

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗ  
ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΥ ΘΟΡΥΒΟΥ ΣΕ  
ΥΠΕΡΧΗΤΙΚΗ ΠΤΗΣΗ

ΑΪΔΑΡΙΝΗΣ ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ:  
ΒΑΦΕΙΑΔΗΣ ΚΥΡΙΑΚΟΣ

ΚΟΖΑΝΗ ΙΟΥΝΙΟΣ, 2024

## Περίληψη

Η συγκεκριμένη διπλωματική εργασία ασχολείται με τον σχεδιασμό και την μελέτη ενός εμπορικού μοντέλου υπερηχητικού αεροσκάφους. Στόχος της εργασίας είναι να δείξει πως μπορεί να απαλειφθεί το πρόβλημα του αεροδυναμικού θορύβου που παράγεται από τα κρουστικά κύματα που δημιουργούνται κατά την πτήση του αεροσκάφους, και μέσω της αεροδυναμικής σχεδίασης να είναι ξανά εφικτή η πραγματοποίηση υπερηχητικών πτήσεων. Αρχικά γίνεται αναφορά σε ιστορικά στοιχεία της υπερηχητικής πτήσης και του προβλήματος του θορύβου με μετρήσεις από παλαιότερα αεροσκάφη. Στην συνέχεια, ασχολείται με την κατανόηση του φαινομένου που προκαλεί το πρόβλημα της ηχητικής έκρηξης, μέσω εκτεταμένης έρευνας πάνω σε αυτό και έπειτα εξερεύνα πως η αεροδυναμική σχεδίαση είναι ικανή να το επιλύσει αυτό. Σχεδιάστηκε και προσομοιώθηκε, με την βοήθεια κατάλληλων λογισμικών, ένα αεροσκάφος που ακολουθεί τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά που συμβάλλουν στον μετριασμό αυτού του προβλήματος. Τέλος, έχοντας ολοκληρώσει τον σχεδιασμό γίνεται ανάλυση και υπολογισμός του τελικού θορύβου που έχει παραχθεί και διαδοθεί από το υψόμετρο πτήσης έως το έδαφος.

**Λέξεις κλειδιά:** Υπερηχητική πτήση, αεροδυναμικός θόρυβος, αεροδυναμική σχεδίαση, υπολογιστική ρευστοδυναμική

## **Abstract**

This diploma project deals with the design and study of a commercial model of a supersonic aircraft. The aim of the project is to show how the problem of aerodynamic noise generated by the shock waves created during the flight of the aircraft can be eliminated, and through aerodynamic design, supersonic flights can be feasible again. Firstly, historical data on supersonic flight and the problem of noise is presented, with measurements from older aircrafts. It then deals with understanding the phenomenon that causes the sonic boom problem through extensive research on it and then explores how aerodynamic design is able to solve this. An aircraft was designed and simulated, using appropriate software, that follows the geometric characteristics that help mitigate this problem. Finally, having completed the design, the final noise generated and propagated from the flight altitude to the ground is analyzed and calculated.

**Keywords:** Supersonic flight, aerodynamic noise, aerodynamic design, computational fluid dynamics

# Ευχαριστίες

Με την υλοποίηση της παρούσας διπλωματικής εργασίας σηματοδοτείται και η ολοκλήρωση των προπτυχιακών σπουδών μου στο τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας. Θα ήθελα λοιπόν να ευχαριστήσω όσους βοήθησαν τόσο στην διπλωματική εργασία όσο και στην ολοκλήρωση των σπουδών μου.

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον καθηγητή του τμήματος και επιβλέπων της συγκεκριμένης διπλωματικής εργασίας κ. Κυριάκο Βαφειάδη για την καθοδήγηση του και την μετάδοση των γνώσεων του πάνω στην αεροδυναμική και στην αεροναυτική ώστε να φέρω εις πέρας την παρούσα διπλωματική.

Έπειτα, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλο το προσωπικό δυναμικό του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας για τις γνώσεις πάνω στον τομέα του Μηχανολόγου Μηχανικού και για την συνεχή συμπαράσταση και υποστήριξη κατά την διάρκεια των σπουδών αλλά και για την εργασιακή καθοδήγηση μετά την ολοκλήρωση τους.

Επίσης, ευχαριστώ θερμά τους φίλους και συμφοιτητές μου για την άριστη συνεργασία και συμπαράσταση καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών. Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την ακατάπαυστη ψυχολογική και οικονομική στήριξη τους στην προσπάθεια μου για την ολοκλήρωση των σπουδών μου.

Αϊδαρίνης Κωνσταντίνος

## Πίνακας περιεχομένων

Περίληψη.....	2
Abstract.....	3
Ευχαριστίες.....	4
1. Εισαγωγή.....	6
1.1. Ιστορικά Στοιχεία.....	6
1.2. Περιγραφή του Προβλήματος.....	10
1.3. Στόχος της εργασίας.....	12
2. Αεροδυναμικό Φαινόμενο και Σχεδίαση.....	13
2.1. Συμπιεστή ροή και κρουστικά κύματα.....	13
2.2. Το φαινόμενο της ηχητικής έκρηξης.....	19
2.2.1. Ηχητικά κύματα.....	19
2.2.3. Διαδρομή ακτινών.....	23
2.2.4. Ο ρόλος της γεωμετρίας.....	25
3. Υπολογιστική διερεύνηση αεροδυναμικού θορύβου.....	29
3.1. Σχεδιασμός αεροσκάφους.....	29
3.2. Υπολογισμός κρουστικών κυμάτων.....	32
3.2.1. Υπολογιστική ρευστοδυναμική.....	32
3.2.2. Ανάλυση δισδιάστατης αεροτομής αεροσκάφους.....	34
3.2.3. Ανάλυση μοντέλου αεροσκάφους.....	41
3.2.4. Υπολογισμός διάδοσης κυμάτων και θορύβου.....	50
4. Συμπεράσματα και προτάσεις.....	53
5. Βιβλιογραφία.....	55

# 1. Εισαγωγή

Οι άνθρωποι πάντα γοητεύονταν από την ιδέα να ταξιδεύουν με ταχύτητα μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου. Η ιδέα του υπερηχητικού ταξιδιού χρονολογείται από τις πρώτες ημέρες της αεροπορίας, όταν πρωτοπόροι όπως ο Ιγκόρ Σικόρσκι και οι αδελφοί Ράιτ πειραματίζονταν με σχέδια αεροσκαφών. Για δεκαετίες, η πτήση με ταχύτητα μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου ήταν ένα όνειρο που μόνο λίγοι είχαν το προνόμιο να πραγματοποιήσουν και να το ζήσουν. Σήμερα, μια νέα γενιά επιβατικών αεροπλάνων βρίσκεται στον ορίζοντα με την υπόσχεση να πετάξουν ταχύτερα και μακρύτερα, φτάνοντας σε μακρινές χώρες σε όλο τον κόσμο μέσα σε λίγες ώρες. Τα εμπορικά υπερηχητικά αεροσκάφη και υπερηχητικές πτήσεις θα γίνουν σύντομα μέρος της καθημερινής ζωής, μεταμορφώνοντας τον τρόπο με τον οποίο οι άνθρωποι ζουν, εργάζονται, και να σχετίζονται μεταξύ τους.

## 1.1. Ιστορικά Στοιχεία

Μόλις στα μέσα του 20ού αιώνα σημειώθηκαν σημαντικές πρόοδοι προς την κατεύθυνση της ανάπτυξης υπερηχητικών εμπορικών αεροσκαφών. Η επίδειξη της συνεχούς υπερηχητικής πτήσης έγινε σε τακτική βάση με τη λειτουργία του Concorde για περίοδο μεγαλύτερη από ένα τέταρτο του αιώνα.

Τον Οκτώβριο του 1947, ο πιλότος δοκιμών της Πολεμικής Αεροπορίας των Ηνωμένων Πολιτειών της Αμερικής Charles «Chuck» Elwood Yeager πέτυχε αυτό που πολλοί θεωρούσαν αδύνατο. Πετώντας με το αεριωθούμενο Bell X-1, έγινε ο πρώτος άνθρωπος που ταξίδεψε ταχύτερα από την ταχύτητα του ήχου, που στο εξής ονομάστηκε Mach 1. Λίγο περισσότερο από μια δεκαετία αργότερα, η Μεγάλη Βρετανία, η Γαλλία, η Σοβιετική Ένωση και οι Ηνωμένες Πολιτείες άρχισαν να διερευνούν τη βιωσιμότητα των εμπορικών υπερηχητικών μεταφορών (Super Sonic Transport SST). Το 1962, η Βρετανία και η Γαλλία ένωσαν τις δυνάμεις τους στο σχέδιο Concorde SST. Την επόμενη χρονιά, ο πρόεδρος John F. Kennedy ανακοίνωσε ένα αμερικανικό αντίστοιχο, και επιλέχθηκαν οι σχεδιαστικές ιδέες των North American, Boeing και Lockheed.

Η εμπορική πτήση υψηλών ταχυτήτων σε υπερηχητικές ταχύτητες θέτει σημαντικές τεχνολογικές προκλήσεις που επιλύθηκαν κατά τη διάρκεια της δεκαετίας του 1960 και στις

αρχές της δεκαετίας του 1970 και οδήγησαν σε ένα μοναδικό όχημα στην ιστορία των αερομεταφορών. Το 1971, το Κογκρέσο των Ηνωμένων Πολιτειών ακύρωσε τη χρηματοδότηση προτού μπορέσει να παραχθεί ένα πρωτότυπο. Στο αποκορύφωμα του Ψυχρού Πολέμου, οι Σοβιετικοί έσπευσαν επίσης να προωθήσουν το δικό τους σχέδιο SST. Το Tupolev Tu-144 έγινε το πρώτο SST που πέταξε υπερηχητικά το 1969, και η επιβατική υπηρεσία ξεκίνησε το 1977. Ωστόσο, με μικρή αγορά για τα ακριβοπληρωμένα υπερηχητικά ταξίδια στη Σοβιετική Ένωση, οι πτήσεις ήταν περιοδικές και σύντομες και τερματίστηκαν στις αρχές της δεκαετίας του 1980. Στις 29 Νοεμβρίου 1962, η Βρετανία και η Γαλλία υπέγραψαν συνθήκη για να μοιραστούν το κόστος και τους κινδύνους για την παραγωγή ενός SST. Η British Aerospace και η γαλλική εταιρεία Aérospatiale ήταν υπεύθυνες για τον σκελετό του αεροσκάφους, ενώ η βρετανική Rolls-Royce και η γαλλική SNECMA (Société Nationale d'Étude et de Construction de Moteurs d'Aviation) ανέπτυξαν τους κινητήρες. Το αποτέλεσμα ήταν ένα τεχνολογικό αριστούργημα, το δελταπτέρυγο Concorde, το οποίο πραγματοποίησε την πρώτη του πτήση στις 2 Μαρτίου 1969. Το Concorde είχε μέγιστη ταχύτητα πλεύσης 2.179 χιλιόμετρα (1.354 μίλια) την ώρα, ή Mach 2,04 (υπερδιπλάσια της ταχύτητας του ήχου), επιτρέποντας στο αεροσκάφος να μειώσει το χρόνο πτήσης μεταξύ Λονδίνου και Νέας Υόρκης σε περίπου τρεις ώρες. Το κόστος ανάπτυξης του Concorde ήταν τόσο μεγάλο που δεν μπόρεσε ποτέ να καλυφθεί από τις επιχειρήσεις και το αεροσκάφος δεν ήταν ποτέ οικονομικά κερδοφόρο. Δύο πρωτότυπα Concorde πέτυχαν υπερηχητική πτήση λίγο μετά το Tu-144 το 1969 και μεγάλες αεροπορικές εταιρείες άρχισαν να τοποθετούν επιλογές αγοράς για πάνω από εκατό SST. Όμως, λόγω ανησυχιών σχετικά με την κερδοφορία του, μόνο η Air France και η British Airways αγόρασαν τελικά το αεροσκάφος, με τις δύο εταιρείες να εγκαινιάζουν την υπηρεσία του Concorde το 1976. Στο Σχήμα 1.1 διακρίνονται τα δύο διαφορετικά μοντέλα [1].



Σχήμα 1.1: Tupolev Tu-144 vs Concorde SST [2]

Το Concorde, το πρώτο υπερηχητικό εμπορικό αεροπλάνο μεταφοράς επιβατών, έκανε την πρώτη του υπερατλαντική διέλευση στις 26 Σεπτεμβρίου 1973 και εγκαινίασε την πρώτη

προγραμματισμένη επιβατική υπερηχητική υπηρεσία στον κόσμο στις 21 Ιανουαρίου 1976 η British Airways αρχικά πέταξε το αεροσκάφος από το Λονδίνο στο Μπαχρέιν και η Air France από το Παρίσι στο Ρίο ντε Τζανέιρο. Και οι δύο αεροπορικές εταιρείες πρόσθεσαν τακτικά δρομολόγια προς την Ουάσιγκτον τον Μάιο του 1976 και προς τη Νέα Υόρκη τον Νοέμβριο του 1977. Άλλα δρομολόγια προστέθηκαν προσωρινά ή εποχιακά και το Concorde πετούσε με ναυλωμένες πτήσεις σε προορισμούς σε όλο τον κόσμο.

Ο θόρυβος του αεροσκάφους και το κόστος λειτουργίας του περιόριζαν τις υπηρεσίες του. Οι οικονομικές απώλειες οδήγησαν και τις δύο αεροπορικές εταιρείες σε περικοπές δρομολογίων, αφήνοντας τελικά τη Νέα Υόρκη ως τον μοναδικό τακτικό προορισμό τους. Η Air France διέκοψε τελικά τις πτήσεις του Concorde τον Μάιο του 2003 και η British Airways τον Οκτώβριο του 2003. Μόνο 14 από τα αεροσκάφη τέθηκαν σε λειτουργία. Το Concorde ήταν το πρώτο μεγάλο εγχείρημα συνεργασίας ευρωπαϊκών χωρών για το σχεδιασμό και την κατασκευή αεροσκάφους.

Παρ' όλα αυτά, απέδειξε ότι οι ευρωπαϊκές κυβερνήσεις και οι κατασκευαστές μπορούσαν να συνεργαστούν σε πολύπλοκα εγχειρήματα και συνέβαλε στο να διασφαλιστεί ότι η Ευρώπη θα παραμείνει στην τεχνική πρωτοπορία της ανάπτυξης της αεροδιαστημικής. Στις 25 Ιουλίου 2000, ένα Concorde που εκτελούσε δρομολόγιο από το Παρίσι προς τη Νέα Υόρκη υπέστη βλάβη στον κινητήρα λίγο μετά την απογείωση, όταν συντρίμια από ένα σκασμένο ελαστικό προκάλεσαν ρήγμα σε μια δεξαμενή καυσίμων και έπιασαν φωτιά (Σχήμα 1.2). Το αεροσκάφος συνετρίβη σε ένα μικρό ξενοδοχείο και εστιατόριο. Και τα 109 άτομα που επέβαιναν στο αεροσκάφος, συμπεριλαμβανομένων 100 επιβατών και 9 μελών του πληρώματος, έχασαν τη ζωή τους 4 άτομα στο έδαφος σκοτώθηκαν επίσης [3].



Σχήμα 1.2: Το Concorde απογειώνεται στις φλόγες [3]



Είναι επίκαιρο να επανεξεταστεί στο πώς αυτό το αεροσκάφος εξελίχθηκε από σχέδιο σε όχημα, να προσδιορίσουν ορισμένα από τα διδάγματα που αποκομίσθηκαν από αυτή την εμπειρία και ενδεχομένως να χρησιμοποιηθούν για τη μελλοντική ανάπτυξη ενός νέου προγράμματος υπερηχητικών αεροσκαφών. Από αυτή την άποψη, έχει καταστεί σαφές ότι κανένα νέο υπερηχητικό μεταφορικό μέσο δεν θα μπορούσε να σχεδιαστεί χωρίς πρώτα να σπάσει πολλά θεμελιώδη και τεχνικά εμπόδια.

Ένα νέο αεροσκάφος θα επωφεληθεί από τα σύγχρονα εργαλεία που επινόησε η αεροναυπηγική επιστήμη και τεχνολογία κατά την τελευταία περίοδο, αλλά θα πρέπει να γίνουν σημαντικά βήματα προόδου για την επίλυση πολλών δύσκολων προκλήσεων. Οι κυριότεροι τομείς προόδου σχετίζονται με τις περιβαλλοντικές επιπτώσεις του οχήματος, τις συνολικές επιδόσεις του και τις λειτουργικές πτυχές. Η αντιμετώπιση των προκλήσεων θα απαιτήσει θεμελιώδη πρόοδο στην αεροδυναμική βελτιστοποίηση για τη μείωση της ηχητικής έκρηξης και της αντίστασης, για τη συμμόρφωση με τους κανονισμούς περί θορύβου και την ενσωμάτωση της πρόωσης για τη βελτίωση των επιδόσεων. Ο περιβαλλοντικός αντίκτυπος ενός στόλου υπερηχητικών αεροσκαφών θα πρέπει να αξιολογηθεί προσεκτικά και να συγκριθεί με αυτόν ενός συστήματος υποχητικών αερομεταφορών.

Είκοσι χρόνια μετά την απόσυρση του Concorde, εταιρείες σε όλο τον κόσμο εργάζονται πάνω σε συστήματα υπερταχείας μεταφοράς για να γίνουν και πάλι πραγματικότητα. Πολλές αναζητούν την κατασκευή μιας αναβαθμισμένης έκδοσης του Concorde, ενώ κάποιες άλλες ανεβάζουν την ταχύτητα σε ένα εντελώς νέο επίπεδο, με στόχο να πηγαίνουν πάνω από 5 φορές ταχύτερα από την ταχύτητα του ήχου (> Mach 5). Αυτό είναι περίπου 7 φορές ταχύτερο από τα συμβατικά υποχητικά αεροπλάνα. Αυτά τα υπερηχητικά αεροσκάφη καθίστανται δυνατά με τη χρήση τεχνολογιών αιχμής και έχουν τη δυνατότητα να φέρουν επανάσταση στα αεροπορικά ταξίδια. Ένα σύγχρονο ρυθμιστικό πλαίσιο για τις υπερηχητικές πτήσεις πέραν της εποχής του Concorde βρίσκεται στα σκαριά και προχωράει με γοργούς ρυθμούς. Το ανανεωμένο ενδιαφέρον των ιδιωτικών εταιρειών να προσφέρουν εμπορικές πτήσεις πάνω από την ταχύτητα του ήχου, ευνοεί τις οικονομικές επενδύσεις και την ώθηση για επικαιροποίηση του ρυθμιστικού πλαισίου [4].

## 1.2. Περιγραφή του Προβλήματος

Λόγω της ηχορύπανσης που προέκυπτε από την ηχητική έκρηξη του αεροσκάφους, επιτρεπόταν η πτήση με υπερηχητικές ταχύτητες μόνο σε υπερωκεάνιες διαδρομές, όπου ο θόρυβος που παραγόταν κατέληγε στον ωκεανό χωρίς σημαντικές επιπτώσεις. Σήμερα, η δημιουργία ηχητικής έκρηξης πάνω από κατοικημένες περιοχές απαγορεύεται, με σπάνιες εξαιρέσεις. Μπορεί να προκληθεί δόνηση κτιρίου, κρότος, και σε ακραίες περιπτώσεις, ήπιες δομικές ζημιές. Ωστόσο, βλάβες στην ακοή λόγω ηχητικών εκρήξεων είναι απίθανες. Η ανθρώπινη αντίδραση στους ηχητικούς κρότους είναι υποκειμενική. Η αντίδραση της κοινότητας στους ηχητικούς κρότους μελετάται από τη δεκαετία του 1960, κυρίως από κυβερνητικές υπηρεσίες όπως η NASA και η πολεμική αεροπορία του Στρατού των Ηνωμένων Πολιτειών.

Την ίδια εποχή, οι Ηνωμένες Πολιτείες και η Ευρώπη βρίσκονταν σε μια αποστολή ανάπτυξης εμπορικών υπερηχητικών αεροπλάνων. Μόνο το Concorde θα κατάφερνε να λειτουργήσει εμπορικά σε αυτές τις πρώτες μελέτες που διεξήγαγε η NASA, καθώς χιλιάδες άνθρωποι πήραν συνεντεύξεις για να κατανοήσουν τις εμπειρίες τους από τους ηχητικούς κρότους που προκαλούνταν από υπερηχητικά αεροπλάνα που πετούσαν από πάνω τους. Ένα μείγμα απαντήσεων έδειξε ότι κάποιοι άνθρωποι μπορούσαν να ζήσουν με τον ήχο, ενώ άλλοι τον έβρισκαν ενοχλητικό ή ανυπόφορο. Πιο πρόσφατες μελέτες, μεταξύ άλλων στην Ευρώπη και την Ιαπωνία, υπέβαλαν ανθρώπους σε ηχογραφήσεις ηχητικής έκρηξης σε προσομοιωμένα οικιακά περιβάλλοντα.

Σε γενικές γραμμές, οι άνθρωποι αναφέρουν μεγαλύτερη ενόχληση όταν βρίσκονται σε εσωτερικούς χώρους. Μελέτες σε ζώα και άγρια ζώα έχουν διεξαχθεί επίσης, με τον αντίκτυπο στα ζώα να είναι αμελητέος, πιθανότατα επειδή η ηχητική έκρηξη είναι διακοπτόμενη και πολύ μικρής διάρκειας (κάτω από ένα δευτερόλεπτο) [5].

