



**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ
ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**Μελέτη Ηχητικής Εκπομπής Αντίρροπα
Στρεφόμενων Πτερωτών και Βελτίωση Λογισμικού
Εκτίμησης Ηχητικής Εκπομπής Σύγχρονων
Αεροπορικών Κινητήρων**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΕΥΔΟΚΙΑ ΠΑΠΑΝΙΚΟΛΑΟΥ**

**Επίβλεψη:
Λέκτορας Ν. Αρετάκης**

**ΑΘΗΝΑ
Οκτώβριος 2012**

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

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

Με αφορμή την ολοκλήρωση της παρούσας διπλωματικής εργασίας θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Λέκτορα Ε.Μ.Π. κ. Ν. Αρετάκη για την εμπιστοσύνη που μου έδειξε παραχωρώντας μου μια τόσο ενδιαφέρουσα διπλωματική εργασία. Ακόμα τον ευχαριστώ για το ενδιαφέρον του, την υπομονή του και τον πολύτιμο χρόνο που διέθεσε για τη συνεργασία μας και την υλοποίηση της εργασίας αυτής. Η συμβολή και η καθοδήγησή του συνέβαλαν καθοριστικά στην επιτυχή ολοκλήρωση της εργασίας.

Θα ήθελα ακόμα να ευχαριστήσω τον τεχνίτη του εργαστηρίου Σ.Μαυράκη για την πολύτιμη βοήθειά του καθώς και για την προθυμία του πάρα το τροχαίο ατύχημα που του συνέβη την περίοδο διεξαγωγής των πειραματικών μετρήσεων.

Ευχαριστώ ιδιαίτερα τον φίλο και συνάδερφο Χ.Αμπάτη για την προθυμία και την ανιδιοτελή βοήθειά του κατά την υλοποίηση του πειραματικού μέρους της διπλωματικής μου εργασίας.

Επίσης θα ήθελα να ευχαριστήσω όλο το προσωπικό του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών για το ενδιαφέρον τους και το ευχάριστο και επικοινωνιακό περιβάλλον που μου παρείχε. Ξεχωριστά οφείλω να ευχαριστήσω Υ.Δ. Χ.Καλαθάκη για την υπομονή και την βοήθεια του επί καθημερινής βάσεως.

Ιδιαίτερα ευχαριστώ τον φίλο και συνάδερφο Δημήτρη Τομαρά, τακτικό αποδέκτη της συμπεριφοράς μου στις δύσκολες και στις καλές στιγμές, για τη συμπαράσταση του στα χρόνια των σπουδών μου.

Τέλος θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους δικούς μου ανθρώπους και τους στενούς μου φίλους για την ενθάρρυνση και τη συμπαράσταση που μου έδειξαν όλα αυτά τα χρόνια.

**«Μελέτη Ηχητικής Εκπομπής Αντίρροπα Στρεφόμενων Πτερωτών και Βελτίωση
Λογισμικού Εκτίμησης Ηχητικής Εκπομπής Σύγχρονων Αεροπορικών Κινητήρων»
Παπανικολάου Ευδοκία**

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Με στόχο τη μείωση της ηχορρύπανσης που δημιουργείται από την εναέρια κυκλοφορία ερευνούνται καινοτόμες μετατροπές στον σχεδιασμό των αεροπορικών κινητήρων. Μία από αυτές είναι η αντικατάσταση του συμβατικού μονοβάθμιου ανεμιστήρα με ανεμιστήρα αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών (Contra Rotating Fan).

Στα πλαίσια του υπολογιστικού μέρους της παρούσας διπλωματικής εργασίας, μοντελοποιήθηκε εμπειρική μέθοδος ηχητικής εκτίμησης ανεμιστήρα αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών, βασισμένη στην βιβλιογραφία. Η μέθοδος ενσωματώθηκε στο λογισμικό εκτίμησης θορύβου αεροσκαφών AERONoise, του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών. Στο πειραματικό μέρος της παρούσας εργασίας πραγματοποιήθηκαν ακουστικές μετρήσεις στην πειραματική κλειστή διάταξη αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών του Ε.Θ. Σ.. Τα επίπεδα θορύβου μετρήθηκαν με παραμέτρους τις ταχύτητες περιστροφής των δύο πτερωτών και του αξονικού διακένου ανάμεσά τους. Παρατηρήθηκε αύξηση των επιπέδων με αύξηση των ταχυτήτων περιστροφής των πτερωτών. Η ηχητική συμπεριφορά της πειραματικής διάταξης βελτιώνεται σε λειτουργία με υψηλότερη ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα σε σχέση με την ταχύτητα περιστροφής του δεύτερου. Ακόμα παρατηρήθηκαν χαμηλότερα επίπεδα θορύβου αυξάνοντας το αξονικό διάκενο. Τα αποτελέσματα της ηχητικής εκτίμησης που προκύπτουν από την εμπειρική μέθοδο ακολουθούν την τάση των πειραματικών αποτελεσμάτων τόσο στην μεταβολή των στροφών όσο και του αξονικού διακένου.

Ακολουθώντας την ανάπτυξη της τεχνολογίας των σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων, οι εμπειρικές μέθοδοι ηχητικής εκτίμησης τους αναβαθμίζονται ή αντικαθίστανται προκειμένου να διατηρηθεί η ακρίβεια των προβλέψεών τους. Στην παρούσα εργασία μοντελοποιήθηκαν εμπειρικές μέθοδοι εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα και θαλάμου καύσης, οι οποίες ανακτήθηκαν από την βιβλιογραφία και βασίζονται σε πειραματικά δεδομένα κινητήρων τελευταίας τεχνολογίας. Στη συνέχεια ενσωματώθηκαν στο λογισμικό AERONoise, το οποίο προβλέπει πλέον με μεγαλύτερη ακρίβεια τα επίπεδα θορύβου αεροπορικών κινητήρων τελευταίας τεχνολογίας.

Τα αποτελέσματα των εκτιμήσεων επιπέδων θορύβου ανεμιστήρων σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων συγκρίνονται με τα εκτιμώμενα επίπεδα θορύβου ανεμιστήρα αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών. Το συμπέρασμα είναι ότι οι αεροπορικοί κινητήρες με ανεμιστήρα αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών υπερέχουν ηχητικά, χάριν της μείωσης της ταχύτητας περιστροφής στον ανεμιστήρα για την επίτευξη του ίδιου λόγου πίεσης.

«Noise Analysis of Contra Rotating Rotors and Improvement of Noise Estimation Software For Modern Aircraft Engines.»

Papanikolaou Evdokia

ABSTRACT

Aiming to the reduction of air traffic noise pollution , a number of innovative low pressure system component technologies are being investigated . One of these ideas is the replacement of single stage fan with Contra Rotating Fan (CRFan).

The computational part of the present diploma thesis includes the modeling of an empirical method which predicts the sound emission of Contra Rotating Fan. The method is incorporated to the aircraft noise prediction program AERONOISE, which is provided by Laboratory of Thermal Turbomachines (LTT) of the National Technical University of Athens (NTUA). The experimental part of the present diploma thesis consists of the acoustics measurements of the contra rotating compressor test rig which is constructed by previous diploma thesis at the LTT. Measurements of sound pressure level acquired for different rotational speed combinations and for two axial gaps between the contra-rotors. The experimental data reveals that increasing the front rotor speed while decreasing the rear rotor speed is beneficial to noise. Moreover the noise levels are increased at higher rotational speeds. The axial gap between the rotors significantly affects the aeroacoustic performance of the contra-stage . The noise levels of the contra-stage is significantly reduced during the operation with the larger axial gap between the rotors. The results of the empirical method follow these trends of the experimental measurements.

Due to the evolution of aircraft engines design, the noise prediction models which are based on empirical methods, need to be adjust or replaced by others in order to retain the accuracy of their prediction. The rest of the computational part of the present diploma thesis includes the modeling of two noise prediction empirical methods one for the fan and the other for combustor, based on experimental data of modern aircraft engines technology. These methods are incorporated at the AERONOISE.

Finally the noise prediction of CRRFan is compared with corresponding fan noise levels of modern aircrafts. The result is that the CRRFan emit less noise because of the significantly lower rotational speed in order to obtain the same pressure ratio.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	Εισαγωγή.....	1.1
1.1	Σχεδιαστικές τάσεις για βελτίωση ηχητικής συμπεριφοράς αεροπορικών κινητήρων.....	1.3
1.1.1	Ιστορική εξέλιξη κινητήρων που χρησιμοποιούν διατάξεις με αντίρροπα στρεφόμενες πτερωτές.....	1.8
1.2	Μέθοδοι εκτίμησης ηχητικών εκπομπών αεροσκαφών.....	1.10
1.2.1	Βιβλιογραφική επισκόπηση μεθόδων ηχητικής εκτίμησης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών (Contra Rotating).....	1.14
1.3	Η Παρούσα διπλωματική εργασία.....	1.17
1.3.1	Δομή της διπλωματικής εργασίας.....	1.17
2	Βελτίωση Λογισμικού Εκτίμησης Ήχου Αεροπορικών Κινητήρων ..	2.1
2.1	Περιγραφή λογισμικού εκτίμησης ηχητικών εκπομπών αεροπορικών κινητήρων AERONOISE.....	2.1
2.2	Μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα/συμπιεστή σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων.....	2.2
2.3	Μέθοδος εκτίμησης ήχου θαλάμου καύσης.....	2.11
3	Αξιολόγηση αποτελεσμάτων μεθόδων εκτίμησης ήχου.....	3.1
3.1	Εφαρμογή βελτιωμένου λογισμικού στον κινητήρα CF6-80C2.....	3.1
3.2	Εφαρμογή βελτιωμένου λογισμικού σε αποστολή αεροσκάφους Boeing 747-400	3.11
4	Εμπειρική μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα CRFan.....	4.1
4.1	Περιγραφή της μεθόδου.....	4.1
4.2	Αεροακουστική αλληλεπίδραση αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών.....	4.4
4.3	Εφαρμογή της μεθόδου.....	4.7
4.3.1	Περιγραφή και βασικά χαρακτηριστικά κινητήρα με CRFan και των Trent772B και CFM56-7B27.....	4.7
4.3.2	Εφαρμογή σε αποστολή πτήσης μεγάλης εμβέλειας.....	4.10
4.3.3	Εφαρμογή σε αποστολή πτήσης μικρής εμβέλειας.....	4.11

5	Μέτρηση ήχου πειραματικής διάταξης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών.....	5.1
5.1	Περιγραφή της πειραματικής διάταξης.....	5.1
5.2	Μετρούμενα μεγέθη, όργανα μέτρησης, θέσεις μέτρησης.....	5.3
5.3	Αλλαγή αξονικού διακένου.....	5.8
5.4	Αποτελέσματα μετρήσεων.....	5.10
5.4.1	Σύγκριση εκτιμώμενων και μετρούμενων ηχητικών εκπομπών.....	5.28
6	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα-Προτάσεις.....	6.1
6.1	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα.....	6.1
6.2	Προτάσεις.....	6.2
7	Βιβλιογραφία.....	7.1
Π1	Υπορουτίνες Μεθόδων εκτίμησης ήχου.....	1
Π1.1	Υπορουτίνα HDNFAN.....	1
Π1.2	Υπορουτίνα ENCORE.....	3
Π1.3	Υπορουτίνα CRFAN.....	4
Π1.4	Υπορουτίνα AERONOISE.....	6
Π1.4.1	Περιγραφή του αρχείου εισόδου στο λογισμικό.....	17
Π2	Δεδομένα Εισόδου AERONOISE για την εκτίμηση θορύβου κινητήρα.....	1
Π2.1	Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία κινητήρα.....	1
Π2.2	Παράμετροι εισόδου στο AERONOISE για κάθε σημείο λειτουργίας.....	2
Π3	Δεδομένα εισόδου στο λογισμικό AERONOISE για την εκτίμηση θορύβου αποστολής.....	1

1

Εισαγωγή

Σύμφωνα με επιστημονικές έρευνες αναμένεται τριπλασιασμός της εναέριας κυκλοφορίας στην επόμενη δεκαετία. Μια τέτοια αύξηση είναι εφικτή και ωφέλιμη στην κοινωνία με την προϋπόθεση της σημαντικής μείωσης των ατμοσφαιρικών ρύπων και του εκπεμπόμενου θορύβου ανά πτήση. 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. Η Ευρωπαϊκή Συμβουλευτική Επιτροπή Αεροναυτικής Έρευνας ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) θέτει συγκεκριμένους στόχους μείωσης των επιπέδων θορύβου για τα πολιτικά αεροσκάφη με χρονικό όριο το 2020. Η περαιτέρω βελτίωση , με σκοπό τη μείωση των ηχητικών εκπομπών, στον σχεδιασμό των αεροπορικών κινητήρων υπάρχουσας τεχνολογίας δεν είναι αρκετή για την κάλυψη των στόχων αυτών λόγω κατασκευαστικών και λειτουργικών περιορισμών. Ανάμεσα στους καινοτόμους σχεδιασμούς αεροπορικών κινητήρων που εξετάζονται στο ευρωπαϊκό ερευνητικό πρόγραμμα VITAL (EnVIronmenTALly Friendly Aero Engines) είναι και ο κινητήρας **Contra-Rotating TurboFan (CRTF)** της κατασκευαστικής εταιρείας Snecma Moteurs. Ο κινητήρας αυτός είναι υψηλού λόγου παράκαμψης και η ιδιαιτερότητά του είναι ότι ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης δεν αποτελείται από διαδοχικές πτερυγώσεις κινητών (ρότορας) και σταθερών (στάτορας) πτερυγίων αλλά από διαδοχικές πτερυγώσεις ρότορα-ρότορα που έχουν αντίθετες φορές περιστροφής. Στο εξής χάριν συντομίας χρησιμοποιείται ο αγγλικός όρος Contra-Rotating Fan (CRFan) για συμπιεστές χαμηλής πίεσης που αποτελούνται από αντίρροπα στρεφόμενες πτερωτές. Η αξιολόγηση μιας τέτοιας διάταξης σε σύγκριση με τους συμβατικούς συμπιεστές, για συγκεκριμένο αεροδυναμικό φορτίο, συνοψίζεται στην άποψη του Marius Goutines (aeronautical R & T program manager at Snecma Moteurs) “Το πλεονέκτημα της τεχνολογίας αυτής είναι ότι προσφέρει τις ίδιες επιδόσεις με το συμβατικό ανεμιστήρα αλλά σε χαμηλότερη ταχύτητα περιστροφής. Με άλλα λόγια: αποτελεί ενδεχομένως μία πολύ καλή λύση για μείωση θορύβου από τον ανεμιστήρα”.

Στην παρούσα εργασία μελετάται η ηχητική συμπεριφορά CRRFan με σκοπό την εκτίμηση των επιπέδων θορύβου του με δεδομένη τη γεωμετρία και των λειτουργικών χαρακτηριστικών του. Επειδή λοιπόν η εργασία αυτή εστιάζει στον θόρυβο που προέρχεται από πτερωτές εντάσσεται στο επιστημονικό πεδίο της αερακουστικής.

Με τον όρο αεροακουστική , ο οποίος εισήχθη από τον Lighthill την δεκαετία του 1950, ονομάζουμε την επιστήμη που ασχολείται με τον ήχο που προέρχεται από αεροδυναμικές δυνάμεις ή κινήσεις που προκαλούνται από ροή αέρα και όχι από

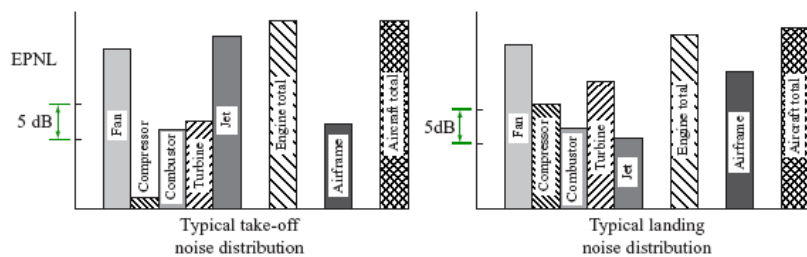
εφαρμοσμένες εξωτερικές δυνάμεις ή κινήσεις όπως η κλασσική ακουστική [1]. Οι αεροακουστικοί υπολογισμοί παρέχουν την ποσοτικοποίηση των παρακάτω μηχανισμών παραγωγής ήχου [26] :

- Ήχος πάχους (thickness noise) σχετίζεται με την κίνηση των στερεών συνόρων του συστήματος που εξετάζουμε . Για παράδειγμα η κίνηση των πτερυγίων της έλικας ενός ελικοπτέρου θα μεταβάλλεται με τον χρόνο σαν αποτέλεσμα της συνεχούς αλλαγής βήματος. Έτσι ο αέρας θα επιταχύνεται ή θα επιβραδύνεται ώστε να ακολουθήσει την κίνηση της έλικας. Μια τέτοια μεταβολή θα δημιουργεί μεταβολές της πίεσης και άρα ήχο. Ο ήχος αυτός προσομοιώνεται με μονόπολα.
- Ήχος φόρτισης (loading noise) αντιστοιχεί στα αεροδυναμικά φορτία που όταν μεταβάλλονται χωρικά δημιουργείται διαταραχή πίεσης. Ο όρος του ήχου φόρτισης στην ακουστική εξίσωση περιλαμβάνει την πίεση που αντιστοιχεί στο μέσο πεδίο ,συνεπώς υπάρχει ανεξάρτητα αν η προσομοίωση της ροής περιλαμβάνει ή όχι συνεκτικά φαινόμενα. Ο ήχος αυτός προσομοιώνεται με δίπολα.
- Τέλος οι τετραπολικές πηγές θορύβου σχετίζονται με τις συνεκτικές τάσεις όπως επίσης και με τη χωρικά διανεμημένη στροβιλότητα (τους μη-γραμμικούς όρους στην εξίσωση ορμής). Στις πραγματικές ροές δηλαδή στις ροές μεγάλου αριθμού Reynolds περιλαμβάνουν και τις τυρβώδεις τάσεις.

Μεγάλο μέρος του αντικειμένου της επιστήμης αυτής αποτελούν οι διάφοροι μηχανισμοί παραγωγής θορύβου στα τμήματα του αεροσκάφους. Στόχος της κατανόησής τους είναι η βέλτιστη σχεδίαση των αεροσκαφών όσον αφορά τις ηχητικές τους εκπομπές. Η προσπάθεια αυτή επικεντρώνεται στον κινητήρα καθώς αποτελεί τη σημαντικότερη πηγή θορύβου στο αεροσκάφος. Στην επόμενη παράγραφο γίνεται μία συνοπτική αναφορά στην εξέλιξη του σχεδιασμού των κινητήρων από τη σκοπιά των ηχητικών τους εκπομπών. Η βελτίωση όμως του σχεδιασμού είναι αλληλένδετη με την ακρίβεια της πρόβλεψης της ηχητικής εκπομπής των αεροπορικών κινητήρων και παράλληλα με το σχεδιασμό αναπτύσσονται και ολοένα πιο ακριβής μέθοδοι ηχητικής εκτίμησης. Στην παράγραφο 1.2 γίνεται μια βιβλιογραφική επισκόπηση των μεθόδων εκτίμησης ηχητικής εκπομπής αεροπορικών κινητήρων η οποία εστιάζεται στους κινητήρες που διαθέτουν CRFan. Το παρών κεφάλαιο τελειώνει παρουσιάζοντας το αντικείμενο και τη δομή της παρούσας εργασίας.

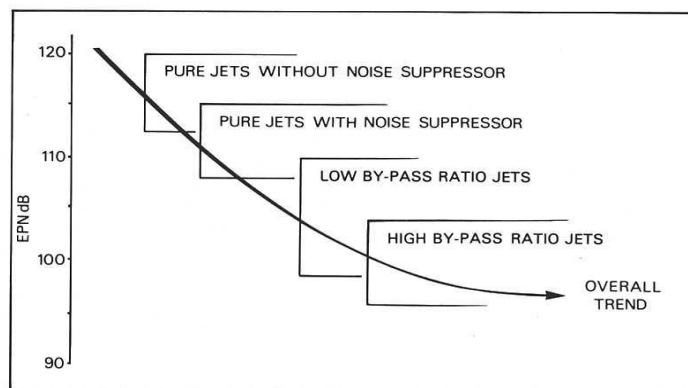
1.1 Σχεδιαστικές τάσεις για βελτίωση ηχητικής συμπεριφοράς αεροπορικών κινητήρων.

Στην προσπάθεια μείωσης των ηχητικών εκπομπών του αεροσκάφους οι κατασκευαστές σήμερα επικεντρώνονται κυρίως στον κινητήρα του αεροσκάφους. Σε ένα αεροσκάφος το σκάφος συμμετέχει στην παραγωγή θορύβου ολόκληρου του αεροσκάφους όμως όπως παρατηρείται στο σχήμα Σχήμα 1.1 η κύρια παραγωγή θορύβου είναι ο κινητήρας. Οι πηγές εκπομπής θορύβου στο αεροσκάφος είναι κυρίως ο ήχος δέσμης και ο ήχος από τον ανεμιστήρα (Fan). Η εκπομπή θορύβου από το σκάφος δεν θεωρείται σημαντική καθώς ηχητικά καλύπτεται από τις προαναφερόμενες.



Σχήμα 1.1 : Συμμετοχή των ηχητικών πηγών του αεροσκάφους στο συνολικό επιπέδου θορύβου του.

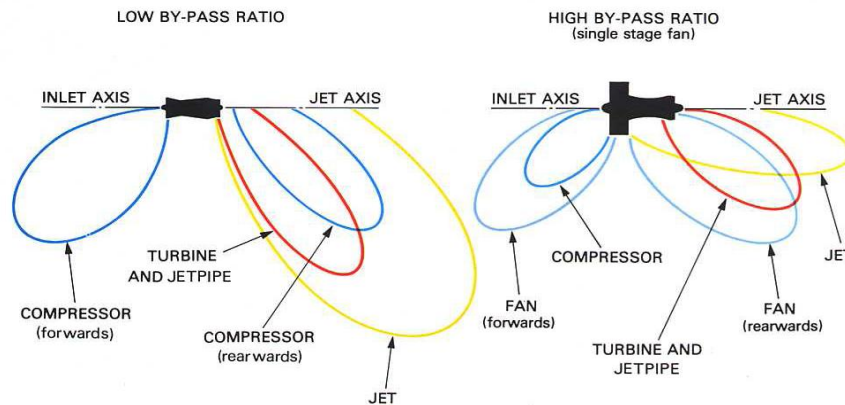
Στο διάγραμμα ηχητικών εκπομπών-τύποι αεροπορικών κινητήρων που παρουσιάζεται στο Σχήμα 1.2 παρατηρείται η σημαντική μείωση του θορύβου με την εισαγωγή των κινητήρων ρεύματος παράκαμψης.



Σχήμα 1.2: Ενδεικτικό διάγραμμα ηχητικών εκπομπών ανά τύπο κινητήρα .

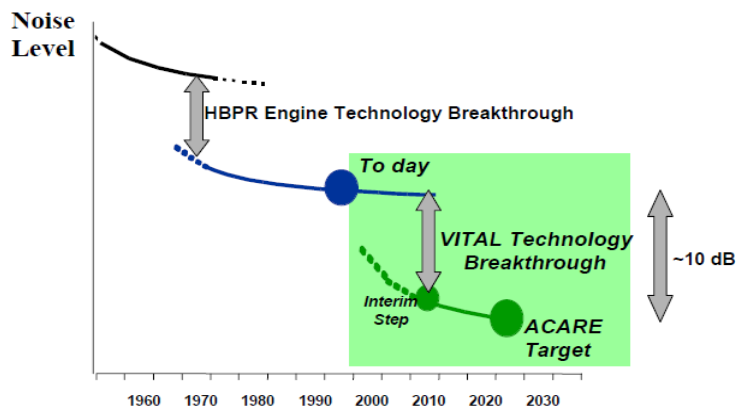
Η μείωση της ταχύτητας εξόδου της ροής με την εισαγωγή των κινητήρων μεγάλου λόγου παράκαμψης έχει σαν αποτέλεσμα την μείωση του θορύβου δέσμης χωρίς να επηρεάζεται η συνολική επίδοση της μηχανής. Ο λόγος της έντονης ηχητικής υπεροχής των κινητήρων με μεγάλο λόγο παράκαμψης είναι ότι ενώ όλες οι πηγές θορύβου ενός κινητήρα αυξάνονται με την αύξηση της ταχύτητας ροής σε κάποιο βαθμό,

ο ήχος δέσμης αυξάνεται σε πολύ μεγαλύτερο βαθμό από τις άλλες πηγές (η εξάρτηση του ήχου δέσμης από την ταχύτητα είναι όγδοης τάξης). Στους κινητήρες με μεγάλο λόγο παράκαμψης ο ήχος δέσμης μειώνεται αλλά ο θόρυβος από τον συμπιεστή χαμηλής και το στρόβιλο αυξάνεται εξαιτίας της διαχείρισης αυξημένης εσωτερικής ισχύς. Για το λόγο αυτό οι σημαντικότερες πηγές θορύβου σε ένα κινητήρα με μικρό λόγο παράκαμψης και σε ένα με μεγάλο λόγο παράκαμψης διαφέρουν όπως φαίνεται στο Σχήμα 1.3.



Σχήμα 1.3: Σύγκριση πηγών θορύβου στροβιλοαντιδραστήρα με χαμηλό και υψηλό λόγο παράκαμψης (Rolls-Royce, 1986) .

Με το πέρασμα του χρόνου οι κατασκευαστές επιδιώκουν την αύξηση του λόγου παράκαμψης καθώς αυτό συνεπάγεται μείωση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου, των εκπομπών ατμοσφαιρικών ρύπων και του θορύβου. Οι τιμές του λόγου παράκαμψης πριν τριάντα χρόνια ήταν 4:1 με 5:1 τώρα είναι συνήθεις λόγοι παράκαμψης 8:1 με 9:1. Ακολουθώντας την εξέλιξη της τεχνολογίας η Ευρωπαϊκή Συμβουλευτική Επιτροπή Αεροναυτικής Έρευνας ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) προτείνει νέα χαμηλότερα επίπεδα ηχητικής εκπομπής για τα πολιτικά αεροσκάφη (Σχήμα 1.4).



Σχήμα 1.4: Τάση μείωσης θορύβου αεροσκαφών.

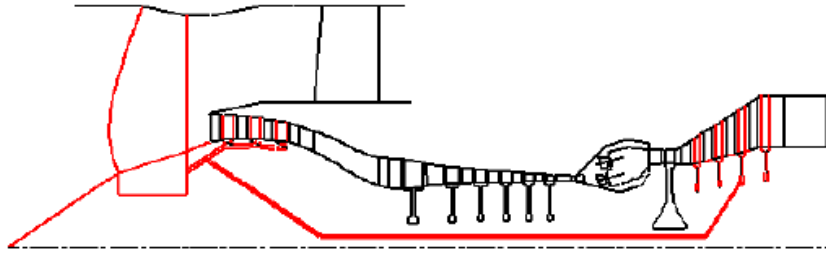
Είναι ευνόητο όμως ότι μεγαλύτερος λόγος παράκαμψης στους συμβατικούς σχεδιασμούς αεροπορικών κινητήρων σημαίνει αύξηση της διαμέτρου του ανεμιστήρα, του μεγέθους του κινητήρα και του κελύφους. Έτσι προκύπτει μεγάλη ανάπτυξη οπισθέλκουσας και ένας σαφώς βαρύτερος κινητήρας.

Πέρα όμως από το πρόβλημα του βάρους η αύξηση του λόγου παράκαμψης και ταυτόχρονα η διατήρηση της επίδοσής του κινητήρα υπόκεινται σε περιορισμούς. Όσο αυξάνεται ο λόγος παράκαμψης για να φθάσει την επιθυμητή μείωση ήχου η ειδική ώση μειώνεται και ο βέλτιστος λόγος πίεσης μειώνονται. Κατά συνέπεια μειώνεται και η βέλτιστη ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα. Η μείωση της ταχύτητας σε συνδυασμό με την αύξηση της διαμέτρου οδηγεί σε μείωση στροφών στην άτρακτο χαμηλής πίεσης και αύξηση της ροπής. Το ολικό έργο του ανεμιστήρα αυξάνεται και συνεπώς ο στρόβιλος χαμηλής πρέπει να παράγει το αντίστοιχο έργο σε χαμηλότερες στροφές, κατά συνέπεια έχουμε αύξηση του φορτίου της βαθμίδας και μείωση της επίδοσης.

Για την διαχείριση του αυξημένου φορτίου βαθμίδας στον στρόβιλο οι λύσεις που υπάρχουν είναι η αύξηση του αριθμού των βαθμίδων ή η αύξηση της διαμέτρου του στρόβιλου για να διατηρηθεί η ταχύτητα του περυγίου, και οι δύο λύσεις οδηγούν σε σημαντική αύξηση του βάρους της μηχανής. Ακόμα αύξηση διαμέτρου έχουμε και στην άτρακτο χαμηλής για τη διαχείριση της αυξημένης στρεπτικής ροπής, η αύξηση όμως αυτή πέρα από τα προβλήματα δυναμικής που δημιουργεί είναι και περιορισμένη καθώς γύρω από την άτρακτο χαμηλής τοποθετείται η άτρακτος υψηλής. Το γεγονός αυτό αποτελεί περιορισμό στην αύξηση της διαμέτρου της άτρακτος χαμηλής και κατά συνέπεια και στην αύξηση του λόγου παράκαμψης για κινητήρες τρέχουσας τεχνολογίας.

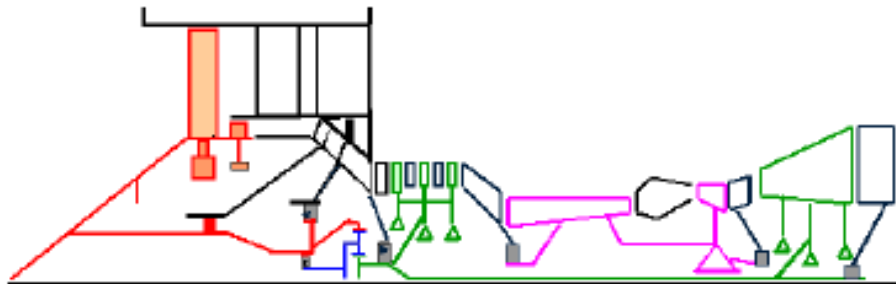
Είναι φανερό από τα παραπάνω ότι για να επιτευχθούν οι στόχοι που θέτει η Ευρωπαϊκή Συμβουλευτική Επιτροπή Αεροναυτικής Έρευνας, η εξέλιξη των συμβατικών κινητήρων δεν είναι αρκετή. Στο ευρωπαϊκό ερευνητικό πρόγραμμα EnVIronmenTAlly Friendly Aero Engines, VITAL εξετάζονται διάφορα καινοτόμα συστήματα για το κομμάτι χαμηλής πίεσης του αεροπορικού κινητήρα [4]. Από το ερευνητικό πρόγραμμα αυτό, αναμένεται να αναδυθούν νέοι σχεδιασμοί για μείωση της κατανάλωσης καυσίμου και του θορύβου στον κινητήρα. Οι τρεις σχεδιασμοί κλειδιά που εξετάζονται στο VITAL είναι οι κινητήρες Direct Drive Turbofan (DDTF), Geared Turbofan (GTF) και Contra-Rotating TurboFan (CRTF).

Ο κινητήρας **Direct Drive Turbofan (DDTF)** ο οποίος προτείνεται από την εταιρεία Rolls-Royce, αποτελείται από μειωμένο αριθμό περυγίων με μεγαλύτερο μέγεθος έτσι κάθε περύγιο διαχειρίζεται μεγαλύτερο αεροδυναμικό φορτίο (Σχήμα 1.5). Ο κινητήρας αυτός έχει αυξημένη διάμετρο ανεμιστήρα όμως γίνεται τη χρήση νέων ελαφρών υλικών που μελετούνται στο VITAL και βελτιστοποίηση του σχεδιασμού των περυγίων με σύγχρονες μεθόδους. Ο λόγος παράκαμψης κυμαίνεται από 10:1 μέχρι 12:1, σε χαμηλές ταχύτητες περιστροφής του κινητήρα.



Σχήμα 1.5: Direct Drive Turbofan.

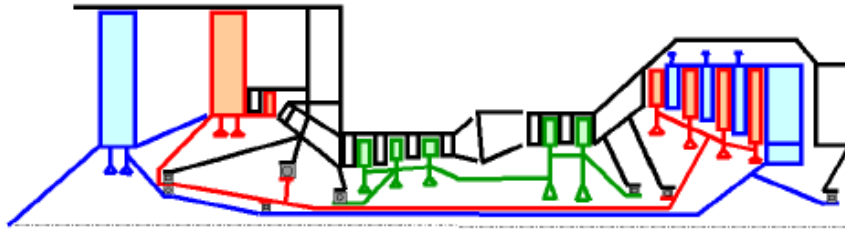
Στον κινητήρα **Geared Turbofan (GTF)**, ο οποίος αναπτύχθηκε από την MTU Aero Engines, χρησιμοποιείται μειωτήρας στροφών για να επιτευχθούν διαφορετικές στροφές μεταξύ του ανεμιστήρα και του στροβίλου χαμηλής. Στον κινητήρα αυτό επιτυγχάνονται λόγοι παράκαμψης 12:1 με 15:1 (Σχήμα 1.6)



Σχήμα 1.6: Geared turbofan

Αντίθετα με τους DDTF και GTF ο κινητήρας **Contra-Rotating TurboFan (CRTF)** της κατασκευαστικής εταιρείας Snecma Moteurs, αποτελεί μία λύση για να μειωθεί η ταχύτητα πτερυγίου στον ανεμιστήρα διατηρώντας ένα μέτριο λόγο παράκαμψης. Η ιδιαιτερότητά του κινητήρα CRTF είναι ότι ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης δεν αποτελείται από διαδοχικές πτερυγώσεις κινητών (ρότορας) και σταθερών (στάτορας) πτερυγίων αλλά από διαδοχικές πτερυγώσεις ρότορα-ρότορα που έχουν αντίθετες φορές περιστροφής. Αυτό επιτρέπει την διαμοίραση φορτίου, το οποίο είναι πολύ υψηλό στους κινητήρες με μεγάλο λόγο παράκαμψης, στις δύο σειρές πτερυγίων. Κάθε ρότορας αποτελείται από σημαντικά μικρότερο αριθμό πτερυγίων χωρίς όμως να αυξάνεται η διάμετρος του. Στον σχεδιασμό CRTF υπάρχουν λοιπόν δύο ανεξάρτητες μεταξύ τους άτρακτοι που στρέφονται αντίθετα. Μπορούν να επιτευχθούν δύο λύσεις για την οδήγηση των δύο αντίθετα στρεφόμενων ατράκτων είτε με μειωτήρα στροφών είτε χρησιμοποιώντας στρόβιλο με αντίθετα στρεφόμενους ρότορες. Αρχικά η χρήση μειωτήρα στροφών προσθέτει βάρος στον κινητήρα όμως δίνει την δυνατότητα σχεδίασης του στροβίλου κατά βέλτιστο τρόπο γεγονός που οδηγεί σε χρήση λιγότερων βαθμίδων, αυτό μπορεί να εξισορροπήσει την αύξηση βάρους από την τοποθέτηση του

μειωτήρα στροφών ως ένα σημείο. Στην δεύτερη περίπτωση στο άλλο άκρο του τμήματος χαμηλής πίεσης του κινητήρα οι άτρακτοι συνδέονται με τον στρόβιλο χαμηλής ο οποίος αποτελείται από αντίθετα στρεφόμενους ρότορες, η τομή ενός τέτοιου κινητήρα φαίνεται στο Σχήμα 1.7 . Η εφαρμογή αυτής της διάταξης μπορεί να μειώσει το βάρος στο τμήμα του στρόβιλου αλλά απαιτεί την χρήση τριών ατράκτων. Η πολύ μεγαλύτερη σχετική ταχύτητα μεταξύ των ατράκτων μπορεί να προκαλέσει κάποια προβλήματα συντήρησης του κινητήρα και κατώτερη μηχανική απόδοση.



Σχήμα 1.7: Contra rotating turbofan

Ως προς τις συνθήκες λειτουργίας του κινητήρα CRTF εξετάζονται επίσης δύο φιλοσοφίες σχεδίασης.

Η πρώτη είναι η μείωση της ταχύτητας περιστροφής στον ανεμιστήρα διατηρώντας τον λόγο πίεσης και τον λόγο παράκαμψης στα ίδια επίπεδα με τους κινητήρες της σημερινής τεχνολογίας για συγκεκριμένη ώση και μέγεθος κινητήρα. Για συγκεκριμένο αεροδυναμικό φορτίο υπάρχει δυνατότητα μείωσης των στροφών του ανεμιστήρα περίπου κατά 30 % [7]. Με αυτόν τον τρόπο για την ίδια ώση έχουμε αύξηση της επίδοσης του ανεμιστήρα και μείωση του θορύβου του. Οι συμπιεστές χαμηλής χαρακτηρίζονται από καλύτερη επίδοση σε χαμηλότερες ταχύτητες περιστροφής και η ταχύτητα κορυφής των πτερυγίων τους είναι ο κύριος παράγοντας των ηχητικών τους εκπομπών.

Η δεύτερη φιλοσοφία είναι η μείωση του μεγέθους του κινητήρα για να επωφεληθούμε την μείωση του βάρους και της οπισθέλκουσας, παρά την ενδεχόμενη αύξηση του λόγου πίεσης για την διατήρηση της ώσης. Όμως η χρήση ενός μικρότερου μεγέθους κινητήρα πρέπει να εξεταστεί για συγκεκριμένο αεροσκάφος και αποστολή πτήσης για να αξιολογηθεί αν μια τέτοια ενέργεια είναι τελικά συμφέρουσα ως προς τη μείωση στην κατανάλωση καυσίμου.

Σύμφωνα με την αναφορά [7] κατά την οποία γίνεται σύγκριση των τριών διατάξεων με κινητήρες τρέχουσας τεχνολογίας (CFM56-7b για πτήση μικρής εμβέλειας και Trent 772 για πτήση μεγάλης εμβέλειας) προέκυψαν τα παρακάτω συμπεράσματα. Και με τους τρεις καινοτόμους σχεδιασμούς έχουμε μείωση της εκπομπής θορύβου δέσμης σε σχέση με τους συμβατικούς κινητήρες. Οι κινητήρες DDTF και GTF έχουν μικρότερη εκπομπή θορύβου δέσμης σε σχέση με τον CRTF καθώς λειτουργούν με μεγαλύτερο λόγο παράκαμψης αλλά έχουν μεγαλύτερες εκπομπές θορύβου ανεμιστήρα

από τον CRTF διότι χρησιμοποιούν ανεμιστήρες μεγαλύτερων διαστάσεων. Οι μεγαλύτεροι ανεμιστήρες που χρησιμοποιούν οι DDTF και GTF θα αναμενόταν να εκπέμπουν μεγαλύτερο θόρυβο από τον συμβατικό ανεμιστήρα όμως συμβαίνει το αντίθετο. Χάρη στη χρήση μικρότερου αριθμού πτερυγίων ρότορα με μεγαλύτερη χορδή και χαμηλότερη ταχύτητα περιστροφής, οι καινούργιοι ανεμιστήρες είναι λιγότερο θορυβώδης από τους συμβατικούς. Η χρήση πτερυγίων με μεγαλύτερη χορδή απαιτεί λιγότερα πτερύγια και αυτό συνεπάγεται γενική μείωση του ήχου ευρείας ζώνης αλλά μεγαλύτερα επίπεδα θορύβου σε χαμηλές συχνότητες. Το πρόβλημα εδώ είναι ότι ο θόρυβος σε χαμηλές συχνότητες απορροφάται από την ατμόσφαιρα σε μεγαλύτερη απόσταση από την πηγή σε σχέση με το ακουστικό κύμα με μεγαλύτερη συχνότητα. Το γεγονός αυτό σημαίνει ότι τα επόμενα χρόνια δεν θα εκλείψει η χρήση ηχο-απορροφητικών υλικών.

Και οι τρεις κινητήρες έχουν χαμηλότερη ταχύτητα περιστροφής ανεμιστήρα για το λόγο αυτό τα επίπεδα θορύβου τους είναι μικρότερα από τα επίπεδα των συμβατικών κινητήρων. Ο κινητήρας CRTF με τη χαμηλότερη ταχύτητα περιστροφής και τις μικρότερες διαστάσεις στον ανεμιστήρα εκπέμπει τα χαμηλότερα επίπεδα θορύβου.

Παρόλο που ο κινητήρας Contra rotating turbopfan (CRTF) θεωρείται τεχνολογία αιχμής η χρήση των αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών στην αεροναυπηγική είναι ιδέα δεκαετιών. Έτσι στην επόμενη παράγραφο γίνεται μία συνοπτική επισκόπηση της ιστορικής εξέλιξης της ιδέας αυτής.

1.1.1 Ιστορική εξέλιξη κινητήρων που χρησιμοποιούν διατάξεις με αντίρροπα στρεφόμενες πτερωτές.

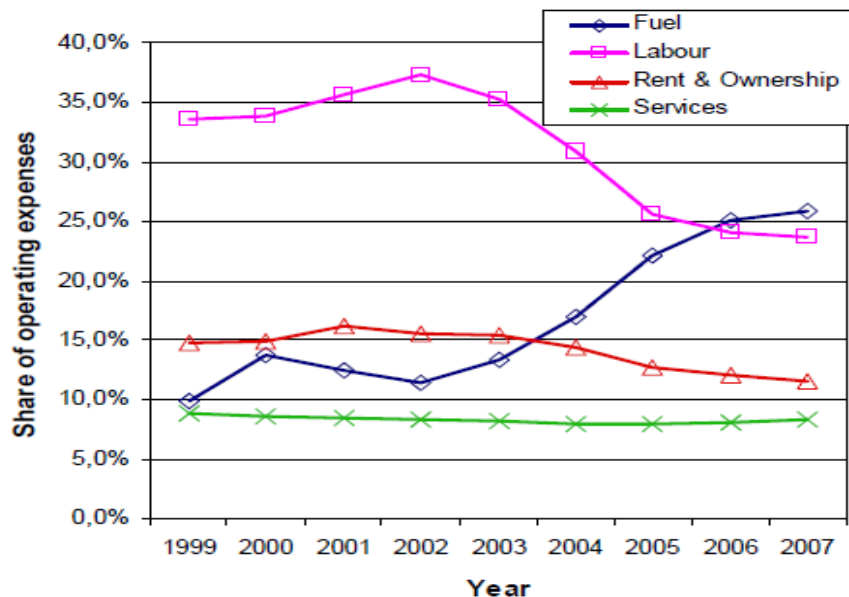
Ήδη, από τη δεκαετία του 1940, η αντίθετη περιστροφή παρακείμενων ελίκων οδήγησε σε αύξηση του ρεύματος του αέρα στα κατάντι της μηχανής, συνεπάγοντας αυξημένο ποσοστό μετατροπής της ισχύος της μηχανής σε προωστική ισχύ. Την δεκαετία του 1980 όταν η τιμή των καυσίμων αυξήθηκε σημαντικά αναπτύχθηκε ένας ελικοφόρος στροβιλοαντιδραστήρας turboprop που περιλάμβανε ένα ζευγάρι αντίρροπα στρεφόμενων ελίκων αντί της μίας έλικας. Το πλεονέκτημα χρήσης της διάταξης αυτής εδώ είναι ότι η περιστροφική συνιστώσα της ταχύτητας του αέρα μετά την πρώτη έλικα διορθώνεται από τα πτερύγια της αντίθετα στρεφόμενης πτέρυγας που ακολουθεί και έτσι αυξάνεται η αποτελεσματική ώση του κινητήρα σε σχέση με την διάταξη της μίας έλικας. Οι κινητήρες αυτοί ονομάστηκαν advanced turboprops (προηγμένοι ελικοφόροι στροβιλοαντιδραστήρες) ή counter-rotating prop-fans (CR propfans) ή με τον πιο σύγχρονο όρο CR Open rotors. Σήμερα οι όροι διαχωρίζονται και οι κινητήρες CR open rotors αποτελούν τεχνολογίες αιχμής με μεγάλες διαφορές στον σχεδιασμό σε σχέση με τους αρχικούς advanced turboprop απλά μοιράζονται την ίδια ιδέα του επιπλέον εξωτερικού ανεμιστήρα. Υπάρχουν δύο μορφές-χρήσεις κινητήρων CR open rotor οι οποίες απεικονίζονται στο σχήμα Σχήμα 1.8, στην μία οι έλικες είναι τοποθετημένες στο

μπροστινό μέρος της μηχανής puller (σύρων) και στην άλλη είναι τοποθετημένες στο πίσω μέρος pusher (ωθών) .



Σχήμα 1.8: Αριστερά Open rotor puller, δεξιά Open rotor pusher

Παρά τα πλεονεκτήματα οι κινητήρες αυτού του τύπου δεν παρήχθησαν εμπορικά εξαιτίας της πολυπλοκότητας και του αυξημένου θορύβου που τους κατείχε αλλά κυρίως το εμπορικό πλεονέκτημά τους χάθηκε λόγω της μετέπειτα πτώσης στην τιμή του καυσίμου. Με τα σημερινά δεδομένα όμως, όπως φαίνεται από το Σχήμα 1.9 με την αύξηση του κόστους των καυσίμων και με τους σημερινούς περιορισμούς ως προς την εκπομπή ατμοσφαιρικών ρύπων η τεχνολογία αυτή επανέρχεται. Ο μόνος εν χρήση κινητήρας CR Open rotors σήμερα είναι ο D-27, ο οποίος φαίνεται στο αριστερό μέρος του σχήματος Σχήμα 1.8.



Σχήμα 1.9: Ποσοστιαία εξέλιξη από τα διάφορα μέρη που απαρτίζουν το κόστος λειτουργίας του αεροσκάφους. Air Transport Association [5].

Οι πρώτες εργασίες σχετικές με κλειστές διατάξεις αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών εμφανίστηκαν τα μέσα της δεκαετίας του 1940. Συγκεκριμένα, το 1946 οι

Lynam και Hawes [14] μελέτησαν τις επιδόσεις μίας βαθμίδας CR αξονικών ανεμιστήρων όπου και παρατήρησαν ότι ο λόγος πίεσης, η διακινούμενη παροχή και ο βαθμός απόδοσης παρουσίαζαν σημαντική αύξηση σε σχέση με μία συμβατική βαθμίδα. Στην εργασία τους διαπιστώθηκε ακόμη ότι η περιστροφή της δεύτερης πτερωτής ταχύτερα από την πρώτη, βελτιώνει σημαντικά τις επιδόσεις. Στην παρούσα εργασία δεν θα γίνει εκτενέστερη αναφορά στην ιστορική εξέλιξη του σχεδιασμού και των επιδόσεων του κινητήρα αυτού (μία τέτοια βιβλιογραφική επισκόπηση ο αναγνώστης μπορεί να βρει στην αναφορά [27]) θα εστιάσουμε στις μεθόδους εκτίμησης των ηχητικών του εκπομπών. Για λόγους όμως πληρότητας της εργασίας γίνεται πρώτα επισκόπηση των μεθόδων εκτίμησης των αεροπορικών κινητήρων γενικότερα.

1.2 Μέθοδοι εκτίμησης ηχητικών εκπομπών αεροσκαφών.

Η πλειοψηφία των μεθόδων εκτίμησης ήχου κατηγοριοποιείται σε εμπειρικές, αναλυτικές και υπολογιστικές. *Οι εμπειρικές μέθοδοι* χρησιμοποιούν ημι-εμπειρικές σχέσεις για την σύνδεση του παραγόμενου θορύβου με διάφορες παραμέτρους λειτουργίας. Η ευρεία εφαρμογή τους πηγάζει τόσο από τον εύκολο προγραμματισμό τους όσο και από το γεγονός ότι οι υπολογιστικοί κώδικες που βασίζονται σε τέτοιες μεθόδους απαιτούν μηδαμινή υπολογιστική μνήμη και χρόνο. *Οι αναλυτικές μέθοδοι* βασίζονται σε βασικές αρχές του φυσικού φαινομένου παραγωγής και μετάδοσης ήχου. Η πλειοψηφία των μεθόδων αυτών χρησιμοποιούν τη θεωρία του ακουστικού αναλόγου που αναπτύχθηκε από τον Lighthill [1]. Στην θεωρία αυτή η αεροδυναμική και η ακουστική πλευρά του προβλήματος αντιμετωπίζονται ξεχωριστά, μαθηματικά αυτό επιτυγχάνεται με ανακατάταξη των ακριβή εξισώσεων Navier-Stokes ώστε η γραμμική εξίσωση του κύματος που προκύπτει να περιγράφει στο αριστερό μέρος την μετάδοση του ήχου και στο δεξιό μέρος τη γνωστή αεροδυναμική πηγή που προκαλεί τον ήχο. Με αυτόν τον τρόπο η αεροδυναμική πηγή μπορεί να μετρηθεί, υπολογιστεί ή να μοντελοποιηθεί ανεξάρτητα. Η λύση στην εξίσωση κύματος δίνεται τυπικά με όρους ολοκληρωμάτων που περιγράφουν την συνέλιξη των χαρακτηριστικών κατανομής και μετάδοσης της πηγής. Τα υπολογιστικά μοντέλα που χρησιμοποιούν αναλυτικές μεθόδους απαιτούν πρόσβαση ή γνώση σε λεπτομερείς αεροδυναμικές και γεωμετρικές παραμέτρους που προκύπτουν από ανεξάρτητους με τον κώδικα υπολογισμούς ή μετρήσεις. Τέτοιου τύπου υπολογιστικά μοντέλα απαιτούν πολύ μεγαλύτερη υπολογιστική μνήμη και χρόνο προσομοίωσης από αντίστοιχα που βασίζονται σε εμπειρικές μεθόδους. *Οι μέθοδοι υπολογιστικής αεροακουστικής* (computational aeroacoustics methods CAA) είναι αριθμητικές μέθοδοι που περιγράφουν την εκπομπή του ήχου από μια αεροακουστική πηγή ή την μετάδοση των ηχητικών κυμάτων σε ένα ανομοιογενές πεδίο ροής και βασίζονται στις εξισώσεις κίνησης Navier-Stokes. Η χρήση των μεθόδων αυτών απαιτεί ειδικές γνώσεις για το αντικείμενο και το λογισμικό του υπολογιστή. Ανάλογα με τη συγκεκριμένη εφαρμογή οι κώδικες που βασίζονται σε

τέτοιες μεθόδους έχουν μεγάλο υπολογιστικό κόστος. Τα τελευταία χρόνια όμως με την ανάπτυξη των δυνατοτήτων των υπολογιστών τέτοιες μέθοδοι έχουν κερδίσει έδαφος.

Οι εμπειρικές μέθοδοι είναι οι πιο διαδεδομένες στην εκτίμηση θορύβου αεροσκαφών. Ο λόγος είναι ότι απαιτούν μόνο γεωμετρικά και λειτουργικά χαρακτηριστικά του κινητήρα και του σκάφους και ταυτόχρονα επιτρέπουν την παραμετρική μελέτη λόγω του μικρού υπολογιστικού χρόνου που απαιτούν. Στον Πίνακα 1 συνοψίζονται οι πιο αντιπροσωπευτικές εμπειρικές μέθοδοι για κάθε πηγή του αεροσκάφους καθώς και τα υπολογιστικά μοντέλα στα οποία έχουν ενσωματωθεί ή τα άρθρα στα οποία δημοσιεύθηκαν.

Το πιο γνωστό υπολογιστικό μοντέλο εκτίμησης θορύβου αεροσκαφών έχει κατασκευαστεί από τη NASA το 1982 και ονομάζεται ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program). Λόγω των νέων τεχνολογικών δεδομένων η NASA εξετάζει την αναβάθμιση του προγράμματος της και τη δημιουργία του προγράμματος ANOPP II, το οποίο συμπληρώνει το αρχικό ANOPP με σύγχρονα δεδομένα με σκοπό τη μεγαλύτερη ακρίβεια αποτελεσμάτων. Στα πλαίσια δημιουργίας του ANOPP II έχουν δημοσιευτεί διάφορες τροποποιήσεις ή αντικαταστάσεις των μεθόδων ηχητικής εκτίμησης οι οποίες βασίζονται κυρίως σε πειραματικά δεδομένα από σύγχρονους κινητήρες. Για παράδειγμα για το θόρυβο ανεμιστήρα, προτάθηκαν από τους Kontos, K.B., Janardan, B.A., and Gliebe, P.R [3] διάφορες τροποποιήσεις στο αρχικό μοντέλο του M.F.Heidmann οι οποίες βασίζονται σε πειραματικά δεδομένα σύγχρονων κινητήρων πολύ υψηλού λόγου παράκαμψης (συγκεκριμένα από μετρήσεις που έγιναν στους κινητήρες CF6-80C2, E³ και QCSEE). Ακόμα έχει αναπτυχθεί από τους James R. Stone, Eugene A. Krejsa και Bruce J. Clark [12] μία μέθοδος εκτίμησης θαλάμου καύσης η οποία βασίζεται σε πειραματικά δεδομένα από τέσσερις σύγχρονους κινητήρες της κατασκευαστικής εταιρείας General Electric (GE): CF6, CF34, CFM56, GE90. Οι μέθοδοι αυτοί αναμένεται να ενσωματωθούν στο λογισμικό ANOPP II.

Ένα ακόμα σύγχρονο και αξιόπιστο λογισμικό φέρει την ονομασία Soprano και έχει δημιουργηθεί από την εταιρεία Anotec. Πρόκειται για ιδιωτική εταιρεία η οποία παρέχει υπηρεσίες έρευνας με αντικείμενο τον θόρυβο αεροσκαφών. Στα πλαίσια του ερευνητικού προγράμματος VITAL, το Soprano αναβαθμίστηκε και περιλαμβάνει τις πιο πρόσφατες μεθόδους εκτίμησης για τις διάφορες πηγές του κινητήρα. Συγκεκριμένα οι μέθοδοι ηχητικής εκτίμησης που περιλαμβάνονται στο Soprano συνοψίζονται στον Πίνακα 2. Όπως παρατηρείται στον Πίνακα 2 το λογισμικό Soprano στα πλαίσια του ερευνητικού προγράμματος VITAL περιλαμβάνει την εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα τύπου CRFan. Η παράγραφος 1.14 αφιερώνεται στη βιβλιογραφική επισκόπηση των μεθόδων ηχητικής εκτίμησης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών τόσο σε κλειστές CRFan όσο και σε ανοιχτές CROpen rotor διατάξεις.

