

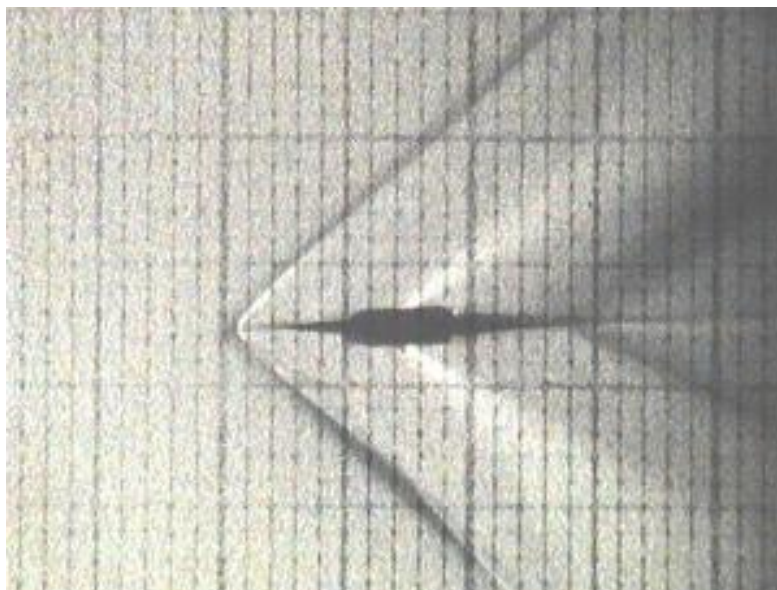
**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΕΝΙΟ**

**Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών**

**ΤΟΜΕΑΣ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ**

**Υπολογιστικό Θέμα**

**Σχεδίαση υπερηχητικής αεροτομής με ελαχιστοποίηση  
του υπερηχητικού κρότου**

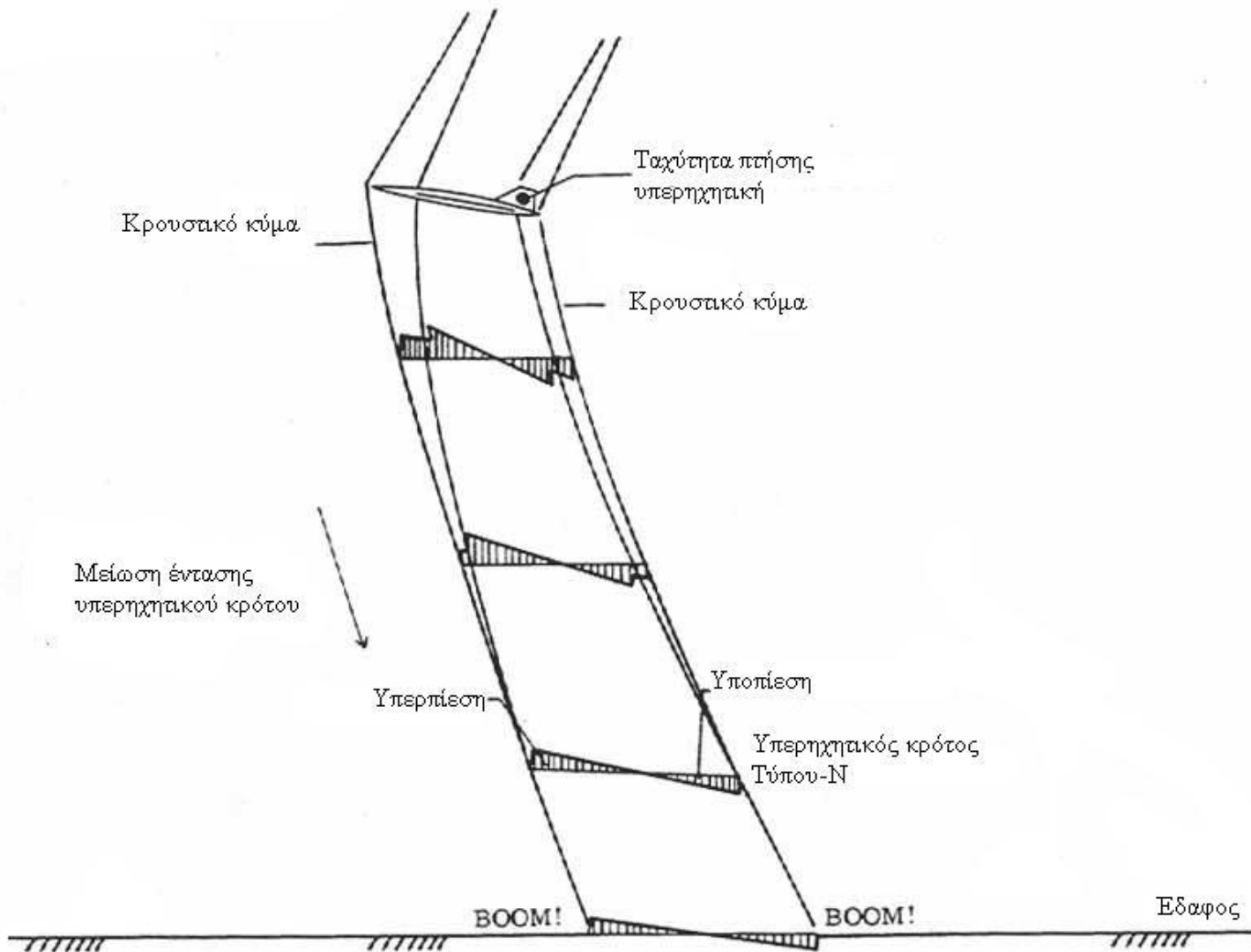


**Υπεύθυνος καθ/της: Κ.Χ. Γιαννάκογλου**

**Τζίνιας Νεοκλής**

## Εισαγωγή

Στόχος αυτής της εργασίας είναι η σχεδίαση αεροτομής, η οποία για δεδομένες συνθήκες υπερηχητικής ροής να ελαχιστοποιεί το κρουστικό κύμα που δημιουργείται. Αυτό έχει ως συνέπεια την ελάττωση του υπερηχητικού κρότου, ενός από τα πιο σημαντικά εμπόδια στην ανάπτυξη των υπερηχητικών πτήσεων, που παράγεται με την διάσπαση του φράγματος του ήχου. Στο παρακάτω διάγραμμα παρουσιάζεται η διάδοση του υπερηχητικού κρότου από το ύψος πτήσεως στο έδαφος.



Η κίνηση ενός σώματος μέσα στον αέρα προκαλεί διαταράξεις στον ατμοσφαιρικό αέρα που το περιβάλλει και οι οποίες διαδίδονται σφαιρικά γύρω από αυτό. Τα σφαιρικά κύματα που δημιουργούνται συμπυκνώνονται προς την κατεύθυνση κίνησης του σώματος (φαινόμενο Doppler). Καθώς η ταχύτητα του σώματος αυξάνεται τα κύματα μπροστά του πυκνώνουν μέχρι ωστόσο αποκτήσει ταχύτητα ενός Mach, οπότε και σχηματίζεται ένα κάθετο κύμα κρούσης.

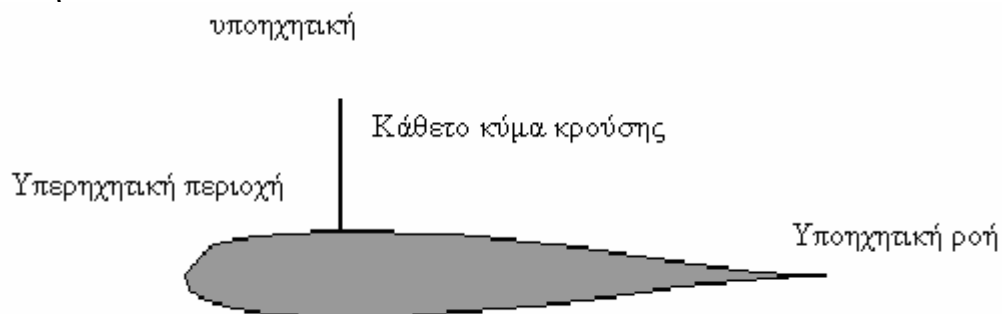
Παρόμοιο φαινόμενο παρατηρείται και στην κίνηση του αεροπλάνου μέσα στον αέρα μόνο που τα πρώτα συμπτώματα της υπερηχητικής ταχύτητας θα εκδηλωθούν αρχικά στις πτέρυγες. Αυτό συμβαίνει γιατί όπως είναι γνωστό από την αεροδυναμική η ταχύτητα του αέρα επιταχύνεται στην πάνω πλευρά της αεροτομής.

Έτσι αν η ταχύτητα του αεροσκάφους και άρα η σχετική ταχύτητα του αέρα πλησιάζουν το  $Mach=1$ , τότε η ταχύτητα στο πάνω μέρος της πτέρυγας είναι πιθανόν να γίνει ίση με 1 Mach. Η ταχύτητα του αεροσκάφους για την οποία πρωτοεμφανίζεται υπερηχητική ροή στην πτέρυγα ονομάζεται κρίσιμος αριθμός Mach. Ο κρίσιμος αριθμός Mach είναι χαρακτηριστικός για κάθε πτέρυγα.

