

**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**  
**ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**  
**ΤΟΜΕΑΣ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ**

**ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΟ ΘΕΜΑ:**

**«Αριθμητική επίλυση Υπερηχητικής ροής σε πτέρυγα τύπου δέλτα».**

Όνομα:	Αλέξανδρος
Επώνυμο:	Χρόνης
A/M:	021-01-654
Κύκλος:	E.E.M.M.
Επιβλέπων Καθηγητής:	Κυριάκος Γιαννάκογλου

## Εισαγωγή

Στην παρούσα εργασία επιχειρείται η ανάλυση της ροής σε πτέρυγα δέλτα, επιχειρείται δηλαδή η εύρεση των ταχυτήτων  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$ , του αριθμού Mach και η κατανομή πίεσης σε αυτή. Για την εύρεση αυτών των χαρακτηριστικών διαμορφώθηκε κατάλληλο πλέγμα επάνω σε πτέρυγα (η επιλογή της αναφέρεται στη βιβλιογραφία) και στη συνέχεια γύρω από αυτή. Η πτέρυγα με το πλέγμα τοποθετήθηκε σε παράλληλη ροή τύπου Euler 2,5 Mach με μηδενική γωνία πρόσπτωσης. Οι συνθήκες αυτές επιλέχθηκαν έτσι ώστε να γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων με προγενέστερους υπολογισμούς των M.M.Fenain και M.J. London.

Αρχικά κρίνεται σκόπιμη η αναφορά σε πτέρυγες τύπου δέλτα και στα χαρακτηριστικά τους. Το όνομα τους οφείλεται στο σχήμα τους (τριγωνικό) και χρησιμοποιήθηκαν αρχικά σε αεροσκάφη που δεν έφεραν οριζόντιο σταθερό πτερό (tainless delta) πριν ακόμη και το δεύτερο παγκόσμιο πόλεμο. Μετά τον πόλεμο οι πτέρυγες αυτές χρησιμοποιήθηκαν σε αεροσκάφη υψηλών ταχυτήτων, κυρίως από την Convaair στις Ηνωμένες Πολιτείες, και από την Dassault στη Γαλλία. Στην Μόσχα το TsAGI (Central Aero and Hydrodynamic Institute) ανέπτυξε το δελταπτερό ουραίου τμήματος εξασφαλίζοντας απόδοση σε μεγάλες γωνίες προσβολής καθώς και ηυξημένη ικανότητα ελιγμών, χρησιμοποιήθηκε δε στα μαχητικά Sukhoi Su-9/Su-11/15.

Το σημαντικό πλεονέκτημα του δελταπτερού είναι ότι η ακμή πρόσπτωσης (leading edge) μπορεί να παραμένει πίσω από το κύμα κρούσης που δημιουργείται από τη μύτη του αεροσκάφους όταν αυτό κινείται με υπερηχητική ταχύτητα, και η γωνία κορυφής (sweep angle) είναι μικρότερη της γωνίας του Mach. Άλλο ένα πλεονέκτημα της είναι ότι καθώς αυξάνει η γωνία πρόσπτωσης η ακμή πρόσπτωσης δημιουργεί μια δίνη που προσκολλάται στην επιφάνεια του φτερού δίνοντας έτσι τη δυνατότητα στην πτέρυγα να έχει συνθήκες απώλειας στήριξης σε μεγάλη γωνία.

Ένα “απλό” φτερό σχεδιασμένο για υψηλές όμως ταχύτητες είναι ουσιαστικά επικίνδυνο σε χαμηλές ταχύτητες, τα μεγαλύτερα μειονεκτήματα όμως ενός σχεδιασμού τέτοιου εντοπίζονται σε αυτούς που δεν περιέχουν οριζόντιο σταθερό, καθώς η ολική άνωση μειώνεται όταν ανεβαίνουν οι επιφάνειες διεύθυνσεως ή η ακμή εκφυγής. Ακόμη εμφανίζεται υψηλή τιμή οπισθέλκουσας λόγω του μικρού λόγου επιμήκους (aspect ratio  $AR = 4/\tan(D)$ , όπου  $D$  η γωνία κορυφής της ακμής πρόσπτωσης). Τα παραπάνω προκαλούν απώλεια μεγάλων ποσών ενέργειας σε κλίσεις τις πτέρυγας και αποτελούν σοβαρό μειονέκτημα για χρήση τους σε μαχητικά αεροσκάφη.

Στα επιμέρους πλεονεκτήματα αυτού του τύπου των φτερών είναι η απλότητα στην κατασκευή, η στιβαρότητα τους, καθώς και όγκος που περιβάλουν και μπορεί να χρησιμοποιηθεί για καύσιμα, ή άλλο εξοπλισμό. Λόγο της κατασκευαστικής απλότητας της έχει χαμηλό

κόστος, ένα σημαντικό παράγοντα όπου αποδεικνύεται και από την επιτυχία των Mig21 και Mirage.



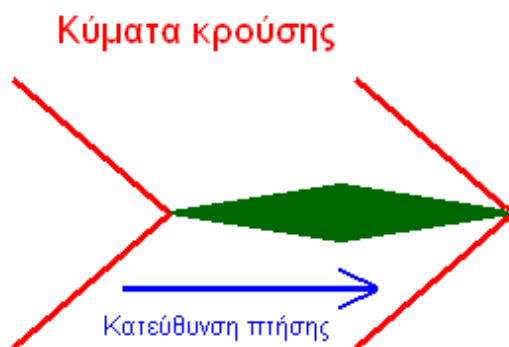
Πολλές παραλλαγές του δελταπτερυγίου συναντώνται σήμερα σε εφαρμογές αμυντικής βιομηχανίας, σε διαστημόπλοια καθώς και σε επιβατικά αεροσκάφη. Η πιο ευρύτατα διαδεδομένη ίσως είναι η cropped delta με οριζόντια σταθερά, σε αυτή την κατηγορία ανήκει το F-16. Ακόμη πολύ γνωστές είναι η

compound delta που συναντάται στο Saab Draken και ogival (Gothic) delta που βλέπουμε στο Άγγλο – Γαλλικό Concorde. Οι παραλλαγές αυτές έγκειται στο να μειώσουν τα παραπάνω μειονεκτήματα.

Είναι γνωστό ότι όταν υπερηχητική ροή φτάσει οποιαδήποτε επιφάνεια συμπιέζεται με αποτέλεσμα τη δημιουργία ενός κρουστικού κύματος. Το κρουστικό κύμα κάθετο ή κεκλιμένο θα δημιουργήσει ένα κώνο έξω από τον οποίο θα ανακλάσει μερικώς τη ροή και θα προκαλέσει την κίνηση της γύρω από αυτόν. Ακόμη θα επιβραδύνει τη ροή, θα αυξάνει την πίεση και την πυκνότητα μέσα σε αυτόν. Όταν η ροή αυτή φτάσει σε ένα σημείο της πτέρυγας με εξωτερική κλίση (μείωση του πάχους της αεροτομής) η συμπιεσμένη ροή εκτονώνεται δημιουργώντας ένα κύμα διόγκωσης. Ορίζει λοιπόν μια περιοχή όπου μειώνεται η πίεση και επιταχύνεται η ροή (expansion fan). Συνεπώς οι απότομες κλίσεις στις πτέρυγες υπερηχητικής ροής είναι θεμιτές σε αντίθεση με αυτές σε υποηχητική ροή όπου παρατηρείται αποκόλληση της ροής με άμεση συνέπεια την αύξηση της οπισθέλκουσας και ταυτόχρονη μείωση της άνωσης.

Μια δισδιάστατη αεροτομή υπερηχητικής ροής που κινείται με ταχύτητα μεγαλύτερη του 1Mach έχει 4 κύματα κρούσης που τη συνοδεύουν, όπως φαίνεται στο ακόλουθο σχήμα.

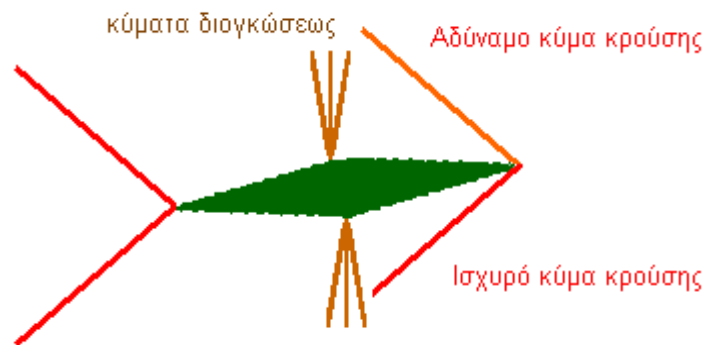
### Αεροτομή σε μηδενική γωνία πρόσπτωσης



Σε μηδενική γωνία πρόσπτωσης παράγεται μηδενική άνωση, αυτό συμβαίνει γιατί τα κύματα κρούσης στο ανώτερο και κατώτερο τμήμα της αεροτομής είναι ίδια, με ταχύτητες ροής και πιέσεις ίδιες.