Πίνακας 1: Εμπειρικές μέθοδοι ηχητικής εκτίμησης του αεροσκάφους.

Noise Source	Method	Additional information
Fan and compressors	[2] Marcus F. Heidmann, 1979. "Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise", NASA Technical Memorandum X-71763. Joe W. Hough & Donald S. Weir Benzakein & Morgan (subsonic fan) Smith & House (compressor) Gliebe	ANOPP- NASA Technical Memorandum X-71763 <i>ANOPP Fan Noise Prediction for Small Engines_CR-198300,1996</i> supplemental info for NASA TMX 71763 supplemental info for NASA TMX 71763 HSRNOISE, empirical formulation of XF-120 fan data
Combustor	SAE ARP 876C (NASA)Appendix D Mathew and Rekos	REV Method (ANOPP) HSRNOISE
Turbine	Krejsa & Valerino Kazin and Matta Smith and Brushell	HSRNOISE General Electric supplemental info for NASA TMX 71566
Jet	Single-flow, round nozzle,ANOPP Shock-associated, ANOPP Stone Jet Noise, ANOPP JN8C4 Stone	SAE ARP 876C Appendix A SAE ARP 876C Appendix B SAE ARP 876C Appendix D, Stone &Kresja HSRNOISE,BoeingMethodology HSRNOISE, MTC for GE engines
Airframe	Fink, Martin R.: "Airframe Noise Prediction Method"	FAA-RD-77-29, March 1977.

Πίνακας 2: Μέθοδοι εκτίμησης ηχητικών εκπομπών που περιλαμβάνονται ή ενσωματώθηκαν στα πλαίσια του VITAL στο λογισμικό Soprano.

Noise Source	Method	Method implemented for VITAL
Fan and compressors	[2] Marcus F. Heidmann, 1979. "Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise", NASA Technical Memorandum X-71763.	[3] Kontos, K.B., Janardan, B.A., and Gliebe, P.R., 1996, "Improved NASA-ANOPP Noise prediction -Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems, ANOPP evaluation and fan noise model improvement", NASA Contractor Report 195480.1991.
Contra-Rotating Fan		Private method based on: NASA Contractor Report 195480.1991 [3]
Combustor	"Prediction of noise from conventional combustors installed in gas turbines engines" (NASA) SAE ARP 876 Rev. D, March 1978 Revised January 1994	
Turbine	S.B. Kazin and R.K.Matta. "Turbine Noise Generation, Reduction and Prediction".GE .Paper 75-449 at AIAA 2 nd Aero-Acoustics Conference, Hampton, Ve.1975	Krejsa, Eugene A. and Valerino, Michael F.: " <i>Interim Prediction Method for Turbine Noise</i> ", NASA TM X-73566, November, 1976.
Jet	Society of Automotive Engineers: " <i>Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction</i> ", SAE ARP 876D,1994 "Prediction of single stream shock associated noise from convergent nozzles at supercritical conditions" SAE ARP 876D, Senction 6 Prediction of subsonic coaxial jet mixing noise SAE ARP 876D	NASA Contractor Report 3786-1984 : An empirical Method for predicting the mixing noise levels of subsonic circular and coaxial Jets NASA Technical Paper 2084-1982: Empirical Source Noise Prediction Method with application to subsonic coaxial jet mixing noise.
Airframe	Fink, Martin R.: " <i>Airframe Noise Prediction Method</i> ", FAA-RD-77-29, March 1977.	NASA/CR-2004-213255: Airframe Noise Sub-Component Definition and Model NASA/CR-2005-213780: Empirical Prediction of Aircraft Landing Gear Noise
Ground reflexion	Aircraft Noise Prediction Theoretical Manual -3.2 Ground reflection and attenuation module,Chien&Soroka,NASATechMemo83199, Feb.1982	

Atmospheric Absorption	“Standard values of atmospheric absorption as a function of temperature and humidity”, SAEARP 866A, Rev.1975	
Lateral Attenuation	“Prediction method for lateral attenuation of airplane noise during take off and landing” SAE AIR1751, 1981	
Liners and Ducted effects		NASA Contractor Report 202309: Improved NASA-ANOPP Noise prediction Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems, Fan Suppression Model Development NASA/CR-1999-209002: Advanced Turbofan Duct Liner concept

1.2.1 Βιβλιογραφική επισκόπηση μεθόδων ηχητικής εκτίμησης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών (Contra Rotating).

Λόγω των υψηλών επιπέδων θορύβου των CR prop-fans και της απουσίας κελύφους γύρω από τις έλικες γεγονός που δεν επιτρέπει τη χρήση ηχο-απορροφητικών υλικών, έγινε από πολύ νωρίς αντιληπτή η ανάγκη για μελέτη των ηχητικών εκπομπών σε αυτές τις διατάξεις. Τα θεμέλια για την ανάλυση του θορύβου των αντίθετα στρεφόμενων πτερωτών μπήκαν το 1948 από τον Harvey H., Hubbard [15]. Όπως αναφέρει ο Donald B.Hanson [11] ο Hubbard αναγνώρισε τους κύριους μηχανισμούς αεροακουστικής αλληλεπίδρασης των δύο πτερωτών και διεξήγε πειράματα για να τους επιδείξει. Ήταν ίσως ο πρώτος που αναγνώρισε ότι ο θόρυβος που παράγεται από τον κάθε ρότορα ξεχωριστά μπορεί να ενισχύσει ή να ακυρώσει τον θόρυβο που παράγεται από τον άλλο όταν έχουν την ίδια συχνότητα φαινόμενο που αργότερα ο Hanson ονόμασε ακουστική παρεμβολή ή αλληλεπίδραση (acoustic interference). Οι έρευνες που ακολούθησαν βασίζονται στο ακουστικό ανάλογο [1] και εξελίσσονται σε παράλληλη πορεία με αυτές για τη μία έλικα, μία περιεκτική σύνοψη των μεθόδων μέχρι το 1995 υπάρχει στην αναφορά [19]. Το 1955 ο Curle [16] επεκτείνει την θεωρία του ακουστικού αναλόγου σημειώνοντας ότι τα όρια του ακουστικού αναλόγου που έχουν μηδενικούς βαθμούς ελευθερίας μπορούν να αντικατασταθούν από τη διανομή των δυνάμεων στην επιφάνεια μελέτης. Έπειτα το 1969 οι Ffowes Williams and Hawkings διεξάγουν τις εξισώσεις που βασίζονται στο ακουστικό ανάλογο και αποτελούν μέχρι και σήμερα θεμελιώδεις βάσεις στις θεωρίες πρόβλεψης θορύβου στις έλικες. Δύο ερευνητές ο Farassat και ο Donald B.Hanson ξεχωρίζουν από τις αλληπάλληλες έρευνες στο διάστημα από τα τέλη της δεκαετίας του 1970 έως και το 1994. Οι μελέτες αυτές

αφορούν τις δυνατότητες της θεωρίας του ακουστικού αναλόγου για την πρόβλεψη του θορύβου τόσο της μονής έλικας όσο και των δύο αντίρροπα στρεφόμενων. Βασίζόμενος στην θεωρία του περί ελικοειδής επιφάνειας για τις μονή έλικα [17], τον Ιούλιο του 1985 ο Hanson [11] έκδωσε την πρώτη του θεωρία για τον θόρυβο από αντίθετα στρεφόμενες έλικες η οποία παρέχει αναλυτικά μοντέλα για την αεροδυναμική αλληλεπίδραση μεταξύ των πτερωτών και των μη σταθερών φορτίων των πτερυγίων. Στην θεωρία του διαχωρίζει τους όρους ακουστική αλληλεπίδραση (acoustic interference) και αεροδυναμική αλληλεπίδραση (aerodynamic interference).

- Ο θόρυβος που προκαλείται από τον κάθε ρότορα μπορεί να υπολογιστεί ξεχωριστά, όταν τα ακουστικά πεδία προστεθούν τα σήματα μεταξύ τους επιδρούν καταστρεπτικά σε κάποια σημεία του πεδίου και ενισχυτικά σε άλλα το αποτέλεσμα λέγεται ακουστική αλληλεπίδραση.
- Η αεροδυναμική αλληλεπίδραση σχετίζεται με την ρευστομηχανική αλληλεπίδραση που έχουν οι πτερωτές μεταξύ τους, ο όρος αυτός σχετίζει το ασταθές φορτίο που παράγεται στον ένα ρότορα λόγω του ότι λειτουργεί στο ανομοιόμορφο πεδίο ροής του άλλου. Εκτενής αναφορά στην αεροδυναμική αλληλεπίδραση και στους επιμέρους μηχανισμούς που συνεισφέρουν στην παραγωγή θορύβου γίνεται στην παράγραφο 4.4.

Σήμερα με την ανάπτυξη της υπολογιστικής ρευστομηχανικής CFD οι μελετητές έχουν το πλεονέκτημα τις ελαχιστοποίησης αν όχι εξάλειψης των λαθών από μη επαρκή αεροδυναμικά δεδομένα. Έχουν πραγματοποιηθεί υβριδικές μέθοδοι βασισμένες σε συζεύξεις μεθόδων υπολογιστικής ρευστομηχανικής με μεθόδους υπολογιστικής αεροακουστικής (computational aeroacoustics methods CAA) [20], [21], [22]. Οι CAA παρά τα ακριβή αποτελέσματα, έχουν τόσο μεγάλο υπολογιστικό κόστος το οποίο καθιστά τις παραμετρικές έρευνες για τον βέλτιστο σχεδιασμό CR propfan σχεδόν αδύνατες με την χρήση τέτοιων των μεθόδων. Το πιο σύνηθες είναι ο προσδιορισμός του ασταθούς πεδίου πίεσης στην επιφάνεια των πτερυγίων και των ασταθειών της ροής από μεθόδους CFD και η χρήση αναλυτικών ή εμπειρικών μεθόδων για τον προσδιορισμό των ακουστικών πηγών και την διεξαγωγή παραμετρικής μελέτης. Μια τέτοια μελέτη σε κινητήρα CR open rotor pusher έχει διεξαχθεί από τους A.Peters και Z.S.Spakovszky 2010, [8]. Στη μελέτη αυτή χρησιμοποιούνται τα αεροδυναμικά δεδομένα που διεξάγονται από τρισδιάστατη ανάλυση της ροής μέσω μεθόδου υπολογιστικής ρευστομηχανικής για τον προσδιορισμό ακουστικών όρων. Η μέθοδος εκτίμησης του θορύβου που χρησιμοποιούν είναι επέκταση των αναλυτικών μοντέλων του Hanson για μονή έλικα, σε διάταξη δύο αντίθετα στρεφόμενων. Η μελέτη των A. Peters και Z.S.Spakovszky εστιάζει στους επιμέρους μηχανισμούς που ευθύνονται για την παραγωγή του θορύβου αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης και για πρώτη φορά διεξάγεται το ποσοστό συνεισφοράς κάθε μηχανισμού ξεχωριστά στην παραγωγή του συνολικού τονικού θορύβου λόγω της αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης. Πλεονέκτημα της προσέγγισης θεωρείται η μικρή απαίτηση σε υπολογιστικό χρόνο που επιτρέπει την

διεξαγωγή παραμετρικής μελέτης για την βέλτιστη σχεδίαση του κινητήρα. Με παραμέτρους την απόσταση των πτερωτών και την διάμετρο του πίσω ρότορα, η μελέτη καταλήγει στον σχεδιασμό ενός μοντέλου με επίπεδα θορύβου χαμηλότερα περίπου κατά 8 με 9 EPNdB σε σχέση τα επίπεδα θορύβου του μοντέλου πριν πραγματοποιηθεί η παραμετρική ανάλυση.

Αντίθετα με τους CR prop fans για την τεχνολογία του contra-rotating turbofan (κλειστές διατάξεις) τα πειραματικά δεδομένα και γενικότερα η έρευνα στην ανοιχτή βιβλιογραφία είναι αρκετά περιορισμένη. Παρόλο που η έρευνα για τον κινητήρα με contra rotating fan ξεκινά από τα μέσα της δεκαετίας του 1940 και κορυφώνεται στην δεκαετία από τα μέσα της δεκαετίας του 1980 μέχρι και το τέλος της δεκαετίας του 1990, μόνο μετά το 2000 έχουμε έρευνες που σχετίζονται καθαρά με την πρόβλεψη του θορύβου σε κλειστές διατάξεις contra rotating fan και όχι σε συμβατικά fan ή contra rotating propellers. Στα πλαίσια του ευρωπαϊκού ερευνητικού προγράμματος EnVIronmentALLY Friendly Aero Engines, VITAL προτείνονται από το ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace) δύο μέθοδοι ηχητικής εκτίμησης ανεμιστήρα CRFan μία αναλυτική και μία εμπειρική [4],[7].

Η αναλυτική μέθοδος βασίζεται στη θεωρία για ανοιχτές διατάξεις αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών του Hanson,, η οποία όμως είναι κατάλληλα τροποποιημένη για να συμπεριληφθούν οι επιδράσεις του κελύφους του κινητήρα. Η μέθοδος αυτή είναι αρκετά προηγμένη και μπορεί να παρέχει αρκετά καλές πληροφορίες για τους τόνους αλληλεπίδρασης ανάμεσα στις πτερωτές αλλά απαιτεί ειδικά γεωμετρικά δεδομένα των πτερυγίων του ανεμιστήρα.

Η εμπειρική μέθοδος βασίζεται στην βελτιωμένη μέθοδο εκτίμησης κατά M.F.Heidmann για σύγχρονους συμβατικούς ανεμιστήρες [3]. Ο θόρυβος από την αεροδυναμική αλληλεπίδραση ρότορα-ρότορα εκτιμάτε σαν θόρυβος αλληλεπίδρασης μεταξύ ρότορα-στάτορα, και οι τόνοι υπολογίζονται στην συχνότητα του αθροίσματος των συχνοτήτων περάσματος πτερυγίων των δύο ροτορων.

Εφαρμόζοντας τις δύο μεθόδους παρατηρήθηκαν αρκετά μικρές διαφορές. Στο λογισμικό εκτίμησης Sorpano ενσωματώθηκε η εμπειρική μέθοδος. Παραπάνω πληροφορίες για τις δύο μεθόδους δεν έχουν δημοσιευτεί.

1.3 Η Παρούσα διπλωματική εργασία.

Αντικείμενο της παρούσας εργασίας είναι η μελέτη ηχητικής εκπομπής αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών. Η εργασία χωρίζεται σε υπολογιστικό και πειραματικό σκέλος.

Στα πλαίσια του υπολογιστικού μέρους της παρούσας εργασίας μοντελοποιήθηκε υπολογιστικός κώδικας εκτίμησης ηχητικών εκπομπών ανεμιστήρα CRFan (Contra Rotating Fan) βασισμένος σε εμπειρική μέθοδο, ο οποίος ενσωματώθηκε στο λογισμικό εκτίμησης θορύβου αεροσκαφών AERONOISE, του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών. Στο AERONOISE επίσης ενσωματώθηκαν: εμπειρική μέθοδος θορύβου ανεμιστήρα και θαλάμου καύσης οι οποίες μοντελοποιήθηκαν στα πλαίσια της εργασίας και αφορούν σύγχρονους αεροπορικούς κινητήρες τελευταίας τεχνολογίας.

Στο πειραματικό μέρος της παρούσας εργασίας πραγματοποιήθηκαν μετρήσεις επιπέδων θορύβου σε υπάρχουσα πειραματική διάταξη του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών (Ε.Θ.Σ.), με παραμέτρους τις ταχύτητες περιστροφής των δύο πτερωτών και το αξονικό διάκενο ανάμεσα τους.

1.3.1 Δομή της διπλωματικής εργασίας.

Το 1^ο κεφάλαιο αποτελεί την εισαγωγή της διπλωματικής εργασίας. Έπειτα από μία σύνοψη της ιστορικής εξέλιξης στο σχεδιασμό των αεροπορικών κινητήρων με σκοπό την μείωση των ηχητικών τους εκπομπών, γίνεται σύντομη αναφορά στην ιστορική εξέλιξη του κινητήρα CRTF. Στη συνέχεια πραγματοποιείται βιβλιογραφική επισκόπηση των εμπειρικών μεθόδων εκτίμησης ηχητικών εκπομπών αεροσκαφών. Το κεφάλαιο τελειώνει με τη βιβλιογραφική επισκόπηση των μεθόδων ηχητικής εκτίμησης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών.

Στο 2^ο κεφάλαιο γίνεται αναλυτική περιγραφή των μεθόδων εκτίμησης που αναπτύχθηκαν για τις συνιστώσες ήχου συμπιεστή χαμηλής και θαλάμου καύσης σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων.

Στο 3^ο κεφάλαιο γίνεται αξιολόγηση των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης έπειτα από σύγκριση με δεδομένα που υπάρχουν στην βιβλιογραφία. Οι προβλέψεις θορύβου συγκρίνονται με πειραματικά δεδομένα του κινητήρα CF6-80C2. Έπειτα από εφαρμογή σε αποστολή πτήσης μεγάλης εμβέλειας αεροσκάφους τύπου Boeing 747-400 τα αποτελέσματα συγκρίνονται με δεδομένα επιπέδων θορύβου τα οποία ανακτήθηκαν από τη βάση δεδομένων του ICAO.

Στο 4^ο κεφάλαιο περιγράφονται οι συνιστώσες θορύβου CRFan. Έπειτα περιγράφεται αναλυτικά η μέθοδος που μοντελοποιήθηκε για την εκτίμηση ηχητικών

εκπομπών σε CRFan και τέλος γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων με ηχητικές εκπομπές παρόμοιων σύγχρονων κινητήρων για αποστολή πτήσης μεγάλης και μικρής εμβέλειας.

Στο 5^ο κεφάλαιο περιγράφεται συνοπτικά η πειραματική διάταξη Contra-Rotating του εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών ΕΜΠ και ο τρόπος μέτρησης των ηχητικών της εκπομπών με παραμέτρους τις ταχύτητες περιστροφής των δύο ρότορων και το αξονικό διάκενο ανάμεσά τους .Τέλος παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των μετρήσεων και συγκρίνεται η τάση μεταβολής των πειραματικών αποτελεσμάτων με την τάση των εκτιμώμενων αποτελεσμάτων για τις δύο παραμέτρους.

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

2

Βελτίωση Λογισμικού Εκτίμησης Ήχου Αεροπορικών Κινητήρων

Στο παρόν κεφάλαιο περιγράφονται οι εμπειρικές μέθοδοι εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα και θαλάμου καύσης, οι οποίες μοντελοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας και ενσωματώθηκαν στο λογισμικό AERONOISE. Με αυτό τον τρόπο κατέστη δυνατή η βελτίωση των εκτιμήσεων του λογισμικού και σε περιπτώσεις αεροπορικών κινητήρων τελευταίας τεχνολογίας. Στο σημείο αυτό κρίνεται σκόπιμο να γίνει μια περιγραφή του υπάρχοντος λογισμικού προτού ακολουθήσουν οι περιγραφές των δύο μεθόδων που μοντελοποιήθηκαν.

2.1 Περιγραφή λογισμικού εκτίμησης ηχητικών εκπομπών αεροπορικών κινητήρων AERONOISE

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η βελτίωση του λογισμικού εκτίμησης ηχητικών εκπομπών (AERONOISE) του εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του ΕΜΠ. Στο λογισμικό AERONOISE έχουν ενσωματωθεί δημοσιευμένες μέθοδοι εκτίμησης βασισμένες σε εμπειρικές σχέσεις και πειραματικά αποτελέσματα. Οι μέθοδοι καλύπτουν πηγές θορύβου του κινητήρα (θάλαμος καύσης, ήχος δέσμης, συμπιεστής και στρόβιλος χαμηλής πίεσης) και του σκάφους [24],[23]. Για την εκτίμηση του θορύβου του αεροσκάφους από το λογισμικό είναι απαραίτητη η εισαγωγή γεωμετρικών και λειτουργικών χαρακτηριστικών του κινητήρα και του σκάφους καθώς επίσης και οι συντεταγμένες των θέσεων των παρατηρητών, όπως προσδιορίζονται από τον διεθνή οργανισμό πολιτικής αεροπορίας ICAO (International Civil Aviation Organization). Αρχικά το λογισμικό υπολογίζει το φάσμα του ήχου κοντά σε κάθε πηγή, έπειτα προσδιορίζεται το τονικά διορθωμένο αντιληπτό επίπεδο θορύβου για τις τρεις θέσεις παρατηρητών που έχουν οριστεί από τον ICAO και τέλος παρέχεται στο χρήστη η εκτίμηση των αποτελεσματικών αντιληπτών επιπέδων θορύβου (EPNL) για τις τρεις θέσεις των παρατηρητών.

Στην παρούσα εργασία δίνεται η δυνατότητα εκτίμησης των πηγών θορύβου του κινητήρα που προέρχονται από τον ανεμιστήρα και τον θάλαμο καύσης με εμπειρικές μεθόδους που συμβαδίζουν με την τρέχουσα τεχνολογία και προτείνονται σήμερα από την βιβλιογραφία.

2.2 Μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα/συμπιεστή σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων.

Ο υπολογιστικός κώδικας εκτίμησης θορύβου ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) που αναπτύχθηκε από τη NASA, βρέθηκε να προβλέπει αισθητά μεγαλύτερα αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα θορύβου (EPNL) σύγχρονων στροβιλοκινητήρων διπλού ρεύματος (turbofan) [3]. Η εμπειρική μέθοδος εκτίμησης θορύβου στον συμπιεστή/ανεμιστήρα που αναπτύχθηκε από τον M.F.Heidmann [2] και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) και συγκεκριμένα μέσω του module 'Fan Noise Module' φαίνεται να εισάγει το μεγαλύτερο σφάλμα στην υπερεκτίμηση του θορύβου. Η γενικότερη δομή του μοντέλου διατηρείται αλλά απαιτείται η βελτίωσή του για την αξιολόγηση και βελτιστοποίηση συστημάτων σε σύγχρονους αεροπορικούς κινητήρες υψηλού λόγου παράκαμψης (UHB). Για κινητήρες με μονοβάθμιο ανεμιστήρα και σχετικό αριθμό Mach κορυφής πτερυγίου του ρότορα στο σημείο σχεδίασης μεγαλύτερο της μονάδας, προτάθηκαν από την NASA κατά την αναφορά [3] διάφορες τροποποιήσεις στο αρχικό μοντέλο του M.F.Heidmann. Οι τροποποιήσεις αυτές οδηγούν το μοντέλο σε μεγαλύτερη σύγκλιση με πειραματικά δεδομένα κινητήρων UHB και συγκεκριμένα με μετρήσεις που έγιναν στους CF6-80C2, E³ και QCSEE [3]. Στην παράγραφο αυτή παρουσιάζεται η εμπειρική μέθοδος του M.F.Heidmann όπως εφαρμόζεται στον κώδικα ANOPP επισημαίνοντας τις αλλαγές που είναι απαραίτητες για την εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα σε UHB. Στο τέλος παρουσιάζεται συνοπτικός πίνακας με τις αρχικές τιμές των μεγεθών και τις τιμές των μεγεθών μετά την εφαρμογή των προτεινόμενων αλλαγών.

Στα πλαίσια αυτής της διπλωματικής εργασίας δημιουργήθηκε κατάλληλη υπορουτίνα η οποία κάνει χρήση της βελτιωμένης μεθόδου για την εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρων σε σύγχρονους κινητήρες UHB. Στο επόμενο κεφάλαιο γίνεται εφαρμογή στον κινητήρα CF6-80C2 και τα αποτελέσματα συγκρίνονται με πειραματικά δεδομένα που υπάρχουν στην βιβλιογραφία [3].

Η μέθοδος που έχει αναπτυχθεί από τον M.F.Heidmann και έχει υλοποιηθεί μέσω του κώδικα ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program) διαχωρίζει τον θόρυβο του συμπιεστή/ ανεμιστήρα στις εξής 6 συνιστώσες:

Θόρυβος εισόδου:

- α) Θόρυβος εισόδου ευρείας μπάνας,
- β) Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο,
- γ) Τόνοι διαταραχής ροής εισόδου.
- δ) Τόνοι συνδυασμένου θορύβου (και συγκεκριμένα στο 1/8, 1/4 και 1/2 της συχνότητας περάσματος πτερυγίων),

Θόρυβος εξόδου:

- ε) Θόρυβος εξόδου ευρείας μπάνας και
- στ) Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο.

Παρατηρήσεις για την κάθε συνιστώσα μετά από σύγκριση της μεθόδου με πειραματικά δεδομένα κινητήρων UHB [3]:

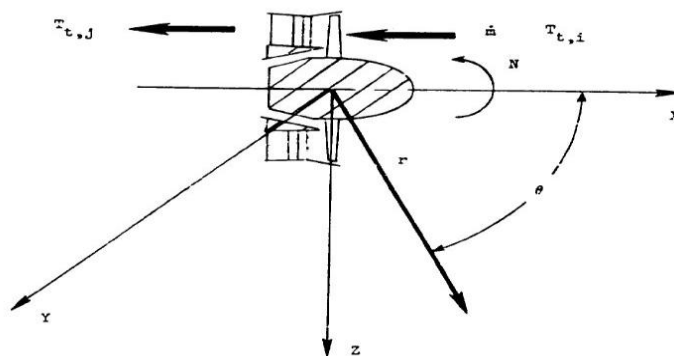
Θόρυβος εισόδου:

Ο κώδικας ANOPP προβλέπει πολύ μεγαλύτερα επίπεδα θορύβου για τις συνιστώσες που αποτελούν τον θόρυβο εισόδου. Η υπερεκτίμηση αυτή οφείλεται κυρίως στην εκτίμηση του μοντέλου για την συνιστώσα των τόνων συνδυασμένου θορύβου δ) . Ακόμα υπάρχει μεγάλη εξάρτηση της εκτίμησης του θορύβου εισόδου με τον σχετικό αριθμό Mach κορυφής πτερυγίου του ρότορα του ανεμιστήρα (M_T). Μεγαλύτερος M_T μεγαλύτερη υπερεκτίμηση των επιπέδων θορύβου. Στα σύγχρονα πειράματα χρησιμοποιείται μηχανισμός για ομοιόμορφη ροή στην είσοδο του κινητήρα προκειμένου να αποφευχθεί η παραγωγή τόνων θορύβου από αλληλεπίδραση λόγω διαταραχής της ροής εισόδου. Για το λόγο αυτό η συνιστώσα τόνων διαταραχής εισόδου γ) αμελείται στη βελτιωμένη μέθοδο που χρησιμοποιείται στην παρούσα εργασία.

Θόρυβος εξόδου:

Σχετικά με τη συνιστώσα θορύβου εξόδου ευρείας μπάνας ε) ο κώδικας ANOPP προβλέπει μικρότερα επίπεδα θορύβου και έτσι στην βελτιωμένη μέθοδο πραγματοποιείται αύξηση του επιπέδου των εκτιμήσεων για την συνιστώσα αυτή. Στη συνιστώσα τόνων αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο (στ) τα πειραματικά δεδομένα από τους σύγχρονους κινητήρες συγκλίνουν ικανοποιητικά με τις εκτιμήσεις του κώδικα ANOPP και συνεπώς δεν εισάγεται καμία τροποποίηση της μεθόδου για την συνιστώσα αυτή.

Για την περιγραφή της μεθόδου ας θεωρήσουμε τον ανεμιστήρα αξονικής ροής που δίνεται στο Σχήμα 2.1. Η μέθοδος απαιτεί τα στοιχεία εισόδου που παρουσιάζονται παρακάτω.



Σχήμα 2.1: Τυπικό διάγραμμα ανεμιστήρα αξονικής ροής.

Σταθερές Εισόδου

A_e	Εμβαδόν αναφοράς μηχανής (m^2)
N_e	Αριθμός μηχανών
$r_s^* = \frac{r_s}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη απόσταση παρατηρητή από την πηγή

Γεωμετρία Συμπιεστή/Ανεμιστήρα

$A^* = \frac{A}{A_e}$	Αδιάστατο εμβαδόν εισόδου
B	Αριθμός κινητών πτερυγίων
$d^* = \frac{d}{\sqrt{A_e}}$	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα
I	Δείκτης οδηγών πτερυγίων εισόδου $i = \begin{cases} 1 & \text{δεν υπάρχουν IGVs} \\ 2 & \text{υπάρχουν IGVs} \end{cases}$
M_d	Σχετικός αριθμός Mach κορυφής πτερυγίου του ρότορα στο σημείο σχεδίασης
L	Δείκτης διαταραχής εισόδου $l = \begin{cases} 1 & \text{δεν υπάρχει διαταραχή} \\ 2 & \text{υπάρχει διαταραχή} \end{cases}$
$s^* = \frac{s}{C}$	Αδιάστατη απόσταση κινητών-σταθερών πτερυγίων (C η μέση χορδή κινητού πτερυγίου)
V	Αριθμός σταθερών πτερυγίων

Παράμετροι Θορύβου Συμπιεστή/Ανεμιστήρα

$\dot{m}^* = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty c_\infty A_e}$	Αδιάστατη παροχή αέρα
$N^* = \frac{N}{c_\infty / d}$	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής
$\Delta T^* = \frac{\Delta T}{T_\infty}$	Αδιάστατη αύξηση ολικής θερμοκρασίας

Ατμοσφαιρικές συνθήκες

C_∞	Ταχύτητα ήχου (m/s)
M_∞	Mach αεροσκάφους
T_∞	Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)
P_∞	Πυκνότητα (kg/m^3)

Ανεξάρτητες παράμετροι

F	Συχνότητα (Hz)
Θ	Πολική γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η εξίσωση της αδιάστατης μέσης τετραγωνικής τιμής της ακουστικής πίεσης για κάθε μια από τις 6 συνιστώσες δίνεται από την σχέση (2.1):

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

όπου Π^* είναι η αδιάστατη ακουστική ισχύς σχέση (2.2), D είναι η συνάρτηση κατεύθυνσης και S η φασματική συνάρτηση.

$$\Pi^* = \frac{\Pi}{\rho_\infty c_\infty^3 A} = KG(i, j) (s^*)^{-a(k,l)} M_m^b \left(\frac{\dot{m}^*}{A}\right) (\Delta T^*)^2 F(M_r, M_m) \quad (2.2)$$

Η παράμετρος συχνότητας η ορίζεται από την σχέση (2.3) και εξαρτάται από την η συχνότητα περάσματος περυγίων f_b (σχέση (2.4)) :

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

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

Στη σχέση (2.2) περιλαμβάνονται αρκετές εμπειρικές σταθερές και η εμπειρική συνάρτηση ισχύος F . Η σταθερά K είναι διαφορετική για κάθε συνιστώσα θορύβου. Η σταθερά G εξαρτάται από τη συνιστώσα θορύβου και του δείκτη i, j . Ο δείκτης i είναι ο δείκτης οδηγών περυγίων εισόδου και ο δείκτης j ορίζεται από την σχέση (2.5) στην οποία δ είναι ο συντελεστής διακοπής του κυρίαρχου τόνου ο οποίος ορίζεται από την εξίσωση (2.6). ο αριθμός Mach M_t στην κορυφή των περυγίων του ρότορα δίνεται από την εξίσωση (2.7) :

$$j = \begin{cases} 1 & \delta > 1.05 \\ 2 & \delta \leq 1.05 \end{cases} \quad (2.5)$$

$$\delta = \frac{Mt}{\left|1 - \frac{V}{B}\right|} \quad (2.6)$$

$$M_t = \pi N^* \quad (2.7)$$

Εάν $M_t > 1.05$ τότε $\delta = M_t$. Η διακοπή του κυρίαρχου τόνου συμβαίνει όταν το $\delta < 1.05$. Ο συντελεστής διακοπής καθορίζει το εύρος του αριθμού Mach όπου η συχνότητα περάσματος περυγίων κυριαρχεί. Για τους σύγχρονους στροβιλοαντιδραστήρες στους οποίους αναφέρεται η βελτίωση της μεθόδου, το μέγεθος

διακοπής του κυρίαρχου τόνου παραμένει το ίδιο, 8 dB, αλλά ο ρυθμός μείωσης στις αρμονικές γίνεται συνάρτηση του σχετικού αριθμού Mach στην κορυφή των πτερυγίων του ρότορα και αυξάνεται κατά 3 dB για $M_r < 1.15$ και κατά 6 dB για $M_r \geq 1.15$.

Ο εκθέτης διακένου κινητών-σταθερών πτερυγίων $a(k,l)$ εξαρτάται από τη συνιστώσα θορύβου και τους δείκτες k,l . Ο δείκτης l είναι ο δείκτης διαταραχής εισόδου και ο δείκτης k ορίζεται από την σχέση (2.8):

$$k = \begin{cases} 1 & s^* \leq 1 \\ 2 & s^* > 1 \end{cases} \quad (2.8)$$

Η αξονική απόσταση ρότορα-στάτορα δεν επηρεάζει τον θόρυβο εισόδου ευρείας μπάνας και τους τόνους αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο στους σύγχρονους στροβιλοαντιδραστήρες, για το λόγο αυτό ο εκθέτης διακένου για αυτές τις συνιστώσες είναι μηδενικός.

Η συνάρτηση ισχύος F εξαρτάται από την πηγή του ήχου και είναι γενικά συνάρτηση του δείκτη του αριθμού Mach στο σημείο σχεδίασης M_m (σχέση ((2.9)) και του σχετικού αριθμού Mach στην κορυφή πτερυγίων M_r ο οποίος δίνεται στη σχέση (2.10), όπου M_x ο αξονικός αριθμός Mach (εξίσωση (2.11)).

$$M_m = \max(1, M_d) \quad (2.9)$$

$$M_r = \sqrt{M_t^2 - M_x^2} \quad (2.10)$$

$$M_x = \frac{\dot{m}^*}{A^*} \quad (2.11)$$

Οι διάφορες αλλαγές που εισάγονται στη συνάρτηση ισχύος, για τους σύγχρονους στροβιλοαντιδραστήρες, γενικά σχετίζονται με την επίδραση του M_r στην κάθε συνιστώσα θορύβου. Ο Πίνακας 2.3 συνοψίζει όλες τις αλλαγές αυτές.

Τα πειραματικά δεδομένα των κινητήρων UHB ακολουθούν ικανοποιητικά τις καμπύλες κατεύθυνσης του M.F.Heidmann [2], επομένως οι αλλαγές που σχετίζονται με την γωνία κατεύθυνσης για την εκτίμηση του θορύβου σε σύγχρονους ανεμιστήρες αφορούν την αφαίρεση της επίδρασης της συνιστώσας των τόνων διαταραχής εισόδου που υπήρχε στο αρχικό μοντέλο. Οι διορθώσεις αυτές σχετίζονται τόσο με την γωνία όσο και με την συχνότητα του θορύβου κατά τις φάσεις μέτρησης προσγείωσης και απογείωσης και παρουσιάζονται στον Πίνακα 2.4.

Κατά τη διάρκεια στατικών δοκιμών της μηχανής, διαταραχές της ροής επιδρούν με τον ανεμιστήρα και προκαλούν θόρυβο από την αλληλεπίδραση ρότορα-τύρβης. Στα σύγχρονα πειράματα χρησιμοποιείται διάταξη εξομάλυνσης της ροής και αποφεύγεται η παραγωγή των συγκεκριμένων τόνων. Ο Πίνακας 2.4 περιλαμβάνει τις μειώσεις που πρέπει να εφαρμοστούν στη συνιστώσα των τόνων εισόδου προκειμένου να αφαιρεθεί η επίδραση της συνιστώσας λόγω διαταραχής της ροής στην είσοδο από το αρχικό μοντέλο του M.F.Heidmann.

Η συνάρτηση κατεύθυνσης D παραμένει η ίδια ενώ οι αλλαγές στην φασματική συνάρτηση S για κάθε συνιστώσα παρουσιάζονται στον Πίνακα 2.3.

Χρησιμοποιώντας τις συναρτήσεις αυτές και την ακουστική ισχύ μπορούμε να υπολογίσουμε τη μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης ως συνάρτηση της συχνότητας και της γωνίας κατεύθυνσης από την σχέση (2.1).

Ο θόρυβος ευρείας ζώνης εκφράζεται ως δεδομένα σε ζώνες συχνότητας του 1/3 της οκτάβας. 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. Για μια συγκεκριμένη τιμή της παραμέτρου η 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:

$$n_l = \text{int}[10^{-1/20} \eta] + 1 \quad (2.12)$$

$$n_u = \text{int}[10^{1/20} \eta] \quad (2.13)$$

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

Ο συνολικός θόρυβος είναι η μέση τετραγωνική τιμή της ακουστικής πίεσης πολλαπλασιασμένη με τον αριθμό των μηχανών. Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL σε dB δίνεται από τη σχέση (2.14):

$$SPL(f) = 10 * \log(\langle p^2 \rangle) + 20 * \log\left(\frac{\rho_\infty c_\infty^2}{p_{ref}}\right) \quad (2.14)$$

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα συμπιεστή έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας HDNFAN η οποία παρουσιάζεται στο παράρτημα Π1.1

Πίνακας 2.3: Οι εμπειρικές σταθερές που χρησιμοποιούνται για τον υπολογισμό της ακουστικής ισχύς των 6 συνιστωσών στον κώδικα ANOPP και στο βελτιωμένο μοντέλο.

Συνιστώσα	Μεγέθη στα οποία επαναπροσδιορίζεται η τιμή τους	ANOPP	Μοντέλο για ανεμιστήρες σε σύγχρονους κινητήρες
Θόρυβος εισόδου ευρείας μπάντας	K	1.552×10^{-4}	0.896×10^{-4}
	a(k,l)	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 0.9 \\ 0.81M_r^{-2} & M_r > 0.9 \end{cases}$	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 0.9 \\ 0.5949M_r^{-5} & M_r > 0.9 \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = 0.116 e^{-0.5 \left[\frac{\ln(\frac{\eta}{2.5})}{\ln(2.2)} \right]^2}$	$S(\eta) = 0.116 e^{-0.5 \left[\frac{\ln(\frac{\eta}{2.5})}{\ln(2.2)} \right]^2}$
Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο	K	2.683×10^{-4}	0.8943×10^{-4}
	a(k,l)	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 0.397M_m^{-2.31} & M_r \leq 0.72 \\ 2.053M_m^{-2.31}M_r^5 & 0.72 < M_r \leq 0.866M_m^{0.462} \\ 0.315M_m^{3.69}M_r^{-8} & M_r > 0.866M_m^{0.462} \end{cases}$	$\begin{cases} 0.397M_m^{-2.31} & M_r \leq 0.72 \\ 2.053M_m^{-2.31}M_r^5 & 0.72 < M_r \leq 0.946M_m^{0.462} \\ 0.996M_m^{3.69}M_r^{-8} & M_r > 0.946M_m^{0.462} \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = \sum_{n=n_l}^{n_u} S(n,i,j)$ όπου $S(1,i,j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$	$S(\eta) = \sum_{n=n_l}^{n_u} S(n,i,j)$ όπου $S(1,i,j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$

		$S(n,i,j) = \begin{bmatrix} 0.250 & 0.432 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)}$	$S(n,1,j) = \begin{bmatrix} 0.125 & 0.216 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)}$ <p>για $\begin{pmatrix} n > 1 \\ M_r < 1.15 \end{pmatrix}$</p> $S(n,1,j) = \begin{bmatrix} 0.0627 & 0.1085 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)}$ <p>για $\begin{pmatrix} n > 1 \\ M_r \geq 1.15 \end{pmatrix}$</p>
Τόνοι διαταραχής ροής εισόδου	K	1.488×10^{-4}	Αμελείται
	a(k,l)	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 0.397M_m^{-2.31} & M_r \leq 0.72 \\ 2.053M_m^{-2.31}M_r^5 & 0.72 < M_r \leq 0.866M_m^{0.462} \\ 0.315M_m^{3.69}M_r^{-8} & M_r > 0.866M_m^{0.462} \end{cases}$	
	S(η)	$S(\eta) = 9 \sum_{n=n_i}^{n_u} 10^{-n}$	
Τόνοι συνδυασμένο υ θορύβου στο 1/8 της συχνότητας περάσματος	K	6.109×10^{-4}	0.532×10^{-4}
	a(k,l)	0	0
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-6.75(1.61-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.61 \\ 10^{-1.21(M_r-1.61)} & M_r > 1.61 \end{cases}$	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-5.0164(1.61-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.61 \\ 10^{-1.0513(M_r-1.61)} & M_r > 1.61 \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = \begin{cases} 0.405(8\eta)^5 & \eta \leq 0.125 \\ 0.405(8\eta)^{-3} & \eta > 0.125 \end{cases}$	$S(\eta) = \begin{cases} 0.405(8\eta)^5 & \eta \leq 0.125 \\ 0.405(8\eta)^{-3} & \eta > 0.125 \end{cases}$
Τόνοι συνδυασμένο υ θορύβου στο 1/4 της συχνότητας περάσματος	K	2.030×10^{-3}	2.615×10^{-3}
	a(k,l)	0	0
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-14.75(1.322-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.322 \\ 10^{-1.33(M_r-1.322)} & M_r > 1.322 \end{cases}$	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-15.44(1.25-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.25 \\ 10^{-7.7467(M_r-1.25)} & M_r > 1.25 \end{cases}$

	S(η)	$S(\eta) = \begin{cases} 0.520(4\eta)^5 & \eta \leq 0.25 \\ 0.520(4\eta)^{-5} & \eta > 0.25 \end{cases}$	$S(\eta) = \begin{cases} 0.520(4\eta)^5 & \eta \leq 0.25 \\ 0.520(4\eta)^{-5} & \eta > 0.25 \end{cases}$
Τόνοι συνδυασμένο υ θορύβου στο 1/2 της συχνότητας περάσματος	K	2.525×10^{-3}	1.005×10^{-3}
	a(k,l)	0	0
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-31.85(1.146-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.146 \\ 10^{-1.41(M_r-1.146)} & M_r > 1.146 \end{cases}$	$\begin{cases} 0 & M_r < 1 \\ 10^{-30.357(1.14-M_r)} & 1 \leq M_r \leq 1.14 \\ 10^{-7.919(M_r-1.14)} & M_r > 1.14 \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = \begin{cases} 0.332(2\eta)^3 & \eta \leq 0.5 \\ 0.332(2\eta)^{-3} & \eta > 0.5 \end{cases}$	$S(\eta) = \begin{cases} 0.332(2\eta)^3 & \eta \leq 0.5 \\ 0.332(2\eta)^{-3} & \eta > 0.5 \end{cases}$
Θόρυβος εξόδου ευρείας μπάντας	K	3.206×10^{-4}	6.397×10^{-4}
	a(k,l)	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 \\ 0.5 & 0.5 \end{bmatrix}$
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 1 \\ M_r^{-2} & M_r > 1 \end{cases}$	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 1 \\ M_r^{-3} & M_r > 1 \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = 0.116 e^{-0.5 \left[\frac{\ln(\frac{\eta}{2.5})}{\ln(2.2)} \right]^2}$	$S(\eta) = 0.116 e^{-0.5 \left[\frac{\ln(\frac{\eta}{2.5})}{\ln(2.2)} \right]^2}$
Τόνοι αλληλεπίδρα σης κινητών- σταθερών περυγίων στην έξοδο	K	2.643×10^{-4}	2.643×10^{-4}
	a(k,l)	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$
	F(M_r,M_m)	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 1 \\ M_r^{-2} & M_r > 1 \end{cases}$	$\begin{cases} 1 & M_r \leq 1 \\ M_r^{-2} & M_r > 1 \end{cases}$
	S(η)	$S(\eta) = \sum_{n=n_l}^{n_u} S(n,i,j)$ όπου $S(1,i,j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$ $S(n,i,j) = \begin{bmatrix} 0.250 & 0.432 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)} \quad (n > 1)$	$S(\eta) = \sum_{n=n_l}^{n_u} S(n,i,j)$ όπου $S(1,i,j) = \begin{bmatrix} 0.499 & 0.136 \\ 0.799 & 0.387 \end{bmatrix}$ $S(n,i,j) = \begin{bmatrix} 0.250 & 0.432 \\ 0.101 & 0.307 \end{bmatrix} \times 10^{-0.3(n-2)} \quad (n > 1)$

Πίνακας 2.4: Διορθώσεις του επιπέδου του θορύβου για την αφαίρεση της επίδρασης της συνιστώσας των διακριτών τόνων στην είσοδο.

Γωνία	Προσγείωση		Απογείωση	
	BPF	2BPF	BPF	2BPF
10	5.6	5.4	4.8	5.8
20	5.8	4.3	5.5	3.8
30	4.7	3.4	5.5	5.3
40	4.6	4.1	5.3	6.4
50	4.9	2.0	5.3	3.5
60	5.1	2.9	5.1	3.0
70	2.9	1.6	4.4	2.1
80	3.2	1.3	3.9	2.1
90	1.6	1.5	2.6	1.1
100	1.6	1.1	2.3	1.4
110	1.8	1.4	1.8	0.9
120	2.1	1.5	2.1	0.7
130	2.4	1.0	1.7	0.7
140	2.2	1.8	1.7	0.4
150	2.0	1.6	2.6	0.6
160	2.8	1.6	3.5	0.8

2.3 Μέθοδος εκτίμησης ήχου θαλάμου καύσης

Η μέθοδος εκτίμησης θαλάμου καύσης η οποία μοντελοποιήθηκε έχει αναπτυχθεί από τους James R. Stone, Eugene A. Krejsa και Bruce J. Clark [12]. Η μέθοδος αυτή βασίζεται σε πειραματικά δεδομένα από τέσσερις σύγχρονους κινητήρες της κατασκευαστικής εταιρείας General Electric (GE): CF6, CF34, CFM56, GE90. Έπειτα από εκτενή μελέτη των δεδομένων αυτών προτείνεται η εκτίμηση τριών συνιστωσών θορύβου πυρήνα στο φάσμα των χαμηλών, των μεσαίων και των πιο υψηλών (~1kHz) συχνοτήτων. Με τον όρο θόρυβο πυρήνα συμπεριλαμβάνεται ο άμεσος θόρυβος από την διαδικασία της καύσης καθώς και ο έμμεσος από πηγές λόγω της αλληλεπίδρασης της θερμής ροής με το υπόλοιπο τμήμα του κινητήρα μετά το θάλαμο καύσης. Ουσιαστικά πρόκειται για τον θόρυβο του κινητήρα έπειτα από προσεκτική απόσπαση του ήχου δέσμης από πειραματικά δεδομένα κινητήρα σε λειτουργία χαμηλής ισχύος και σε συχνότητες χαμηλότερες από την συχνότητα περάσματος πτερυγίων.

Η μέθοδος απαιτεί τα παρακάτω στοιχεία εισόδου:

Στοιχεία Εισόδου	
R	Απόσταση πηγής παρατηρητή (ft)
D _c	Η διάμετρος του θαλάμου καύσης (ft)
D _{hl}	Η υδραυλική διάμετρος του ακροφυσίου πυρήνα (ft)
N _f	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου
W	Ολική παροχή μάζας αέρα και καυσίμου στο θαλάμου καύσης (lbm/sec)
P _{t3}	Ολική πίεση εισόδου θαλάμου καύσης (psia)
T _{t3}	Ολική θερμοκρασία εισόδου θαλάμου καύσης (deg R)
T _{t4}	Ολική θερμοκρασία εξόδου θαλάμου καύσης (deg R)
C _{Co}	Ηχητική ταχύτητα στην έξοδο του θαλάμου καύσης (ft/s)
C _∞	Ταχύτητα ήχου (ft/s)
T _{amb}	Ολική θερμοκρασία περιβάλλοντος (deg R)
P _{amb}	Ολική πίεση περιβάλλοντος (psia)
θ	Γωνία κατεύθυνσης (deg)

Η γενική συσχέτιση (2.15) του ολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης σε γωνία $\theta=90^\circ$ με τα λειτουργικά και γεωμετρικά μεγέθη του θαλάμου καύσης χρησιμοποιείται για τις τρεις συνιστώσες του θορύβου πυρήνα :

$$UOL_c(i) = C_c(i) - 20 \cdot \log(R) + N_c(i) \cdot \log(W \{ [T_{t4} - T_{t3}] [P_{t3} / P_{amb}] [T_{amb} / T_{t3}] \}^2) - F_c(i) \cdot \log(N_f) \quad (2.15)$$

όπου οι συντελεστές $C_c(i)$, $N_c(i)$, $F_c(i)$ προσδιορίζονται για κάθε συνιστώσα ($i = 1, 2, 3$) ώστε να συγκλίνουν με τα πειραματικά δεδομένα.

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις χαμηλές συχνότητες το ολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σε γωνία $\theta=90^\circ$ δίνεται από τη σχέση (2.16) :

$$UOL_{c1} = 78.0 - 20 \cdot \log(R) + 7.0 \cdot \log(W \{ [T_{t4} - T_{t3}] [P_{t3} / P_{amb}] [T_{amb} / T_{t3}] \}^2) - 14.0 \cdot \log(N_f) \quad (2.16)$$

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις μεσαίες συχνότητες το ολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σε γωνία $\theta=90^\circ$ δίνεται από τη σχέση (2.17):

$$UOL_{C_2} = 60.3 - 20 * \log(R) + 10.0 * \log(W\{[Tt4 - Tt3][Pt3 / Pamb][Tamb / Tt3]\}^2) - 18.0 * \log(Nf) \quad (2.17)$$

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις υψηλές συχνότητες το ολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σε γωνία $\theta=90^\circ$ δίνεται από τη σχέση (2.18), στην οποία παρατηρείται ότι δεν υπάρχει εξάρτηση από τον αριθμό ακροφυσίων καυσίμου:

$$UOL_{C_3} = 42.5 - 20 * \log(R) + 9.0 * \log(W\{[Tt4 - Tt3][Pt3 / Pamb][Tamb / Tt3]\}^2) \quad (2.18)$$

Το επίπεδο ακουστικής πίεσης συναρτήσει της γωνίας κατεύθυνσης και της συχνότητας για κάθε συνιστώσα, $SPL_c(i)$, παρουσιάζεται στους πίνακες Πίνακας 2.5, Πίνακας 2.6, Πίνακας 2.7 συναρτήσει του ολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης σε γωνία $\theta=90^\circ$ και του αριθμού Strouhal $Sc(i)$, ο οποίος δίνεται από τις σχέσεις (2.19),(2.20),(2.21) για την κάθε συνιστώσα.