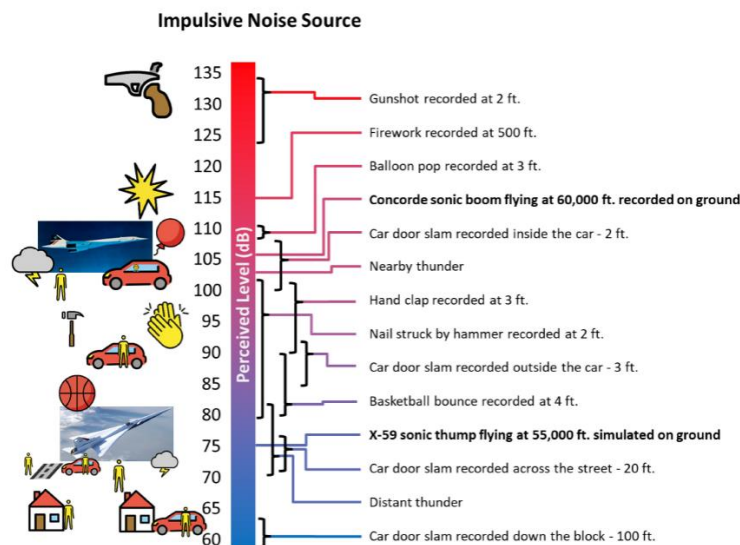
Επιπλέον, όταν ακόμη η διαδρομή της πτήσης ήταν κοντά σε βουνά και οροσειρές, υπήρχε ο κίνδυνος πρόκλησης χιονοστιβάδας, γεγονός που θα προκαλούσε αρκετές σοβαρές συνέπειες. Το 1978, η NASA, παρουσίασε ένα τεχνικό υπόμνημα [6] κατά το οποίο, πενήντα δύο καταγραφές θορύβου αεροπλάνων αναλύθηκαν για να συγκριθούν τα επίπεδα θορύβου χαμηλής συχνότητας του υπερηχητικού μεταφορικού μέσου Concorde με εκείνα άλλων εμπορικών αεροπλάνων που εκτελούν πτήσεις από το Διεθνές Αεροδρόμιο Dulles της Ουάσινγκτον. Τα άλλα αεροπλάνα ομαδοποιήθηκαν σε τρεις κατηγορίες: αεροπλάνα

στενής ατράκτου δύο και τριών κινητήρων, αεροπλάνα στενής ατράκτου τεσσάρων κινητήρων και αεροπλάνα ευρείας ατράκτου. Οι ηχογραφήσεις έγιναν σε διάφορες τοποθεσίες γύρω από το αεροδρόμιο και κατηγοριοποιήθηκαν ως κοντινές και μακρινές αναχωρήσεις και κοντινές και μακρινές αφίξεις. Τα αποτελέσματα των μετρήσεων παρουσιάζονται στον Πίνακα 1.1.

Πίνακας 1.1: Μέγιστες μετρήσεις θορύβου των αεροσκαφών

Τύπος αεροσκάφους	Αναχώρηση (θέση μικροφώνου)	Άφιξη (θέση μικροφώνου)
Concorde	125,7 SPLdb (κοντά) 104,3 SPLdb (μακριά)	118,9 SPLdb (κοντά) 105,6 SPLdb (μακριά)
2/3 engine narrow body	107,7 SPLdb (κοντά) 85,3 SPLdb (μακριά)	107,3 SPLdb (κοντά) 92,7 SPLdb (μακριά)
4 engine narrow body	115,0 SPLdb (κοντά) 109,2 SPLdb (μακριά)	117,9 SPLdb (κοντά) 101,3 SPLdb (μακριά)
Wide body	81,8 SPLdb (μακριά)	102,5 SPLdb (κοντά) 90,7 SPLdb (μακριά)

Τα PLdB (perceived noise level), που αναγράφονται στο Σχήμα 1.3 διαφέρουν από τα παραδοσιακά ντεσιμπέλ SPL(dB) (Sound Pressure Level) του Πίνακα 1.1 επειδή εξαρτώνται από τη συχνότητα του ήχου. Συχνά σημειώνονται ως η θορυβώδης φύση ενός ήχου όπως ένας άνθρωπος αντιλαμβάνεται τα καρφιά σε έναν πίνακα κιμωλίας ως πιο θορυβώδη από την κλασική μουσική, ακόμη και αν βρίσκονται στην ίδια ένταση [7]. Αλλά όταν τα Concorde βρίσκονταν σε δράση, συχνά έσπασαν το φράγμα του ήχου. Οι ηχητικοί κρότοι του Concorde που κροτάλιζαν τα παράθυρα παρήγαγαν τεράστια ηχητική ενέργεια, περίπου 110 (PLdB) ντεσιμπέλ (Σχήμα 1.3), παρόμοια με τον ήχο των εκρήξεων ή της βροντής [8].



Σχήμα 1.3: Παλμικές πηγές θορύβου [5]

### **1.3. Στόχος της εργασίας**

Στόχος της διπλωματικής εργασίας, είναι, να εμβαθύνει στο φυσικό φαινόμενο που προκαλεί αυτό το πρόβλημα, πως μέσω της αεροδυναμικής σχεδίασης, η επιστημονική κοινότητα αναζητά λύσεις για να το μειώσει, και να παρουσιάσει την μεθοδολογία επίλυσης μέσω μιας υπολογιστικής προσομοίωσης σε ένα μοντέλο αεροσκάφους που ακολουθεί τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά εκείνα που θα μετριάσουν το πρόβλημα της ηχητικής έκρηξης, αλλά και τον υπολογισμό του αεροδυναμικού θορύβου που έχει παραχθεί. Αν και δεν μπορεί να αποφευχθεί πλήρως, η έρευνα δείχνει ότι με προσεκτική διαμόρφωση του οχήματος, η ενόχληση λόγω των ηχητικών εκρήξεων μπορεί να μειωθεί σε σημείο που η υπερηχητική πτήση στην ξηρά να καταστεί εφικτή επιλογή.

## 2. Αεροδυναμικό Φαινόμενο και Σχεδίαση

### 2.1. Συμπιεστή ροή και κρουστικά κύματα

Η συμπιεστή ροή είναι ένας τύπος ροής ρευστού όπου η πυκνότητα του ρευστού μεταβάλλεται σημαντικά στις μεταβολές της πίεσης. Στην πραγματικότητα, όλα τα ρευστά είναι από τη φύση τους συμπιέσιμα. Παρά το γεγονός ότι όλοι οι τύποι ροών είναι συμπιεστή σε διάφορα εύρη μοριακών δομών, οι περισσότεροι από αυτούς μπορούν να θεωρηθούν ασυμπίεστη, δεδομένου ότι οι μεταβολές της πυκνότητας είναι αμελητέες. Ωστόσο, οι ροές υψηλής ταχύτητας όπου η ταχύτητα υπερβαίνει ένα κρίσιμο όριο δεν μπορούν να θεωρηθούν ασυμπίεστες [9].

- Όταν ο αριθμός Mach είναι μικρότερος από 0,3, η ροή μπορεί να θεωρηθεί ασυμπίεστη.
- Όταν ο αριθμός Mach είναι μεγαλύτερος από 0,3, δηλαδή ροές υψηλής ταχύτητας, η μεταβολή της πυκνότητας δεν είναι αμελητέα και η ροή θεωρείται συμπιεστή.

Ένα κοινό κριτήριο για την ταξινόμηση των συμπιεζόμενων και ασυμπίεστων ροών είναι ότι όταν η μεταβολή της πυκνότητας είναι 5% ή λιγότερο, η ροή θεωρείται ασυμπίεστη. Όταν η μεταβολή της πυκνότητας είναι μεγαλύτερη από 5%, η ροή είναι συμπιεστή. Μια μεταβολή της πυκνότητας κατά 5% ισοδυναμεί με αριθμό Mach περίπου 0,3. Το όριο του κριτηρίου για τη μεταβολή της πυκνότητας μπορεί να είναι αυθαίρετο. Εάν το όριο οριστεί στο αυστηρό 1%, τότε ο αριθμός Mach θα είναι περίπου 0,14 και η ταχύτητα ροής θα είναι περίπου 50 m/s. Λαμβάνετε υπόψη ότι ακόμη και όταν η ταχύτητα ροής είναι η ίδια, ο αριθμός Mach μπορεί να αλλάξει, επειδή η ταχύτητα του ήχου μεταβάλλεται με τη θερμοκρασία και την πίεση [10].

Στον αέρα σε θερμοκρασία 20°C και 1atm (101.325Pa), η ταχύτητα του ήχου είναι περίπου 340 m/s. Επομένως, ο αριθμός Mach 0,3 αντιστοιχεί σε ταχύτητα ροής περίπου 100 m/s . Για παράδειγμα, εάν η ταχύτητα ενός αυτοκινήτου είναι μεγαλύτερη από 100 m/s , η κατάλληλη προσέγγιση για τη διεξαγωγή αξιόπιστης αριθμητικής ανάλυσης είναι η συμπιεστή ροή [10]. Ο αριθμός Mach είναι ένα μέγεθος χωρίς διαστάσεις που περιγράφει την ταχύτητα ενός αντικειμένου σε σύγκριση με την ταχύτητα του ήχου. Ορίζεται ως ο λόγος της ταχύτητας ροής προς την ταχύτητα του ήχου:

$$M = \frac{u}{c} \quad (2.1)$$

όπου  $u$  είναι η ταχύτητα ροής και  $c$  είναι η ταχύτητα του ήχου. Μπορεί να ειπωθεί ότι η ταχύτητα του ήχου μπορεί να εξισωθεί με την ταχύτητα Mach 1. Έτσι, το Mach 0,75 θα είναι το 75% της ταχύτητας του ήχου που ονομάζεται επίσης υποηχητική και το Mach 1,65 θα είναι 65% ταχύτερο από την ταχύτητα του ήχου, που ονομάζεται επίσης υπερηχητική.

Ο αριθμός Mach ονομάζεται αριθμός χωρίς διαστάσεις επειδή είναι ο λόγος δύο ταχυτήτων. Από τον Αυστριακό φιλόσοφο και φυσικό Ερνστ Μαχ πήρε το όνομά του ο αριθμός Μαχ. Λόγω του ότι είναι ένα μέγεθος χωρίς διαστάσεις και όχι μια μετρήσιμη μονάδα, ο αριθμός τίθεται μετά τον όρο Mach, για παράδειγμα, Mach 4 και όχι 4 Mach. Η ταχύτητα κάτω από την ταχύτητα του ήχου ονομάζεται υποηχητική, ενώ η ταχύτητα πάνω από την ταχύτητα του ήχου ονομάζεται υπερηχητική, αν και οι επιστήμονες που ασχολούνται με την αεροδυναμική τις περισσότερες φορές χρησιμοποιούν αυτούς τους όρους για να περιγράψουν ένα συγκεκριμένο εύρος τιμών Mach [11]. Τα διάφορα πεδία των τιμών Mach αναγράφονται στον Πίνακα 1.2:

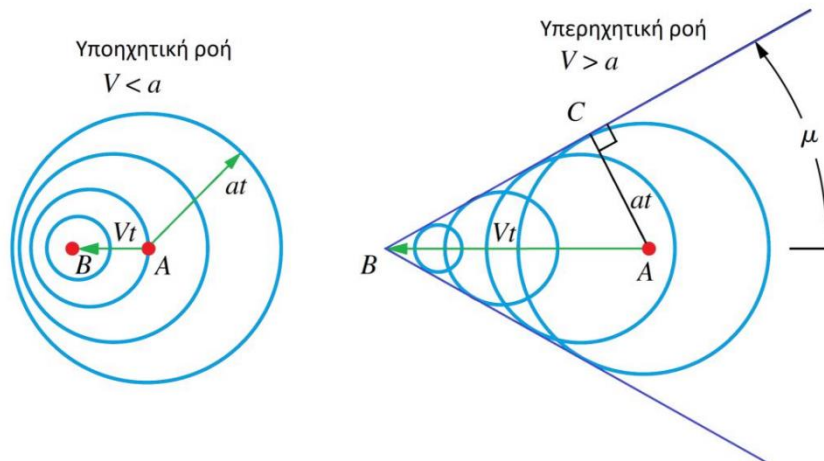
Πίνακας 1.2: Πεδία τιμών Mach

	Υποηχητική	Διηχητική	Ηχητική	Υπερηχητική	Υπερ-υπερηχητική
Αριθμός Mach	<0,8	0,8-1	1-1,2	1,3-5	>5

Τα κρουστικά κύματα αποτελούν θεμελιώδες συστατικό της υπερηχητικής πτήσης και είναι υπεύθυνα για τους ηχητικούς κρότους που σχετίζονται με σώματα που ταξιδεύουν με ταχύτητα μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου. Σε ένα σημείο της ροής λαμβάνει χώρα μια μικρή διαταραχή: ένα σώμα βρίσκεται σε μια ροή και τα μόρια του αερίου προσκρούουν στην επιφάνεια του σώματος και υφίστανται μια μεταβολή της ορμής τους. Η πληροφορία της ύπαρξης της διαταραχής (π.χ. του σώματος εντός μιας ροής) μεταδίδεται προς όλες τις κατευθύνσεις μέσω συγκρούσεων των μορίων του αερίου, που προσέκρουσαν στο σώμα, με τα γειτονικά τους μόρια. Οι μοριακές συγκρούσεις μεταδίδουν την πληροφορία της ύπαρξης της διαταραχής στη ροή ανάντη του σώματος με περίπου την ταχύτητα του ήχου. Αν η ροή ανάντη του σώματος είναι υποηχητική τότε η διάδοση των κυμάτων θα γίνει απρόσκοπτα. Αν η ροή είναι υπερηχητική οι διαταραχές δεν μπορούν να διαδοθούν ανάντη, με αποτέλεσμα σε μια πεπερασμένη απόσταση από το σώμα να σχηματίσουν ένα στάσιμο κύμα. Έστω μια ηχητική πηγή που κινείται από το σημείο A στο σημείο B σε χρόνο  $t$  με ταχύτητα  $V$  (Σχήμα 2.1) [9].

- Για υποηχητική κίνηση ( $V < a$ ) η πηγή βρίσκεται πάντα εντός της οικογένειας των κυκλικών ηχητικών κυμάτων
- Για υπερηχητική κίνηση ( $V > a$ ) η πηγή βρίσκεται σταθερά εκτός της οικογένειας των

## κυκλικών ηχητικών κυμάτων



Σχήμα 2.1: Σχηματική αναπαράσταση υποηχητικής και υπερηχητικής κίνησης [9]

Στην υπερηχητική περίπτωση:

- Τα μέτωπα των κυμάτων σχηματίζουν μια γραμμή BC η οποία εφάπτεται στην οικογένεια των κύκλων, η γραμμή αυτή ονομάζεται κύμα Mach
- Η γωνία ABC =  $\mu$  ονομάζεται γωνία Mach και βρίσκεται γεωμετρικά ότι ισούται με:

$$\sin\mu = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M} \quad (2.2)$$

Αν το μέγεθος της πηγής (του ιπτάμενου αντικειμένου) είναι σχεδόν μηδενικό τότε το πεδίο επιρροής του κύματος Mach σχηματίζει έναν κώνο, τον λεγόμενο κώνο Mach. Καθώς η ροή διέρχεται μέσα από ένα κρουστικό κύμα:

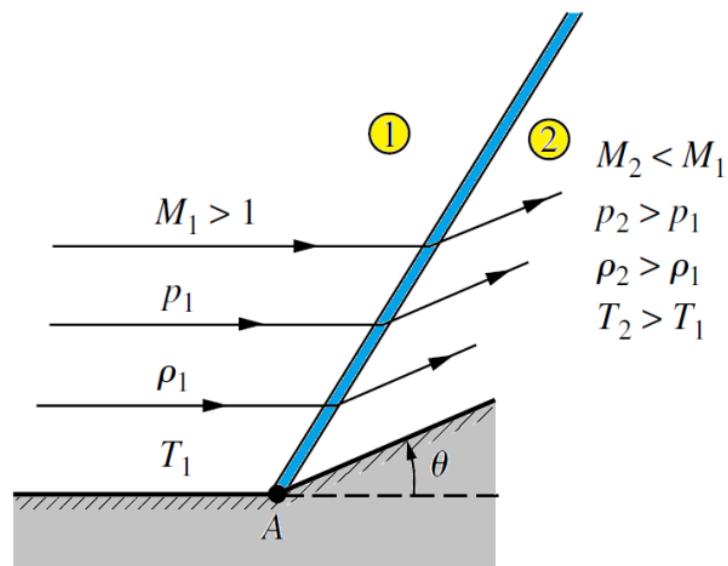
- η πίεση, η πυκνότητα, η θερμοκρασία και η εντροπία αυξάνονται
- ο αριθμός Mach, η ταχύτητα και η ολική πίεση μειώνονται
- η ολική ενθαλπία παραμένει σταθερή

Άρα η ροή διαμέσου του κύματος είναι αδιαβατική, όχι όμως ισεντροπική. Σε πρακτικές εφαρμογές κατά κανόνα το προκύπτον κύμα θα σχηματίζει μια γωνία ως προς την ανάντη ροή και διακρίνονται δυο περιπτώσεις αυτών:

A. Πλάγια (oblique) κρουστικά κύματα: ασυνεχής αύξηση της πίεσης κατά μήκος τους

Μια υπερηχητική ροή πάνω από ένα τοίχωμα επικλινές προς τα πάνω κατά γωνία  $\theta$  όπως

στο Σχήμα 2.2:



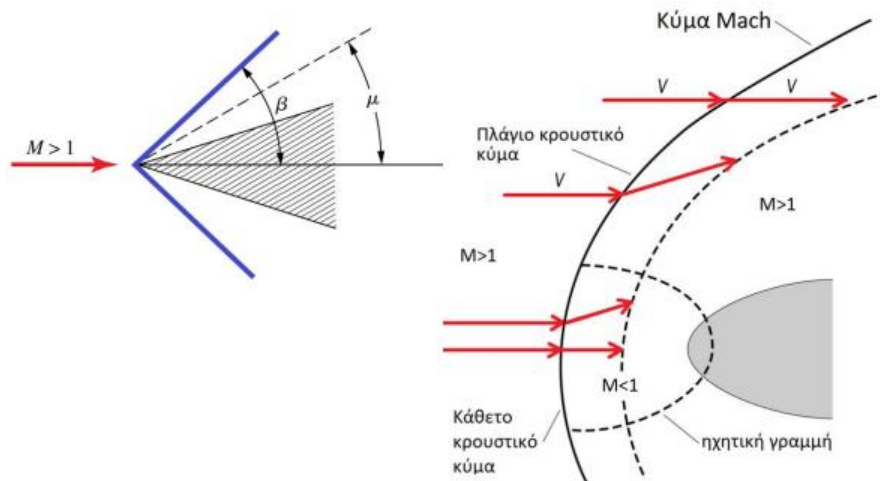
Σχήμα 2.2: Τοίχωμα με κλίσης προς τα πάνω [9]

- 1) Η ροή επί του τοιχώματος θα είναι εφαπτομενική σε αυτό και οπότε εκτρέπεται κατά γωνία  $\theta$
- 2) Η ροή μακριά από το τοίχωμα μετά την εκτροπή κατά γωνία  $\theta$  πλησίον του τοιχώματος σχηματίζει διευθύνσεις προς τα πάνω προς την κύρια ροή
- 3) Κατά την εκτροπή της υπερηχητικής ροής κατά αυτόν τον τρόπο σχηματίζεται ένα πλάγιο κρουστικό κύμα
- 4) Καθώς η ροή διέρχεται από το κρουστικό κύμα ο αριθμός Mach μειώνεται ασυνεχώς ενώ η πίεση, η πυκνότητα και η θερμοκρασία της ροής αυξάνονται ασυνεχώς

Τόσο το κύμα Mach όσο και το κάθετο κρουστικό κύμα αποτελούν ακραίες τιμές του πλάγιου κρουστικού κύματος (Σχήμα 2.3):

- 1) Το κύμα Mach είναι προφανώς ένα πλάγιο κρουστικό κύμα, η ισχύς των διαταραχών ωστόσο που το προκαλούν είναι η ελάχιστη δυνατή
- 2) Αν η ισχύς των διαταραχών είναι μεγαλύτερη από ένα απλό ηχητικό κύμα, τότε το μέτωπο του κύματος που παράγεται είναι ισχυρότερο από εκείνο του κύματος Mach και κάνουμε λόγο για πλάγιο κρουστικό κύμα με γωνία  $\beta$  ως προς την ελεύθερη ροή



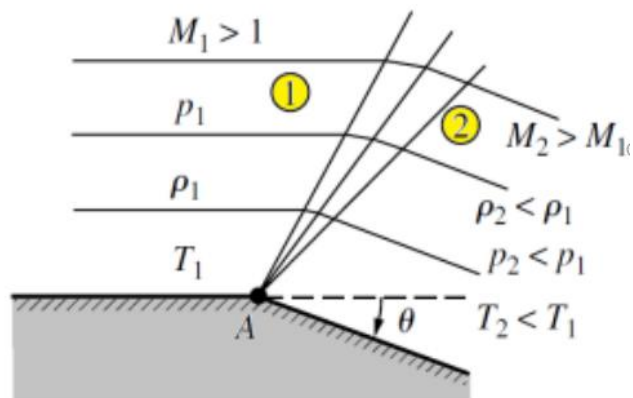


Σχήμα 2.3: Γωνίες  $\beta$  και  $\mu$  & κύμα Mach [9]

B. Πλάγια κύματα εκτόνωσης (expansion waves): συνεχής μείωση της πίεσης κατά μήκος τους

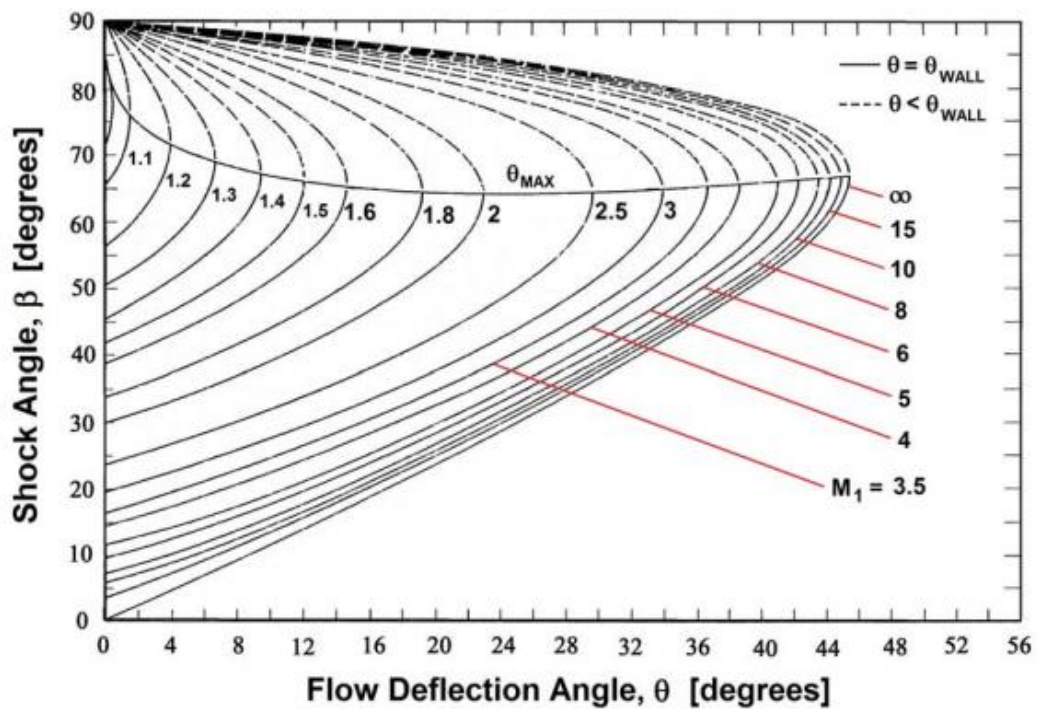
Μια υπερηχητική ροή πάνω από ένα τοίχωμα επικλινές προς τα κάτω κατά γωνία  $\theta$  όπως στο Σχήμα 2.4:

- 1) Η ροή επί του τοιχώματος θα είναι εφαπτομενική σε αυτό και οπότε εκτρέπεται προς τα κάτω κατά γωνία  $\theta$
- 2) Η ροή μακριά από το τοίχωμα μετά την εκτροπή κατά γωνία  $\theta$  πλησίον του τοιχώματος σχηματίζει διευθύνσεις προς τα κάτω που αποκλίνουν από την κύρια ροή
- 3) Κατά την εκτροπή της υπερηχητικής ροής κατά αυτόν τον τρόπο σχηματίζεται ένα κύμα εκτόνωσης
- 4) Καθώς η ροή διέρχεται από το κύμα ο αριθμός Mach αυξάνεται με συνεχή τρόπο ενώ η πίεση, η πυκνότητα και η θερμοκρασία της ροής μειώνονται με συνεχή τρόπο



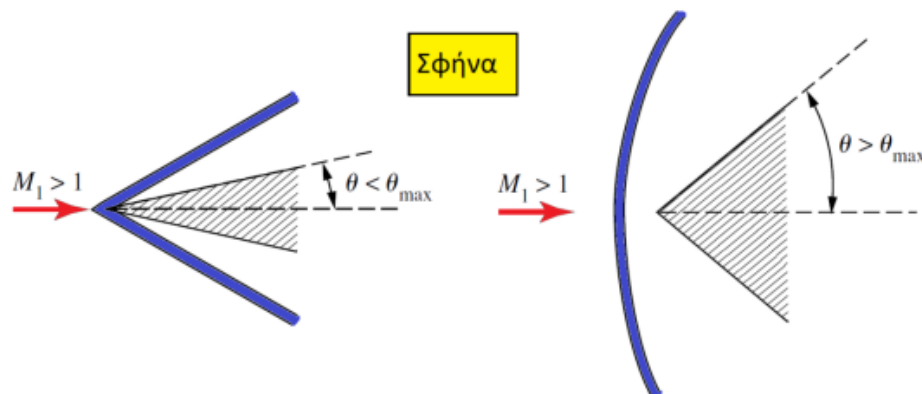
Σχήμα 2.4: Τοίχωμα με κλίση προς τα κάτω [9]

Για κάθε  $M_1$  υπάρχει μια μέγιστη τιμή της γωνίας  $\theta$  ( $\theta_{\max}$ ) που οδηγεί σε σχηματισμό προσδεμένου στο σώμα ευθύγραμμου πλάγιου κρουστικού κύματος βάσει του διαγράμματος  $\theta$ - $\beta$ - $M$  στο Σχήμα 2.5.



Σχήμα 2.5: Διάγραμμα  $\theta$ - $\beta$ - $M$  [12]

- 1) Αν  $\theta > \theta_{\max}$  τότε σχηματίζεται ένα μη προσδεμένο καμπυλωμένο κρουστικό κύμα σε κάποια απόσταση ανάντη του σώματος (ή της γωνίας)
- 2) Η  $\theta_{\max}$  αυξάνεται με αύξηση του  $M_1$  και έτσι σε υψηλότερο αριθμό Mach μπορεί να επιτευχθεί ευθύγραμμο πλάγιο κρουστικό κύμα υπό υψηλότερες γωνίες  $\theta$
- 3) Για κάθε αέριο υπάρχει ένα όριο, καθώς ο  $M_1$  τείνει σε πολύ μεγάλες τιμές η  $\theta_{\max}$  τείνει σε μια μέγιστη τιμή, για αέρα ( $\gamma=1.4$ )  $\theta_{\max} = 45.5^\circ$  (Σχήμα 2.6)



Σχήμα 2.6: Αναπαράσταση γωνίας  $\theta$  σε σφήνα [9]

## 2.2. Το φαινόμενο της ηχητικής έκρηξης

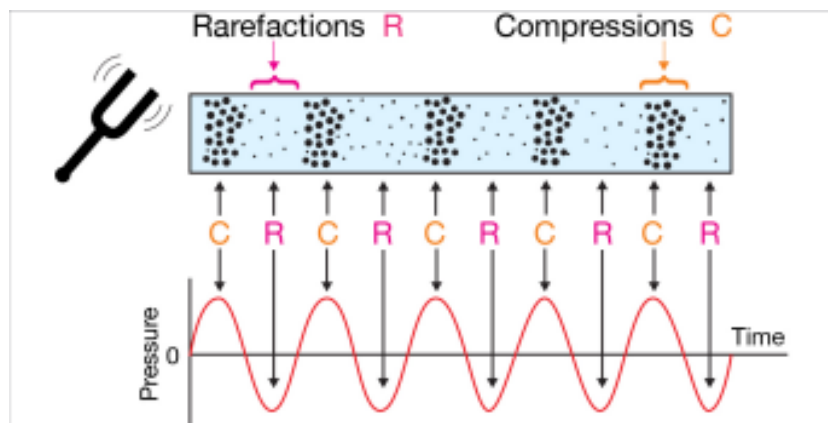
Η παρούσα ενότητα, έχει ως στόχο να αποτυπώσει μια σύντομη γενικευμένη εικόνα της φύσης των ηχητικών εκρήξεων, ξεκινώντας με την περιγραφή του πεδίου ροής και των κρουστικών κυμάτων που περιβάλλουν τα οχήματα σε μία υπερηχητική πτήση, καθώς και των διαδρομών των ακουστικών ακτίνων, κατά μήκος των οποίων διαδίδονται στο έδαφος, και του ρόλου που διαδραματίζει η ατμόσφαιρα στη δημιουργία του αποτυπώματος της ηχητικής έκρηξης στο έδαφος. Τα υπερηχητικά αεροσκάφη παράγουν τόσο πρωτογενείς όσο και δευτερογενείς αντηχήσεις εδάφους και περιγράφονται οι διαφορές στον χαρακτήρα τους [13].

### 2.2.1. Ηχητικά κύματα

Τα ηχητικά κύματα ταξιδεύουν στον αέρα με ταχύτητα περίπου 340 m/s ή 1.235 km/h (Mach 1) στο επίπεδο της θάλασσας και σε κανονική θερμοκρασία 15°C. Όταν τα αεροπλάνα πετούν με ταχύτητα μεγαλύτερη από αυτή, δημιουργούν κρουστικά κύματα. Φυσικά, τα κρουστικά κύματα είναι ένα ξαφνικό άλμα στην πίεση του αέρα, ο οποίος από μόνος του κινείται μέσα στην ατμόσφαιρα με την ταχύτητα του ήχου. Τα κρουστικά κύματα παράγουν

θόρυβο, που αναφέρεται ως ηχητική έκρηξη. Αυτός ο θόρυβος είναι αναπόφευκτος για υπερηχητικές και υπερ-υπερηχητικές πτήσεις [5].

Ο ήχος προκαλείται από τη δόνηση ή την κίνηση σωμάτων σε ένα μέσο, όπως ένα στερεό, υγρό ή αέριο. Στο Σχήμα 2.7, το αντικείμενο που δονείται προκαλεί δόνηση και στα σωματίδια του μέσου, προκαλώντας ένα διαμήκες κύμα (που ονομάζεται επίσης κύμα πίεσης). Τα διαμήκη κύματα έχουν περιοχές υψηλότερης πίεσης (περισσότερα σωματίδια σε μια περιοχή ή συμπιέσεις) και χαμηλότερης πίεσης (λιγότερα σωματίδια σε μια περιοχή ή αραιώσεις). Όταν ένας ήχος ταξιδεύει στον αέρα, τα κύματα πίεσης φτάνουν γρήγορα στα αυτιά και ο εγκέφαλός τα μεταφράζει σε ήχους διαφορετικού πλάτους (ή έντασης) και συχνότητας (ή ύψους) [14].

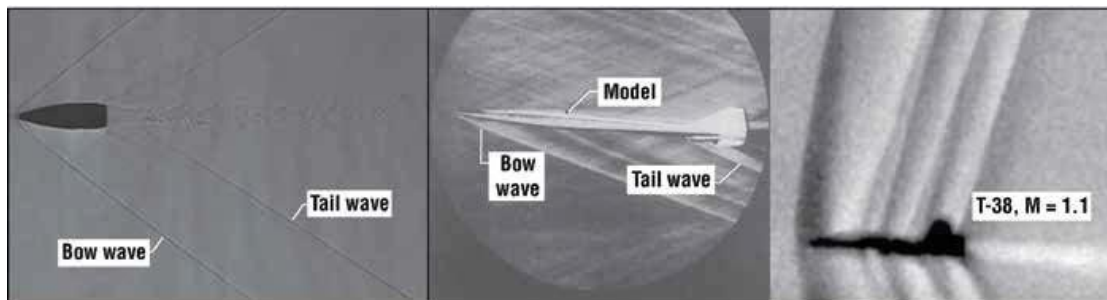


Σχήμα 2.7: Σχηματική αναπαράσταση διαμήκες κύματος με συμπιέσεις και αραιώσεις

Καθώς ένα αεροπλάνο κινείται στον αέρα, δημιουργεί επίσης κύματα πίεσης, όπως ένα σκάφος που κινείται στο νερό δημιουργεί απόνερα. Όπως αναφέρθηκε και στην παραπάνω ενότητα των κρουστικών κυμάτων, όταν το αεροπλάνο κινείται με ή ταχύτερα από την ταχύτητα του ήχου, αυτά τα κύματα πίεσης ενώνονται και σχηματίζουν ένα μεγάλο ωστικό κύμα πίσω από το αεροσκάφος. Αυτό το ωστικό κύμα ονομάζεται ηχητική έκρηξη, επειδή ακούγεται σαν ένα δυνατό "μπουμ" ή "κρακ" όταν φτάνει στο αυτί [14]. Στο εσωτερικό του αεροπλάνου, η έκρηξη δεν αποτελεί πρόβλημα και δεν ακούγεται από τους επιβάτες ή τα μέλη του πληρώματος [5].

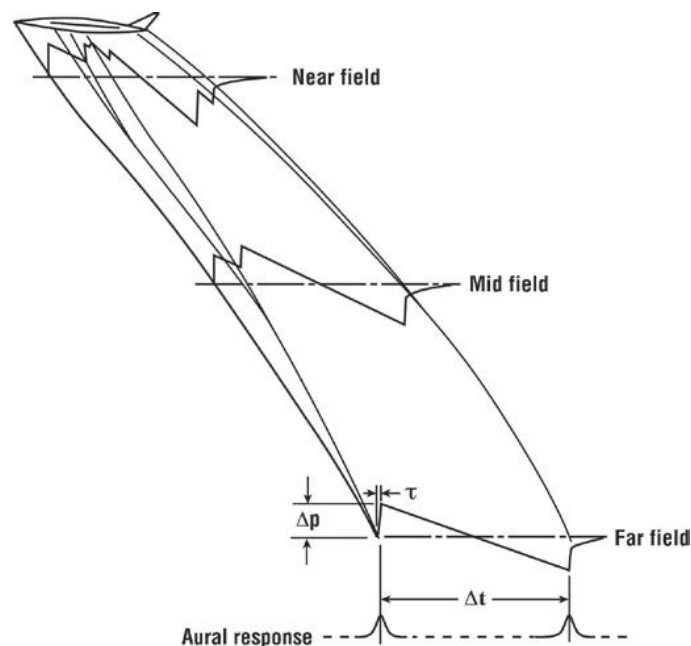
Ένα απλό περιστρεφόμενο σώμα (δηλαδή ένα βλήμα στο Σχήμα 2.8) έχει γενικά δύο κρουστικά κύματα, το ένα είναι προσαρτημένο στο μπροστινό μέρος και ονομάζεται κρουστικό τόξο και το άλλο προέρχεται από το πίσω μέρος και ονομάζεται κρουστικό κύμα ουράς. Πιο περίπλοκες διατάξεις, όπως το μικρό μοντέλο αεροσκάφους και το αεροσκάφος

πλήρους κλίμακας, παράγουν ολόκληρα συστήματα κρουστικών κυμάτων. Σε πολύ μεγάλες αποστάσεις από το σώμα, το σύστημα κυμάτων τείνει να συνενωθεί σε κύματα ρύγχους και ουράς, όπως στην περίπτωση του απλού βλήματος.



Σχήμα 2.8: Αναπαράσταση των κυμάτων που δημιουργούνται σε βλήμα και αεροσκάφος [13]

Στην μεγάλη εικόνα, δημιουργείται το πεδίο κρουστικής ροής που περιβάλλει ένα αεροσκάφος κατά την πτήση. Στο κοντινό πεδίο, κοντά στο αεροσκάφος, η κυματομορφή της πίεσης παρουσιάζει αρκετές κρούσεις που προέρχονται από το ρύγχος του αεροσκάφους, το θόλο, την είσοδο, την πτέρυγα και την ουρά. Καθώς οι κρούσεις αυτές διαδίδονται μακριά από το αεροσκάφος προς το μεσαίο πεδίο, ορισμένες από αυτές έχουν συγχωνευθεί, έτσι ώστε η κυματομορφή της πίεσης να αποτελείται πλέον από τρεις μόνο κρούσεις. Στο μακρινό πεδίο, μόνο οι κρούσεις του ρύγχους και της ουράς παραμένουν για να σχηματίσουν την “υπογραφή” του κύματος "N" στο έδαφος και παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.9, το οποίο χρειάζεται για τον τελικό υπολογισμό του θορύβου και εξηγείται η διαδικασία στο τελευταίο κεφάλαιο [13].



Σχήμα 2.9: Σχηματικό διάγραμμα σχηματισμού και διάδοσης των κυμάτων πίεσης και του κύματος "N" στο έδαφος [13]

Στο έδαφος, οι αυξήσεις της πίεσης (θετικές και αρνητικές) σε σχέση με την ατμόσφαιρα συμβολίζονται συνήθως με το σύμβολο  $\Delta p$  και ονομάζεται υπερπίεση. Στην αρχή το κρουστικό κύμα του ρύγχος, έπειτα από μία αργή διαστολή του χρόνου, που αναγράφεται ως χρόνος ανόδου  $\tau(s)$  δημιουργεί μια θετική υπερπίεση μετά την οποία, η πίεση μειώνεται με γραμμικό τρόπο μέχρι το κρουστικό κύμα της ουράς. Αυτή η υπογραφή του κύματος "N" του ηχητικού κρουστικού κύματος κινείται με το αεροσκάφος και συνδέεται με συνεχή υπερηχητική πτήση και όχι μόνο με τη διάσπαση του φράγματος του ήχου, όπως αναλύεται παρακάτω στην πορεία της πτήσης, εκτείνεται σε διάμετρο έως και 50 μίλια (80km).

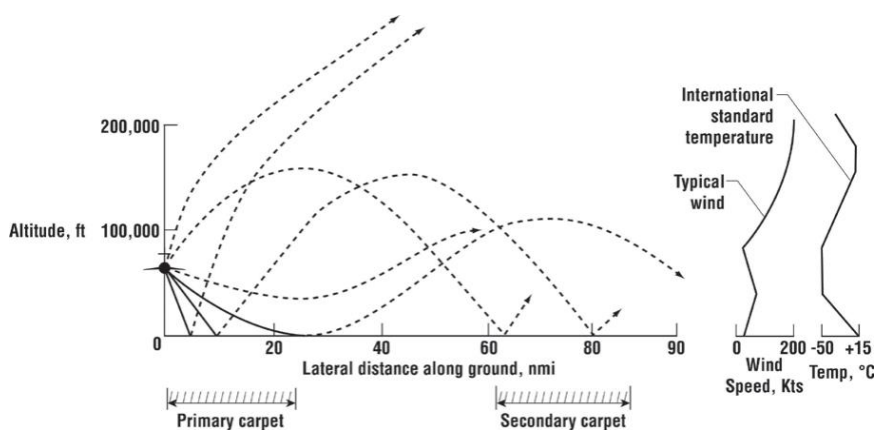
Ένα μικρόφωνο πλήρους φάσματος τοποθετημένο στο έδαφος θα ανιχνεύσει τη χρονοϊστορία της πίεσης του κύματος N. Δεδομένου ότι το ανθρώπινο αυτί είναι ευαίσθητο στις υψηλότερες συχνότητες, ανταποκρίνεται στο ταχέως μεταβαλλόμενο τμήμα της κυματομορφής και όχι στο τμήμα που μεταβάλλεται αργά (την γραμμική πτώση). Εάν το χρονικό διάστημα μεταξύ αυτών των δύο ταχέων συμπίεσεων είναι μικρό, όπως για μια σφαίρα, το αυτί δεν είναι σε θέση να διακρίνει την διαφορά μεταξύ τους και φαίνονται σαν ένας εκρηκτικός ήχος. Εάν το χρονικό διάστημα είναι της τάξης των 0,10 δευτερολέπτων ή μεγαλύτερο, όπως συμβαίνει για ένα αεροσκάφος σε μεγάλο ύψος, το αυτί ανιχνεύει δύο κρότους που αντιστοιχούν στις ταχείες μεταβολές της πίεσης στο μπροστινό και στο πίσω μέρος της υπογραφής του κύματος N.

Είναι ενδιαφέρον να σημειωθεί ότι οι υπερπίεσεις ηχητικών εκρήξεων που παρατηρούνται συνήθως από υπερηχητικά αεροσκάφη σε ονομαστικά ύψη πτήσης είναι της τάξης μόνο 1,0  $lb/ft^2$  (48 Pa) έως 3,0  $lbs/ft^2$  (144 Pa) περισσότερο από την ατμοσφαιρική πίεση των  $\sim 2.116$   $lbs/ft^2$  (101.325 Pa) που υφίσταται το σώμα στο επίπεδο της θάλασσας [13].

### 2.2.3. Διαδρομή ακτίνων

Η ατμόσφαιρα πάνω και κάτω από το αεροσκάφος παίζει σημαντικό ρόλο στον καθορισμό του χαρακτήρα της υπογραφής της ηχητικής έκρηξης καθώς διαδίδεται από το αεροσκάφος προς το έδαφος και καθορίζει την έκταση του αποτυπώματος της έκρηξης στο έδαφος. Υπάρχουν δύο τύποι επιδράσεων. Ο πρώτος τύπος ταξινομείται ως μακρο-επιπτώσεις που αποτελούνται από την ατμοσφαιρική πίεση, τη θερμοκρασία και τα προφίλ και τις κλίσεις του ανέμου. Αυτά έχουν ως αποτέλεσμα την κάμψη ή τη διάθλαση των διαδρομών των ακτίνων κατά μήκος των οποίων διαδίδονται οι κρούσεις και έτσι καθορίζουν την ένταση, τη θέση και την πλευρική έκταση των ηχητικών εκρήξεων που αποτυπώνονται. Αντίθετα, οι αναταράξεις, ιδίως στα κατώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας κοντά στο έδαφος, καθώς και η ατμοσφαιρική απορρόφηση και η μοριακή χαλάρωση ταξινομούνται ως μικρο-επιπτώσεις, ωστόσο μπορούν να έχουν σημαντική επίδραση στη μεταβολή της υπογραφής της έκρηξης προκαλώντας μεγάλες διακυμάνσεις στην ισχύ και τους χρόνους ανόδου των κρουστικών κυμάτων.

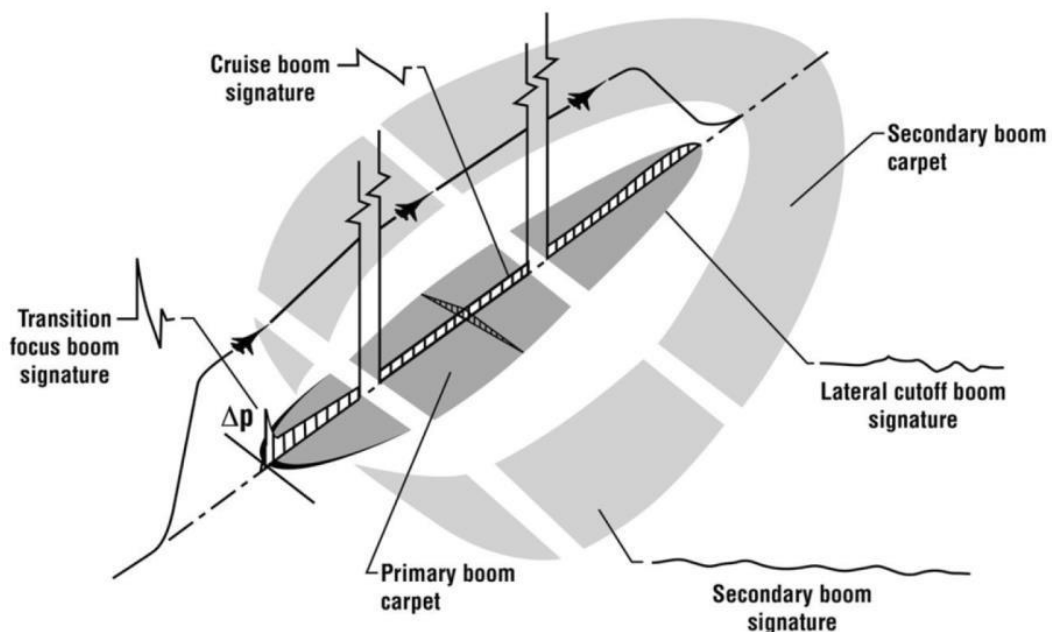
Οι ακτίνες περιγράφουν τις διαδρομές που ακολουθούν τα κρουστικά κύματα καθώς διαδίδονται μακριά από το αεροσκάφος. Σημειώνεται ότι, υπάρχει ένα τμήμα της ανώτερης ατμόσφαιρας πάνω από αυτό του ύψους πτήσης του αεροσκάφους, η θερμόσφαιρα, στην οποία η θερμοκρασία αυξάνεται με το ύψος σε σύγκριση με τα χαμηλότερα τμήματα της ατμόσφαιρας κάτω από το αεροσκάφος. Οι ακτίνες που διαδίδονται πάνω από το αεροσκάφος στρέφονται προς το έδαφος αφού φτάσουν στη θερμόσφαιρα. Κάτω από το αεροσκάφος, οι προς τα κάτω ακτίνες που διαδίδονται, διαθλώνται και συνεχίζουν μέχρι να φθάσουν στη θερμόσφαιρα και στη συνέχεια κάμπτονται προς τα κάτω πίσω προς το έδαφος, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.10. Η κλίση της ταχύτητας του ανέμου επηρεάζει επίσης τη διάθλαση και μπορεί να ενισχύσει ή να εξουδετερώσει την επίδραση που οφείλονται στην κλίση της θερμοκρασίας [13].