### Κρίσιμος Αριθμός Mach



Το κάθετο κύμα κρούσης είναι λεπτό στρώμα αέρα με μεγάλη πίεση, πυκνότητα και θερμοκρασία που εφαρμόζει στις πτέρυγες. Αυτό το φαινόμενο της αεροδυναμικής έχει ως αποτέλεσμα την απότομη μείωση της ταχύτητας του αέρα σε κάποιο σημείο της πτέρυγας, δηλ. τη μεταβολή της από υπερηχητική σε υποηχητική.



Το "σπάσιμο του φράγματος του ήχου" προκαλεί την εμφάνιση ισχυρών δυνάμεων πάνω στην πτέρυγα γεγονός που απαιτεί τέλειο αεροδυναμικό σχήμα και ισχυρή κατασκευή από πλευρά αντοχής και θερμοκρασίας.

Όταν η ταχύτητα πτήσης ξεπεράσει περίπου τα 1,2 Mach το κάθετο κύμα κρούσης γίνεται πλάγιο και έχει μεγαλύτερη ταχύτητα στο μπροστινό μέρος από ό,τι στο πίσω. Ανάλογα τώρα με το σχήμα της πτέρυγας και την τιμή της ταχύτητας πριν από το κύμα, η ταχύτητα πίσω από αυτό δύναται να είναι υποηχητική ή μικρότερη υπερηχητική.

Καθώς η ταχύτητα του αεροπλάνου μεγαλώνει, το πλάγιο κύμα κρούσης τείνει να ταυτιστεί με τον κώνο του Mach.

Αξίζει να αναφερθεί ότι το πλάγιο κύμα κρούσης είναι πάντα ασθενέστερο από ότι το κάθετο, δηλαδή προκαλεί μικρότερη ελάττωση της ταχύτητας της ροής, μικρότερη αύξηση της πίεσης, της πυκνότητας, της θερμοκρασίας καθώς και μικρότερη απώλεια ενέργειας.

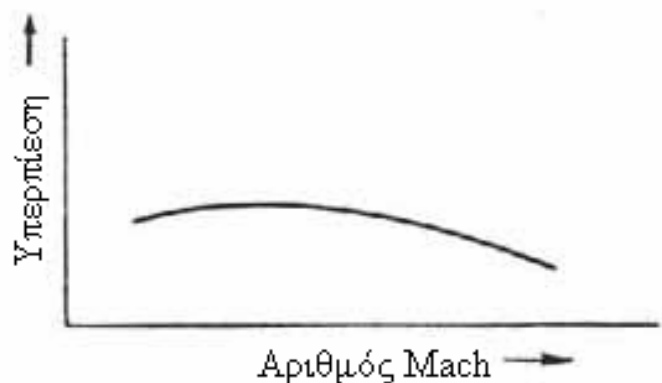
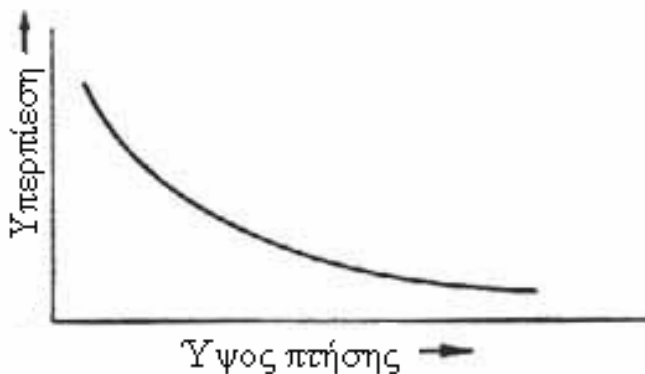
Ένα αεροπλάνο που κινείται με υπερηχητική ταχύτητα δημιουργεί δύο κώνους, ένα στο χείλος προσβολής και ένα στο χείλος εκφυγής που είναι συνήθως της ίδιας ισχύος. Η χρονική διαφορά που παρατηρείται μεταξύ των δύο, όσο αφορά την στιγμή που “ακούγονται” στο έδαφος, εξαρτάται κυρίως από το μέγεθος του αεροπλάνου καθώς και το ύψος πτήσης του. Συνήθως δεν είναι δυνατόν κάποιος να ξεχωρίσει τους δύο υπερηχητικούς κρότους με αποτέλεσμα να αντιλαμβανόμαστε έναν κρότο.

Οι παράγοντες από τους οποίους επηρεάζεται ο υπερηχητικός κρότος είναι πολλοί οι κυριότεροι εκ των οποίων είναι το βάρος, το μέγεθος το σχήμα του αεροσκάφους, το ύψος και η ταχύτητα πτήσης καθώς και οι ατμοσφαιρικές συνθήκες.

Χαρακτηριστικά αξίζει να αναφερθεί ότι όσο πιο βαρύ και όσο πιο μεγάλο είναι το αεροπλάνο τόσο πιο ισχυρά κρουστικά κύματα δημιουργούνται και κατά συνέπεια πιο ισχυρό υπερηχητικό κρότο.

Το ύψος είναι σημαντικός παράγοντας κυρίως γιατί καθορίζει την απόσταση που διανύουν τα ηχητικά κύματα πριν φτάσουν στο έδαφος, κάτι που έχει σημαντική επίδραση στην ένταση του ήχου. Καθώς το κρουστικό κύμα απομακρύνεται προς τα κάτω η ισχύς του μειώνεται και έτσι όσο πιο μεγάλο το ύψος πτήσης τόσο μεγαλύτερη η απόσταση που χρειάζεται να διανύσει το κρουστικό κύμα και άρα ανάλογα μεγαλύτερη η μείωση της έντασης αυτού. Απ’ όλους τους παράγοντες που επηρεάζουν τον υπερηχητικό κρότο, η αύξηση του ύψους πτήσης είναι η πιο αποτελεσματική μέθοδος μείωσης της έντασης αυτού.

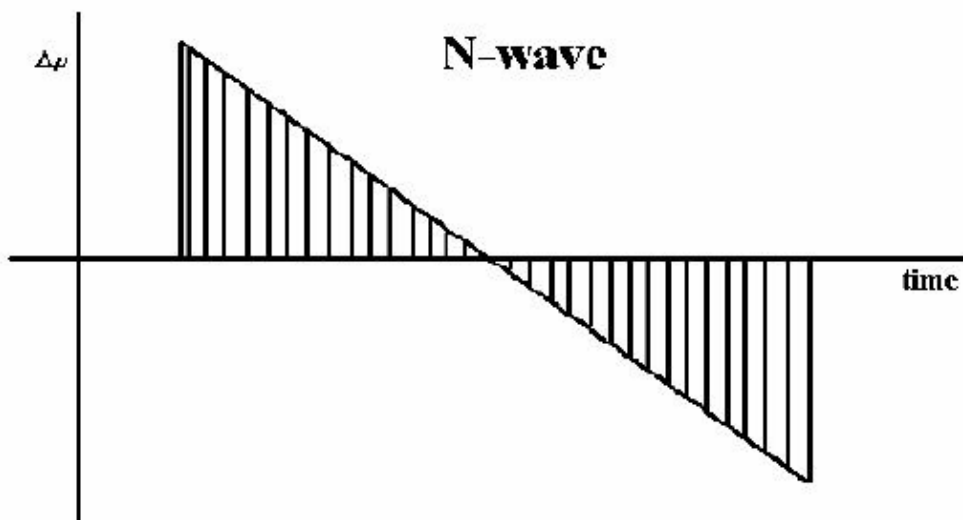
Τα διαγράμματα που ακολουθούν δείχνουν πως επηρεάζεται η υπερπίεση από διάφορους παράγοντες που σχετίζονται με τις συνθήκες πτήσης.



Οι υπερηχητικοί κρότοι χωρίζονται σε δύο τύπους κυρίως λόγω της διαμόρφωσης της υπερπίεσης (over-pressure). Ως υπερπίεση χαρακτηρίζεται η αύξηση της πίεσης του αέρα σε σχέση με την ατμοσφαιρική πίεση στο ύψος πτήσης.(14,7 psi).

Ένα συνηθισμένος τύπος υπερηχητικού κρότου είναι ο τύπος N. Σ'ένα ηχητικό κύμα τύπου N, η πίεση αυξάνεται σχεδόν στιγμιαία και στην συνέχεια ακολουθεί γραμμική μείωση της με το χρόνο, έως μια τιμή η οποία είναι μικρότερη από την ατμοσφαιρική πίεση. Στο τέλος του κύματος η πίεση αυξάνει σχεδόν ακαριαία στην τιμή της ατμοσφαιρικής πίεσης. Η μέγιστη τιμή μεταβολής της πίεσης των κυμάτων αυτού του τύπου για τα υπερηχητικά αεροσκάφη ποικίλει από κάτι λιγότερο από 1 lb/ft<sup>2</sup> μέχρι σχεδόν 10 lb/ft<sup>2</sup>.