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις χαμηλές συχνότητες:

$$S_{C1} = fD_{hl} / C_\infty \quad (2.19)$$

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις μεσαίες συχνότητες:

$$S_{C2} = fD_c / C_{Co} \quad (2.20)$$

Για την συνιστώσα θορύβου που παρουσιάζεται στις υψηλές συχνότητες:

$$S_{C3} = fD_c / C_{Co} \quad (2.21)$$

Η μέθοδος εκτίμησης ήχου πυρήνα έχει υλοποιηθεί μέσω της υπορουτίνας ENCORE η οποία παρουσιάζεται στο παράρτημα Π11.2

Πίνακας 2.5: Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου πυρήνα στις χαμηλές συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης, $SPL_{CI} - UOL_{CI}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{CI}$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
-3.6	-59	-59	-59	-59	-59	-58.5	-58	-57.5	-56.5	-55.5
-2.2	-31	-31	-31	-31	-31	-30.5	-30	-29.5	-28.5	-27.5
-2.1	-29	-29	-29	-29	-29	-28.5	-28	-27.5	-26.5	-25.5
-2	-27	-27	-27	-27	-27	-26.5	-26	-25.5	-24.5	-23.5
-1.9	-25	-25	-25	-25	-25	-24.5	-24	-23.5	-22.5	-21.5
-1.8	-23	-23	-23	-23	-23	-22.5	-22	-21.5	-20.5	-19.5
-1.7	-21	-21	-21	-21	-21	-20.5	-20	-19.5	-18.5	-17.5
-1.6	-19	-19	-19	-19	-19	-18.5	-18	-17.5	-16.5	-15.5
-1.5	-17	-17	-17	-17	-17	-16.5	-16	-15.5	-14.5	-13.5
-1.4	-15	-15	-15	-15	-15	-14.5	-14	-13.5	-12.5	-11.5
-1.3	-13	-13	-13	-13	-13	-12.5	-12	-11.5	-10.5	-9.5
-1.2	-11	-11	-11	-11	-11	-10.5	-10	-9.5	-8.5	-7.5
-1.1	-9	-9	-9	-9	-9	-8.5	-8	-7.5	-6.5	-5.5
-1	-10.1	-10.1	-10.1	-10.1	-10.1	-9.6	-9.1	-8.6	-7.6	-6.6
-0.9	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.6	-12.1	-11.6	-11.1	-10.1	-9.1
-0.8	-16.6	-16.6	-16.6	-16.6	-16.6	-16.1	-15.6	-15.1	-14.1	-13.1
-0.7	-21.6	-21.6	-21.6	-21.6	-21.6	-21.1	-20.6	-20.1	-19.1	-18.1
-0.6	-27.6	-27.6	-27.6	-27.6	-27.6	-27.1	-26.6	-26.1	-25.1	-24.1
-0.5	-33.6	-33.6	-33.6	-33.6	-33.6	-33.1	-32.6	-32.1	-31.1	-30.1
-0.4	-39.6	-39.6	-39.6	-39.6	-39.6	-39.1	-38.6	-38.1	-37.1	-36.1
-0.3	-45.6	-45.6	-45.6	-45.6	-45.6	-45.1	-44.6	-44.1	-43.1	-42.1
-0.2	-51.6	-51.6	-51.6	-51.6	-51.6	-51.1	-50.6	-50.1	-49.1	-48.1
-0.1	-57.6	-57.6	-57.6	-57.6	-57.6	-57.1	-56.6	-56.1	-55.1	-54.1
0	-63.6	-63.6	-63.6	-63.6	-63.6	-63.1	-62.6	-62.1	-61.1	-60.1
0.1	-69.6	-69.6	-69.6	-69.6	-69.6	-69.1	-68.6	-68.1	-67.1	-66.1
0.2	-75.6	-75.6	-75.6	-75.6	-75.6	-75.1	-74.6	-74.1	-73.1	-72.1
0.3	-81.6	-81.6	-81.6	-81.6	-81.6	-81.1	-80.6	-80.1	-79.1	-78.1
0.4	-87.6	-87.6	-87.6	-87.6	-87.6	-87.1	-86.6	-86.1	-85.1	-84.1
0.5	-93.6	-93.6	-93.6	-93.6	-93.6	-93.1	-92.6	-92.1	-91.1	-90.1
0.6	-99.6	-99.6	-99.6	-99.6	-99.6	-99.1	-98.6	-98.1	-97.1	-96.1
0.7	-105.6	-105.6	-105.6	-105.6	-105.6	-105.1	-104.6	-104.1	-103.1	-102.1
0.8	-111.6	-111.6	-111.6	-111.6	-111.6	-111.1	-110.6	-110.1	-109.1	-108.1

0.9	-117.6	-117.6	-117.6	-117.6	-117.6	-117.1	-116.6	-116.1	-115.1	-114.1
1	-123.6	-123.6	-123.6	-123.6	-123.6	-123.1	-122.6	-122.1	-121.1	-120.1
1.1	-129.6	-129.6	-129.6	-129.6	-129.6	-129.1	-128.6	-128.1	-127.1	-126.1
1.2	-135.6	-135.6	-135.6	-135.6	-135.6	-135.1	-134.6	-134.1	-133.1	-132.1
1.3	-141.6	-141.6	-141.6	-141.6	-141.6	-141.1	-140.6	-140.1	-139.1	-138.1
1.4	-147.6	-147.6	-147.6	-147.6	-147.6	-147.1	-146.6	-146.1	-145.1	-144.1
1.5	-153.6	-153.6	-153.6	-153.6	-153.6	-153.1	-152.6	-152.1	-151.1	-150.1
1.6	-159.6	-159.6	-159.6	-159.6	-159.6	-159.1	-158.6	-158.1	-157.1	-156.1
1.7	-165.6	-165.6	-165.6	-165.6	-165.6	-165.1	-164.6	-164.1	-163.1	-162.1
1.8	-171.6	-171.6	-171.6	-171.6	-171.6	-171.1	-170.6	-170.1	-169.1	-168.1
1.9	-177.6	-177.6	-177.6	-177.6	-177.6	-177.1	-176.6	-176.1	-175.1	-174.1
2	-183.6	-183.6	-183.6	-183.6	-183.6	-183.1	-182.6	-182.1	-181.1	-180.1
3.6	-279.6	-279.6	-279.6	-279.6	-279.6	-279.1	-278.6	-278.1	-277.1	-276.1
$OASPL_{C1}$ $-UOL_{C1}$	-2.8	-2.8	-2.8	-2.8	-2.8	-2.3	-1.8	-1.3	-0.3	0.7

Πίνακας 2.3 (συνέχεια) : Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου
πυρήνα στις χαμηλές συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης , $SPL_{C1} - UOL_{C1}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{C1}$	100	110	120	130	140	150	160	170	180	
-3.6	-54	-52.3	-49.8	-46.2	-47.2	-50.2	-55.2	-60.2	-65.2	
-2.2	-26	-24.3	-21.8	-18.2	-19.2	-22.2	-27.2	-32.2	-37.2	
-2.1	-24	-22.3	-19.8	-16.2	-17.2	-20.2	-25.2	-30.2	-35.2	
-2	-22	-20.3	-17.8	-14.3	-15.3	-18.3	-23.3	-28.3	-33.3	
-1.9	-20	-18.3	-15.8	-12.5	-13.5	-16.5	-21.5	-26.5	-31.5	
-1.8	-18	-16.3	-13.8	-10.8	-11.8	-14.8	-19.8	-24.8	-29.8	
-1.7	-16	-14.3	-11.8	-9.2	-10.2	-13.2	-18.2	-23.2	-28.2	
-1.6	-14	-12.3	-9.8	-7.7	-8.7	-11.7	-16.7	-21.7	-26.7	
-1.5	-12	-10.3	-7.9	-6.2	-7.2	-10.2	-15.2	-20.2	-25.2	
-1.4	-10	-8.3	-6.1	-4.7	-5.7	-8.7	-13.7	-18.7	-23.7	
-1.3	-8	-6.3	-4.4	-3.2	-4.2	-7.2	-12.2	-17.2	-22.2	
-1.2	-6	-4.5	-3.1	-2	-3	-6	-11	-16	-21	
-1.1	-4.2	-3	-2	-1	-2	-5	-10	-15	-20	
-1	-5.3	-4	-2.9	-1.8	-2.8	-5.8	-10.8	-15.8	-20.8	

Πίνακας 2.6 : Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου πυρήνα στις μεσαίες συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης, $SPL_{C2} - UOL_{C2}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{C2}$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
-3.6	-176.3	-175.3	-174.3	-173.3	-172.3	-170.8	-169.8	-168.8	-168.3	-167.8
-2.2	-92.3	-91.3	-90.3	-89.3	-88.3	-86.8	-85.8	-84.8	-84.3	-83.8
-2.1	-86.3	-85.3	-84.3	-83.3	-82.3	-80.8	-79.8	-78.8	-78.3	-77.8
-2	-80.3	-79.3	-78.3	-77.3	-76.3	-74.8	-73.8	-72.8	-72.3	-71.8
-1.9	-74.3	-73.3	-72.3	-71.3	-70.3	-68.8	-67.8	-66.8	-66.3	-65.8
-1.8	-68.3	-67.3	-66.3	-65.3	-64.3	-62.8	-61.8	-60.8	-60.3	-59.8
-1.7	-62.3	-61.3	-60.3	-59.3	-58.3	-56.8	-55.8	-54.8	-54.3	-53.8
-1.6	-56.3	-55.3	-54.3	-53.3	-52.3	-50.8	-49.8	-48.8	-48.3	-47.8
-1.5	-50.3	-49.3	-48.3	-47.3	-46.3	-44.8	-43.8	-42.8	-42.3	-41.8
-1.4	-44.3	-43.3	-42.3	-41.3	-40.3	-38.8	-37.8	-36.8	-36.3	-35.8
-1.3	-38.3	-37.3	-36.3	-35.3	-34.3	-32.8	-31.8	-30.8	-30.3	-29.8
-1.2	-32.3	-31.3	-30.3	-29.3	-28.3	-26.8	-25.8	-24.8	-24.3	-23.8
-1.1	-26.3	-25.3	-24.3	-23.3	-22.3	-20.8	-19.8	-18.8	-18.3	-17.8
-1	-20.3	-19.3	-18.3	-17.3	-16.3	-14.8	-13.8	-12.8	-12.3	-11.8
-0.9	-16.3	-15.3	-14.3	-13.3	-12.3	-10.8	-9.8	-8.8	-8.3	-7.8
-0.8	-14.3	-13.3	-12.3	-11.3	-10.3	-8.8	-7.8	-6.8	-6.3	-5.8
-0.7	-15	-14	-13	-12	-11	-9.5	-8.5	-7.5	-7	-6.5
-0.6	-16.9	-15.9	-14.9	-13.9	-12.9	-11.4	-10.4	-9.4	-8.9	-8.4
-0.5	-19.8	-18.8	-17.8	-16.8	-15.8	-14.3	-13.3	-12.3	-11.8	-11.3
-0.4	-23.8	-22.8	-21.8	-20.8	-19.8	-18.3	-17.3	-16.3	-15.8	-15.3
-0.3	-28.8	-27.8	-26.8	-25.8	-24.8	-23.3	-22.3	-21.3	-20.8	-20.3
-0.2	-34.1	-33.1	-32.1	-31.1	-30.1	-28.6	-27.6	-26.6	-26.1	-25.6
-0.1	-39.7	-38.7	-37.7	-36.7	-35.7	-34.2	-33.2	-32.2	-31.7	-31.2
0	-45.7	-44.7	-43.7	-42.7	-41.7	-40.2	-39.2	-38.2	-37.7	-37.2
0.1	-51.7	-50.7	-49.7	-48.7	-47.7	-46.2	-45.2	-44.2	-43.7	-43.2
0.2	-57.7	-56.7	-55.7	-54.7	-53.7	-52.2	-51.2	-50.2	-49.7	-49.2
0.3	-63.7	-62.7	-61.7	-60.7	-59.7	-58.2	-57.2	-56.2	-55.7	-55.2
0.4	-69.7	-68.7	-67.7	-66.7	-65.7	-64.2	-63.2	-62.2	-61.7	-61.2
0.5	-75.7	-74.7	-73.7	-72.7	-71.7	-70.2	-69.2	-68.2	-67.7	-67.2
0.6	-81.7	-80.7	-79.7	-78.7	-77.7	-76.2	-75.2	-74.2	-73.7	-73.2
0.7	-87.7	-86.7	-85.7	-84.7	-83.7	-82.2	-81.2	-80.2	-79.7	-79.2
0.8	-93.7	-92.7	-91.7	-90.7	-89.7	-88.2	-87.2	-86.2	-85.7	-85.2
0.9	-99.7	-98.7	-97.7	-96.7	-95.7	-94.2	-93.2	-92.2	-91.7	-91.2

1	-105.7	-104.7	-103.7	-102.7	-101.7	-100.2	-99.2	-98.2	-97.7	-97.2
1.1	-111.7	-110.7	-109.7	-108.7	-107.7	-106.2	-105.2	-104.2	-103.7	-103.2
1.2	-117.7	-116.7	-115.7	-114.7	-113.7	-112.2	-111.2	-110.2	-109.7	-109.2
1.3	-123.7	-122.7	-121.7	-120.7	-119.7	-118.2	-117.2	-116.2	-115.7	-115.2
1.4	-129.7	-128.7	-127.7	-126.7	-125.7	-124.2	-123.2	-122.2	-121.7	-121.2
1.5	-135.7	-134.7	-133.7	-132.7	-131.7	-130.2	-129.2	-128.2	-127.7	-127.2
1.6	-141.7	-140.7	-139.7	-138.7	-137.7	-136.2	-135.2	-134.2	-133.7	-133.2
1.7	-147.7	-146.7	-145.7	-144.7	-143.7	-142.2	-141.2	-140.2	-139.7	-139.2
1.8	-153.7	-152.7	-151.7	-150.7	-149.7	-148.2	-147.2	-146.2	-145.7	-145.2
1.9	-159.7	-158.7	-157.7	-156.7	-155.7	-154.2	-153.2	-152.2	-151.7	-151.2
2	-165.7	-164.7	-163.7	-162.7	-161.7	-160.2	-159.2	-158.2	-157.7	-157.2
3.6	-261.7	-260.7	-259.7	-258.7	-257.7	-256.2	-255.2	-254.2	-253.7	-253.2
$OASPL_{C_2}$ $-UOL_{C_2}$	-8.5	-7.5	-6.5	-5.5	-4.5	-3	-2	-1	-0.5	0

Πίνακας 2.4 (συνέχεια) : Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου
πυρήνα στις μεσαίες συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης , $SPL_{C_2} - UOL_{C_2}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{C_2}$	<u>100</u>	<u>110</u>	<u>120</u>	<u>130</u>	<u>140</u>	<u>150</u>	<u>160</u>	<u>170</u>	<u>180</u>	
-3.6	-167.3	-166.8	-166.3	-165.8	-167.3	-169.5	-171.7	-173.9	-176.1	
-2.2	-83.3	-82.8	-82.3	-81.8	-83.3	-85.5	-87.7	-89.9	-94.9	
-2.1	-77.3	-76.8	-76.3	-75.8	-77.3	-79.5	-81.7	-83.9	-88.9	
-2	-71.3	-70.8	-70.3	-69.8	-71.3	-73.5	-75.7	-77.9	-82.9	
-1.9	-65.3	-64.8	-64.3	-63.8	-65.3	-67.5	-69.7	-71.9	-76.9	
-1.8	-59.3	-58.8	-58.3	-57.8	-59.3	-61.5	-63.7	-65.9	-70.9	
-1.7	-53.3	-52.8	-52.3	-51.8	-53.3	-55.5	-57.7	-59.9	-64.9	
-1.6	-47.3	-46.8	-46.3	-45.8	-47.3	-49.5	-51.7	-53.9	-58.9	
-1.5	-41.3	-40.8	-40.3	-39.8	-41.3	-43.5	-45.7	-47.9	-52.9	
-1.4	-35.3	-34.8	-34.3	-33.8	-35.3	-37.5	-39.7	-41.9	-46.9	
-1.3	-29.3	-28.8	-28.3	-27.8	-29.3	-31.5	-33.7	-35.9	-40.9	
-1.2	-23.3	-22.8	-22.3	-21.8	-23.3	-25.5	-27.7	-29.9	-34.9	
-1.1	-17.3	-16.8	-16.3	-15.8	-17.3	-19.5	-21.7	-23.9	-28.9	
-1	-11.3	-10.8	-10.3	-9.8	-11.3	-13.5	-15.7	-17.9	-22.9	

-0.9	-7.3	-6.8	-6.3	-5.8	-7.3	-9.5	-11.7	-13.9	-18.9
-0.8	-5.3	-4.8	-4.3	-3.8	-5.3	-7.5	-9.7	-11.9	-14.1
-0.7	-6	-5.5	-5	-4.5	-6	-8.2	-10.4	-12.6	-14.8
-0.6	-7.9	-7.4	-6.9	-6.4	-7.9	-10.1	-12.3	-14.5	-16.7
-0.5	-10.8	-10.3	-9.8	-9.3	-10.8	-13	-15.2	-17.4	-19.6
-0.4	-14.8	-14.3	-13.8	-13.3	-14.8	-17	-19.2	-21.4	-23.6
-0.3	-19.8	-19.3	-18.8	-18.3	-19.8	-22	-24.2	-26.4	-28.6
-0.2	-25.1	-24.6	-24.1	-23.6	-25.1	-27.3	-29.5	-31.7	-33.9
-0.1	-30.7	-30.2	-29.7	-29.2	-30.7	-32.9	-35.1	-37.3	-39.5
0	-36.7	-36.2	-35.7	-35.2	-36.7	-38.9	-41.1	-43.3	-45.5
0.1	-42.7	-42.2	-41.7	-41.2	-42.7	-44.9	-47.1	-49.3	-51.5
0.2	-48.7	-48.2	-47.7	-47.2	-48.7	-50.9	-53.1	-55.3	-57.5
0.3	-54.7	-54.2	-53.7	-53.2	-54.7	-56.9	-59.1	-61.3	-63.5
0.4	-60.7	-60.2	-59.7	-59.2	-60.7	-62.9	-65.1	-67.3	-69.5
0.5	-66.7	-66.2	-65.7	-65.2	-66.7	-68.9	-71.1	-73.3	-75.5
0.6	-72.7	-72.2	-71.7	-71.2	-72.7	-74.9	-77.1	-79.3	-81.5
0.7	-78.7	-78.2	-77.7	-77.2	-78.7	-80.9	-83.1	-85.3	-87.5
0.8	-84.7	-84.2	-83.7	-83.2	-84.7	-86.9	-89.1	-91.3	-93.5
0.9	-90.7	-90.2	-89.7	-89.2	-90.7	-92.9	-95.1	-97.3	-99.5
1	-96.7	-96.2	-95.7	-95.2	-96.7	-98.9	-101.1	-103.3	-105.5
1.1	-102.7	-102.2	-101.7	-101.2	-102.7	-104.9	-107.1	-109.3	-111.5
1.2	-108.7	-108.2	-107.7	-107.2	-108.7	-110.9	-113.1	-115.3	-117.5
1.3	-114.7	-114.2	-113.7	-113.2	-114.7	-116.9	-119.1	-121.3	-123.5
1.4	-120.7	-120.2	-119.7	-119.2	-120.7	-122.9	-125.1	-127.3	-129.5
1.5	-126.7	-126.2	-125.7	-125.2	-126.7	-128.9	-131.1	-133.3	-135.5
1.6	-132.7	-132.2	-131.7	-131.2	-132.7	-134.9	-137.1	-139.3	-141.5
1.7	-138.7	-138.2	-137.7	-137.2	-138.7	-140.9	-143.1	-145.3	-147.5
1.8	-144.7	-144.2	-143.7	-143.2	-144.7	-146.9	-149.1	-151.3	-153.5
1.9	-150.7	-150.2	-149.7	-149.2	-150.7	-152.9	-155.1	-157.3	-159.5
2	-156.7	-156.2	-155.7	-155.2	-156.7	-158.9	-161.1	-163.3	-165.5
3.6	-252.7	-252.2	-251.7	-251.2	-252.7	-254.9	-257.1	-259.3	-261.5
$OASPL_{C_2}$ $-UOL_{C_2}$	0.5	1	1.5	2	0.5	-1.7	-3.9	-6.1	-8.3

Πίνακας 2.7: Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου πυρήνα στις υψηλές συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης , $SPL_{C3} - UOL_{C3}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{C3}$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
-3.6	-198.8	-198.2	-197.6	-197	-196.4	-195.7	-195	-194.8	-194.4	-193.6
-2.2	-114.8	-114.2	-113.6	-113	-112.4	-111.7	-111	-110.8	-110.4	-109.6
-2.1	-108.8	-108.2	-107.6	-107	-106.4	-105.7	-105	-104.8	-104.4	-103.6
-2	-102.8	-102.2	-101.6	-101	-100.4	-99.7	-99	-98.8	-98.4	-97.6
-1.9	-96.8	-96.2	-95.6	-95	-94.4	-93.7	-93	-92.8	-92.4	-91.6
-1.8	-90.8	-90.2	-89.6	-89	-88.4	-87.7	-87	-86.8	-86.4	-85.6
-1.7	-84.8	-84.2	-83.6	-83	-82.4	-81.7	-81	-80.8	-80.4	-79.6
-1.6	-78.8	-78.2	-77.6	-77	-76.4	-75.7	-75	-74.8	-74.4	-73.6
-1.5	-72.8	-72.2	-71.6	-71	-70.4	-69.7	-69	-68.8	-68.4	-67.6
-1.4	-66.8	-66.2	-65.6	-65	-64.4	-63.7	-63	-62.8	-62.4	-61.6
-1.3	-60.8	-60.2	-59.6	-59	-58.4	-57.7	-57	-56.8	-56.4	-55.6
-1.2	-54.8	-54.2	-53.6	-53	-52.4	-51.7	-51	-50.8	-50.4	-49.6
-1.1	-48.8	-48.2	-47.6	-47	-46.4	-45.7	-45	-44.8	-44.4	-43.6
-1	-42.8	-42.2	-41.6	-41	-40.4	-39.7	-39	-38.8	-38.4	-37.6
-0.9	-36.8	-36.2	-35.6	-35	-34.4	-33.7	-33	-32.8	-32.4	-31.6
-0.8	-30.8	-30.2	-29.6	-29	-28.4	-27.7	-27	-26.8	-26.4	-25.6
-0.7	-24.8	-24.2	-23.6	-23	-22.4	-21.7	-21	-20.8	-20.4	-19.6
-0.6	-19.6	-19	-18.4	-17.8	-17.2	-16.5	-15.8	-15.6	-15.2	-14.4
-0.5	-15.5	-14.9	-14.3	-13.7	-13.1	-12.4	-11.7	-11.5	-11.1	-10.3
-0.4	-12.6	-12	-11.4	-10.8	-10.2	-9.5	-8.8	-8.6	-8.2	-7.4
-0.3	-11.6	-11	-10.4	-9.8	-9.2	-8.5	-7.8	-7.6	-7.2	-6.4
-0.2	-11.9	-11.3	-10.7	-10.1	-9.5	-8.8	-8.1	-7.9	-7.5	-6.7
-0.1	-12.9	-12.3	-11.7	-11.1	-10.5	-9.8	-9.1	-8.9	-8.5	-7.7
0	-15.1	-14.5	-13.9	-13.3	-12.7	-12	-11.3	-11.1	-10.7	-9.9
0.1	-18.7	-18.1	-17.5	-16.9	-16.3	-15.6	-14.9	-14.7	-14.3	-13.5
0.2	-23.2	-22.6	-22	-21.4	-20.8	-20.1	-19.4	-19.2	-18.8	-18
0.3	-29.2	-28.6	-28	-27.4	-26.8	-26.1	-25.4	-25.2	-24.8	-24
0.4	-35.2	-34.6	-34	-33.4	-32.8	-32.1	-31.4	-31.2	-30.8	-30
0.5	-41.2	-40.6	-40	-39.4	-38.8	-38.1	-37.4	-37.2	-36.8	-36
0.6	-47.2	-46.6	-46	-45.4	-44.8	-44.1	-43.4	-43.2	-42.8	-42
0.7	-53.2	-52.6	-52	-51.4	-50.8	-50.1	-49.4	-49.2	-48.8	-48
0.8	-59.2	-58.6	-58	-57.4	-56.8	-56.1	-55.4	-55.2	-54.8	-54

0.9	-65.2	-64.6	-64	-63.4	-62.8	-62.1	-61.4	-61.2	-60.8	-60
1	-71.2	-70.6	-70	-69.4	-68.8	-68.1	-67.4	-67.2	-66.8	-66
1.1	-77.2	-76.6	-76	-75.4	-74.8	-74.1	-73.4	-73.2	-72.8	-72
1.2	-83.2	-82.6	-82	-81.4	-80.8	-80.1	-79.4	-79.2	-78.8	-78
1.3	-89.2	-88.6	-88	-87.4	-86.8	-86.1	-85.4	-85.2	-84.8	-84
1.4	-95.2	-94.6	-94	-93.4	-92.8	-92.1	-91.4	-91.2	-90.8	-90
1.5	-101.2	-100.6	-100	-99.4	-98.8	-98.1	-97.4	-97.2	-96.8	-96
1.6	-107.2	-106.6	-106	-105.4	-104.8	-104.1	-103.4	-103.2	-102.8	-102
1.7	-113.2	-112.6	-112	-111.4	-110.8	-110.1	-109.4	-109.2	-108.8	-108
1.8	-119.2	-118.6	-118	-117.4	-116.8	-116.1	-115.4	-115.2	-114.8	-114
1.9	-125.2	-124.6	-124	-123.4	-122.8	-122.1	-121.4	-121.2	-120.8	-120
2	-131.2	-130.6	-130	-129.4	-128.8	-128.1	-127.4	-127.2	-126.8	-126
3.6	-227.2	-226.6	-226	-225.4	-224.8	-224.1	-223.4	-223.2	-222.8	-222
$OASPL_{C_3}$ $-UOL_{C_3}$	-4.8	-4.2	-3.6	-3	-2.4	-1.7	-1	-0.8	-0.4	0.4

Πίνακας 2.5 (συνέχεια) : Κατευθυντικότητα φάσματος για την συνιστώσα θορύβου
πυρήνα στις υψηλές συχνότητες.

Παράμετρος Συχνότητας	Κανονικοποιημένα επίπεδα ακουστικής πίεσης, $SPL_{C_3} - UOL_{C_3}$, dB ως συνάρτηση της γωνίας κατεύθυνσης θ (deg)									
	Γωνία κατεύθυνσης θ (deg)									
$\log S_{C_3}$	<u>100</u>	<u>110</u>	<u>120</u>	<u>130</u>	<u>140</u>	<u>150</u>	<u>160</u>	<u>170</u>	<u>180</u>	
-3.6	-192.1	-190.4	-188.6	-187.2	-190.7	-193.2	-195.2	-197.2	-199.2	
-2.2	-108.1	-106.4	-104.6	-103.2	-106.7	-109.2	-111.2	-113.2	-115.2	
-2.1	-102.1	-100.4	-98.6	-97.2	-100.7	-103.2	-105.2	-107.2	-109.2	
-2	-96.1	-94.4	-92.6	-91.2	-94.7	-97.2	-99.2	-101.2	-103.2	
-1.9	-90.1	-88.4	-86.6	-85.2	-88.7	-91.2	-93.2	-95.2	-97.2	
-1.8	-84.1	-82.4	-80.6	-79.2	-82.7	-85.2	-87.2	-89.2	-91.2	
-1.7	-78.1	-76.4	-74.6	-73.2	-76.7	-79.2	-81.2	-83.2	-85.2	
-1.6	-72.1	-70.4	-68.6	-67.2	-70.7	-73.2	-75.2	-77.2	-79.2	
-1.5	-66.1	-64.4	-62.6	-61.2	-64.7	-67.2	-69.2	-71.2	-73.2	
-1.4	-60.1	-58.4	-56.6	-55.2	-58.7	-61.2	-63.2	-65.2	-67.2	
-1.3	-54.1	-52.4	-50.6	-49.2	-52.7	-55.2	-57.2	-59.2	-61.2	
-1.2	-48.1	-46.4	-44.6	-43.2	-46.7	-49.2	-51.2	-53.2	-55.2	
-1.1	-42.1	-40.4	-38.6	-37.2	-40.7	-43.2	-45.2	-47.2	-49.2	

-1	-36.1	-34.4	-32.6	-31.2	-34.7	-37.2	-39.2	-41.2	-43.2
-0.9	-30.1	-28.4	-26.6	-25.2	-28.7	-31.2	-33.2	-35.2	-37.2
-0.8	-24.1	-22.4	-20.6	-19.2	-22.7	-25.2	-27.2	-29.2	-31.2
-0.7	-18.1	-16.4	-14.6	-13.2	-16.7	-19.2	-21.2	-23.2	-25.2
-0.6	-12.9	-11.2	-9.4	-8	-11.5	-14	-16	-18	-20
-0.5	-8.8	-7.1	-5.3	-3.9	-7.4	-9.9	-11.9	-13.9	-15.9
-0.4	-5.9	-4.2	-2.4	-1	-4.5	-7	-9	-11	-13
-0.3	-4.9	-3.2	-1.4	0	-3.5	-6	-8	-10	-12
-0.2	-5.2	-3.5	-1.7	-0.3	-3.8	-6.3	-8.3	-10.7	-12.7
-0.1	-6.2	-4.5	-2.7	-1.3	-4.8	-7.3	-9.3	-12.2	-14.2
0	-8.4	-6.7	-4.9	-3.5	-7	-9.5	-11.5	-15	-17
0.1	-12	-10.3	-8.5	-7.1	-10.6	-13.1	-15.1	-19.3	-21.3
0.2	-16.5	-14.8	-13	-11.6	-15.1	-17.6	-19.6	-25.1	-27.1
0.3	-22.5	-20.8	-19	-17.6	-21.1	-23.6	-25.6	-31.1	-33.1
0.4	-28.5	-26.8	-25	-23.6	-27.1	-29.6	-31.6	-37.1	-39.1
0.5	-34.5	-32.8	-31	-29.6	-33.1	-35.6	-37.6	-43.1	-45.1
0.6	-40.5	-38.8	-37	-35.6	-39.1	-41.6	-43.6	-49.1	-51.1
0.7	-46.5	-44.8	-43	-41.6	-45.1	-47.6	-49.6	-55.1	-57.1
0.8	-52.5	-50.8	-49	-47.6	-51.1	-53.6	-55.6	-61.1	-63.1
0.9	-58.5	-56.8	-55	-53.6	-57.1	-59.6	-61.6	-67.1	-69.1
1	-64.5	-62.8	-61	-59.6	-63.1	-65.6	-67.6	-73.1	-75.1
1.1	-70.5	-68.8	-67	-65.6	-69.1	-71.6	-73.6	-79.1	-81.1
1.2	-76.5	-74.8	-73	-71.6	-75.1	-77.6	-79.6	-85.1	-87.1
1.3	-82.5	-80.8	-79	-77.6	-81.1	-83.6	-85.6	-91.1	-93.1
1.4	-88.5	-86.8	-85	-83.6	-87.1	-89.6	-91.6	-97.1	-99.1
1.5	-94.5	-92.8	-91	-89.6	-93.1	-95.6	-97.6	-103.1	-105.1
1.6	-100.5	-98.8	-97	-95.6	-99.1	-101.6	-103.6	-109.1	-111.1
1.7	-106.5	-104.8	-103	-101.6	-105.1	-107.6	-109.6	-115.1	-117.1
1.8	-112.5	-110.8	-109	-107.6	-111.1	-113.6	-115.6	-121.1	-123.1
1.9	-118.5	-116.8	-115	-113.6	-117.1	-119.6	-121.6	-127.1	-129.1
2	-124.5	-122.8	-121	-119.6	-123.1	-125.6	-127.6	-133.1	-135.1
3.6	-220.5	-218.8	-217	-215.6	-219.1	-221.6	-223.6	-229.1	-231.1
$OASPL_{C_3}$ $-UOL_{C_3}$	1.9	3.6	5.4	6.8	3.3	0.8	-1.2	-3.6	-5.6

3

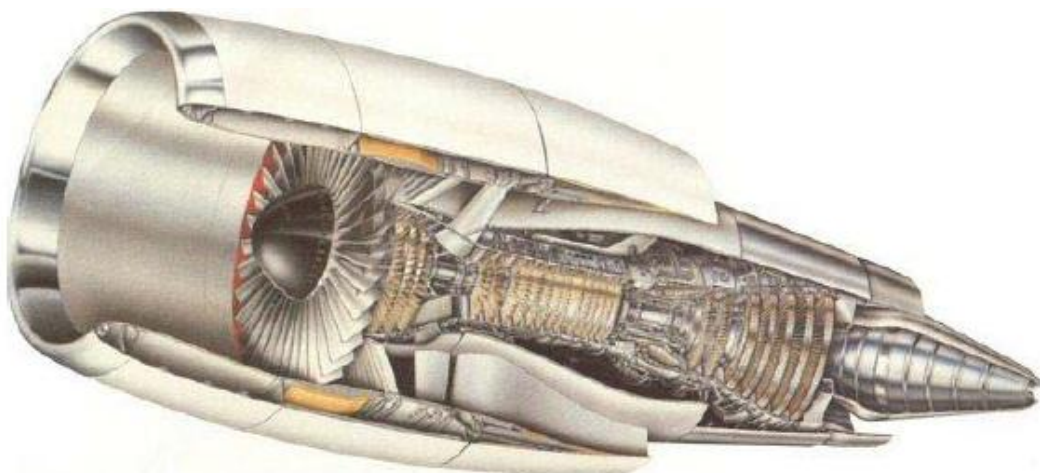
Αξιολόγηση αποτελεσμάτων μεθόδων εκτίμησης ήχου

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται αξιολόγηση των αποτελεσμάτων του AERONOISE έπειτα από την ενσωμάτωση των μεθόδων που μοντελοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας. Αρχικά γίνεται εφαρμογή των μεθόδων στον κινητήρα CF6-80C2 με παράλληλη σύγκριση των αποτελεσμάτων με πειραματικά δεδομένα, τα οποία ανακτήθηκαν από την βιβλιογραφία. Έπειτα γίνεται εφαρμογή του αρχικού και του βελτιωμένου λογισμικού AERONOISE σε αποστολή πτήσης αεροσκάφους τύπου Boeing 747-400 και τα αποτελέσματα συγκρίνονται με στοιχεία από τη βάση δεδομένων του ICAO.

3.1 Εφαρμογή βελτιωμένου λογισμικού στον κινητήρα CF6-80C2.

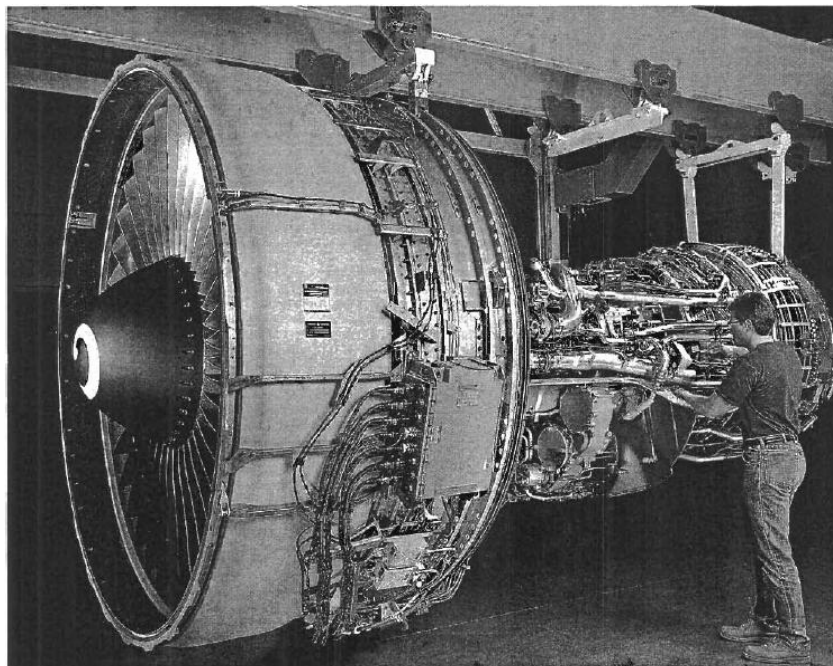
Στην παράγραφο αυτή γίνεται εφαρμογή των μεθόδων που μοντελοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας εργασίας στον κινητήρα CF6-80C2, ο οποίος αποτελεί χαρακτηριστικό παράδειγμα σύγχρονου στροβιλοαντιδραστήρα διπλού ρεύματος (turbofan) υψηλού λόγου παράκαμψης, διπλού τυμπάνου Σχήμα 3.1. Και οι δύο μέθοδοι που αναπτύχθηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο έχουν δημιουργηθεί έπειτα από την ανάλυση πειραματικών δεδομένων του συγκεκριμένου κινητήρα και παρόμοιων του.

Τα αποτελέσματα από την εφαρμογή του λογισμικού συγκρίνονται με πειραματικά δεδομένα τα οποία ανακτήθηκαν από την βιβλιογραφία για τον συγκεκριμένο κινητήρα καθώς και με αποτελέσματα από την εφαρμογή του λογισμικού που προϋπήρχε.

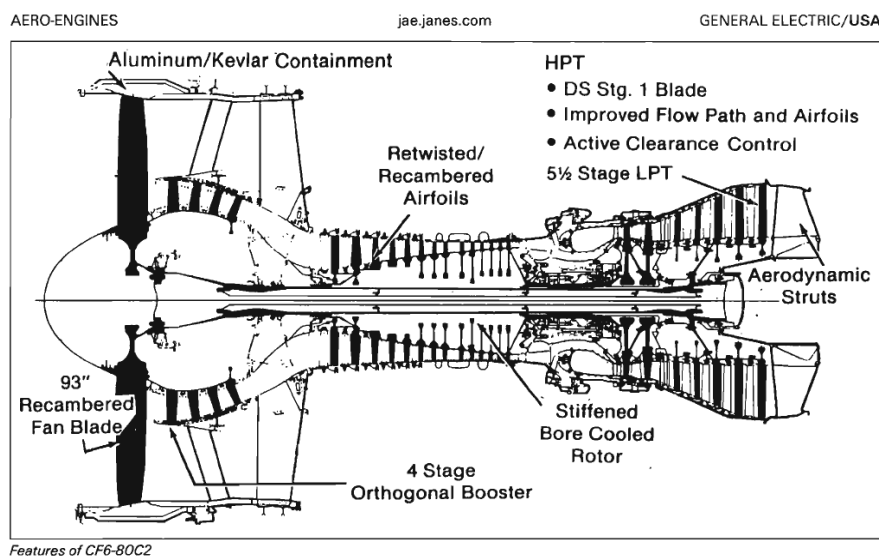


Σχήμα 3.1: Τομή του κινητήρα CF6-80C2 με το κέλυφός του.

Ο κινητήρας CF6-80C2 χρησιμοποιείται σε αεροσκάφη τύπου Airbus A300 και A310, Boeing 767 και 747, McDonnell Douglas MD-11 trijet. Στο Σχήμα 3.2 φαίνεται ο κινητήρας από πραγματική φωτογραφία. Η τομή του κινητήρα στην οποία φαίνονται τα μέρη που τον αποτελούν παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.3 και στον Πίνακα 3.1 δίνονται βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά και στοιχεία λειτουργίας του.



Σχήμα 3.2: Ο κινητήρας CF6-80C2.



Σχήμα 3.3: Τομή του κινητήρα CF6-80C2.

Take-off thrust	Ώση απογείωσης (KN)	253.548 (57 K lbs)
Cruise thrust	Ώση πλεύσης (KN)	50.4 (11.330 K lbs)
BPR	Λόγος παράκαμψης	5.0
Mtrd	Σχετικός αριθμός Mach κορυφής πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης	1.53
Mass Flow	Ροή εισόδου(kg/s)	802
OPR	Ολικός λόγος πίεσης	30:1
Fan Tip Diameter	Διάμετρος ανεμιστήρα (m)	2.3622 (93 in)
Max Diameter	Μέγιστη διάμετρος (m)	2.692 (106 in)
Length	Μήκος κινητήρα (m)	4.267 (168 in)
IGVs	Οδηγά πτερύγια εισόδου	OXI
Exhaust type	Χωρίς Ανάμιξη ρευμάτων	

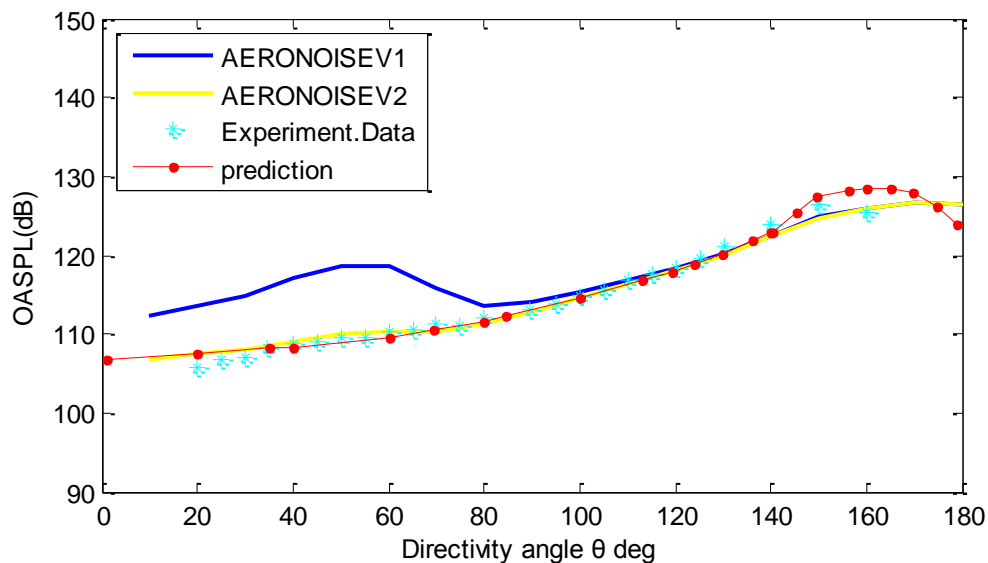
Πίνακας 3.1: Βασικά λειτουργικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά του CF6-80C2.

Τα αποτελέσματα του συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης OASPL που παρουσιάζονται στα επόμενα διαγράμματα αφορούν στο σημείο λειτουργίας του κινητήρα με περιστροφική ταχύτητα ρότορα συμπιεστή χαμηλής πίεσης 3583 rpm, σε απόσταση παρατηρητή 45.72m (150ft).

Τα πειραματικά δεδομένα ανακτήθηκαν από την βιβλιογραφία [3],[12]. Ακόμα ανακτήθηκαν δημοσιευμένα αποτελέσματα λογισμικού εκτίμησης ήχου του κινητήρα [12], τα οποία χρησιμοποιήθηκαν για την αξιολόγηση της μοντελοποίησης της μεθόδου εκτίμησης του θορύβου πυρήνα (Σχήμα 3.7) .

Στο Σχήμα 3.4 απεικονίζεται το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης (OASPL) του κινητήρα όπως προκύπτει από:

- δημοσιευμένα πειραματικά δεδομένα [12] (Experiment.Data)
- εκτίμηση δημοσιευμένου λογισμικού [12] (prediction)
- εφαρμογή του λογισμικού AERONOISE του ΕΘΣ το οποίο προϋπήρχε, χάριν συντομίας στο εξής θα αναφέρεται AERONOISEV1.
- εφαρμογή του λογισμικού AERONOISE του ΕΘΣ έπειτα από τον εμπλουτισμό του, στο εξής θα αναφέρεται AERONOISEV2.

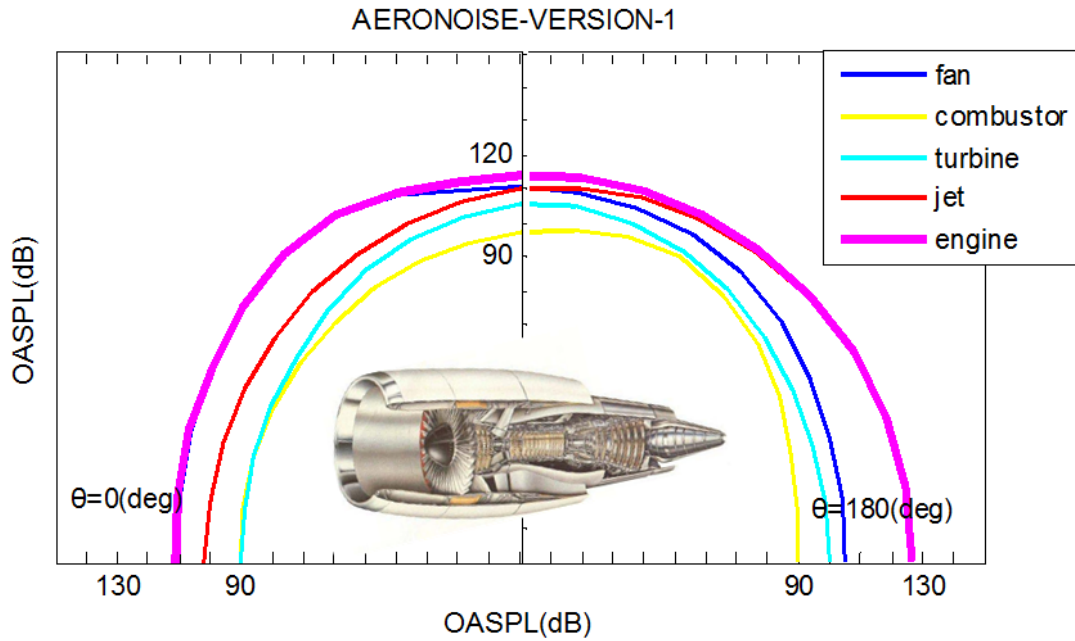


Σχήμα 3.4: Σύγκριση πειραματικών δεδομένων και εκτιμήσεων του συνολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης (OASPL) του κινητήρα CF6-80C2A5F σε στροφές ατράκτου χαμηλής πίεσης 3583 rpm .

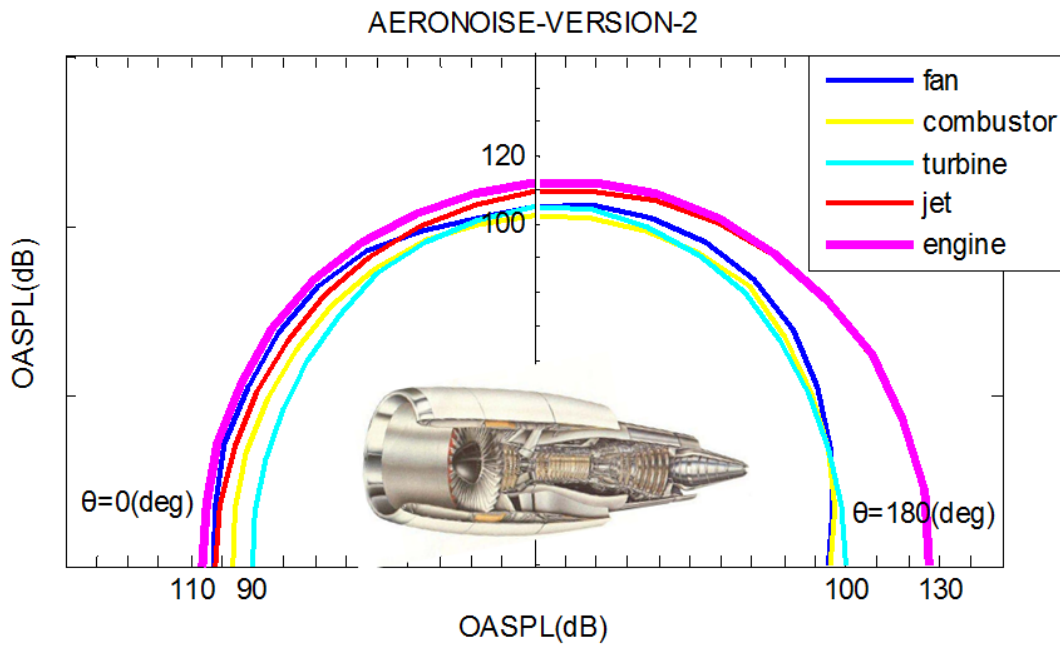
Στο Σχήμα 3.4 παρατηρούμε ότι τα αποτελέσματα με την εφαρμογή του AERONOISEV2 συγκλίνουν περισσότερο στα πειραματικά δεδομένα. Η διαφορά από το λογισμικό AERONOISEV1 είναι εντονότερη στο πρώτο τεταρτημόριο όπου όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.5 η κυρίαρχη πηγή είναι από τον ανεμιστήρα.

Με την εφαρμογή της βελτιωμένης μεθόδου εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα (AERONOISEV2) το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης του ανεμιστήρα μειώνεται και στα δύο τεταρτημόρια (Σχήμα 3.6). Μείωση των επιπέδων θορύβου συνολικά του κινητήρα επέρχεται μόνο στο πρώτο τεταρτημόριο καθώς στο δεύτερο κυρίαρχη πηγή είναι αυτή του ήχου δέσμης.

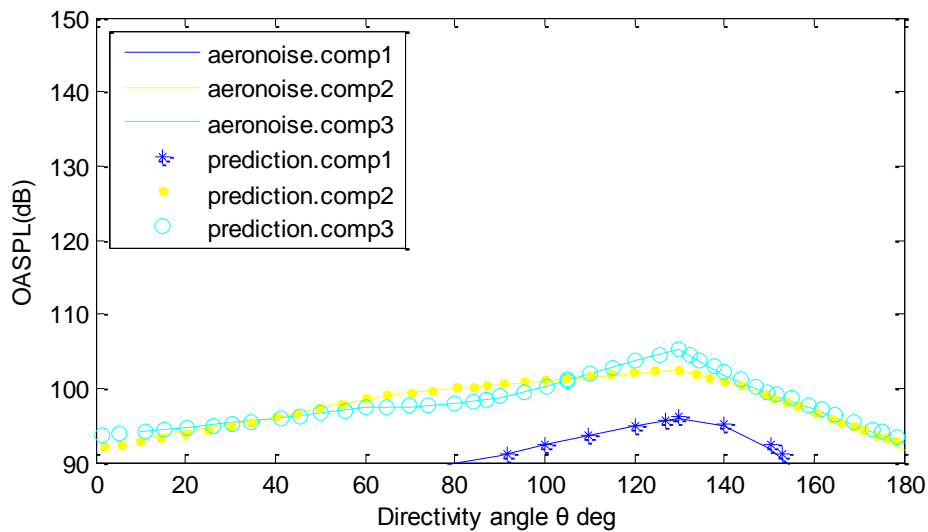
Με την εφαρμογή της μεθόδου εκτίμησης θορύβου πυρήνα παρατηρούμε ότι το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης του θαλάμου καύσης αυξάνεται, κυρίως στο πρώτο τεταρτημόριο όπου καλύπτει το θόρυβο από το στρόβιλο. Στο Σχήμα 3.7 απεικονίζονται τα αποτελέσματα εκτίμησης OASPL για κάθε συνιστώσα του θορύβου πυρήνα: χαμηλών συχνοτήτων (aeronoise.comp1), μεσαίων συχνοτήτων (aeronoise.comp2), υψηλών συχνοτήτων (aeronoise.comp3) όπως προκύπτουν από την εφαρμογή του AERONOISEV2. Τα αποτελέσματα αυτά συγκρίνονται με δημοσιευμένα αποτελέσματα λογισμικού όπως ανακτήθηκαν από την βιβλιογραφία (prediction.comp1, prediction.comp2, prediction.comp3) και όπως φαίνεται στο διάγραμμα ταυτίζονται.



Σχήμα 3.5: Πολικό διάγραμμα εκπεμπόμενου ήχου γύρω από τον κινητήρα μετά από εφαρμογή του AERONOISEV1

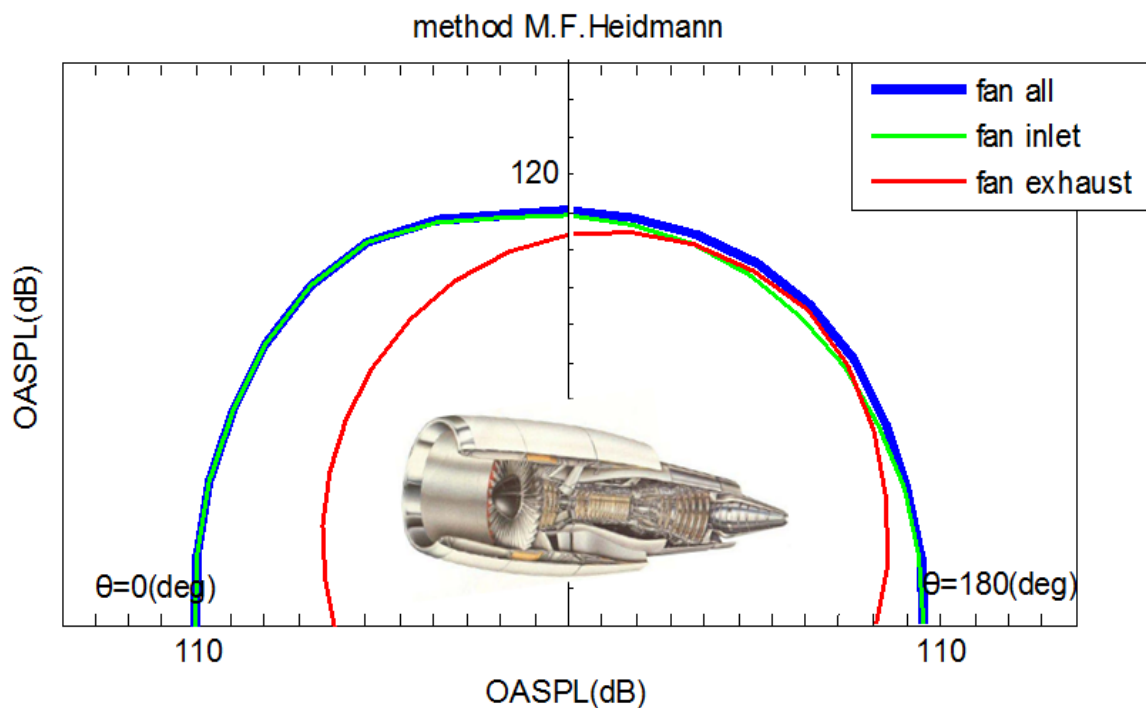


Σχήμα 3.6: Πολικό διάγραμμα εκπεμπόμενου ήχου γύρω από τον κινητήρα μετά από εφαρμογή των μεθόδων που μοντελοποιήθηκαν (AERONOISEV2).

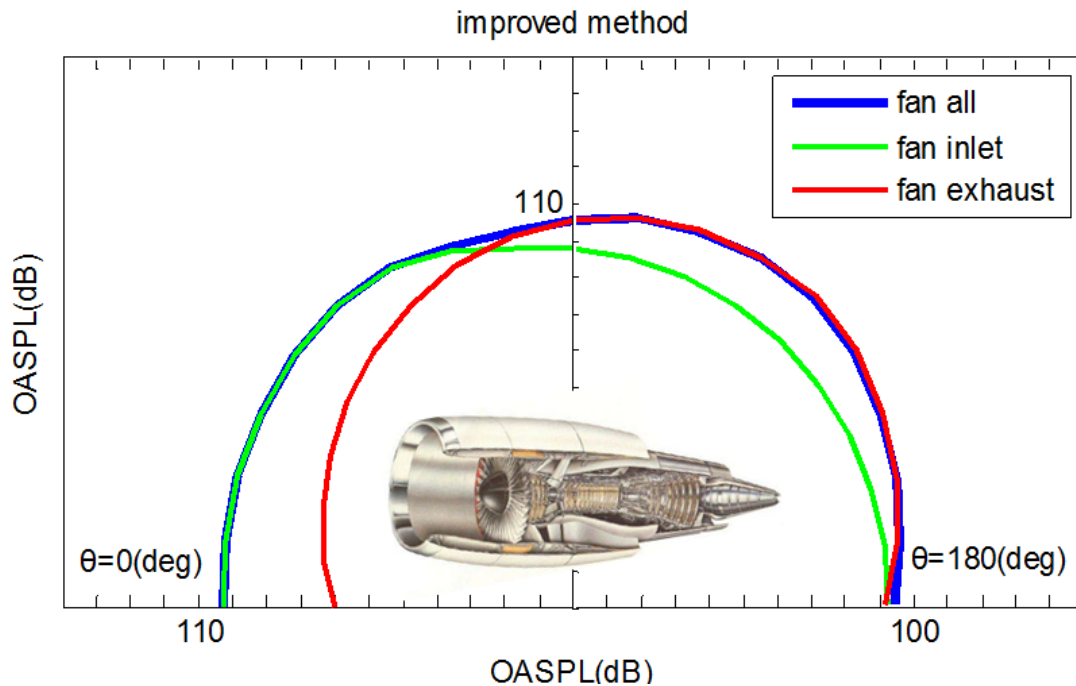


Σχήμα 3.7: Σύγκριση εκτιμήσεων OASPL των συνιστωσών θορύβου πυρήνα του του κινητήρα CF6-80C2 με εφαρμογή του λογισμικού AERONOISEV2 και δημοσιευμένου λογισμικού.