Σχήμα 2.10: Διάγραμμα διαδρομής ακτίνων σε επίπεδο κάθετο σε αυτό της πτήσης [13]

Θεμελιωδώς, η ισχύς του ηχητικού κύματος στο έδαφος καθορίζεται από την αεροδυναμική του άνωση και αντίσταση, την ταχύτητα και το ύψος πτήσης, όπως επίσης και από τους ελιγμούς όπως η ανάβαση και η στροφή. Ο τοπικός καιρός μπορεί να εκτρέψει, να εξασθενίσει ή να εστιάσει μια ηχητική έκρηξη.

Μπορούν να διακριθούν διαφορετικές περιοχές έκρηξης, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.11. Κάτω από το κινούμενο αεροσκάφος, το πρωταρχικό “χαλί έκρηξης” (σκούρο γκρι) χαρακτηρίζεται από τον ήχο του κύματος N. Το δευτερεύον “χαλί έκρηξης” (ανοιχτό γκρι) πλευρικά του αεροσκάφους έχει μία πιο τυχαία υπογραφή και μικρότερη ηχητική πίεση. Ο δευτερεύων ήχος είναι ένας χαμηλής συχνότητας θόρυβος, ο οποίος είναι λιγότερο ανησυχητικός για τον άνθρωπο. Η έκταση του δευτερεύοντος “χαλιού έκρηξης” είναι πολύ ευαίσθητη στις ατμοσφαιρικές συνθήκες και μπορεί να προβλεφθεί χρησιμοποιώντας μετεωρολογικά δεδομένα για την υγρασία, τη θερμοκρασία, τους ανέμους και τις αναταράξεις [14].

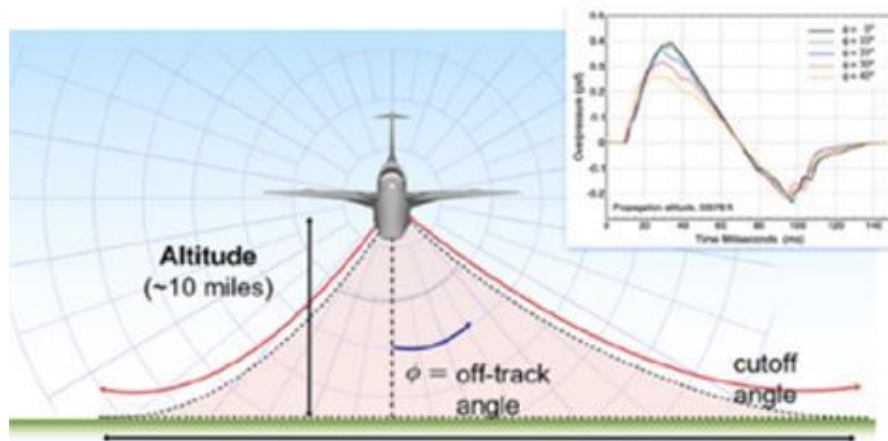


Σχήμα 2.11: Σχηματική απεικόνιση του “χαλιού” έκρηξης [13]

Μια ενδιαφέρουσα περιοχή είναι το περίγραμμα του χαλιού της πρωτογενούς έκρηξης, που αναφέρεται ως σημείο αποκοπής που απεικονίζεται στο Σχήμα 2.12. Όπως η ηχητική έκρηξη διαδίδεται στην ατμόσφαιρα, η πυκνότητα και η πίεση του αέρα αυξάνονται προς το προς το έδαφος. Σε μια κανονική ατμόσφαιρα, η θερμοκρασία του αέρα αυξάνεται επίσης προς το έδαφος. Αυτές οι συνθήκες προκαλούν ένα φαινόμενο με οπτικό ανάλογο: την



κάμψη του φωτός πάνω από θερμές επιφάνειες στη Γη (fata morgana). Στην περίπτωση της ηχητικής έκρηξης, οι ηχητικές ακτίνες καμπυλώνουν στην ατμόσφαιρα καθώς φτάνουν στο έδαφος, γίνονται τελικά παράλληλες στο σημείο αποκοπής και κάμπτονται προς τα πάνω πέρα από αυτό. Ο ήχος ανακλάται προς τα πάνω και διαλύεται στην ανώτερη ατμόσφαιρα. Ένας απαλός θόρυβος ακούγεται κάτω από την περιοχή αποκοπής. Τα καιρικά φαινόμενα μπορούν να κάνουν την ηχητική έκρηξη να φτάσει πολύ πέρα από το σημείο αποκοπής [14].

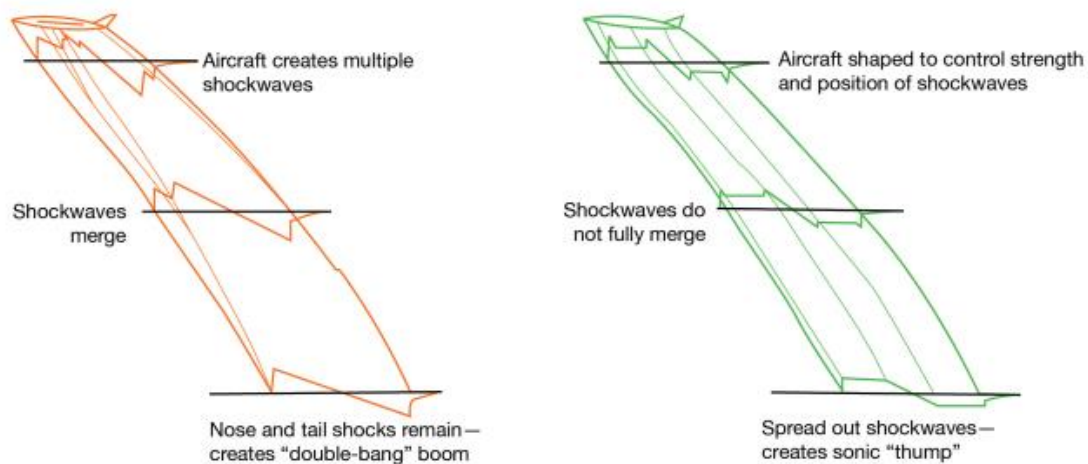


Σχήμα 2.12: Ανάκλαση ηχητικών κυμάτων [5]

#### 2.2.4. Ο ρόλος της γεωμετρίας

Στην ενότητα αυτή, θα συζητηθεί η ελαχιστοποίηση μέσω αεροδυναμικών τροποποιήσεων. Περιλαμβάνεται μια παρουσίαση διαφόρων διαμορφώσεων που έχουν τεθεί με στόχο την ελαχιστοποίηση της ηχητικής έκρηξης και του ρόλου που παίζει η γεωμετρία του αεροσκάφους και η κατανομή της άνωσης στη διαμόρφωση της υπογραφής της ηχητικής έκρηξης του οχήματος.

Οι τεχνικές που χρησιμοποιούνται για τη ρύθμιση της ροής του αέρα προς μια συγκεκριμένη κατεύθυνση, συμπεριλαμβάνουν εκτός από τις γεωμετρικές, αλλά και διαφοροποιήσεις όσο αφορά την διαδρομή μιας πτήσης και τον έλεγχο αυτής, δηλαδή πως πετάει το αεροσκάφος. Η λύση που απασχολεί ωστόσο, για τη μείωση των ηχητικών επιπτώσεων είναι η αλλαγή της γεωμετρίας του οχήματος ώστε να ελαχιστοποιηθεί η υπερπίεση και να αμβλυνηθεί το ηχητικό κύμα σχήματος N όπως η στρογγυλοποίηση του κύματος N στο Σχήμα 2.13, μειώνει την αντιληπτή ένταση [14].



Σχήμα 2.12: Διαφορές στα κύματα “N” μεταξύ δύο διαφορετικών γεωμετρικών διαμορφώσεων, το πορτοκαλί είναι ένα συμβατικό μοντέλο χωρίς παρεμβάσεις και το πράσινο διαμορφωμένο για χαμηλή ηχητική έκρηξη [14]

Ο σχεδιασμός αεροσκαφών χαμηλής έκρηξης συνεπάγεται λεπτομερείς γεωμετρικές εκτιμήσεις με στόχο τον μετριασμό των επιπτώσεων που προκαλούνται από ηχητικές εκρήξεις και οι σχεδιασμοί είναι ζωτικής σημασίας για την ανάπτυξη διηπειρωτικών υπερηχητικών μεταφορών. Τα πρωταρχικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά που οδηγούν σε αποτελεσματική απόδοση χαμηλής έκρηξης είναι [15],[16]:

➤ Μακρύ λεπτό σώμα ατράκτου

Ένα αεροπλάνο χαμηλής ηχητικής έκρηξης από κατασκευής του έχει μια μακριά, στενή άτρακτο. Αυτή η διάταξη βοηθά στη διασπορά των κρουστικών κυμάτων σε μεγαλύτερη απόσταση, μειώνοντας την ισχύ τους. Τα κρουστικά κύματα που παράγονται στο ρύγχος και την ουρά δεν θα συνδυαστούν για να δημιουργήσουν ένα μεγαλύτερο κύμα πίεσης εάν η άτρακτος είναι αρκετά μακριά. Η αύξηση της μέγιστης πίεσης συσχετίζεται στενά με την αντιληπτή ένταση του ηχητικού κύματος στο έδαφος και η έρευνα δείχνει ότι η διατήρηση μιας εκτεταμένης, ομαλής ατράκτου μπορεί να βοηθήσει στη μείωσή της.

➤ Αεροδυναμικά διαμορφωμένο ρύγχος

Ο έλεγχος της αρχικής παραγωγής κρουστικών κυμάτων σε ένα αεροσκάφος εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από το σχήμα του ρύγχους του. Τα αεροδυναμικά σχεδιασμένα ρύγχη, είναι συνηθισμένα στα αεροπλάνα χαμηλής έκρηξης. Προκειμένου να αποφευχθεί η πρόκληση μεγάλης αύξησης της πίεσης, το πρώτο κρουστικό κύμα πρέπει να είναι μέτριο. Η γωνία και

η ένταση του αρχικού κρουστικού κύματος μπορούν να ελεγχθούν προσεκτικά από τους σχεδιαστές, ελαχιστοποιώντας τη συμβολή του σε ολόκληρο την ηχητική έκρηξη. Ορισμένες μορφές ρύγχους, όπως κωνικές ή μυτερές κατασκευές, έχουν βρεθεί σε μελέτες ότι είναι χρήσιμες για τη μείωση της έντασης της ηχητικής έκρηξης.

➤ Βέλτιστα σχεδιασμένες πτέρυγες

Η μορφή της πτέρυγας παίζει επίσης σημαντικό ρόλο στη γεωμετρία των αεροσκαφών χαμηλής έκρηξης. Γενικά, οι πτέρυγες έχουν χαμηλό λόγο διαστάσεων και σχήμα δέλτα. Αυτά τα σχέδια μειώνουν την αεροδυναμική αντίσταση και βελτιώνουν τον έλεγχο της παραγωγής κρουστικών κυμάτων. Προκειμένου να παρέχουν μια ομαλότερη υπογραφή πίεσης, οι πτέρυγες με γυριστή πλάτη αναβάλλουν την έναρξη των κρουστικών κυμάτων, ενώ οι πτέρυγες δέλτα προσφέρουν μεγαλύτερη επιφάνεια για την εφαρμογή άνωσης. Η ισχύς των κρουστικών κυμάτων που παράγουν οι πτέρυγες μειώνεται επίσης με τη βελτιστοποίηση του πάχους και της κύρτωσης των πτερύγων. Στα υπερηχητικά αεροσκάφη, οι πτέρυγες έχουν μια κλίση προς τα πίσω, ή προς τα εμπρός, ανάλογα τους στόχους του σχεδιασμού, για να καθυστερούν τον σχηματισμό των κρουστικών κυμάτων αλλά και την μείωση της οπισθέλκουσας.

➤ Τοποθέτηση των κινητήρων

Η τοποθέτηση του κινητήρα εξετάζεται προκειμένου να μειωθεί η επίδραση που έχει στη δημιουργία κρουστικών κυμάτων. Για την ελαχιστοποίηση της άμεσης επαφής των κρουστικών κυμάτων τους με το έδαφος, οι κινητήρες τοποθετούνται συχνά πάνω από την πτέρυγα ή κοντά στην άτρακτο. Το αεροσκάφος είναι σε θέση να ελέγχει καλύτερα τον τρόπο με τον οποίο τα κρουστικά κύματα από άλλες περιοχές του αεροσκάφους αλληλεπιδρούν με εκείνα που παράγονται από τους κινητήρες, τοποθετώντας τους σε αυτές τις θέσεις. Αυτή η τοποθέτηση είναι καθοριστική για τον περιορισμό της έντασης των κρουστικών κυμάτων, η οποία εντείνει την ηχητική έκρηξη.

➤ Κανόνας εμβადού

Με βάση τη θεωρία που είναι γνωστή ως κανόνας του εμβადού, που ονομάζεται επίσης κανόνας του εμβადού Whitcomb, αρκεί να διατηρείτε το εμβαδόν της διατομής ενός αεροσκάφους και να κυμαίνεται ομαλά κατά μήκος του, ώστε να ελαχιστοποιηθούν οι διαταραχές της ροής και να περιοριστεί ο σχηματισμός κρουστικών κυμάτων (μείωση της αντίστασης). Με άλλα λόγια, κατά τη δημιουργία ενός αεροσκάφους χαμηλής έκρηξης, ο

σχεδιαστής πρέπει να αποφεύγει τις απότομες αλλαγές στα χαρακτηριστικά του προφίλ τους, δηλαδή την αεροδυναμική επιφάνεια (π.χ. άτρακτος) οι οποίες μπορεί να οδηγήσουν σε αύξηση των κλίσεων πίεσης γύρω από το σώμα. Με αυτόν τον τρόπο, η εφαρμογή του κανόνα της επιφάνειας δεν αναμένεται να καταστήσει μια έκρηξη λιγότερο δυνατή, αλλά να εξομαλύνει τον αντίκτυπό της με την παραγωγή μιας πιο ήπιας κατανομής πίεσης.

➤ Κατανομή άνωσης

Η σωστή κατανομή της άνωσης κατά μήκος του αεροπλάνου και των πτερύγων είναι ζωτικής σημασίας για τη μείωση των ηχητικών κυμάτων. Στον σχεδιασμό αεροσκαφών χαμηλής έκρηξης είναι αρκετά συχνά μια λύση που αποτρέπει την απότομη αλλαγή της άνωσης η οποία έχει ως αποτέλεσμα να οδηγεί σε ισχυρότερα κύματα έκρηξης. Στόχος για τους σχεδιαστές είναι να είναι σε θέση να αποκτήσουν ομοιόμορφη υπογραφή πίεσης στην επιφάνεια του αεροπλάνου και να μειώσουν την πιθανότητα μιας μη ισορροπημένης κατάστασης στην άνωση ούτως ώστε να μην δημιουργηθούν ισχυρά κρουστικά κύματα μέσω συγχώνευσης, τα οποία διαδίδονται γρηγορότερα, αυξάνοντας την ένταση της ηχητικής έκρηξης. Αυτό συνεπάγεται κατάλληλο αεροδυναμικό σχεδιασμό με τη χρήση του ελέγχου της επιφάνειας της πτέρυγας.

➤ Σχεδιασμός ουράς

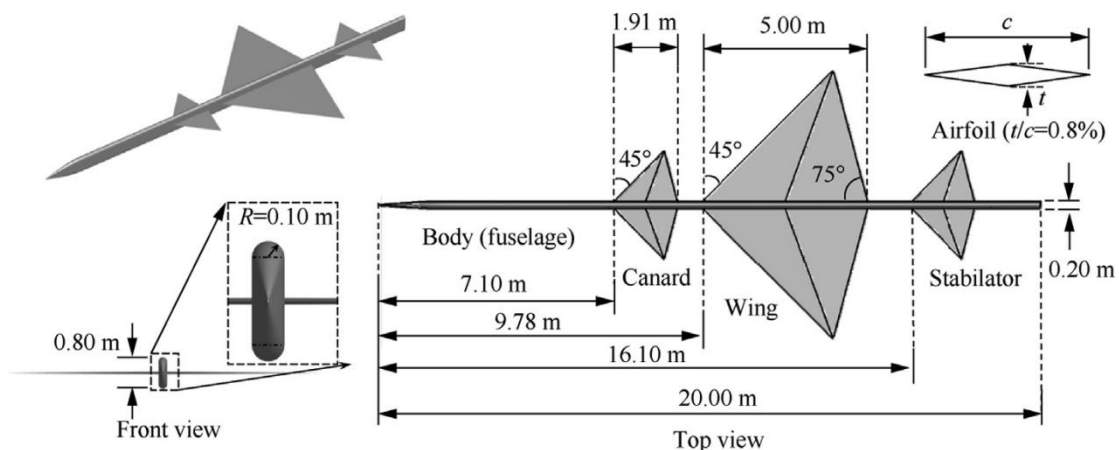
Τα αεροσκάφη θα πρέπει να επιλέξουν μια συγκεκριμένη μορφή της πίσω ατράκτου, μειώνοντας την επίδραση του πίσω μέρους του αεροσκάφους στη συνολική ηχητική έκρηξη, η οποία είναι το κύριο χαρακτηριστικό τους. Ωστόσο, η ουρά παίζει σημαντικό ρόλο στην εξέλιξη του θέματος αυτού, καθώς περιέχει ισχυρά κρουστικά κύματα. Ως εκ τούτου, στα αεροσκάφη θα πρέπει να διασφαλίζεται ότι ο σχεδιασμός της μορφής της ουράς, δεν θα διεγείρει ισχυρά κρουστικά κύματα που θα μπορούσαν διαφορετικά να αυξήσουν την ηχητική έκρηξη κατά τη διάρκεια της πτήσης. Μερικές φορές αυτές οι ουρές μπορεί να ενσωματώνουν κεκλιμένα πτερύγια ή ουρές V που βοηθούν στη δημιουργία ενός καλύτερου αποτελέσματος διασποράς των κρουστικών κυμάτων.

### 3. Υπολογιστική διερεύνηση αεροδυναμικού θορύβου

Στο τελευταίο κεφάλαιο της διπλωματικής εργασίας γίνεται ο τελικός σχεδιασμός του επιθυμητού τροποποιημένου μοντέλο αεροσκάφους με χρήση των απαραίτητων αυτών γεωμετρικών χαρακτηριστικών που θα δείξουν πως μετριάζεται το πρόβλημα της ηχητικής έκρηξης.

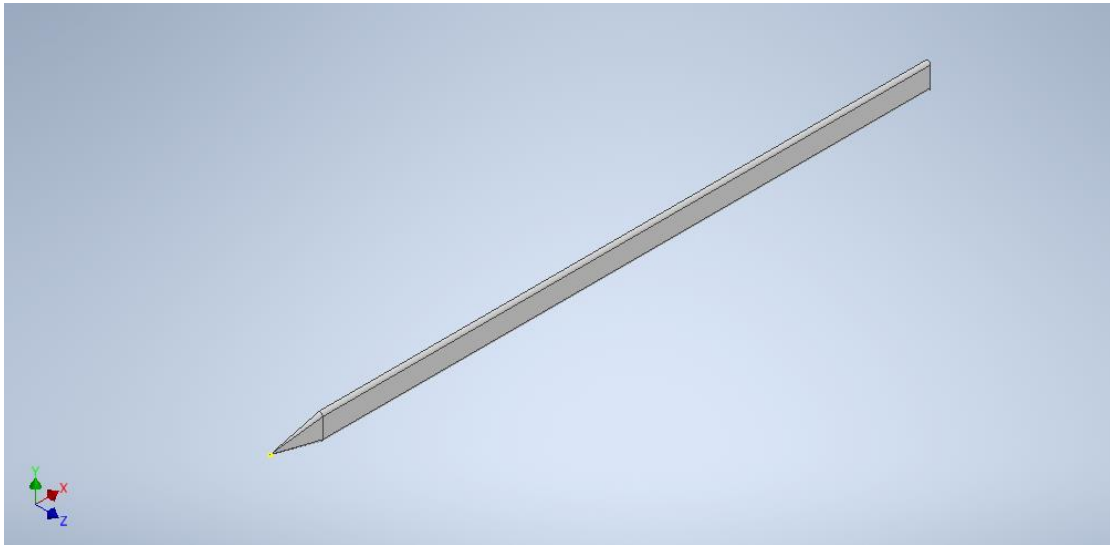
#### 3.1. Σχεδιασμός αεροσκάφους

Η διαμόρφωση πολλαπλών πτερύγων, η οποία εφαρμόζεται σήμερα ευρέως στο σχεδιασμό υπερηχητικών αεροσκαφών χαμηλής ηχητικής έκρηξης, μπορεί να παρέχει μεγαλύτερη ευελιξία για την προσαρμογή της διαμήκου κατανομής της άνωσης σε σύγκριση με τη διαμόρφωση μίας πτέρυγας. Στην παρούσα μελέτη υιοθετείται το μοντέλο του Σχήματος 3.1, το CWSB Model (Canard-Wing-Stabilator-Body) (ή Canard - Κύρια πτέρυγα - Σταθεροποιητής) από την μελέτη της Κινεζικής Εταιρείας Αεροναυτικής και Αστροναυτικής (Chinese Society of Aeronautics and Astronautics C.S.A.A.) και του Πανεπιστημίου της Μπειχάνγκ [17], όπου με την χρήση του λογισμικού Autodesk Inventor Professional σχεδιάστηκε για τις ανάγκες της ανάλυσης που θα ακολουθήσει.