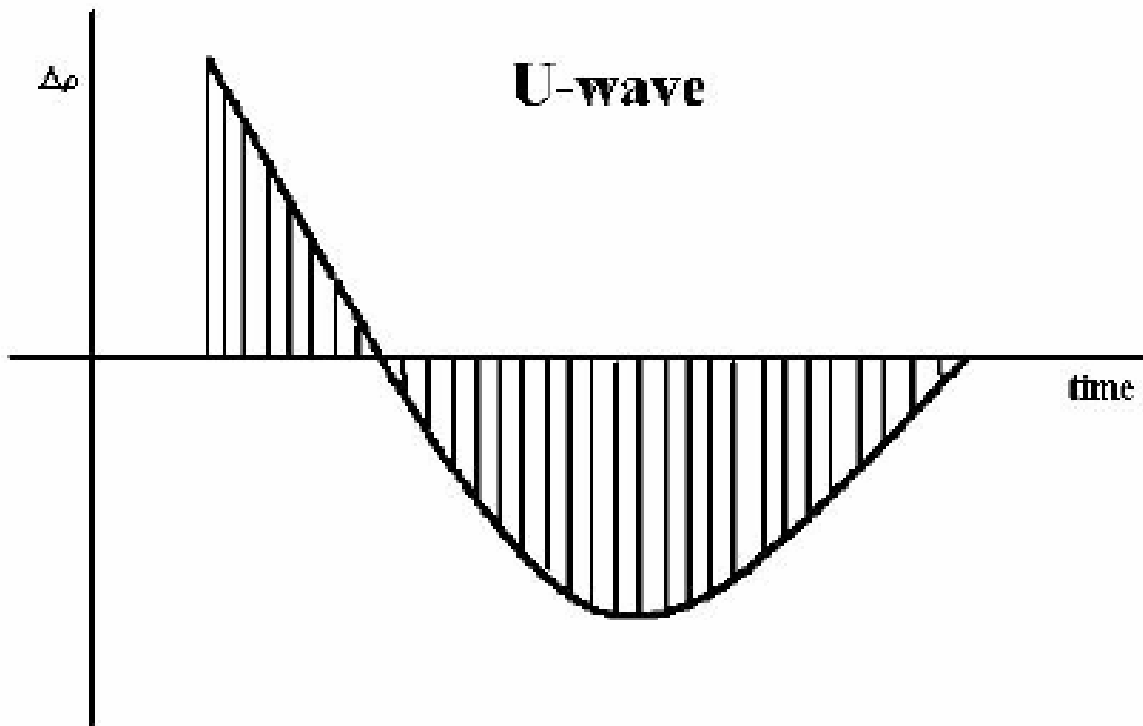
Το διάγραμμα μεταβολής της πίεσης ενός κύματος τύπου N είναι το εξής:



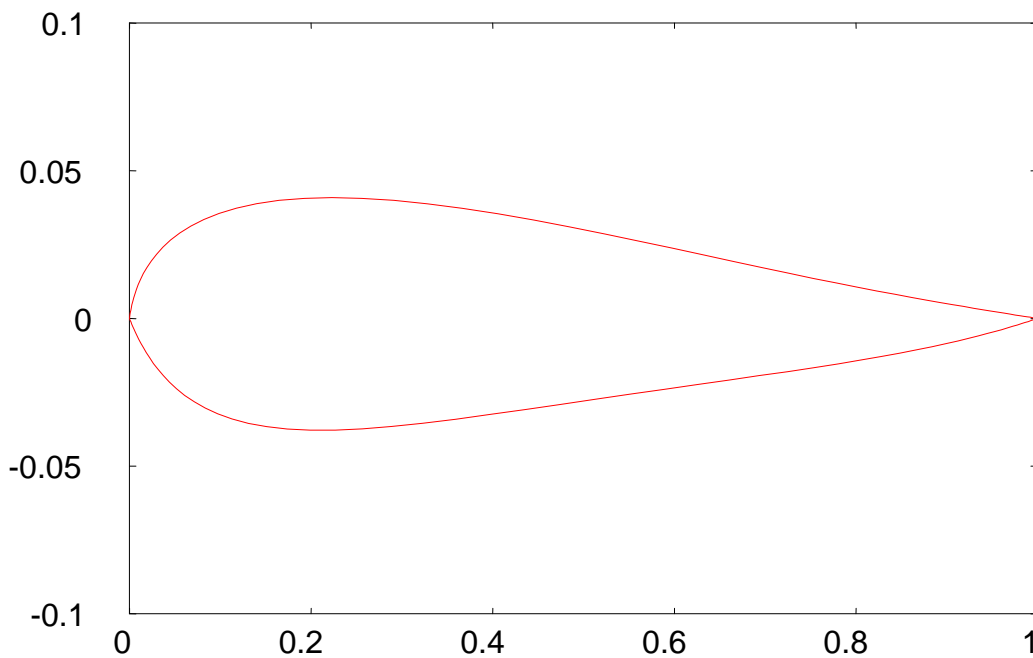
Ένας άλλος χαρακτηριστικός τύπος ηχητικού κύματος είναι ο τύπος-U.Ο τύπος U εκφράζει το ηχητικό κύμα του οποίου η ισχύς του κρότου είναι συγκεντρωμένη. Συνήθως τέτοιου τύπου ηχητικά κύματα παρατηρούνται κατά την διάρκεια που το αεροπλάνο εκτελεί ελιγμούς.

Σ'αυτήν την περίπτωση παρατηρείται απότομη μεταβολή της πίεσης, όπως και στον τύπο-N αλλά στην συνέχεια η πίεση μειώνεται παραβολικά με τον χρόνο και στο τέλος αποκτά την τιμή της ατμοσφαιρικής πίεσης. Η μέγιστη μεταβολή της πίεσης των κυμάτων τύπου-U είναι 2 με 5 φορές μεγαλύτερη από αυτήν των κυμάτων τύπου-N.

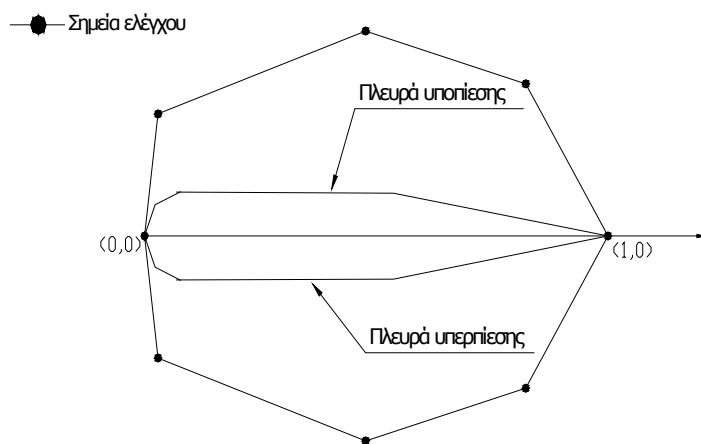
Χαρακτηριστικό διάγραμμα ηχητικού κύματος τύπου-U είναι το παρακάτω:



Η αεροτομή η οποία εξετάζεται, βελτιστοποιείται, ως προς την ένταση του υπερηχητικού κρότου, και επανασχεδιάζεται στην εργασία είναι η παρακάτω.



Η παραμετροποίηση της αεροτομής θα γίνει χρησιμοποιώντας καμπύλες Bezier-Bernstein. Θα χρησιμοποιηθούν συνολικά 10 σημεία ελέγχου, 5 εκ των οποίων για την πλευρά υποπίεσης της αεροτομής, πάνω πλευρά και 5 για την πλευρά υπερπίεσης, κάτω πλευρά της αεροτομής, δηλαδή θα χρησιμοποιηθούν δύο πολώνυμα Bezier. Τα σημεία ελέγχου στο χείλος προσβολής και στο χείλος εκφυγής είναι καθορισμένα (λόγω του ότι στην εργασία χρησιμοποιήθηκε μοναδιαίο μήκος χορδής της αεροτομής, προκύπτει ότι το σημείο  $(0,0)$  αντιστοιχεί στο χείλος προσβολής και το σημείο  $(1,0)$  στο χείλος εκφυγής.



Για την επίλυση της ροής γύρω από την αεροτομή χρησιμοποιήθηκε ο κώδικας Euler του εργαστηρίου θερμικών στροβιλομηχανών καθώς επίσης και για την δημιουργία μη δομημένου πλέγματος γύρω από την αεροτομή. Για επιπλέον ακρίβεια υπάρχει η δυνατότητα αναπροσαρμογής του πλέγματος μετά από συγκεκριμένο αριθμό επαναλήψεων που έχει επιλεγεί εξ αρχής. Οι συνθήκες ροής στις οποίες μελετάται η αεροτομή είναι 1.2 Mach, ταχύτητα επ' άπειρου ροής και  $0^\circ$  γωνία είσοδου της ροής, με στόχο την ελαχιστοποίηση του υπερηχητικού κρότου σε συγκεκριμένη απόσταση από αυτήν (όπως ορίζεται παρακάτω).