Για καλύτερη εποπτεία στο Σχήμα 3.8 και Σχήμα 3.9 γίνεται απεικόνιση μόνο της εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα με εφαρμογή τόσο της μεθόδου κατά Heidmann όσο και της βελτιωμένης μεθόδου. Οι καμπύλες fan exhaust και fan inlet αποτελούν συνιστώσες θορύβου που σχετίζονται με την έξοδο και την είσοδο του ανεμιστήρα αντίστοιχα.



Σχήμα 3.8: Διάγραμμα εκπεμπόμενου ήχου ανεμιστήρα γύρω από τον κινητήρα με εφαρμογή της μεθόδου του M.F.Heidmann.



Σχήμα 3.9: διάγραμμα εκπεμπόμενου ήχου ανεμιστήρα γύρω από τον κινητήρα με εφαρμογή της βελτιωμένης μεθόδου.

Παρατηρούμε ότι τα επίπεδα θορύβου εισόδου κυριαρχούν στην εκτίμηση με την μέθοδο M.F.Heidmann ενώ με τη βελτιωμένη αυτό συμβαίνει μόνο κατά το πρώτο τεταρτημόριο. Συγκρίνοντας τις δύο μεθόδους παρατηρούμε ότι εφαρμόζοντας τη βελτιωμένη μέθοδο επέρχεται μείωση των επιπέδων ήχου εισόδου και στο δεύτερο τεταρτημόριο επέρχεται μικρή αύξηση των εκτιμήσεων στον θόρυβο εξόδου.

Έγινε εφαρμογή των δύο μεθόδων εκτίμησης ανεμιστήρα σε σημεία λειτουργίας του κινητήρα όπου υπάρχουν διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα στην βιβλιογραφία [3]. Στο

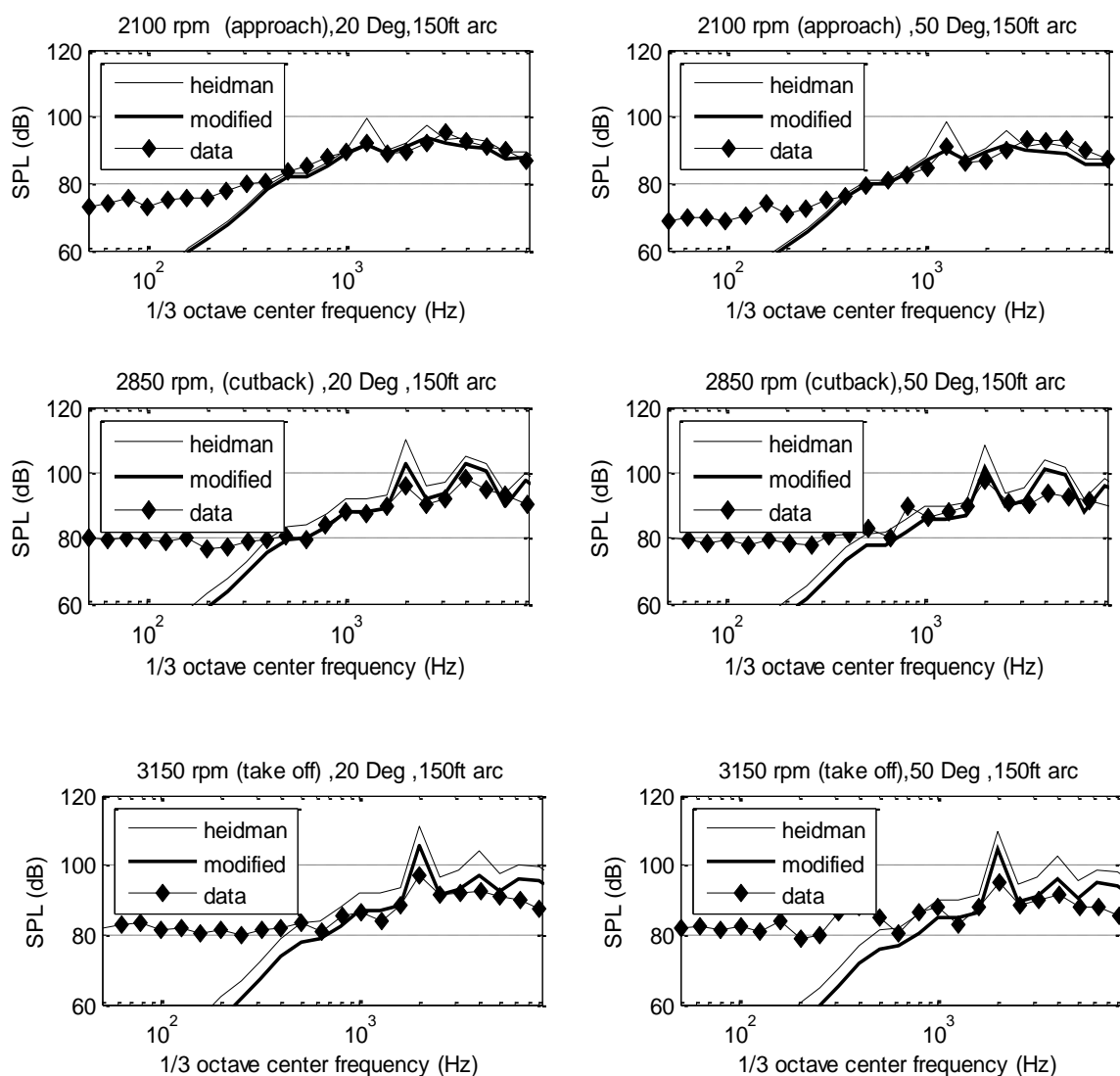
Π2 παρουσιάζονται οι παράμετροι εισόδου στο AERONOISE που χρησιμοποιήθηκαν για την παραγωγή των αποτελεσμάτων που παρουσιάζονται στα ακόλουθα διαγράμματα.

Για καλύτερη εποπτεία έγινε εκτίμηση του θορύβου ξεχωριστά για τις συνιστώσες Fan inlet noise (θόρυβος εισόδου ευρείας μπάνας, τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο) Σχήμα 3.10, Fan exhaust noise (θόρυβος εξόδου ευρείας μπάνας, τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο) Σχήμα 3.11 και combination tone noise (Τόνοι συνδυασμένου θορύβου στο 1/2, 1/4 και 1/8 της συχνότητας περάσματος) Σχήμα 3.12. Καθώς τα πειραματικά δεδομένα από τη βιβλιογραφία δεν ήταν επαρκή όσον αφορά τη συνεισφορά του combination tone noise για τον συγκεκριμένο κινητήρα, η μέθοδος εφαρμόστηκε και για τον κινητήρα CFM56 για την συγκεκριμένη συνιστώσα Σχήμα 3.12.

Γενική παρατήρηση των αποτελεσμάτων είναι ότι η βελτιωμένη μέθοδος έχει μικρότερη απόκλιση από τα πειραματικά δεδομένα σε σχέση με την μέθοδο του

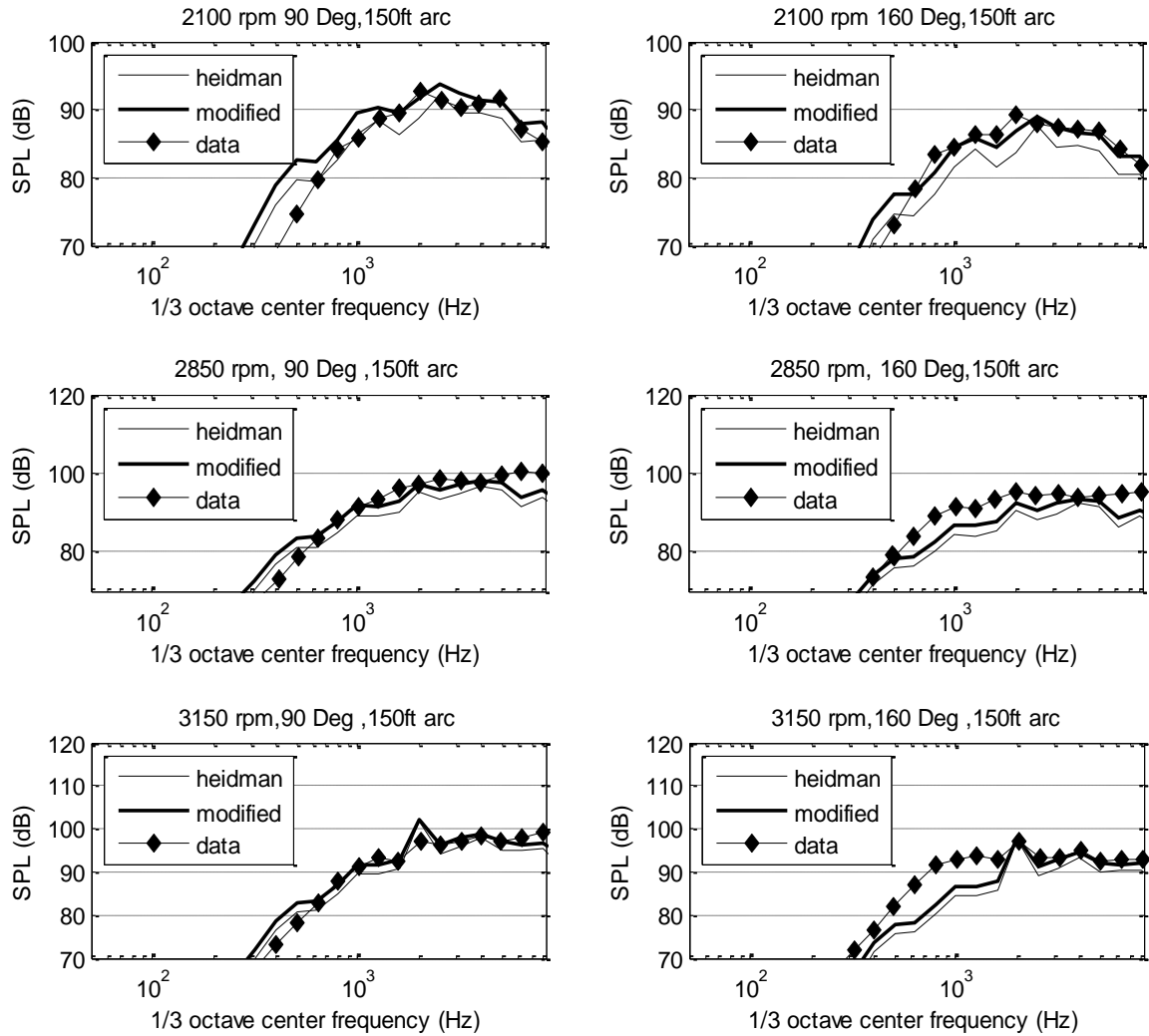
M.F.Heidmann . Όσον αφορά τους τόνους συνδυασμένου θορύβου και οι δύο μέθοδοι εκτίμησης δεν συγκλίνουν στα δεδομένα ούτε σε μέγεθος ούτε σε συχνότητα. Κορυφές στο φάσμα στο 1/2, 1/4 και 1/8 της συχνότητας περάσματος πτερυγίων δεν αποτελεί χαρακτηριστικό για αυτή τη συνιστώσα θορύβου. Στην αναφορά [3] προτείνεται η αντικατάσταση του μοντέλου του M.F.Heidmann για αυτήν την συνιστώσα.

Fan inlet noise



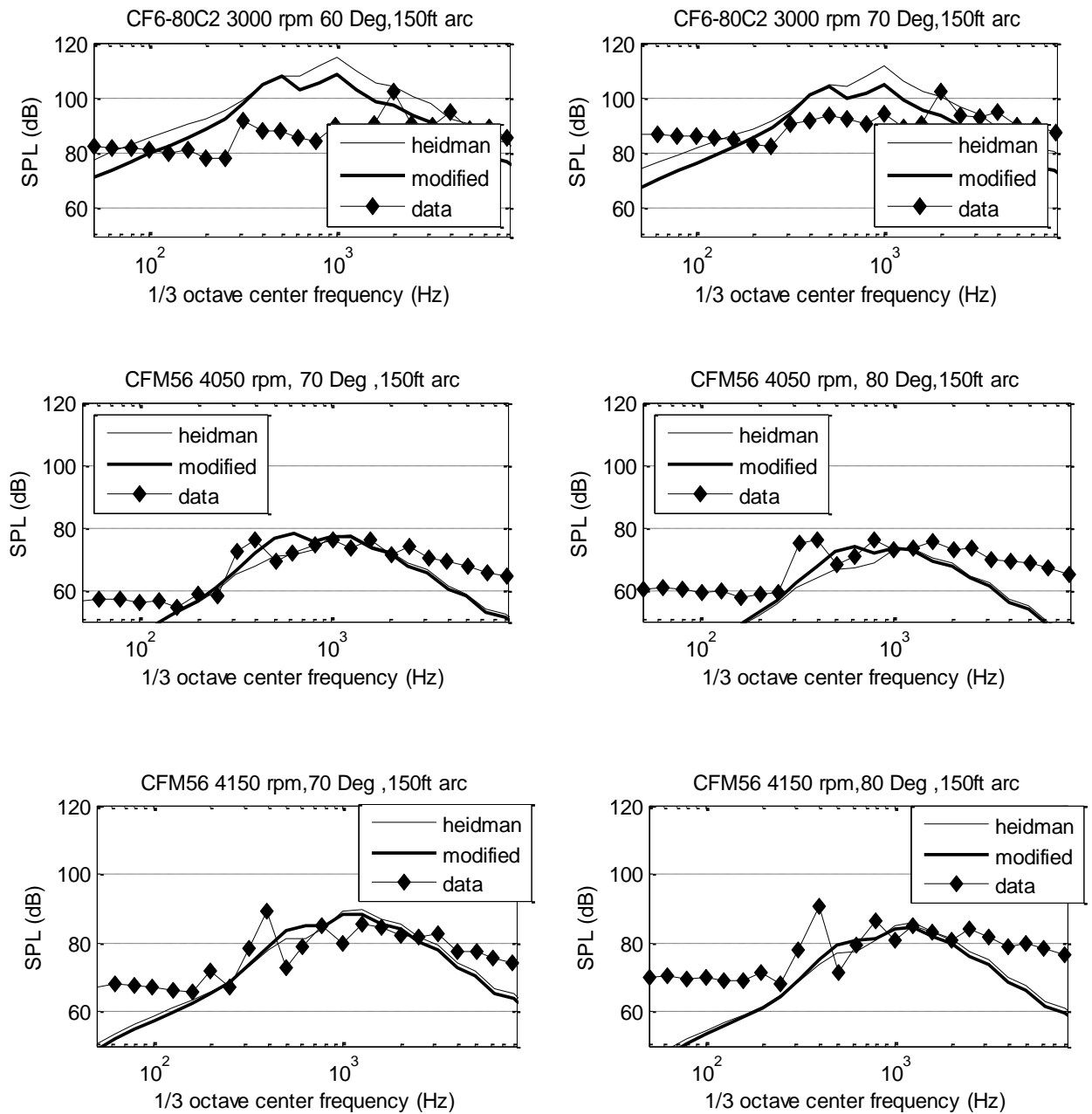
Σχήμα 3.10: Φάσμα θορύβου ανεμιστήρα (εισόδου ευρείας μπάντας και τόνων αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο) από εφαρμογή σε διάφορα σημεία λειτουργίας του κινητήρα CF6-80C2.

Fan exhaust noise



Σχήμα 3.11: Φάσμα θορύβου ανεμιστήρα (ευρείας μπάντας εξόδου και τόνων αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο) από εφαρμογή σε διάφορα σημεία λειτουργίας του κινητήρα CF6-80C2.

Combination tone noise



Σχήμα 3.12: Φάσμα θορύβου συνδυασμένων τόνων ανεμιστήρα από εφαρμογή στις 3000 rpm στον κινητήρα CF6-80C2 και στις 4050 rpm και 4150 rpm στον κινητήρα CFM56.

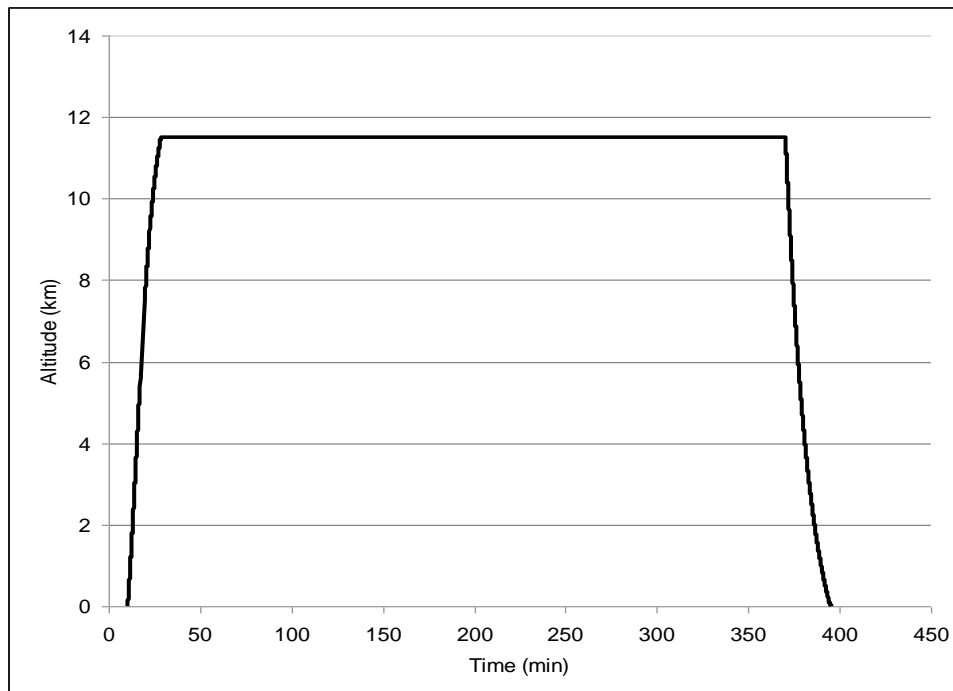
3.2 Εφαρμογή βελτιωμένου λογισμικού σε αποστολή αεροσκάφους Boeing 747-400

Σκοπός του παρόντος κεφαλαίου είναι η αξιολόγηση των αποτελεσμάτων των μεθόδων εκτίμησης όπως παρουσιάστηκαν παραπάνω κατά την εφαρμογή τους σε πραγματική αποστολή πτήσης. Για το σκοπό αυτό επιλέξαμε μια αποστολή του αεροσκάφους τύπου Boeing 747-400 το οποίο προωθείται από τέσσερις κινητήρες τύπου CF6-80C2.

Οι σταθερές και τα γεωμετρικά στοιχεία του κινητήρα και του αεροσκάφους που χρησιμοποιούνται ως παράμετροι εισόδου στο λογισμικό AERONOISE υπάρχουν στο Π3. Τα βασικά στοιχεία της αποστολής παρουσιάζονται συνοπτικά στον Πίνακα 3.2 και η μεταβολή του υψόμετρου συναρτήσει του χρόνου απεικονίζεται στο Σχήμα 3.13: Η μεταβολή του υψόμετρου συναρτήσει του χρόνου για την αποστολή πτήσης.

Αεροσκάφος	Κινητήρες	Συνολική απόσταση πτήσης (Km)	Υψόμετρο πτήσης (Km)	Αριθμός Mach αεροσκάφους	Μάζα απογείωσης (tn)	Μάζα προσγείωσης (tn)
Boeing 747-400	Τέσσερις: CF6-80C2	5506.585	11.5	0.84	273.08	209.08

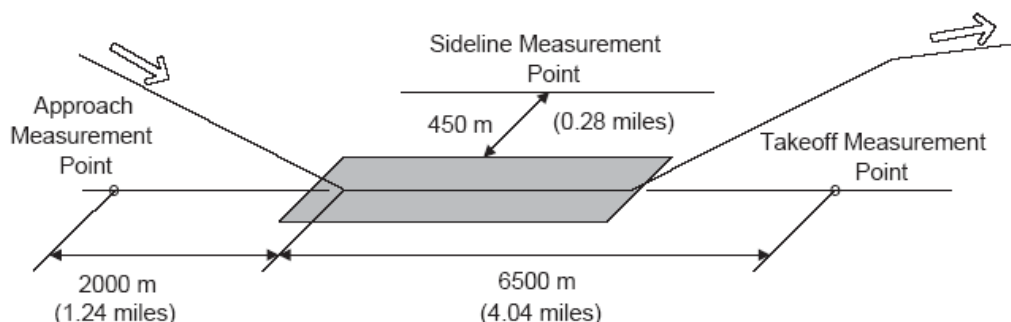
Πίνακας 3.2: Βασικά χαρακτηριστικά μεγέθη των αποστολής πτήσης



Σχήμα 3.13: Η μεταβολή του υψόμετρου συναρτήσει του χρόνου για την αποστολή πτήσης.

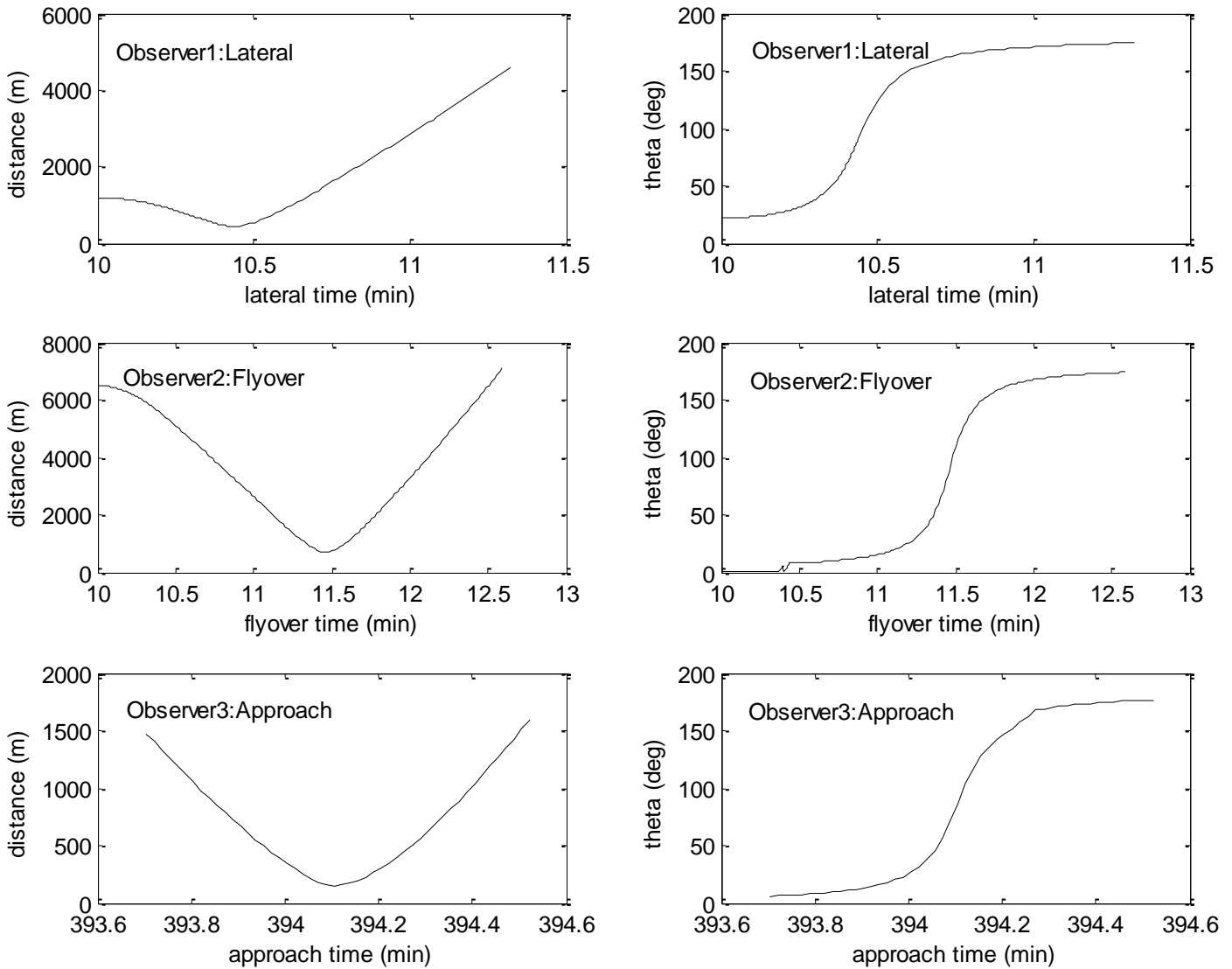
Τα μεγέθη του ήχου συγκρίνονται, έπειτα από εφαρμογή των AERONOISEV1 και AERONOISEV2, υπολογισμένα για τις τρεις θέσεις παρατηρητών κατά ICAO (Σχήμα 3.14) όπου παρουσιάζεται το μεγαλύτερο ενδιαφέρον από πλευράς όχλησης κατά τις φάσεις προσγείωσης και απογείωσης. Στα σημεία αυτά θέτονται ανώτατα όρια θορύβου που σχετίζονται με τον αριθμό των κινητήρων και τα πιστοποιημένα βάρη απογείωσης και προσγείωσης του κάθε αεροσκάφους. Τα όρια αυτά στις τρεις θέσεις εσωκλείουν ουσιαστικά το αεροσκάφος σε ένα νοητό κουτί θορύβου. Οι συντεταγμένες των θέσεων των παρατηρητών βρίσκονται σε σχέση με την αποστολή ως εξής:

1. Πλευρική θέση μέτρησης ήχου (lateral noise measurement point): Η θέση αυτή βρίσκεται σε παράλληλη γραμμή κατά 450 m από την κεντρική γραμμή προσγείωσης-απογείωσης του αεροπλάνου, στο σημείο όπου το επίπεδο θορύβου είναι το μέγιστο κατά τη διάρκεια της απογείωσης. Η θέση αυτή είναι η πιο αντιπροσωπευτική των εκπομπών θορύβου του κινητήρα, καθώς βρίσκεται σε πλήρη ισχύ.
2. Θέση υπερύψωσης μέτρησης ήχου (flyover noise measurement point): Η θέση αυτή βρίσκεται σε προέκταση της κεντρικής γραμμής προσγείωσης-απογείωσης του αεροπλάνου, σε απόσταση 6.5 km από το σημείο εκκίνησης του αεροσκάφους,
3. Θέση προσέγγισης μέτρησης ήχου (approach noise measurement point) : Η θέση αυτή βρίσκεται σε προέκταση της κεντρικής γραμμής προσγείωσης-απογείωσης του αεροπλάνου, σε απόσταση 2 km πριν το αεροσκάφος βρεθεί σε επίπεδο εδάφους.



Σχήμα 3.14: Θέσεις μέτρησης ήχου κατά την πιστοποίηση αεροσκάφους

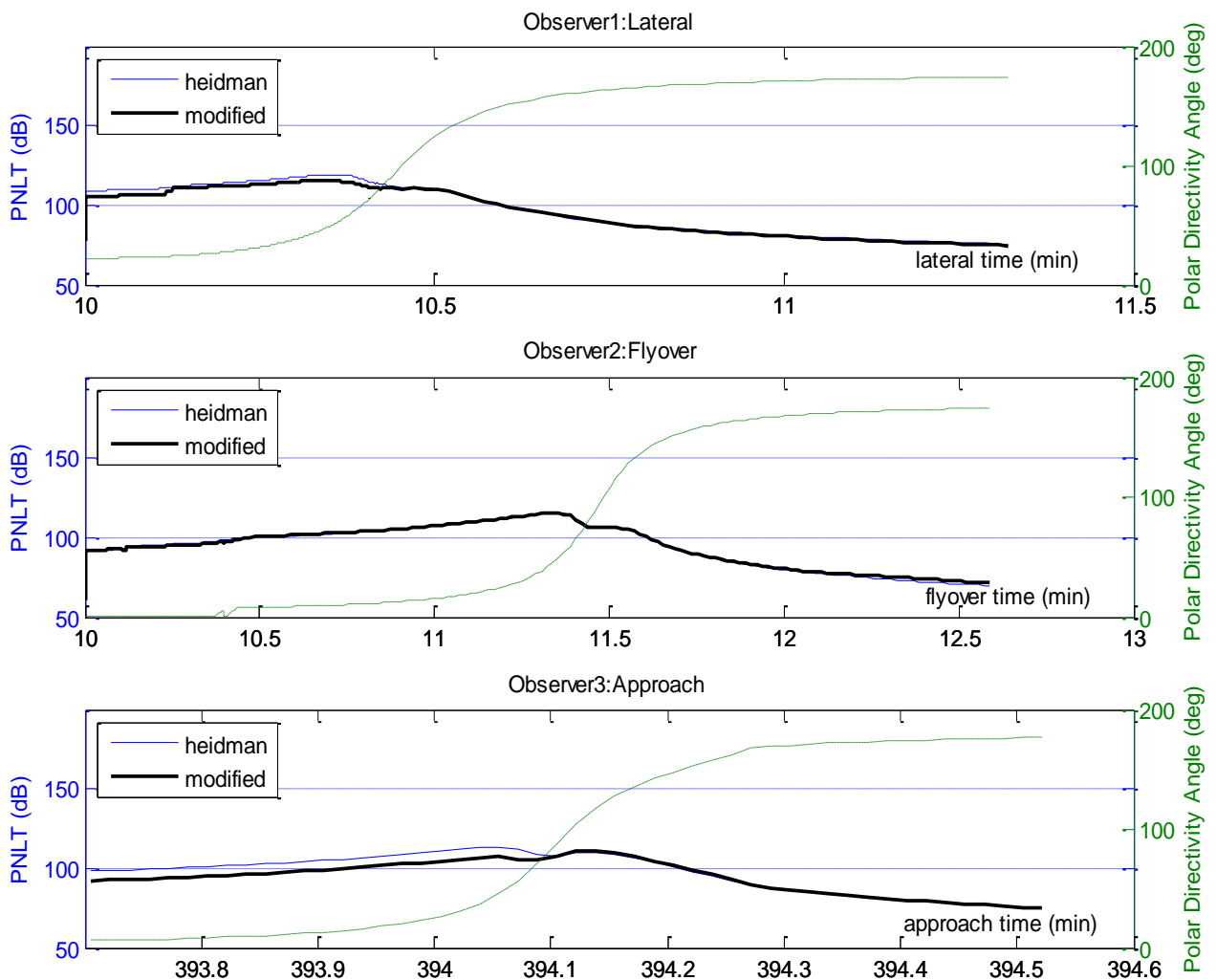
Στο Σχήμα 3.15 απεικονίζεται η απόσταση πηγής παρατηρητή και η πολική γωνία κατεύθυνσης, για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή (το οποίο υπολογίζεται στο λογισμικό με την υπορουτίνα GEOM [23]).



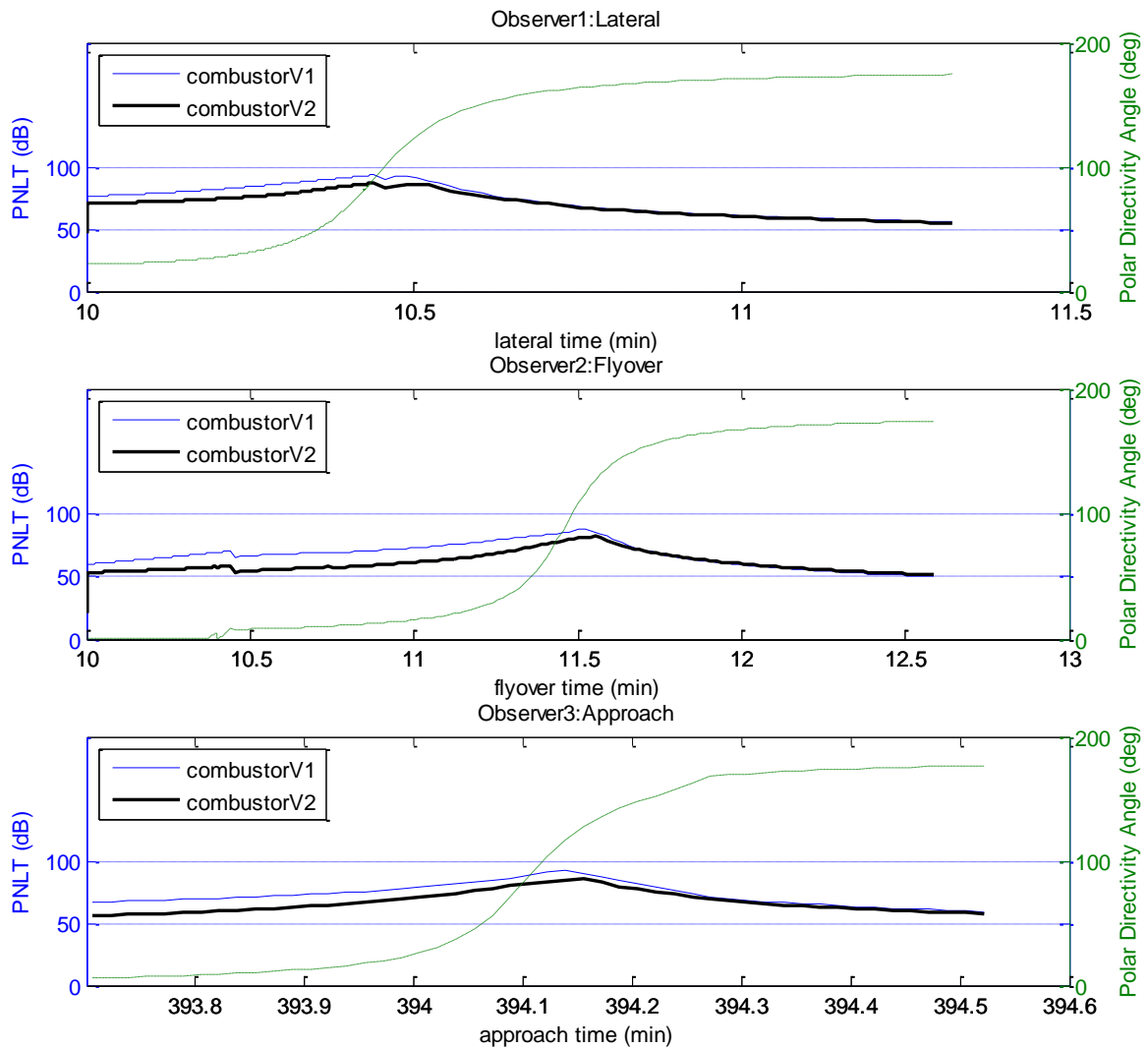
Σχήμα 3.15: Χρονική εξέλιξη απόστασης και πολικής γωνίας κατεύθυνσης πηγής παρατηρητή.

Στα επόμενα διαγράμματα παρουσιάζονται τα μεγέθη του θορύβου έπειτα από εφαρμογή των AERONOISEV1 και AERONOISEV2. Για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή υπολογίστηκαν τα μεγέθη ήχου: τονικά διορθωμένο αντιληπτό επίπεδο θορύβου PNLT (dB) και αποτελεσματικά αντιληπτό επίπεδο θορύβου EPNL (dB). Τη χρονική στιγμή όπου το αεροσκάφος βρίσκεται σε ελάχιστη απόσταση από τον παρατηρητή υπολογίζεται το επίπεδο ακουστικής πίεσης σε συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας SPL (dB) και το συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης OASPL (dB).

Στα σχήματα Σχήμα 3.16 και Σχήμα 3.17 απεικονίζεται η χρονική εξέλιξη του τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου θορύβου PNLT (dB) του ανεμιστήρα και του θαλάμου καύσης για κάθε παρατηρητή.



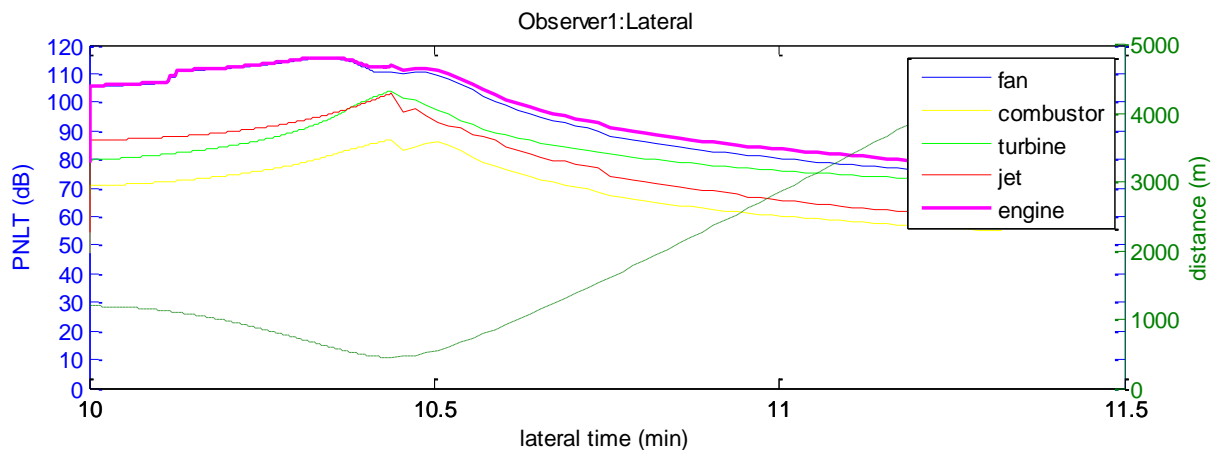
Σχήμα 3.16: Μεταβολή του PNLT για τις δύο μεθόδους εκτίμησης στον ανεμιστήρα και χρονική εξέλιξη της πολικής γωνίας κατεύθυνσης στο χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή .



Σχήμα 3. 17: Μεταβολή του PNLT για τις δύο μεθόδους στον θάλαμο καύσης και χρονική εξέλιξη της πολικής γωνίας κατεύθυνσης στο χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος κάθε παρατηρητή.

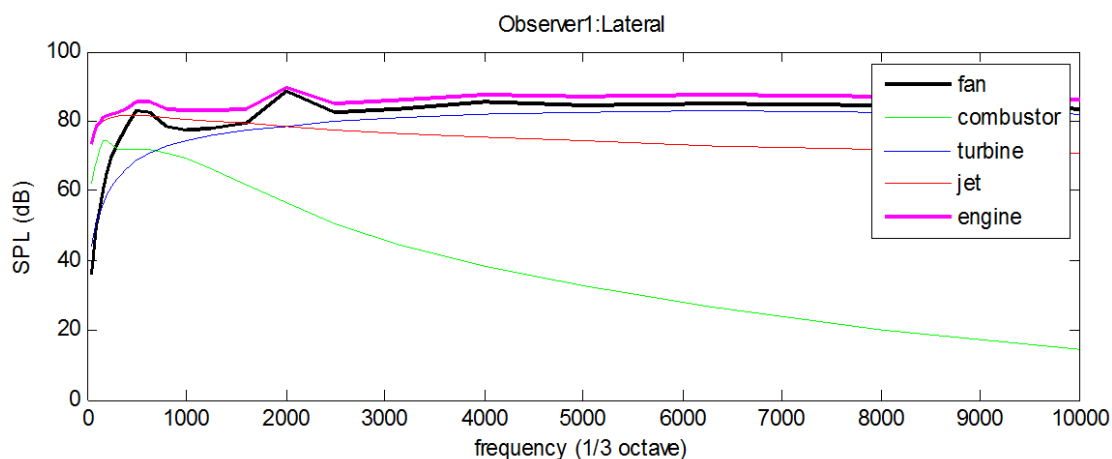
Ο λόγος που στα ίδια διαγράμματα μαζί με τη χρονική εξέλιξη του PNLT απεικονίζεται και η χρονική εξέλιξη της πολικής γωνίας κατεύθυνσης πηγής-παρατηρητή είναι για να τονιστεί η παρατήρηση που αναπτύχθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο ότι δηλαδή η βελτιωμένη μέθοδος ανεμιστήρα εκτιμά χαμηλότερα επίπεδα θορύβου για πολικές γωνίες 0-90° ενώ δεν συμβαίνει το ίδιο για γωνίες μεγαλύτερες των 90°.

Στο Σχήμα 3.18 απεικονίζεται η μεταβολή του επιπέδου τονικά διορθωμένου αντιληπτού θορύβου PNLT (dB) για όλες τις πηγές του κινητήρα με εφαρμογή του AERONOISEV2. Ο λόγος που επιλέχθηκε το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος του παρατηρητή που βρίσκεται στην πλευρική θέση μέτρησης ήχου (lateral) για την δημιουργία του διαγράμματος αυτού είναι ότι ο θόρυβος στο σημείο αυτό είναι πιο αντιπροσωπευτικός του κινητήρα



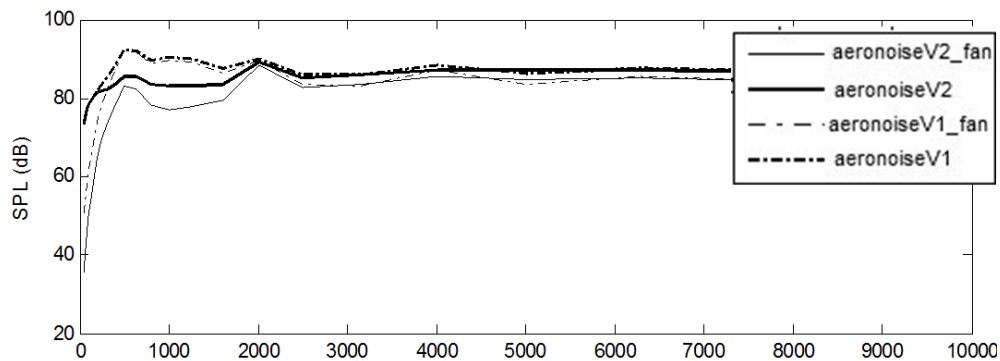
Σχήμα 3.18: Μεταβολή PNL των συνιστωσών του κινητήρα και χρονική εξέλιξη της απόστασης για τον πρώτο παρατηρητή AERONOISEV2.

Στο Σχήμα 3.18 φαίνεται ότι το μέγιστο επίπεδο PNL βρίσκεται στην ελάχιστη απόσταση πηγής παρατηρητή. Στο Σχήμα 3.19 απεικονίζεται το φάσμα ήχου κάθε πηγής του κινητήρα καθώς και συνολικά του κινητήρα με εφαρμογή του AERONOISEV2 για τον πρώτο παρατηρητή (lateral) στην ελάχιστη απόσταση πηγής παρατηρητή.



Σχήμα 3.20: Φάσμα ήχου συνιστωσών και ολικό φάσμα κινητήρα, στην περίπτωση του μέγιστου τονικά διορθωμένου αντιληπτού επιπέδου ήχου, για τον παρατηρητή στην πλευρική θέση μέτρησης ήχου με εφαρμογή του AERONOISEV2

Φαίνεται ότι η εκτίμηση των εκπομπών του ανεμιστήρα επηρεάζει σημαντικά την συνολική εκτίμηση του κινητήρα. Στο Σχήμα 3.21 τονίζεται πόσο επηρεάζει η βελτιωμένη μέθοδος την εκτίμηση ανεμιστήρα και στην συνολική εκτίμηση του φάσματος.



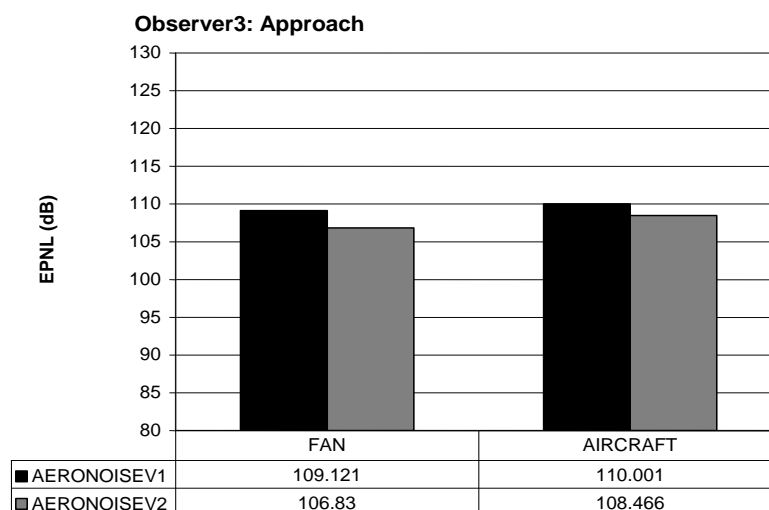
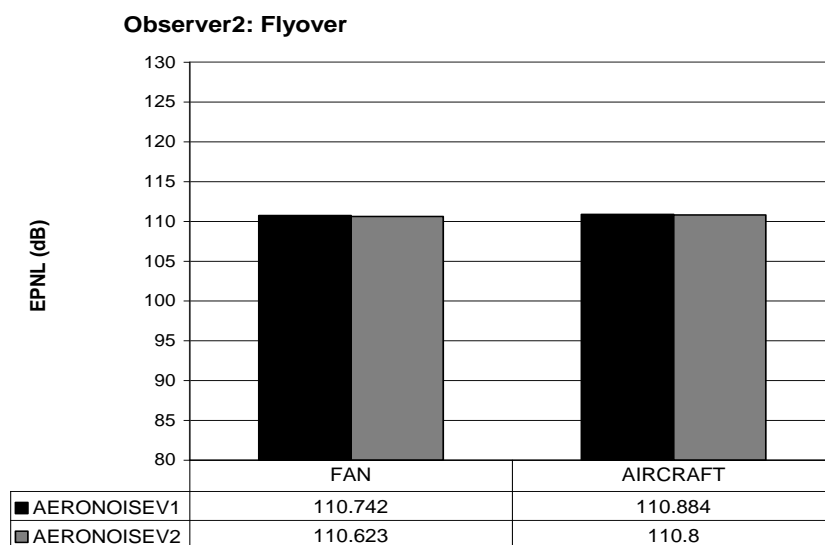
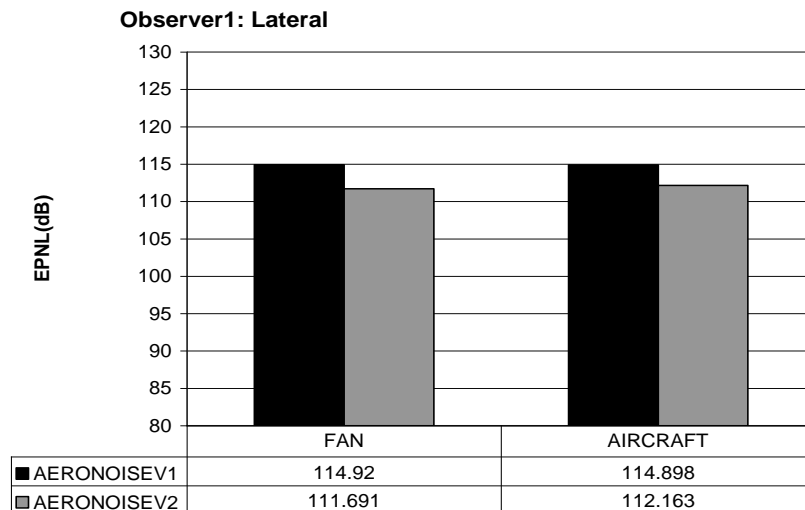
Σχήμα 3.22: Φάσμα ήχου ανεμιστήρα και φάσμα κινητήρα με εφαρμογή του AERONOISEV1 και AERONOISEV2

Τέλος στο Σχήμα 3.23 παρατηρούμε τα αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου EPNL (dB) που προέρχονται από τους ανεμιστήρες των μηχανών και συνολικά όλου του αεροσκάφους για τους τρεις παρατηρητές με εφαρμογή των AERONOISEV1 και AERONOISEV2.

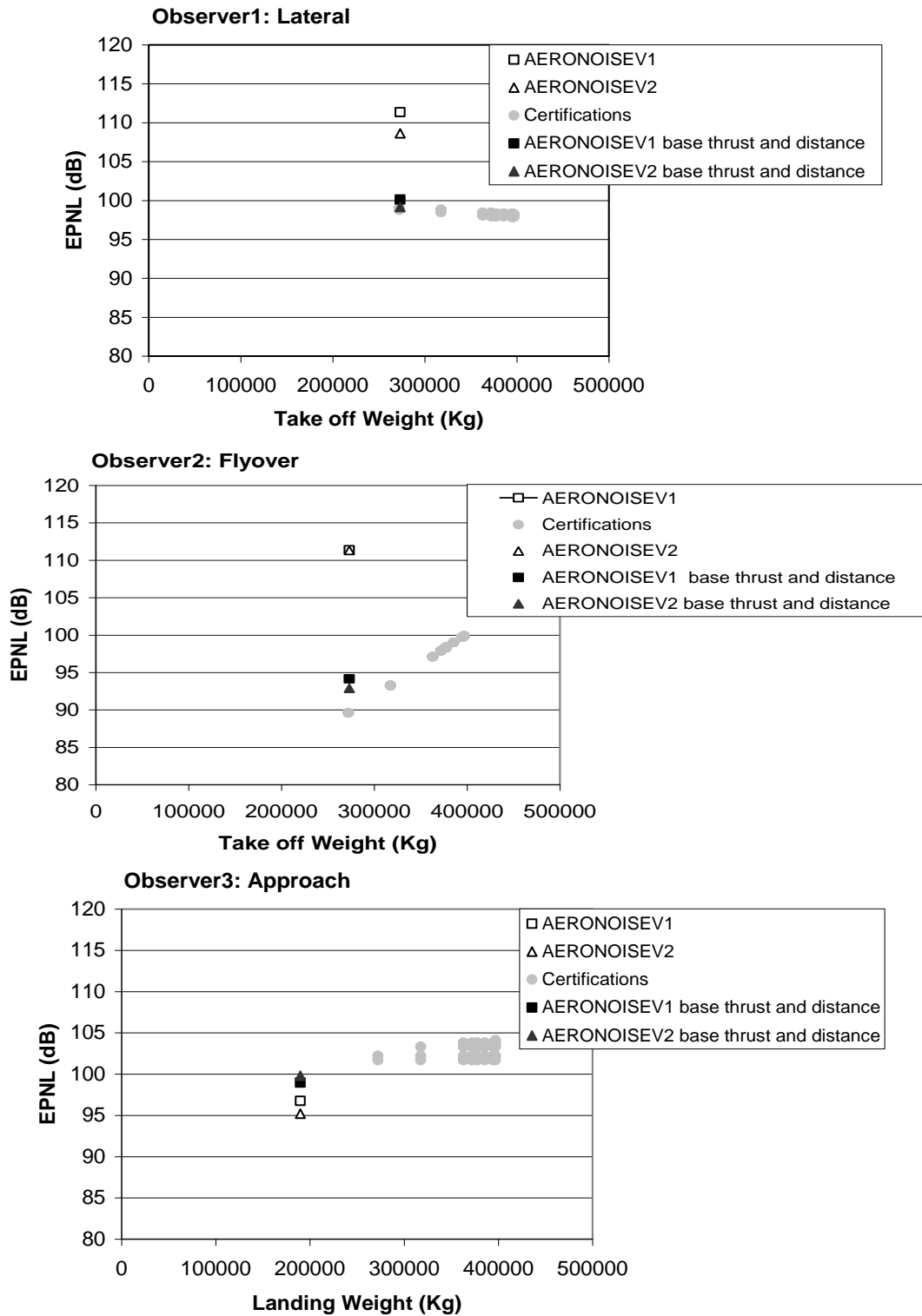
Παρατηρούμε ότι με την εφαρμογή του AERONOISEV2 έχουμε χαμηλότερα αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου για τον πρώτο (lateral) και τον τρίτο (approach) παρατηρητή αντίστοιχα ενώ στον δεύτερο (flyover) η διαφορά στις εκτιμήσεις των μεθόδων είναι αμελητέα. Ακόμα φαίνεται ότι η εκτίμηση των εκπομπών του ανεμιστήρα επηρεάζει σημαντικά την συνολική εκτίμηση θορύβου του αεροσκάφους, γεγονός που αναμενόταν γιατί ο θόρυβος από τον ανεμιστήρα είναι από τις κυρίαρχες πηγές θορύβου του αεροσκάφους.

Σύγκριση με στοιχεία από τη βιβλιογραφία

Στο Σχήμα 3.24 παρουσιάζεται η σύγκριση των εκτιμήσεων από τα δύο λογισμικά με αντίστοιχα στοιχεία τα οποία αντλήθηκαν από τη βάση δεδομένων του ICAO [30]. Τα αρχικά αποτελέσματα παρατηρούμε ότι απέχουν αρκετά από τα δεδομένα της βιβλιογραφίας. Το γεγονός αυτό οφείλεται στο ότι τα επίπεδα ώσης που χρησιμοποιεί ως είσοδο το AERONOISE είναι υψηλότερα των κανονισμών οι οποίοι προϋποθέτουν χρήση μίας μέσης ώσης μέχρι το υψόμετρο των 300 m. Για το λόγο αυτό εξετάσαμε το λογισμικό για τα προτεινόμενα επίπεδα ώσης σε θέσεις ελάχιστης απόστασης από τους παρατηρητές και τα αποτελέσματα είναι πολύ κοντά σε αυτά της βιβλιογραφίας.



Σχήμα 3.23: Αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου για τον ανεμιστήρα με εφαρμογή των δύο μεθόδων εκτίμησης και συνολικά του αεροσκάφους για τους τρεις παρατηρητές.