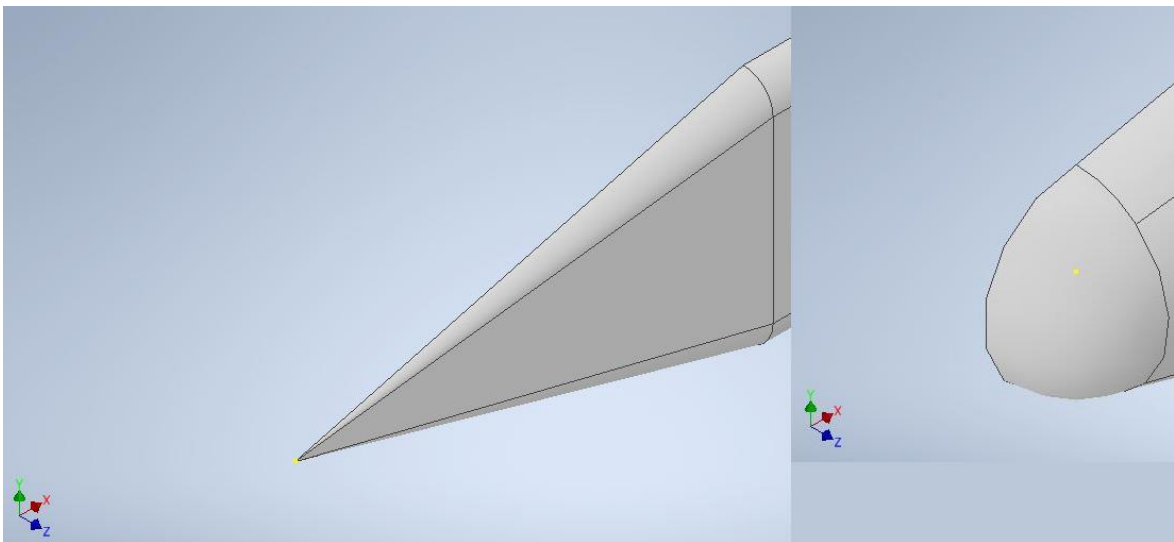
Σχήμα 3.1: Σχέδια μοντέλου αεροσκάφους [17]

Το συγκεκριμένο μοντέλο αποσκοπεί στην αξιοποίηση μερικών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών που παρουσιάστηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο και παρουσιάζονται στα Σχήματα 3.2, 3.3, 3.4. Ξεκινώντας, διαμορφώνεται ένα μακρύ λεπτό σώμα ατράκτου όπου φροντίζει για την διασπορά των κρουστικών κυμάτων σε μεγαλύτερη απόσταση.



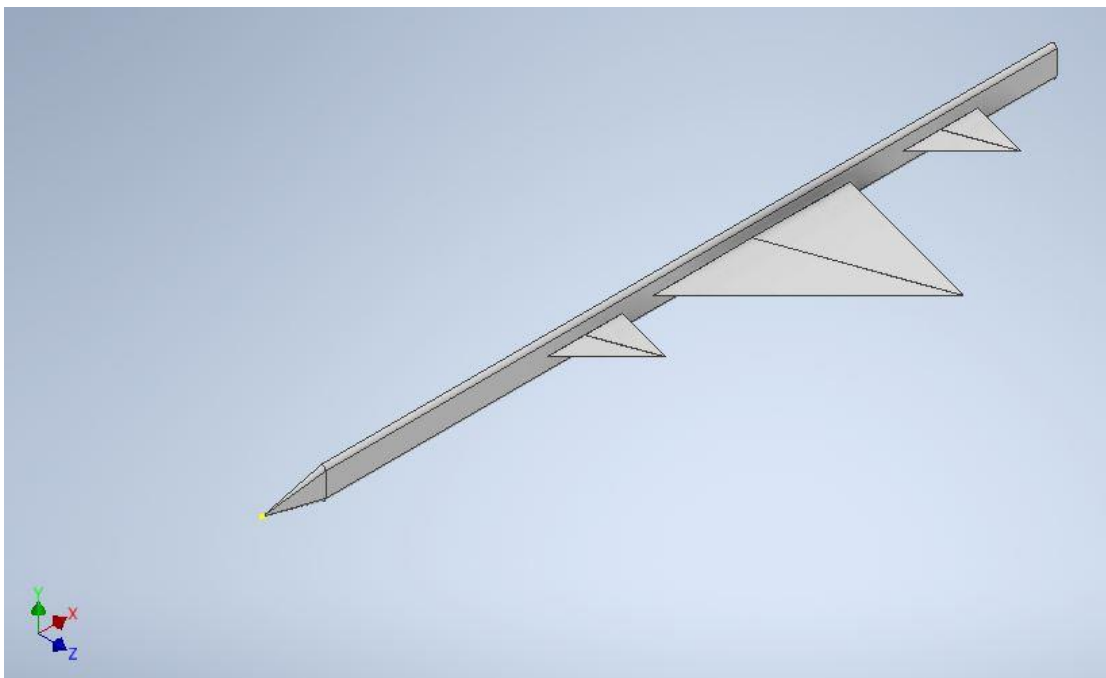
Σχήμα 3.2: Άτρακτος (*fuselage*)

Πάνω στην άτρακτο, σημαντικό σημείο σχεδιασμού είναι η διαμόρφωση ενός αεροδυναμικού ρύγχους το οποίο να καταφέρει να αποδυναμώσει το πρώτο κρουστικό κύμα που θα δημιουργούσε μεγάλη αύξηση της πίεσης. Επιλέγεται ανεξάρτητα από τα αρχικά σχέδια, μια στρογγυλεμένη διαμόρφωση για την διευκόλυνση στην πλεγματοποίηση του μοντέλου στην προσομοίωση παρακάτω.



Σχήμα 3.3: Ρύγχος (*nose*)

Τέλος, αεροδυναμικά βελτιστοποιημένες πτέρυγες, σε προφίλ διαμαντένιας διατομής, όπως είθισται σε υπερηχητικά αεροσκάφη, μειώνουν την αεροδυναμική αντίσταση και βελτιώνουν τον έλεγχο της παραγωγής κρουστικών κυμάτων. Επιπλέον, αυτό που δίνεται έμφαση, είναι η κατανομή της άνωσης που παράγουν οι πτέρυγες ούτως ώστε να διασφαλίζεται η απαραίτητη άνοση για το αεροσκάφος, όπως επίσης αυτή η διάταξη στοχεύει στην ίση κατανομή άνωσης, διότι παράλληλα, τα κρουστικά κύματα που θα δημιουργηθούν να μην ενωθούν μεταξύ τους και σε συνδυασμό με το ρύγχος και την ουρά, αυτά θα προκαλέσουν πιο ισχυρά κύματα αυξάνοντας την υπερπίεση στην τελική υπογραφή πίεσης στο έδαφος. Στόχος στο τροποποιημένο μοντέλο είναι οι δύο πρώτες πτέρυγες (Canard - Wing) να παράγουν αυτήν την απαραίτητη άνοση και η τελευταία (Stabilator) να μετριάσει το κρουστικό κύμα της ουράς. Τέλος, οι γωνίες των πτερύγων σε σχέση με την άτρακτο, παίζουν κρίσιμο ρόλο στον σχηματισμό και στην διαμόρφωση των κρουστικών κυμάτων, επομένως επιλέγονται γωνίες μικρότερες για να μειωθεί το εύρος των κυμάτων κοντά στο αεροσκάφος.



Σχήμα 3.4: CWSB Model

## 3.2. Υπολογισμός κρουστικών κυμάτων

Σε αυτήν την ενότητα θα παρουσιαστούν οι δύο αναλύσεις που έγιναν σε αεροτομή και αεροσκάφος για να επιβεβαιωθεί η συμπεριφορά που θα έχουν τα κρουστικά κύματα με βάση της γεωμετρικές παρεμβάσεις που σχεδιάστηκαν. Η ανάλυση γίνεται σε σταθερές συνθήκες πτήσης με ροής 1.4 Mach, υψόμετρο  $H=12\text{km}$  και γωνία κλίσης  $\alpha=0^\circ$ , για το λόγο ότι στην προσομοίωση μας αφορά ο ήχος που παράγεται στην φάση της πτήσης η οποία διαρκεί περισσότερο. Για να γίνει αυτό, χρησιμοποιείται το λογισμικό ANSYS FLUENT, το οποίο είναι ένα εμπορικό λογισμικό υπολογιστικής ρευστοδυναμικής που πραγματοποιεί τις απαραίτητες προσομοιώσεις των ροϊκών πεδίων γύρω από στερεά σώματα. Αρχικά, προτιμότερο είναι να εξηγηθεί το θεωρητικό υπόβαθρο αυτού του επιστημονικού πεδίου για την καλύτερη κατανόηση της επίλυσης.

### 3.2.1. Υπολογιστική ρευστοδυναμική <sup>[18]</sup>

Υπολογιστική ρευστοδυναμική (Computational Fluid Dynamics CFD) ονομάζεται η διαδικασία μαθηματικής μοντελοποίησης ενός φυσικού φαινομένου σχετικά με την ροή ρευστών και την αριθμητική επίλυση του χρησιμοποιώντας την υπολογιστική ισχύ. Η μελέτη της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ξεκίνησε στις αρχές του 20ού αιώνα, όταν αναπτύχθηκαν για πρώτη φορά μαθηματικά μοντέλα για την αντιμετώπιση της ροής των ρευστών. Καθώς οι υπολογιστές εμφανίστηκαν στα μέσα του 20ού αιώνα, ο τομέας εξελίχθηκε γρήγορα χάρη στην ταχύτητα των υπολογισμών τους και την ικανότητά τους να μοντελοποιούν όλο και πιο πολύπλοκα προβλήματα.

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική είναι η επιστήμη που χρησιμοποιεί υπολογιστές για την πρόβλεψη ροών υγρών και αερίων με βάση τις εξισώσεις διατήρησης της μάζας, της ορμής και της ενέργειας. Η κίνηση του ρευστού δεν είναι αισθητή για πολλούς ανθρώπους, καθώς κινείται πολύ διαφορετικά από ένα στερεό αντικείμενο. Οι εξισώσεις που διέπουν την CFD μας βοηθούν να αντισταθμίσουμε το αυθαίρετο σχήμα και την απρόβλεπτη φύση των ρευστών. Οι εξισώσεις Navier-Stokes, που πήραν το όνομά τους από τους Claude-Louis Navier και George Gabriel Stokes, είναι μερικές διαφορικές εξισώσεις που περιγράφουν την κίνηση των ρευστών. Αναπτύχθηκαν στα μέσα του 19ου αιώνα, αποτελούν τις βασικές εξισώσεις για την κατανόηση της μηχανικής των ρευστών και χρησιμοποιούνται για τη μοντελοποίηση όλων των τύπων ροών ρευστών, όπως η ροή του αέρα γύρω από ένα φτερό και η ροή καυσίμου μέσω ενός κινητήρα. Θεωρούνται οι κύριες εξισώσεις που διέπουν τη μοντελοποίηση της συμπεριφοράς των ρευστών και βασίζονται στις εξισώσεις διατήρησης



της μάζας, της ορμής και της ενέργειας.

### 1) Διατήρηση της μάζας: Εξίσωση συνέχειας

Αυτή η εξίσωση δηλώνει ότι η μάζα ενός συγκεκριμένου όγκου ρευστού πρέπει να παραμένει σταθερή, εκτός εάν υπάρχει εισροή ή εκροή μάζας:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (3.1)$$

Όπου  $\rho$  είναι η πυκνότητα του ρευστού,  $t$  είναι ο χρόνος,  $\mathbf{u}$  το διάνυσμα της ταχύτητας και  $\nabla$  ο τελεστής κλίσης [18].

### 2) Διατήρηση της ορμής: Νόμος του Νεύτωνα

Η εξίσωση της ορμής δηλώνει ότι ο ρυθμός μεταβολής της ορμής μέσα σε έναν όγκο ρευστού είναι ίσος με το άθροισμα των δυνάμεων που ασκούνται σε αυτόν, συμπεριλαμβανομένης της πίεσης και της βαρύτητας. Για ένα ασυμπίεστο ρευστό με σταθερό ιξώδες, μπορούμε να το γράψουμε ως εξής:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\frac{\nabla p}{\rho} + \nu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f}_b \quad (3.2)$$

Όπου  $p$  είναι η στατική πίεση,  $\nu$  είναι το ιξώδες και  $\mathbf{f}_b$  είναι οι δυνάμεις του σώματος (συνήθως η βαρύτητα) [18].

### 3) Διατήρηση της ενέργειας: Νόμος της Θερμοδυναμικής

Η εξίσωση της ενέργειας δηλώνει ότι η μεταβολή της συνολικής ενέργειας του ρευστού πρέπει να είναι ίση με την ενέργεια που προστίθεται στο σύστημα ή αφαιρείται από αυτό (π.χ. με μεταφορά θερμότητας μέσω αγωγιμότητας ή συναγωγής).

$$\frac{\partial(\rho h_{\text{tot}})}{\partial t} - \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h_{\text{tot}}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \boldsymbol{\tau}) + S_E \quad (3.3)$$

Όπου  $h_{\text{tot}}$  είναι η συνολική ενθαλπία,  $\lambda$  είναι η αγωγιμότητα,  $T$  η θερμοκρασία και  $S_E$  είναι οι εξωτερικές πηγές ενέργειας. Ο όρος  $\nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \boldsymbol{\tau})$  είναι ο όρος του ιξώδους έργου και αντιπροσωπεύει το έργο που οφείλεται στις ιξώδεις τάσεις [18].

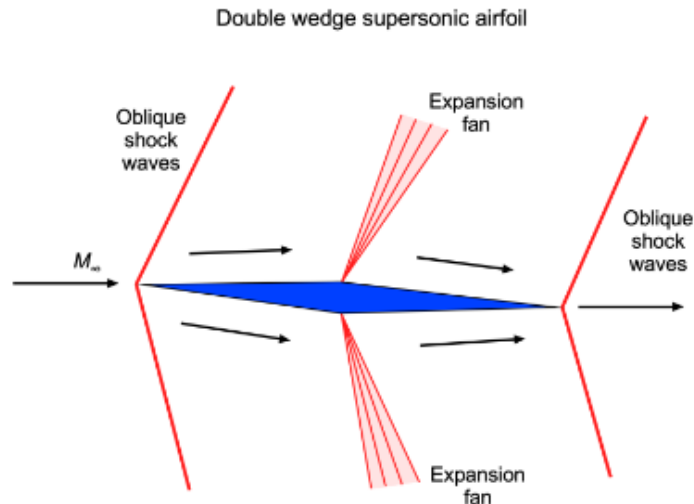
Ο άνθρωπος κατανοεί τις εξισώσεις αλλά δεν υπάρχει αναλυτικός τρόπος επίλυσης των Navier-Stokes, έτσι για να λυθούν αυτές οι μερικές χρονοεξαρτώμενες διαφορικές εξισώσεις

απαιτείται τα διαφορεικά τους να μετατραπούν σε διακριτοποιημένη μορφή. Η διαδικασία αυτή ονομάζεται διακριτοποίηση. Οι συνηθέστερες μέθοδοι διακριτοποίησης είναι αυτοί των πεπερασμένων στοιχείων, των πεπερασμένων διαφορών και των πεπερασμένων όγκων. Από τις τρεις παραπάνω μεθόδους το λογισμικό της ANSYS χρησιμοποιεί αυτή των πεπερασμένων όγκων (Finite Volume).

Μία από τις πιο διαδεδομένες μεθόδους σε πρακτικά βιομηχανικά προβλήματα ρευστοδυναμικής. Η μέθοδος αυτή διαιρεί την περιοχή μελέτης σε μικρότερες υποπεριοχές οι οποίες ονομάζονται όγκοι ελέγχου. Το σύνολο των όγκων ελέγχου απαρτίζουν το λεγόμενο πλέγμα της γεωμετρίας. Η αρχή λειτουργίας είναι η εξής: Οι διέπουσες εξισώσεις πραγματοποιούνται για κάθε όγκο ελέγχου του πλέγματος ξεχωριστά και στην συνέχεια κάνοντας χρήση του θεωρήματος απόκλισης Gauss, τα ολοκληρώματα όγκου μετατρέπονται σε επιφανειακά ολοκληρώματα για κάθε πλευρά των πεπερασμένων όγκων. Οι παράγωγοι και τα ολοκληρώματα που προκύπτουν στις τελικές εξισώσεις επιλύονται επαναληπτικά με αριθμητική παραγωγή ή ολοκλήρωση αντίστοιχα [19].

### **3.2.2. Ανάλυση δισδιάστατης αεροτομής αεροσκάφους**

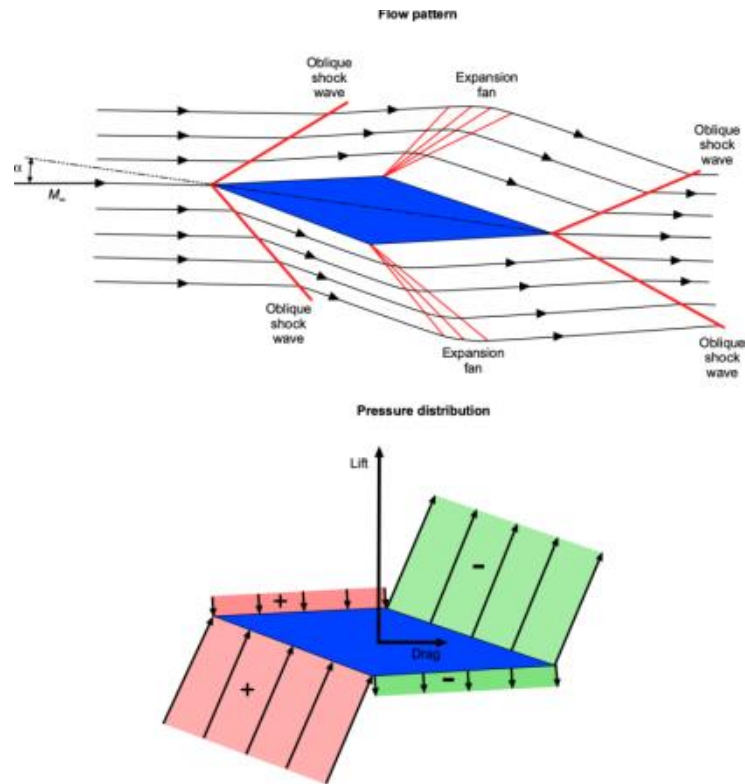
Μια υπερηχητική αεροτομή ή πτέρυγα τυπικά διαθέτει μια αιχμηρή ακμή προσβολής και σχετικά επίπεδες άνω και κάτω επιφάνειες για την ελαχιστοποίηση της αντίστασης των κυμάτων και τη μεγιστοποίηση της παραγωγής άνωσης. Το μέγιστο πάχος της αεροτομής είναι κρίσιμο για τον καθορισμό της απόδοσης της αεροτομής σε υπερηχητικές ταχύτητες. Οι καλύτεροι σχεδιασμοί υπερηχητικών αεροτομών είναι λεπτές, ελαφρώς κυρτές αεροτομές με συγκεκριμένες κατανομές πάχους και καμπυλότητα για τη διαχείριση των κρουστικών κυμάτων και των περιοχών επέκτασης της ροής. Αυτοί οι σχεδιασμοί επικεντρώνονται στην ελαχιστοποίηση της αντίστασης των κυμάτων και στη βελτιστοποίηση των λόγων άνωσης προς αντίσταση. Η αεροτομή με διαμαντένια ακμή του Σχήματος 3.5, είναι ένας συγκεκριμένος τύπος σχήματος αεροτομής που χρησιμοποιείται σε ορισμένες εφαρμογές υπερηχητικών πτήσεων [20].



Σχήμα 3.5: Υπερηχητική αεροτομή διαμαντένιας διατομής [20]

Ένα από τα βασικά πλεονεκτήματα της αεροτομής με διαμαντένια ακμή είναι η ικανότητά της να διατηρεί έναν καλό λόγο άνωσης προς οπισθέλκουσα σε ένα ευρύτερο φάσμα γωνιών προσβολής. Χρησιμοποιούνται συχνά για επιφάνειες ελέγχου σε πυραύλους. Ωστόσο, σπάνια χρησιμοποιούνται στις κύριες πτέρυγες πραγματικών υπερηχητικών αεροπλάνων, λόγω της μη επιθυμητής απόδοσής τους σε χαμηλούς αριθμούς Mach και υψηλές γωνίες προσβολής, π.χ. κατά την απογείωση και την προσγείωση.

Ως εκ τούτου, τα υπερηχητικά αεροπλάνα είναι πιο πιθανό να χρησιμοποιούν λεπτά, με την προσθήκη πτερύγων υψηλής άνωσης για πτήση χαμηλής ταχύτητας. Παρατηρείτε ότι σε μια υπερηχητική ροή, η ροή ανάντη δεν προειδοποιείται για την αεροτομή που πλησιάζει, οπότε οι γραμμές ροής δεν έχουν καμπυλότητα. Τα λοξά κρουστικά κύματα συμπίεσης εμφανίζονται στην εμπρόσθια ακμή της αεροτομής. Ο αριθμός Mach κατά μήκος των κρουστικών κυμάτων μειώνεται (αλλά παραμένει υπερηχητικός) και η στατική πίεση αυξάνεται σε σχέση με την τιμή της ελεύθερης ροής. Παρατηρείτε επίσης, στο Σχήμα 3.6, ότι η σημαντικότερη αύξηση της πίεσης στην κάτω επιφάνεια, που συμβάλλει σημαντικά στην άνοση [20].