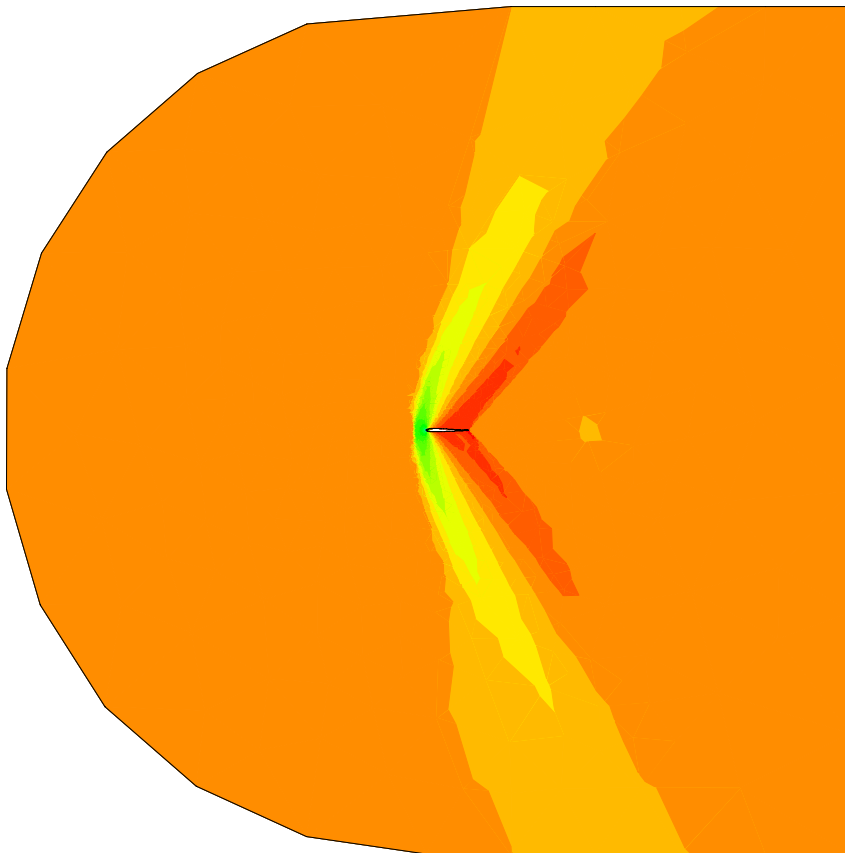
Ο κώδικας επίλυσης της ροής δημιουργεί το περίγραμμα της αεροτομής βάση των σημείων ελέγχου Bezier, δημιουργεί τον όγκο ελέγχου γύρω από την αεροτομή (nearfield, farfield) χρησιμοποιώντας τα υποπρογράμματα peris.exe, front5.exe του εργαστηρίου και υπολογίζει την μεταβολή πίεσης που προκαλεί η αεροτομή στο nearfield και παράγει ένα αρχείο task.res. Στην συνέχεια ο κώδικας βελτιστοποίησης δημιουργεί ένα νέο σύνολο υποψήφιων λύσεων και η διαδικασία επαναλαμβάνεται. Η ακτίνα του όγκου ελέγχου που χρησιμοποιήθηκε είναι δεκαπλάσια της χορδής της αεροτομής και η θέση στην οποία υπολογίστηκε η μεταβολή της πίεσης (nearfield), βρίσκεται σε κατακόρυφη απόσταση διπλάσια της χορδής από την πλευρά υπερπίεσης.

Ο κώδικας βελτιστοποίησης του εργαστηρίου θερμικών στροβιλομηχανών, χρησιμοποιεί την μέθοδο των εξελικτικών αλγορίθμων γεγονός που δίνει την δυνατότητα αξιολόγησης ενός πλήθους πιθανών λύσεων.

Τα δεδομένα που χρειάζεται ο εξελικτικός αλγόριθμος βρίσκονται στο αρχείο dataeas.dat και περιλαμβάνουν τα όρια των σημείων ελέγχου Bezier καθώς και πληροφορίες για το πληθυσμό των γονέων, χρησιμοποιήθηκε πληθυσμός 20 ατόμων, τον πληθυσμό των απογόνων, χρησιμοποιήθηκαν 80 άτομα, την διαδικασία μετάλλαξης, την διαδικασία αναπαραγωγής με πιθανότητα 80%, τον αριθμό των επαναλήψεων (γενιών), και τον αριθμό των αξιολογήσεων (2100 αξιολογήσεις).

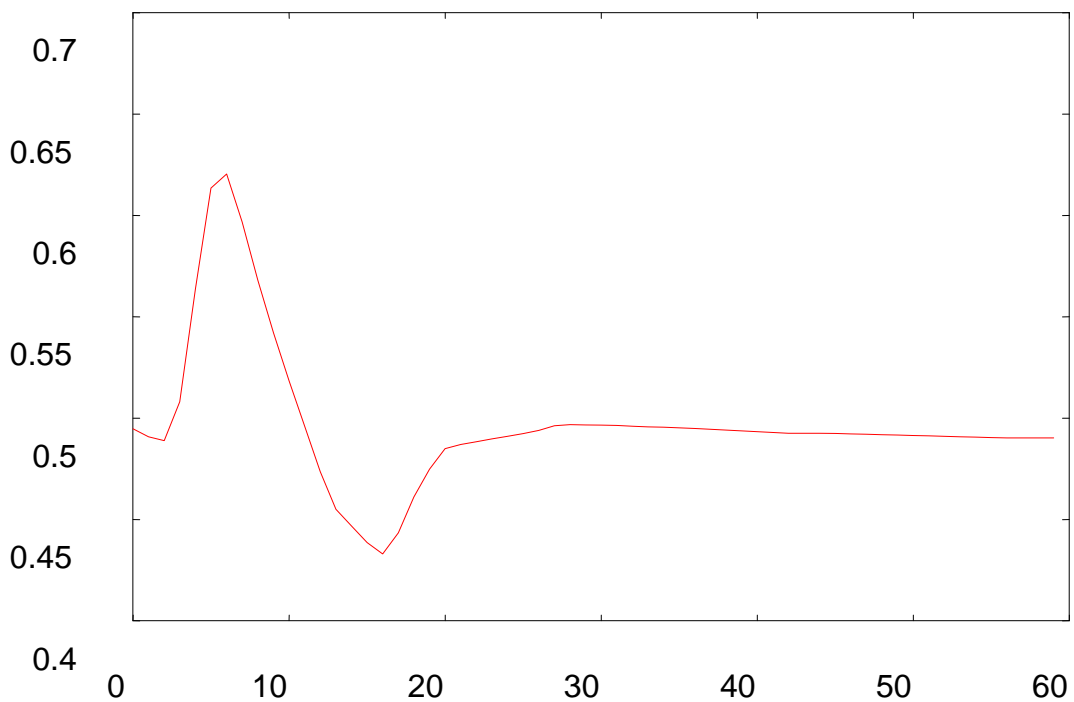


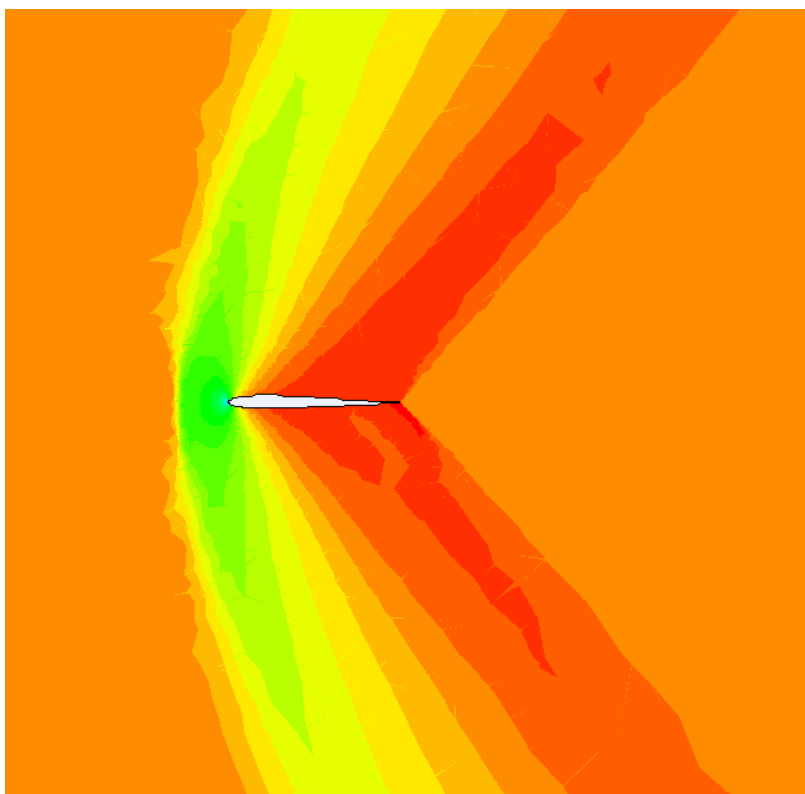
Στις εικόνες που ακολουθούν παρουσιάζεται το πεδίο του αριθμού Mach και το πεδίο πίεσης στην αρχική αεροτομή με μεγέθυνση στην αεροτομή.



Πεδίο Mach αρχικής αεροτομής.