Σχήμα 3.24: Επίπεδα αποτελεσματικού ήχου συναρτήσει της μάζας απογείωσης και προσγείωσης για τους τρεις παρατηρητές και τις δύο αποστολές πτήσης συγκρινόμενα με αεροσκάφη ίδιου τύπου

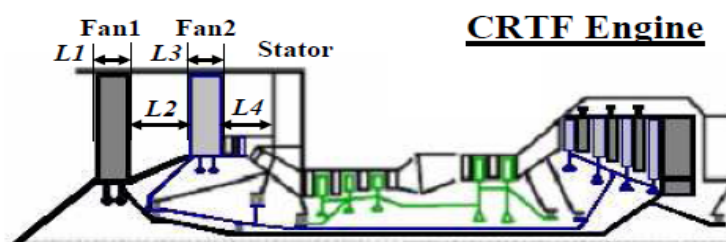
4

Εμπειρική μέθοδος εκτίμησης ήχου ανεμιστήρα CRFan

Έπειτα από την παρουσίαση της εμπειρικής μεθόδου του M.F.Heidmann και της προσαρμογής της για σύγχρονους στροβιλοαντιδραστήρες υψηλού λόγου παράκαμψης, στο παρόν κεφάλαιο χρησιμοποιείται η μέθοδος κατάλληλα ώστε να γίνει εκτίμηση θορύβου σε CRFan. Η διαδικασία που ακολουθήθηκε είναι σύμφωνη με την σύγχρονη πρακτική όπως έχει καταγραφεί στην ανοικτή βιβλιογραφία [4],[7],[5] [6]. Έπειτα παρουσιάζεται εκτενέστερα η πηγή θορύβου από την αλληλεπίδραση των δύο αντίρροπα στρεφόμενων ροτόρων καθώς η συγκεκριμένη πηγή αποτελεί τη μεγαλύτερη πρόκληση στην μοντελοποίηση του θορύβου για τη συγκεκριμένη διάταξη ροτόρων. Τέλος πραγματοποιείται εφαρμογή της μεθόδου σε ενδεικτικές περιπτώσεις.

4.1 Περιγραφή της μεθόδου

Για την περιγραφή της μεθόδου ας θεωρήσουμε τον ανεμιστήρα CRFan που δίνεται στο Σχήμα 4. 1.



Σχήμα 4. 1: Τυπική τομή CRFan .

Για την εκτίμηση του θορύβου ενός CRFan πέρα από τις συνιστώσες ήχου που υπολογίζονται στην εμπειρική μέθοδο του M.F Heidmann (1979) [2] για κάθε ρότορα : (ήχος εισόδου ευρείας μπάντας , τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο, τόνοι διαταραχής εισόδου, τόνοι συνδυασμένου ήχου), υπάρχει και ο τονικός θόρυβος που δημιουργείται από την ασταθής ροή λόγω της αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης των δύο πτερωτών. Όπως αναλύεται παρακάτω το πρόβλημα που παρουσιάζεται είναι ότι οι τόνοι από την αλληλεπίδραση των δύο πτερωτών δεν

συμβαίνουν στην συχνότητα περάσματος πτερυγίων του πρώτου ή του δεύτερου ρότορα αλλά σε μία συχνότητα η οποία σχετίζεται με την ταχύτητα περιστροφής και τον αριθμό πτερυγίων και των δύο ρότορων. Συνεπώς δεν μπορούμε να την υπολογίσουμε ως συνιστώσα θορύβου κανενός ρότορα αλλά σαν ξεχωριστή πηγή.

Η μέθοδος του M.F Heidmann εφαρμόζεται λοιπόν τρεις φορές: μία για καθένα από τους ρότορες και μία για τον υπολογισμό των τόνων από την αλληλεπίδραση τους. Στην εφαρμογή της μεθόδου για τον πρώτο ρότορα ο δεύτερος δεν παίζει κανένα ρόλο. Για τον δεύτερο όμως ο πρώτος θεωρείται οδηγία πτερύγια. Για τον υπολογισμό των διακριτών τόνων η μέθοδος του M.F Heidman για την συγκεκριμένη πηγή, αναφέρεται στον ήχο που σχετίζεται με το ανομοιόμορφο φορτίο στα πτερύγια του στάτορα που αλληλεπιδρούν με τον ομόρους των πτερυγίων του ρότορα και στις διαταραχές της ροής στην είσοδο [2]. Για τον υπολογισμό των τόνων αλληλεπίδρασης λοιπόν, το ρόλο του στάτορα στην εκτίμηση μας έχει ο δεύτερος ρότορας εφόσον αυτός αλληλεπιδρά με την ανομοιόμορφη ροή όπως περιγράφεται στην επόμενη παράγραφο. Οι τόνοι αλληλεπίδρασης σε ανοιχτές διατάξεις συμβαίνουν σε συχνότητες περάσματος που προκύπτουν από την παρακάτω εξίσωση:

$$fb = n * BPF_1 + k * (BPF_2 - BPF_1) \quad (4.1)$$

Όπου $n = 2, 3, \dots, \infty$ και $k = 1, \dots, n - 1$. $BPF_{1,2}$ είναι η συχνότητα περάσματος πτερυγίων του πρώτου και του δεύτερου ρότορα αντίστοιχα. Όμως σε κλειστές διατάξεις οι τόνοι παρατηρούνται μόνο στο άθροισμα των συχνοτήτων περάσματος και στις αρμονικές του (κεφάλαιο 5.4, [9]). Επομένως υπολογίζουμε τους τόνους αλληλεπίδρασης στη συχνότητα για $n = 2$ και $k = 1$: $fb = BPF_1 + BPF_2$. Τέλος τα τρία πεδία θορύβου προστίθενται λογαριθμικά. Το διάγραμμα ροής, Σχήμα 4.2, δείχνει παραστατικά την άνω διαδικασία.

Στο Σχήμα 4.2 παρατηρούμε ότι η παράμετρος απόστασης ρότορα-στάτορα (RSS) αλλάζει στην κάθε περίπτωση εφαρμογής [6]. Για την περίπτωση υπολογισμού των τόνων αλληλεπίδρασης η παράμετρος δίνεται από την εξίσωση (4.2), για την περίπτωση του δεύτερου ρότορα δίνεται από την (4.3) και του πρώτου από την (4.4). Το μήκος χορδής του πρώτου ρότορα συμβολίζεται με $L1$, το μήκος χορδής του δεύτερου ρότορα συμβολίζεται με $L3$ οι αποστάσεις $L2$ και $L4$ ορίζονται στο Σχήμα 4. 1

$$RSS1 = 100 * \frac{L2}{L1} \quad (4.2)$$

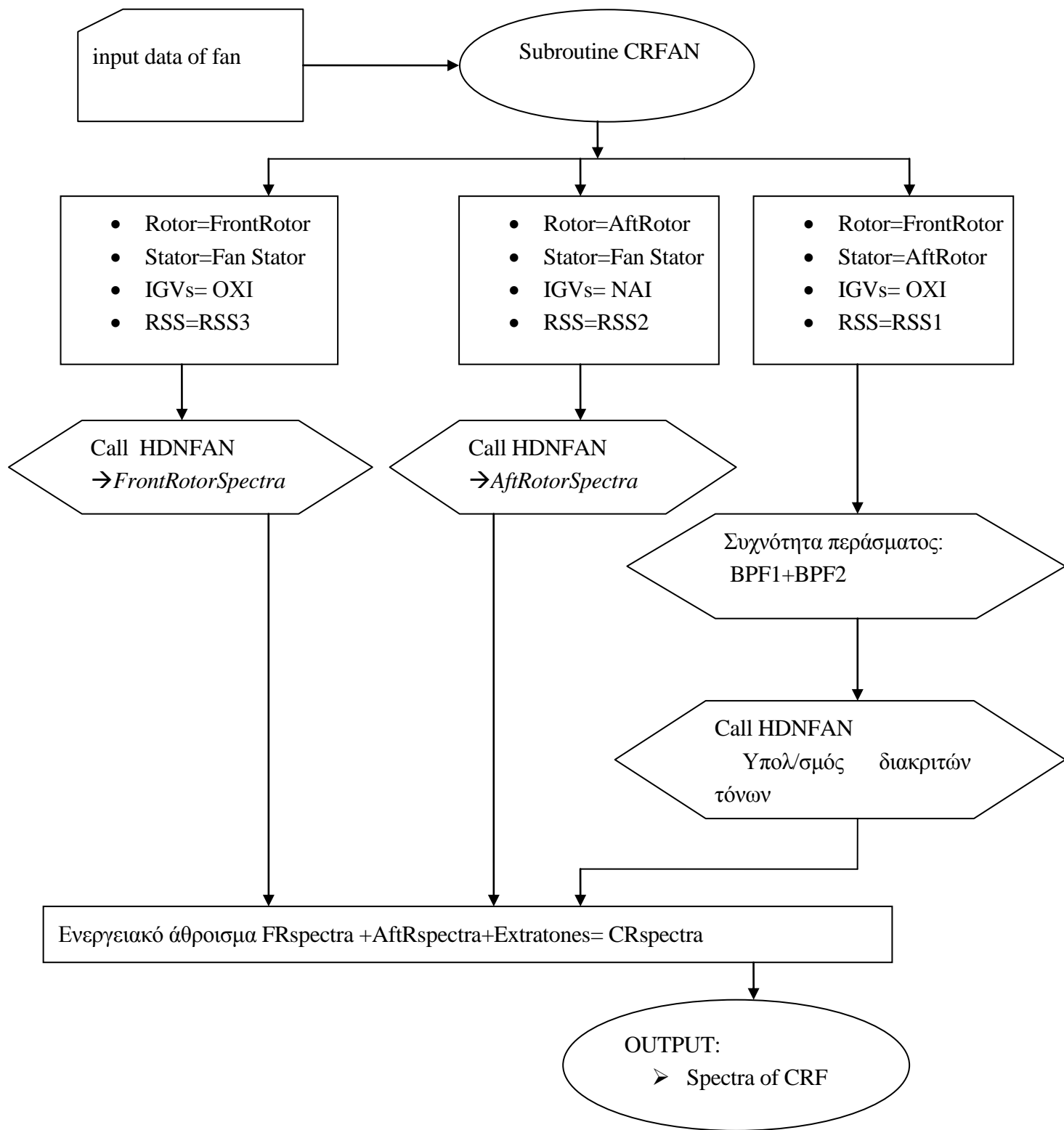
(Τόνοι αλληλεπίδρασης)

$$RSS2 = 100 * \frac{L4}{L1} \quad (4.3)$$

(δεύτερος ρότορας)

$$RSS3 = RSS1 + RSS2 + 100 * \frac{L3}{L1} \quad (4.4)$$

(πρώτος ρότορας)



Σχήμα 4.2: Διάγραμμα ροής για την εκτίμηση θορύβου σε CRFan με εφαρμογή της εμπειρικής μεθόδου του Heidman.

Η μέθοδος εκτίμησης ανεμιστήρα/συμπιεστή contra rotating έχει υλοποιηθεί μέσω της υποροουτίνας CRFAN η οποία παρουσιάζεται στο παράρτημα Π1.3

4.2 Αεροακουστική αλληλεπίδραση αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών

Όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή οι πρώτες μελέτες θορύβου αντίθετα στρεφόμενων πτερωτών πραγματοποιήθηκαν σε ανοικτές διατάξεις CR propfan. Ο τονικός θόρυβος από την αλληλεπίδραση των δύο πτερωτών παρατηρήθηκε και μελετήθηκε παραμετρικά, αρχικά σε τέτοιου τύπου διατάξεις. Στην συνέχεια παρουσιάζονται συνοπτικά τα συμπεράσματα της έρευνας για την συγκεκριμένη πηγή σε CR propfan και έπειτα σε ducted CRFan ακολουθώντας την ιστορική σειρά.

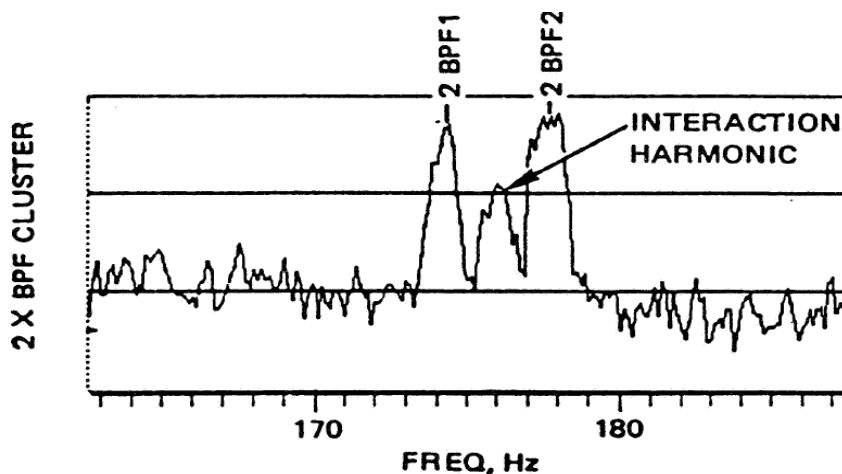
Σε έναν κινητήρα CR propfan , κατά την διάρκεια της πτήσης ,οι κυρίαρχες πηγές θορύβου είναι ο θόρυβος πάχους και ο θόρυβος φορτίου του κάθε ρότορα και στο ηχητικό φάσμα κυριαρχούν οι τόνοι από κάθε ρότορα ξεχωριστά. Σε συνθήκες χαμηλών ταχυτήτων όμως κυρίαρχη πηγή είναι η αεροδυναμική αλληλεπίδραση των δύο πτερωτών [7]. Η πηγή θορύβου αυτή σχετίζεται με την ρευστομηχανική αλληλεπίδραση που έχουν οι πτερωτές μεταξύ τους , δηλαδή στο ασταθές φορτίο που παράγεται στον ένα ρότορα λόγω του ότι λειτουργεί στο ανομοιόμορφο πεδίο ροής του άλλου. Η εκτίμηση λοιπόν αυτής της πηγής θορύβου απαιτεί τον υπολογισμό του ομόρους της πτερύγωσης του πρώτου ρότορα και της ασταθής ανταπόκρισης της άνωσης στον δεύτερο ρότορα.

Στη μελέτη του ,τον Ιούλιο του 1985, ο Donald D. Hanson [10] κατά την δημιουργία αναλυτικών μοντέλων για την ηχητική εκτίμηση αντίρροπα στρεφόμενων ελίκων, κατηγοριοποίησε τα διάφορα φαινόμενα στον ομόρους των πτερυγίων του πρώτου ρότορα σε τυρβώδη και δυναμικά. Σύγκριση των αποτελεσμάτων των αναλυτικών μοντέλων εκτίμησης του Hanson έγινε με δεδομένα από πειράματα ακουστικής στο αεροσκάφος Fairey Gannet, το οποίο διαθέτει δύο αντίθετα στρεφόμενες έλικες τοποθετημένες στη μύτη του σκάφους αποτελούμενες από τέσσερα πτερύγια η κάθε μία (Σχήμα 4.3)



Σχήμα 4.3 : Fairey Gannet ECM.6

Τα προβλεπόμενα επίπεδα θορύβου από τη θεωρία συμφώνησαν αρκετά καλά με τις μετρήσεις για τις τέσσερις πρώτες αρμονικές. Παρόλα αυτά, ο θόρυβος εξαιτίας του ασταθούς φορτίου που σχετίζεται με την διάταξη των αντίθετα στρεφόμενων πτερωτών ήταν τόσο χαμηλός που ήταν εκτός κλίμακας του γραφήματος. Τον Δεκέμβριο του ίδιου έτος έχουμε την έκδοση μιας επιστημονικής σημείωσης από τον Hanson και τον McColgan [11] η οποία εξηγεί ότι το επίπεδο του θορύβου αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης μπορεί να προσδιοριστεί αν οι δύο πτερωτές λειτουργούν σε ελάχιστα διαφορετικές στροφές. Ο θόρυβος λόγω της αλληλεπίδρασης εμφανίζεται με την μορφή τόνων σε συχνότητα ανάμεσα στις αρμονικές των δύο πτερωτών. Το Σχήμα 4.4 προέκυψε από τις ακουστικές μετρήσεις στο Fairey Gannet και δείχνει ότι δεν υπάρχει τόνος ανάμεσα στις πρώτες συχνότητες περάσματος πτερυγίων ενώ στην δεύτερη αρμονική εμφανίζεται μια αρμονική λόγω της αλληλεπίδρασης. Σε μεγαλύτερες αρμονικές εμφανίζονται περισσότεροι τόνοι.



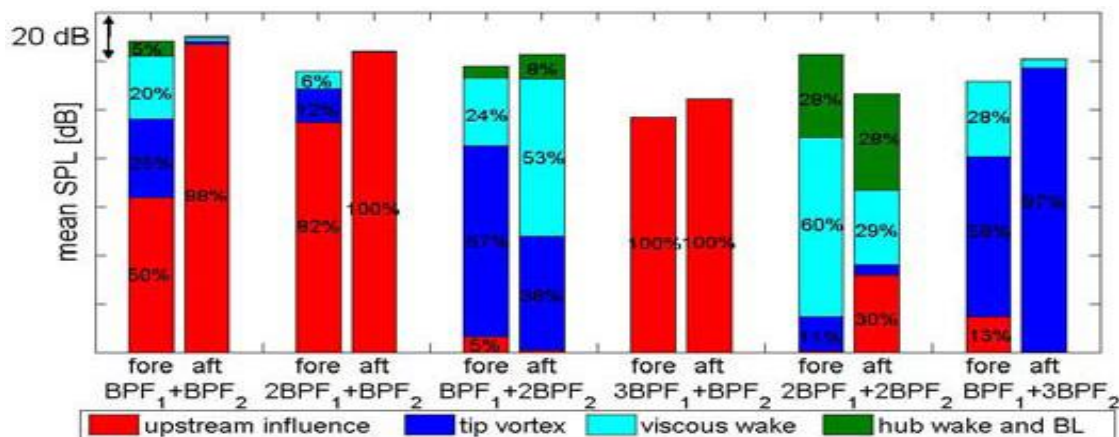
Σχήμα 4.4 : Από τις μετρήσεις στο Fairey Gannet [11]

Τον Ιούνιο του 2010 οι Andreas Peters και Zoltan S.Spakovszky [8], στην μελέτη του θορύβου για CR open rotor pusher εστιάζουν στους επιμέρους μηχανισμούς που ευθύνονται για την παραγωγή του θορύβου αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης και τους διαχωρίζουν σε :

- 1) ανάντη επιρροή του δεύτερου ρότορα που αλληλεπιδρά με τον πρώτο (upstream influence)
- 2) στροβιλισμοί που ακολουθούν τις κορυφές των πτερυγίων του πρώτου ρότορα και παρεμβαίνουν στον δεύτερο (tip vortex)
- 3) τυρβώδης ομόρρους του πρώτου ρότορα που επηρεάζει το φορτίο του δεύτερου (viscous wake)
- 4) οριακό στρώμα της ροής από τη βάση των πτερυγίων του μπροστά ρότορα που επηρεάζει το φορτίο της βάσης των πτερυγίων του πίσω ρότορα (hub wake) .

Έπειτα διεξάγεται το ποσοστό συνεισφοράς κάθε μηχανισμού ξεχωριστά στην παραγωγή του συνολικού τονικού θορύβου λόγω της αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης για πρώτη

φορά , Σχήμα 4.5. Το συμπέρασμα της μελέτης είναι ότι θα πρέπει να επέλθει μείωση σε όλους τους μηχανισμούς ταυτόχρονα για να έχουμε αξιόλογη μείωση στον θόρυβο του κινητήρα στις χαμηλές ταχύτητες.



Σχήμα 4.5: Ποσοστιαία επίδραση μηχανισμών θορύβου αεροδυναμικής αλληλεπίδρασης στο εμπρός (fore) και στο πίσω (aft) πολικό τόξο CR open rotor pusher με αριθμό Mach=0.25 [8]

Σχετικά με την παραμετρική μελέτη που πραγματοποιήθηκε παρατήρησαν ότι αυξάνοντας την αξονική απόσταση αυξάνεται και η εξασθένιση της τύρβης στον ομόρους των περυγίων του πρώτου ρότορα και των στροβιλισμών στις κορυφές τους, ακόμα έχουμε εξασθένιση της επίδρασης του δυναμικού πεδίου του δεύτερου ρότορα στον πρώτο. Με μείωση της διαμέτρου του πίσω ρότορα επιτυγχάνεται εξάλειψη της αλληλεπίδρασης των στροβιλισμών στις κορυφές των περυγίων του πρώτου ρότορα με τα περύγια του δεύτερου.

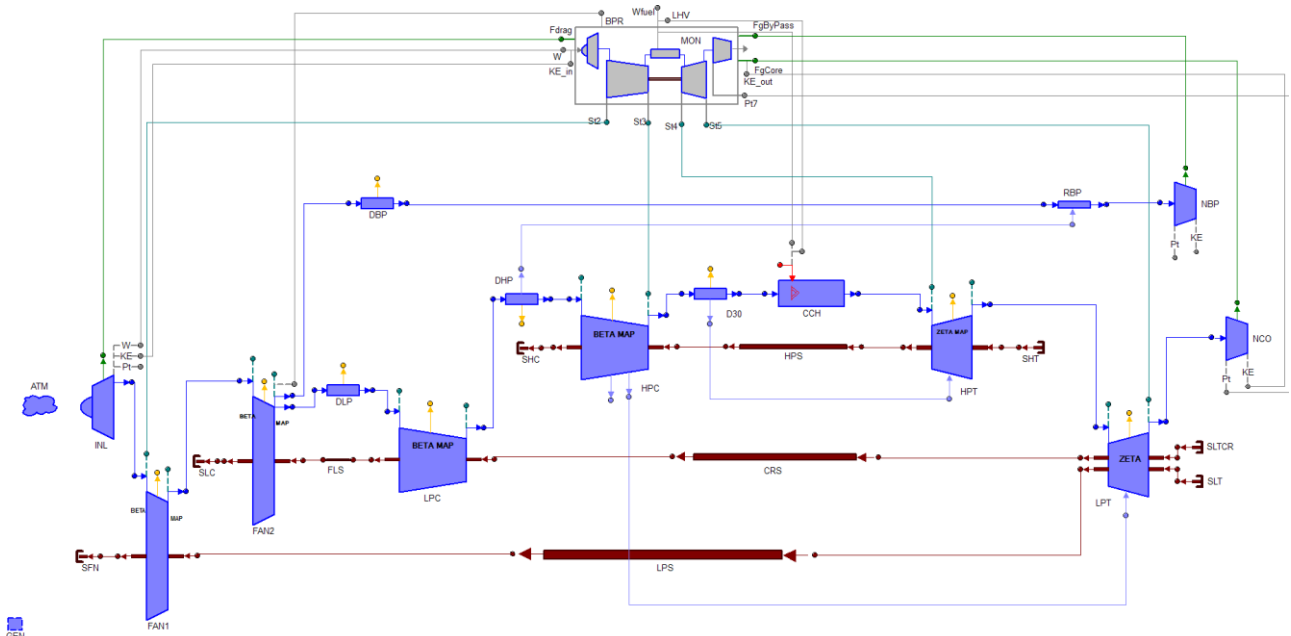
Σε κλειστές διατάξεις CRF , το πείραμα των P.B.Sharma, D.S.Pundhir, K.K.Chaudhry (1991) [9] αποδεικνύει την επίδραση της αξονικής απόστασης των δύο περωτών στην αεροακουστική επίδοση του CRFan. Σε μεγαλύτερη αξονική απόσταση έχουμε μείωση του θορύβου. Στο αναφερόμενο πείραμα σε μικρότερη αξονική απόσταση η επικρατέστερη συχνότητα είναι στο άθροισμα των συχνοτήτων περάσματος περυγίων των ροτόρων για γωνίες στην έξοδο την διάταξης, ενώ στη μεγαλύτερη δεν παρατηρήθηκε παρόμοιος συνδυασμός συχνοτήτων. Αξίζει να αναφερθεί ότι παρά το όφελος στην αεροακουστική επίδοση, η βέλτιστη αξονική απόσταση σε ένα CRFan είναι συνάρτηση κυρίως της αεροδυναμικής επίδοσης. Σε μεγάλη αξονική απόσταση υπάρχει κίνδυνος να χαθεί το πλεονέκτημα που έχουν μόνο οι συμπίεστες που αποτελούνται από αντίθετα στρεφόμενες περωτές , αυτό της καταστολής της περιστροφικής αποκόλλησης της ροής (rotating stall) [9].

4.3 Εφαρμογή της μεθόδου

Στο σημείο αυτό γίνεται εφαρμογή του μοντέλου εκτίμησης θορύβου CRFan και η σύγκριση των επιπέδων θορύβου κινητήρα με CRFan με τις αντίστοιχες εκπομπές των κινητήρων RR Trent772B και CFM56-7B σε πτήση μεγάλης και μικρής εμβέλειας αντίστοιχα. Ακολουθεί η περιγραφή των βασικών χαρακτηριστικών των τριών κινητήρων και έπειτα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της σύγκρισης.

4.3.1 Περιγραφή και βασικά χαρακτηριστικά κινητήρα με CRFan και των Trent772B και CFM56-7B27

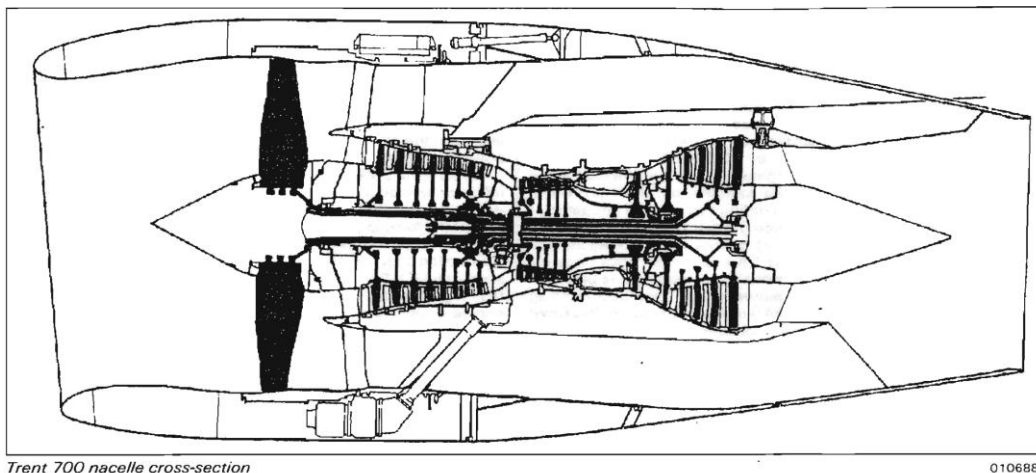
Το μοντέλο του κινητήρα με CRFan το οποίο μελετάται ως προς τις εκπομπές θορύβου στην παρούσα διπλωματική είναι από το ευρωπαϊκό πρόγραμμα NEWAC. Στα πλαίσια του προγράμματος αυτού, χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό PROOSIS για την παραγωγή των θερμοδυναμικών χαρακτηριστικών και την μελέτη των επιδόσεων ενός τέτοιου κινητήρα. Στο Σχήμα 4. 6 παρουσιάζεται το σχηματικό διάγραμμα του κινητήρα με CRFan, όπως παραστήθηκε μέσα από το λογισμικό PROOSIS. Ο κινητήρας αυτός αποτελείται από στρόβιλο χαμηλής πίεσης με δύο άξονες. Ο ένας κινεί τον πρώτο ρότορα του ανεμιστήρα και ο άλλος τον δεύτερο και τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης (booster) ο οποίος συνδέεται μηχανικά με άτρακτο.



Σχήμα 4. 6: Σχηματικό διάγραμμα κινητήρα CRFan

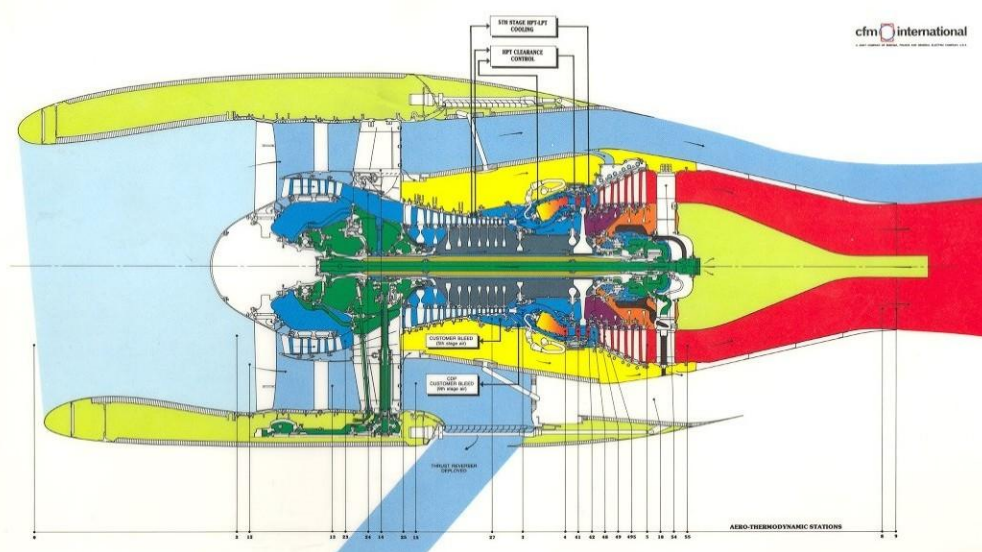
Ο κινητήρας Trent772B αποτελεί χαρακτηριστικό παράδειγμα σύγχρονου στροβιλοαντιδραστήρα διπλού ρεύματος (turbofan) υψηλού λόγου παράκαμψης, τριών

τυμπάνων Σχήμα 4.7. Χρησιμοποιείται για την ώθηση των αεροσκαφών τύπου Airbus A330-243 και Airbus A330-343X.



Σχήμα 4.7: Τομή του κινητήρα Trent 700

Ο κινητήρας CFM56-7B27 είναι σύγχρονος στροβιλοαντιδραστήρας διπλού ρεύματος (turbofan) υψηλού λόγου παράκαμψης, Σχήμα 4.8. Χρησιμοποιείται για την ώθηση των αεροσκαφών τύπου Boeing 737-800, Boeing 737-900, Boeing Business Jet.



Σχήμα 4.9: Τομή του κινητήρα CFM56

Στον Πίνακα 4.1 παρουσιάζονται τα βασικά λειτουργικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά των κινητήρων που χρησιμοποιούνται σε πτήση μεγάλης εμβέλειας (Trent772B, CRFLR) και σε πτήση μικρής εμβέλειας (CFM56-7B27, CRFSR).

Πίνακας 4.2 : Βασικά λειτουργικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά των κινητήρων που χρησιμοποιούνται σε πτήση μεγάλης εμβέλειας (Trent772B, CRFLR)

Μέγεθος	Περιγραφή-Μονάδες	Trent772B	CRFLR
BPR	Λόγος παράκαμψης	5	10
OPR	Ολικός λόγος πίεσης	35	47
Take-off thrust	Ώση απογείωσης (KN)	316	316
Mass Flow	Ροή εισόδου(kg/s)	919	1200
Mtrd	Σχετικός αριθμός Mach κορυφής πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης	1.57	1.145 FAN1 0.976 FAN2
Fan Tip Diameter	Διάμετρος ανεμιστήρα (m)	2.473	2.85345
IGVs	Οδηγά πτερύγια εισόδου	OXI	
	Μήκος (m)	3.91	8.630

Πίνακας 4.3 : Βασικά λειτουργικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά των κινητήρων που χρησιμοποιούνται σε πτήση μικρής εμβέλειας (CFM56-7B27,CRFSR)

Μέγεθος	Περιγραφή-Μονάδες	CFM56-7B27	CRFSR
BPR	Λόγος παράκαμψης	5	10
OPR	Ολικός λόγος πίεσης	28	33
Take-off thrust	Ώση απογείωσης (KN)	121	121
Mass Flow	Ροή εισόδου(kg/s)	459	533
Mtrd	Σχετικός αριθμός Mach κορυφής πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης	1.302	1.145 FAN1 0.976 FAN2
Fan Tip Diameter	Διάμετρος ανεμιστήρα (m)	1.55	1.8784
IGVs	Οδηγά πτερύγια εισόδου	OXI	
	Μήκος (m)	2.5	6.115

4.3.2 Εφαρμογή σε αποστολή πτήσης μεγάλης εμβέλειας

Όπως αναμενόταν λόγω της μείωσης των στροφών τα επίπεδα θορύβου ανεμιστήρα στον κινητήρα με CRTF είναι χαμηλότερα κατά 4 με 6 EPNL dB, Πίνακας 4.4. Η σημασία της μείωσης αυτής γίνεται περισσότερο κατανοητή με τον Πίνακα 4.5, ο οποίος μας δείχνει την επίδραση της πηγής θορύβου ανεμιστήρα στην συνολική εκτίμηση για τον κινητήρα Trent772B. Καθώς ο κινητήρας είναι υψηλού λόγου παράκαμψης είναι αναμενόμενο να έχει μεγαλύτερη επιρροή ο θόρυβος από τον ανεμιστήρα.

Από τα φάσματα ήχου Σχήμα 4.10 παρατηρούμε ότι και στις τρεις θέσεις παρατηρητών τα επίπεδα θορύβου με CRFan είναι μεγαλύτερα στις χαμηλότερες συχνότητες. Ο θόρυβος σε χαμηλότερες συχνότητες απορροφάται λιγότερο από την ατμόσφαιρα, για το λόγο αυτό στη βιβλιογραφία υπάρχουν μελέτες για τη χρήση ηχοαπορροφητικών υλικών σε τέτοιες διατάξεις [7].

Στο φάσμα ήχου του κινητήρα Trent772 οι κορυφές συμβαίνουν στην συχνότητα περάσματος πτερυγίων του ρότορα και οφείλονται στην αλληλεπίδραση ρότορα-στάτορα. Αντίστοιχα στον κινητήρα με CRFan οι κορυφές βρίσκονται στο άθροισμα συχνοτήτων των δύο ροτόρων και οφείλονται στην συνιστώσα θορύβου τόνων αλληλεπίδρασης ρότορα-ρότορα.

Πίνακας 4.4: Σύγκριση αποτελεσματικά αντιληπτών επιπέδων θορύβου ανεμιστήρα κινητήρα με CRFan με τον κινητήρα Trent772.

Θόρυβος ανεμιστήρα	CRFan (EPNL dB)			Trent772B (EPNL dB)		
	sideline	flyover	approach	sideline	flyover	approach
Συνιστώσα θορύβου:						
Θόρυβος εισόδου	81.938	80.795	83.214	86.31	88.869	87.671
Θόρυβος εξόδου	95.216	93.845	96.264	100.507	97.981	100.154
Συνολική εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα	94.792	92.927	95.603	100.304	98.29	100.035
Διαφορά επιπέδων θορύβου CRTFvs.Trent772 EPNL (EPNLdB)						
	sideline		flyover		approach	
Συνιστώσα θορύβου						

ανεμιστήρα:			
Θόρυβος εισόδου	-4.372	-8.074	-4.457
Θόρυβος εξόδου	-5.291	-4.136	-3.89
Συνολική εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα	-5.512	-6.312	-4.725

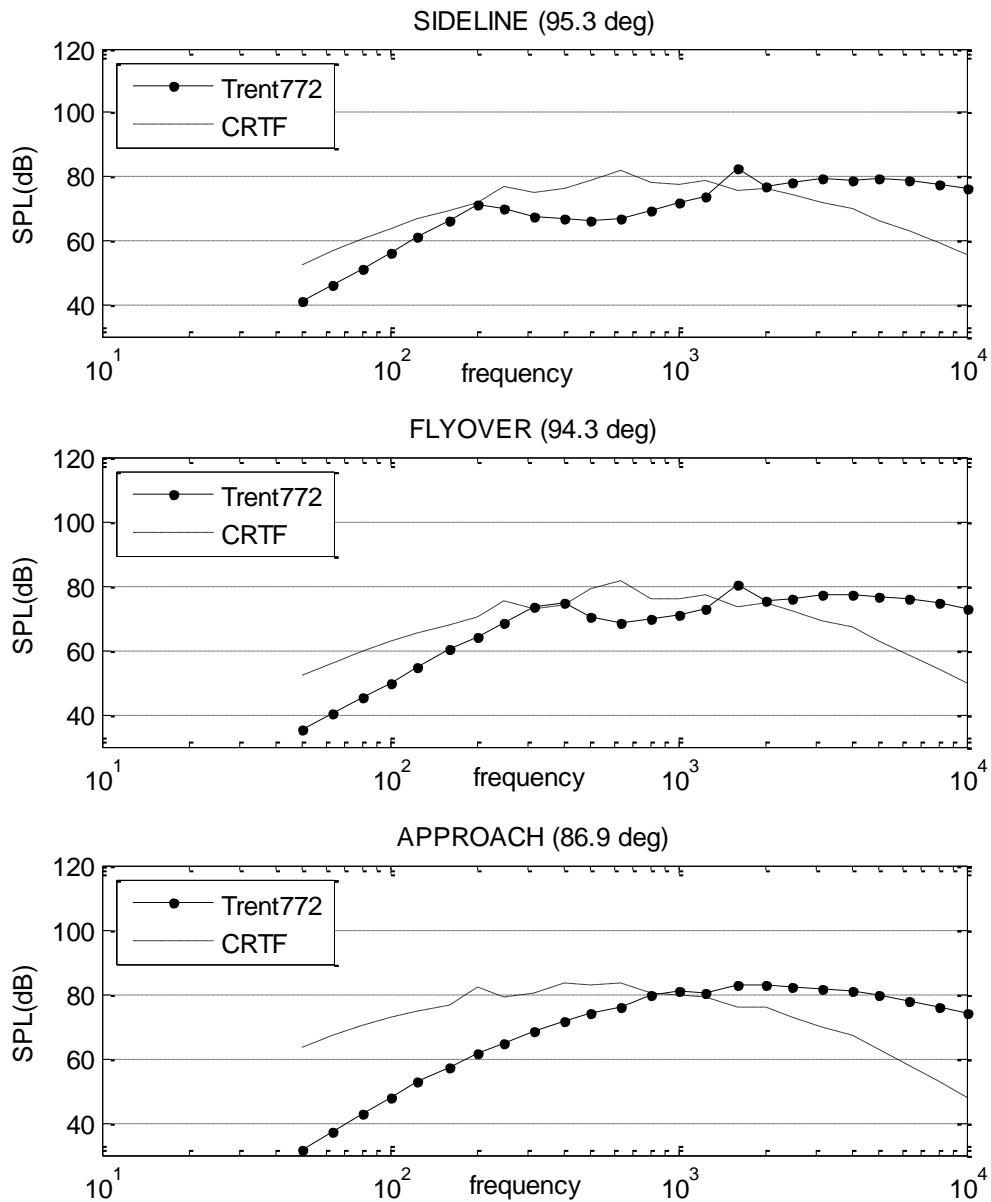
Πίνακας 4.5: Ευαισθησία της συνολικής εκτίμησης με διαφορά -1 EPNLdB της κάθε συνιστώσας στον κινητήρα Trent772

<i>Trent772</i>	-1 EPNLdB		
	Sideline	Flyover	Approach
FAN	-0.69	-0.79	-0.56
COMB	-0.009	-0.004	-0.003
TU	-0.15	-0.13	-0.37
JET	-0.08	-0.02	-0.002

4.3.3 Εφαρμογή σε αποστολή πτήσης μικρής εμβέλειας

Όπως αναμενόταν λόγω της μείωσης των στροφών τα επίπεδα θορύβου ανεμιστήρα στον κινητήρα με CRTF είναι χαμηλότερα, Πίνακας 4.6. Η σημασία της μείωσης αυτής γίνεται περισσότερο κατανοητή με τον Πίνακα 4.7, ο οποίος μας δείχνει την επίδραση της πηγής θορύβου ανεμιστήρα στην συνολική εκτίμηση για τον κινητήρα. Όπως παρατηρούμε η πηγή θορύβου ανεμιστήρα είναι η σημαντικότερη κατά την απογείωση στη πρώτη θέση παρατηρητή ενώ στην επόμενη και κατά την προσγείωση σημαντικότερη είναι εκείνη του ήχου δέσμης. Παρόλα αυτά και στις τρεις θέσεις μια μείωση των επιπέδων θορύβου ανεμιστήρα θα είχε αισθητή επίδραση στα συνολικά επίπεδα θορύβου ανεμιστήρα.

Όπως και στην αποστολή μεγάλης εμβέλειας, από τα φάσματα ήχου Σχήμα 4.11 παρατηρούμε ότι τα επίπεδα θορύβου με CRFan είναι μεγαλύτερα στις χαμηλότερες συχνότητες. Στα φάσματα ήχου του κινητήρα CFM56-7B οι κορυφές συμβαίνουν στην συχνότητα περάσματος πτερυγίων του ρότορα του ανεμιστήρα και οφείλονται στην αλληλεπίδραση ρότορα στάτορα. Αντίστοιχα στον κινητήρα με CRFan οι κορυφές βρίσκονται στο άθροισμα συχνοτήτων των δύο ροτόρων και οφείλονται στην συνιστώσα θορύβου τόνων αλληλεπίδρασης ρότορα ρότορα.



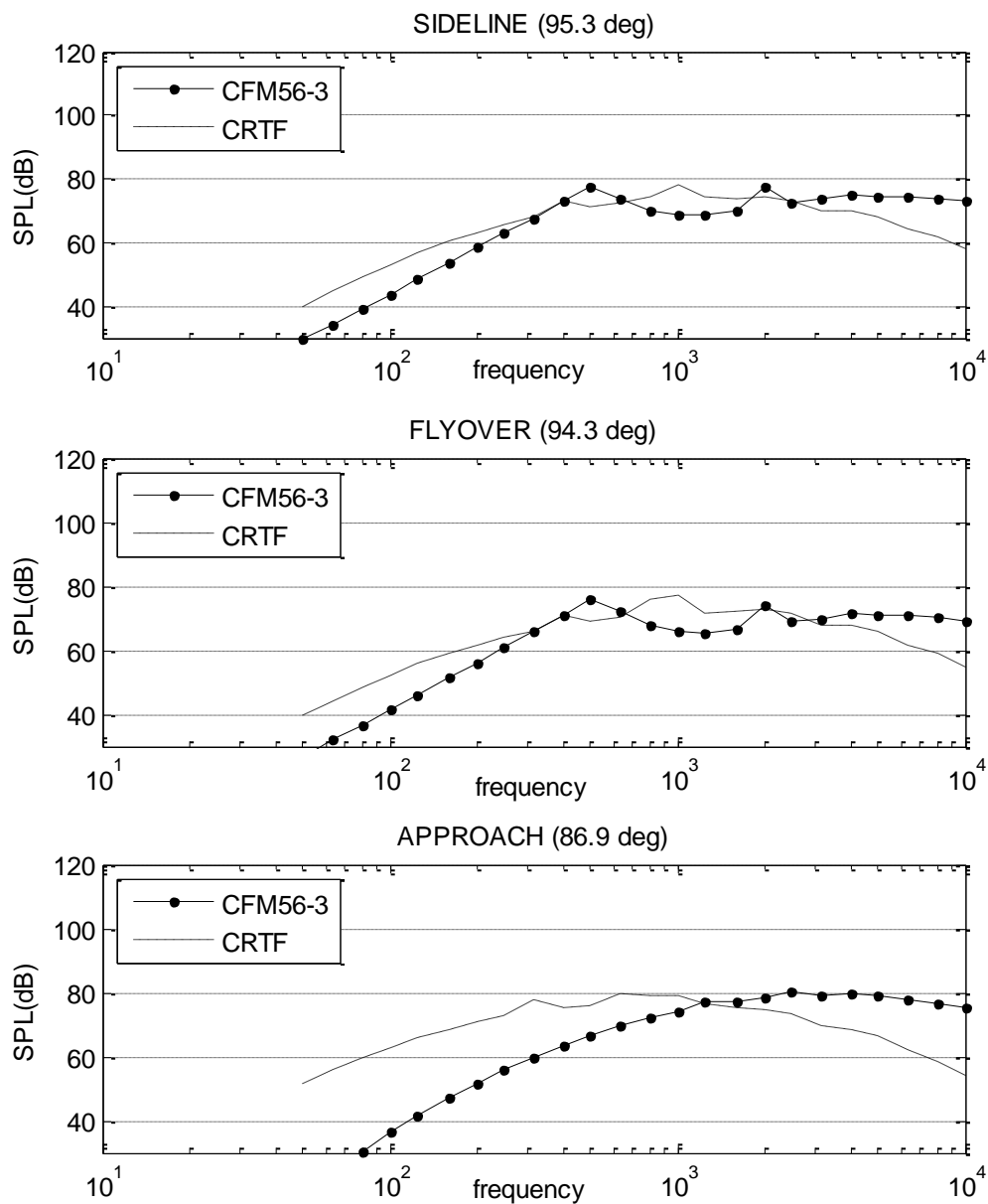
Σχήμα 4.10: Φάσμα ήχου ανεμιστήρα για τους δύο κινητήρες στις θέσεις των τριών παρατηρητών κατά ICAO (κινητήρας TRENT772-πτήση μεγάλης εμβέλειας) .

Πίνακας 4.6: Σύγκριση αποτελεσματικά αντιληπτών επιπέδων θορύβου ανεμιστήρα κινητήρα με CRFan με τον κινητήρα CFM56-7B.

Θόρυβος ανεμιστήρα	CRFan (EPNL dB)			CFM56-7B(EPNL dB)		
	sideline	flyover	approach	sideline	flyover	approach
FAN						
Συνιστώσα θορύβου:						
Θόρυβος εισόδου	78.617	77.71	80.899	86.085	84.535	85.4
Θόρυβος εξόδου	92.672	91.734	94.331	95.137	91.589	97.548
Συνολική εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα	92.237	90.784	93.641	96.003	92.783	97.474
Διαφορά επιπέδων θορύβου CRTFvs. CFM56-7B EPNL (EPNLdB)						
	sideline		flyover		approach	
Συνιστώσα θορύβου ανεμιστήρα:						
Θόρυβος εισόδου	-7.468		-6.825		-4.501	
Θόρυβος εξόδου	-2.465		0.145		-3.217	
Συνολική εκτίμηση θορύβου ανεμιστήρα	-3.766		-1.999		-3.833	

Πίνακας 4.7: Ευαισθησία της συνολικής εκτίμησης με διαφορά -1 EPNLdB της κάθε συνιστώσας στον κινητήρα CFM56-7B

<i>CFM56-7B</i>	-1 EPNLdB		
	Sideline	Flyover	Approach
FAN	-0.99	-0.42	-0.117
COMB	-0.00003	-0.006	-0.012
TU	-0.00024	-0.02	-0.045
JET	-0.00005	-0.47	-0.787



Σχήμα 4.11: Φάσμα ήχου ανεμιστήρα για τους δύο κινητήρες στις θέσεις των τριών παρατηρητών κατά ICAO (κινητήρας CFM56-3-πτήση μικρής εμβέλειας).

5

Μέτρηση ήχου πειραματικής διάταξης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών.

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται οι ακουστικές μετρήσεις οι οποίες πραγματοποιήθηκαν σε πειραματική κλειστή διάταξη αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών (contra rotating fan) του Ε.Θ.Σ, με παραμέτρους τις ταχύτητες περιστροφής (RPM) των δύο πτερωτών και του αξονικού διακένου ανάμεσά τους. Αρχικά γίνεται μία συνοπτική περιγραφή της πειραματικής διάταξης, των μετρούμενων μεγεθών και των οργάνων μέτρησης. Έπειτα παρουσιάζονται αναλυτικά τα αποτελέσματα των ακουστικών μετρήσεων και τα συμπεράσματα τα οποία προκύπτουν από αυτά. Τέλος γίνεται σύγκριση των πειραματικών αποτελεσμάτων με την εκτίμηση των επιπέδων θορύβου της διάταξης έπειτα από εφαρμογή της εμπειρικής μεθόδου CRFan, η οποία παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο.

5.1 Περιγραφή της πειραματικής διάταξης

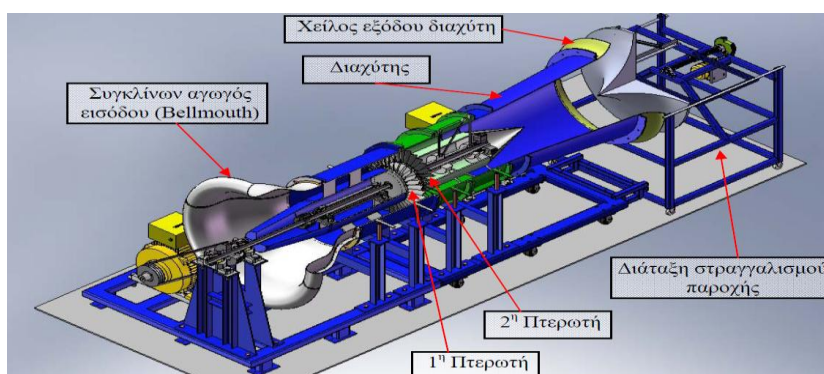
Η πειραματική διάταξη αποτελείται από δύο πτερωτές, οι οποίες εδράζονται σε διαφορετικές ατράκτους και αποτελούνται από τροποποιημένα περύγια της τρίτης βαθμίδας στατόρων του κινητήρα J79. Κάθε άτρακτος κινείται από διαφορετικό Η/Κ, επιτρέποντας έτσι τη ρύθμιση διαφορετικών στροφών σε κάθε πτερωτή. Την άτρακτο της πρώτης πτερωτής κινεί ένας τριφασικός ηλεκτροκινητήρας εναλλασσόμενου ρεύματος, ισχύς 45kW και της δεύτερης ένας ηλεκτροκινητήρας συνεχούς ρεύματος, ισχύς 42kW. Η διάταξη είναι χαμηλών ταχυτήτων με μέγιστες στροφές 3000 RPM, έχει διάμετρο ακροπτερυγίου 550 mm και ύψος καναλιού ροής 125mm.

Για την βελτίωση - εξομάλυνση της ροής εισόδου χρησιμοποιείται συγκλίνον αγωγός εισόδου (Bellmouth) και εξομαλυντής ροής (αλουμινένιος τύπου Honeycomb εξαγωνικής διατομής 6mm και μήκους $L=60\text{mm}$ με σχέση $L/D_h \approx 10$). Με τις διατάξεις αυτές επιτυγχάνεται μείωση της τύρβης και ευθυγράμμιση της ροής.

Ο έλεγχος της διακινούμενης παροχής επιτυγχάνεται με μία διάταξη στραγγαλισμού της ροής η οποία έπεται του αγωγού εξόδου της διάταξης. Πρόκειται ουσιαστικά για μία ρυθμιστική βάννα η οποία κλείνοντας αυξάνει τις απώλειες δικτύου μειώνοντας έτσι την παροχή.

Η διάταξη αποτελείται από δύο κυρίως τμήματα: το εμπρός που περιλαμβάνει τον αγωγό που περικλείει την πρώτη πτερωτή, την έδρασή της και την διαμόρφωση της εισόδου της ροής, και το πίσω τμήμα το οποίο περιλαμβάνει τον αγωγό που περιέχει την δεύτερη πτερωτή, τις εδράσεις της, το χείλος εκφυγής και την βαλβίδα στραγγαλισμού παροχής. Τα δύο αυτά τμήματα ενώνονται στην περιοχή του διακένου των δύο πτερωτών

και συγκρατούνται με 4 κοχλίες σύνδεσης. Μεταξύ των δύο πτερωτών παρεμβάλλεται ένας κυλινδρικός αποστάτης για την διατήρηση των γεωμετρικών χαρακτηριστικών του καναλιού ροής. Ο αποστάτης αυτός συνδέεται με τον δίσκο-φορέα των πτερυγίων της δεύτερης πτερωτής με 6 κοχλίες και περιστρέφεται μαζί της. Υπάρχει η δυνατότητα μεταβολής του αξονικού διακένου με τη χρήση διαφορετικού μήκους αποστατών , ο ένας περιστρέφεται μαζί με την δεύτερη πτερωτή και έχει μήκος ίσο με το επιθυμητό αξονικό διάκενο μικρότερου μήκους από δύο χορδές απαιτείται χρήση ζεύγους αποστατών , ο ένας περιστρέφεται μαζί με την δεύτερη πτερωτή και έχει μήκος ίσο με το επιθυμητό αξονικό διάκενο και ο άλλος είναι σταθερός με μήκος ίσο με τη διαφορά της επιθυμητής αξονικής απόστασης από το μήκος των δύο χορδών. Στο Σχήμα 5.10 απεικονίζονται τα βασικά τμήματα της πειραματικής διάταξης.



Σχήμα 5.10 :Η μορφή της εγκατάστασης.

Όλα τα μετρούμενα μεγέθη που περιγράφονται παρακάτω εισάγονται είτε υπό μορφή αντίστοιχης τάσης μέσω του αναλογηγηφιακού μετατροπέα (ADC), είτε χειροκίνητα, στο πρόγραμμα πρόσκτησης δεδομένων ενός Η/Υ. Τα περισσότερα όργανα που μετατρέπουν σε τάση τα σήματα των αισθητήρων (μεταλλάκτες πίεσης, frequency converters), είναι ενσωματωμένα σε μια καμπίνα μαζί με τον Η/Υ και τον ADC, η οποία βρίσκεται δίπλα στη διάταξη. Ο Η/Υ της καμπίνας είναι συνδεδεμένος στο εσωτερικό δίκτυο υπολογιστών του εργαστηρίου, με αποτέλεσμα να μπορούμε να τον χειριζόμαστε από οποιοδήποτε υπολογιστή στο εργαστήριο. Στο δωμάτιο ελέγχου (Control Room), δίπλα από το χώρο που βρίσκεται η διάταξη είναι εγκατεστημένα και τα τηλεχειριστήρια ελέγχου των κινητήρων της διάταξης και των probe carriages καθώς και ένας Η/Υ συνδεδεμένος στο εσωτερικό δίκτυο του εργαστηρίου. Το Σχήμα 5.11 είναι φωτογραφία της διάταξης με την καμπίνα πρόσκτησης δεδομένων.



Σχήμα 5.11 : Φωτογραφία της διάταξης με την καμπίνα πρόσκτησης δεδομένων [28]

Η πειραματική διάταξη έχει κατασκευασθεί και μελετηθεί ως προς τις επιδόσεις της στα πλαίσια προηγούμενων διπλωματικών εργασιών [27],[28],[29]. Ο αναγνώστης μπορεί να ανατρέξει στις εργασίες αυτές για περαιτέρω κατασκευαστικές λεπτομέρειες.