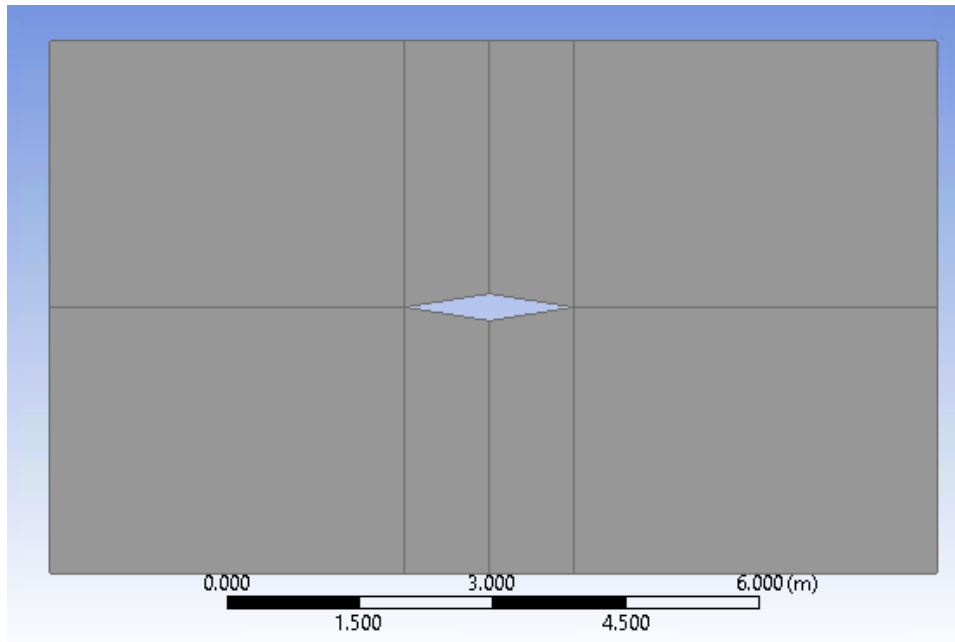


Σχήμα 3.6: Αντιπροσωπευτική εικόνα ροής και κατανομή πίεσης γύρω από μια υπερηχητική αεροτομή διπλής ακμής (διαμάντι) [20]

Εν συνεχεία, γίνεται η αεροδυναμική μελέτη της αεροτομής στο λογισμικό ANSYS FLUENT ούτως ώστε να παρατηρηθεί η συμπεριφορά της.

### 1) Γεωμετρία

Το υπολογιστικό χωρίο της αεροτομής, στο Σχήμα 3.7, δημιουργήθηκε ως τετράγωνη γεωμετρία, χωρισμένο σε 8 επιφάνειες, με 10m μήκος και 6m ύψος, στοχεύει την όσον το δυνατόν πύκνωση του πλέγματος στα σημεία ενδιαφέροντος. Η γεωμετρία της αεροτομής σε κάθε περίπτωση ορίστηκε με τα χαρακτηριστικά που παρουσιάστηκαν στην Εικόνα 3.1 με λόγο  $t/c=0.8\%$  και  $c = 1,91m$  διότι είναι το μήκος χορδής που αντιπροσωπεύει δύο από τις τρεις πτέρυγες.



Σχήμα 3.7: Γεωμετρία υπολογιστικού χωρίου αεροτομής

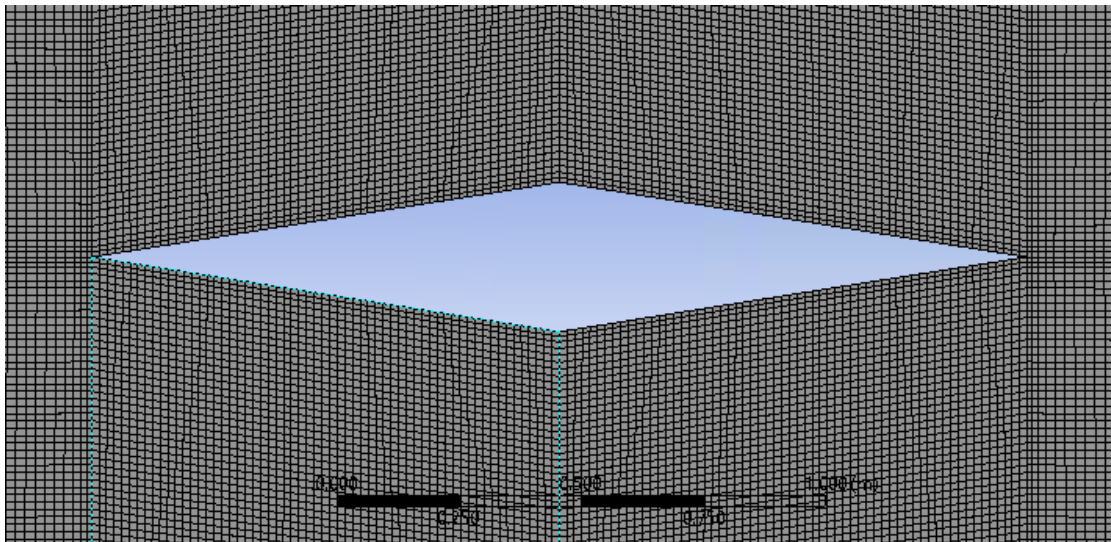
## 2) Πλεγματοποίηση

Για την πλεγματοποίηση του χωρίου, επειδή οι συνθήκες στις οποίες μελετάτε η αεροτομή είναι υπερηχητικές με υψηλό αριθμό Mach, τοποθετήθηκε δομημένο πλέγμα, με την χρήση του Face Meshing σε καθένα από τα 8 τμήματα, με τετράγωνα κελιά, με αρκετές δοκιμές για την πύκνωση του. Σε φαινόμενα αεροτομών σε συμπιεστή ροή δεν χρησιμοποιείται, κατά κύριο λόγο στρωματοποίηση για το οριακό στρώμα της αεροτομής, αφότου δεν θα βοηθούσε περισσότερο καθώς τον κύριο ρόλο καταλαμβάνουν τα κρουστικά κύματα που εμφανίζονται γύρω από την αεροτομή. Ορίστηκε τετραεδρές πλέγμα, ενώ για την πύκνωση χρησιμοποιήθηκαν διάφορα sizing με την μέθοδο των υποδιαιρέσεων στις ακμές που ορίστηκαν από το υπολογιστικό χωρίο, με Number of Divisions σε καθεμία από αυτές, και τιμές όπως φαίνονται στον Πίνακα 3.1.

Πίνακας 3.1: Τιμές Number of Divisions για κάθε ακμή του υπολογιστικού χωρίου

Ακμές	NoD (Number of Division)
Αεροτομή	100
Κάθετες	200
Οριζόντιες στο μέσο του χωρίου	40
Οριζόντιες μπροστά από αεροτομή	200
Οριζόντιες πίσω από αεροτομή	200

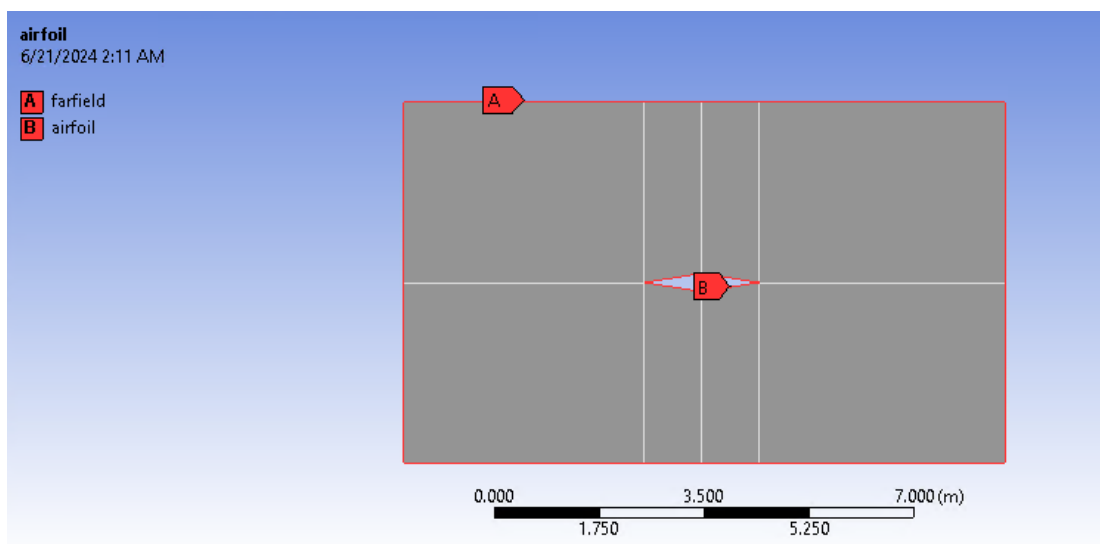
Στο Σχήματα 3.8, παρουσιάζεται η τελική πλεγματοποίηση, με συνολικό πλήθος των κελιών στο τελικό πλέγμα να είναι στις 210.400 κελιά. Το πλέγμα που δημιουργήθηκε είναι αρκετά πυκνό για να αποφευχθεί η χρήση της μεθόδου adaptation στον επιλύτη, διότι αυτή η μέθοδος καθυστερούσε πολύ την επίλυση και σε ορισμένες δοκιμές, λόγω χαμηλής διαθέσιμης υπολογιστικής ισχύος, το μοντέλο κολλούσε πριν την ολοκλήρωση των τελικών υπολογισμών.



Σχήμα 3.8: Τελικό πλέγμα αεροτομής

### 3) Επιλύτης

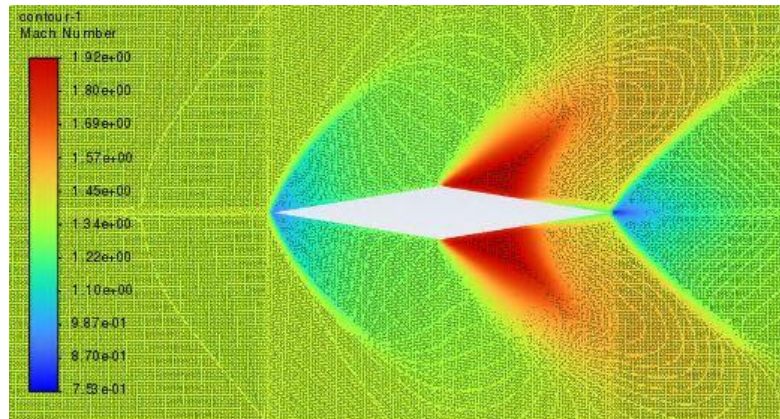
Πρόκειται για μία προσομοίωση Steady state, Density-Based, χωρίς μοντέλο τύρβης (inviscid), εφόσον η ροή είναι συμπιεστή με μεταβολές στην πυκνότητα και μας αφορά μόνο να εντοπιστούν τα κρουστικά κύματα και με την εξίσωση ενέργειας ενεργοποιημένη. Στο Σχήμα 3.9, φαίνονται όλες οι ακμές του χωρίου ορίστηκαν ως pressure far-field με ταχύτητα Mach 1.4 της ροής και στατική πίεση 19380Pa και θερμοκρασία  $T=216,65K$  (στα 12km υψόμετρο). Σημαντικό να αναφερθεί πως, ως Operating Pressure έχουμε 0Pa αφού στις οριακές συνθήκες έχουμε ήδη ορίσει την στατική πίεση αναφοράς. Οι ακμές της αεροτομής ορίστηκαν με την συνθήκη τοιχώματος (wall). Όσον αναφορά το ρευστό, έχουμε αέρα ως ιδανικό αέριο λόγω της συμπιεστής φύσης του προβλήματος. Τέλος, ως μέθοδο επίλυσης έχουμε Implicit Second Order Upwind.



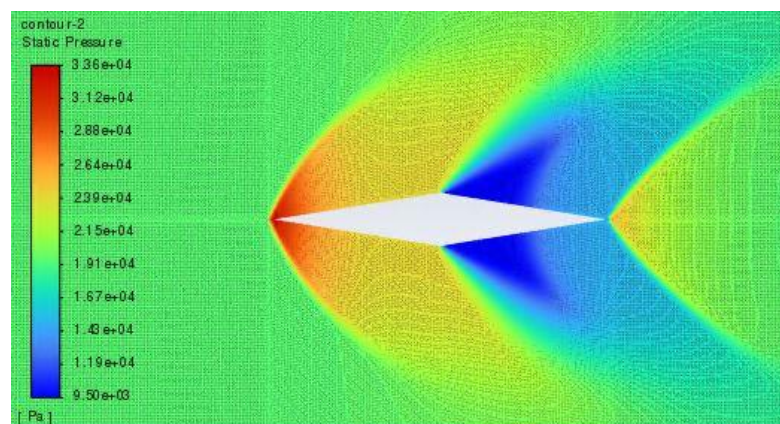
Σχήμα 3.9: Οριακές συνθήκες επίλυση

### 4) Ισοϋψείς

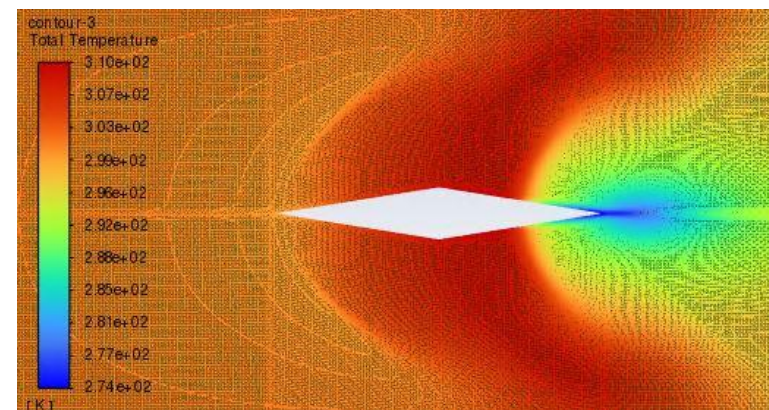
Τα κρουστικά κύματα εμφανίζονται κατά κόρον στις ισοϋψείς της ταχύτητας Mach και της στατικής πίεσης λόγω της αλληλεπίδρασης της αεροτομής με την υπερηχητική ροή. Τα κύματα είναι εμφανή στην ακμή προσβολής και την ακμή φυγής και παρατηρείται αυτό τονίσθηκε στην θεωρία. Στο πρώτο μισό της αεροτομής, στην συμπίεση, έχουμε μείωση του αριθμού Mach αλλά παραμένοντας υπερηχητική ροή με ταυτόχρονη αύξηση της στατικής πίεσης. Αντίστοιχα, ισχύει για το δεύτερο μισό της αεροτομής με αύξηση της ταχύτητας και μείωση της πίεσης, ενώ στην μέση έχουμε κρουστικό κύμα εκτόνωσης. Όσον αναφορά την θερμοκρασία, παρατηρείται σταδιακή αύξηση σε όλο το μήκος της αεροτομής. Όλα τα Σχήματα 3.10, 3.11 και 3.12 των ισοϋψών, παρουσιάζονται παρακάτω.



Σχήμα 3.10: Ισοϋψή ταχύτητας



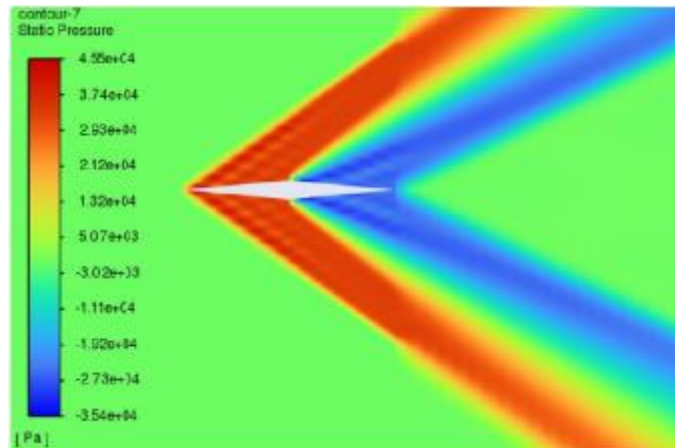
Σχήμα 3.11: Ισοϋψή στατικής πίεσης



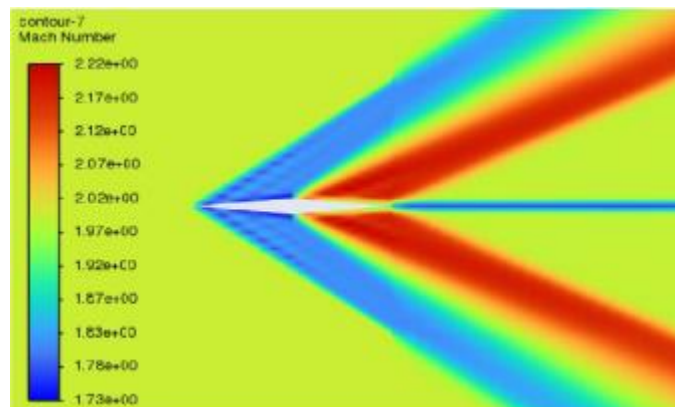
Σχήμα 3.12: Ισοϋψή ολικής θερμοκρασίας

Από την βιβλιογραφία (Σχήμα 3.13 και 3.14) επίσης επιβεβαιώνεται η συμπεριφορά αυτού του είδους η αεροτομή μέσω υπολογιστικής ανάλυσης, σε διαφορετική ταχύτητα ροής (Mach 2) αλλά και στατικής πίεσης (κοντά στα 50.000 Pa). Επιπλέον, στην ίδια ανάλυση, οι διαστάσεις διαφέρουν μεταξύ τους καθώς η αεροτομή του αεροσκάφους που μελετάται είναι σχεδόν διπλάσια σε μήκος χορδής (1m αντί 1,91m του αεροσκάφους).





Σχήμα 3.13: Ισοϋψή στατικής πίεσης αεροτομής βιβλιογραφίας [21]



Σχήμα 3.14: Ισοϋψή ταχύτητας Mach αεροτομής βιβλιογραφίας [21]

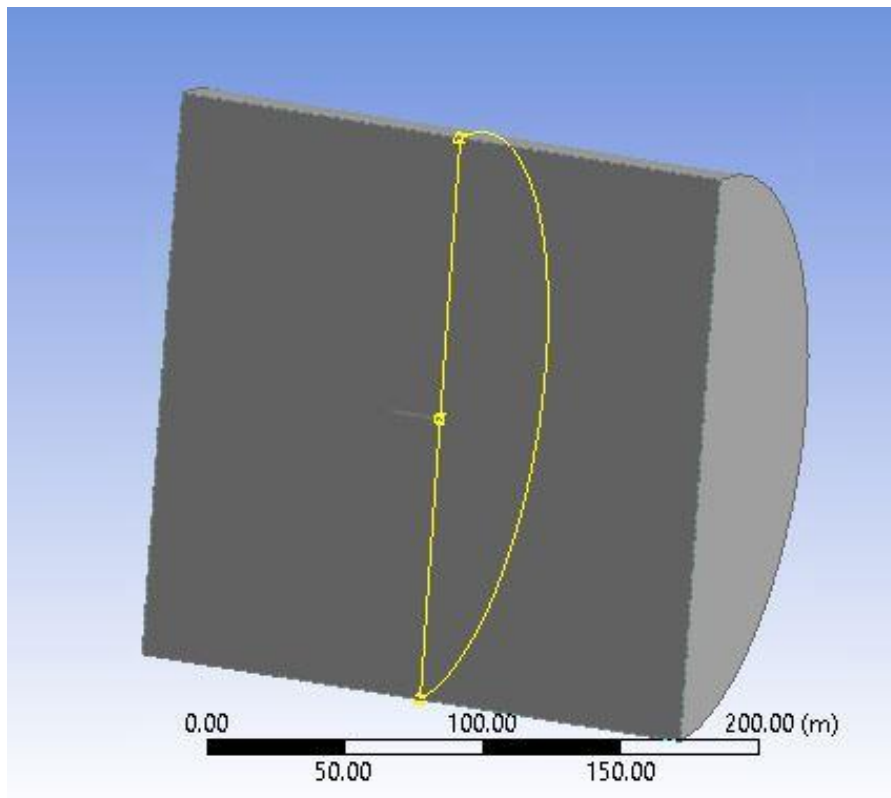
Φαίνεται καθαρά ότι η πίεση στην ακμή προσβολής της αεροτομής είναι μέγιστη λόγω της συμπύεσης πίσω από το προσκολλημένο πλάγιο κρουστικό κύμα. Επίσης, η ταχύτητα του αέρα που διέρχεται είναι μικρότερη και ξαφνικά η ταχύτητα αυξάνεται στο μέσο της χορδής της αεροτομής λόγω των κυμάτων εκτόνωσης που δημιουργούνται και αυτό επιταχύνει τη ροή προς την ίδια κατεύθυνση [21].

### 3.2.3. Ανάλυση μοντέλου αεροσκάφους

#### 1) Υπολογιστικό χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο για το αεροσκάφος, στο Σχήμα 3.15, δημιουργήθηκε ως ημισφαίριο ακτίνας  $R = 105\text{m}$  με κέντρο το ρύγχος του αεροσκάφους και  $100\text{m}$  απόσταση του ρύγχους με την επιφάνεια εισόδου και αντίστοιχα ίδια απόσταση της ουράς με την επιφάνεια εξόδου του ρευστού. Η γεωμετρία αποτελείται από ένα σώμα καθώς με την χρήση της λειτουργίας “αφαίρεση” ενσωματώθηκε η μισή γεωμετρία του αεροσκάφους για εξοικονόμηση της

υπολογιστικής ισχύς που απαιτείται.