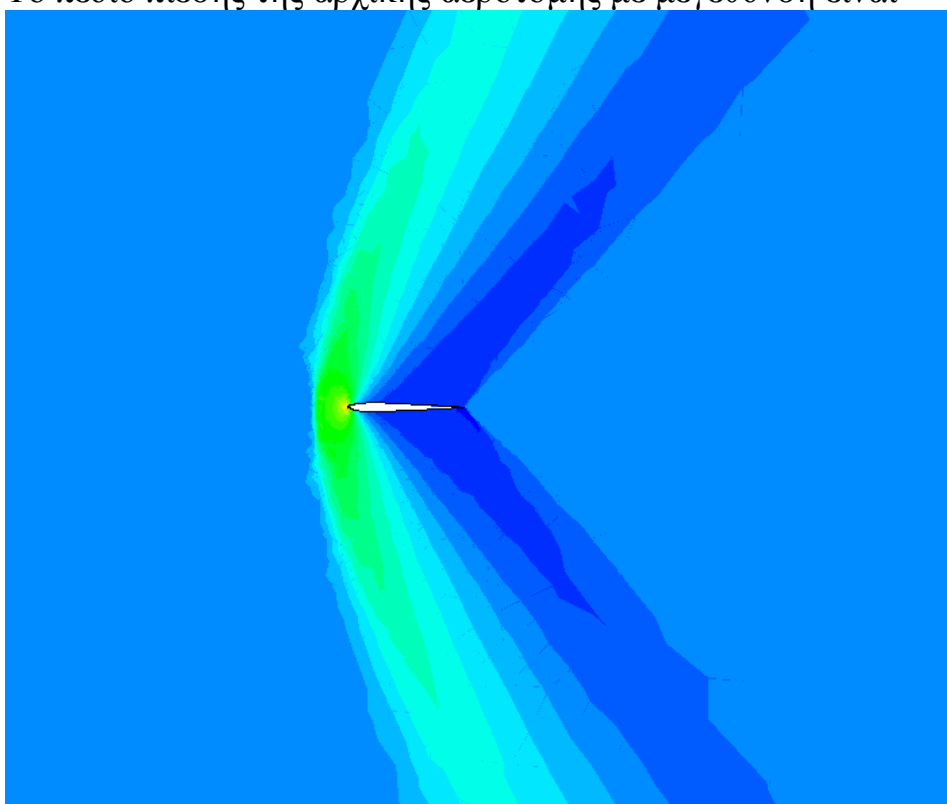
Το διάγραμμα μεταβολής της πίεσης της αεροτομής, από το οποίο προκύπτει και η ένταση του υπερηχητικού κρότου είναι το εξής.



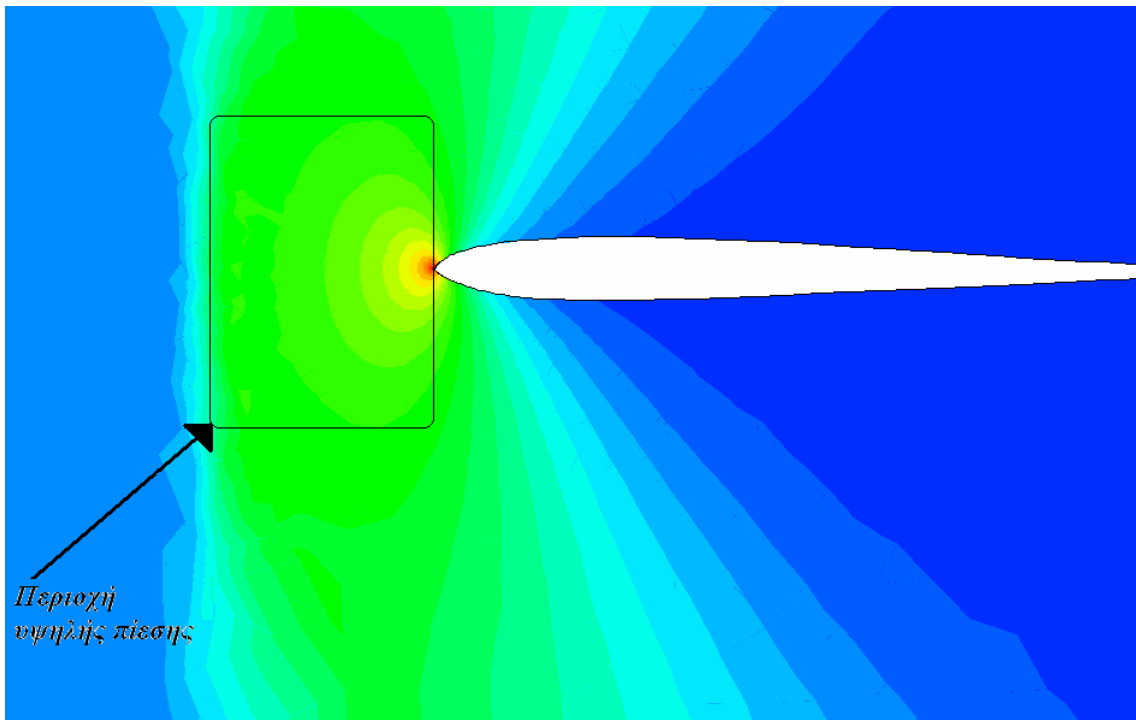


Πεδίο Mach αρχικής αεροτομής με μεγέθυνση στην αεροτομή.

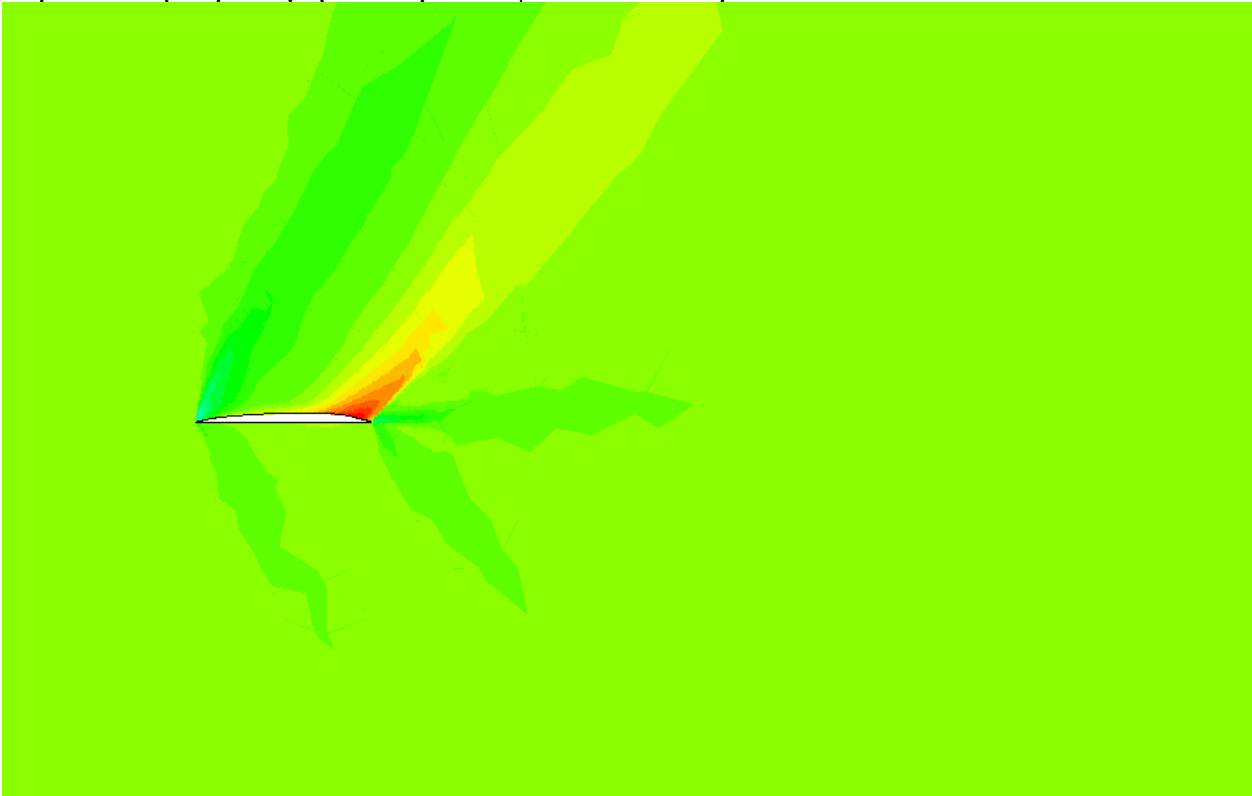
Το πεδίο πίεσης της αρχικής αεροτομής με μεγέθυνση είναι