5.2 Μετρούμενα μεγέθη, όργανα μέτρησης, θέσεις μέτρησης

Στην παρούσα εργασία η μέτρηση της ακουστικής πίεσης της διάταξης πραγματοποιήθηκε με φορητό ντεσιμπελόμετρο (portable sound pressure level meter SLM) της εταιρείας Brüel & Kjaer τύπου 2239A το οποίο φαίνεται στο **Σχήμα 5.12**. Το ντεσιμπελόμετρο τοποθετήθηκε στο ύψος των ατράκτων των πτερωτών σε κάθετη απόσταση 0.2 m από τη διάταξη ανάμεσα στις δύο πτερωτές (θέση 2 **Σχήμα 5.15**). Η θέση του ντεσιμπελόμετρου φαίνεται στο **Σχήμα 5.13** και **Σχήμα 5.14**. Η μετρούμενη τιμή της ακουστικής πίεσης εισάγεται υπό μορφή αντίστοιχης τάσης μέσω του ADC στο πρόγραμμα πρόσκτησης δεδομένων του H/Y. Ο **Πίνακας 5.8** παρουσιάζει όλα τα μετρούμενα μεγέθη, τα όργανα μέτρησης και το εύρος μέτρησης των οργάνων που χρησιμοποιήθηκαν στις μετρήσεις για την παρούσα εργασία.

Στο σημείο αυτό για λόγους πληρότητας αναφέρουμε τη βασική ιδιότητα των μικροφώνων. Η ευαισθησία (pressure sensitivity (Sp)) ενός μικροφώνου ορίζεται ως η τάση που παράγει το μικρόφωνο για συγκεκριμένη ακουστική πίεση ,δηλαδή είναι Volts/Pascal. Εναλλακτικά η ευαισθησία του μικροφώνου εκφράζεται μέσω της σχέσης (5.1) λογαριθμικά σε decibels (dB) με τιμή αναφοράς το 1 V/Pa.

$$\text{ευαισθησία}[dB] = 20 \log \frac{Sp}{1} \quad (5.1)$$

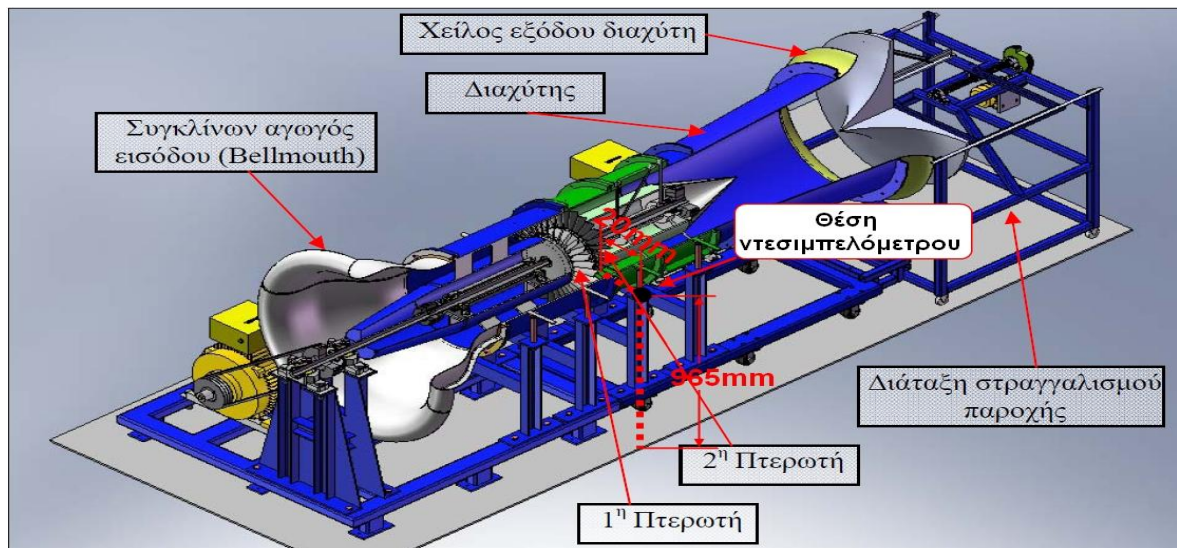
Το επίπεδο ακουστικής πίεσης SPL (*Sound pressure level*) είναι η συνήθης μονάδα μέτρησης για το μέγεθος του ήχου και ορίζεται από τη σχέση (5.2)

$$SPL[dB] = 20 \log \frac{P_{rms}}{P_{ref}} \quad (5.2)$$

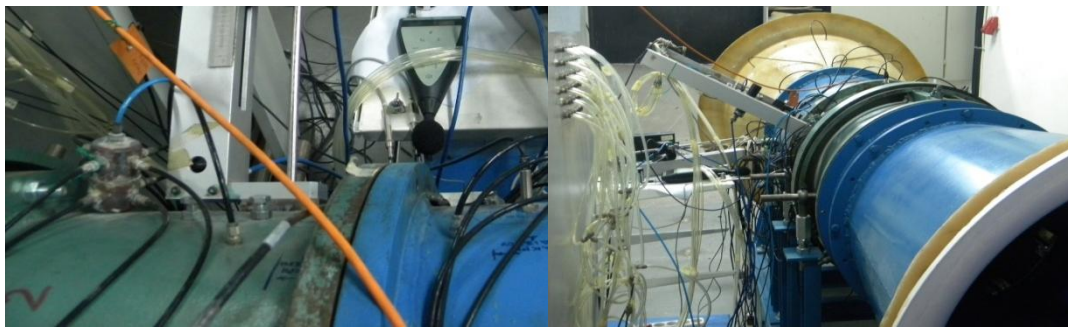
όπου P_{rms} η μετρούμενη τιμή της ακουστικής πίεσης και η P_{ref} είναι η τιμή αναφοράς ίση με 20 μ Pa. Μία ακουστική πίεση η οποία είναι ίση με την πίεση αναφοράς ισούται με 0 dB ενώ μία ίση με 1 Pa ισούται με 93.98 dB.



Σχήμα 5.12 Φορητό ντεσιμπελόμετρο (portable sound pressure level meter SLM) της εταιρείας Brüel & Kjaer τύπου 2239A.



Σχήμα 5.13 : Θέση ντεσιμπελόμετρου στην πειραματική διάταξη.

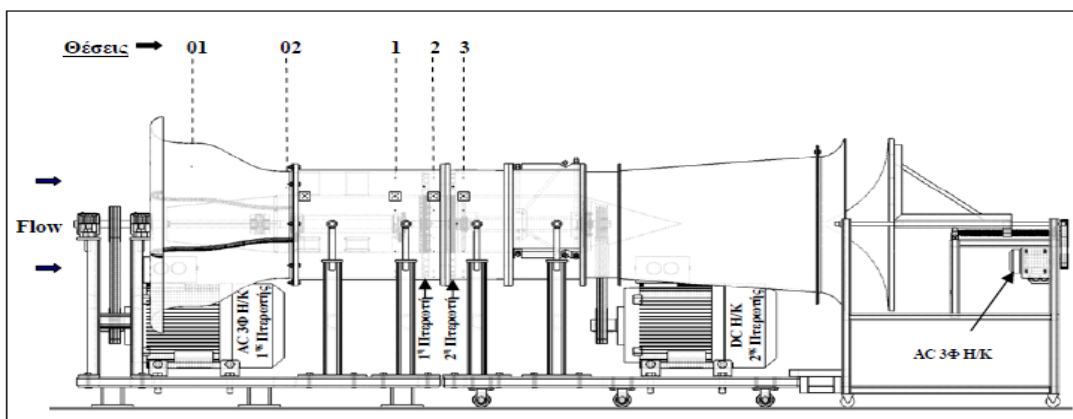


Σχήμα 5.14 Θέση του ντεσιμπελόμετρου στην διάταξη (λεπτομέρεια).

Πίνακας 5.8: Μετρούμενα μεγέθη, όργανα μέτρησης και εύρος μέτρησης των οργάνων.

Κωδικός οργάνου	Εύρος μέτρησης	Θέση μέτρησης	Μετρούμενο μέγεθος	Σύνδεση αισθητήρα	με
TRA116	600-1100 mbar	Περιβάλλον διάταξης	Pat (mbar)	-	
TRA116	-20°C-80°C	Περιβάλλον διάταξης	Tat (°C)	-	
TRA116	5-98%	Περιβάλλον διάταξης	RH %	-	
ELTEM044-2	0-2kHz	Πάνω από την 1 ^η πτερωτή	RPM1	Proximity Sensor	
ELTEM044	0-2kHz	Πάνω από την 2 ^η πτερωτή	RPM2	Proximity Sensor	
TRA040	±20mbar	01-02	Po1-Po2 (mbar)	Κέλυφος Bellmouth	
Brüel & Kjør τύπου 2239A.		Σε κάθετη απόσταση από τη θέση 2 ίση με 20mm	Acoustic pressure (Pa)	-	

Για λόγους πληρότητας στο **Σχήμα 5.15** φαίνονται οι θέσεις μέτρησης στη διάταξη των λειτουργικών μεγεθών της και στην συνέχεια περιγράφεται συνοπτικά η διαδικασία μέτρησης των ταχυτήτων περιστροφής των πτερωτών και της παροχής [28] .



Σχήμα 5.15 : Θέσεις μέτρησης [28].

Θέση 01 : Η αξονική θέση που βρίσκεται η μεγάλη διάμετρος (είσοδος) του συγκλίνοντος αγωγού εισόδου (Bellmouth).

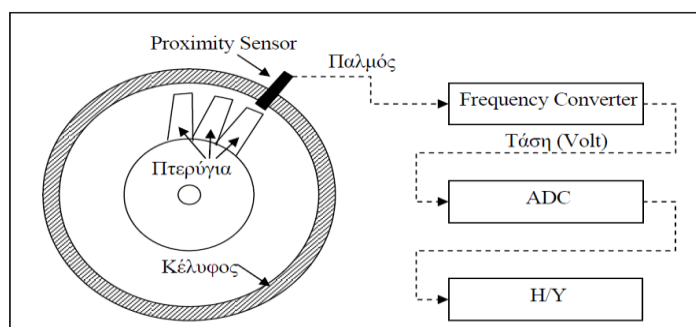
Θέση 02 : Η αξονική θέση που βρίσκεται η μικρή διάμετρος (έξοδος) του συγκλίνοντος αγωγού εισόδου (Bellmouth).

Θέση 1 : Η αξονική θέση ανάντι της 1ης πτερωτής.

Θέση 2 : Η αξονική θέση ανάντι της 2ης πτερωτής (και προφανώς κατάντι της 1^{ης} πτερωτής).

Θέση 3 : Η αξονική θέση κατάντι της 2ης πτερωτής.

Η μέτρηση των ταχυτήτων περιστροφής των πτερωτών γίνεται με χρήση αισθητήρων προσέγγισης (Proximity Switch Sensors) και μετατροπέων συχνότητας σε τάση (Frequency to Voltage Converter). Ο αισθητήρας προσέγγισης είναι βιδωμένος στο κέλυφος ακριβώς πάνω από την πτερωτή και κάθε φορά που περνά ένα πτερύγιο από μπροστά του στέλνει ένα παλμό στον μετατροπέα συχνότητας. Ο μετατροπέας συχνότητας με τη σειρά του στέλνει στην έξοδό του (ADC) μια τάση ανάλογη της συχνότητας των παλμών που δέχεται. Η άνω διαδικασία παρουσιάζεται στο **Σχήμα 5.16**.



Σχήμα 5.16 Μέτρηση ταχύτητας περιστροφής πτερωτών της διάταξης.

Η ταχύτητα περιστροφής υπολογίζεται μέσω της σχέσης (5.3)

$$N(\text{rpm}) = fb \frac{60}{z} \quad (5.3)$$

όπου fb η συχνότητα περάσματος πτερυγίων η οποία υπολογίζεται από την τάση του μετατροπέα συχνότητας και z ο αριθμός πτερυγίων της πτερωτής.

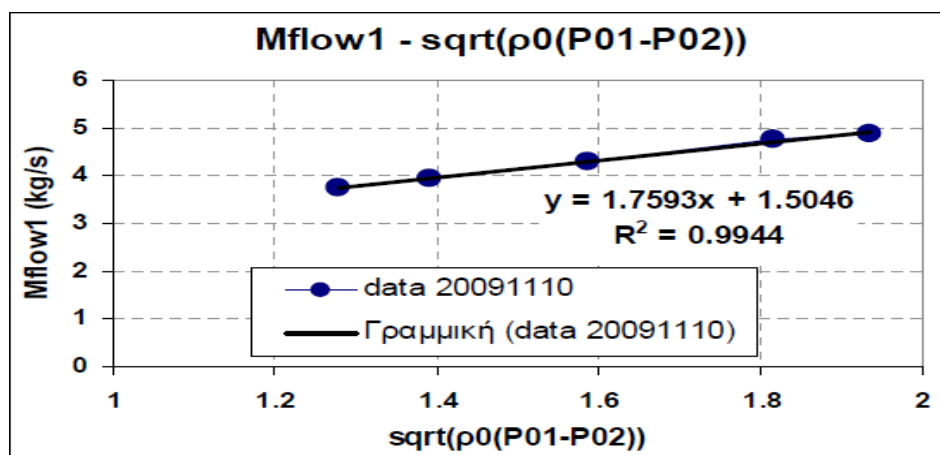
Στη διάταξή μας χρησιμοποιούμε επαγωγικού τύπου αισθητήρες προσέγγισης-διακόπτες. Τυπική μορφή επαγωγικού αισθητήρα προσέγγισης φαίνεται στο Σχήμα 5.17



Σχήμα 5.17 Επαγωγικός αισθητήρας προσέγγισης.

Η μέτρηση της παροχής γίνεται απευθείας από τη διαφορά πίεσης στον αγωγό εισόδου μέσω της σχέσης (5.4) και της καμπύλης βαθμονόμησης η οποία απεικονίζεται στο Σχήμα 5.18. [28]

$$m = a\sqrt{2\rho(P_{o1} - P_{o2})} + b \quad (5.4)$$



Σχήμα 5.18 Καμπύλη βαθμονόμησης της παροχής [28]

Οι μετρήσεις πραγματοποιήθηκαν :

- για μικρή και μεγάλη αξονική απόσταση των δύο περωτών πολλαπλάσια του μήκους χορδής περυγίων : 1c, 2c (όπου $c = 39 \text{ mm}$).
- για 25 συνδυασμούς ταχυτήτων περιστροφής των δύο περωτών (Πίνακας 5.1)

Πίνακας 5.1 Συνδυασμοί ταχυτήτων περιστροφής.

Ταχύτητα περιστροφής 1 ^ο ρότορα (RPM1)	Ταχύτητα περιστροφής 2 ^ο ρότορα (RPM2)				
800	800	1000	1200	1400	1500
Λόγος στροφών (RU=RPM1/RPM2)	1	0.8	0.667	0.571	0.53
Ταχύτητα περιστροφής 1 ^ο ρότορα (RPM1)	Ταχύτητα περιστροφής 2 ^ο ρότορα (RPM2)				
1000	800	1000	1200	1400	1500
Λόγος στροφών (RU=RPM1/RPM2)	1.25	1	0.833	0.714	0.667
Ταχύτητα περιστροφής 1 ^ο ρότορα (RPM1)	Ταχύτητα περιστροφής 2 ^ο ρότορα (RPM2)				
1200	800	1000	1200	1400	1500
Λόγος στροφών (RU=RPM1/RPM2)	1.5	1.2	1	0.857	0.8
Ταχύτητα περιστροφής 1 ^ο ρότορα (RPM1)	Ταχύτητα περιστροφής 2 ^ο ρότορα (RPM2)				
1400	800	1000	1200	1400	1500
Λόγος στροφών (RU=RPM1/RPM2)	1.75	1.4	1.167	1	0.933
Ταχύτητα περιστροφής 1 ^ο ρότορα (RPM1)	Ταχύτητα περιστροφής 2 ^ο ρότορα (RPM2)				
1500	800	1000	1200	1400	1500
Λόγος στροφών (RU=RPM1/RPM2)	1.875	1.5	1.25	1.072	1

5.3 Αλλαγή αξονικού διακένου

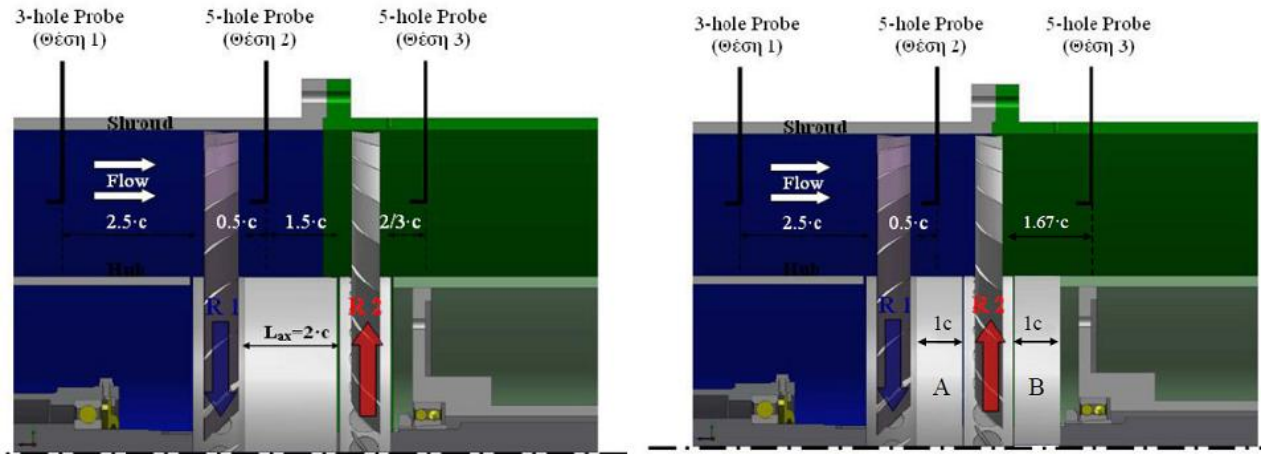
Η διαδικασία αλλαγής του αξονικού διακένου των δύο περωτών περιγράφεται αναλυτικά στην διπλωματική εργασία του Ν.Α. Αναγνώστου [29] και συνοπτικά αναφέρθηκε στο κεφάλαιο 5.1. Ακόμα στο κεφάλαιο 5.1 περιγράφηκε συνοπτικά και ο τρόπος μέτρησης της ταχύτητας περιστροφής των περωτών, όπου γίνεται σαφές ότι ο αισθητήρας προσέγγισης επιβάλλεται να είναι ακριβώς πάνω από την περωτή. Στο σχήμα Σχήμα 5.19 φαίνεται ο αισθητήρας προσέγγισης στο εσωτερικό του συμπιεστή.

Όπως παρατηρούμε όμως από το Σχήμα 5.20 η δεύτερη περωτή μετακινείται κατά μήκος του άξονα του αγωγού που την περικλείει με την αλλαγή του αξονικού διακένου. Κατά συνέπεια ο αισθητήρας προσέγγισης πρέπει να μετακινηθεί εξίσου ούτως ώστε να λειτουργεί στην περίπτωση που έχουμε αξονικό διάκενο διαφορετικό από 2c.

Κατά την διεξαγωγή μετρήσεων στην διπλωματική εργασία του Ν.Α. Αναγνώστου [29] σε αξονικό διάκενο διαφορετικό από 2c, η καταγραφή της περιστροφικής ταχύτητας της δεύτερης περωτής γινόταν χειροκίνητα μετρώντας την περιστροφική ταχύτητα της ατράκτου του κινητήρα DC που κινεί την δεύτερη περωτή. Στην παρούσα διπλωματική εργασία λόγω του μεγαλύτερου πλήθους των μετρήσεων σε διαφορετικούς λόγους στροφών η συγκεκριμένη διαδικασία απορρίφθηκε. Επομένως με την αλλαγή του αξονικού διακένου έγινε διάνοιξη οπής επάνω από την καινούργια θέση της δεύτερης περωτής και τοποθετήθηκε ο αισθητήρας προσέγγισης. Στο Σχήμα 5.21 βλέπουμε τον αισθητήρα προσέγγισης επάνω στην διάταξη με αξονικό διάκενο περωτών μήκους 2 χορδών και στο Σχήμα 5.22 την θέση του αισθητήρα όταν έχουμε αξονικό διάκενο περωτών ίσο με 1 χορδή.



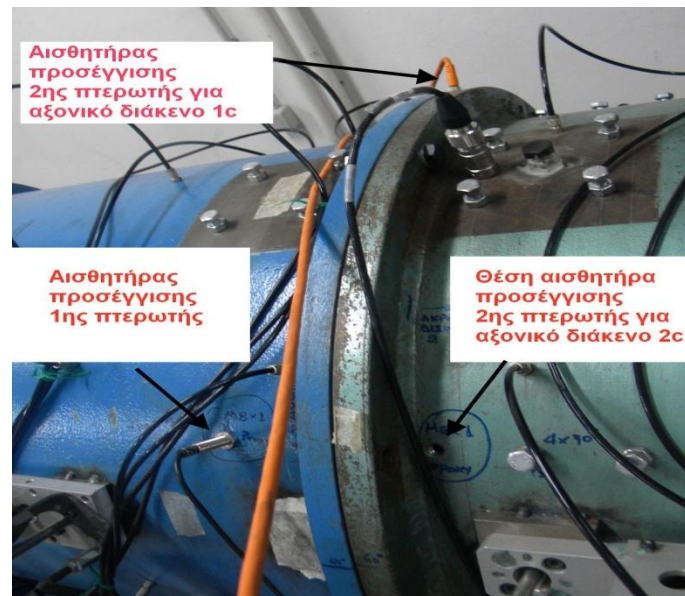
Σχήμα 5.19: Ο αισθητήρας προσέγγισης στο εσωτερικό του συμπιεστή.



Σχήμα 5.20 : Αξονική τομή της διάταξης με αποστάτη 2 χορδών και με το ζεύγος αποστατών για αξονικό διάκενο πτερωτών 1 χορδής. [29]



Σχήμα 5.21: Οι αισθητήρες προσέγγισης επάνω στην διάταξη με αποστάτη 2 χορδών.



Σχήμα 5.22: Οι αισθητήρες προσέγγισης επάνω στην διάταξη

5.4 Αποτελέσματα μετρήσεων.

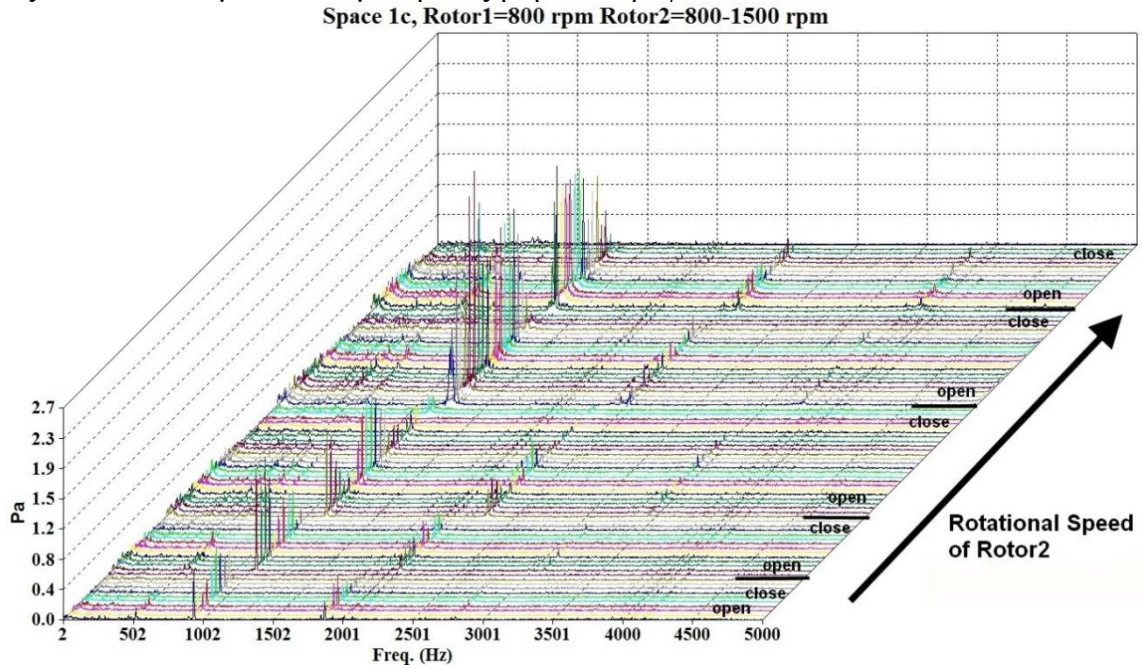
Πραγματοποιήθηκαν ακουστικές μετρήσεις για τους λόγους ταχυτήτων περιστροφής που παρουσιάστηκαν παραπάνω για τα δύο αξονικά διάκενα σε ένα εύρος διορθωμένης παροχής από 3 έως 9 kg/s. Τα φάσματα ισχύος για όλες τις μετρήσεις σε μορφή waterfall plots παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.23 έως Σχήμα 5.32. Κάθε σχήμα αντιστοιχεί σε μια σταθερή ταχύτητα περιστροφής του 1^{ου} ρότορα και σε ένα αξονικό διάκενο 1c ή 2c. Ενώ η εξέλιξη των φασμάτων ακολουθεί την μείωση της παροχής (από πλήρως ανοικτή βάνα open σε πλήρως κλειστή close) με παράλληλη αύξηση των στροφών του 2^{ου} ρότορα. Συγκεκριμένα στο Σχήμα 5.23 παρουσιάζονται τα φάσματα ισχύος για ταχύτητα περιστροφής του 1^{ου} ρότορα 800 rpm και διάκενο 1c. Τα αντίστοιχα φάσματα για διάκενο 2c παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.24. Η ίδια λογική ακολουθείται για τις υπόλοιπες ταχύτητες περιστροφής. Γενική παρατήρηση είναι η εμφάνιση διακριτών τόνων οι οποίοι γίνονται πιο έντονοι με την αύξηση των στροφών. Ακόμα παρατηρούμε την σημαντική μείωση του μεγέθους των τόνων αυτών με την αύξηση του μήκους του αξονικού διακένου.

Με σκοπό την καλύτερη εποπτεία του αρμονικού περιεχομένου των φασμάτων παρουσιάζονται φάσματα ισχύος σε ενδεικτικά σημεία λειτουργίας με σταθερή ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα για τα δύο μήκη αξονικού διακένου. Συγκεκριμένα στο Σχήμα 5.33 παρουσιάζονται τα φάσματα για ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα ίση με 800 rpm. Στο σχήμα έχουν αναγνωριστεί οι διακριτοί τόνοι με την μεγαλύτερη συνεισφορά στον συνολικό επίπεδο θορύβου, οι οποίοι αντιστοιχούν στο άθροισμα της συχνότητας περάσματος πτερυγίων των δύο ροτόρων και στην πρώτη αρμονική του. Παρατηρούμε έντονα τη μείωση στο μέγεθος των τόνων αυτών με την αύξηση του αξονικού διακένου ανάμεσα στις πτερωτές. Στα διαγράμματα Σχήμα 5.35, Σχήμα 5.37, Σχήμα 5.39, Σχήμα 5.41 απεικονίζονται αντίστοιχα τα φάσματα για ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα ίση με 1000 rpm, 1200 rpm, 1400 rpm και 1500 rpm αντίστοιχα. Στα διαγράμματα αυτά έχουμε ανάλογη συμπεριφορά με τη διαφορά ότι η μείωση των τόνων λόγω αξονικού διακένου είναι λιγότερο έντονη σε μεγαλύτερες στροφές. Διακριτοί τόνοι στη συχνότητα περάσματος πτερυγίων του πρώτου ή του δεύτερου ρότορα εμφανίζονται σε μερικές περιπτώσεις με σημαντικό μέγεθος κυρίως σε υψηλότερους συνδυασμούς στροφών. Με σκοπό την παρουσίαση της συνεισφοράς των διακριτών τόνων στο συνολικό επίπεδο θορύβου υπολογίστηκαν τα μεγέθη:

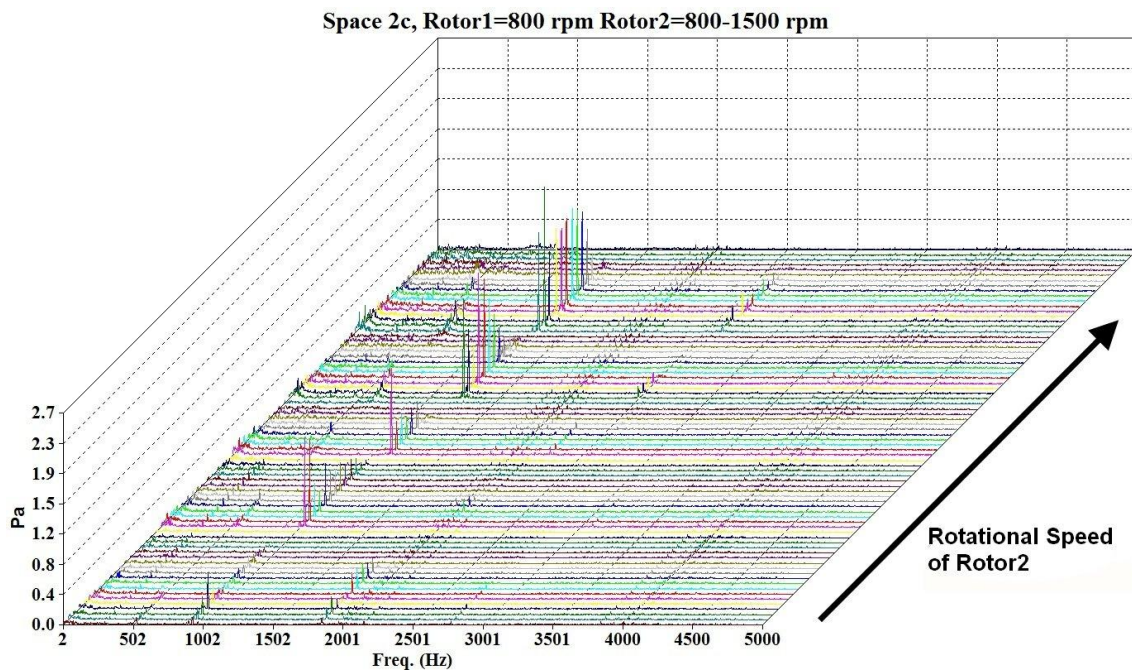
- Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης,
- Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σε ένα μικρό εύρος συχνοτήτων γύρω από την συχνότητα αθροίσματος των συχνοτήτων περάσματος πτερυγίων των ρότορων
- Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης σε ένα μικρό εύρος συχνοτήτων γύρω από το διπλάσιο του αθροίσματος των συχνοτήτων περάσματος πτερυγίων των ρότορων.

Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.34, Σχήμα 5.36, Σχήμα 5.38, Σχήμα 5.40 και Σχήμα 5.42 και αντιστοιχούν στα ίδια σημεία λειτουργίας όπως τα φάσματα που παρουσιάστηκαν παραπάνω. Είναι σαφής η επίδραση των τόνων στο συνολικό επίπεδο

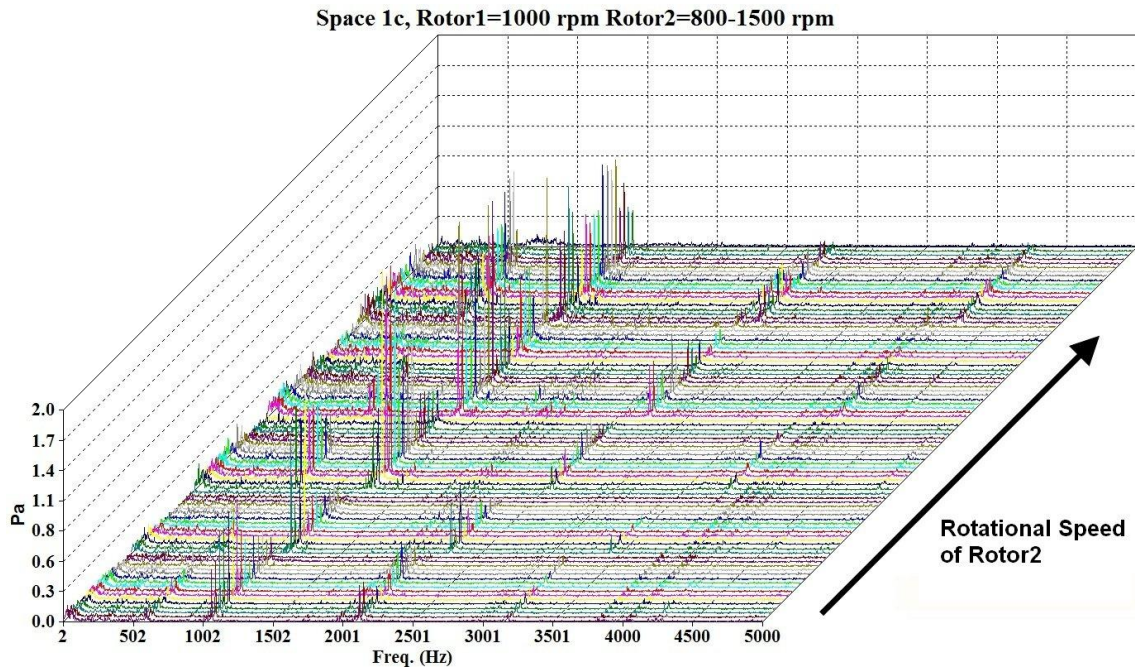
θορύβου και στα δύο διάκενα, μεγαλύτερη όμως επίδραση έχουμε στο μικρότερο διάκενο όπου οι τόνοι είναι εντονότεροι και το συνολικό επίπεδο θορύβου μεγαλύτερο. Ακόμα παρατηρείται ότι η διαφορά του ολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης για μικρό και μεγάλο αξονικό διάκενο μειώνεται με την αύξηση των στροφών.



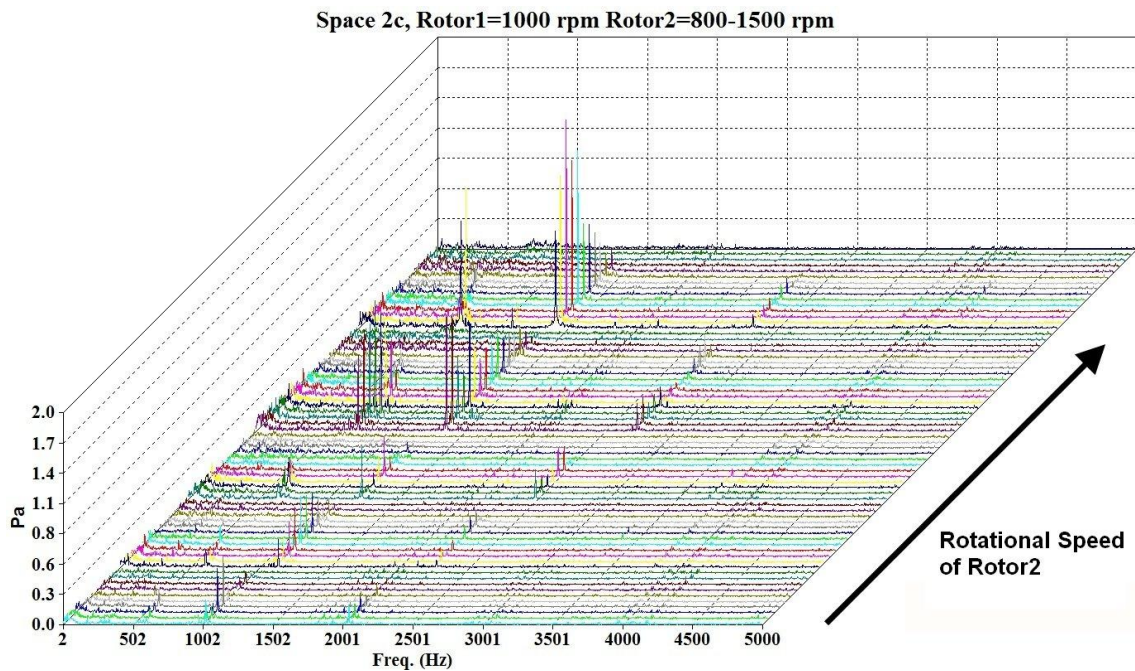
Σχήμα 5.23 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους μιας χορδής και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 800 rpm



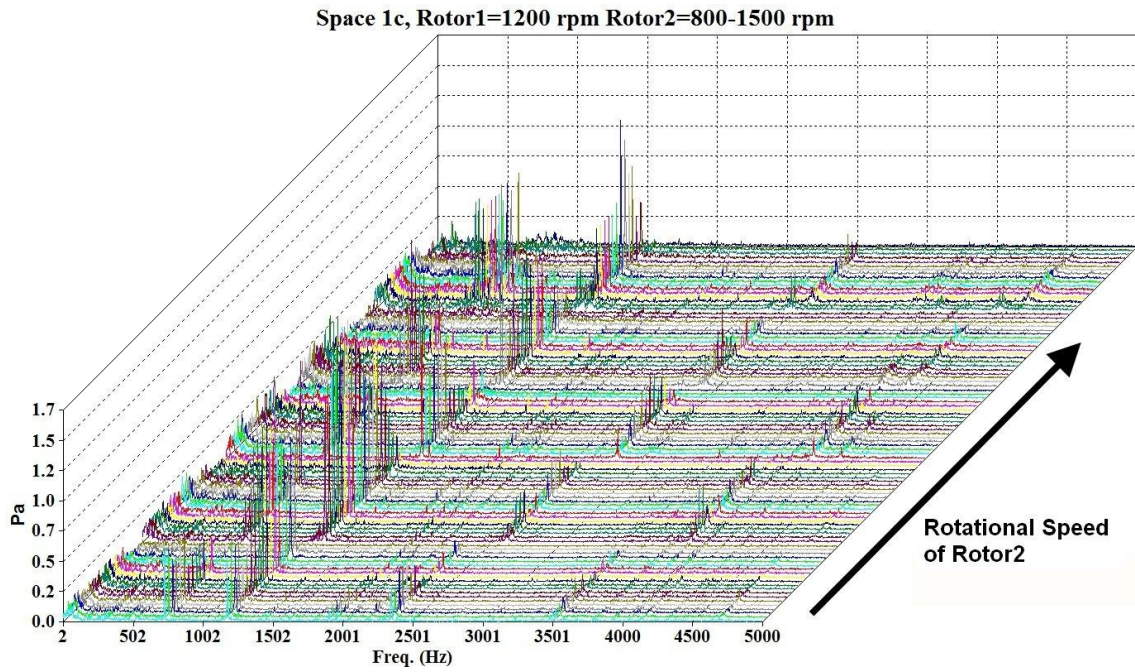
Σχήμα 5.24 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους δύο χορδών και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 800 rpm



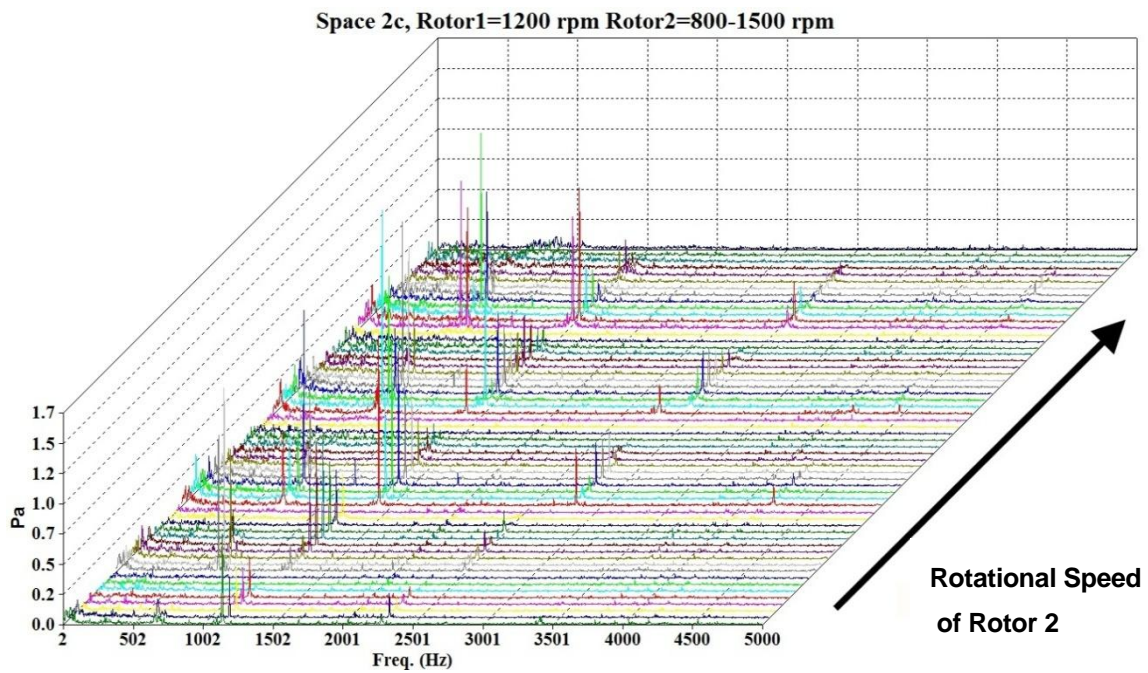
Σχήμα 5.25 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους μιας χορδής και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1000 rpm



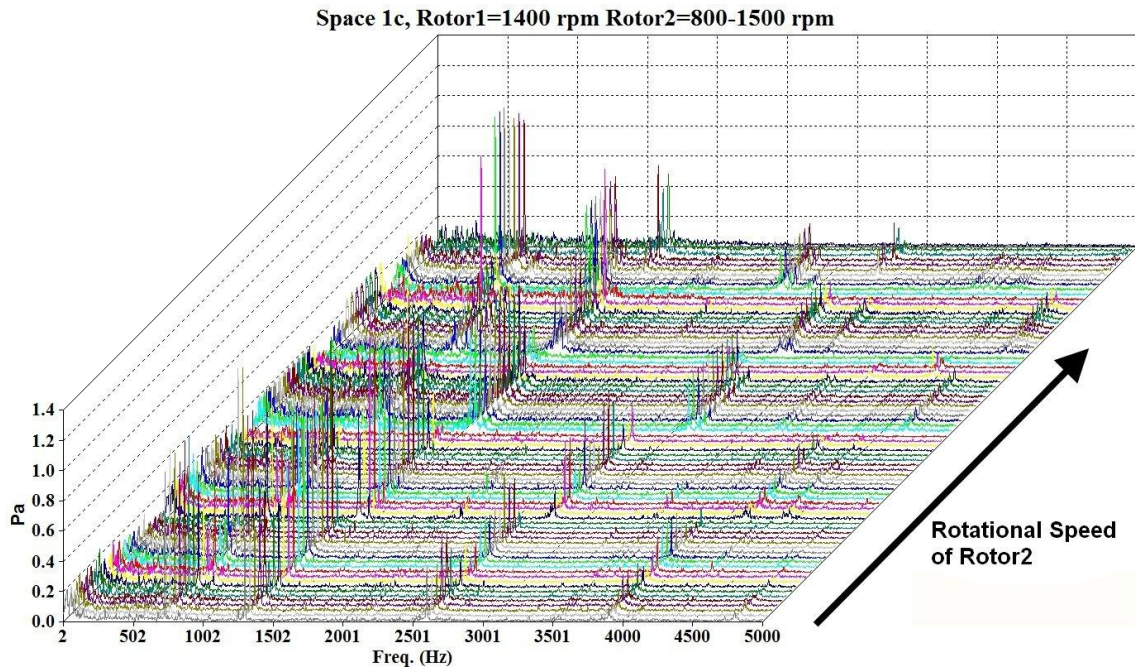
Σχήμα 5.26 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους δύο χορδών και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1000 rpm



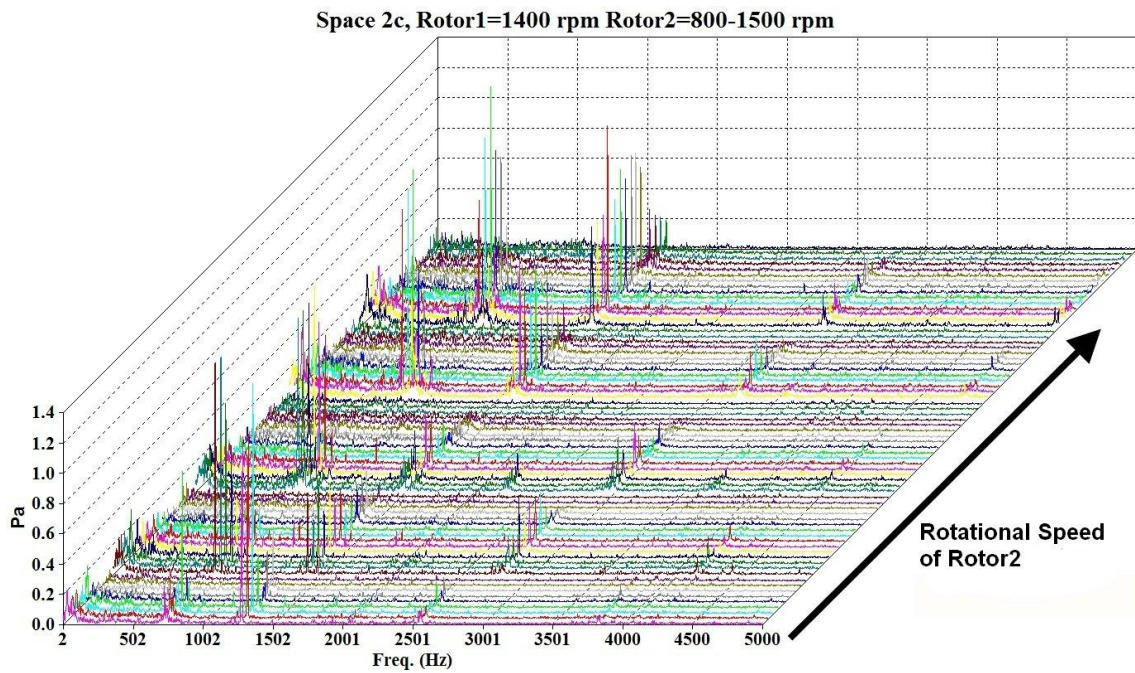
Σχήμα 5.27 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους μιας χορδής και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1200 rpm



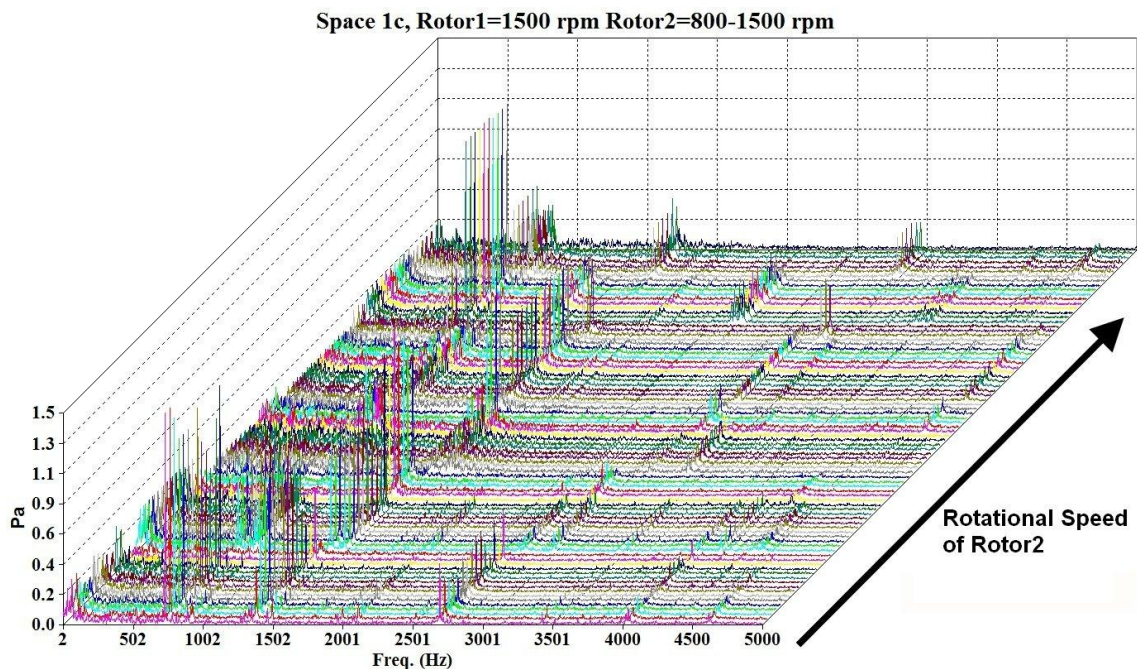
Σχήμα 5.28 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους δύο χορδών και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1200 rpm



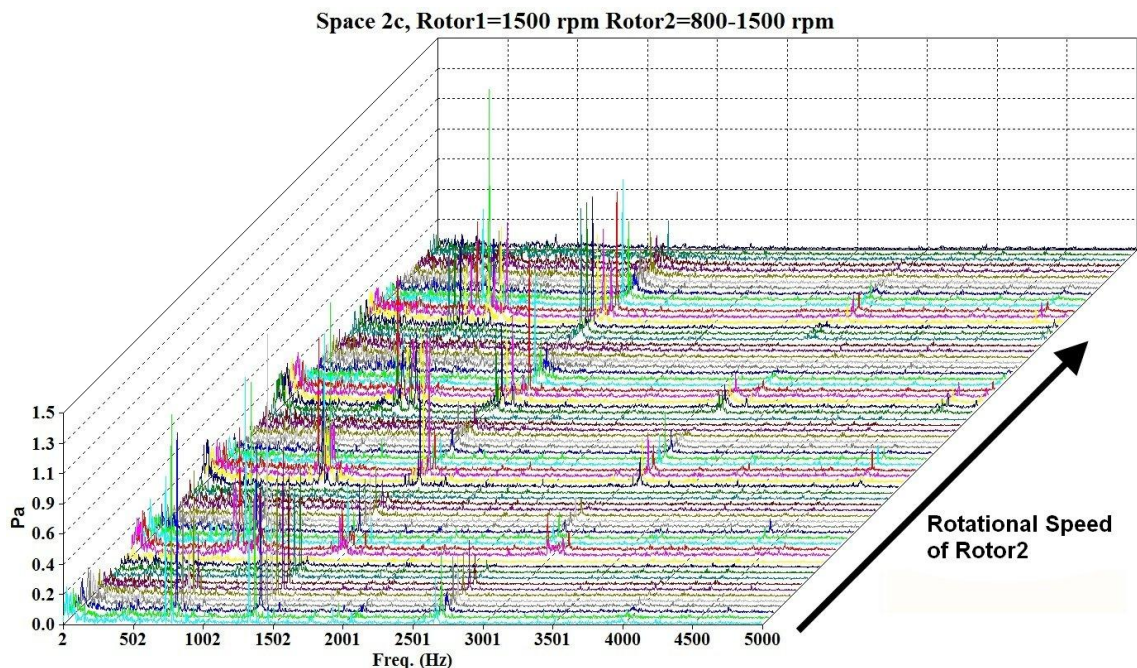
Σχήμα 5.29 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους μιας χορδής και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1400 rpm



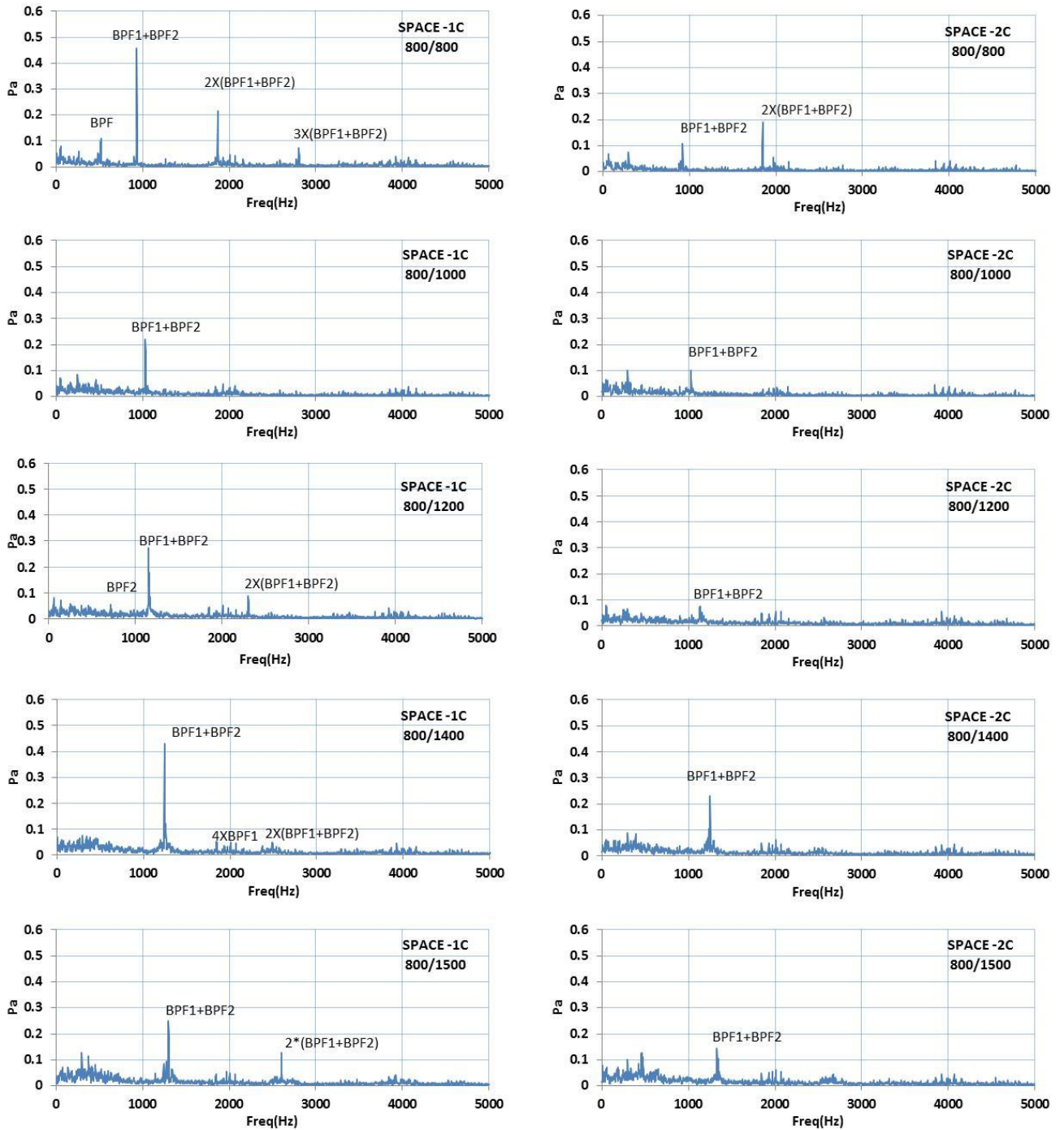
Σχήμα 5.30 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους δύο χορδών και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1400 rpm