Στην περίπτωση που η αεροτομή τοποθετηθεί σε ροή με μη μηδενική γωνία πρόσπτωσης έχουμε την ακόλουθη εικόνα:

### Αεροτομή σε θετική γωνία πρόσπτωσης



Καθώς η γωνία πρόσπτωσης αυξάνεται, το κύμα κρούσης που βρίσκεται στο ανώτερο όριο της αεροτομής γίνεται πιο αδύναμο (μεταβάλλει λιγότερο ταχύτητα, πυκνότητα και πίεση) αλλά το αντίστοιχο στο κατώτερο όριο γίνεται πιο ισχυρό. Αυτό επιβραδύνει τη ροή στο κάτω όριο περισσότερο από το επάνω με άμεση συνέπεια την παραγωγή άνωσης. Σημειώνουμε ότι ο νόμος του Bernoulli εξακολουθεί να ισχύει.

Ορισμός επιφάνειας (Butler Wing).

Ορίζουμε ως άξονα  $x$  τον διαμήκη άξονα της πτέρυγας,  $y$  τον εγκάρσιο άξονα και  $z$  τον άξονα που είναι κάθετος στο επίπεδο τους. Η αρχή των αξόνων τοποθετείται στην ακμή πρόσπτωσης όπως φαίνεται στο σχήμα που ακολουθεί. Η παραμετροποίηση της επιφάνειας γίνεται ως ακολούθως:

$$\frac{y^2}{a^2(x)} + \frac{z^2}{b^2(x)} = 1$$

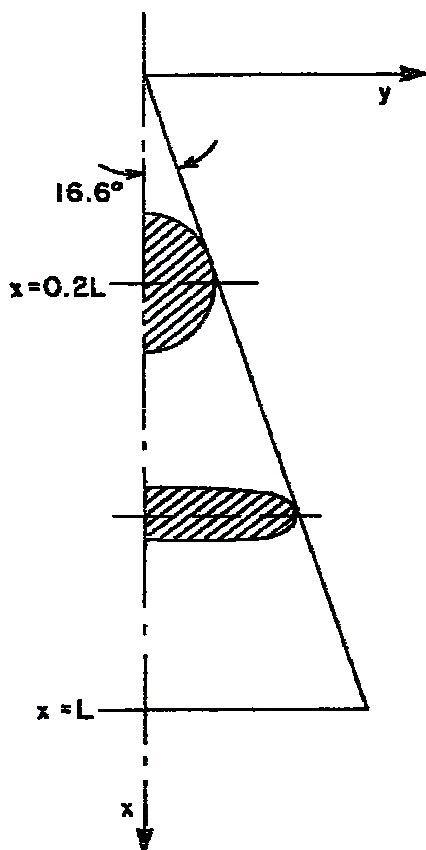
$$a(x) = \frac{x}{\beta}$$

$$\beta^2 = M_\infty - 1 \quad \text{για } M_\infty = 3,5$$

$$b(x) = \frac{x}{\beta} \quad \text{για } 0 < x \leq 0.2L$$

$$b(x) = \frac{x}{\beta} \left( 1 - \left( \frac{x - 0.2L}{0.8x} \right)^4 \right) \quad \text{για } 0,2L < x \leq L$$

, όπου  $L$  το μήκος της πτέρυγας στο διαμήκη άξονα  $x$  (για την αδιαστατοποίηση του προβλήματος το θέτουμε ίσο με μονάδα).



Διακριτοποίηση επιφάνειας.

Η διακριτοποίηση της επιφάνειας έγινε ως ακολούθως:

- Κατά τον άξονα  $x$ : με κέντρο το  $x=0.5$  και ακτίνα  $\rho=0,5$  χαράσσουμε ημικύκλιο. Θεωρούμε τη γωνία  $\beta$  μεταξύ του άξονα  $x$  από την αρχή του ως το  $x=0,5$  και μιας ακτίνας του κύκλου, έτσι μεταβάλλοντας τη γωνία  $\beta$  σαρώνουμε την επιφάνεια του κύκλου. Οι προβολές των σημείων αυτών στον άξονα  $x$  είναι τα σημεία που διακριτοποιούμε τον άξονα. Ως αρχική γωνία διαμέτρησης χρησιμοποιήθηκαν  $3,5^\circ$  και ως βήμα για τη σάρωση  $2,65^\circ$ .
- Κατά τον άξονα  $y$ : χαράσσουμε τεταρτοκύκλιο με κέντρο τη θέση  $i$  επί του άξονα  $x$  και ακτίνα  $\rho=y_{\max}=x(i)*\tan(16.6^\circ)$ . Σαρώνοντας την περιφέρεια του τεταρτοκυκλίου με χρήση γωνίας και κόνοντας προβολές των σημείων αυτών κατά τον άξονα  $y$  έχουμε τη διακριτοποίηση κατά τον άξονα αυτό. Για τη μεταβολή της γωνίας από  $0^\circ$  έως  $90^\circ$  χρησιμοποιήθηκε βήμα με πρόοδο  $p(j+1)=90*p(j)/(90+p(j))$ , όπου  $j$  δείκτης σημείου επί του τεταρτοκυκλίου. Η πρόοδος αυτή χρησιμοποιήθηκε έτσι ώστε να αυξήσουμε τον αριθμό των κόμβων του πλέγματος στην κατεύθυνση  $y$  όσο το  $x(i)$  αυξάνεται.
- Κατά τον άξονα  $z$ : Χρησιμοποιούμε την εξίσωση επιφάνειας:  
$$z(j)=\sqrt{((1-(y(j)**2)/(a(i)**2))*(b(i)**2))}$$

Με τον τρόπο αυτό έχουμε την επιφάνεια της πτέρυγας στο επίπεδο με  $x,y,z>0$  (μισό φτερό). Στη συνέχεια ονομάζουμε τους κόμβους και παράγουμε πλέγμα αποτελούμενο από τριγωνικά στοιχεία. Για τα παραπάνω αναπτύχθηκε κατάλληλος κώδικας, όπου παράγει τα αρχεία  $xxx.ele$  και  $xxx.nod$ . Το αρχείο  $xxx.nod$  περιέχει τον συνολικό αριθμό των κόμβων ακολουθούμενο από μια “σημαία” για κάθε κόμβο που θα εξηγηθεί στη συνέχεια, τις συντεταγμένες στον άξονα  $x$ , στον άξονα  $y$  και στον  $z$ , ενώ το αρχείο  $xxx.ele$  περιέχει το συνολικό αριθμό των τριγωνικών στοιχείων και τα στοιχεία αυτά δηλωμένα από τον αριθμό των κόμβων που τα αποτελούν. Πρέπει ακόμη να πούμε ότι δημιουργούμε τη μισή πτέρυγα (δηλαδή  $x,y,z>0$ ), και αυτό γιατί είναι προτιμότερη η χρήση ενός κώδικα για τη δημιουργία και του συμμετρικού της, από πλευράς υπολογισμών. Έτσι μειώνουμε το χρόνο επεξεργασίας, ενώ εξασφαλίζουμε και την πλήρη συμμετρία των κόμβων στο επίπεδο  $xy$ .