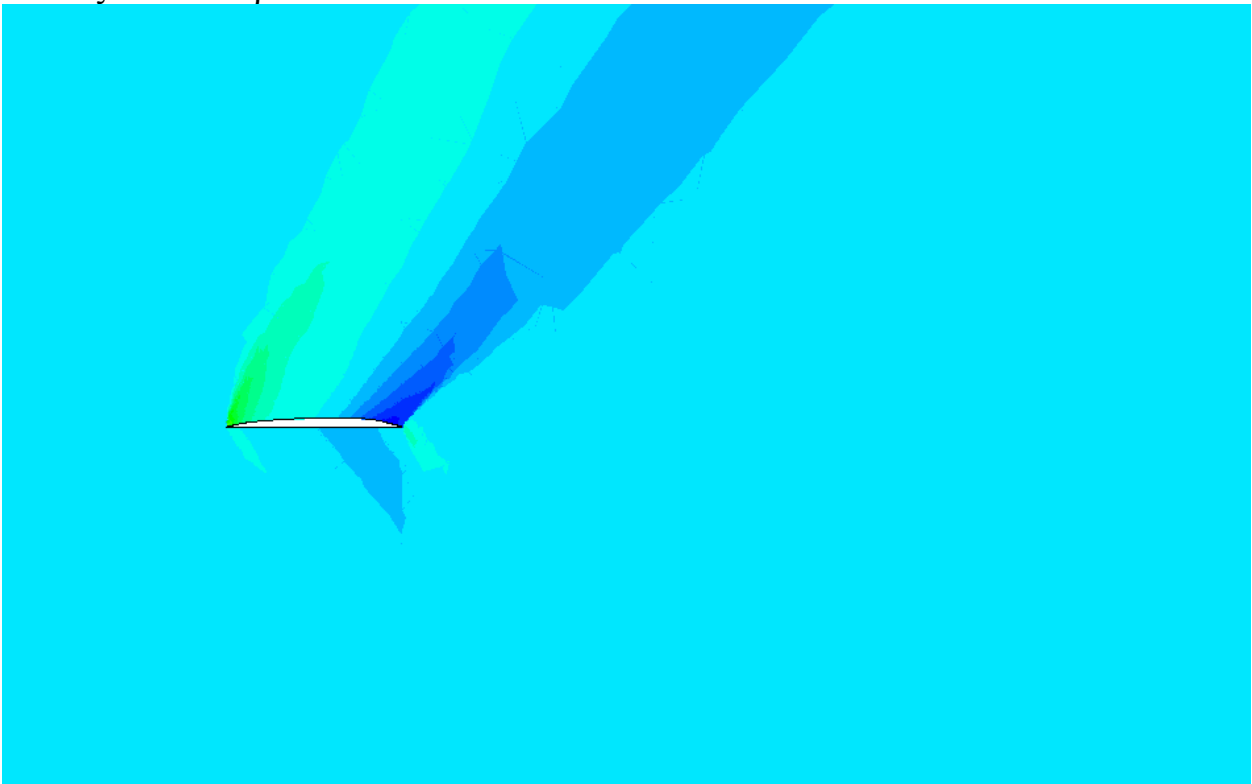
Όταν η ταχύτητα της επ'απειρού ροής είναι μεγαλύτερη από 1 Mach τότε το κρουστικό κύμα έχει μετατοπιστεί στο χείλος εκφυγής και σχεδόν παντού γύρω από την αεροτομή υπάρχει υπερηχητική ροή. Στο παραπάνω πεδίο πίεσης φαίνεται η δημιουργία ενός δεύτερου κύματος (bow shock) μπροστά από την αεροτομή γεγονός που έχει ως αποτέλεσμα μεγάλη αύξηση στην οπισθέλκουσα της αεροτομής. Αυτό συμβαίνει γιατί η ροή στο χείλος προσβολής επιβραδύνεται με αποτέλεσμα να υπάρξει μια περιοχή μεγάλης πίεσης μπροστά από την αεροτομή (υποηχητική ροή), που κυριολεκτικά σπρώχνει την αεροτομή προς τα πίσω.



Η βέλτιστη αεροτομή που προέκυψε δίνει το παρακάτω πεδίο Mach



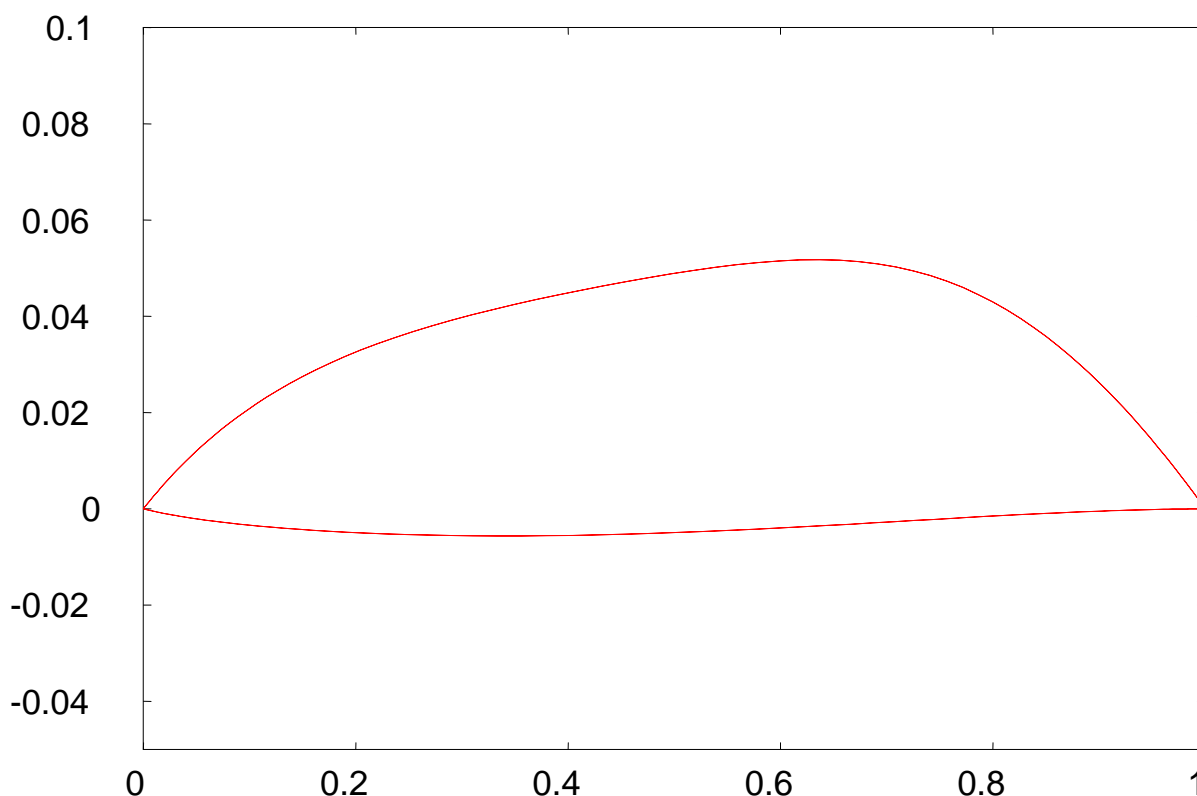
Καθώς και το παρακάτω πεδίο πιέσεων



Από το πεδίο πίεσης φαίνεται πώς το κύμα μπροστά από την αεροτομή (bow shock) δεν υπάρχει. Αυτό συμβαίνει λόγω του ότι το χείλος προσβολής έχει γίνει πολύ αιχμηρό με αποτέλεσμα το κύμα να έχει προσκολληθεί πλήρως στο χείλος και έτσι να μην υπάρχει πλέον η περιοχή υψηλής πίεσης μπροστά από την αεροτομή. Η οπισθέλκουσα της αεροτομής έχει μειωθεί.

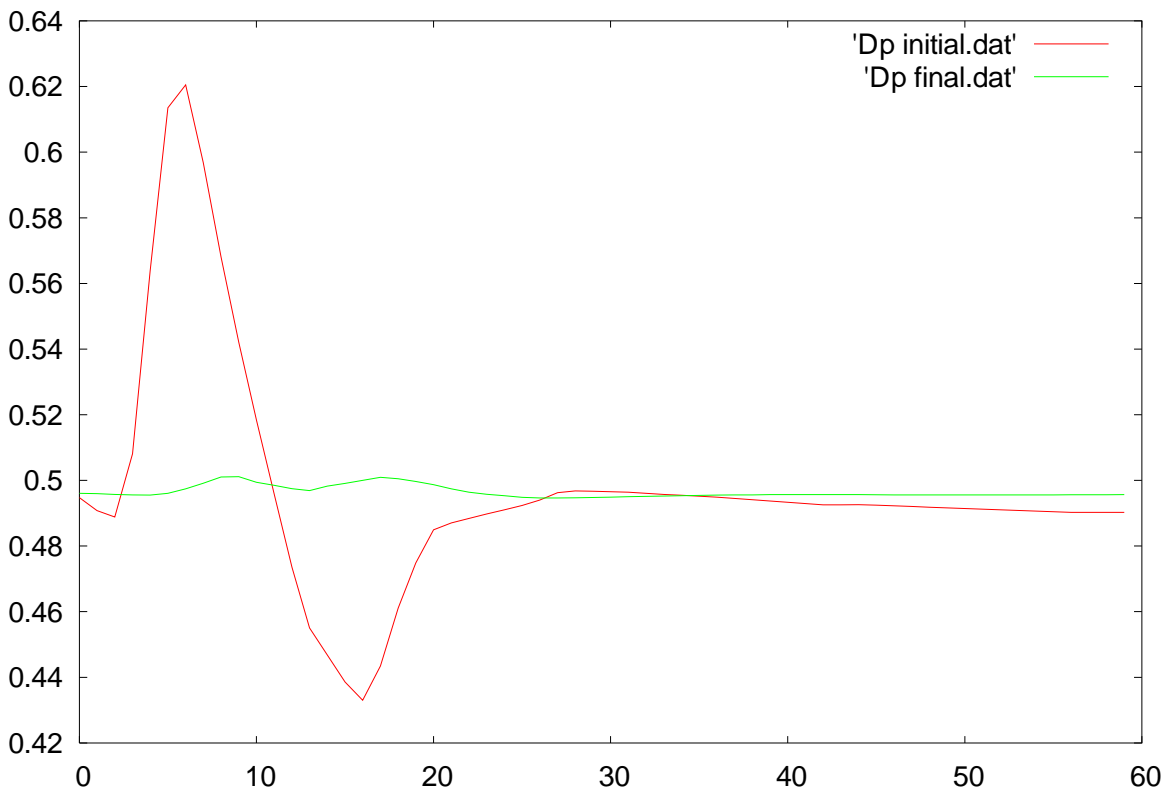
Το κύριο πρόβλημα αεροτομών με πολύ αιχμηρό χείλος προσβολής είναι οι υποηχητικές ταχύτητες πτήσης και αυτό γιατί η ταχύτητα απώλειας στήριξης και το απαιτούμενο μήκος προσγείωσης είναι πολύ μεγάλα σε αεροσκάφη με τέτοιου είδους αεροτομές.

