	19,8	18,4	17,8	16,9	16,36	16,18
-1	17,8	17,9	18,1	17,2	16,2	15,3	15,1	14,8	14,62	14,56
-0,824	15	14,9	14,8	13,9	12,8	12,4	12,5	12,6	12,66	12,68
-0,699	13,2	13	13	12,2	10,9	10,9	11,1	11,3	11,42	11,46
-0,602	12,2	11,9	12	11,2	10,2	10,2	10,6	10,6	10,6	10,6
-0,5	11,3	11,1	11,1	10,5	9,8	10,1	10,3	10,1	9,98	9,94
-0,398	10,8	10,5	10,5	10,2	9,9	10,4	10,8	10	9,52	9,36
-0,301	10,4	10,4	10,4	10,2	10,2	11,1	11,3	10,1	9,38	9,14
-0,222	10,6	10,4	10,5	10,3	10,7	11,7	12	10,7	9,92	9,66
0	11,2	11,1	11,2	11,6	12,8	13,6	14	13,2	12,72	12,56
0,477	14,7	14,8	15,4	16,5	18	19	16,4	18,9	19,2	19,3
1	19,8	19,8	19,8	21,8	23,4	25	23,5	24,9	25,74	26,02
1,6	25,3	25,3	25,3	28	30,1	32	29,2	31,6	33,04	33,52
1,7	26,217	26,217	26,217	29,033	31,217	33,162	30,15	32,717	34,257	34,771

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.100$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	43,333	40,333	38,533	37,933
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20	17	15,2	14,6
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	15,3	13	11,62	11,16
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	12,5	11,3	10	9,22	8,96
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	10,2	9	6,5	8,1	7,86	7,78
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,2	8,1	8	7,9	7,84	7,82
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	9	8,1	8,5	8,5	8,5	8,5
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	9,1	9	10	10,5	10,8	10,9
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,8	10,5	12,3	13,3	13,9	14,1
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	12,3	14,3	15,9	16,86	17,18
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	13,6	16,2	17,7	18,6	18,9
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	17,5	21	23,3	24,68	25,14
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	21,5	26,2	31,4	35	37,16	37,88
1	21,2	21,2	21,5	24,1	29,5	35,5	42,8	48,1	51,28	52,34
1,6	29	29	29,5	33,5	39	46,5	56	63,1	67,36	68,78
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	40,583	48,333	58,2	65,6	70,04	71,52



Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.125$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	43,333	40,333	38,533	37,933
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20	17	15,2	14,6
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	15,5	13,2	11,8	11,36
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	12,7	11,7	11	10,58	10,44
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	10,2	10,1	10,3	9,7	9,34	9,22
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,2	9,5	9,3	9,3	9,3	9,3
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	9	8,9	8,9	8,9	8,9	8,9
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	9,1	8,5	8,9	9,2	9,38	9,44
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,8	10	9,7	10,5	10,98	11,14
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	11,5	11,7	12,6	13,14	13,32
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	13	13,2	14,5	15,28	15,54
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	16,5	17,7	19,8	21,06	21,48
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	21,5	25	27,5	31	33,1	33,8
1	21,2	21,2	21,5	24,1	29,5	34,1	37,8	43,1	46,28	47,34
1,6	29	29	29,5	33,5	39	44,5	49,8	57,5	62,12	63,66
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	40,583	46,233	51,8	59,9	64,76	66,38

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.150$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	43,333	40,333	38,533	37,933
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	29,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20	17	15,2	14,6
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	15,8	13,5	12,12	11,66
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	13	12,5	11,5	10,9	10,7
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	10,2	10,5	10,6	10,5	10,44	10,42
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,2	9,7	9,6	10	10,24	10,32
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	9	9,4	9,1	9,5	9,74	9,82
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	9,1	8,9	9	9,4	9,64	9,72
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,8	9,5	9,5	10	10,3	10,4
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	11,2	11,1	11,6	11,9	12
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	12,5	12,5	13,1	13,46	13,58
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	16,1	16,5	17,6	18,26	18,48
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	21,3	24,2	25	27,5	29	29,5
1	21,2	21,2	21,5	24,1	29	32,9	34	38,5	41,2	42,1
1,6	29	29	29,5	33,5	38	42,6	44,5	50,7	54,42	55,66
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	39,5	44,217	46,25	52,733	56,623	57,92

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.175$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,667	42,067	43,167	44,5	44,867	43,333	40,333	38,533	37,933
-1,6	30,3	30,6	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20	17	15,2	14,6
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	16	14	12,8	12,4
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	13,2	13	12,1	11,56	11,38
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	10,2	10,8	11	11,3	11,48	11,54
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,2	10,1	10,1	10,7	11,06	11,18
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	9	9,7	9,3	10	10,42	10,56
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	9,1	9,3	9,1	9,5	9,74	9,82
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,8	9,5	9,5	9,5	9,5	9,5
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	10,6	10,5	11	11,3	11,4
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	12	11,7	12,3	12,66	12,78
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	15,4	15,4	16,3	16,84	17,02
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	21	22,5	23	24,5	25,4	25,7
1	21,2	21,2	21,5	24,1	28	30,4	31,5	33,5	34,7	35,1
1,6	29	29	29,5	33,5	36	39,5	41,3	43,9	45,46	45,98
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	37,333	41,017	42,933	45,633	47,253	47,793

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.200$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	42,933	40,333	38,773	38,253
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20,3	17	15,02	14,36
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	16,3	14,2	12,94	12,52
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	13,5	13,5	12,5	11,9	11,7
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	11,3	11,3	11,5	11,6	11,66	11,68
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,5	10,5	10,5	11,1	11,46	11,58
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	8,5	10,1	9,5	10,3	10,78	10,94
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	8,8	9,6	9,2	9,5	9,68	9,74
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,6	9,5	9,5	9,5	9,5	9,5
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	10,4	10,4	10,5	10,56	10,58
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	11,5	11,5	11,7	11,82	11,86
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	14,3	14,6	15,1	15,4	15,5
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	20,1	20,5	21,5	22,3	22,78	22,94
1	21,2	21,2	21,5	24,1	26,5	27	29	30,5	31,4	31,7
1,6	29	29	29,5	33,5	34	34,5	37,5	40	41,5	42
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	35,25	35,75	38,917	41,583	43,183	43,717

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.225$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	42,667	40,333	38,933	38,467
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	20,5	17	14,9	14,2
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	17,3	16,6	14,2	12,76	12,28
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	14,5	13,5	13,5	12,5	11,9	11,7
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	11,3	11,3	11,5	11,6	11,66	11,68
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	9,5	10,5	10,5	11,1	11,46	11,58
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	8,5	10,1	9,7	10,4	10,82	10,96
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	8,8	9,6	9,3	9,5	9,62	9,66
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	9,6	9,5	9,5	9,5	9,5	9,5
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	10,7	10,4	10,4	10,5	10,56	10,58
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,5	11,5	11,3	11,7	11,94	12,02
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,5	14,3	14,3	14,4	14,46	14,48
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	20,1	20,5	21	20,6	20,36	20,28
1	21,2	21,2	21,5	24,1	26,5	27	28	27,5	27,2	27,1
1,6	29	29	29,5	33,5	34	34,5	36,3	35	34,22	33,96
1,7	30,3	30,3	30,833	35,067	35,25	35,75	37,683	36,25	35,39	35,103

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.0 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.300$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,967	39,867	42,067	43,167	44,5	44,867	42,667	40,333	38,933	38,466
-1,6	30,3	30,8	32,6	32,5	32,5	31,8	30	27	25,2	24,6
-1,3	23,8	24	25,5	24,5	23,5	22	21,4	17	14,36	13,48
-1,15	20,4	21	21,6	21	19,5	18,1	18	14	11,6	10,8
-1	17,5	17,8	17,6	17,8	15,4	14,9	15,2	12,3	10,56	9,98
-0,824	14,5	14,3	14,2	14,3	11,8	12	12,5	11,1	10,26	9,98
-0,699	12,9	12,5	12,3	12,5	10,1	11	10,9	10,5	10,26	10,18
-0,602	11,9	11,4	11	11,3	10	10,7	10,3	10,2	10,14	10,12
-0,5	11,2	10,6	10,3	10,6	10,1	10,7	10,1	10,1	10,1	10,1
-0,398	10,9	10,3	10,2	10,3	10,6	10,9	10,5	10	9,7	9,6
-0,301	10,9	10,3	10	10,3	11,2	11,1	11,1	10,1	9,5	9,3
-0,222	11	10,4	10	10,4	11,9	11,9	11,8	10,8	10,2	10
0	11,5	11,4	11,2	11,5	14,1	13,1	14	12,4	11,44	11,12
0,477	15,1	15,1	15,2	16,4	18,5	17	19,7	16	13,78	13,04
1	19,9	20,4	20,4	22,7	23,7	21,3	25,9	20,3	16,94	15,82
1,6	25	24,7	25,7	29,5	29,9	26	33	25	20,2	18,6
1,7	25,85	25,417	26,583	30,633	30,933	26,783	34,183	25,783	20,743	19,063

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.100$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,700	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	14,7	12,9	11,82	11,46
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,5	11	10	9,4	9,2
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	8,6	7,7	8	8,18	8,24
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	7,7	7,2	8,6	9,44	9,72
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	8,2	7,8	7,7	10	11,38	11,84
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,7	9,4	12	13,56	14,08
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	9,8	10,5	11,9	14,6	16,22	16,76
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	12,5	14	16,8	18,48	19,04
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	13,9	16	18,8	20,48	21,04
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,5	18,2	21,1	24,5	26,54	27,22
0,477	15	15,1	15,9	18,6	22,8	27,3	32,3	36,7	39,34	40,22
1	21,9	21,9	22,6	26,1	31,1	37,6	44,5	50,6	54,26	55,48
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	40,8	49,1	58,6	66,4	71,08	72,64
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	42,417	51,017	60,95	69,033	73,883	75,5