Σχήμα 3.15: Υπολογιστικό χωρίο αεροσκάφους

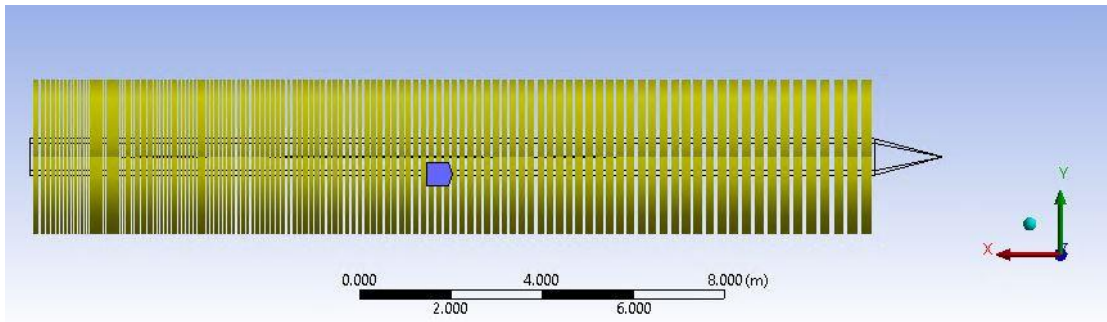
## 2) Πλεγματοποίηση

Για την πλεγματοποίηση του χωρίου, όπως και στην αεροτομή δεν χρησιμοποιείται, κατά κύριο λόγο στρωματοποίηση για το οριακό στρώμα της αεροτομής, αφότου δεν θα βοηθούσε περισσότερο καθώς τον κύριο ρόλο καταλαμβάνουν τα κρουστικά κύματα που εμφανίζονται γύρω από το αεροσκάφος. Αρχικά, επειδή είναι μια προσομοίωση τριών διαστάσεων, χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος Patch Conforming Method με την χρήση τετράεδρων. Για την πύκνωση του πλέγματος, λόγω της πολύπλοκης γεωμετρίας και των πολλών διαφορετικών ακμών χρησιμοποιήθηκαν διάφορα sizing με την μέθοδο των υποδιαιρέσεων στις ακμές που ορίστηκαν από το υπολογιστικό χωρίο, με Number of Divisions (NoD) σε καθεμία από αυτές, ενώ σε κάποιες άλλες ακμές τέθηκε τιμή στο μέγεθος των κελιών (Element size) για να καταφέρει το πρόγραμμα να δημιουργήσει την απαραίτητη πύκνωση. Έμφαση, κυρίως, δόθηκε στις περιοχές εκείνες όπου αναμένουμε παραγωγή κρουστικών κυμάτων, όπως ρύγχος, ουρά και ακμές προσβολής και φυγής των πτερύγων, με την προσθήκη bias factor και επιλογή σειράς κατανομής των κελιών που θα υποδιαιρεθούν, με τις τιμές αυτών να αναγράφονται αναλυτικά στο Πίνακα 3.2. Ο τελικός αριθμός των κελιών ανήλθε στο 1.165.001 κελιά, και καταγράφεται η διάταξη τους στα

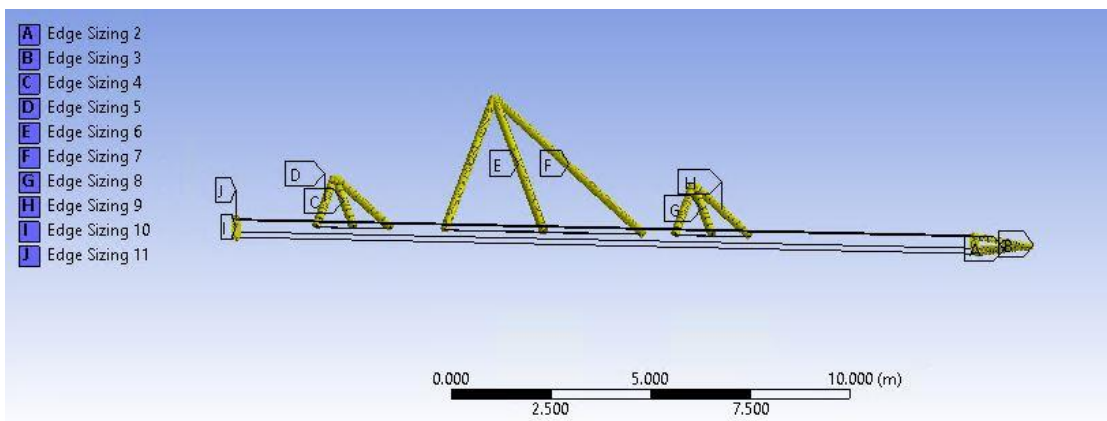
Σχήματα 3.16, 3.17, 3.18, 3.19, 3.20, 3.21.

Πίνακας 3.2: Τιμές Sizing για κάθε ακμή του αεροσκάφους

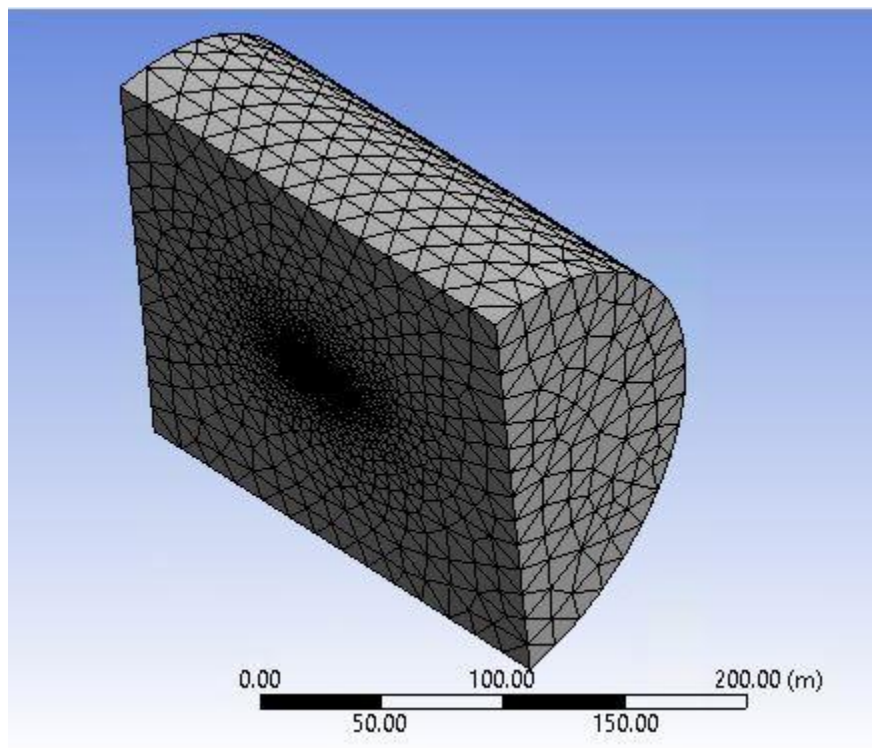
Sizing number	NoD/Bias Factor	Element Size (m)/Bias Factor
1	150/10	-
2	25/10	-
3	-	0.01/5
4	10/5	-
5	15/10	-
6	-	0.015/5
7	-	0.02/5
8	10/5	-
9	15/5	-
10	25/5	-
11	10/5	-
12	25/5	-
13	15/5	-
14	10/5	-



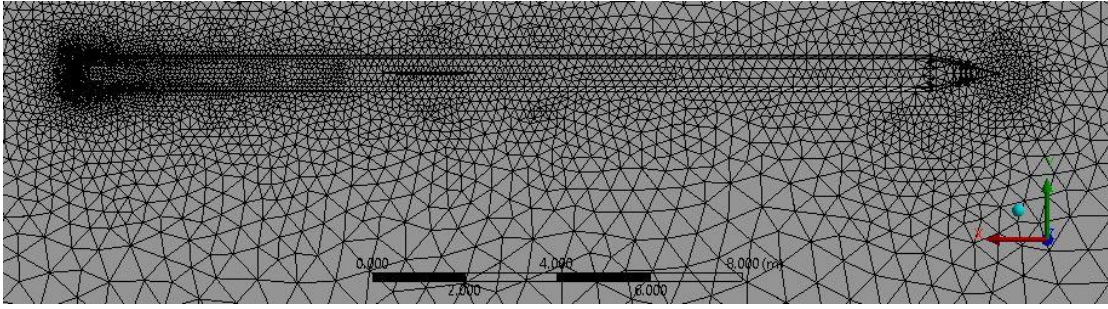
Σχήμα 3.16: Sizing 1 στην άτρακτο



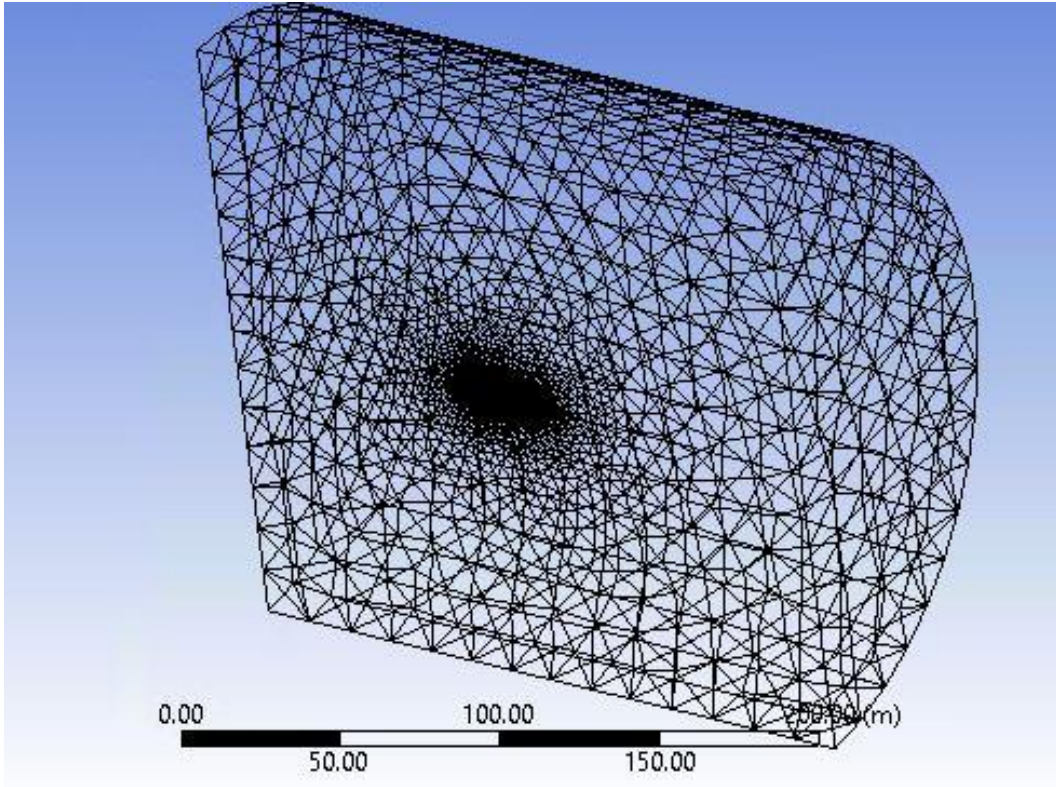
Σχήμα 3.17: Sizing 2-14 σε ρύγχος, ουρά και πτέρυγες



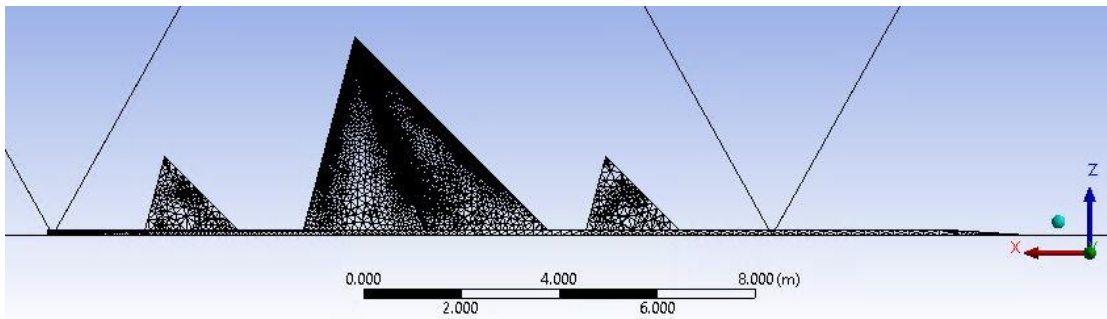
Σχήμα 3.18: Πλέγμα



Σχήμα 3.19: Πύκνωση πλέγματος σε ρύγχος και ουρά



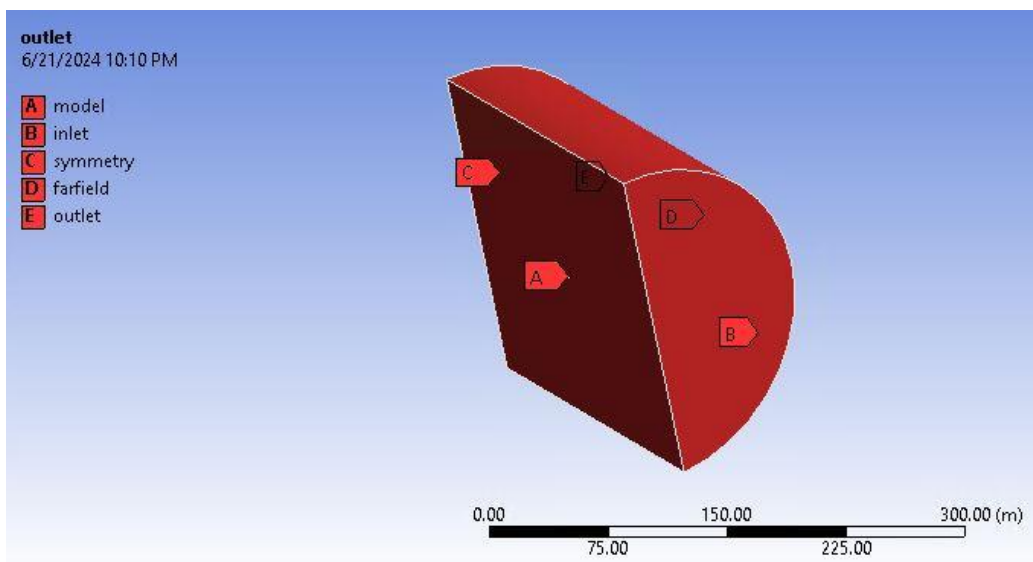
Σχήμα 3.20: Πλέγμα εσωτερικά του χωρίου



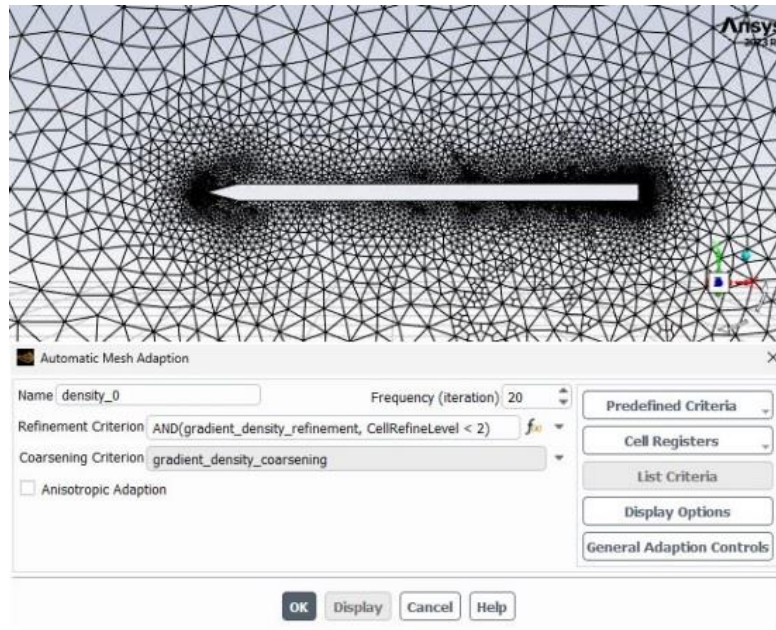
Σχήμα 3.21: Πλέγμα στις πτέρυγες του αεροσκάφους

### 3) Επιλύτης

Πρόκειται για μία προσομοίωση *Steady state, Density-Based*, χωρίς μοντέλο τύρβης (*inviscid*), εφόσον μας αφορά μόνο να εντοπιστούν τα κρουστικά κύματα και με την εξίσωση ενέργειας ενεργοποιημένη, όπως ακριβώς στην περίπτωση της αεροτομής. Στο Σχήμα 3.22, για τις οριακές συνθήκες που ορίστηκαν στην επιφάνεια εισόδου είναι *pressure-farfield* με ταχύτητα *Mach 1.4* της ροής και στατική πίεση *19380Pa* και θερμοκρασία  $T=216,65K$  (στα *12km* υψόμετρο) το ίδιο και στο ημικύκλιο του υπολογιστικού χωρίου. Την επιφάνεια εξόδου ως *pressure-outlet* με ίδιες στατικές πιέσεις και θερμοκρασίες, αφού πρόκειται για σημαντική απόσταση μεταξύ των δύο επιφανειών και γίνεται η θεώρηση πως επανέρχεται ισορροπία της ροής. Σημαντικό να αναφερθεί πως, ως *Operating Pressure* έχουμε *0Pa* αφού στις οριακές συνθήκες έχουμε ήδη ορίσει την στατική πίεση αναφοράς. Τέλος, το αεροσκάφος ορίστηκε με την συνθήκη τοιχώματος (*wall*) και η επιφάνεια συμμετρίας ως *symmetry*. Όσον αφορά το ρευστό, έχουμε αέρα ως ιδανικό αέριο λόγω της συμπεσστής φύσης του προβλήματος και ως μέθοδο επίλυσης έχουμε *Implicit Second Order Upwind*. Σημαντικό κομμάτι στην ρύθμιση της προσομοίωσης είναι το *mesh adaptation*, όπως παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.23, το οποίο ουσιαστικά είναι υπεύθυνο για την πύκνωση του πλέγματος παράλληλα με την λύση στα σημεία όπου αναγνωρίζει διαφορές στην πυκνότητα της ροής, ούτως ώστε να αποτυπώσει καλύτερα τα κρουστικά κύματα, με το κόστος ωστόσο σε υπολογιστική ισχύ.



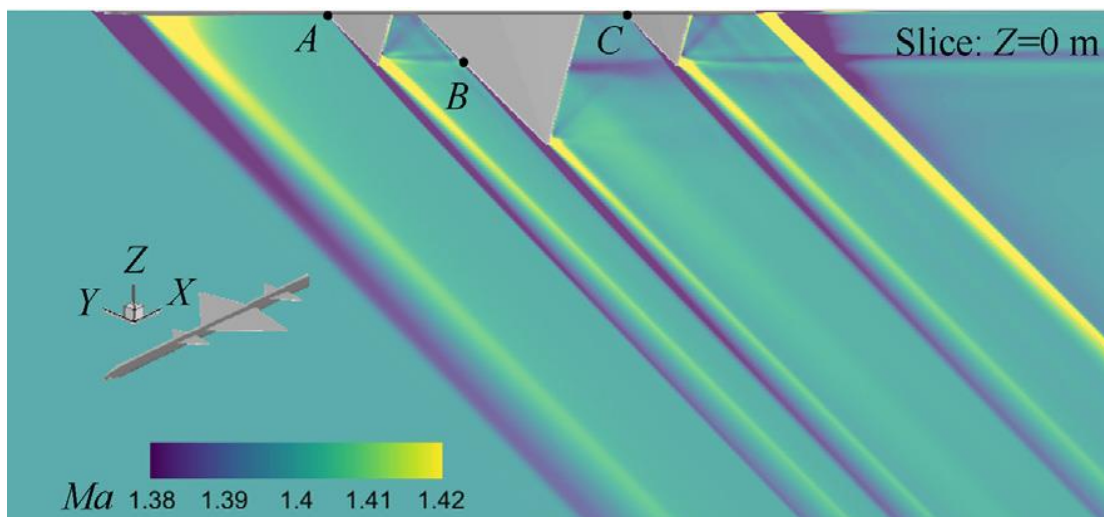
Σχήμα 3.22: Οριακές συνθήκες επιλύτη



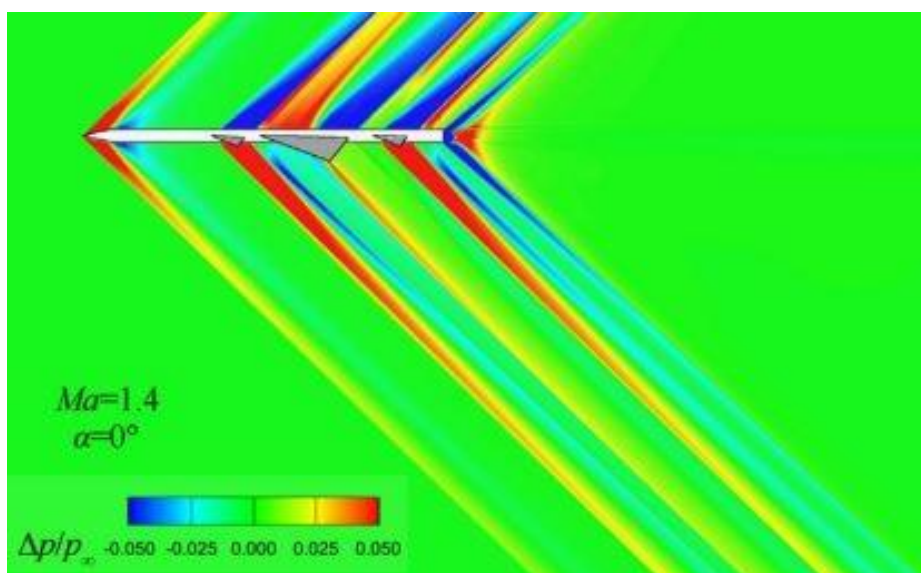
Σχήμα 3.23: Mesh adaptation

#### 4) Αποτελέσματα

Οι ισοϋψείς δίνουν αποτελέσματα παρόμοια και αναμενόμενα συγκριτικά με αυτά της αεροτομής. Σε κάθε αλλαγή της γεωμετρίας που συναντάει το ρευστό έχουμε αυξομειώσεις σε πιέσεις και ταχύτητα ροής (Σχήμα 3.24, 3.25). Στην ισοϋψή της πίεσης, αυτή τη φορά παρουσιάζεται με την κλίμακα  $\Delta p/p^\infty$  η οποία συχνά χρησιμοποιείται σε προσομοιώσεις συμπιεστής ροής και υποδεικνύει την σχετική διαφορά πίεση με μία πίεση αναφοράς. Επίσης είναι χρήσιμη για την αποτύπωση της υπογραφής πίεσης κατά μήκος του αεροσκάφους και ως επί το πλείστον στην τελική υπογραφή κύματος N. Ωστόσο, λόγω της πολυπλοκότητας της γεωμετρίας και την μεγάλη ανάγκη για υπολογιστική ισχύ, η λύση δεν συνέκλινε επομένως, τα αποτελέσματα παρουσιάζονται από την αντίστοιχη έρευνα.