Το περίγραμμα της αεροτομής είναι

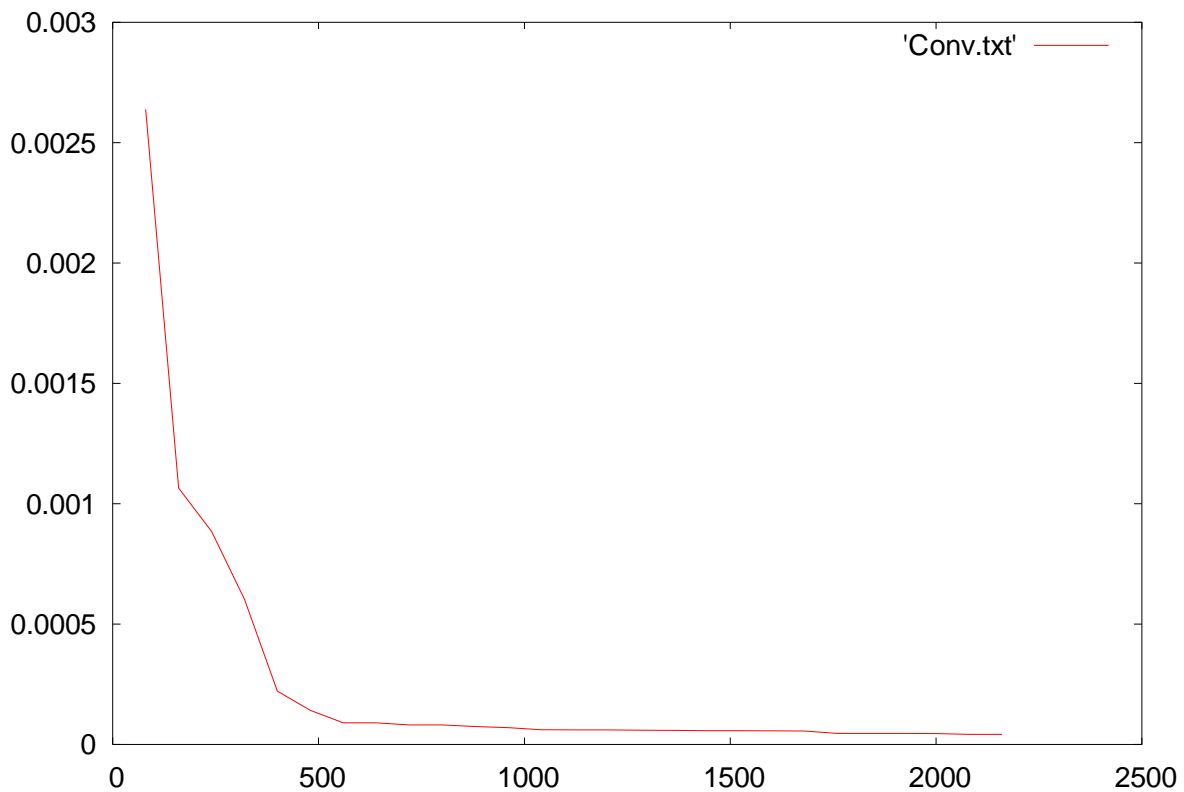


Η αεροτομή που προέκυψε σχεδιάστηκε έτσι ώστε ο κώδικας βελτιστοποίησης να έχει ένα μόνο στόχο, την ελαχιστοποίηση της μεταβολής της πίεσης που προκαλεί η αεροτομή στις δεδομένες συνθήκες ροής, χωρίς να δοθεί ιδιαίτερη έμφαση στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αυτής ( $C_L, C_D$ ). Αυτό σε συνδυασμό με το ότι η γωνία εισόδου της ροής είναι  $0^\circ$  είχε ως αποτέλεσμα η βέλτιστη αεροτομή να προκύψει με την πλευρά υπερπίεσης σχεδόν επίπεδη.

Ο υπερηχητικός κρότος της αεροτομής έχει μειωθεί κατά πολύ όπως προκύπτει από το παρακάτω διάγραμμα που δείχνει την μεταβολή της πίεσης πριν και μετά από την βελτιστοποίηση.

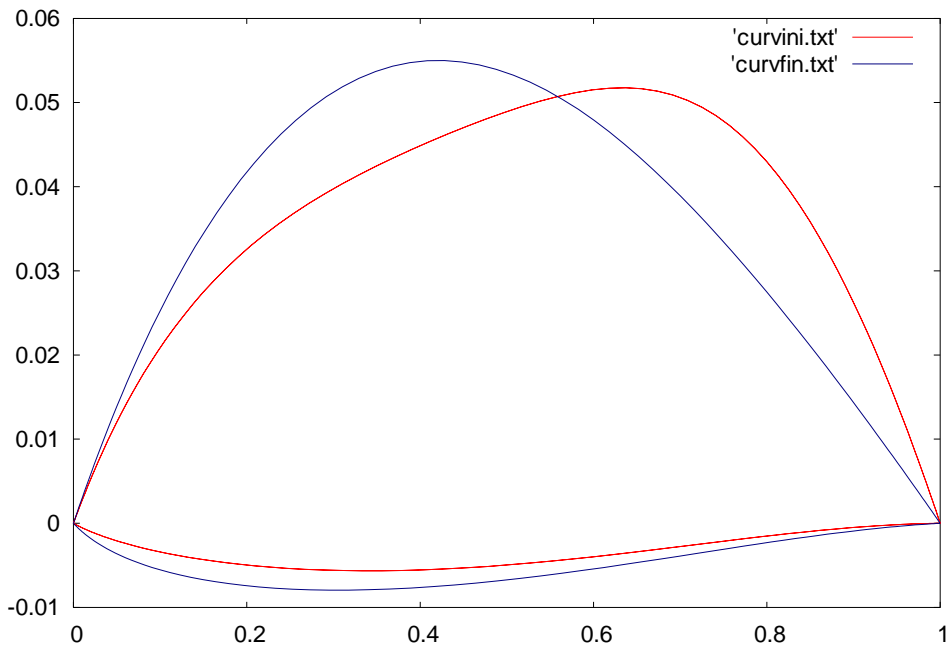


Ο ρυθμός σύγκλισης της μεθόδου είναι

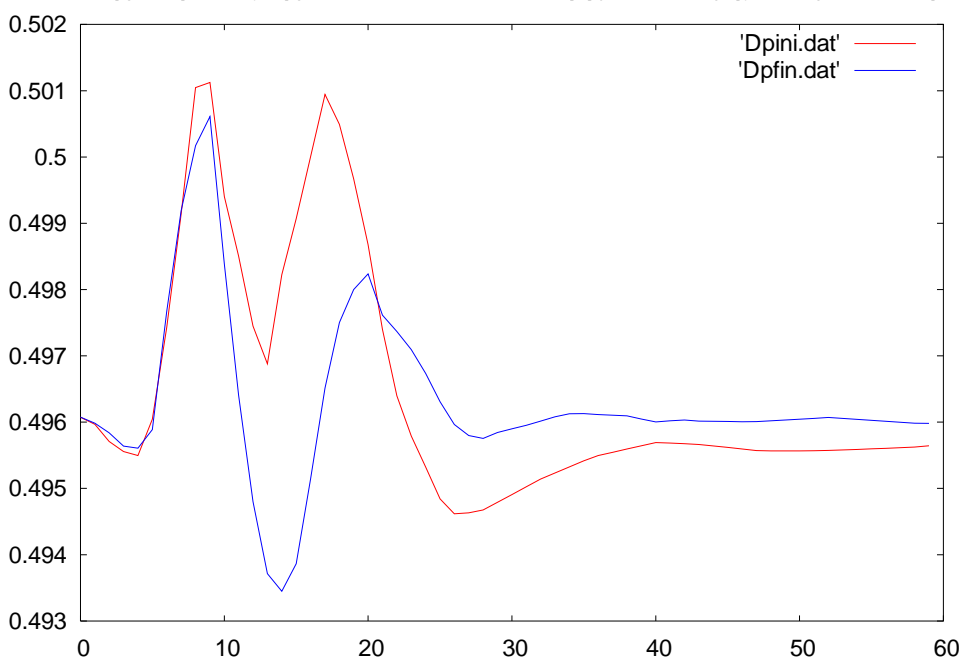


Επαναλαμβάνοντας τον αλγόριθμο βελτιστοποίησης για την τελική αεροτομή, για συνολικό αριθμό αξιολογήσεων 1500, προκύπτει επιπλέον μείωση της έντασης του υπερηχητικού κρότου, σε πολύ μικρότερο ποσοστό όμως, λόγω του ότι τώρα και η αρχική αεροτομή είναι σχεδιασμένη για υπερηχητική ροή.