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.125$										
$-10 \log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	14,7	13	11,98	11,64
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,5	11	10,2	9,72	9,56
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	8,6	7,7	8,3	8,66	8,78
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	7,7	7,2	8,8	9,76	10,08
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	6,2	7,8	7,7	10,1	11,54	12,02
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,7	9,4	11,8	13,24	13,72
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	9,8	10,5	11,9	14,1	15,42	15,86
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	12,5	14	16,3	17,68	16,14
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	13,9	16	18,1	19,36	19,78
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,5	18,2	21,1	23,1	24,3	24,7
0,477	15	15,1	15,9	18,6	22,8	27,3	32,3	34,1	35,18	35,54
1	21,9	21,9	22,6	26,1	31,1	37,6	44,5	46,4	47,54	47,92
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	40,8	49,1	58,6	60,5	61,64	62,02
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	42,417	51,017	60,95	62,85	63,99	64,37



Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.150$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	14,8	13,2	12,24	11,92
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,6	11,1	10,7	10,46	10,38
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	9,4	8,9	9,5	9,86	9,98
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	8,4	8,7	9,2	9,5	9,6
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	8,2	8,2	8,4	8,7	8,88	8,94
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,4	8,9	9,1	9,22	9,26
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	9,8	10,2	10,5	11,3	11,78	11,94
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	12,2	12,7	13,2	13,5	13,6
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	13,6	14,4	15,1	15,52	15,66
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,5	17,6	18,8	19,7	20,24	20,42
0,477	15	15,1	15,9	18,6	22,8	26,1	28,5	29,9	30,74	31,02
1	21,9	21,9	22,6	26,1	31,1	35,9	39,3	41	42,02	42,36
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	40,8	46,8	51,5	53,9	55,34	55,82
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	42,417	48,617	53,533	56,05	57,56	58,063

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.175$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	15	13,3	12,28	11,94
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,6	11,7	11,2	10,9	10,8
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	9,8	10,3	10,6	10,78	10,84
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	9,2	9,4	10,1	10,52	10,66
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	8,2	8,5	8,8	9,2	9,44	9,52
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,5	8,8	9,1	9,28	9,34
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	9,8	9,9	10	9,9	9,84	9,82
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	11,5	11,5	11,4	11,34	11,32
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	12,9	12,9	12,9	12,9	12,9
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,5	16,8	17	16,9	16,84	16,82
0,477	15	15,1	15,9	18,6	22,8	25,1	25,4	26,2	26,68	26,84
1	21,9	21,9	22,6	26,1	31	34	34,7	36,1	36,94	37,22
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	40,5	44,6	45,5	47,4	48,54	48,92
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	42,083	46,367	47,3	49,283	50,473	50,87

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.200$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	36,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	15,4	13,7	12,68	12,34
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,7	12,7	12,1	11,74	11,62
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	10,5	10,7	11,1	11,34	11,42
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	9,9	9,7	11	11,78	12,04
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	8,2	9,2	8,7	10,3	11,26	11,58
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,5	8,6	9,5	10,04	10,22
-0,398	10	10,6	10,5	10	9,8	9,9	9,5	9,9	10,14	10,22
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	11,2	10,9	10,9	10,9	10,9
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	12,5	12,2	12	11,88	11,84
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,3	16	15,8	15,9	15,96	15,98
0,477	15	19,1	15,9	18,6	22,1	23,6	23,6	23,7	23,76	23,78
1	21,9	21,9	22,6	26,1	29,9	32,1	32,4	32,6	32,72	32,76
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	38,7	41,7	42,2	42,6	42,84	42,92
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	40,167	43,3	43,833	44,267	44,527	44,613

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.225$										
$-10 \log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,6	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,587
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	16,2	14,4	13,8
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	18,7	17,3	15,4	13,7	12,68	12,34
-1	17	17	17,3	16,1	13,7	12,7	12,7	12,1	11,74	11,62
-0,824	14,1	14	14	12,7	9,4	10,5	10,7	11,1	11,34	11,42
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	8,3	9,9	9,7	11	11,78	12,04
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	8,2	9,2	8,7	10,3	11,26	11,58
-0,5	11	11	10,9	10,1	8,6	8,5	8,6	9,5	10,04	10,22
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	9,8	9,9	9,5	9,9	10,14	10,22
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11	11,2	10,9	10,9	10,9	10,9
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	11,9	12,5	12,2	12	11,88	11,84
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,3	16	15,8	15,8	15,8	15,8
0,477	15	15,1	15,9	18,6	22,1	23,6	23,6	23,5	23,44	23,42
1	21,9	21,9	22,6	26,1	29,9	32,1	32,4	32,2	32,08	32,04
1,6	29,9	29,9	30,4	34,8	38,7	41,7	42,2	41,8	41,56	41,48
1,7	31,233	31,233	31,7	36,25	40,167	43,3	43,833	43,4	43,14	43,053

Πίνακας Π2.16: (Συνέχεια)

$T_j/T_\infty = 3.5 \log_{10} V_j/c_\infty = 0.300$										
$-10\log_{10} F$										
$\theta$	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180
Log10 Sc										
-2	38,8	39,9	42,567	43,767	45,933	45,267	44,867	38,6	34,84	33,586
-1,6	30	30,7	31,9	32,3	33	31,8	30,2	25,8	23,16	22,28
-1,3	23,4	23,8	23,9	23,7	23,3	21,7	19,2	17,4	16,32	15,96
-1,15	20,3	20,6	20,4	19,9	19,2	18	16,8	15	13,32	12,76
-1	17	17	17,3	16,1	15,7	14,4	14,4	13,2	12,48	12,24
-0,824	14,1	14	14	12,7	12,2	11,6	12,1	11,6	11,3	11,2
-0,699	12,6	12,4	12,5	11,2	10,7	10,6	10,6	10,7	10,76	10,78
-0,602	11,6	11,6	11,4	10,5	10,1	10,2	10	10,1	10,16	10,18
-0,5	11	11	10,9	10,1	10,3	10,7	10,1	10	9,94	9,92
-0,398	10,6	10,6	10,5	10	11	11,2	10,5	10,4	10,34	10,32
-0,301	10,6	10,4	10,4	10,2	11,7	12	11,2	11	10,88	10,84
-0,222	10,6	10,5	10,5	10,6	12,4	13	12	11,8	11,68	11,64
0	11,4	11,3	11,4	12,3	15,2	15,4	14,4	14,3	14,24	14,22
0,477	15	15,1	15,6	17,2	21	21,3	20,1	20,2	20,26	20,28
1	20,4	20,4	20,7	23,2	27,8	28,1	26,1	26,6	26,9	27
1,6	26,3	26,3	26	29,8	35,6	36	33	34	34,6	34,8
1,7	27,283	27,283	26,883	30,9	36,9	37,317	34,15	35,23	35,878	36,094

Πίνακας Π2.17: Εκθέτης ταχύτητας  $m(\theta)$ 

Σύμφωνα με ANOPP	
$\theta$	$m(\theta)$
0	3
10	1,65
20	1,1
30	0,5
40	0,2
50	0
60	0
70	0,1
80	0,4
90	1
100	1,9
110	3
120	4,7
130	7
140	8,5
150	8,5
160	8,5
170	8,5
180	8,5

Σύμφωνα με ICAO	
$\theta$	$m(\theta)$
0	0,0
10	0,0
20	0,0
30	0,0
40	0,0
50	0,0
60	0,0
70	0,0
80	0,0
90	0,1
100	0,4
110	0,9
120	1,7
130	2,9
140	4,2
150	5,4
160	6,7
170	8,0
180	9,3

**Π2.4.2 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Κυμάτων Κρούσης**

Πίνακας Π2.18: Συντελεστής συσχέτισης

$\log_{10} \sigma$	C
-0,7	0,703
-0,6	0,703
-0,5	0,71
-0,4	0,714
-0,3	0,719
-0,2	0,724
-0,1	0,729
0	0,735
0,1	0,74
0,2	0,74
0,3	0,74
0,4	0,735
0,5	0,714
0,6	0,681
0,7	0,635
0,8	0,579
0,9	0,52
1	0,46
1,1	0,4
1,2	0,345
1,3	0,29
1,4	0,235
1,5	0,195
1,6	0,15
1,7	0,1
1,8	0,06
1,9	0,03
2	0,015
2,1	0,015
2,2	0,015
2,3	0,015
2,4	0,015
2,5	0,015

Πίνακας Π2.19: Φασματική συνάρτηση

$\log_{10} \sigma$	$\log_{10} H$
-0,7	-5,25
-0,6	-4,88
-0,5	-4,52
-0,4	-4,15
-0,3	-3,75
-0,2	-3,42
-0,1	-3,05
0	-2,69
0,1	-2,31
0,2	-1,94
0,3	-1,59
0,4	-1,33
0,5	-1,1
0,6	-0,94
0,7	-0,88
0,8	-0,91
0,9	-0,99
1	-1,09
1,1	-1,17
1,2	-1,3
1,3	-1,42
1,4	-1,55
1,5	-1,67
1,6	-1,81
1,7	-1,92
1,8	-2,06
1,9	-2,18
2	-2,3
2,1	-2,42
2,2	-2,54
2,3	-2,66
2,4	-2,78
2,5	-2,9