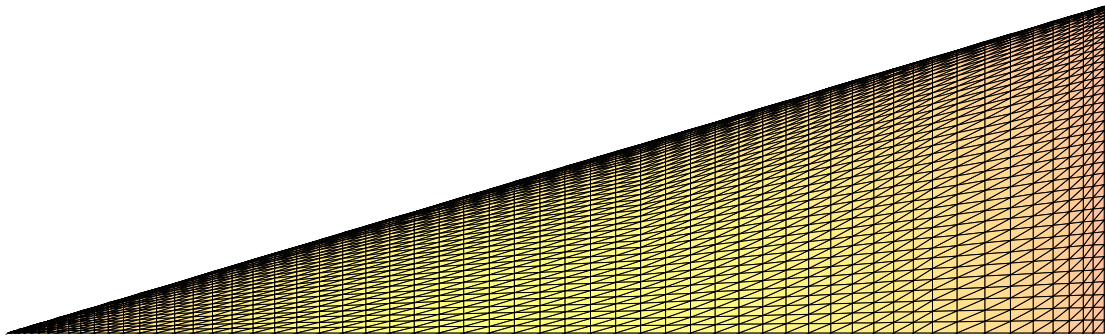
Η σημαία (flag) που αναφέραμε δεν είναι τίποτα άλλο παρά ένας αριθμός όπου χαρακτηρίζει τον κάθε κόμβο και είναι ίσος με 3 για σημεία επάνω στην πτέρυγα, 2 για σημεία όπου έχουμε την τομή του επιπέδου συμμετρίας (symmetry plane) και 4 για τα σημεία που «κλείνουν» το χωρίο των υπολογισμών. Αναφέρουμε επίσης ότι γίνονται συνδυασμοί των ανωτέρω για να δηλώσουμε το είδος όλων των κόμβων.

Έτσι στο σημείο αυτό έχουμε έτοιμο το πλέγμα για την μισή πτέρυγα. Είναι σαφές όμως ότι πρέπει να αποκτήσουμε και το συμμετρικό του ως προς το επίπεδο  $xy$  έτσι ώστε να μπορούμε να

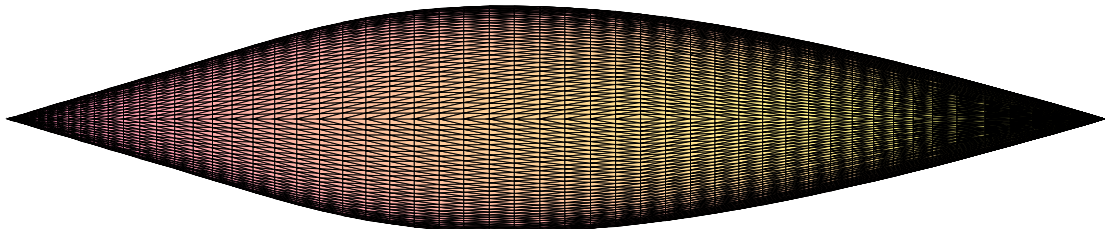
μελετήσουμε ολόκληρη την πτέρυγα. Για την εργασία αυτή αναπτύχθηκαν μια σειρά από κώδικες όπου εξασφαλίζουν την κατάλληλη σύνδεση των επιφανειών χωρίς την ύπαρξη κοινών κόμβων που θα δημιουργούσαν προβλήματα στον υπολογισμό της ροής όπου δε θα αντιλαμβάνονταν την επιφάνεια ως ενιαία.

Έχουμε λοιπόν στο σημείο αυτό έτοιμο το επιφανειακό πλέγμα ολόκληρης της πτέρυγας αποτελούμενο από τριγωνικά στοιχεία και χωρίς την ύπαρξη κοινών κόμβων. Συνολικά έχουμε 6696 τρίγωνα αποτελούμενα από 3408 κόμβους. Η εικόνα που έχουμε είναι:

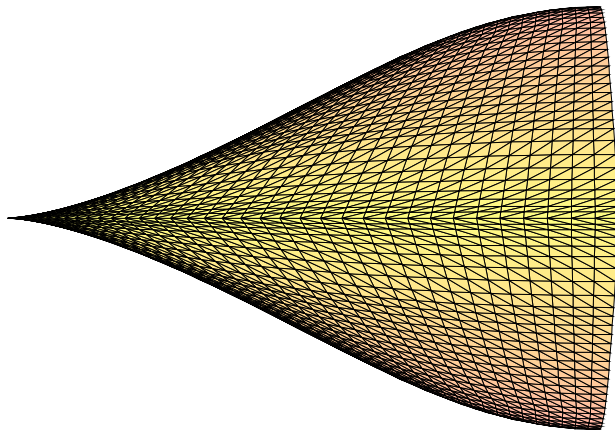
Κάτοψη πτέρυγας:



Πλάγια όψη:

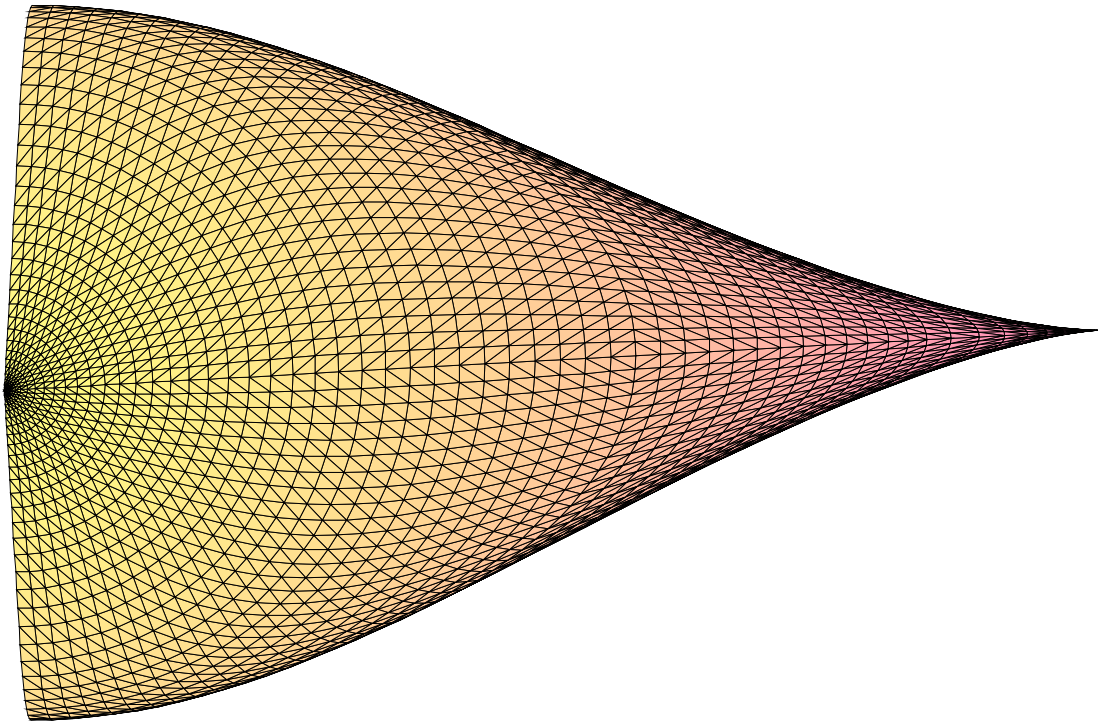


Όψη ακμής εκφυγής (trailling edge):

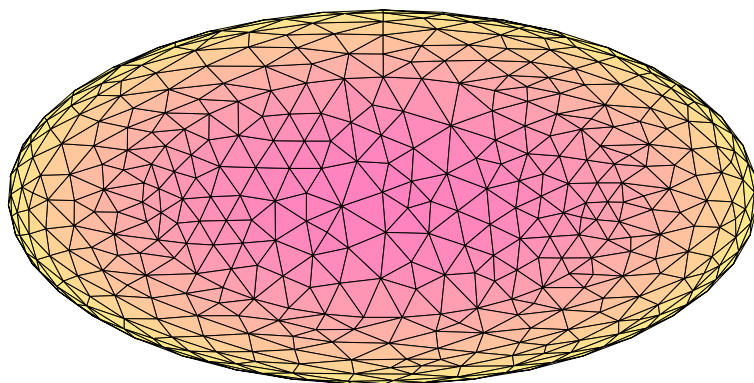
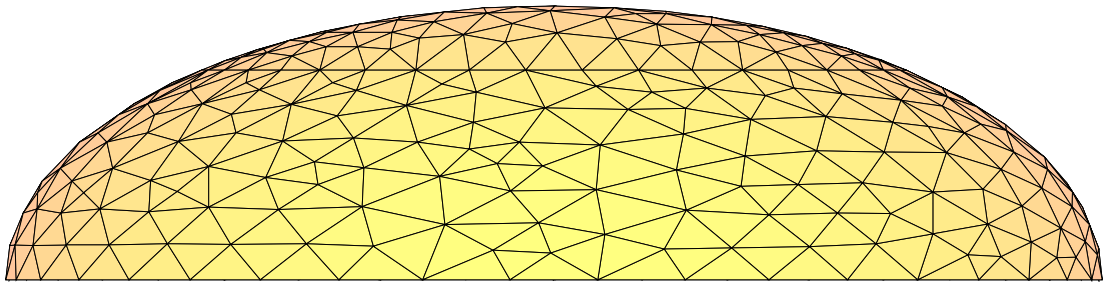