Τα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζουν την αρχική αεροτομή και την τελική, στην 2<sup>η</sup> περίπτωση βελτιστοποίησης καθώς και την μεταβολή της πίεσης τους.

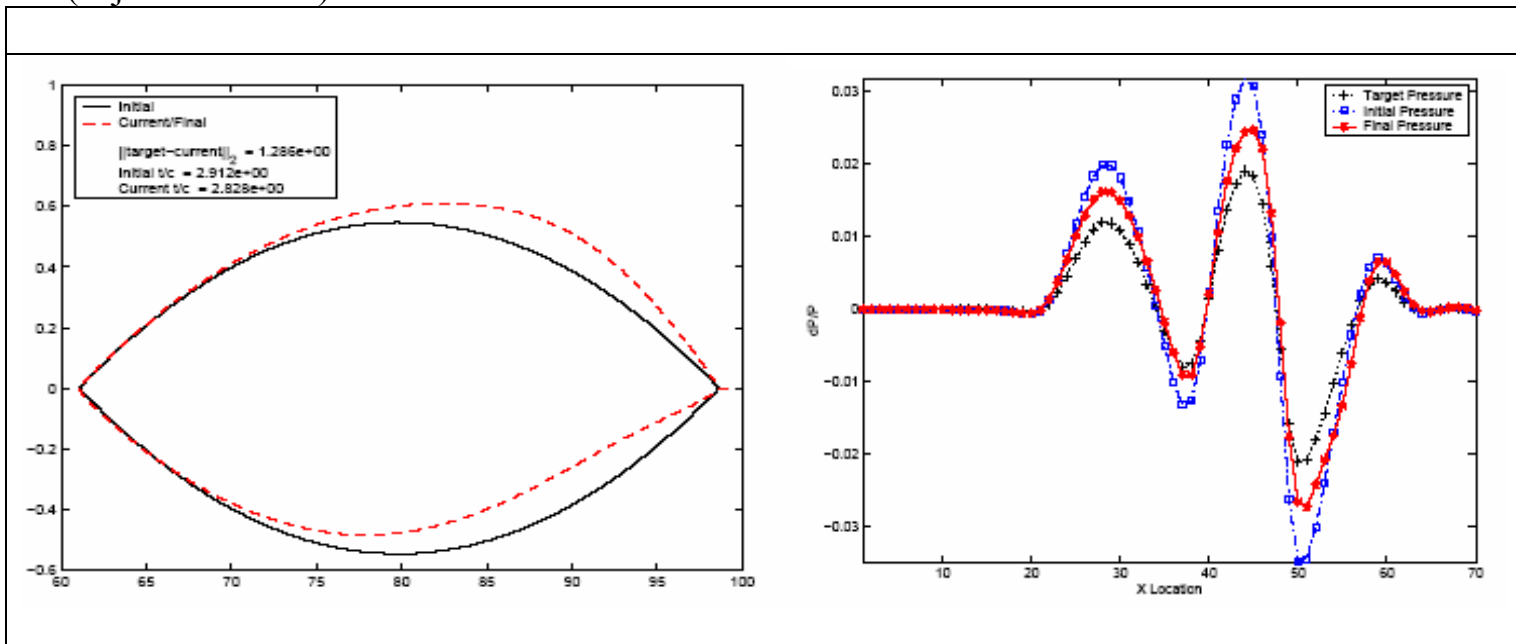


Από το παραπάνω διάγραμμα προκύπτει ότι στην τελική αεροτομή το μέγιστο πάχος αυτής έχει μετατοπιστεί προς το μέσον της χορδής, περισσότερο από ότι παρατηρήθηκε την 1<sup>η</sup> περίπτωση βελτιστοποίησης. Αυτό είναι χαρακτηριστικό των υπερηχητικών αεροτομών λόγω του ότι στον μέσο της χορδής βρίσκεται το κέντρο πιέσεων της αεροτομής και έτσι εκεί υπάρχουν αυξημένες απαιτήσεις αντοχής.

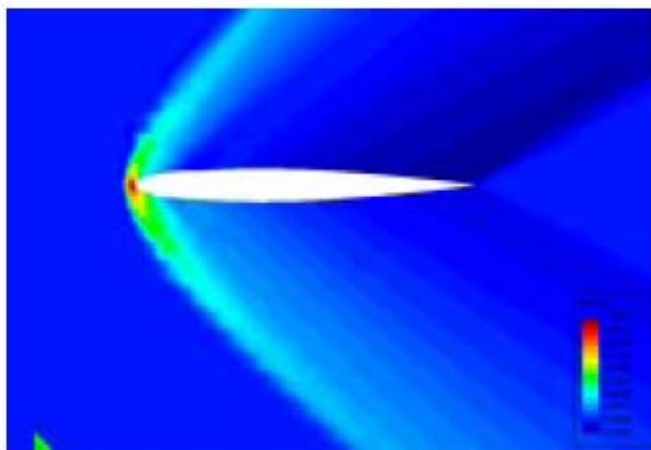


Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα αποτελέσματα διαφόρων άλλων μελετών, που έχουν γίνει με στόχο την σχεδίαση αεροτομών με ελάχιστη ένταση υπερηχητικού κρότου.

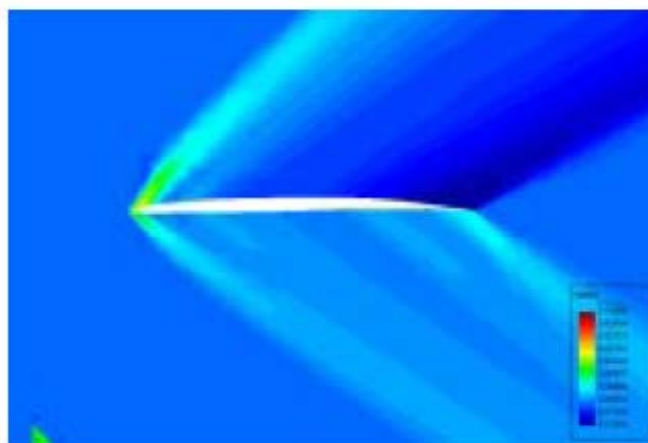
Από την 3<sup>η</sup> βιβλιογραφική αναφορά προκύπτει η παρακάτω βέλτιστη αεροτομή, με την διαφορά ότι η ταχύτητα της επ'άπειρου ροής είναι 1.5 Mach και η γωνία εισόδου της ροής είναι 2.39° σε αντίθεση με την μελέτη που έγινε στην παρούσα εργασία (1.2 Mach, 0°) καθώς και το η βελτιστοποίηση έγινε με συζυγείς μεθόδους (adjoint methods).



Από την 4<sup>η</sup> βιβλιογραφική αναφορά παρουσιάζεται το πεδίο πίεσας της αρχικής και της βέλτιστης αεροτομής. Και εδώ η χρησιμοποιήθηκαν συζυγείς μέθοδοι βελτιστοποίησης, με ταχύτητα της επ'άπειρου ροής 1.8 Mach και γωνία εισόδου της ροής είναι 3°.



Αρχική αεροτομή



Βέλτιστη αεροτομή

Αξίζει να αναφερθεί ότι και στις δύο παραπάνω μελέτες έχουν ληφθεί υπ' όψιν και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών.



## **ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ**

1. **Μέθοδοι αεροδυναμικής βελτιστοποίησης**  
Κ.Χ.Γιαννάκογλου
2. **Advanced Algorithms for design and Optimization of Quiet Supersonic Platforms**  
Juan J. Alonso, Ian M. Kroo and Antony Jameson  
Stanford University, Stanford, CA 94305  
**AIAA 2002-0144**
3. **Adjoint-Based Sonic Boom Reduction for Wing-Body Configuration in Supersonic Flow**  
Siva K. Nadarajah  
McGill University  
Antony Jameson and Juan J. Alonso  
Stanford University
4. **Aerodynamical and sonic boom optimization of a supersonic aircraft**  
M. Vázquez A. Dervieux B. Koobus