Πίνακας Π2.20: Συνάρτηση κατεύθυνσης (ICAO 78)

$\theta$	$10 \log_{10} D$
0	0
10	0
20	0
30	0
40	0,25
50	0,5
60	1
70	1,5
80	2
90	2,5
100	3
110	3,5
120	4
130	5
140	6
150	7
160	8
170	8
180	8

**Π2.4.3 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ανάμειξης και Δέσμης Κυμάτων Κρούσης**

Πίνακας Π2.21: Φασματική κατανομή για ήχο ανάμειξης δέσμης  $10 \log_{10} F_m$

$\log_{10} S_m$	$10 \log_{10} F_m$ για τιμές $\theta$										
	$\leq 100$	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200
-1,7	-39,1	-39,1	-42,4	-43	-44,5	-42,4	-36,4	-32,8	-29,4	-25,6	-22,2
-1,6	-36,8	-36,8	-40	-40,2	-41,3	-39,3	-31,9	-28,7	-25,6	-22,2	-19,2
-1,5	-34,5	-34,5	-37,6	-37,4	-38,2	-36,2	-27,9	-25	-22,2	-19,2	-16,6
-1,4	-32,3	-32,3	-35,2	-34,6	-35	-33,1	-24,3	-21,7	-19,2	-16,6	-14,3
-1,3	-30	-30	-32,8	-31,8	-31,8	-29,9	-21,1	-18,8	-16,6	-14,3	-12,4
-1,2	-27,7	-27,7	-30,4	-29	-28,7	-26,8	-18,3	-16,3	-14,3	-12,4	-10,9
-1,1	-25,4	-25,4	-28	-26,2	-25,5	-23,6	-15,9	-14,1	-12,4	-10,9	-9,7
-1	-23,2	-23,2	-25,6	-23,4	-22,4	-20,5	-13,8	-12,3	-10,9	-9,7	-8,9
-0,9	-21,1	-21,1	-23,2	-20,6	-19,3	-17,5	-12,1	-10,9	-9,7	-8,9	-8,4
-0,8	-19,1	-19,1	-20,8	-17,8	-16,1	-14,7	-10,8	-9,8	-8,9	-8,4	-8,9
-0,7	-17,4	-17,4	-18,5	-15,2	-13,2	-12,1	-9,9	-9	-8,4	-8,9	-9,9
-0,6	-15,9	-15,9	-16,2	-13,1	-11,3	-9,9	-9,2	-8,5	-8,9	-9,9	-11,8
-0,5	-14,7	-14,7	-14,1	-11,5	-10	-8,3	-8,7	-9	-9,9	-11,8	-13,9
-0,4	-13,7	-13,7	-12,2	-10,2	-9,4	-7,7	-9,2	-10	-11,8	-13,9	-16
-0,3	-12,8	-12,8	-10,9	-9,6	-9,1	-8,3	-10,2	-11,8	-13,9	-16	-18,1
-0,2	-12,1	-12,1	-10,2	-9,3	-9,4	-9,7	-12	-13,8	-16	-18,1	-20,2
-0,1	-11,6	-11,6	-9,9	-9,6	-9,9	-11,6	-13,9	-15,8	-18,1	-20,2	-22,3
0	-11,3	-11,3	-10,2	-10,2	-10,9	-13,4	-15,8	-17,8	-20,2	-22,2	-24,4
0,1	-11,1	-11,1	-10,6	-11,4	-12,4	-15,2	-17,7	-19,8	-22,3	-24,4	-26,5
0,2	-11,2	-11,2	-11,1	-12,7	-14	-17	-19,6	-21,8	-24,4	-26,5	-28,6
0,3	-11,3	-11,3	-11,8	-14	-15,6	-18,8	-21,5	-23,8	-26,5	-28,6	-30,7
0,4	-11,7	-11,7	-12,7	-15,3	-17,2	-20,6	-23,4	-25,8	-28,6	-30,7	-32,8
0,5	-12,3	-12,3	-13,7	-16,6	-18,8	-22,3	-25,3	-27,8	-30,7	-32,8	-34,9
0,6	-13	-13	-14,7	-18	-20,4	-24,1	-27,2	-29,8	-32,8	-34,9	-37
0,7	-13,7	-13,7	-15,8	-19,3	-22,1	-25,9	-29,1	-31,8	-34,9	-37	-39,1
0,8	-14,6	-14,6	-16,9	-20,7	-23,7	-27,7	-31	-33,8	-37	-39,1	-41,2
0,9	-15,6	-15,6	-18	-22,0	-25,3	-29,5	-32,9	-35,8	-39,1	-41,2	-43,3
1	-16,7	-16,7	-19,2	-23,4	-26,9	-31,3	-34,8	-37,8	-41,2	-43,3	-45,4
1,1	-17,8	-17,8	-20,4	-24,7	-28,5	-33,1	-36,7	-39,8	-43,3	-45,4	-47,5
1,2	-18,9	-18,9	-21,6	-26,1	-30,1	-34,9	-38,6	-41,8	-45,4	-47,5	-49,6
1,3	-20,1	-20,1	-22,8	-27,5	-31,7	-36,7	-40,5	-43,8	-47,5	-49,6	-51,7
1,4	-21,3	-21,3	-24	-28,8	-33,3	-38,5	-42,4	-45,8	-49,6	-51,7	-53,8
1,5	-22,4	-22,4	-25,2	-30,2	-34,9	-40,3	-44,3	-47,8	-51,7	-53,8	-55,9
1,6	-23,6	-23,6	-26,4	-31,5	-36,5	-42	-46,2	-49,8	-53,8	-55,9	-58
1,7	-24,8	-24,8	-27,6	-32,8	-38,1	-43,8	-48,1	-51,8	-55,9	-58	-60,1
1,8	-26	-26	-28,8	-34,1	-39,7	-45,6	-50	-53,8	-58	-60,1	-62,2
1,9	-27,2	-27,2	-30	-35,5	-41,3	-47,4	-51,9	-55,8	-60,1	-62,2	-64,3

Πίνακας Π2.22: Όρια κατεύθυνσης για ήχο ανάμειξης δέσμης  
 $10 \log_{10} D_m$

$\theta, \text{deg}$	$10 \log_{10} D_m$
$\leq 100$	0
110	0
120	-0,51
130	-1,07
140	-1,56
150	-1,98
160	-2,55
170	-3
180	-3,5
190	-4,01
200	-4,52

Πίνακας Π2.23: Παράμετρος μεταβολής συχνότητας  $f_s$ 

$\log_{10}(1 + A_{j,2}^*/A_{j,1}^*)$	$f_s$ για τιμές του $V_2^*/V_1^*$				
	0,2	0,4	0,6	0,8	1
0	0	0	0	0	0
0,05	0,04	0,05	0,06	0,05	0,04
0,1	0,07	0,09	0,12	0,1	0,08
0,15	0,11	0,13	0,18	0,15	0,12
0,2	0,14	0,17	0,23	0,2	0,16
0,25	0,16	0,21	0,28	0,25	0,2
0,3	0,19	0,25	0,33	0,29	0,23
0,35	0,21	0,28	0,37	0,33	0,26
0,4	0,24	0,31	0,41	0,37	0,3
0,45	0,25	0,35	0,45	0,4	0,32
0,5	0,27	0,38	0,48	0,43	0,35
0,55	0,28	0,41	0,51	0,46	0,38
0,6	0,28	0,43	0,53	0,48	0,41
0,65	0,29	0,46	0,56	0,52	0,43
0,7	0,29	0,48	0,59	0,54	0,45
0,75	0,3	0,51	0,61	0,56	0,48
0,8	0,3	0,53	0,64	0,59	0,5
0,85	0,3	0,55	0,65	0,61	0,52
0,9	0,3	0,57	0,67	0,63	0,54
0,95	0,3	0,59	0,69	0,64	0,56
1	0,3	0,61	0,71	0,65	0,58
1,05	0,3	0,63	0,73	0,68	0,6
1,1	0,3	0,65	0,74	0,69	0,61
1,15	0,3	0,66	0,75	0,7	0,63
1,2	0,3	0,68	0,77	0,72	0,65
1,25	0,3	0,69	0,78	0,73	0,66
1,3	0,3	0,71	0,79	0,74	0,67
1,35	0,3	0,72	0,81	0,75	0,69
1,4	0,3	0,73	0,82	0,76	0,7
1,45	0,3	0,74	0,83	0,77	0,71
1,5	0,3	0,76	0,84	0,78	0,73
1,55	0,3	0,77	0,85	0,8	0,74
1,6	0,3	0,78	0,86	0,81	0,75

Πίνακας Π2.24: Φασματική κατανομή για ήχο κυμάτων κρούσης  
 $10 \log_{10} F_s$

$\log_{10} S_s$	$10 \log_{10} F_s$
-1,8	-94,6
-1,7	-89,6
-1,6	-84,6
-1,5	-79,6
-1,4	-74,6
-1,3	-69,6
-1,2	-64,6
-1,1	-59,6
-1	-54,6
-0,9	-49,6
-0,8	-44,6
-0,7	-39,6
-0,6	-34,6
-0,5	-29,6
-0,4	-24,6
-0,3	-19,6
-0,2	-14,6
-0,1	-9,6
0	-7,6
0,1	-8,6
0,2	-9,6
0,3	-10,6
0,4	-11,6
0,5	-12,6
0,6	-13,6
0,7	-14,6
0,8	-15,6
0,9	-16,6
1	-17,6
1,1	-18,6
1,2	-19,6
1,3	-20,6
1,4	-21,6
1,5	-22,6
1,6	-23,6
1,7	-24,6
1,8	-25,6