Σχήμα 3.24: Ισούψή ταχύτητας Mach [17]



Σχήμα 3.25: Ισούψή διαφοράς πίεσης αεροσκάφους [17]

Στον ρόλο της γεωμετρίας αλλά και στην περιγραφή και τα σχέδια του μοντέλου, σημειώθηκε η σημαντικότητα της κατανομής άνωσης μεταξύ των πτερύγων στον μετριασμό του προβλήματος. Σύμφωνα με τα αποτελέσματα της ανάλυσης, παρατηρείται πως με αυτήν την διάταξη, επιτυγχάνεται ίση κατανομή άνωσης, και για τις τρεις πτέρυγες, με τα αποτελέσματα των συντελεστών άνωσης (CL) να καταγράφονται στο Πίνακα 3.3, καταφέροντας μέσω αυτής τα κρουστικά κύματα που δημιουργούνται να παραμείνουν χωριστά το ένα με το άλλο κατά την διάρκεια της διάδοσης τους στο έδαφος. Αυτός ο διαχωρισμός, δεν ενώνει τα κύματα και συνεπάγεται σε μείωση της ηχητικής έκρηξης.



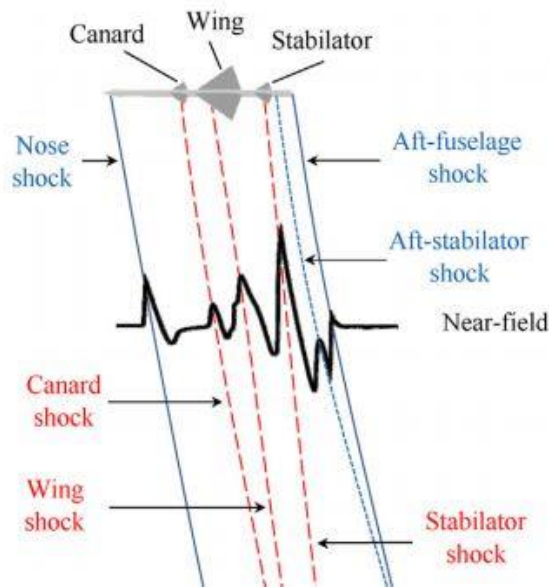
Πίνακας 3.3: Τιμές Συντελεστών άνωσης για κάθε πτέρυγα [17]

	<b>Συντελεστής άνωσης <math>C_L</math></b>
Canard	0,00209
Wing	0,00191
Stabilator	0,00214

Όπως παρουσιάστηκε στην ανάλυση της αεροτομής, κατά μήκος αυτής, έχουμε ανάντη αυτής παραγωγή κρουστικού κύματος και αύξηση της πίεσης στην περιοχή εκείνη και έπειτα στην εκτόνωση, μείωση της πίεσης και το δεύτερο κρουστικό κύμα. Επομένως, παρατηρείται ότι κατά μήκος του αεροσκάφους, οι πιέσεις εναλλάσσονται από αύξηση σε μείωση στις τρεις πτέρυγες, οι οποίες ωστόσο παίζουν τον σημαντικότερο ρόλο στην διάδοση των κρουστικών κυμάτων αλλά και στην αποφυγή συνένωσης τους.

Αυτό που συμβαίνει στις κρίσιμες περιοχές των εναλλασσόμενων πτερύγων, είναι πως, η φυσική συμπεριφορά του ρευστού, επιθυμεί να καλύψει τις περιοχές χαμηλότερης πίεσης για να διατηρεί την ισορροπία του. Συγκεκριμένα, όταν δημιουργείται μια τέτοια περιοχή στην ακμή φυγής την πρώτης πτέρυγας (canard), αμέσως μετά κατά μήκος, η περιοχή αυξημένης πίεσης που δημιουργείται από την κύρια πτέρυγα (wing), προσπαθεί να καλύψει το κενό που δημιουργήθηκε. Αυτό που εν τέλει πραγματοποιείται σε αυτήν την περιοχή είναι, πως τα κρουστικά κύματα που τα συνοδεύουν, διαδίδονται σε αντίθετες κατευθύνσεις προς το έδαφος, το κύμα από το canard να διαδίδεται προς τα πίσω και της κύριας πτέρυγας προς τα εμπρός. Αυτή η διάταξη, βοηθάει στην αποτροπή των κυμάτων να ενωθούν λόγω της διαφορά πίεσης που δημιουργήθηκε από την σχετική θέση της κάθε πτέρυγας.

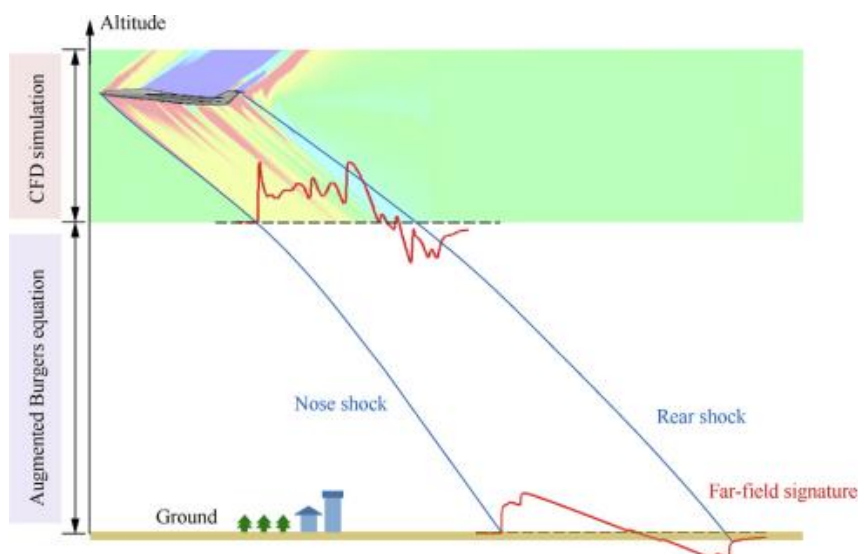
Όσον αφορά, την τελευταία πτέρυγα, τον σταθεροποιητή, με την μικρή αλλά παρόμοια τιμή συντελεστή άνωσης με τις άλλες δύο πτέρυγες, αποτρέπει τα κρουστικά κύματα κατάντη του σταθεροποιητή με αυτό της ουράς να ενωθούν και να δημιουργήσει ισχυρό κρουστικό κύμα στην ουρά το οποίο είναι και αυτό που διαδίδεται αναλλοίωτο ως προς το έδαφος και την τελική υπογραφή πίεσης. Στο Σχήμα 3.26 εξηγείται από που μέρος του αεροσκάφους αναπτύσσονται τα κρουστικά κύματα.



Σχήμα 3.26: Κρουσικά κύματα του CWSB Model στο κοντινό πεδίο [17]

### 3.2.4. Υπολογισμός διάδοσης κυμάτων και θορύβου

Απαιτούνται μέθοδοι αξιολόγησης της ηχητικής έκρηξης στο έδαφος από το κοντινό πεδίο για να επιβεβαιωθεί η εγκυρότητα του σχήματος. Ως εκ τούτου, είναι επιθυμητό να υπολογιστεί θεωρητικά η τροποποίηση της διαταραχής πίεσης που δημιουργείται από το αεροσκάφος κατά τη διάδοσή του στον αέρα προς το έδαφος, όπως αναδεικνύεται στο Σχήμα 3.27. Εκτεταμένες μελέτες έχουν γίνει, μέχρι σήμερα, για την ανάπτυξη μιας υπολογιστικής μεθόδου για την αξιολόγηση της υπογραφής του κύματος πίεσης μετά τη διάδοση του κύματος σε έναν ατμοσφαιρικό αέρα για μεγάλη απόσταση.

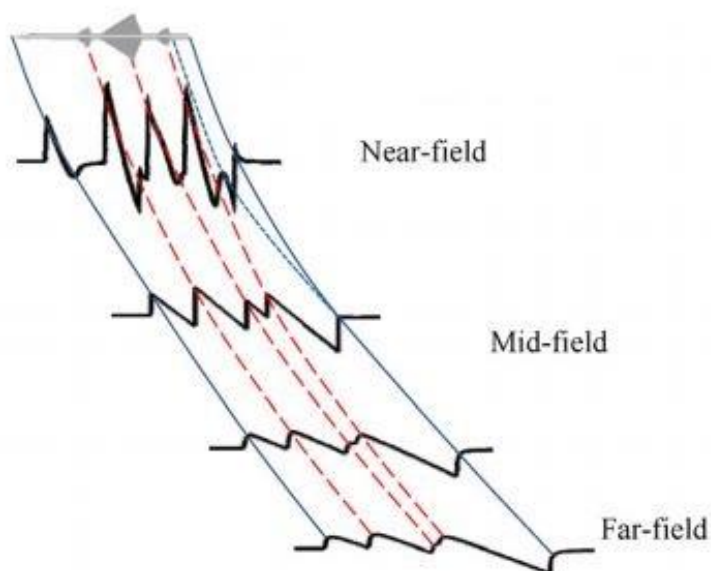


Σχήμα 3.27: Σχεδιάγραμμα διάδοσης κρουσικών κυμάτων [17]

Μία μέθοδος που το επιλύει είναι μια επαυξημένη εξίσωση Burgers καθώς θεωρείται πιο ευέλικτη, επειδή η μέθοδος αυτή μπορεί να υλοποιήσει πολλούς από τους βασικούς φυσικούς μηχανισμούς σε μια κλιμακωτή εξίσωση, όπως η γεωμετρική εξάπλωση, η διαστρωμάτωση των περιβαλλοντικών ιδιοτήτων, η μη γραμμική παραμόρφωση, η θερμοϊσορροπητική απορρόφηση και η απορρόφηση και διασπορά λόγω της χαλάρωσης των μοριακών δονήσεων. Η επαυξημένη εξίσωση Burgers επιλύεται συνήθως με τη μέθοδο διαχωρισμού τελεστών, όπου η εξίσωση αναλύεται σε κάθε μία από τις συνιστώσες που αντιστοιχούν στους φυσικούς μηχανισμούς. [22].

$$\frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p^2}{\partial t} - \frac{1}{2A} \frac{\partial A}{\partial x} p + \frac{1}{2\rho_0 c_0} \frac{\partial \rho_0 c_0}{\partial x} p + \frac{\delta}{2c_0^3} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} + \sum_j \frac{(\Delta c)_j \tau_j}{c_0^2} \left(1 + \tau_j \frac{\partial}{\partial t}\right)^{-1} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} \quad (3.4)$$

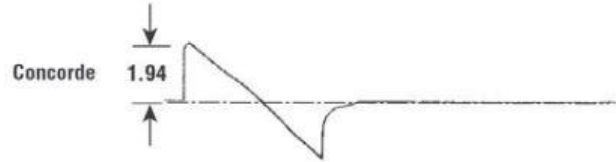
Αυτή η εξίσωση, μαζί με άλλα μαθηματικά μοντέλα, σχηματίζουν τους κώδικες που έχουν δημιουργηθεί από την NASA (PCBoom & sBoom) που υπολογίζουν την διάδοση αυτή και παίρνουν την τελική κυματομορφή τύπου N, του Σχήματος 3.28.



Σχήμα 3.28: Πλήρης Διάδοση κρουστικών κυμάτων του CWSB Model [17]

Για τον τελικό υπολογισμό του ήχου από την τελική κυματομορφή, όπως στο παράδειγμα του Σχήματος 3.29 για το Concorde, η επίλυση των παραπάνω εξισώσεων μετατρέπει τις

τιμές της πίεσης που υπολογίστηκαν στο CFD από το διάγραμμα πίεσης ως προς το μήκος του αεροσκάφους σε ένα διάγραμμα υπερπίεσης ως προς τον χρόνο, δηλαδή την κυματομορφή του τελικού κύματος “N”. Για την μετατροπή των πιέσεων σε db το μόνο που χρειάζεται είναι τα ακρότατα που παρουσιάζονται στο διάγραμμα που προκύπτει.



Σχήμα 3.29: Κύμα N του Concorde υπερπίεσης (lbs/ft<sup>2</sup>) ως προς τον χρόνο (s) [13]

Η ηχητική πίεση είναι η διαφορά μεταξύ της στιγμιαίας πίεσης σε ένα σημείο παρουσία ενός ηχητικού κύματος και της ατμοσφαιρικής πίεσης του περιβάλλοντος. Η στάθμη ηχητικής πίεσης (SPL) είναι ένα λογαριθμικό μέτρο της ηχητικής πίεσης σε σχέση με την τιμή αναφοράς των 20 μPa όριο ακοής. Το όριο ακοής είναι ο πιο ήσυχος ήχος που μπορούν να ακούσουν οι περισσότεροι νέοι υγιείς άνθρωποι. Η στάθμη ηχητικής πίεσης SPL μετράται σε ντεσιμπέλ (dB) και υπολογίζεται ως εξής:

$$SPL(db) = 20 \log_{10} (p/p_0)$$

Όπου  $p$  είναι η μέση τετραγωνική ρίζα της ηχητικής πίεσης και  $p_0$  είναι η ηχητική πίεση αναφοράς (συνήθως 20 μPa ή 0,00002 Pa). Η στάθμη ηχητικής πίεσης είναι μια απόλυτη τιμή επειδή αναφέρεται σε μια άλλη απόλυτη τιμή, το όριο ακοής. Επομένως, η ηχητική πίεση σε γραμμικές τιμές όπως τα pascals μπορεί να μετατραπεί σε στάθμη ηχητικής πίεσης σε decibel και αντίστροφα, εάν είναι γνωστή η ηχητική πίεση αναφοράς [23].

Στην έρευνα του Zhang, που αναφέρεται στο CWSB Model που σχεδιάστηκε, οι μέγιστες τιμές στο διάγραμμα αυτό είναι:

➤ CWSB Model :  $p_{peak} = \max ( |p_{min}| , |p_{max}| ) = ( |-20| , |15| ) = 20 \text{ Pa}$

$$SPL(db) = 20 \log_{10} (p_{peak}/p_0) = 120 \text{ db}$$

➤ Concorde :  $p_{peak} = 1,94 \text{ lbs/ft}^2 \text{ ή } 93 \text{ Pa}$

$$SPL(db) = 20 \log_{10} (p_{peak}/p_0) = 133,33 \text{ db}$$

## 4. Συμπεράσματα και προτάσεις

Στην παρούσα διπλωματική εργασία, εξετάστηκε πως η αεροδυναμική σχεδίαση και οι γεωμετρικές παρεμβάσεις σε ένα τύπο υπερηχητικού αεροσκάφους, είναι ικανές να λύσουν το πρόβλημα της ηχητικής έκρηξης το οποίο ταλαιπωρεί το οικοσύστημα του πλανήτη. Παρουσιάστηκε και εξηγήθηκε ενδελεχώς, όλο το φυσικό φαινόμενο, το οποίο μελετάται παγκοσμίως για πολλές δεκαετίες και ακόμη μέχρι και σήμερα προβληματίζει τους μηχανικούς για τον μετριασμό του σε συνολικό επίπεδο σχεδιασμού και όχι μόνο στα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του, ούτως ώστε, να είναι πάλι εφικτή και χωρίς προβλήματα η πτήση υψηλών ταχυτήτων που θα μικρύνει τους χρόνους μετακίνησης των ανθρώπων.

Τελικώς, κρίνοντας από το τελευταίο και καθοριστικό αποτέλεσμα στον υπολογισμό του θορύβου, διαπιστώνεται πως συγκριτικά με δύο αεροσκάφη ίδιου τύπου αλλά διαφορετικών διαμορφώσεων μπορεί να επιτευχθεί μείωση του αεροδυναμικού θορύβου λόγω της ηχητικής έκρηξης των κρουστικών κυμάτων έως και 10%. Ωστόσο, αξίζει να σημειωθεί πως σε αυτήν την περίπτωση το Concorde, πετάει σε διαφορετικό υψόμετρο και σε ταχύτητα Mach 2, παίζοντας και αυτό το ρόλο του, όμως δεν αλλάζει την πραγματικότητα πως οι αλλαγές πέτυχαν τον στόχο τους.

Είναι αντιληπτό πως υπάρχει περιθώριο βελτίωσης και περαιτέρω έρευνας σε νέες και πιο ρεαλιστικές διαμορφώσεις υπερηχητικών αεροσκαφών. Ενδεικτικά, αναφέρονται ορισμένα σημεία ενδιαφέροντος:

- Ανάλυση ευαισθησίας για την δημιουργία πλέγματος ικανού να μπορέσει να διαχειριστεί το πολύ μεγάλο υπολογιστικό κόστος που απαιτεί ένα αεροσκάφος με πολυπλοκότερη και πιο λεπτομερή γεωμετρία καθώς κάτω από αυτό για την αποτύπωση των κρουστικών κυμάτων που αναπτύσσονται στο κοντινό πεδίο, αλλά και των συντελεστών άνωσης σε κάθε πτέρυγα
- Χρήση λεπτόπαχων αεροτομών που είναι πιο διαδεδομένες στην αεροναυπηγική βιομηχανία σε σχέση με την αεροτομή διαμαντένιας διατομής
- Δημιουργία κατάλληλου κώδικα που θα βασίζεται στο μαθηματικό μοντέλο πρόβλεψης διάδοσης των κρουστικών κυμάτων στην ατμόσφαιρα για καλύτερη αναπαράσταση της

τελικής κυματομορφής στο έδαφος για τον υπολογισμό του θορύβου

- Υπολογιστική διερεύνηση για την επιρροή της ταχύτητας ροής, του υψομέτρου και τον ρόλο της τύρβης

## 5. Βιβλιογραφία

- [1] *Supersonic Transport The First Generation | SFO Museum*. (χ.χ.). Ανακτήθηκε 12 Ιουνίου 2024, από <https://www.sfomuseum.org/exhibitions/supersonic-transport>
- [2] Leone, D. (2021, Αύγουστος 25). *Tu-144 Vs Concorde: The Concordski was bigger and faster than its Anglo-French counterpart, but its glory was quite short. Here's why*. The Aviation Geek Club. <https://theaviationgeekclub.com/tu-144-vs-concorde-the-concordski-was-bigger-and-faster-than-its-anglo-french-counterpart-but-its-glory-was-quite-short-heres-why/>
- [3] *C-47 | WWII Transport, Cargo & Paratrooper Plane | Britannica*. (2024, Μάιος 9). <https://www.britannica.com/technology/Concorde>
- [4] Candel, S. (2004). Concorde and the Future of Supersonic Transport. *Journal of Propulsion and Power*, 20(1), 59–68. <https://doi.org/10.2514/1.9180>
- [5] Van Hove, B., Lofqvist, M., Bonetti, D., & Kokorich, M. (2023). *Reducing the Noise of Hypersonic Aircraft*.
- [6] NASA Technical Memorandum 78736 'Comparison of Low-Frequency Noise Levels of the Concorde Supersonic Transport With Other Commercial Service Airplanes
- [7] *What Happens When Experts Silence Supersonic Flights? | Ansys*. (χ.χ.). Ανακτήθηκε 12 Ιουνίου 2024, από <https://www.ansys.com/blog/experts-silence-supersonic-flights>
- [8] "Son of Concorde" is on its way! NASA Tests Its 'Quiet' Supersonic Jet. (2022, Φεβρουάριος 17). *Despatch*. <https://www.despatch.com/blog/son-of-concorde-is-on-its-way-nasa-tests-its-quiet-supersonic-jet/>
- [9] Anderson, J. D. (χ.χ.). *Governing Equations of Fluid Dynamics*.
- [10] *Compressible Flow vs Incompressible Flow in Fluid Mechanics*. (χ.χ.). SimScale. Ανακτήθηκε 13 Ιουνίου 2024, από <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/compressible-flow-vs-incompressible-flow/>
- [11] *Mach Number Formula, Definition, Types, Classification And Illustration*. (χ.χ.). BYJUS. Ανακτήθηκε 13 Ιουνίου 2024, από <https://byjus.com/physics/mach-number/>
- [12] An Internet Book on Fluid Dynamics: Oblique Shock Wave  
<http://brennen.caltech.edu/fluidbook/basicfluidynamics/compressibleflow/obliqueshock.pdf>
- [13] *Sonic Boom: Six Decades of Research—NASA Technical Reports Server (NTRS)*. (χ.χ.). Ανακτήθηκε 15 Ιουνίου 2024, από <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150006843>

- [14] *Supersonic: The History of NASA's Sonic Boom Research (6-8)*. (χ.χ.).
- [15] Li, W., & Geiselhart, K. (χ.χ.). *Multidisciplinary Design Optimization of Low-Boom Supersonic Aircraft with Mission Constraints*.
- [16] Sun, Y., & Smith, H. (2020). Low-boom low-drag solutions through the evaluation of different supersonic business jet concepts. *The Aeronautical Journal*, 124(1271), 76–95. <https://doi.org/10.1017/aer.2019.131>
- [17] Zhang, L., Han, Z., Qiao, J., Song, W., Ding, Y., & Wang, X. (2023). Effect of longitudinal lift distribution on sonic boom of a canard-wing-stabilator-body configuration. *Chinese Journal of Aeronautics*, 36(6), 92–108. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.03.043>
- [18] *What is Computational Fluid Dynamics (CFD)? | Ansys*. (χ.χ.). Ανακτήθηκε 20 Ιούνιος 2024, από <https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-computational-fluid-dynamics>
- [19] Syrakos, A., & Dimakopoulos, Y. (2016, Δεκέμβριος 2). *ΜΕΘΟΔΟΣ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΩΝ ΟΓΚΩΝ ΓΙΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΙΕΩΔΟΕΛΑΣΤΙΚΩΝ ΡΟΩΝ*.
- [20] Leishman, J. G. (2023). *Supersonic & Hypersonic Flight*. <https://doi.org/10.15394/eaglepub.2022.1066.n43>
- [21] International Journal of Advanced Research in Science, Communication and Technology (IJARSCT) International Open-Access, Double-Blind, Peer-Reviewed, Refereed, Multidisciplinary Online Journal Volume 3, Issue 11, May 2023 <https://ijarsct.co.in/Paper10615.pdf>
- [22] Yamamoto, M., Hashimoto, A., Aoyama, T., & Sakai, T. (2015). A unified approach to an augmented Burgers equation for the propagation of sonic booms. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 137(4), 1857–1866. <https://doi.org/10.1121/1.4916833>
- [23] *Convert pascal [Pa] to sound pressure level in decibels [dB SPL] • Sound Pressure Level (SPL) Converter • Acoustics—Sound • Compact Calculator • Online Unit Converters*. (χ.χ.). Ανακτήθηκε 23 Ιούνιος 2024, από <https://www.translatorscafe.com/unit-converter/en-US/sound-pressure-level/2-9/pascal-sound%20pressure%20level%20in%20decibels/>