Ακμή πρόσπτωσης (Leading edge):



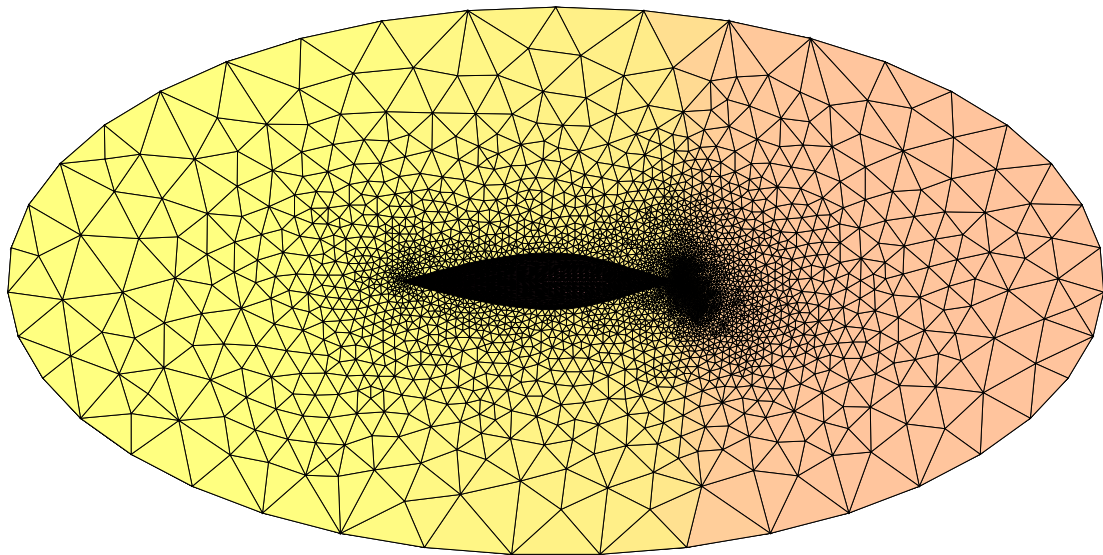
Στην συνέχεια κατασκευάζουμε μια ελλειψοειδή επιφάνεια η οποία θα “ντύσει” το επιφανειακό πλέγμα της πτέρυγας.



Όψη του ελλειψοειδούς εξωτερική - εσωτερική επιφάνεια.



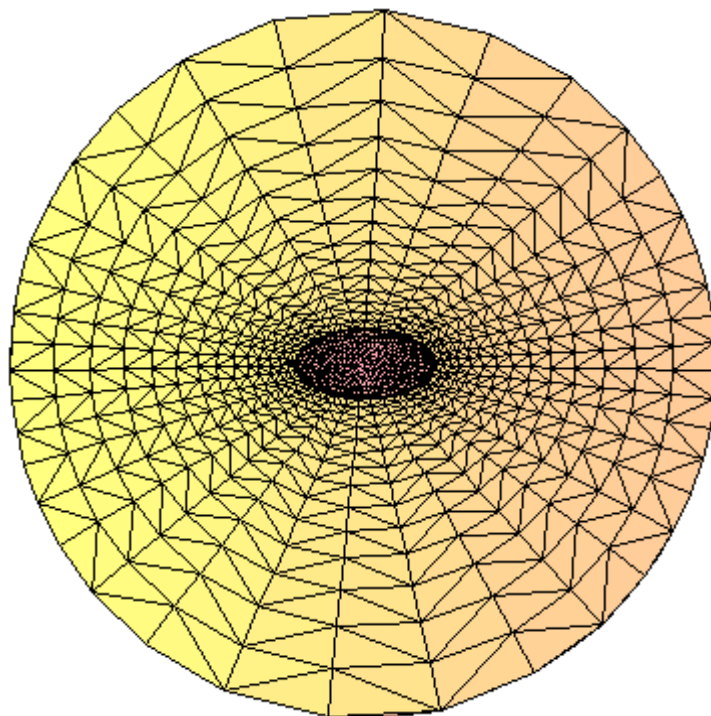
Στη συνέχεια τοποθετούμε στο εσωτερικό του ελλειψοειδούς (dome) το επιφανειακό πλέγμα.



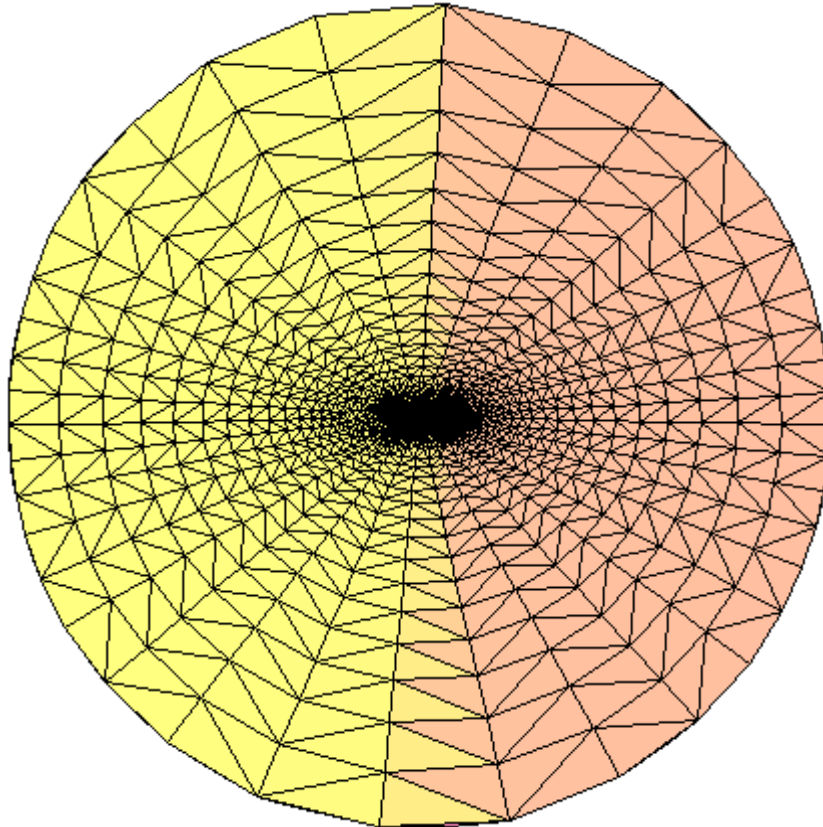
Ακολούθως έγινε χρήση του λογισμικού CATIA έτσι ώστε να “γεμίσει” το εσωτερικό του ελλειψοειδούς από πυραμίδες. Λόγω της απώλειας της ακρίβειας των συντεταγμένων έγινε χρήση κατάλληλου προγράμματος για την αντικατάσταση των σημείων του επιφανειακού πλέγματος.

Τέλος κατασκευάζουμε ημισφαίριο όπου θα περιβάλλει όλα τα παραπάνω και που σε αυτό θα μελετηθεί η ροή.

*Εικόνα ημισφαιρίου.*

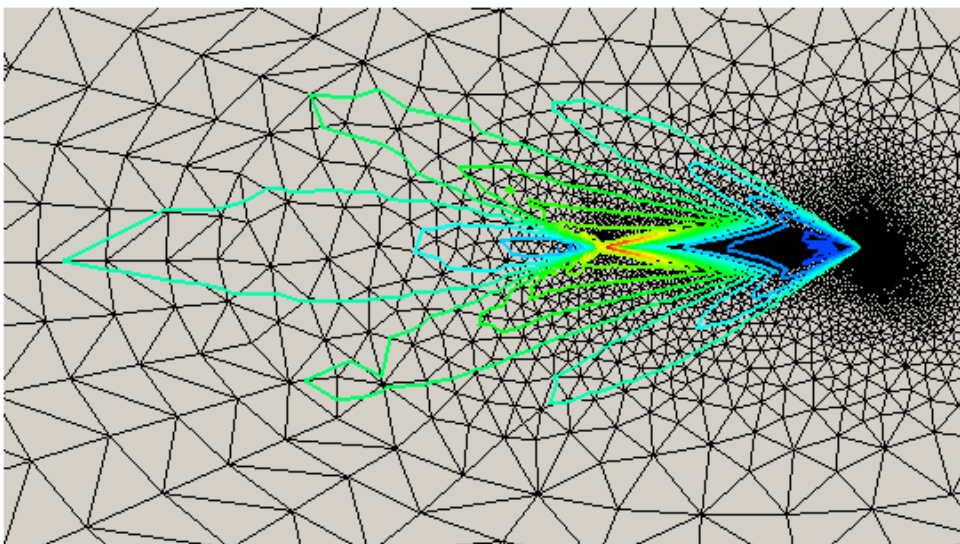


Έτσι



έχουμε το τελικό πλέγμα:

Όπως αναφέραμε είδη το παραπάνω πλέγμα τοποθετήθηκε σε ροή τύπου Euler με γωνία πρόσπτωσης στην πτέρυγα  $0^\circ$  και ταχύτητας  $2,5\text{Mach}$ . Η ροή εφαρμόστηκε με και χωρίς περιοριστή (limiter) και η ακρίβεια της ήταν δεύτερης τάξης. Ο περιοριστής που χρησιμοποιήθηκε είναι των Van Leer και Van Albada. Έπειτα από τη σύγκληση των αποτελεσμάτων έχουμε τα αρχεία xxx.Mach και xxx.res όπου περιέχουν τους αριθμούς Mach και την ανάλυση της ροής αντίστοιχα. Η εικόνα του αριθμού Mach κατά μήκος της πτέρυγας με χρήση του περιοριστή είναι:



Από τις ισογραμμές του αριθμού Mach είναι εμφανή τα κύματα κρούσης στην πτέρυγα. Η κλίμακα των ισογραμμών είναι:

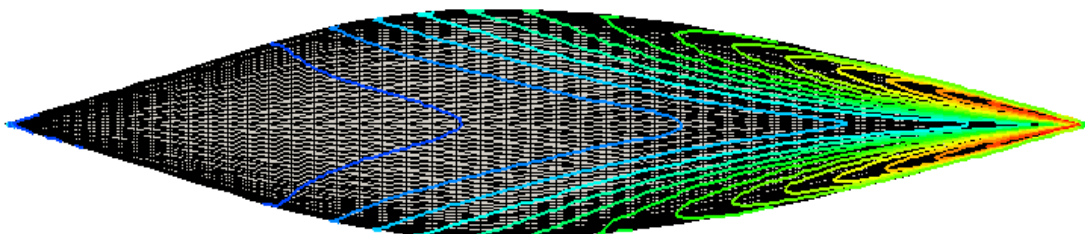
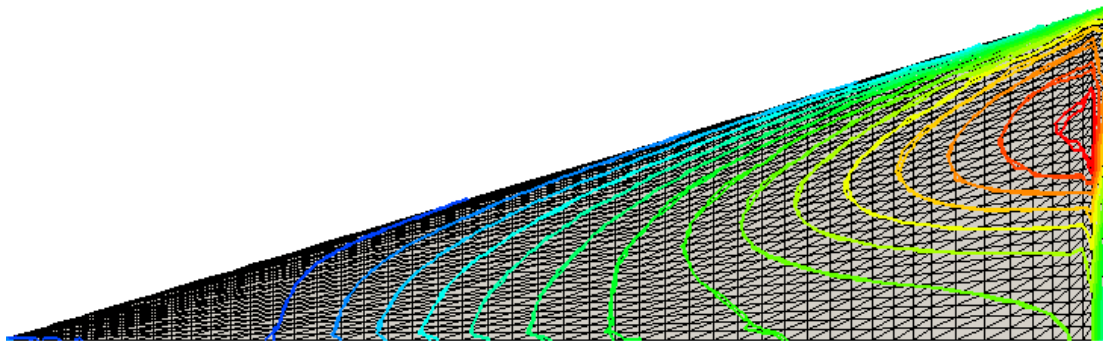
Με  $\min = 1.979111\text{Mach}$   
 $\max = 3.72427\text{Mach}$



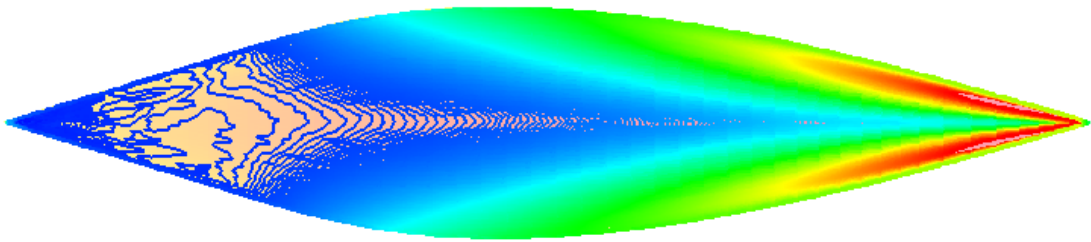
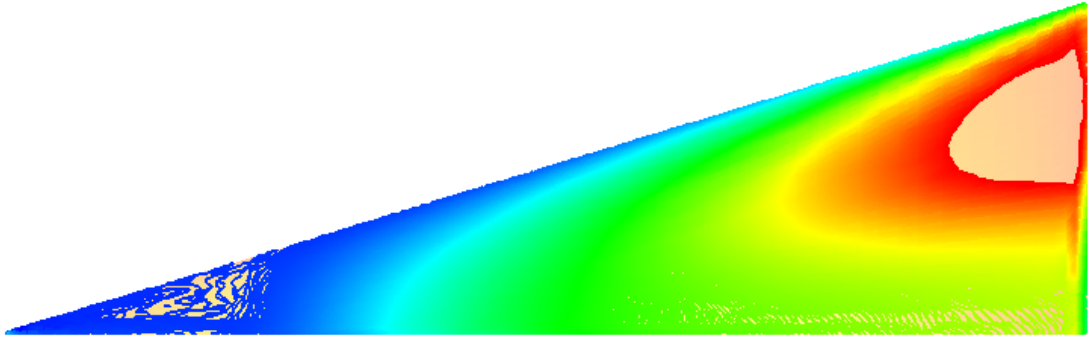
min

max

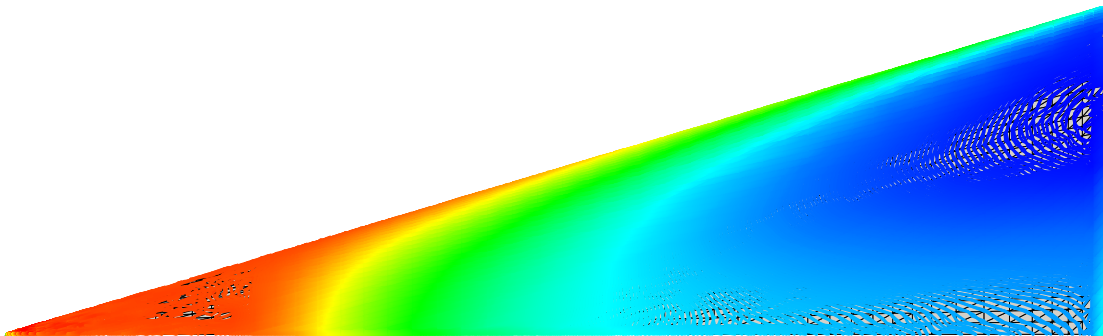
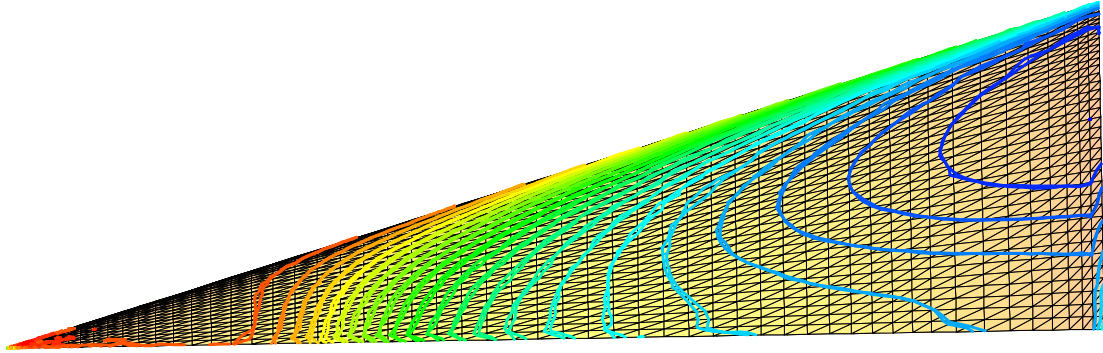
Στην ακμή προσβολής στο ρύγχος παρατηρούμε ταχύτητες της τάξης των 2,5Mach ίσες με την ταχύτητα της ροής όπως ήταν αναμενόμενο, ενώ καθώς παρουσιάζεται κύμα κρούσης, οι απώλειες που εμφανίζονται μειώνουν την ταχύτητα της ροής περίπου στα 2Mach. Στη συνέχεια η ταχύτητα της ροής αυξάνει μέχρι την τελική μέγιστη τιμή των 3,7 περίπου Mach. Η κατανομή του αριθμού Mach επάνω στην πτέρυγα σε κάτοψη και στην πλάγια όψη είναι:



χρησιμοποιώντας πολλές ισογραμμές έχουμε:

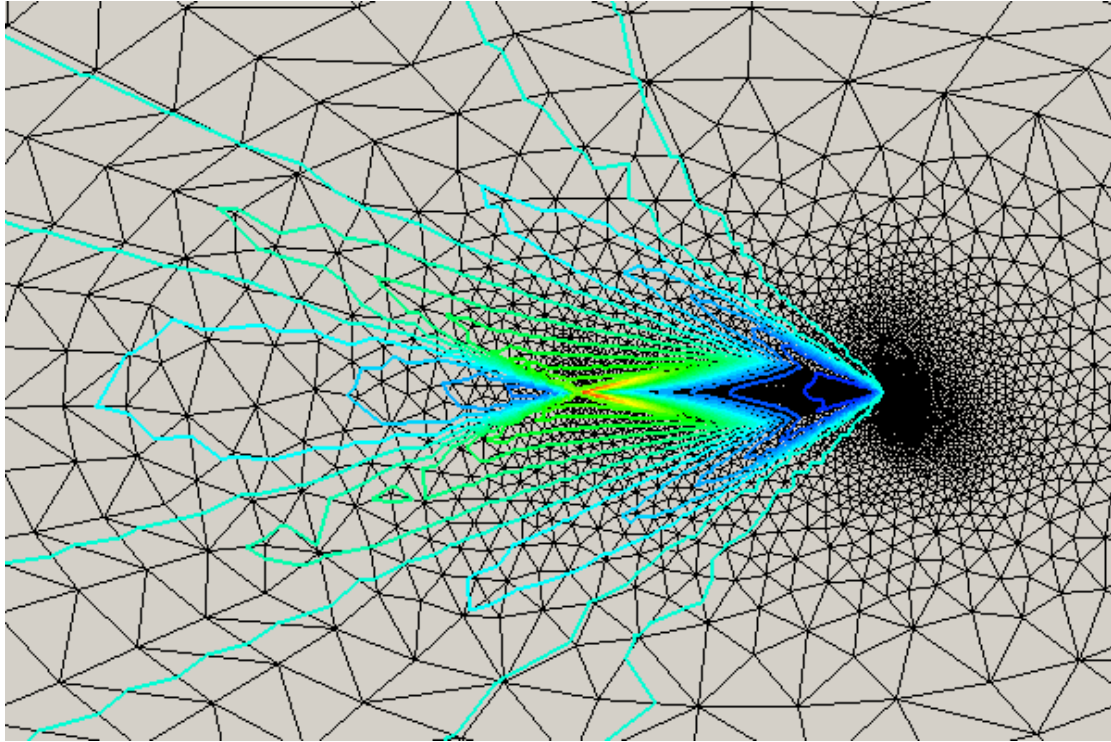


Για την κατανομή πίεσης έχουμε κλίμακα:  
min = 0,0179  
max = 0,23775

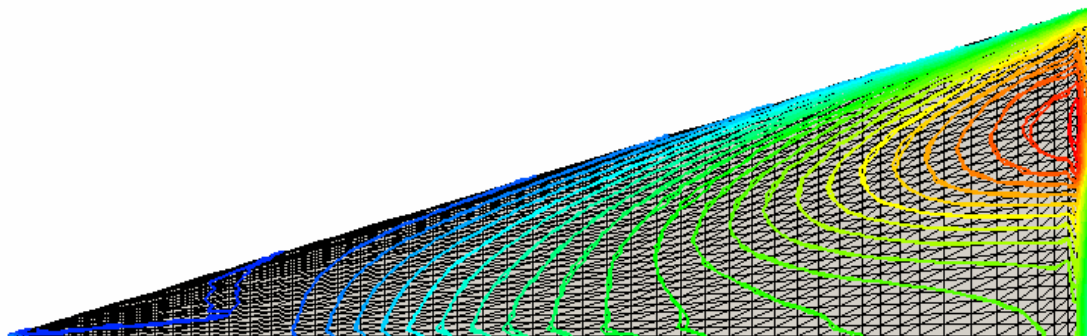




Η εφαρμογή υπολογισμών στη ροή χωρίς τη χρήση περιοριστή είναι σαφώς πιο γρήγορη, αλλά δεν ανταποκρίνεται τόσο στην πραγματικότητα. Αυτό συμβαίνει γιατί λαμβάνει υπόψη αποτελέσματα που είναι εκτός λογικών ορίων (χρησιμοποιεί απότομες κλίσεις στις συναρτήσεις). Παρουσιάζουμε τα αποτελέσματα χωρίς τη χρήση του περιοριστή των Van Leer και Van Albada.