**Π2.4.4 Δεδομένα της Μεθόδου Εκτίμησης Ήχου Δέσμης Ακροφυσίου Διπλού Ρεύματος**

Πίνακας Π2.25: Παράγοντας απόκλισης  $\log_{10} P$

$\log_{10} V_{eq}/c_{\infty}$	$\log_{10} P$
-0,45	-0,13
-0,4	-0,13
-0,35	-0,13
-0,3	-0,13
-0,25	-0,13
-0,2	-0,13
-0,15	-0,12
-0,1	-0,1
-0,05	-0,05
0	0
0,05	0,1
0,1	0,21
0,15	0,32
0,2	0,41
0,25	0,43
0,3	0,41
0,35	0,31
0,4	0,14

Πίνακας Π2.26: Εκθέτης πυκνότητας  $\omega$ 

$\log_{10} V_{eq}/c_{\infty}$	$\omega$
-0,45	-1
-0,4	-0,9
-0,35	-0,76
-0,3	-0,58
-0,25	-0,41
-0,2	-0,22
-0,15	0
-0,1	0,22
-0,05	0,5
0	0,77
0,05	1,07
0,1	1,39
0,15	1,74
0,2	1,95
0,25	2
0,3	2
0,35	2
0,4	2

Πίνακας Π2.27 Δακτυλιοειδής Παράγοντας Κέρδους Q

$V_2/V_1$	$-10 \log_{10} Q$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_{\infty}$																		
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4	
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,294	0,417	0,526	0,526	0,417	0,323	0,229	0,135	
1,2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,588	0,833	1,111	1,1	0,833	0,645	0,457	0,269	
1,3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,882	1,375	2,2	2,077	1,545	0,968	0,391	-0,186	
1,4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,125	2	3,042	2,846	2,278	1,6	0,922	0,244	
1,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,335	2,14	3,25	3,471	2,833	2,167	1,501	0,835	
1,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,423	2,07	3,216	4,043	3,368	2,583	1,798	1,013	
1,7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,331	2	3,02	4,474	3,895	3	2,105	1,21	
1,8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,293	1,859	2,8	4,153	4,342	3,385	2,428	1,471	
1,9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,147	1,718	2,578	3,696	4,769	3,769	2,769	1,769	
2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,055	1,577	2,356	3,261	4,627	4,156	3,685	3,214	
2,1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,968	1,437	2,133	2,907	4,104	4,547	4,99	5,433	
2,2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,887	1,296	1,926	2,674	3,68	4,778	5,876	6,974	
2,3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,806	1,155	1,741	2,442	3,28	4,369	5,458	6,547	
2,4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,725	1,014	1,556	2,209	2,923	3,962	5,001	6,04	
2,5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,645	0,921	1,37	1,979	2,667	3,577	4,487	5,397	
2,6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,564	0,833	1,185	1,771	2,41	3,192	3,974	4,756	
2,7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,483	0,744	1	1,563	2,154	2,857	3,56	4,263	
2,8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,402	0,656	0,907	1,354	1,911	2,571	3,231	3,891	
2,9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,322	0,568	0,813	1,146	1,69	2,286	2,882	3,478	
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,241	0,48	0,72	0,966	1,468	2	2,532	3,064	



Πίνακας Π2.28: Συνάρτηση κατεύθυνσης  $\log_{10} D$ 

$\theta, \text{deg}$	$\log_{10} D$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_{\infty}$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	0,13	0,02	-0,09	-0,2	-0,31	-0,42	-0,53	-0,64	-0,75	-0,86	-0,97	-1,155	-1,24	-1,302	-1,344	-1,398	-1,449	-1,5
10	0,15	0,04	-0,07	-0,18	-0,29	-0,4	-0,51	-0,62	-0,73	-0,84	-0,95	-1,135	-1,215	-1,272	-1,314	-1,363	-1,409	-1,455
20	0,17	0,06	-0,05	-0,16	-0,27	-0,38	-0,49	-0,6	-0,71	-0,82	-0,93	-1,11	-1,185	-1,242	-1,284	-1,328	-1,369	-1,41
30	0,19	0,08	-0,03	-0,14	-0,25	-0,36	-0,47	-0,58	-0,69	-0,8	-0,91	-1,085	-1,155	-1,202	-1,244	-1,293	-1,319	-1,345
40	0,22	0,11	0	-0,11	-0,22	-0,33	-0,44	-0,55	-0,66	-0,77	-0,88	-1,055	-1,115	-1,162	-1,204	-1,237	-1,269	-1,301
50	0,25	0,14	0,03	-0,08	-0,19	-0,3	-0,41	-0,52	-0,63	-0,74	-0,85	-1,025	-1,075	-1,117	-1,154	-1,184	-1,209	-1,234
60	0,29	0,18	0,07	-0,04	-0,15	-0,26	-0,37	-0,48	-0,59	-0,7	-0,81	-0,985	-1,035	-1,072	-1,102	-1,12	-1,139	-1,158
70	0,53	0,4	0,27	0,14	0,01	-0,12	-0,25	-0,38	-0,51	-0,64	-0,77	-0,898	-0,935	-0,968	-0,988	-1,016	-1,02	-1,024
80	0,42	0,31	0,2	0,09	-0,02	-0,13	-0,24	-0,35	-0,46	-0,57	-0,68	-0,76	-0,798	-0,822	-0,843	-0,853	-0,87	-0,887
90	0,52	0,41	0,3	0,19	0,08	-0,03	-0,14	-0,25	-0,36	-0,47	-0,58	-0,641	-0,675	-0,695	-0,706	-0,709	-0,7	-0,691
100	0,49	0,4	0,31	0,22	0,13	0,04	-0,05	-0,14	-0,23	-0,32	-0,41	-0,471	-0,506	-0,533	-0,547	-0,559	-0,56	-0,561
110	0,5	0,43	0,36	0,29	0,22	0,15	0,08	0,01	-0,06	-0,13	-0,2	-0,246	-0,274	-0,295	-0,308	-0,319	-0,32	-0,321
120	0,45	0,41	0,37	0,33	0,29	0,25	0,21	0,17	0,13	0,09	0,05	0,014	-0,002	-0,013	-0,016	-0,016	-0,01	-0,004
130	0,52	0,5	0,48	0,46	0,44	0,42	0,4	0,38	0,36	0,34	0,32	0,304	0,304	0,303	0,306	0,312	0,32	0,328
140	0,07	0,12	0,17	0,22	0,27	0,32	0,37	0,42	0,47	0,52	0,57	0,599	0,626	0,645	0,661	0,668	0,671	0,674
150	0	0,07	0,14	0,21	0,28	0,35	0,42	0,49	0,56	0,63	0,7	0,749	0,781	0,795	0,802	0,808	0,809	0,81
160	0,43	0,45	0,47	0,49	0,51	0,53	0,55	0,57	0,59	0,61	0,63	0,655	0,614	0,597	0,573	0,56	0,55	0,54
170	1,05	0,99	0,93	0,87	0,81	0,75	0,69	0,63	0,57	0,51	0,45	0,364	0,296	0,233	0,174	0,118	0,12	0,122
180	1,18	1,1	1,02	0,94	0,86	0,78	0,7	0,62	0,54	0,46	0,38	0,294	0,226	0,163	0,099	0,046	0,06	0,074

Πίνακας Π2.29: Εκθέτης ταχύτητας  $m(\theta)$ 

$\theta, \text{deg}$	$m(\theta)$
0	3
10	1,65
20	1,1
30	0,5
40	0,2
50	0
60	0
70	0,1
80	0,4
90	1
100	1,9
110	3
120	4,7
130	7
140	8,5
150	8,5
160	8,5
170	8,5
180	8,5

Πίνακας Π2.30: Πρώτη κορυφή του αριθμού Strouhal  $\log_{10} S_1$ 

$\theta, \text{deg}$	$\log_{10} S_1$ για τιμές του $V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45
10	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4
20	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35
30	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
40	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25
50	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
60	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15
70	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
80	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05
90	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
100	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05	-0,05
110	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12	-0,12
120	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,22	-0,23	-0,24	-0,25
130	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,33	-0,35	-0,36	-0,37	-0,38
140	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,42	-0,45	-0,49	-0,53	-0,57
150	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,5	-0,52	-0,57	-0,62	-0,66	-0,7
160	-0,49	-0,5	-0,51	-0,52	-0,53	-0,54	-0,55	-0,56	-0,57	-0,58	-0,59	-0,61	-0,62	-0,65	-0,77	-0,87	-0,94	-1,01
170	-0,57	-0,59	-0,61	-0,63	-0,65	-0,67	-0,69	-0,71	-0,73	-0,75	-0,77	-0,79	-0,82	-0,88	-1,06	-1,17	-1,25	-1,33
180	-0,65	-0,68	-0,71	-0,74	-0,77	-0,8	-0,83	-0,86	-0,89	-0,92	-0,95	-0,97	-1,02	-1,11	-1,35	-1,47	-1,56	-1,65