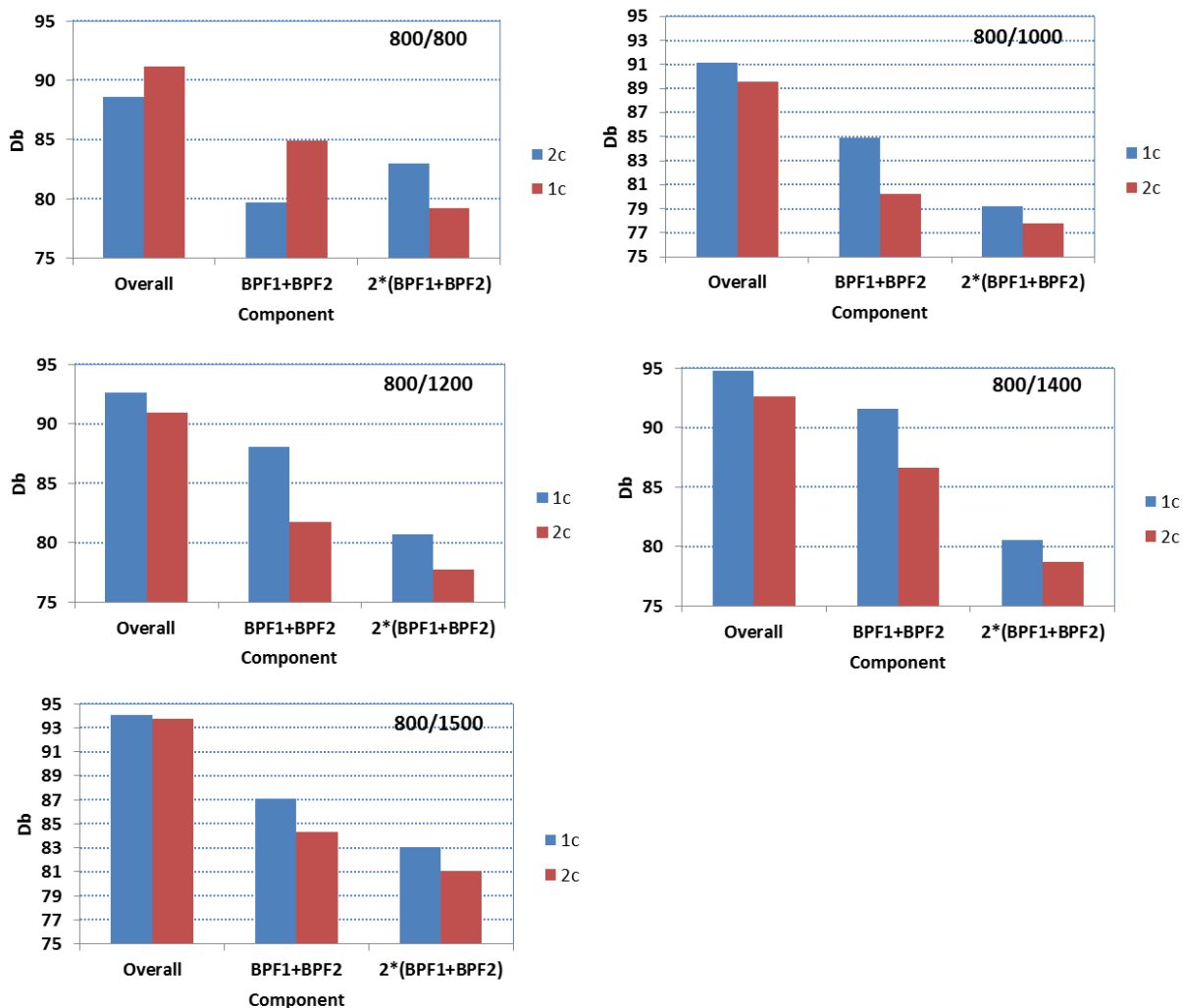
Σχήμα 5.31 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους μιας χορδής και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1500 rpm



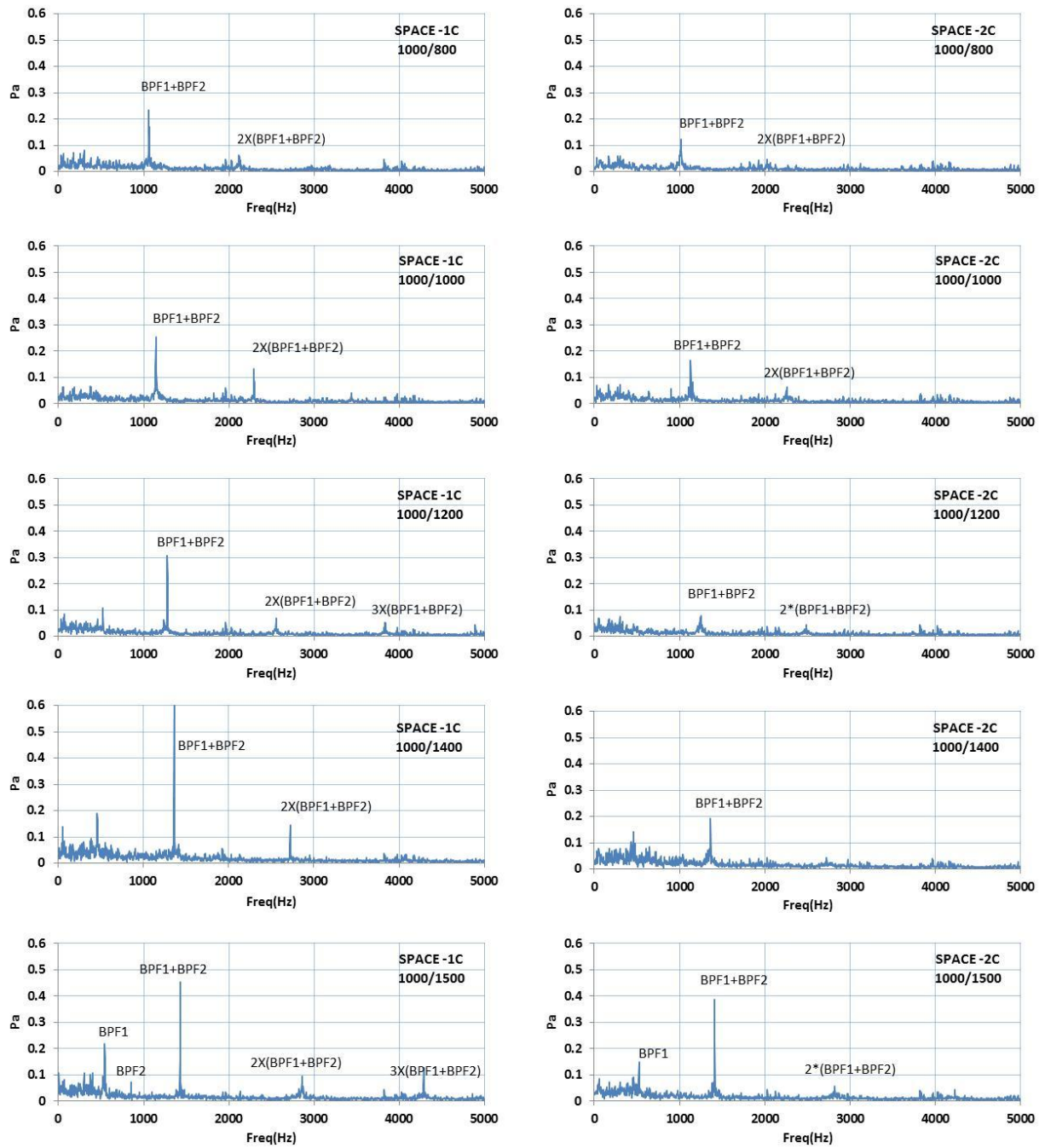
Σχήμα 5.32 Φάσμα ήχου για αξονικό διάκενο μήκους δύο χορδών και περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα 1500 rpm



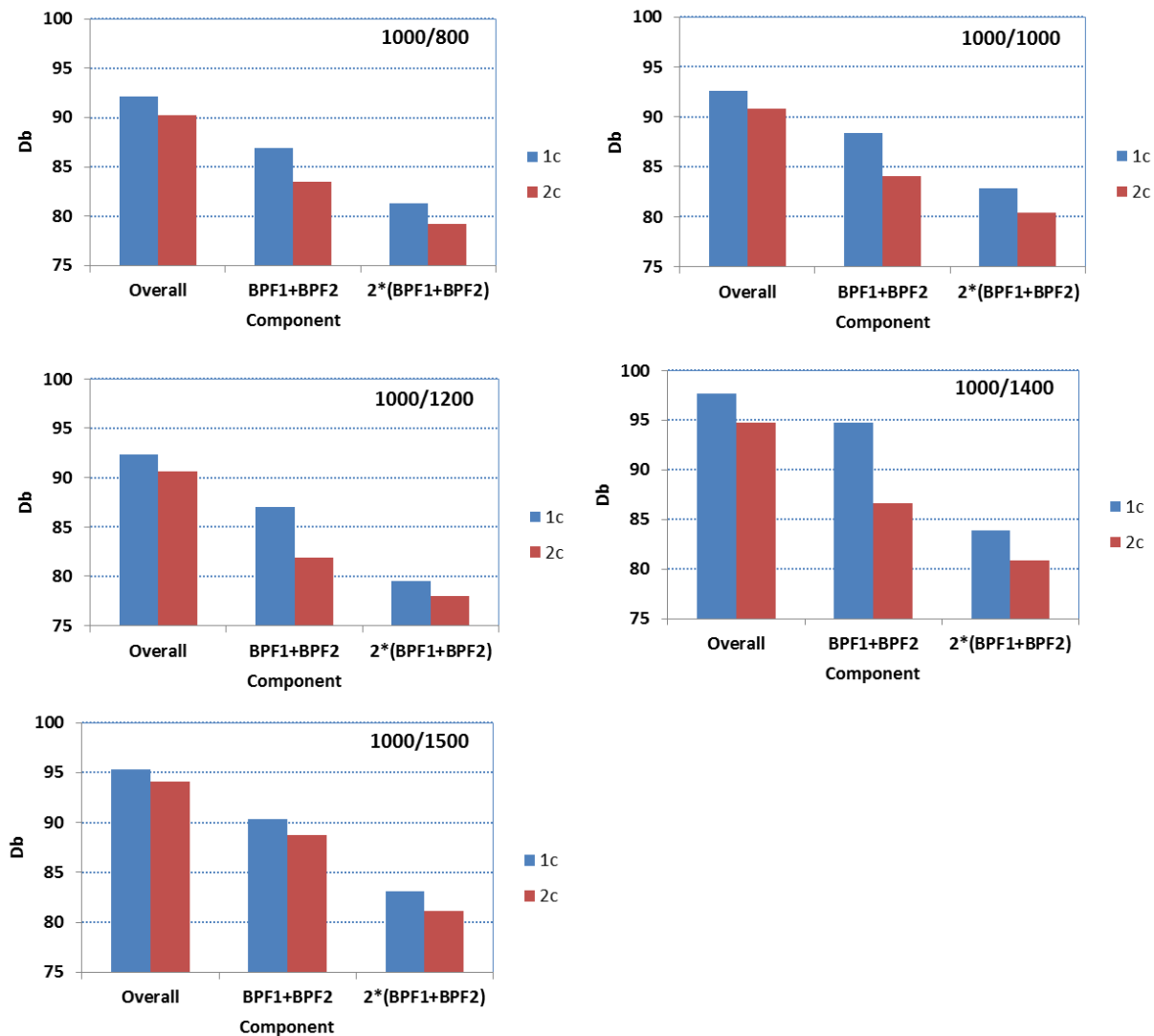
Σχήμα 5.33 Φάσματα ήχου σε λόγους στροφών $RU=800/800$, $RU=800/1000$, $RU=800/1200$, $RU=800/1400$, $RU=800/1500$ για τα δύο μήκη αξονικών διακένων.



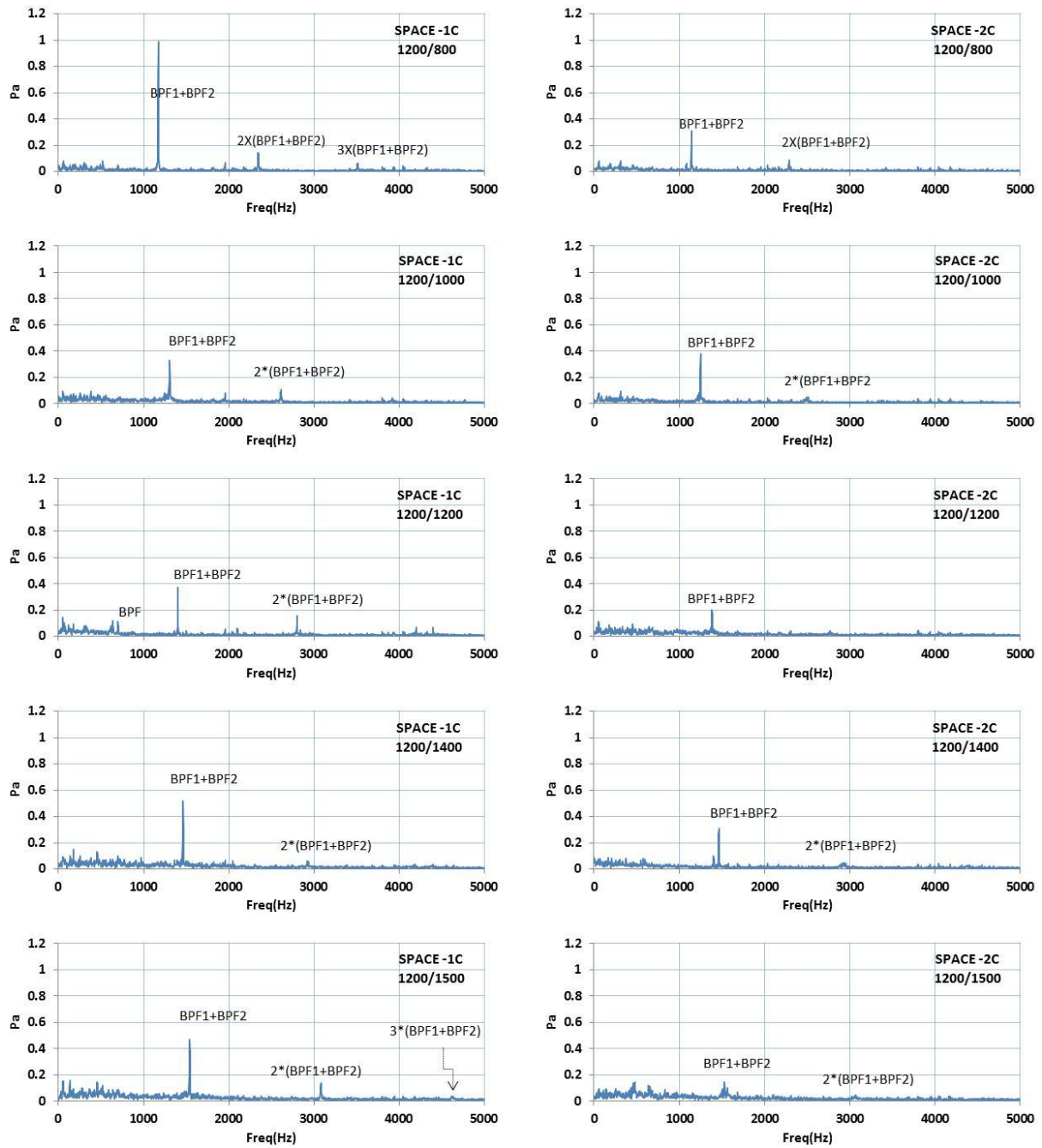
Σχήμα 5.34: Μεγέθη ολικού επιπέδου για λόγο στροφών RU=800/800, 800/1000, 800/1200, 800/1400, 800/1500 σε μεγάλο και μικρό μήκος αξονικού διακένου.



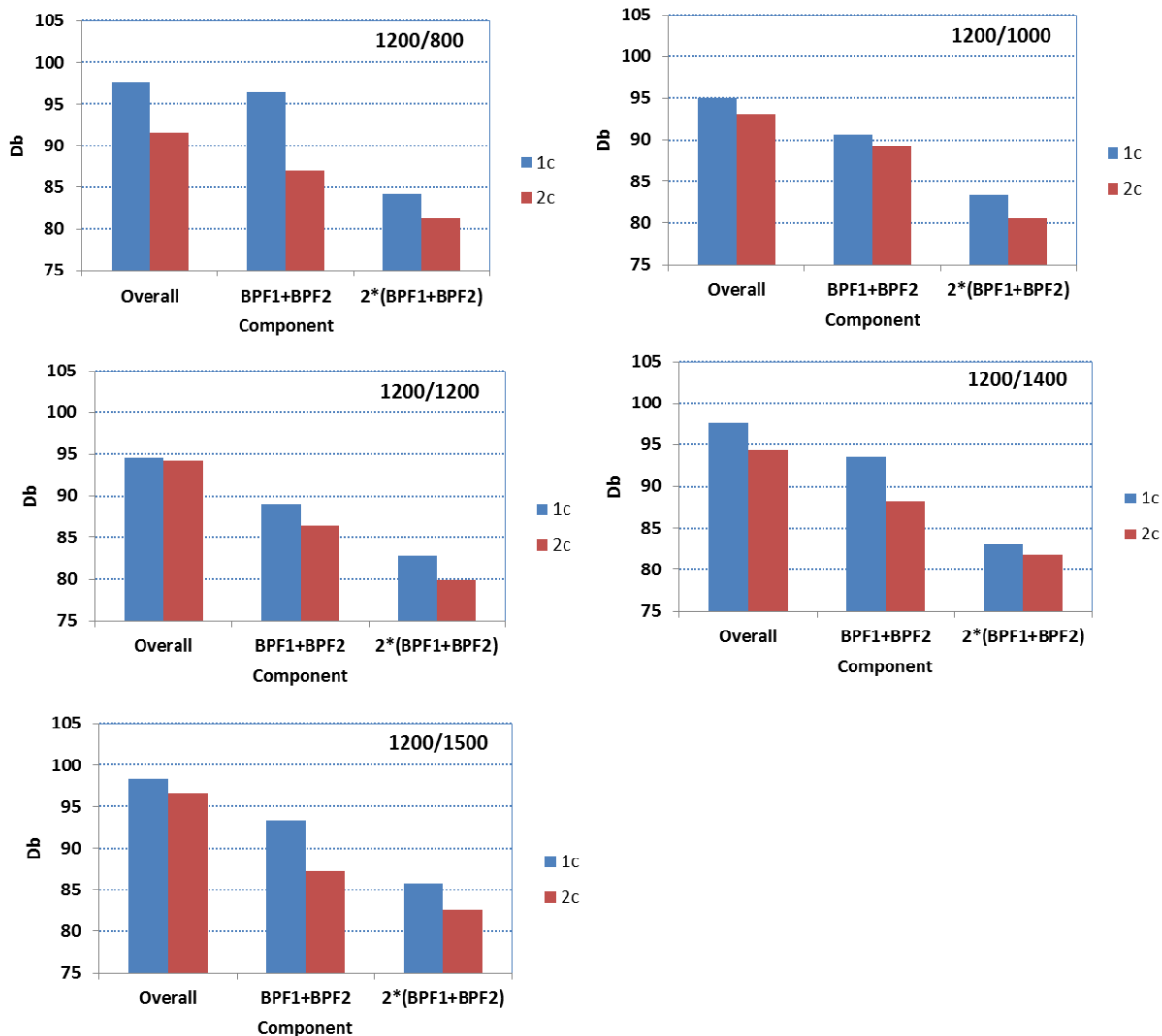
Σχήμα 5.35 Φάσματα ήχου σε λόγους στροφών $RU=1000/800$, $RU=1000/1000$, $RU=1000/1200$, $RU=1000/1400$, $RU=1000/1500$ για τα δύο μήκη αξονικών διακένων.



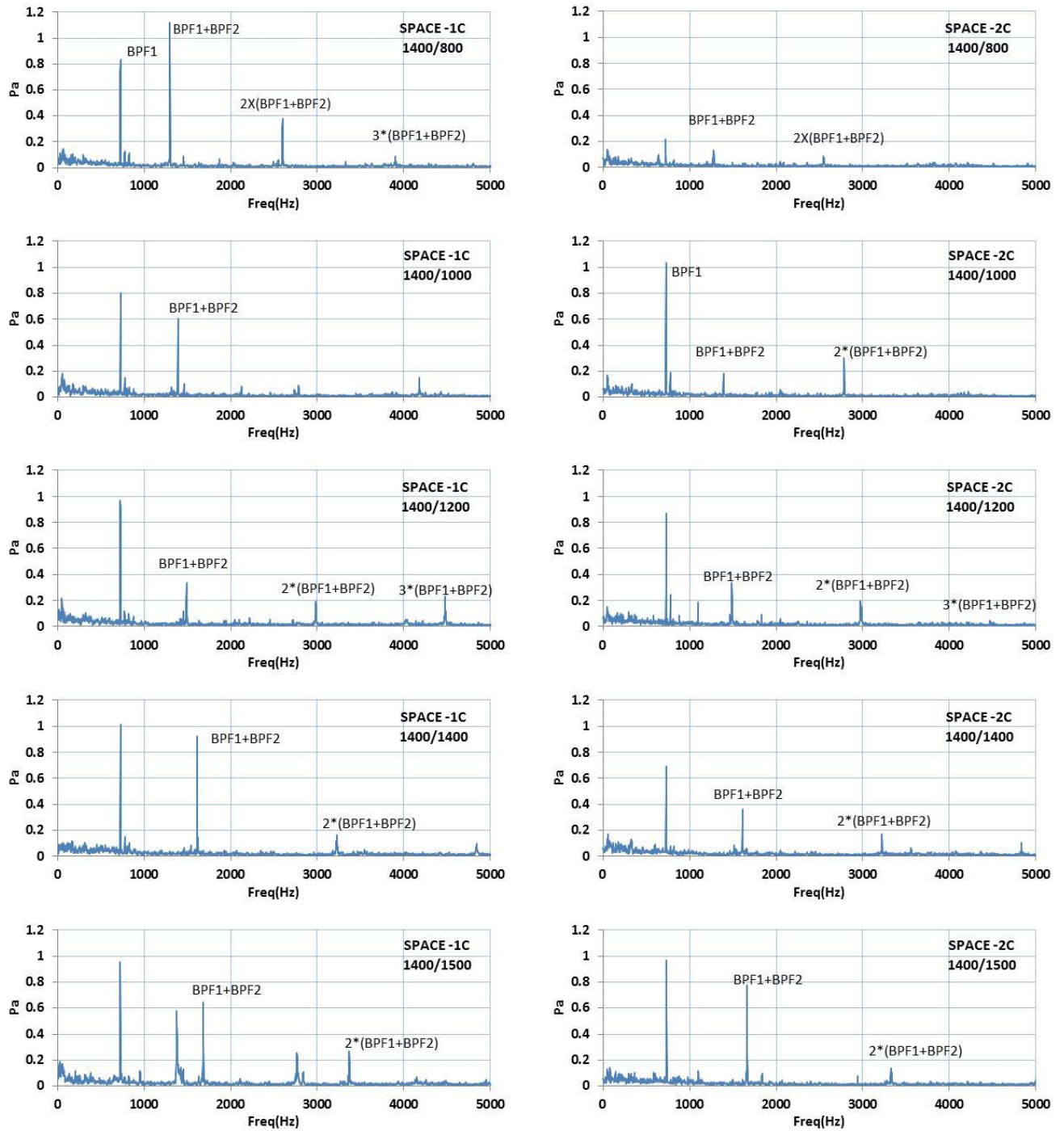
Σχήμα 5.36 Μεγέθη ολικού επιπέδου για λόγο στροφών RU=1000/800,1000/1000, 1000/1200,1000/1400 ,1000/1500 σε μεγάλο και μικρό μήκος αξονικού διακένου.



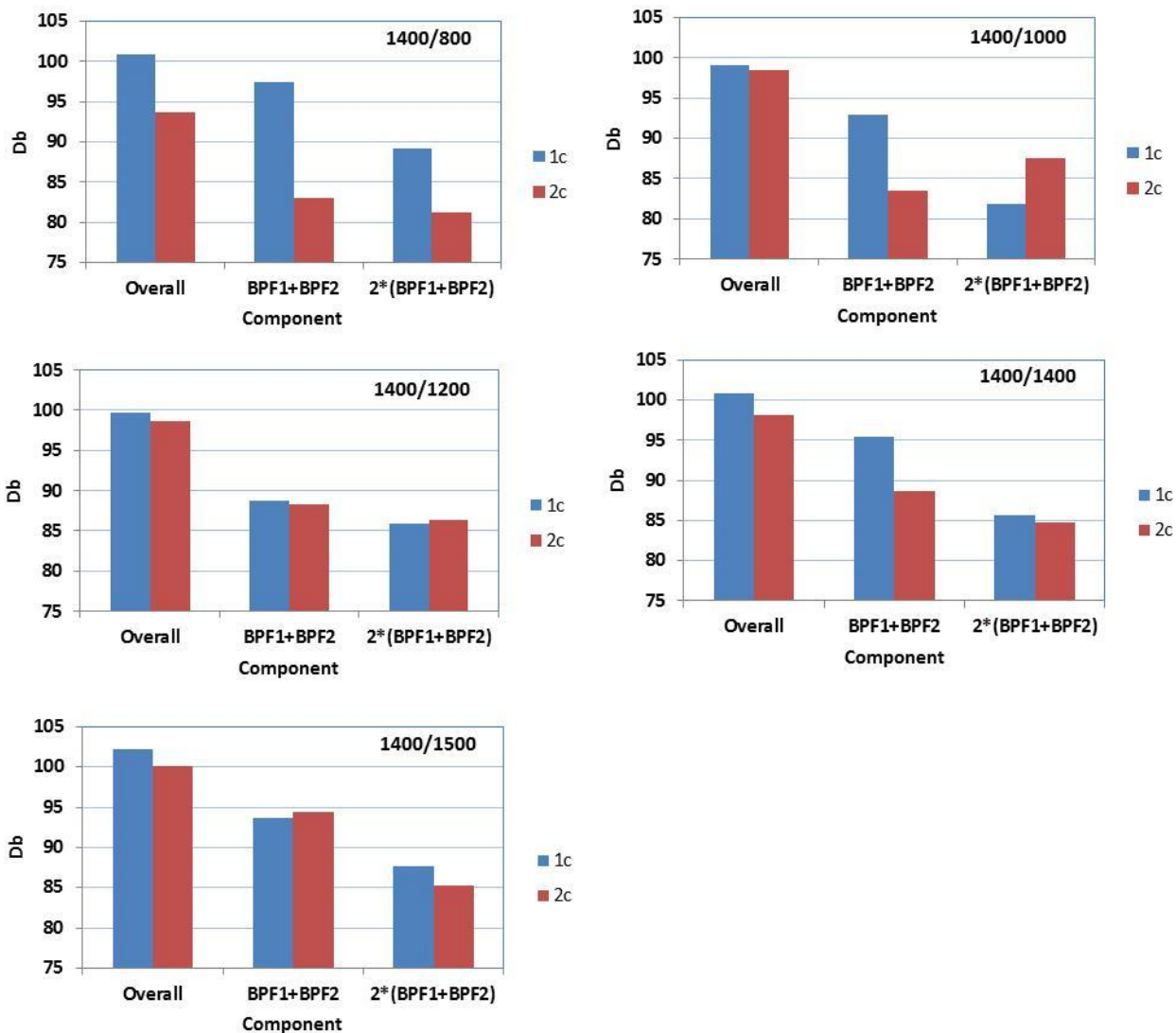
Σχήμα 5.37 Φάσματα ήχου σε λόγους στροφών $RU=1200/800$, $RU=1200/1000$, $RU=1200/1200$, $RU=1200/1400$, $RU=1200/1500$ για τα δύο μήκη αξονικών διακένων.



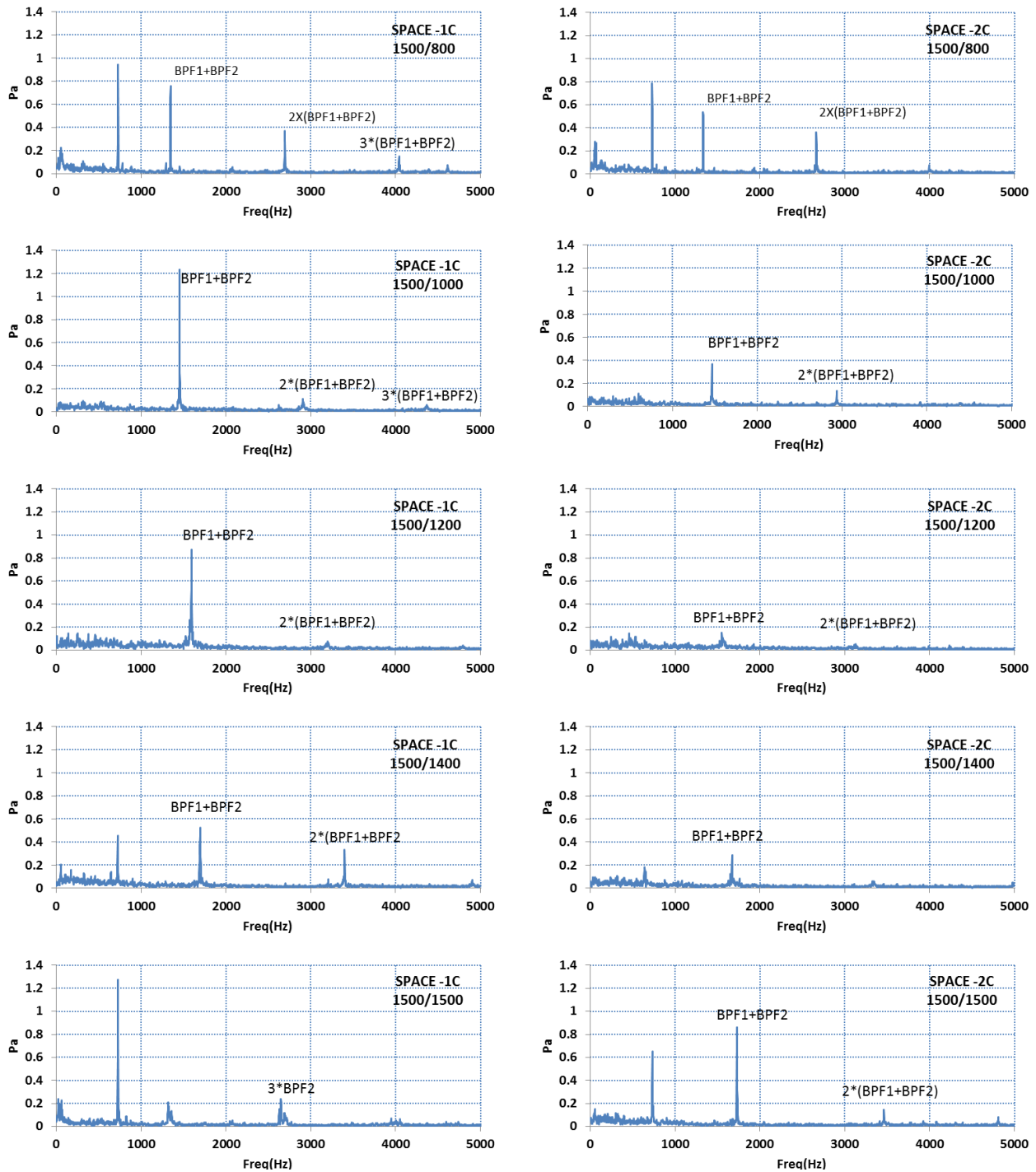
Σχήμα 5.38 Μεγέθη ολικού επιπέδου για λόγο στροφών RU=1200/800, 1200/1000, 1200/1200 , 1200/1400 , 1200/1500 σε μεγάλο και μικρό μήκος αξονικού διακένου.



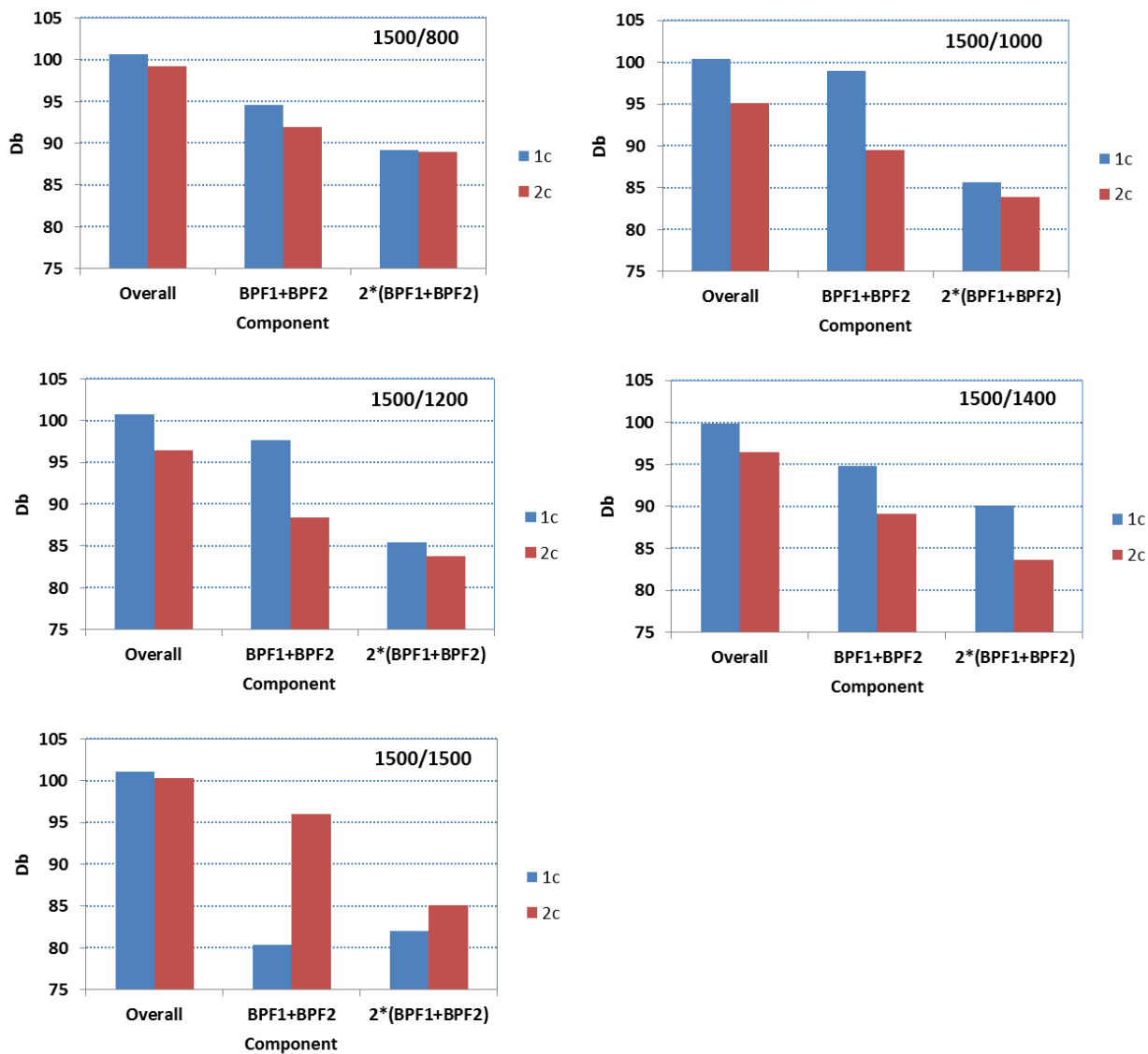
Σχήμα 5.39 Φάσματα ήχου σε λόγους στροφών $RU=1400/800$, $RU=1400/1000$, $RU=1400/1200$, $RU=1400/1400$, $RU=1400/1500$ για τα δύο μήκη αξονικών διακένων.



Σχήμα 5.40 Μεγέθη ολικού επιπέδου για λόγο στροφών RU=1400/800, 1400/1000, 1400/1200 , 1400/1400 , 1400/1500 σε μεγάλο και μικρό μήκος αξονικού διακένου.

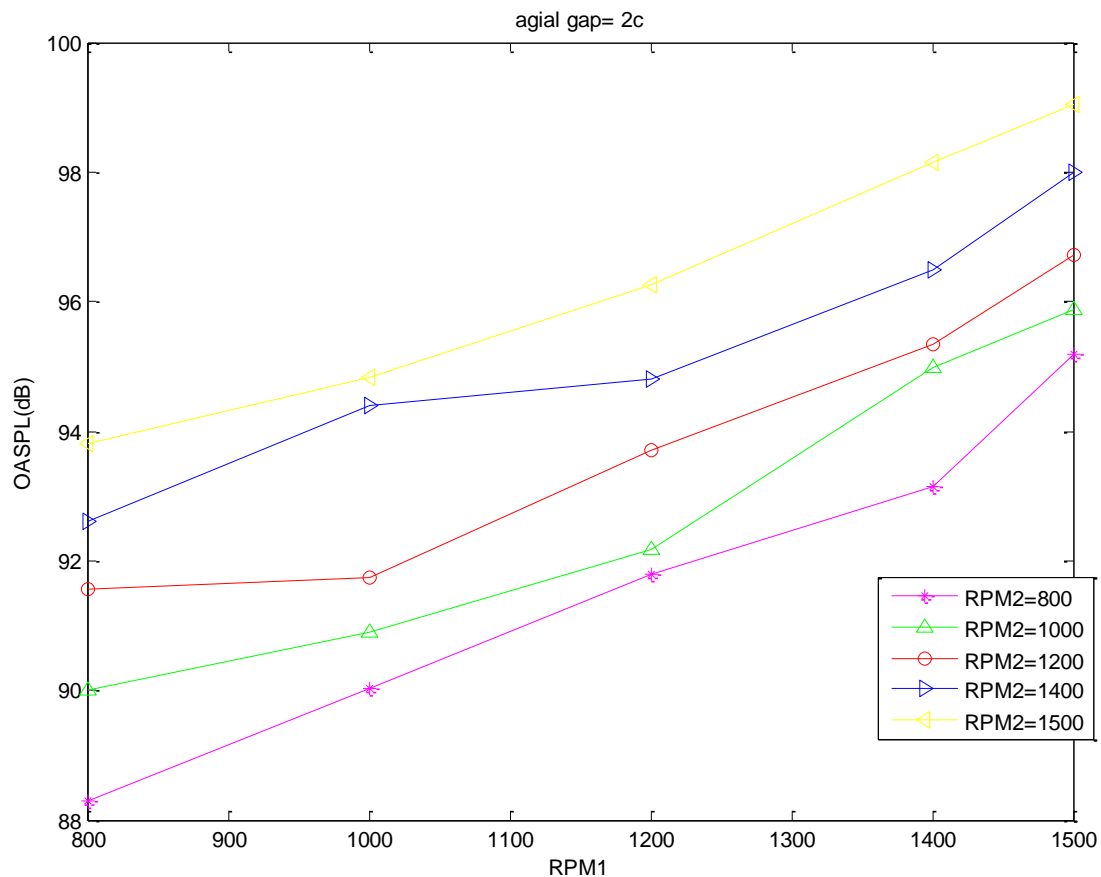


Σχήμα 5.41 Φάσματα ήχου σε λόγους στρωφών $RU=1500/800$, $RU=1500/1000$, $RU=1500/1200$, $RU=1500/1400$, $RU=1500/1500$ για τα δύο μήκη αξονικών διακένων.



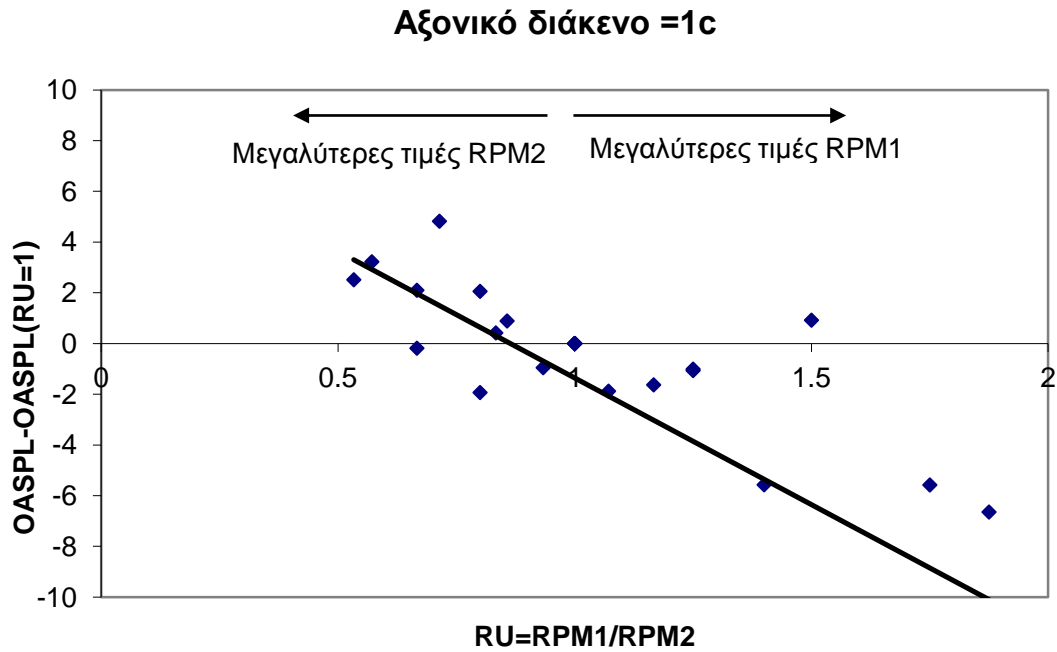
Σχήμα 5.42 Μεγέθη ολικού επιπέδου για λόγο στροφών RU=1500/800, 1500/1000, 1500/1200, 1500/1400, 1500/1500 σε μεγάλο και μικρό μήκος αξονικού διακένου.

Για τον έλεγχο της επιρροής του λόγου στροφών εξετάστηκε η μεταβολή του συνολικού επιπέδου θορύβου συναρτήσει διαφορετικών συνδυασμών ταχυτήτων περιστροφής των δύο ροτόρων για σταθερή παροχή που διέρχεται από την μηχανή. Στο Σχήμα 5.43 απεικονίζεται το συνολικό επίπεδο θορύβου σε καμπύλες σταθερής ταχύτητας περιστροφής του δεύτερου ρότορα συναρτήσει της ταχύτητας περιστροφής του πρώτου .

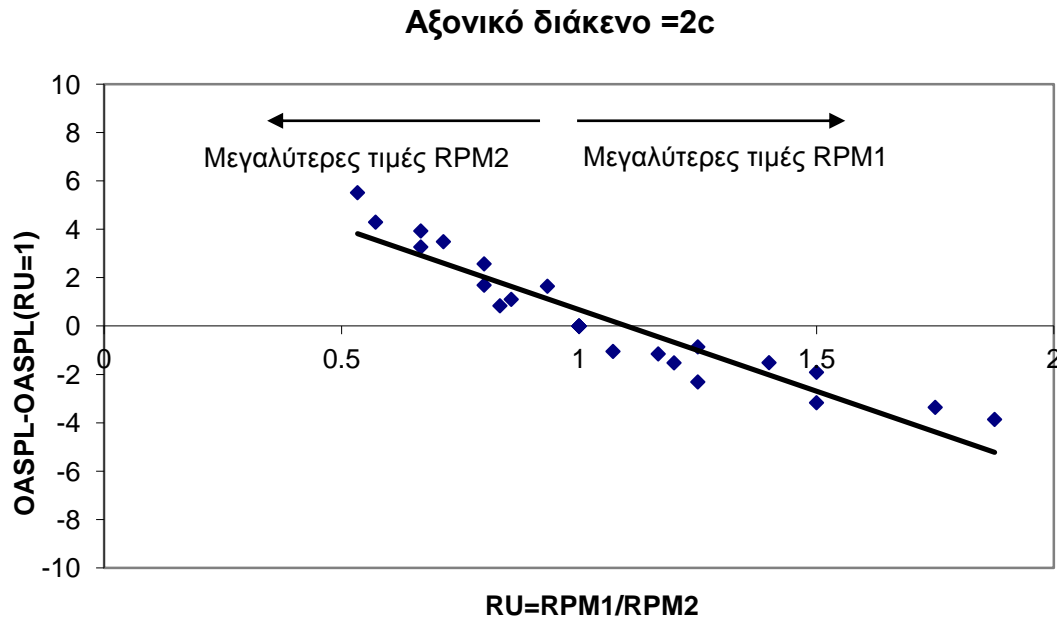


Σχήμα 5.43: Ολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης συναρτήσει των ταχυτήτων περιστροφή για παροχή $m=5$ Kg/s σε αξονικό διάκενο $2c$

Πέραν της αύξησης του συνολικού επιπέδου με την αύξηση των ταχυτήτων περιστροφής παρατηρείται και η μείωση του σε ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα μεγαλύτερες από του δεύτερου. Προκειμένου να απεικονιστεί καλύτερα η βελτίωση της ηχητικής συμπεριφοράς της διάταξης για λόγο στροφών (ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα προς ταχύτητα περιστροφής του δεύτερου) μεγαλύτερο της μονάδας ακολουθεί το Σχήμα 5.44 και Σχήμα 5.45 για αξονικό διάκενο 1 και $2c$ αντίστοιχα. Στα σχήματα παρουσιάζονται οι αποκλίσεις του συνολικού επιπέδου για λειτουργία σε διαφορετικές ταχύτητες περιστροφής ροτόρων, από το αντίστοιχο για λόγο στροφών ίσο με τη μονάδα. Η τάση μείωσης των επιπέδων για λόγο ταχυτήτων μεγαλύτερο της μονάδας υπάρχει ανεξάρτητα του αξονικού διακένου όμως είναι λιγότερο έντονη στο μικρότερο αξονικό διάκενο όπου οι διακριτοί τόνοι κυμαίνονται σε υψηλότερα επίπεδα.



Σχήμα 5.44: Τάση μεταβολής ολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης με τη μεταβολή του λόγου ταχυτήτων για παροχή $m=5$ Kg/s σε αξονικό διάκενο 1c

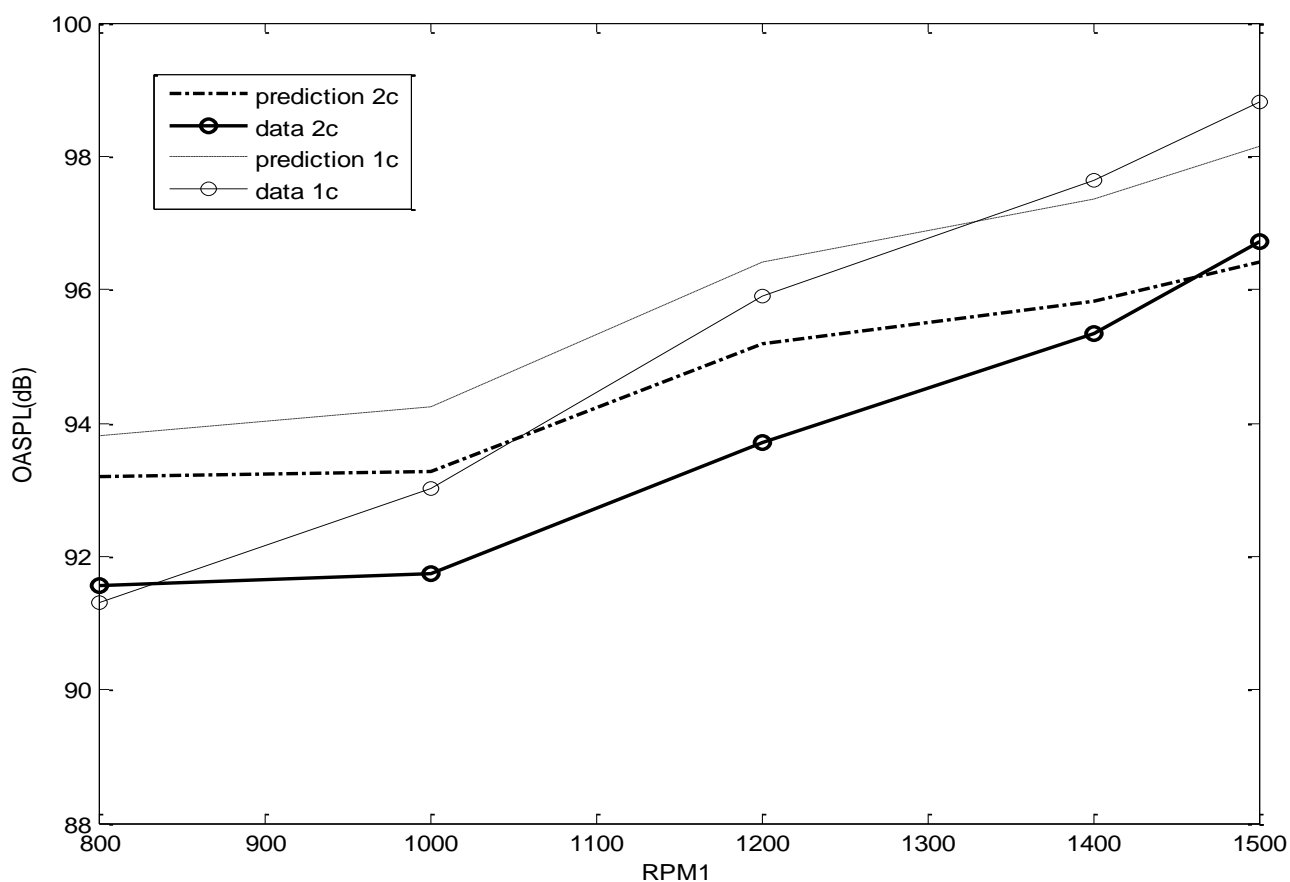


Σχήμα 5.45: Τάση μεταβολής ολικού επιπέδου ακουστικής πίεσης με τη μεταβολή του λόγου ταχυτήτων για παροχή $m=5$ Kg/s σε αξονικό διάκενο 2c

5.4.1 Σύγκριση εκτιμώμενων και μετρούμενων ηχητικών εκπομπών

Στο σημείο αυτό θεωρήθηκε σκόπιμο η σύγκριση των πειραματικών αποτελεσμάτων με τα αποτελέσματα της ηχητικής εκτίμησης έπειτα από εφαρμογή της εμπειρικής μεθόδου για CRFan.

Η μέθοδος εφαρμόστηκε για συνθήκες περιβάλλοντος, τιμές παροχής και ταχυτήτων περιστροφής στις οποίες πραγματοποιήθηκαν οι ακουστικές μετρήσεις στην πειραματική διάταξη. Ενδεικτικά παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.46 τα πειραματικά και τα εκτιμώμενα αποτελέσματα για σταθερή περιστροφική ταχύτητα του δεύτερου ρότορα ίση με 1200 rpm και μεταβλητή περιστροφική ταχύτητα του πρώτου ρότορα για μικρό και μεγάλο αξονικό διάκενο.



Σχήμα 5.46 Σύγκριση εκτίμησης θορύβου στην πειραματική διάταξη με τα μετρούμενα μεγέθη για περιστροφική ταχύτητα ρότορα = 1200 RPM και παροχή = 5 Kg/s για μήκη αξονικού διακένου 1 c και 2 c.

Τα αποτελέσματα της εκτίμησης συγκλίνουν ικανοποιητικά στα πειραματικά αποτελέσματα και ακολουθούν την ίδια τάση μεταβολής τόσο κατά την αλλαγή του διακένου όσο και των ταχυτήτων περιστροφής

Όπως αναλυτικά παρουσιάστηκε στο κεφάλαιο 4 η μέθοδος εκτίμησης για CRFan βασίζεται στην εμπειρική μέθοδο του M.F.Heidmann, η οποία δημιουργήθηκε βάση

πειραματικών δεδομένων ανεμιστήρων αεροπορικών κινητήρων και στηρίζεται στην μεταβολή της ολικής θερμοκρασίας και στην παροχή. Στην πειραματική διάταξη όμως, η οποία αποτελείται από δοκιμαστικό ανεμιστήρα μικρών διαστάσεων, η θερμοκρασιακή διαφορά και η παροχή κυμαίνονται σε χαμηλά επίπεδα τα οποία δεν είναι αντιπροσωπευτικά των συνθηκών λειτουργίας πραγματικού κινητήρα. Παρόλα αυτά η εμπειρική μέθοδος αποκλίνει ελάχιστα υπερεκτιμώντας περίπου κατά 1dB τον θόρυβο της διάταξης.

6

Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα-Προτάσεις

6.1 Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα

Η έρευνα της ηχητικής συμπεριφοράς κλειστών διατάξεων αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών που είναι διαθέσιμη στην ανοιχτή βιβλιογραφία είναι πολύ περιορισμένη. Το μεγαλύτερο τμήμα της εργασίας αυτής αποτελεί μέρος της προσπάθειας του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών για εμπλουτισμό της υπάρχουσας ανοιχτής βιβλιογραφίας στο συγκεκριμένο αντικείμενο.

Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας μοντελοποιήθηκε εμπειρική μέθοδος εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα ο οποίος αποτελείται από αντίρροπα στρεφόμενες πτερωτές (CRFan). Η μέθοδος ενσωματώθηκε στο λογισμικό εκτίμησης θορύβου αεροσκαφών AERONOISE του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών.