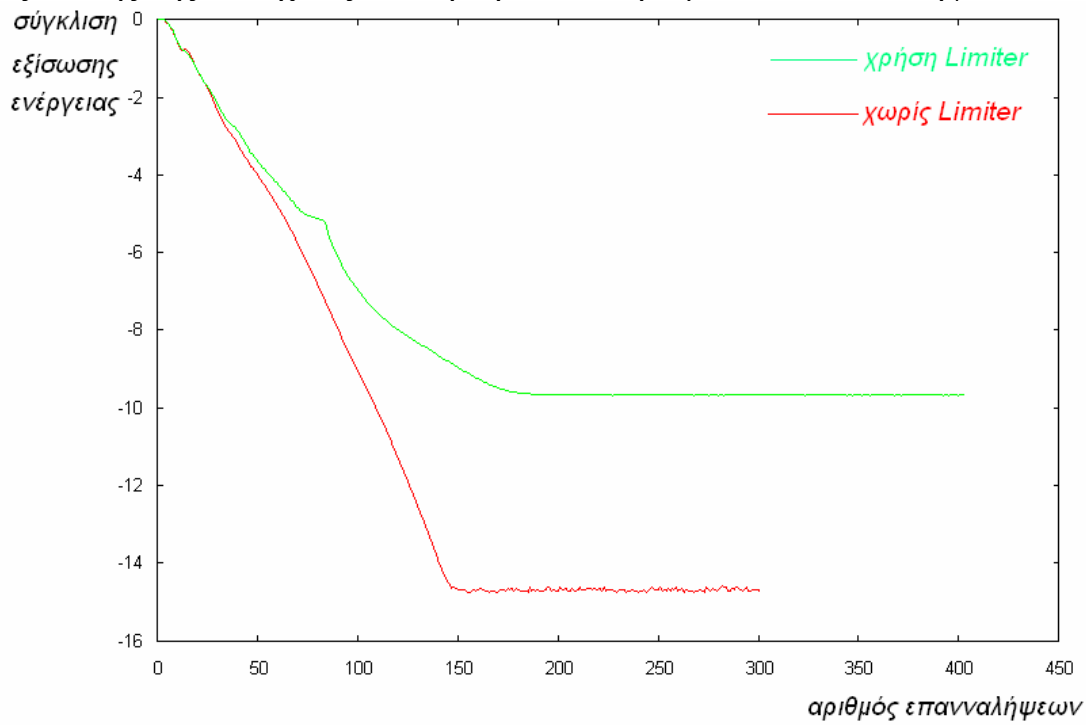


*Κάτοψη  
πτέρυγας*

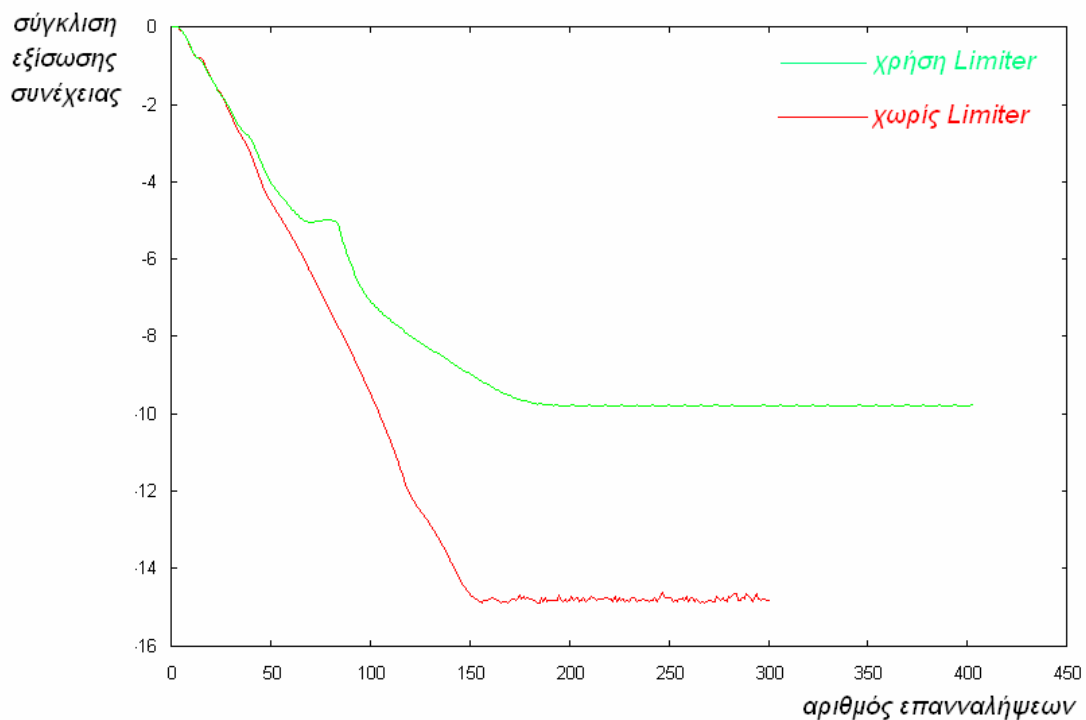


Οι κλίμακες των ισογραμμών είναι ίδιες με αυτές που χρησιμοποιήθηκαν στην επίλυση με τη χρήση του περιοριστή.

Για την ταχύτητα σύγκλισης των δύο υπολογισμών παραθέτουμε σχηματικά το ρυθμό σύγκλισης της εξίσωσης της ενέργειας και της εξίσωσης της συνέχειας, συναρτήσει του αριθμού των επαναλήψεων .



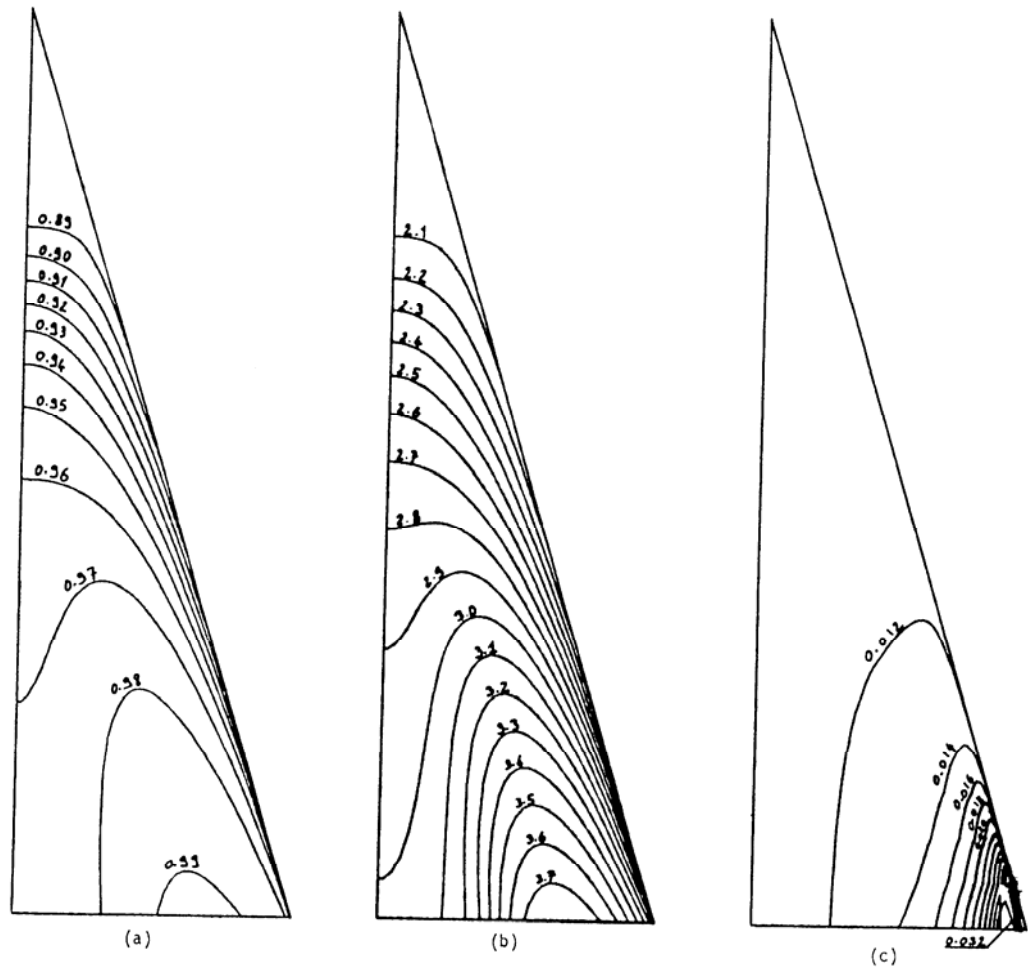
Πορεία σύγκλισης εξίσωσης ενέργειας.



Πορεία σύγκλισης εξίσωσης συνέχειας.

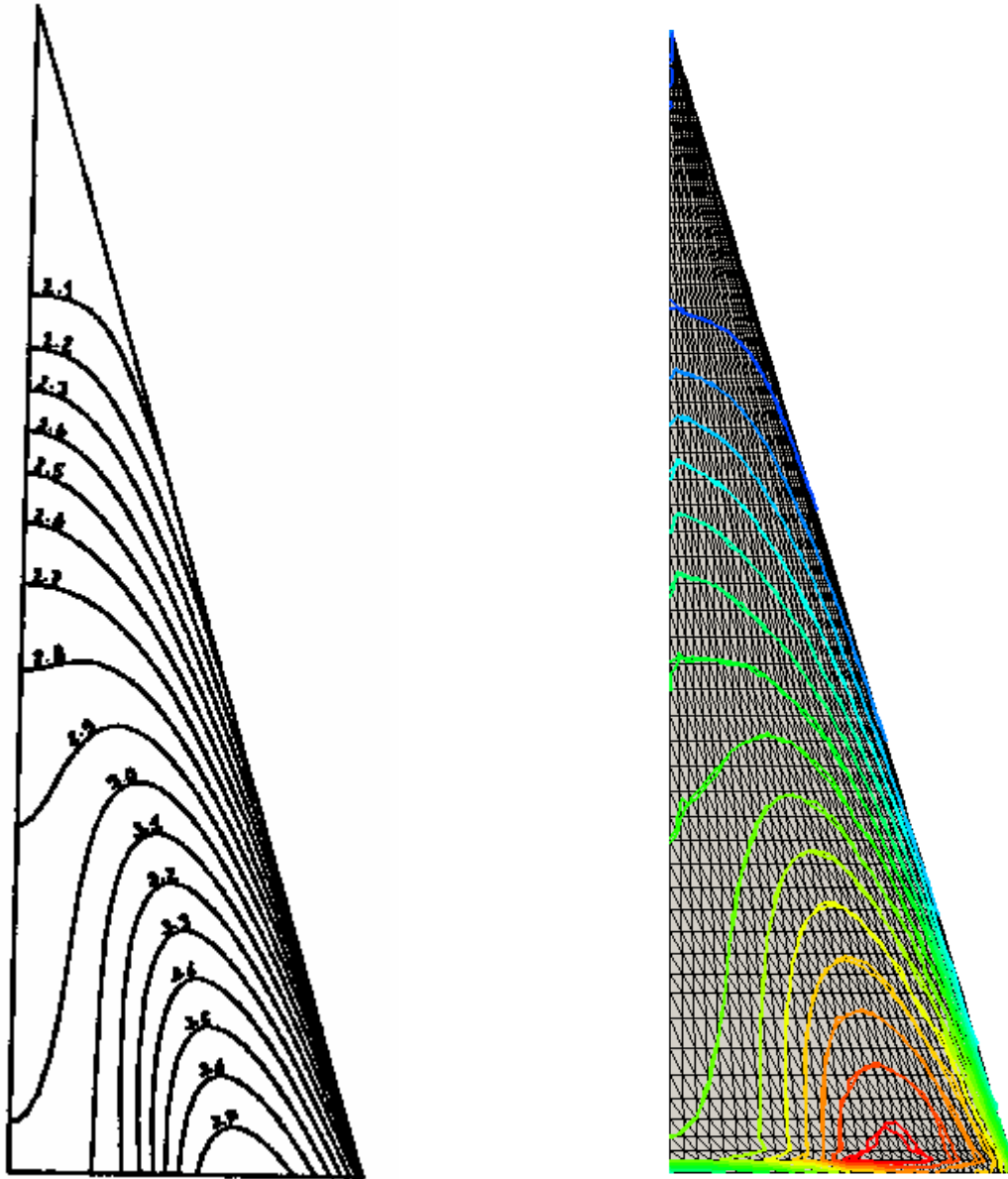


Πηγαίνοντας τώρα στην επίλυση των M.M.Fenain και M.J. London αναφέρουμε ότι χρησιμοποίησαν εξασδρικό πλέγμα σε επιλύτη τύπου Euler και ορίζονταν από τα κύματα κρούσης και την πτέρυγα. Η διακριτοποίηση των επιφανειών έγινε με χρήση παραβολοειδών.