Πίνακας Π2.31: Δεύτερη κορυφή του αριθμού Strouhal  $\log_{10} S_2$ 

$\theta, \text{deg}$	$\log_{10} S_2$ για τιμές του $V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
0	-4,33	-4,22	-4,11	-4	-3,89	-3,78	-3,67	-3,56	-3,45	-3,34	-3,23	-3,23	-3,12	-3,01	-2,79	-2,57	-2,13	-1,69
10	-3,99	-3,89	-3,79	-3,69	-3,59	-3,49	-3,39	-3,29	-3,19	-3,09	-2,99	-2,99	-2,89	-2,79	-2,59	-2,39	-1,99	-1,59
20	-3,65	-3,56	-3,47	-3,38	-3,29	-3,2	-3,11	-3,02	-2,93	-2,84	-2,75	-2,75	-2,66	-2,57	-2,39	-2,21	-1,85	-1,49
30	-3,31	-3,23	-3,15	-3,07	-2,99	-2,91	-2,83	-2,75	-2,67	-2,59	-2,51	-2,51	-2,43	-2,35	-2,19	-2,03	-1,71	-1,39
40	-2,97	-2,9	-2,83	-2,76	-2,69	-2,62	-2,55	-2,48	-2,41	-2,34	-2,27	-2,27	-2,2	-2,13	-1,99	-1,85	-1,57	-1,29
50	-2,63	-2,57	-2,51	-2,45	-2,39	-2,33	-2,27	-2,21	-2,15	-2,09	-2,03	-2,03	-1,97	-1,91	-1,79	-1,67	-1,43	-1,19
60	-2,29	-2,24	-2,19	-2,14	-2,09	-2,04	-1,99	-1,94	-1,89	-1,84	-1,79	-1,79	-1,74	-1,69	-1,59	-1,49	-1,29	-1,09
70	-1,95	-1,91	-1,87	-1,83	-1,79	-1,75	-1,71	-1,67	-1,63	-1,59	-1,55	-1,55	-1,51	-1,47	-1,39	-1,31	-1,15	-0,99
80	-1,61	-1,58	-1,55	-1,52	-1,49	-1,46	-1,43	-1,4	-1,37	-1,34	-1,31	-1,31	-1,28	-1,25	-1,19	-1,13	-1,01	-0,89
90	-1,27	-1,25	-1,23	-1,21	-1,19	-1,17	-1,15	-1,13	-1,11	-1,09	-1,07	-1,07	-1,05	-1,03	-0,99	-0,95	-0,87	-0,79
100	-0,93	-0,92	-0,91	-0,9	-0,89	-0,88	-0,87	-0,86	-0,85	-0,84	-0,83	-0,83	-0,82	-0,81	-0,79	-0,77	-0,73	-0,69
110	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59	-0,59
120	-0,25	-0,26	-0,27	-0,28	-0,29	-0,3	-0,31	-0,32	-0,33	-0,34	-0,35	-0,35	-0,36	-0,37	-0,39	-0,41	-0,45	-0,49
130	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,24	-0,25	-0,29	-0,39	-0,52	-0,65
140	-0,3	-0,29	-0,28	-0,27	-0,26	-0,25	-0,24	-0,23	-0,22	-0,21	-0,2	-0,18	-0,18	-0,25	-0,38	-0,5	-0,66	-0,82
150	0,48	0,42	0,36	0,3	0,24	0,18	0,12	0,06	0	-0,06	-0,12	-0,19	-0,27	-0,36	-0,48	-0,6	-0,89	-1,18
160	0,57	0,5	0,43	0,36	0,29	0,22	0,15	0,08	0,01	-0,06	-0,13	-0,22	-0,31	-0,43	-0,56	-0,87	-1,27	-1,67
170	0,87	0,77	0,67	0,57	0,47	0,37	0,27	0,17	0,07	-0,03	-0,13	-0,24	-0,36	-0,52	-0,69	-1,04	-1,34	-1,64
180	1,17	1,04	0,91	0,78	0,65	0,52	0,39	0,26	0,13	0	-0,13	-0,26	-0,41	-0,61	-0,82	-1,21	-1,41	-1,61



Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=120^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,358	0,356	0,354
1,1	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,359	0,360	0,361	0,362	0,362	0,363	0,363	0,363
1,2	0,343	0,345	0,347	0,349	0,351	0,353	0,355	0,357	0,359	0,361	0,363	0,364	0,366	0,366	0,370	0,372	0,372	0,372
1,3	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,370	0,372	0,375	0,380	0,385
1,4	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,375	0,376	0,377	0,378	0,379	0,382	0,390	0,398
1,5	0,362	0,364	0,366	0,368	0,370	0,372	0,374	0,376	0,378	0,380	0,382	0,383	0,385	0,388	0,392	0,396	0,405	0,414
1,6	0,336	0,341	0,346	0,351	0,356	0,361	0,366	0,371	0,376	0,381	0,386	0,392	0,399	0,402	0,405	0,411	0,420	0,429
1,7	0,361	0,365	0,369	0,373	0,377	0,381	0,385	0,389	0,393	0,397	0,401	0,405	0,410	0,414	0,418	0,424	0,432	0,440
1,8	0,373	0,377	0,381	0,385	0,389	0,393	0,397	0,401	0,405	0,409	0,413	0,417	0,422	0,425	0,428	0,434	0,440	0,446
1,9	0,416	0,417	0,418	0,419	0,420	0,421	0,422	0,423	0,424	0,425	0,426	0,431	0,435	0,436	0,440	0,446	0,455	0,464
2	0,404	0,408	0,412	0,416	0,420	0,424	0,428	0,432	0,436	0,440	0,444	0,448	0,453	0,455	0,459	0,465	0,471	0,477
2,1	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,2	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,3	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,4	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,5	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,6	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,7	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,8	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
2,9	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493
3	0,434	0,437	0,440	0,443	0,446	0,449	0,452	0,455	0,458	0,461	0,464	0,467	0,471	0,473	0,476	0,481	0,487	0,493

Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=130^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-1,993	-1,848	-1,703	-1,558	-1,413	-1,268	-1,123	-0,978	-0,833	-0,688	-0,543	-0,379	-0,196	-0,010	0,159	0,297	0,380	0,463
1,1	-1,404	-1,294	-1,184	-1,074	-0,964	-0,854	-0,744	-0,634	-0,524	-0,414	-0,304	-0,181	-0,042	0,098	0,237	0,338	0,419	0,500
1,2	-1,072	-0,981	-0,890	-0,799	-0,708	-0,617	-0,526	-0,435	-0,344	-0,253	-0,162	-0,060	0,054	0,175	0,292	0,373	0,448	0,523
1,3	-0,831	-0,752	-0,673	-0,594	-0,515	-0,436	-0,357	-0,278	-0,199	-0,120	-0,041	0,047	0,146	0,223	0,331	0,407	0,482	0,557
1,4	-0,645	-0,576	-0,507	-0,438	-0,369	-0,300	-0,231	-0,162	-0,093	-0,024	0,045	0,123	0,210	0,282	0,361	0,441	0,506	0,571
1,5	-0,426	-0,370	-0,314	-0,258	-0,202	-0,146	-0,090	-0,034	0,022	0,078	0,134	0,197	0,268	0,336	0,407	0,476	0,528	0,580
1,6	-0,246	-0,200	-0,154	-0,108	-0,062	-0,016	0,030	0,076	0,122	0,168	0,214	0,266	0,324	0,389	0,451	0,509	0,548	0,587
1,7	-0,094	-0,056	-0,018	0,020	0,058	0,096	0,134	0,172	0,210	0,248	0,286	0,330	0,378	0,438	0,492	0,540	0,568	0,596
1,8	0,019	0,052	0,085	0,118	0,151	0,184	0,217	0,250	0,283	0,316	0,349	0,386	0,428	0,482	0,530	0,569	0,588	0,607
1,9	0,098	0,128	0,158	0,188	0,218	0,248	0,278	0,308	0,338	0,368	0,398	0,432	0,471	0,520	0,561	0,595	0,604	0,613
2	0,132	0,162	0,192	0,222	0,252	0,282	0,312	0,342	0,372	0,402	0,432	0,465	0,503	0,547	0,584	0,611	0,620	0,629
2,1	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,2	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,3	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,4	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,5	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,6	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,7	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,8	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
2,9	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639
3	0,136	0,167	0,198	0,229	0,260	0,291	0,322	0,353	0,384	0,415	0,446	0,481	0,521	0,561	0,597	0,621	0,630	0,639

Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=140^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-2,644	-2,502	-2,360	-2,218	-2,076	-1,934	-1,792	-1,650	-1,508	-1,366	-1,224	-1,064	-0,885	-0,693	-0,494	-0,341	-0,199	-0,057
1,1	-2,025	-1,910	-1,795	-1,680	-1,565	-1,450	-1,335	-1,220	-1,105	-0,990	-0,875	-0,745	-0,600	-0,437	-0,281	-0,138	-0,016	0,106
1,2	-1,589	-1,489	-1,389	-1,289	-1,189	-1,089	-0,989	-0,889	-0,789	-0,689	-0,589	-0,476	-0,350	-0,222	-0,099	0,021	0,136	0,251
1,3	-1,228	-1,142	-1,056	-0,970	-0,884	-0,798	-0,712	-0,626	-0,540	-0,454	-0,368	-0,273	-0,165	-0,064	0,050	0,143	0,245	0,347
1,4	-0,891	-0,820	-0,749	-0,678	-0,607	-0,536	-0,465	-0,394	-0,323	-0,252	-0,181	-0,101	-0,012	0,076	0,166	0,256	0,356	0,456
1,5	-0,518	-0,467	-0,416	-0,365	-0,314	-0,263	-0,212	-0,161	-0,110	-0,059	-0,008	0,050	0,115	0,195	0,275	0,351	0,435	0,519
1,6	-0,323	-0,277	-0,231	-0,185	-0,139	-0,093	-0,047	-0,001	0,045	0,091	0,137	0,189	0,247	0,305	0,377	0,438	0,504	0,570
1,7	-0,169	-0,127	-0,085	-0,043	-0,001	0,041	0,083	0,125	0,167	0,209	0,251	0,298	0,351	0,401	0,461	0,512	0,568	0,624
1,8	-0,059	-0,020	0,019	0,058	0,097	0,136	0,175	0,214	0,253	0,292	0,331	0,376	0,425	0,470	0,524	0,566	0,612	0,658
1,9	0,040	0,076	0,112	0,148	0,184	0,220	0,256	0,292	0,328	0,364	0,400	0,440	0,486	0,527	0,569	0,605	0,644	0,683
2	0,150	0,181	0,212	0,243	0,274	0,305	0,336	0,367	0,398	0,429	0,460	0,495	0,535	0,572	0,608	0,638	0,672	0,706
2,1	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,2	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,3	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,4	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,5	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,6	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,7	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,8	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
2,9	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717
3	0,212	0,242	0,272	0,302	0,332	0,362	0,392	0,422	0,452	0,482	0,512	0,545	0,583	0,632	0,640	0,663	0,690	0,717



Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=150^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-4,582	-4,321	-4,060	-3,799	-3,538	-3,277	-3,016	-2,755	-2,494	-2,233	-1,972	-1,679	-1,351	-0,989	-0,653	-0,417	-0,281	-0,145
1,1	-3,511	-3,306	-3,101	-2,896	-2,691	-2,486	-2,281	-2,076	-1,871	-1,666	-1,461	-1,232	-0,974	-0,687	-0,400	-0,222	-0,062	0,098
1,2	-2,964	-2,786	-2,608	-2,430	-2,252	-2,074	-1,896	-1,718	-1,540	-1,362	-1,184	-0,963	-0,715	-0,444	-0,220	-0,060	0,065	0,190
1,3	-2,522	-2,349	-2,176	-2,003	-1,830	-1,657	-1,484	-1,311	-1,138	-0,965	-0,792	-0,598	-0,380	-0,177	-0,037	0,093	0,205	0,317
1,4	-1,263	-1,177	-1,091	-1,005	-0,919	-0,833	-0,747	-0,661	-0,575	-0,489	-0,403	-0,308	-0,200	-0,054	0,063	0,171	0,268	0,365
1,5	-1,125	-1,037	-0,949	-0,861	-0,773	-0,685	-0,597	-0,509	-0,421	-0,333	-0,245	-0,146	-0,036	0,069	0,163	0,248	0,331	0,414
1,6	-0,817	-0,745	-0,673	-0,601	-0,529	-0,457	-0,385	-0,313	-0,241	-0,169	-0,097	-0,016	0,074	0,158	0,235	0,302	0,374	0,446
1,7	-0,569	-0,508	-0,447	-0,386	-0,325	-0,264	-0,203	-0,142	-0,081	-0,020	0,041	0,108	0,184	0,254	0,316	0,376	0,432	0,488
1,8	-0,352	-0,302	-0,252	-0,202	-0,152	-0,102	-0,052	-0,002	0,048	0,098	0,148	0,204	0,267	0,326	0,378	0,430	0,484	0,538
1,9	-0,176	-0,133	-0,090	-0,047	-0,004	0,039	0,082	0,125	0,168	0,211	0,254	0,303	0,357	0,407	0,454	0,504	0,548	0,592
2	-0,016	0,022	0,060	0,098	0,136	0,174	0,212	0,250	0,288	0,326	0,364	0,406	0,452	0,495	0,535	0,569	0,605	0,641
2,1	0,167	0,197	0,227	0,257	0,287	0,317	0,347	0,377	0,407	0,437	0,467	0,500	0,538	0,574	0,603	0,632	0,659	0,686
2,2	0,223	0,258	0,293	0,328	0,363	0,398	0,433	0,468	0,503	0,538	0,573	0,612	0,657	0,688	0,713	0,737	0,757	0,777
2,3	0,279	0,319	0,359	0,399	0,439	0,479	0,519	0,559	0,599	0,639	0,679	0,724	0,776	0,802	0,823	0,842	0,855	0,868
2,4	0,335	0,380	0,425	0,470	0,515	0,560	0,605	0,650	0,695	0,740	0,785	0,836	0,895	0,916	0,933	0,947	0,953	0,959
2,5	0,391	0,441	0,491	0,541	0,591	0,641	0,691	0,741	0,791	0,841	0,891	0,948	1,014	1,030	1,043	1,052	1,051	1,050
2,6	0,447	0,502	0,557	0,612	0,667	0,722	0,777	0,832	0,887	0,942	0,997	1,060	1,133	1,144	1,153	1,157	1,149	1,141
2,7	0,503	0,563	0,623	0,683	0,743	0,803	0,863	0,923	0,983	1,043	1,103	1,172	1,252	1,258	1,263	1,262	1,247	1,232
2,8	0,559	0,624	0,689	0,754	0,819	0,884	0,949	1,014	1,079	1,144	1,209	1,284	1,371	1,372	1,373	1,367	1,345	1,323
2,9	0,615	0,685	0,755	0,825	0,895	0,965	1,035	1,105	1,175	1,245	1,315	1,396	1,490	1,486	1,483	1,472	1,443	1,414
3	0,671	0,746	0,821	0,896	0,971	1,046	1,121	1,196	1,271	1,346	1,421	1,508	1,609	1,600	1,593	1,577	1,541	1,505

Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=160^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-6,888	-6,480	-6,073	-5,665	-5,257	-4,850	-4,442	-4,034	-3,627	-3,219	-2,811	-2,354	-1,840	-1,332	-0,662	-0,026	0,176	0,379
1,1	-5,782	-5,437	-5,093	-4,749	-4,404	-4,060	-3,716	-3,371	-3,027	-2,683	-2,338	-1,953	-1,520	-1,061	-0,457	0,059	0,238	0,417
1,2	-5,103	-4,793	-4,483	-4,173	-3,863	-3,553	-3,243	-2,933	-2,623	-2,313	-2,003	-1,648	-1,249	-0,814	-0,293	0,127	0,272	0,417
1,3	-4,181	-3,920	-3,659	-3,398	-3,137	-2,876	-2,615	-2,354	-2,093	-1,832	-1,571	-1,278	-0,949	-0,565	-0,136	0,186	0,314	0,442
1,4	-3,116	-2,923	-2,730	-2,536	-2,343	-2,150	-1,956	-1,763	-1,570	-1,376	-1,183	-0,966	-0,723	-0,395	-0,040	0,218	0,332	0,446
1,5	-2,824	-2,638	-2,453	-2,268	-2,082	-1,897	-1,712	-1,526	-1,341	-1,156	-0,970	-0,763	-0,529	-0,256	0,045	0,253	0,348	0,444
1,6	-2,410	-2,246	-2,082	-1,918	-1,754	-1,590	-1,426	-1,262	-1,098	-0,934	-0,770	-0,587	-0,380	-0,153	0,108	0,273	0,361	0,448
1,7	-1,999	-1,859	-1,718	-1,578	-1,438	-1,297	-1,157	-1,017	-0,876	-0,736	-0,596	-0,439	-0,263	-0,059	0,167	0,301	0,379	0,456
1,8	-1,909	-1,768	-1,627	-1,487	-1,346	-1,205	-1,065	-0,924	-0,783	-0,643	-0,502	-0,343	-0,166	0,016	0,211	0,325	0,393	0,461
1,9	-1,800	-1,662	-1,523	-1,385	-1,247	-1,108	-0,970	-0,832	-0,693	-0,555	-0,417	-0,260	-0,086	0,087	0,259	0,351	0,413	0,474
2	-1,703	-1,567	-1,430	-1,293	-1,157	-1,020	-0,883	-0,747	-0,610	-0,473	-0,337	-0,183	-0,011	0,148	0,298	0,374	0,431	0,488
2,1	-1,603	-1,470	-1,336	-1,203	-1,070	-0,936	-0,803	-0,670	-0,536	-0,403	-0,270	-0,121	0,047	0,199	0,330	0,395	0,449	0,503
2,2	-1,544	-1,411	-1,277	-1,143	-1,010	-0,876	-0,742	-0,609	-0,475	-0,341	-0,208	-0,058	0,111	0,255	0,370	0,430	0,482	0,533
2,3	-1,486	-1,352	-1,218	-1,084	-0,950	-0,816	-0,682	-0,548	-0,414	-0,280	-0,146	0,005	0,175	0,311	0,411	0,465	0,514	0,563
2,4	-1,427	-1,293	-1,158	-1,024	-0,890	-0,755	-0,621	-0,487	-0,352	-0,218	-0,084	0,067	0,238	0,367	0,452	0,500	0,547	0,594
2,5	-1,368	-1,234	-1,099	-0,964	-0,830	-0,695	-0,560	-0,426	-0,291	-0,156	-0,022	0,130	0,302	0,423	0,492	0,535	0,580	0,624
2,6	-1,310	-1,175	-1,040	-0,905	-0,770	-0,635	-0,500	-0,365	-0,230	-0,095	0,040	0,193	0,366	0,479	0,533	0,570	0,612	0,654
2,7	-1,251	-1,116	-0,980	-0,845	-0,710	-0,574	-0,439	-0,304	-0,168	-0,033	0,102	0,255	0,429	0,535	0,574	0,605	0,645	0,685
2,8	-1,192	-1,057	-0,921	-0,785	-0,650	-0,514	-0,378	-0,243	-0,107	0,029	0,164	0,318	0,493	0,591	0,614	0,640	0,678	0,715
2,9	-1,134	-0,998	-0,862	-0,726	-0,590	-0,454	-0,318	-0,182	-0,046	0,090	0,226	0,381	0,557	0,647	0,655	0,675	0,710	0,745
3	-1,075	-0,939	-0,802	-0,666	-0,530	-0,393	-0,257	-0,121	0,016	0,152	0,288	0,443	0,620	0,703	0,696	0,710	0,743	0,776

Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=170^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-9,194	-8,640	-8,085	-7,531	-6,977	-6,422	-5,868	-5,314	-4,759	-4,205	-3,651	-3,028	-2,330	-1,674	-0,672	0,364	0,634	0,903
1,1	-8,052	-7,569	-7,085	-6,601	-6,118	-5,634	-5,150	-4,667	-4,183	-3,699	-3,216	-2,673	-2,066	-1,435	-0,515	0,339	0,538	0,737
1,2	-7,241	-6,799	-6,357	-5,915	-5,473	-5,031	-4,589	-4,147	-3,705	-3,263	-2,821	-2,332	-1,783	-1,184	-0,365	0,315	0,480	0,645
1,3	-5,839	-5,490	-5,141	-4,792	-4,443	-4,094	-3,745	-3,396	-3,047	-2,698	-2,349	-1,958	-1,519	-0,953	-0,236	0,280	0,424	0,568
1,4	-4,970	-4,669	-4,368	-4,068	-3,767	-3,466	-3,166	-2,865	-2,564	-2,264	-1,963	-1,624	-1,245	-0,735	-0,142	0,266	0,396	0,526
1,5	-4,522	-4,240	-3,957	-3,674	-3,392	-3,109	-2,826	-2,544	-2,261	-1,978	-1,696	-1,379	-1,023	-0,582	-0,073	0,257	0,366	0,474
1,6	-4,004	-3,748	-3,492	-3,236	-2,980	-2,724	-2,468	-2,212	-1,956	-1,700	-1,444	-1,157	-0,834	-0,465	-0,018	0,245	0,347	0,450
1,7	-3,429	-3,209	-2,990	-2,770	-2,550	-2,331	-2,111	-1,891	-1,672	-1,452	-1,232	-0,987	-0,711	-0,371	0,019	0,227	0,325	0,424
1,8	-3,465	-3,234	-3,003	-2,771	-2,540	-2,309	-2,077	-1,846	-1,615	-1,383	-1,152	-0,891	-0,600	-0,294	0,045	0,219	0,301	0,383
1,9	-3,424	-3,190	-2,957	-2,723	-2,489	-2,256	-2,022	-1,788	-1,555	-1,321	-1,087	-0,824	-0,530	-0,233	0,063	0,199	0,277	0,356
2	-3,391	-3,155	-2,920	-2,685	-2,449	-2,214	-1,979	-1,743	-1,508	-1,273	-1,037	-0,771	-0,475	-0,198	0,062	0,180	0,257	0,334
2,1	-3,373	-3,136	-2,900	-2,663	-2,426	-2,190	-1,953	-1,716	-1,480	-1,243	-1,006	-0,741	-0,443	-0,175	0,056	0,159	0,239	0,319
2,2	-3,312	-3,079	-2,847	-2,615	-2,382	-2,150	-1,918	-1,685	-1,453	-1,221	-0,988	-0,728	-0,435	-0,177	0,028	0,124	0,206	0,289
2,3	-3,250	-3,022	-2,794	-2,566	-2,338	-2,110	-1,882	-1,654	-1,426	-1,198	-0,970	-0,715	-0,427	-0,179	-0,001	0,089	0,174	0,259
2,4	-3,189	-2,965	-2,742	-2,518	-2,294	-2,071	-1,847	-1,623	-1,400	-1,176	-0,952	-0,701	-0,418	-0,181	-0,030	0,054	0,141	0,228
2,5	-3,128	-2,908	-2,689	-2,470	-2,250	-2,031	-1,812	-1,592	-1,373	-1,154	-0,934	-0,688	-0,410	-0,183	-0,058	0,019	0,108	0,198
2,6	-3,066	-2,851	-2,636	-2,421	-2,206	-1,991	-1,776	-1,561	-1,346	-1,131	-0,916	-0,675	-0,402	-0,185	-0,087	-0,016	0,076	0,168
2,7	-3,005	-2,794	-2,584	-2,373	-2,162	-1,952	-1,741	-1,530	-1,320	-1,109	-0,898	-0,661	-0,393	-0,187	-0,116	-0,051	0,043	0,137
2,8	-2,944	-2,737	-2,531	-2,325	-2,118	-1,912	-1,706	-1,499	-1,293	-1,087	-0,880	-0,648	-0,385	-0,189	-0,144	-0,086	0,010	0,107
2,9	-2,882	-2,680	-2,478	-2,276	-2,074	-1,872	-1,670	-1,468	-1,266	-1,064	-0,862	-0,635	-0,377	-0,191	-0,173	-0,121	-0,022	0,077
3	-2,821	-2,623	-2,426	-2,228	-2,030	-1,833	-1,635	-1,437	-1,240	-1,042	-0,844	-0,621	-0,368	-0,193	-0,202	-0,156	-0,055	0,046

Πίνακας Π2.32: (Συνέχεια)

$\theta=180^\circ$																		
$V_2/V_1$	$\log_{10} \alpha$ για τιμές του $\log_{10} V_{eq}/c_\infty$																	
	-0,45	-0,4	-0,35	-0,3	-0,25	-0,2	-0,15	-0,1	-0,05	0	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4
1	-11,50	-10,79	-10,09	-9,397	-8,696	-7,995	-7,294	-6,593	-5,892	-5,191	-4,490	-3,703	-2,819	-2,017	-0,681	0,755	1,091	1,427
1,1	-10,32	-9,700	-9,077	-8,454	-7,831	-7,208	-6,585	-5,962	-5,339	-4,716	-4,093	-3,394	-2,612	-1,809	-0,572	0,620	0,838	1,056
1,2	-9,380	-8,806	-8,232	-7,658	-7,084	-6,510	-5,936	-5,362	-4,788	-4,214	-3,640	-3,017	-2,317	-1,554	-0,438	0,502	0,687	0,872
1,3	-7,498	-7,061	-6,624	-6,187	-5,750	-5,313	-4,876	-4,439	-4,002	-3,565	-3,128	-2,638	-2,088	-1,341	-0,335	0,373	0,533	0,693
1,4	-6,823	-6,415	-6,007	-5,599	-5,191	-4,783	-4,375	-3,967	-3,559	-3,151	-2,743	-2,282	-1,768	-1,076	-0,245	0,313	0,460	0,607
1,5	-6,221	-5,841	-5,461	-5,081	-4,701	-4,321	-3,941	-3,561	-3,181	-2,801	-2,421	-1,996	-1,516	-0,907	-0,191	0,262	0,383	0,504
1,6	-5,597	-5,249	-4,901	-4,553	-4,205	-3,857	-3,509	-3,161	-2,813	-2,465	-2,117	-1,728	-1,288	-0,776	-0,145	0,216	0,334	0,452
1,7	-4,859	-4,560	-4,261	-3,962	-3,663	-3,364	-3,065	-2,766	-2,467	-2,168	-1,869	-1,534	-1,158	-0,684	-0,130	0,152	0,272	0,392
1,8	-5,022	-4,700	-4,378	-4,056	-3,734	-3,412	-3,090	-2,768	-2,446	-2,124	-1,802	-1,438	-1,033	-0,604	-0,122	0,114	0,210	0,306
1,9	-5,048	-4,719	-4,390	-4,061	-3,732	-3,403	-3,074	-2,745	-2,416	-2,087	-1,758	-1,387	-0,973	-0,553	-0,132	0,046	0,142	0,238
2	-5,078	-4,744	-4,410	-4,076	-3,742	-3,408	-3,074	-2,740	-2,406	-2,072	-1,738	-1,360	-0,938	-0,545	-0,175	-0,015	0,083	0,181
2,1	-5,143	-4,803	-4,463	-4,123	-3,783	-3,443	-3,103	-2,763	-2,423	-2,083	-1,743	-1,362	-0,934	-0,550	-0,217	-0,078	0,029	0,136
2,2	-5,079	-4,748	-4,417	-4,086	-3,755	-3,424	-3,093	-2,762	-2,431	-2,100	-1,769	-1,398	-0,981	-0,610	-0,315	-0,183	-0,069	0,045
2,3	-5,015	-4,693	-4,371	-4,049	-3,727	-3,405	-3,083	-2,761	-2,439	-2,117	-1,795	-1,434	-1,028	-0,670	-0,413	-0,288	-0,167	-0,046
2,4	-4,951	-4,638	-4,325	-4,012	-3,699	-3,386	-3,073	-2,760	-2,447	-2,134	-1,821	-1,470	-1,075	-0,730	-0,511	-0,393	-0,265	-0,137
2,5	-4,887	-4,583	-4,279	-3,975	-3,671	-3,367	-3,063	-2,759	-2,455	-2,151	-1,847	-1,506	-1,122	-0,790	-0,609	-0,498	-0,363	-0,228
2,6	-4,823	-4,528	-4,233	-3,938	-3,643	-3,348	-3,053	-2,758	-2,463	-2,168	-1,873	-1,542	-1,169	-0,850	-0,707	-0,603	-0,461	-0,319
2,7	-4,759	-4,473	-4,187	-3,901	-3,615	-3,329	-3,043	-2,757	-2,471	-2,185	-1,899	-1,578	-1,216	-0,910	-0,805	-0,708	-0,559	-0,410
2,8	-4,695	-4,418	-4,141	-3,864	-3,587	-3,310	-3,033	-2,756	-2,479	-2,202	-1,925	-1,614	-1,263	-0,970	-0,903	-0,813	-0,657	-0,501
2,9	-4,631	-4,363	-4,095	-3,827	-3,559	-3,291	-3,023	-2,755	-2,487	-2,219	-1,951	-1,650	-1,310	-1,030	-1,001	-0,918	-0,755	-0,592
3	-4,567	-4,308	-4,049	-3,790	-3,531	-3,272	-3,013	-2,754	-2,495	-2,236	-1,977	-1,686	-1,357	-1,090	-1,099	-1,023	-0,853	-0,683