Λόγο της ανάπτυξης της τεχνολογίας των σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων, οι μέθοδοι εκτίμησης των ηχητικών τους εκπομπών που βασίζονται σε ημι-εμπειρικές σχέσεις, απαιτείται να τροποποιηθούν ή να αντικατασταθούν προκειμένου να διατηρηθεί η ακρίβεια των εκτιμήσεών τους. Με σκοπό λοιπόν να γίνει σύγκριση των ηχητικών εκτιμήσεων CRRFan και συμβατικού ανεμιστήρα υψηλής τεχνολογίας, ένα μέρος της παρούσας διπλωματικής εργασίας αφιερώθηκε στην βελτίωση του λογισμικού AERONOISE με στόχο την ακριβέστερη εκτίμηση ηχητικών εκπομπών κινητήρων τελευταίας τεχνολογίας. Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας πραγματοποιήθηκαν οι προτεινόμενες από την βιβλιογραφία τροποποιήσεις στην μέθοδο εκτίμησης θορύβου ανεμιστήρα M.F.Heidmann ενώ μοντελοποιήθηκε και μια μέθοδος εκτίμησης σύγχρονου θορύβου θαλάμου καύσης η οποία ανακτήθηκε από την ανοιχτή βιβλιογραφία. Παρατηρήθηκε ότι το λογισμικό AERONOISE προβλέπει με μεγαλύτερη ακρίβεια τα επίπεδα θορύβου αεροπορικών κινητήρων τελευταίας τεχνολογίας έπειτα από την προσαρμογή των δύο μεθόδων στο λογισμικό.

Στην συνέχεια πραγματοποιήθηκαν μετρήσεις των επιπέδων θορύβου πειραματικής κλειστής διάταξης αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών (contra rotating fan) του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών με παραμέτρους τις ταχύτητες περιστροφής των δύο πτερωτών και του αξονικού διακένου ανάμεσά τους. Στα φάσματα ήχου που υπολογίστηκαν από τις μετρήσεις παρατηρήθηκε η εμφάνιση διακριτών τόνων στο άθροισμα των συχνοτήτων περάσματος πτερυγίων των δύο ρότορων και στην πρώτη αρμονική του. Οι τόνοι αυτοί γίνονται πιο έντονοι με την αύξηση των στροφών, ενώ παρατηρήθηκε σημαντική μείωση τους και επομένως του συνολικού επιπέδου θορύβου με

την αύξηση του μήκους του αξονικού διακένου. Η μείωση αυτή είναι μικρότερη για λειτουργία σε υψηλότερες στροφές. Ο λόγος των ταχυτήτων περιστροφής των δύο ροτόρων επιδρά στην ηχητική συμπεριφορά της διάταξης. Συγκεκριμένα είναι καλύτερη με την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής του πρώτου σε σχέση με του δεύτερου ρότορα. Η τάση αυτή υπάρχει ανεξάρτητα του αξονικού διακένου όμως είναι λιγότερο έντονη στο μικρότερο αξονικό διάκενο όπου οι διακριτοί τόνοι κυμαίνονται σε υψηλότερα επίπεδα. Συνοψίζοντας, η ηχητική συμπεριφορά της διάταξης είναι καλύτερη σε λειτουργία με υψηλότερη ταχύτητα περιστροφής του πρώτου ρότορα και σε μεγαλύτερο μήκος αξονικού διακένου. Τα πειραματικά συμπεράσματα συμφωνούν με αντίστοιχες παρατηρήσεις που υπάρχουν στην βιβλιογραφία.

Τα αποτελέσματα της εμπειρικής μεθόδου εκτίμησης ήχου για CRFan συγκλίνουν με τα πειραματικά αποτελέσματα παρόλο που η πειραματική διάταξη λειτουργεί σε μικρές τιμές παροχής και σε μικρή θερμοκρασιακή αύξηση ανάμεσα στις πτερωτές. Επίσης ακολουθούν την ίδια τάση μεταβολής τόσο με την αλλαγή των ταχυτήτων περιστροφής όσο και του αξονικού διακένου.

Τα συμπεράσματα της σύγκρισης των ηχητικών εκτιμήσεων CRFan σε σχέση με συμβατικό ανεμιστήρα υψηλής τεχνολογίας είναι ότι ο πρώτος εκπέμπει αισθητά χαμηλότερα επίπεδα θορύβου λόγω της μείωσης της ταχύτητας περιστροφής στον ανεμιστήρα. Συγκρίνοντας όμως τα φάσματα ήχου των δύο τύπων ανεμιστήρων παρατηρήθηκε ότι τα επίπεδα θορύβου του CRFan είναι μεγαλύτερα στις χαμηλότερες συχνότητες στις οποίες ο ήχος απορροφάται δυσκολότερα από την ατμόσφαιρα. Τα αποτελέσματα της σύγκρισης αυτής συμφωνούν επίσης με τη βιβλιογραφία.

6.2 Προτάσεις

Κατά την υλοποίηση της εργασίας αυτής προέκυψαν οι παρακάτω ιδέες για μελλοντική εργασία σχετική με το παρόν αντικείμενο:

1. Μοντελοποίηση αναλυτικών μεθόδων ηχητικής εκτίμησης ανοικτών διατάξεων αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών.
2. Προσαρμογή των αναλυτικών μεθόδων σε κλειστές διατάξεις και σύγκριση με την εμπειρική μέθοδο.
3. Πραγματοποίηση ακουστικών μετρήσεων στην πειραματική διάταξη σε θέσεις μπροστά από τον πρώτο ρότορα και στην έξοδο της ροής με σκοπό την μελέτη του ηχητικού φάσματος σε διαφορετικές πολικές γωνίες.

7

Βιβλιογραφία

Ξενογλωσση Βιβλιογραφία

- [1] I Lighthill, M. J.,1, 1952. “On Sound Generated Aerodynamically- 1. General Theory.”, Proceedings of the Royal Society (London) A 21 1, pp 564-587
- [2] Marcus F. Heidmann, 1979. “Interim Prediction Method for Fan and Compressor Source Noise”, NASA Technical Memorandum X-71763.
- [3] Kontos, K.B., Janardan, B.A., and Gliebe, P.R., 1996,“Improved NASA-ANOPP Noise prediction -Computer Code for Advanced Subsonic Propulsion Systems, ANOPP evaluation and fan noise model improvement”, NASA Contractor Report 195480.1991.
- [4] Konstantinos Kyprianidis, Tomas Gronstedt, Dax Au, Stephen Ogaji, 2009. “Low pressure system component advancements and its influence on future turbofan engine emissions”, ASME Paper GT2009-60201.
- [5] Nestor G.Diez , Arvind G.Rao, Jos van Buijtenen, 2010. “Conceptual study of counter-rotating turbofan engines”, ASME Paper GT2010-22770.
- [6] M. Dax AU, M. Alain Carrere, M. Gérard Lavergne,2007. “Overview of a prediction strategy for the jet engine multidisciplinary optimization, investigations on new concepts of turbofans” Ecole Nationale Supérieure de l’Aéronautique et de l’Espace.
- [7] D S Pascovici, S Sorato, S OT Ogaji, and P Pilidis, 2008. “Overview of coupling noise prediction for turbofans with engine and aircraft performance”, Granfield University, UK, JAERO254
- [8] Andreas Peters, Zoltan S. Spakovszky, 2010. “Rotor interaction noise in counter-rotating propfan propulsion systems”, ASME Paper GT2010-22554.
- [9] P.B.Sharma, D.S.Pundhir,K.K.Chaudhry,1991, “A Study of Aeroacoustic Performance of a Contra-Rotating Axial Flow Compressor Stage”, Department of Mechanical Engineering, Indian Institute of Technology New Delhi-110 016
- [10] Hanson D.,1985. “Noise for Counter-rotation Propellers”, J.Aircraft Vol.22,No7
- [11] Hanson D. B., McColgan, C.J., 1985. “Noise of Counter-Rotation Propellers with Nosynchronous Rotors ”, AIAa Journal of Aircraft, Vol. 22,No. 12 ,pp. 1097-1099
- [12] James R. Stone, Eugene A. Krejsa, and Bruce J. Clark, 2011. “Enhanced Core Noise Modeling for Turbofan Engines”, NASA/CR—2011-217026
- [13] SBAC,. “Open rotor engines”, SBAC Aviation and Environment Briefing Papers.
- [14] Lynam, F.C. and Hawes, S.P., 1946 «Contra Rotating Axial Flow Fans», The engineers

- [15] Hubbard H. H., 1948. "Sound from Dual-Rotating and Multiple Single-Rotating Propellers", NASA TN 1654.
- [16] Curle N., 1955 "The Influence of Solid Boundaries Upon Aerodynamic Sound." Proceedings of the Royal Society (London), A231, pp. 505-514
- [17] Hanson D. B. , 1983 "Compressible Helicoidal Surface Theory for Propeller Aerodynamics and Noise." AIAA Journal, Vol. 21, No. 6, pp. 881-889
- [18] C. K. W. Tam, M. Salikuddin, Donald D. Hanson, 1988. "Acoustic Intereference on Counter rotation propellers", *Journal of Sound and Vibration* 124(2), 357-366.
- [19] F. Bruce Metzger, 1995. "A Review of Propeller Noise Prediction Methodology", NASA Contractor Report 198156.
- [20] Zachariadis, A., and Hall, C., 2009, "Application of a Navier-Stokes Solver to the Study of Open Rotor Aerodynamics," GT
- [21] Polacsek, C., and Barrier, R., 2007, "Numerical Simulation of Counter-Rotating Fan Aeroacoustics," AIAA 2007-3680.
- [22] Stuermer, A., and Yin, J., 2009, "Low-speed Aerodynamics and Aeroacoustics of CROR Propulsion Systems," AIAA 2009-3134

Ελληνική Βιβλιογραφία

- [23] Στροφύλας Γ., 2010. "Ανάπτυξη Λογισμικού Εκτίμησης Ηχητικής Εκπομπής και Διασύνδεσης της με την Τροχιά του Αεροσκάφους", Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π.
- [24] Χατζηγεωργίου Μ., 2008. "Ανάπτυξη Λογισμικού Εκτίμησης Ηχητικής Εκπομπής Αεροπορικών Κινητήρων ", Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π.
- [25] Μαθιουδάκης Κ.,2007. "Λειτουργία Αεροπορικών Κινητήρων Επιδόσεις, Εκπομπές Καυσαερίων και Ήχου", Αθήνα Ε.Μ.Π.
- [26] Σπύρος Βουτσινάς. "Μη μόνιμη Αεροδυναμική Αεροελαστικότητα Αερακουστική", Αθήνα, Ε.Μ.Π
- [27] Κατσίκης Γεώργιος,2008. "Σχεδιασμός και κατασκευή διάταξης δοκιμών αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών", Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π.
- [28] Χρήστος Αμπάτης, 2010. «Σχεδιασμός και κατασκευή συνιστωσών, θέση σε λειτουργία και μετρήσεις σε διάταξη δοκιμών αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών», Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π.
- [29] Νικόλαος Άρης Αναγνώστου ,2011. « Διερεύνηση χαρακτηριστικών λειτουργίας και παραμετρική μελέτη διάταξης δοκιμών αντίρροπα στρεφόμενων πτερωτών», Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π.

Ηλεκτρονικές Διευθύνσεις

- [30] <http://noisedb.stac.aviation-civile.gouv.fr/find.php>

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, Small Engines Revision, Improved Heidmann (Kontos [3]) καθώς και εκτίμηση των διακριτών τόνων αλληλεπίδρασης ροτορων ducted contra rotating .

Ορισμός Υπορουτίνας:

HDNFAN(AE,RSA,AFA,DFA,RMD,RSSA,RMDOTA,RMA,RNA,AFT_RNA,DELTA TA,CA,RHOA,EYROS,NBANDS,NENG,NB,NV,IGV,IDIS,IFB,IUNITS,ISOURCE, IMETHOD,IAPRTAKE,THETA,HDNFANTBL)

Πίνακας Π2.1: Παράμετροι Εισόδου HDNFAN

Σύμβολο	Επεξήγηση
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα (m ²)
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής παρατηρητή
NENG	Αριθμός κινητήρων
AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα
DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα
RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα
RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης
RMDOTA	Αδιάστατη παροχή αέρα ανεμιστήρα
RNA	Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής ανεμιστήρα (πρώτου ρότορα στην περίπτωση CRFan)
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους
DELTA TA	Συνολική αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του ανεμιστήρα
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος (m/s)
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος (Kg/m ³)

ISOURCE(I).	<p>= Παράμετρος συνιστώσας ήχου ανεμιστήρα. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,8</p> <p>I=1 : Ήχος εισόδου ευρείας μπάντας</p> <p>I=2 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο</p> <p>I=3 : Τόνοι διαταραχής εισόδου</p> <p>I=4 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/8$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/4$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $1/2$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων</p> <p>I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάντας</p> <p>I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο</p>
IMETHOD	<p>= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ανεμιστήρα</p> <p>=1: HEIDMAN</p> <p>=2 : GASP</p> <p>=3 : SMALL ENGINE REVISION</p> <p>=4: HEIDMAN IMPROVED</p> <p>=5:INTERACTIONTONES OF CRFan</p>
IAPRTAKE	<p>Παράμετρος μείωσης συνιστώσας διακριτών τόνων εισόδου (χρησιμοποιείται μόνο για IMETHOD= 4 ή 5)</p> <p>=1 για σημεία λειτουργίας κατά την προσγείωση</p> <p>=2 για σημεία λειτουργίας κατά την απογείωση</p> <p>=0 για λοιπά σημεία λειτουργίας</p>
IFB	<p>Ακέραιος αριθμός συχνοτήτων όπου υπολογίζουμε τους τόνους αλληλεπίδρασης ρότορα ρότορα στην περίπτωση του CRFan. Εύρος τιμών από 1 έως 6. Τιμή αναφοράς 1</p>
IDIS	<p>= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο ανεμιστήρα</p> <p>=0 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο</p> <p>=1 : Με διαταραχή στην είσοδο</p>
IGV	<p>= Παράμετρος για οδηγά πτερύγια εισόδου (IGV's)</p> <p>=0 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνα εισόδου</p> <p>=1 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνα εισόδου</p>
IUNITS	<p>= Παράμετρος μονάδων μέτρησης</p> <p>=1 : Για μονάδες στο SI</p> <p>=2 : Για μονάδες στο Αγγλοσαξονικό σύστημα</p>
AFT_RNA	<p>Αδιάστατη ταχύτητα περιστροφής δεύτερου ρότορα στην περίπτωση CRFan</p>

THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης , deg
-------	--------------------------------

Πίνακας Π2. 2: Παράμετροι Εξόδου HDNFAN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
HDNFANTBL (I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

Π1.2 Υπορουτίνα ENCORE

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας ENCORE είναι η εκτίμηση ήχου πυρήνα σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων.

Ορισμός Υπορουτίνας :

ENCORE(AE,CEAA,ATA,RSA,RMDOTATUR,TOUTA,CA,NFN,H1,TA,TINA,PINA,P4,PA,RHOA,FAR,NENG,IUNITS,THETA,ENCOREDB)

Πίνακας Π2.3: Παράμετροι Εισόδου ENCORE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα,(m ²)
CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.
ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής παρατηρητή
TINA	Ολική θερμοκρασία εισόδου στο θάλαμο καύσης Tt3 (K)
TOUTA	Ολική θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης Tt4 (K)
P4	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης Pt4 (Pa)
RMDOTATUR	Παροχή αέρα στροβίλου W46 (Kg/s)
FAR	Λόγος καυσίμου-αέρα
PINA	Ολική πίεση εισόδου στο θάλαμο καύσης Pt3(Pa)
H1	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου κυρίως ρεύματος
NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος
PA	Πίεση περιβάλλοντος
TA	Θερμοκρασία περιβάλλοντος
NENG	Αριθμός κινητήρων

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

Πίνακας Π2. 4: Παράμετροι Εξόδου ENCORE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
ENCOREDB (I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

Π1.3 Υπορουτίνα CRFAN

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας CRFAN είναι η εκτίμηση του ευρυζωνικού και διακριτού ήχου για αξονικής ροής ανεμιστήρα/συμπιεστή που αποτελείται από αντίρροπα στρεφόμενες πτερωτές χρησιμοποιώντας την εμπειρική μέθοδο του M.F.Heidman.

Ορισμός Υπορουτίνας :

SUBROUTINE CRFAN (AE,RSA,AFA,FR_DFA,AFT_DFA,FR_RMD,
AFT_RMD,FR_RSSA,AFT_RSSA,RR_RSSA,RMDOTA,RMA,FR_RNA,AFT_RNA,
FR_DELTATA,AFT_DELTATA,CA,RHOA,EYROS,NBANDS,NENG,
FR_NBLADES,AFT_NBLADES,NST_NBLADES,IDIS,IUNITS,IAPPRTAKE,
THETA,FR,AFTR,EXTRATONES,NSPECTRUM,HDNCRFANTBL)

Πίνακας Π2. 5: Παράμετροι Εισόδου CRFan

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα,(m ²)
FR_NBLADES	Αριθμός πτερυγίων πρώτου ρότορα
AFT_NBLADES	Αριθμός πτερυγίων δεύτερου ρότορα
NST_NBLADES	Αριθμός πτερυγίων στάτορα
RSA	Αδιάστατη απόσταση πηγής παρατηρητή
AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα
FR_DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων πρώτου ρότορα
AFT_DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων δεύτερου ρότορα

FR_RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου πρώτου ρότορα στο σημείο σχεδίασης
AFT_RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου δεύτερου ρότορα στο σημείο σχεδίασης
FR_RNA	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα πρώτου ρότορα
AFT_RNA	Αδιάστατη περιστροφική ταχύτητα δεύτερου ρότορα
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 1/2 της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/4 της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο 1/8 της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάνας I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο
FR_RSSA	Αδιάστατη απόσταση πρώτου ρότορα-στάτορα
AFT_RSSA	Αδιάστατη απόσταση δεύτερου ρότορα-στάτορα
RR_RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα
RMDOTA	Αδιάστατη παροχή αέρα
RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους
FR_DELTATA	Συνολική αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του πρώτου ρότορα
AFT_DELTATA	Συνολική αύξηση της ολικής θερμοκρασίας κατά μήκος του δεύτερου ρότορα
CA	Ταχύτητα ήχου περιβάλλοντος
RHOA	Πυκνότητα αέρα περιβάλλοντος
NBANDS	Δεν χρησιμοποιείται
NENG	Αριθμός κινητήρων
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
IAPPRTAKE	Παράμετρος μείωσης συνιστώσας διακριτών τόνων εισόδου =1 για σημεία λειτουργίας κατά την προσγείωση =2 για σημεία λειτουργίας κατά την απογείωση =0 για λοιπά σημεία λειτουργίας
THETA	Πολική γωνία κατεύθυνσης,deg

Πίνακας Π2. 6: Παράμετροι Εξόδου CRFAN

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
FR	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης του πρώτου ρότορα
AFTR	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης του δεύτερου ρότορα
EXTRATONES	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης της αλληλεπίδρασης ρότορα ρότορα
NSPECTRUM	Ο αριθμός συχνοτήτων περάσματος πτερυγίων όπου υπολογίστηκαν οι τόνοι αλληλεπίδρασης ρότορα ρότορα
HDNCRFANTBL (I)	Το εκτιμώμενο επίπεδο μέσης τετραγωνικής ακουστικής πίεσης. Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας

Π1.4 Υπορουτίνα AERONOISE

Σκοπός : Σκοπός της υπορουτίνας AERONOISE είναι να συγκεντρώσει όλες τις παραμέτρους εισόδου και εξόδου των υπορουτινών εκτίμησης ήχου έτσι ώστε να μπορέσει να γίνει η εκτίμηση των τονικά διορθωμένων επιπέδων αντιληπτού ήχου κάθε χρονική στιγμή αλλά και ο υπολογισμός του αποτελεσματικού αντιληπτού επιπέδου ήχου για το χρονικό διάστημα ενδιαφέροντος για τον κάθε παρατηρητή.

Ορισμός Υπορουτίνας AERONOISE(DATAINP,DATACONST,ATMT, GEOT,ABST, FREQ,SPECTRA,DATAOUT)

Πίνακας Π1.13: Παράμετροι Εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Επεξήγηση
DATAINP (I,J)	Παράμετροι εισόδου όλων των μεθόδων εκτίμησης ήχου για κάθε χρονική στιγμή πτήσης. Το I αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης και το J=1 έως 32 αφορά τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών όπως αυτές παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.15

DATACONST(I)	Παράμετροι εισόδου όλων των μεθόδων εκτίμησης ήχου οι οποίες παραμένουν σταθερές κατά την αποστολή πτήσης. I=1 έως 95 και αφορά τις παραμέτρους εισόδου των υπορουτινών όπως αυτές παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.16
ATMT(I,J)	Παράμετροι στοιχείων τις ατμόσφαιρας. Το J αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης και το I αναφέρεται στα στοιχεία της ατμόσφαιρας ανάλογα με το υψόμετρο πτήσης όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.6
GEOT(I,J,K)	Παράμετροι στοιχείων γεωμετρικής συσχέτισης αεροσκάφους παρατηρητή κάθε χρονική στιγμή όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π2.2
ABST(I,J)	Συντελεστής ατμοσφαιρικής απορρόφησης για κάθε χρονική στιγμή πτήσης ανάλογα με το ύψος πτήσης. Το J αναφέρεται στην χρονική στιγμή πτήσης ενώ το I αναφέρεται στις 24 συχνότητες του 1/3 της οκτάβας

Πίνακας Π1.14: Παράμετροι εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPECTRA (I,J)	Τα τελικά φάσματα ήχου όπως αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα Π1.17. I=1,24 αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας 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 Π1.18 I=1,18 αναφέρεται στα 18 τελικά αποτελέσματα

Πίνακας Π1.15: Αναλυτικά οι παράμετροι εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATAINP(1)	FLI (: ,1)	Χρονική στιγμή πτήσης
DATAINP(2)	FLI (: ,2)	Συντεταγμένη x
DATAINP(3)	FLI (: ,3)	Συντεταγμένη z
DATAINP(4)	FLI (: ,4)	Συντεταγμένη y
DATAINP(5)	FLI (: ,5)	Γωνία θ (rad)
DATAINP(6)	FLI (: ,6)	Γωνία ϕ (rad)
DATAINP(7)	FLI (: ,7)	Γωνία ψ (rad)
DATAINP(8)	RMA	Αριθμός Mach αεροσκάφους
DATAINP(9)	RMDOTAFAN	Παροχή αέρα ανεμιστήρα (Kg/s)
DATAINP(10)	RNAFAN	Ταχύτητα περιστροφής ανεμιστήρα (rpm)
DATAINP(11)	TTFANIN	Ολική θερμοκρασία εισόδου του ανεμιστήρα Tt2 (K)
DATAINP(12)	TTFANOUT	Ολική θερμοκρασία εξόδου του ανεμιστήρα Tt13 (K)
DATAINP(13)	IDOOR	Παράμετρος για τις θύρες = 0 θύρες κλειστές = 1 θύρες ανοιχτές
DATAINP(14)	RMDOTACOM	Παροχή μάζας αέρα στο θάλαμο καύσης W3(Kg/s)
DATAINP(15)	PINA	Ολική πίεση εισόδου στο θάλαμο καύσης Pt3(Pa)
DATAINP(16)	TINA	Ολική θερμοκρασία εισόδου στο θάλαμο καύσης Tt3 (K)
DATAINP(17)	TOUTA	Ολική θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης Tt4 (K)
DATAINP(18)	PLD	Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης
DATAINP(19)	P4	Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης Pt4 (Pa)
DATAINP(20)	P7	Ολική πίεση εξόδου στροβίλου Pt7 (Pa)
DATAINP(21)	RMDOTATUR	Παροχή αέρα στροβίλου W46 (Kg/s)
DATAINP(22)	RNATUR	Ταχύτητα περιστροφής στροβίλου (rpm)
DATAINP(23)	FAR	Λόγος καυσίμου-αέρα

DATAINP(24)	TIT	Ολική θερμοκρασία εισόδου στροβίλου T46 (K)
DATAINP(25)	FAR46	Λόγος καυσίμου-αέρα στην έξοδο του στροβίλου
DATAINP(26)	TJA1	Ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος Tt7(K)
DATAINP(27)	P14	Ολική πίεση ρεύματος παράκαμψης Pt17(Pa)
DATAINP(28)	T14	Ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης Tt17 (K)
DATAINP(29)	BPR	Λόγος πίεσης ρεύματος παράκαμψης
DATAINP(30)	NSHK	Αριθμός κυμάτων κρούσης δέσμης
DATAINP(31)	AFT_RNA	Ταχύτητα περιστροφής δεύτερου ρότορα (rpm) {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}
DATAINP(32)	TinAFTROTOR	Ολική θερμοκρασία εισόδου δεύτερου ρότορα (K) {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}

Πίνακας Π1.16: Αναλυτικά οι σταθερές παράμετροι εισόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εισόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATACONST(1)	AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα (m ²)
DATACONST(2)	NENG	Αριθμός κινητήρων
DATACONST(3)	AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα
DATACONST(4)	DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATACONST(5)	NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα
DATACONST(6)	NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα
DATACONST(7)	RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα
DATACONST(8)	RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης
DATACONST(9)	CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.

DATACONST(10)	BL	Μήκος θαλάμου καύσης
DATACONST(11)	ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλοειδούς τύπου
DATACONST(12)	DELTATDESA	Αδιάστατη μεταβολή θερμοκρασίας κατά μήκος του Θ.Κ. στο σημείο σχεδίασης
DATACONST(13)	NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου
DATACONST(14)	NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου
DATACONST(15)	ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου
DATACONST(16)	DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στροβίλου
DATACONST(17)	NBTUR	Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου
DATACONST(18)	CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου
DATACONST(19)	CSS	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων
DATACONST(20)	NBLADE	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας
DATACONST(21)	TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου
DATACONST(22)	ATHP	Επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου
DATACONST(23)	D1	Διάμετρος ακροφυσίου κυρίως ρεύματος
DATACONST(24)	H1	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου κυρίως ρεύματος
DATACONST(25)	H2	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου ρεύματος παράκαμψης
DATACONST(26)	EJASP	Λόγος επι μήκους του αναμείκτη
DATACONST(27)	EJD	Ισοδύναμη εσωτερική διάμετρος στη έξοδο του αναμείκτη
DATACONST(28)	EJL	Μήκος αναμείκτη
DATACONST(29)	EJLIN	Μήκος χιτωνίου αναμείκτη
DATACONST(30)	FLIN	Κεντρική συχνότητα χιτωνίου σχεδίασης
DATACONST(31)	PEN	Λόγος διείσδυσης αγωγών αναμείκτη προς το πλήρες ύψος του ακροφυσίου
DATACONST(32)	PLUGD	Διάμετρος εξόδου αρχικού ακροφυσίου
DATACONST(33)	PSIO	Γωνία επιπέδου εξόδου συναρτήσσει του επιπέδου πτέρυγας (deg)

DATACONST(34)	SPOKE	Αριθμός αγωγών στον αναμείκτη
DATACONST(35)	AMD	Αριθμός Mach σημείου σχεδίασης
DATACONST(36)	DL	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης διάτρητης διαμόρφωσης στο FPK
DATACONST(37)	FPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ευρυζωνικού ήχου
DATACONST(38)	HEX	Ύψος εκχυτή
DATACONST(39)	IEX	Παράμετρος για υπολογισμό στοιχείων της αναμεμειγμένης δέσμης = 0 εσωτερικός υπολογισμός = 1 δίνονται σαν στοιχεία εισόδου
DATACONST(40)	ISUPPR	Παράμετρος ακουστικής απορρόφησης = 0 χωρίς υπολογισμό ακουστικής απορρόφησης = 1 υπολογισμός ακουστικής απορρόφησης
DATACONST(41)	LBE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
DATACONST(42)	LBS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης
DATACONST(43)	LPE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης
DATACONST(44)	LPS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης
DATACONST(45)	SUPPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ενιαίας διαμόρφωσης
DATACONST(46)	WEX	Πλάτος εκχυτή
DATACONST(47)	ICWING	Παράμετρος ήχου πτέρυγας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : Clean Wing = 2 : Super clean wing
DATACONST(48)	IVTAIL	Παράμετρος ήχου κάθετου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(49)	IHTAIL	Παράμετρος ήχου οριζόντιου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(50)	ILEDGE	Παράμετρος ήχου πρόσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(51)	ITEIN	Παράμετρος ήχου εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας

		= 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(52)	ITEOUT	Παράμετρος ήχου εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(53)	INGEAR	Παράμετρος ήχου εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(54)	IMGEAR	Παράμετρος ήχου κυρίως συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί
DATACONST(55)	AW	Επιφάνεια πτέρυγας
DATACONST(56)	BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας
DATACONST(57)	AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου
DATACONST(58)	BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου
DATACONST(59)	AHOR	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου
DATACONST(60)	BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου
DATACONST(61)	AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
DATACONST(62)	BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας
DATACONST(63)	FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(64)	NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(65)	AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας
DATACONST(66)	BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας
DATACONST(67)	FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(68)	NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας
DATACONST(69)	NNG	Αριθμός εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(70)	NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(71)	DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης

DATACONST(72)	RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης
DATACONST(73)	NMG	Αριθμός κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(74)	NWVG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(75)	DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(76)	RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης
DATACONST(77)	IGV	= Παράμετρος για οδηγά πτερυγία εισόδου (IGV's) =0 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνια εισόδου =1 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνια εισόδου
DATACONST(78)	IDIS	= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο ανεμιστήρα =0 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο =1 : Με διαταραχή στην είσοδο
DATACONST(79+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 $\frac{1}{8}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $\frac{1}{4}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $\frac{1}{2}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάνας I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο
DATACONST(87+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
DATACONST(89)	ICAODIR	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης κυμάτων κρούσης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO
DATACONST(90)	IFANMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ανεμιστήρα =1: HEIDMAN =2 : GASP =3 : SMALL ENGINE REVISION =4: HEIDMAN IMPROVED =5:INTERACTION TONES OF CRFan =6: HSRNOISE =7: CONTRA ROTATING FAN
DATACONST(91)	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
DATACONST(92)	ICOREMETHOD	Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης θαλάμου καύσης. I=0,1,3 I=0 : Matta I=1 : HSRNOISE I=3 : ENCORE
DATACONST(93)	ITURBMETHOD	Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης στροβίλου. I=1,2 I=0 : General Electric I=1 : Smith and Bushell I=3: HSNOISE

DATACONST(94)	ICAOVEL	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO
DATACONST(95)	JETMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ακροφυσίου =0 : SGLJET =1 : SAESHK =2: SGLJET + SAESHK =3: SINGLE STNJET =4: DOUBLE STNJET =5: CNLJET =6:JN8C4 (HSRNOISE) =7:STONE (HSRNOISE)
DATACONST(96)	IFREQW	Παράμετρος επιλογής καμπύλης βαρύτητας =0 : καμία =1 : A =2: B =3: C =4: D =5: E
DATACONST(97)	EYROS	Το ποσοστιαίο εύρος γύρω από τη συχνότητα περάσματος πτερυγίων και της δεύτερης αρμονικής της όπου θα επέλθει μείωση του τονικού θορύβου αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο του ανεμιστήρα (%). {Μono για IFANMETHOD=4 διαφορετικά δεν χρησιμοποιείται (θέσε EYROS=0) }
DATACONST(98)	AFT_DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων δεύτερου ρότορα ανεμιστήρα {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}
DATACONST(99)	AFT_NBFAN	Αριθμός πτερυγίων δεύτερου ρότορα ανεμιστήρα {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}

DATACONST(100)	AFT_RSSA	Αδιάστατη απόσταση δεύτερου ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}
DATACONST(101)	RR_RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-ρότορα ανεμιστήρα {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}
DATACONST(102)	AFT_RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου δεύτερου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης {Μono στην περίπτωση ανεμιστήρα τύπου CRFan}

Πίνακας Π1.17: Φάσματα εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Επεξήγηση
SPECTRA(I,1)	Φάσμα ήχου ανεμιστήρα
SPECTRA(I,2)	Φάσμα ήχου θαλάμου καύσης
SPECTRA(I,3)	Φάσμα ήχου στροβίλου
SPECTRA(I,4)	Φάσμα ήχου ακροφυσίου
SPECTRA(I,5)	Φάσμα ήχου ατράκτου
SPECTRA(I,6)	Ολικό φάσμα ήχου κινητήρα
Το I παίρνει τιμές από 1 μέχρι 24 και αναφέρεται στις 24 συχνότητες στο 1/3 της οκτάβας	

Πίνακας Π1.18: Αποτελέσματα εξόδου AERONOISE

Συμβολισμοί Παραμέτρων Εξόδου	Σύμβολο	Επεξήγηση
DATAOUT(1)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ανεμιστήρα
DATAOUT(7)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ανεμιστήρα για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης
DATAOUT(2)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης θαλάμου καύσης
DATAOUT(8)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου θαλάμου καύσης για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης
DATAOUT(3)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης στροβίλου
DATAOUT(9)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου στροβίλου για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης

DATAOUT(4)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ακροφυσίου
DATAOUT(10)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ακροφυσίου για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης
DATAOUT(5)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης ατράκτου
DATAOUT(11)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου ατράκτου για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης
DATAOUT(6)	OASPL	Συνολικό επίπεδο ακουστικής πίεσης κινητήρα
DATAOUT(12)	PNLT	Τονικά διορθωμένο επίπεδο αντιληπτού ήχου κινητήρα για συγκεκριμένη χρονική στιγμή της πτήσης

Π1.4.1 Περιγραφή του αρχείου εισόδου στο λογισμικό.

Ο χρήστης είναι ελεύθερος να εισάγει όσες χρονικές στιγμές πτήσεις επιθυμεί στο λογισμικό. Εάν ο αριθμός των στιγμών είναι ίσος με τον αριθμό των παρατηρητών δηλαδή τρεις τότε το λογισμικό υπολογίζει τα αποτελεσματικά αντιληπτά επίπεδα ήχου (EPNL (dB)) για κάθε παρατηρητή, με εφαρμογή της συνάρτησης EPNLSDT [24]. Η συνάρτηση αυτή απαιτεί ως είσοδο μόνο μία τυπική τιμή της χρονικής εξέλιξης του τονικά διορθωμένου επιπέδου ήχου (PNLT). Ο αριθμός των χρονικών στιγμών και ο αριθμός των μεγεθών λειτουργίας του κινητήρα για κάθε χρονική στιγμή πτήσης τα οποία απαιτούνται από το λογισμικό, διαβάζονται από το αρχείο εισόδου στις δύο πρώτες σειρές. Έπειτα ακολουθεί ο αριθμός της στήλης του πίνακα όπου βρίσκεται η τιμή για το κάθε μέγεθος λειτουργίας του κινητήρα για κάθε χρονική στιγμή πτήσης σχήμα Π2.1. Ακολουθεί μία γραμμή χαρακτήρων με τα ονόματα των μεταβλητών αυτών και έπειτα ο προαναφερόμενος πίνακας (DATAINP (I,J)). Έπειτα εισάγονται οι τιμές των γεωμετρικών χαρακτηριστικών του κινητήρα, των διάφορων σταθερών παραμέτρων που απαιτούν οι μέθοδοι εκτίμησης (DATACONST) σχήμα Π2.2 και τέλος οι συντεταγμένες των θέσεων των τριών παρατηρητών σχήμα Π2.3.

```

3      NUMBER OF FLIGHT TIMES
30     NUMBER OF INPUT TABLE COLUMNS
1      TIME
2      X
3      Y
4      Z
5      PSI
6      THETTA
7      PHI
8      RMA---->[AIRCRAFT MACH NUMBER]
9      W1---->[ENGINE INLET MASS FLOW (kg/s)]
10     N1---->[FAN ROTATIONAL SPEED (rpm)]
11     T1---->[FAN INLET TOTAL TEMPERATURE (K)]
12     T13 ---->[FAN EXHAUST TOTAL TEMPERATURE (K)]
13     IDOOR---->[FLAG FOR FAN DOORS OPEN OR CLOSED 0=DOORS CLOSED 1=DOORS OPEN]
14     WCOMB---->[COMBUSTOR INLET MASS FLOW w3 (kg/s)]
15     CDP ---->[COMBUSTOR INLET TOTAL PRESSURE Pt3 (Pa)]
16     CDT ---->[COMBUSTOR INLET TOTAL TEMPERATURE Tt3 (K) ]
17     T4 ---->[COMBUSTOR EXHAUST TOTAL TEMPERATURE Tt4 (K) ]
18     PLD ---->[TRANSMISSION LOSS FACTOR 0.15 FOR TURBOFANS 1 FOR NO CALCULATION]
19     HPTPTIN ---->[COMBUSTOR EXHAUST TOTAL PRESSURE Pt4 (Pa) ]
20     LPTPTOUT ---->[TURBINE EXHAUST TOTAL PRESSURE Pt7 (Pa) ]
21     W46---->[TURBINE INLET MASS FLOW (kg/s)]
22     N1---->[TURBINE ROTATIONAL SPEED (rpm)]
23     FAR---->[BURNER FUEL TO AIR RATIO]
24     T46---->[TURBINE INLET TOTAL TEMPERATURE (K)]
25     FAR46---->[BURNER FUEL TO AIR RATIO AT TURBINE INLET POINT]
26     EGT---->[EXHAUST GAS TEMPERATURE Tt7 (K)]
27     P14---->[BYPASS EXHAUST TOTAL PRESSURE Pt17 (Pa)]
28     T13---->[BYPASS EXHAUST TOTAL TEMPERATURE Tt17(K)]
29     BPR---->[BYPASS RATIO]
30     NSHK---->[NUMBER OF SHOCKS]

```

Σχήμα Π2.1: Δείγμα αρχείου εισόδου

```

4.382513      AE ---->[ENGINE REFERENCE AREA (m^2)]
4             NENG ---->[NUMBER OF ENGINES]
0.871623      AFA ---->[FAN INLET CROSS-SECTIONAL AREA RE AE]
1.128379167   DFA ---->[FAN ROTOR DIAMETER RE SQRT(AE)]
38            NBFAN ---->[FAN ROTOR NUMBER OF BLADES]
76            NVFAN ---->[NUMBER OF STATOR VANES]
1.842105269   RSSA ---->[FAN ROTOR-STATOR SPACING RE MEAN ROTOR BLADE CHORD]
1.53          RMD ---->[FAN ROTOR RELATIVE TIP MACH NUMBER AT DESIGNPOINT]

```

Σχήμα Π2.2: Δείγμα αρχείου εισόδου (τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά που απαιτούνται για την εκτίμηση θορύβου στον ανεμιστήρα)

```

SIDELINE      TAKE OFF      APPROACH
3307.755      6500      5550000 X
450          0          0          Y
0            0          0          Z

```

Σχήμα Π2.3: Δείγμα αρχείου εισόδου (οι συντεταγμένες στις θέσεις παρατηρητών)

Π2

Δεδομένα Εισόδου AERONOISE για την εκτίμηση θορύβου κινητήρα.

Π2.1 Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία κινητήρα

Πίνακας Π4.1: Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία κινητήρα

Επεξήγηση	CF6-80C2	CFM 56
Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα (AE) , (m ²)	4.382513	1.6841
Αριθμός κινητήρων (NENG)	1	1
Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα (AFA)	0.871623	1
Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα (DFA)	1.128379167	1.19392
Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα (NBFAN)	38	24
Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα (NVFAN)	76	48
Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα (RSSA)	1.842105269	2.4393
Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης (RMD)	1.53	1.30201
Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ. (CEAA)	0.031646537	0.02599
Μήκος θαλάμου καύσης (BL)	0.1524	0.2286
Τύπος θαλάμου καύσης (ICR) = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλοειδούς τύπου	2	2
Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου (NFN)	30	330
Αριθμός βαθμίδων στροβίλου (NST)	5	4
Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου	0.058614958	0.0815456

στροβίλου (ATA)		
Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στροβίλου (DTA)	0.375334544	0.78828
Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου (NBTUR)	88	117
Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου (CRA)	0.011877675	0.02019
Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών-κινητών πτερυγίων (CSS)	250	151.42
Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας (NBLADE)	88	117
Σταθερά διόρθωσης στροβίλου (TURCAL)	10.0	10.0

Π2.2 Παράμετροι εισόδου στο AERONOISE για κάθε σημείο λειτουργίας

Πίνακας Π4.2: Παράμετροι εισόδου στο AERONOISE για κάθε σημείο λειτουργίας (χαρακτηριστικό του σημείου λειτουργίας: η περιστροφική ταχύτητα του άξονα χαμηλής πίεσης) όπου εκτιμήθηκε ο θόρυβος ανεμιστήρα.

Παράμετρος εισόδου	CF6-80C2 (2100 rpm)	CF6-80C2 (2850 rpm)	CF6-80C2 (3000 rpm)	CF6-80C2 (3150 rpm)	CFM 56 (4050 rpm)	CFM 56 (4150 rpm)
Χρονική στιγμή πτήσης {FLI (: ,1)}						
Συντεταγμένη x {FLI (: ,2)}	0	0	0	0	0	0
Συντεταγμένη z {FLI (: ,3)}	0	0	0	0	0	0
Συντεταγμένη y {FLI (: ,4)}	0	0	0	0	0	0
Γωνία θ {FLI (: ,5)}						

Παράμετροι εισόδου στο AERONOISE για κάθε σημείο λειτουργίας Π2.3

Γωνία φ {FLI (: ,6)}	0	0	0	0	0	0
Γωνία ψ {FLI (: ,7)}	0	0	0	0	0	0
Αριθμός Mach αεροσκάφους {RMA}	0	0	0	0	0	0
Παροχή αέρα ανεμιστήρα(Kg/s) {RMDOTAFAN}	482.343	679.78	722.466	765.494	281.564	289.793
Περιστροφική ταχύτητα ανεμιστήρα (rpm) {RNAFAN}	2092.62	2852.26	2999.92	3148.75	4063.23	4164.06
Ολική θερμοκρασία εισόδου του ανεμιστήρα(K) {TTFANIN}	288.15	288.15	288.15	288.15	288.15	288.15
Ολική θερμοκρασία εξόδου του ανεμιστήρα(K) {TTFANOUT}	309.108	326.381	330.498	334.988	322.999	324.766
Παράμετρος για τις θύρες {IDOOR} = 0 θύρες κλειστές = 1 θύρες ανοιχτές	0	0	0	0	0	0
Παροχή μάζας αέρα στο θάλαμο καύσης (Kg/s) {RMDOTACOM}	52.9927	83.2223	90.9241	98.8455	33.3875	34.8594
Ολική πίεση εισόδου Θ.Κ (Pa) {PINA}	1280000	2230000	2490000	2770000	1846570	1943010
Ολική θερμοκρασία εισόδου Θ.Κ. (K) {TINA}	625.803	729.974	753.481	779.363	699.802	707.997

Ολική θερμοκρασία εξόδου Θ.Κ. (Κ) {TOUTA}	1124.33	1370.07	1425.99	1492.05	1395.37	1416.01
Απώλεια στην μετάδοση μέσω του αγωγού εξόδου του θαλάμου καύσης {PLD}	1	1	1	1	1	1
Ολική πίεση εξόδου θαλάμου καύσης {P4}	1220000	2130000	2380000	2650000	1697570	1794010
Ολική πίεση εξόδου στροβίλου {P7}	110897	128132	134454	142299	131518	134633
Παροχή αέρα στροβίλου (Kg/s) {RMDOTATUR}	66.9596	105.551	115.422	125.617	42.3988	44.2832
Ταχύτητα περιστροφής στροβίλου (rpm) {RNATUR}	12405	13638.7	13901	14200.2	13742	13870.5
Λόγος καυσίμου-αέρα {FAR}	0.013648	0.018413	0.019553	0.020974	0.019902	0.020338
Αδιάστατη ολική θερμοκρασία εισόδου στροβίλου {TIT}	760.584	933.64	973.883	1021.06	963.708	978.468
Λόγος καυσίμου-αέρα στην έξοδο του στροβίλου {FAR46}	0.010918	0.014731	0.015642	0.016779	0.010166	0.010918
Ολική θερμοκρασία δέσμης κυρίως ρεύματος (Κ) {TJA1}	606.628	678.89	699.292	726.759	734.969	741.915

Παράμετροι εισόδου στο AERONOISE για κάθε σημείο λειτουργίας Π2.5

Ολική πίεση ρεύματος παράκαμψης (Pa) {P14}	123636	147168	153451	160338	140262	142657
Ολική θερμοκρασία ρεύματος παράκαμψης (K) {T14}	309.108	326.381	330.498	334.988	322.999	324.766
Λόγος πίεσης ρεύματος παράκαμψης {BPR}	6.281648	5.534587	5.356658	5.195473	5.74658	5.65057
Αριθμός κυμάτων κρούσης δέσμης {NSHK}	8	8	8	8	8	8

Π3

Δεδομένα εισόδου στο λογισμικό AERONOISE για την εκτίμηση θορύβου αποστολής

Πίνακας Π4.1: Σταθερές και γεωμετρικά στοιχεία κινητήρα και αεροσκάφους,

Σύμβολο	Επεξήγηση	Τιμή
AE	Επιφάνεια αναφοράς κινητήρα (m ²)	4.382513
NENG	Αριθμός κινητήρων	4
AFA	Αδιάστατη επιφάνεια ανεμιστήρα	0.871623
DFA	Αδιάστατη διάμετρος πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα	1.128379167
NBFAN	Αριθμός πτερυγίων ρότορα ανεμιστήρα	38
NVFAN	Αριθμός πτερυγίων στάτορα ανεμιστήρα	76
RSSA	Αδιάστατη απόσταση ρότορα-στάτορα ανεμιστήρα	1.842105269
RMD	Αριθμός Mach ακροπτερυγίου ρότορα ανεμιστήρα στο σημείο σχεδίασης	1.53
CEAA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου Θ.Κ.	0.031646537
BL	Μήκος θαλάμου καύσης	0.1524
ICR	Τύπος θαλάμου καύσης = 1 κυκλικού τύπου = 2 δακτυλιοειδούς τύπου	2
NFN	Αριθμός ακροφυσίων καυσίμου	30

NST	Αριθμός βαθμίδων στροβίλου	5
ATA	Αδιάστατη επιφάνεια εισόδου στροβίλου	0.058614958
DTA	Αδιάστατη διάμετρος ρότορα στροβίλου	0.375334544
NBTUR	Αριθμός πτερυγίων ρότορα στροβίλου	88
CRA	Αδιάστατη μέση χορδή του ρότορα τελευταίας βαθμίδας στροβίλου	0.011877675
CSS	Αξονική χορδή σταθερών πτερυγίων προς απόσταση σταθερών- κινητών πτερυγίων	250
NBLADE	Αριθμός πτερυγίων στροβίλου τελευταίας βαθμίδας	88
TURCAL	Σταθερά διόρθωσης στροβίλου	10
ATHP	Επιφάνεια λαιμού του ακροφυσίου	0.098607
EJASP	Λόγος επι μήκους του αναμείκτη	0.
EJD	Ισοδύναμη εσωτερική διάμετρος στη έξοδο του αναμείκτη	0.
EJL	Μήκος αναμείκτη	0.
EJLIN	Μήκος χιτωνίου αναμείκτη	0.
FLIN	Κεντρική συχνότητα χιτωνίου σχεδίασης	2500.
PEN	Λόγος διείδυσης αγωγών αναμείκτη προς το πλήρες ύψος του ακροφυσίου	0.
PLUGD	Διάμετρος εξόδου αρχικού ακροφυσίου	0.
PSIO	Γωνία επιπέδου εξόδου συναρτήσει του επιπέδου πτέρυγας (deg)	0.
SPOKE	Αριθμός αγωγών στον αναμείκτη	0.
AMD	Αριθμός Mach σημείου σχεδίασης	0.85
DL	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης διάτρητης διαμόρφωσης στο FPK	2.29658

FPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ευρυζωνικού ήχου	1995.	
HEX	Ύψος εκχυτή	1.219	
IEX	Παράμετρος για υπολογισμό στοιχείων της αναμεμειγμένης δέσμης = 0 εσωτερικός υπολογισμός = 1 δίνονται σαν στοιχεία εισόδου		0
ISUPPR	Παράμετρος ακουστικής απορρόφησης = 0 χωρίς υπολογισμό ακουστικής απορρόφησης = 1 υπολογισμός ακουστικής απορρόφησης		0
LBE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης	1.2192	
LBS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της ενιαίας(Bulk) διαμόρφωσης	0.	
LPE	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι το τέλος της διάτρητης διαμόρφωσης	0.	
LPS	Μήκος από την αρχική έξοδο μέχρι την αρχή της διάτρητης διαμόρφωσης	0.	
SUPPK	Μέγιστη συχνότητα απορρόφησης ενιαίας διαμόρφωσης	5.4554	
WEX	Πλάτος εκχυτή	1.8288	
ICWING	Παράμετρος ήχου πτέρυγας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : Clean Wing = 2 : Super clean wing		2
IVTAIL	Παράμετρος ήχου κάθετου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί		1
IHTAIL	Παράμετρος ήχου οριζόντιου ουραίου = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί		1
ILEDGE	Παράμετρος ήχου πρόσθιου		1

	πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί	
ITEIN	Παράμετρος ήχου εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί	1
ITEOUT	Παράμετρος ήχου εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί	1
INGEAR	Παράμετρος ήχου εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί	1
IMGEAR	Παράμετρος ήχου κυρίως συστήματος προσγείωσης = 0 : να μην υπολογιστεί = 1 : να υπολογιστεί	1
AW	Επιφάνεια πτέρυγας	525.0
BW	Ανάπτυγμα πτέρυγας	62.30
AV	Επιφάνεια κάθετου ουραίου	77.10
BV	Ανάπτυγμα κάθετου ουραίου	10.16
AHOR	Επιφάνεια οριζόντιου ουραίου	136.6
BH	Ανάπτυγμα οριζόντιου ουραίου	22.08
AFIN	Επιφάνεια εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας	48.1
BFIN	Ανάπτυγμα εσωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας	39.8
FLAIN	Γωνία απόκλισης εσωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας	10.
NFSIN	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εσωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας	1

AFOUT	Επιφάνεια εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας πτέρυγας	78.7	
BFOUT	Ανάπτυγμα εξωτερικού οπίσθιου πτερυγίου καμπυλότητας	39.8	
FLAOUT	Γωνία απόκλισης εξωτερικών οπίσθιων πτερυγίων καμπυλότητας	10.	
NFSOUT	Αριθμός διαθέσιμων υποδοχών πρόσθιων εξωτερικών πτερυγίων καμπυλότητας		1
NNG	Αριθμός εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης		2
NWNG	Αριθμός τροχών εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης		1
DNG	Διάμετρος τροχού εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	1.250	
RLNG	Μήκος βάσης στήριξης εμπρόσθιου συστήματος προσγείωσης	23.1	
NMG	Αριθμός κυρίως συστήματος προσγείωσης		2
NWMG	Αριθμός τροχών κυρίως συστήματος προσγείωσης		4
DMG	Διάμετρος τροχού κυρίως συστήματος προσγείωσης	1.25	
RLMG	Μήκος βάσης στήριξης κυρίως συστήματος προσγείωσης	25.6	
IGV	= Παράμετρος για οδηγία πτερύγια εισόδου (IGV's) =0 : Για ανεμιστήρα χωρίς οδηγό βάνια εισόδου =1 : Για ανεμιστήρα με οδηγό βάνια εισόδου		0
IDIS	= Παράμετρος διαταραχής στην είσοδο ανεμιστήρα =0 : Χωρίς διαταραχή στην είσοδο =1 : Με διαταραχή στην είσοδο		0

ISOURCEFAN(I).	= Παράμετρος συνιστώσας ήχου ανεμιστήρα. Παίρνει τιμές 0 ή 1. Όταν ισούται με 1 τότε υπολογίζει την συνιστώσα I. Όπου I=1,8	
INBB	I=1 : Ήχος εισόδου ευρείας μπάντας	1
INRS	I=2 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο	1
INDIS	I=3 : Τόνοι διαταραχής εισόδου	1 για IFANMETHOD=1
INCT18	I=4 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $\frac{1}{8}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων	0 για IFANMETHOD=4
INCT14	I=5 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $\frac{1}{4}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων	1
INCT12	I=6 : Τόνοι συνδυασμένου ήχου στο $\frac{1}{2}$ της συχνότητας περάσματος πτερυγίων	1
IDBB	I=7 : Ήχος εξόδου ευρείας μπάντας	1
IDRS	I=8 : Τόνοι αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην έξοδο	1
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	1
ICAODIR	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης	1

ICAOVEL	= Παράμετρος ICAO για εκτίμηση ήχου δέσμης ανάμειξης =0 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ANOPP =1 : Χρησιμοποιείται εκθέτης ταχύτητας σύμφωνα με ICAO	1
JETMETHOD	= Παράμετρος μεθόδου εκτίμησης ακροφυσίου =0 : SGLJET =1 : SAESHK =2: SGLJET + SAESHK =3: SINGLE STNJET =4: DOUBLE STNJET =5: CNLJET =6:JN8C4 (HSRNOISE) =7:STONE (HSRNOISE)	4
IFREQW	Παράμετρος επιλογής καμπύλης βαρύτητας =0 : καμία =1 : A =2: B =3: C =4: D =5: E	0
DELTATDESA	Αδιάστατη μεταβολή θερμοκρασίας κατά μήκος του Θ.Κ. στο σημείο σχεδίασης	2.974970987
D1	Διάμετρος ακροφυσίου κυρίως ρεύματος	1.358265
H1	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου κυρίως ρεύματος	0.177165
H2	Ύψος δακτυλίου ακροφυσίου ρεύματος παράκαμψης	0.649605
EYROS	Το ποσοστιαίο εύρος γύρω από τη συχνότητα περάσματος πτερυγίων και	23

	της δεύτερης αρμονικής της όπου θα επέλθει μείωση του τονικού θορύβου αλληλεπίδρασης κινητών-σταθερών πτερυγίων στην είσοδο του ανεμιστήρα (%). {για IFANMETHOD=4 }	
--	--	--

Πίνακας Π4.2: Συντεταγμένες παρατηρητών.

Lateral	Flyover	Approach	
921.079264	6500	5504585	X
450	0	0	Y
0	0	0	Z