Πίνακας Π2.33: Φασματική κατανομή  $-10\log_{10} G$ 

$\sigma$	$-10\log_{10} G$ για τιμές του $\theta$						
	110	120	130	140	150	160	170
-1,2	2,56	2,672	3,132	3,615	4,13	5	5,22
-1,1	2,38	2,452	2,842	3,255	3,74	4,46	4,71
-1	2,2	2,232	2,552	2,895	3,35	3,92	4,2
-0,9	2,02	2,012	2,262	2,535	2,96	3,32	3,69
-0,8	1,84	1,807	2,012	2,225	2,57	2,87	3,16
-0,7	1,66	1,627	1,782	1,94	2,22	2,49	2,68
-0,6	1,48	1,474	1,572	1,7	1,91	2,13	2,31
-0,5	1,324	1,342	1,392	1,475	1,6	1,78	1,98
-0,4	1,244	1,242	1,257	1,31	1,39	1,5	1,66
-0,3	1,174	1,167	1,142	1,155	1,19	1,25	1,35
-0,2	1,124	1,102	1,052	1,025	1,010	1,01	1,05
-0,1	1,086	1,057	1	0,941	0,885	0,83	0,86
0	1,074	1,042	0,982	0,915	0,84	0,753	0,651
0,1	1,084	1,054	1,001	0,945	0,89	0,84	0,77
0,2	1,114	1,098	1,057	1,035	1	0,99	0,97
0,3	1,164	1,163	1,152	1,14	1,14	1,15	1,18
0,4	1,232	1,234	1,257	1,265	1,29	1,33	1,37
0,5	1,324	1,322	1,362	1,395	1,44	1,51	1,55
0,6	1,42	1,432	1,482	1,515	1,59	1,67	1,75
0,7	1,528	1,552	1,612	1,66	1,74	1,84	1,93
0,8	1,649	1,692	1,752	1,795	1,89	2,01	2,13
0,9	1,774	1,824	1,892	1,955	2,04	2,18	2,3
1	1,899	1,962	2,032	2,105	2,18	2,35	2,5
1,1	2,029	2,097	2,172	2,265	2,35	2,53	2,69
1,2	2,156	2,237	2,322	2,415	2,53	2,71	2,88
1,3	2,271	2,367	2,457	2,57	2,7	2,9	3,06
1,4	2,404	2,502	2,597	2,725	2,89	3,08	3,25
1,5	2,534	2,632	2,737	2,875	3,06	3,25	3,43

## Π3

Υπολογισμός Μεγεθών για Πλήρως  
Ανεπτυγμένη Δέσμη

Για τους παρακάτω υπολογισμούς θεωρούμε τις παραμέτρους του Πίνακα Π3.1.

Πίνακα Π3.1 : Παράμετροι υπολογισμού μεγεθών πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

$A_e$	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα ( $m^2$ )
$A_j^* = \frac{A_j}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$P_t^* = \frac{P_t}{P_\infty}$	Αδιάστατη ολική πίεση
$P_s^* = \frac{P_s}{P_\infty}$	Αδιάστατη στατική πίεση πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$T_t^* = \frac{T_t}{T_\infty}$	Αδιάστατη ολική θερμοκρασία
$T_s^* = \frac{T_s}{T_\infty}$	Αδιάστατη στατική θερμοκρασία πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$R^* = \frac{R}{R_\infty}$	Αδιάστατη σταθερά εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από τη σύσταση)
$m^* = \frac{A_e P_\infty}{\sqrt{RT_\infty}}$	Αδιάστατη παροχή αέρα
$\gamma^* = \frac{\gamma}{\gamma_\infty}$	Αδιάστατος λόγος ειδικών θερμοχωρητικοτήτων εργαζομένου μέσου (υπολογίζεται από τη σύσταση και τη θερμοκρασία εξόδου)
$\rho^* = \frac{\rho}{\rho_\infty}$	Αδιάστατη πυκνότητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$V_j^* = \frac{V_j}{c_\infty}$	Αδιάστατη ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης
$T_\infty$	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
$R_\infty$	Σταθερά ξηρού αέρα (287j/Kg/K)
$\gamma_\infty$	Λόγος ειδικών θερμοχωρητικοτήτων ξηρού αέρα (1.4)
$c_\infty$	Ταχύτητα ήχου (m/s)
$\rho_\infty$	Πυκνότητα ( $kg/m^3$ )

Ο αριθμός Mach της πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης υπολογίζεται από την παρακάτω σχέση

$$p_s^* = p_t^* \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\gamma/(\gamma-1)}$$

Όπου το  $p_s^* = 1$  για πλήρως ανεπτυγμένη δέσμη

Η στατική θερμοκρασία υπολογίζεται από τη σχέση

$$T_s^* = T_t^* \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1}$$

Έτσι προκύπτει η αδιάστατη πυκνότητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

$$\rho^*(t) = \frac{P_s^*}{R^* T_s^*}$$

Τελικά προκύπτει η ταχύτητα πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης

$$V_j^* = M(\gamma^* R^* T_s^*)^{1/2}$$

Το αδιάστατο εμβαδόν πλήρους ανεπτυγμένης δέσμης προκύπτει από

$$A_j^* = \frac{\dot{m}^*}{\rho^* V^*}$$

# Π4

## Συχνότητες στο 1/3 της Οκτάβας και Καμπύλες Βαρύτητας Συχνότητας

Πίνακας Π4.1 : Συχνότητες στο 1/3 της Οκτάβας

A/A	Συχνότητα (Hz)
1	50
2	63
3	80
4	100
5	125
6	160
7	200
8	250
9	315
10	400
11	500
12	630
13	800
14	1000
15	1250
16	1600
17	2000
18	2500
19	3150
20	4000
21	5000
22	6300
23	8000
24	10000



### Εξισώσεις υπολογισμού καμπύλης βαρύτητας συχνότητας τύπου A (A Weighting)

Η διόρθωση DA που επιφέρει η καμπύλη βαρύτητας συχνότητας A σε ένα επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL, συχνότητας f δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις

$$R_A(f) = \frac{12200^2 f^4}{(f^2 + 20.6^2) \sqrt{(f^2 + 107.7^2)(f^2 + 737.9^2)} (f^2 + 12200^2)}$$

$$DA = 2 + 20 \log_{10} R_A(f)$$

$$SPLA = SPL + DA$$

### Εξισώσεις υπολογισμού καμπύλης βαρύτητας συχνότητας τύπου B (B Weighting)

Η διόρθωση DB που επιφέρει η καμπύλη βαρύτητας συχνότητας B σε ένα επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL, συχνότητας f δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις

$$R_B(f) = \frac{12200^2 f^3}{(f^2 + 20.6^2) \sqrt{(f^2 + 158.5^2)} (f^2 + 12200^2)}$$

$$DB = 0.17 + 20 \log_{10} R_B(f)$$

$$SPLB = SPL + DB$$

### Εξισώσεις υπολογισμού καμπύλης βαρύτητας συχνότητας τύπου C (C Weighting)

Η διόρθωση DC που επιφέρει η καμπύλη βαρύτητας συχνότητας C σε ένα επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL, συχνότητας f δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις

$$R_C(f) = \frac{12200^2 f^2}{(f^2 + 20.6^2)(f^2 + 12200^2)}$$

$$DC = 0.06 + 20 \log_{10} R_C(f)$$

$$SPLC = SPL + DC$$

### Εξισώσεις υπολογισμού καμπύλης βαρύτητας συχνότητας τύπου D (D Weighting)

Η διόρθωση DD που επιφέρει η καμπύλη βαρύτητας συχνότητας D σε ένα επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL, συχνότητας f δίνεται από τις παρακάτω σχέσεις

$$R_D(f) = \frac{f}{6.8966888496476 \times 10^{-5}} \sqrt{\frac{h(f)}{(f^2 + 79919.29)(f^2 + 1345600)}}$$

Όπου

$$h(f) = \frac{(1037918.48 - f^2) + 1080768.16f^2}{(9837328 - f^2)^2 + 11723776f^2}$$

$$DD = -8.84 + 20 \log_{10} R_D(f)$$

$$SPLD = SPL + DD$$

### Καμπύλης βαρύτητας συχνότητας τύπου E (E Weighting)

Η διόρθωση DE που επιφέρει η καμπύλη βαρύτητας συχνότητας E σε ένα επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL, συχνότητας f δίνεται από τον Πίνακα Π4.2.

Πίνακας Π4.2: Καμπύλη συχνότητας τύπου E

Συχνότητα	DE
50	-17.4
63	-14.5
80	-11.8
100	-9.4
125	-7.3
160	-5.3
200	-3.6
250	-2.2
315	-1.1
400	-0.3
500	0.1
630	0.1
800	0
1000	0
1250	0.7
1600	2.1
2000	4.0
2500	5.9
3150	7.6
4000	8.7
5000	9.1
6300	8.3
8000	6.5
10000	3.8

$$SPLE=SPL+DE$$