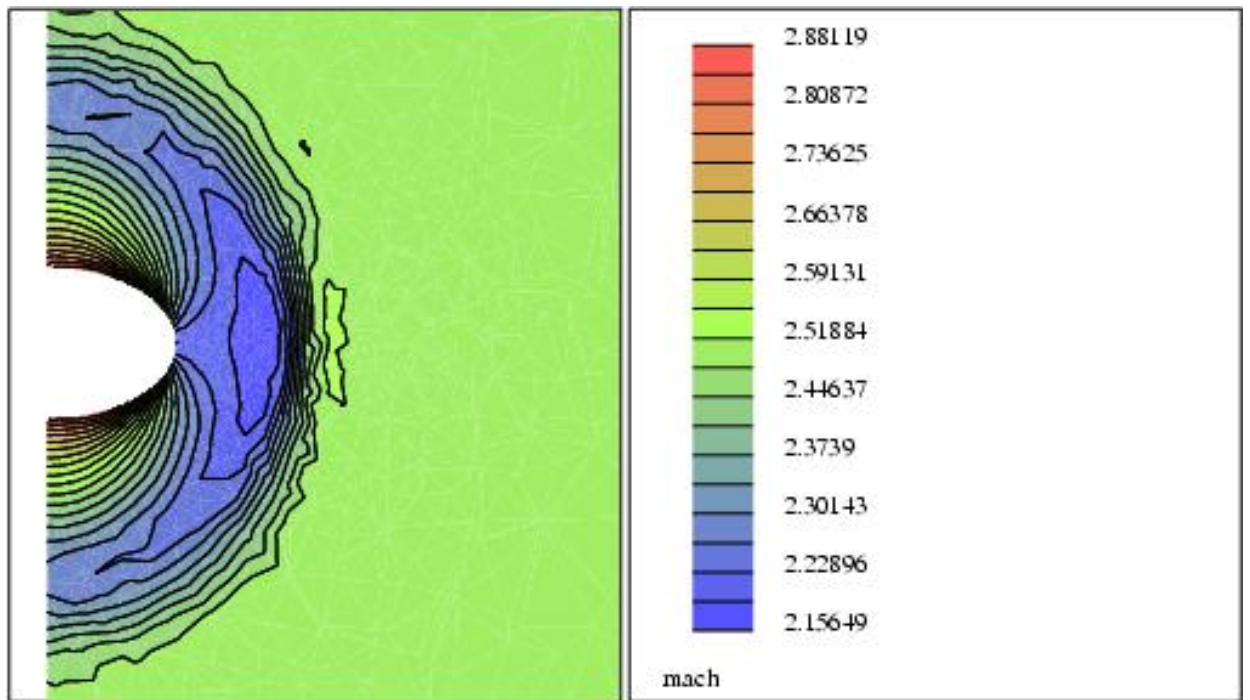
Προβολές αποτελεσμάτων των M.M.Fenain και M.J. London επάνω στην πτέρυγα α)  $1-P/P_\infty$ , β) αριθμός Mach, γ) Ολική πίεση

Σε πλήρη αντιπαράθεση του αριθμού Mach της επίλυσης των M.M.Fenain και M.J. London και της δικής μας με χρήση του περιοριστή έχουμε:

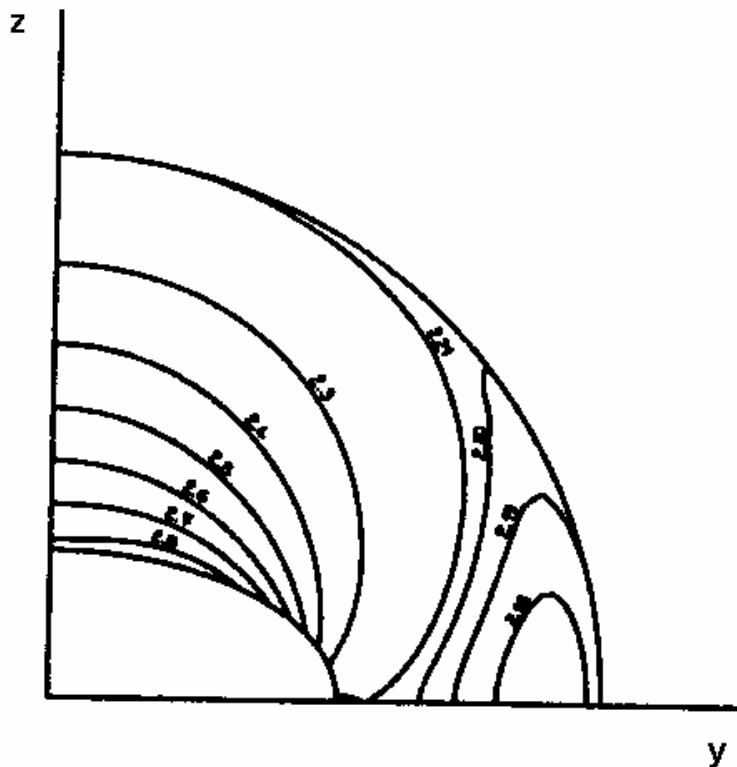


Παρατηρούμε ότι οι δύο εικόνες είναι απολύτως ίδιες. Παρακάτω παρουσιάζουμε σε αντιστοιχία τις τιμές του αριθμού Mach σε τομές στο  $x=0.6$  και  $x=0.95$  για τις λύσεις των M.M.Fenain και M.J. London και αυτής με χρήση περιοριστή.

Ο αριθμός Mach σε τομή στο  $x=0.6$  στην επίλυση μας είναι:

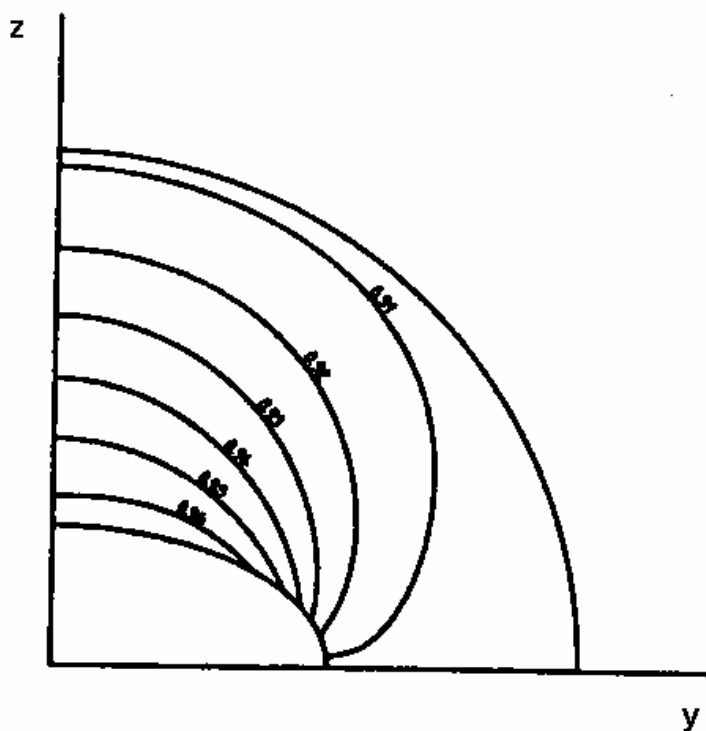
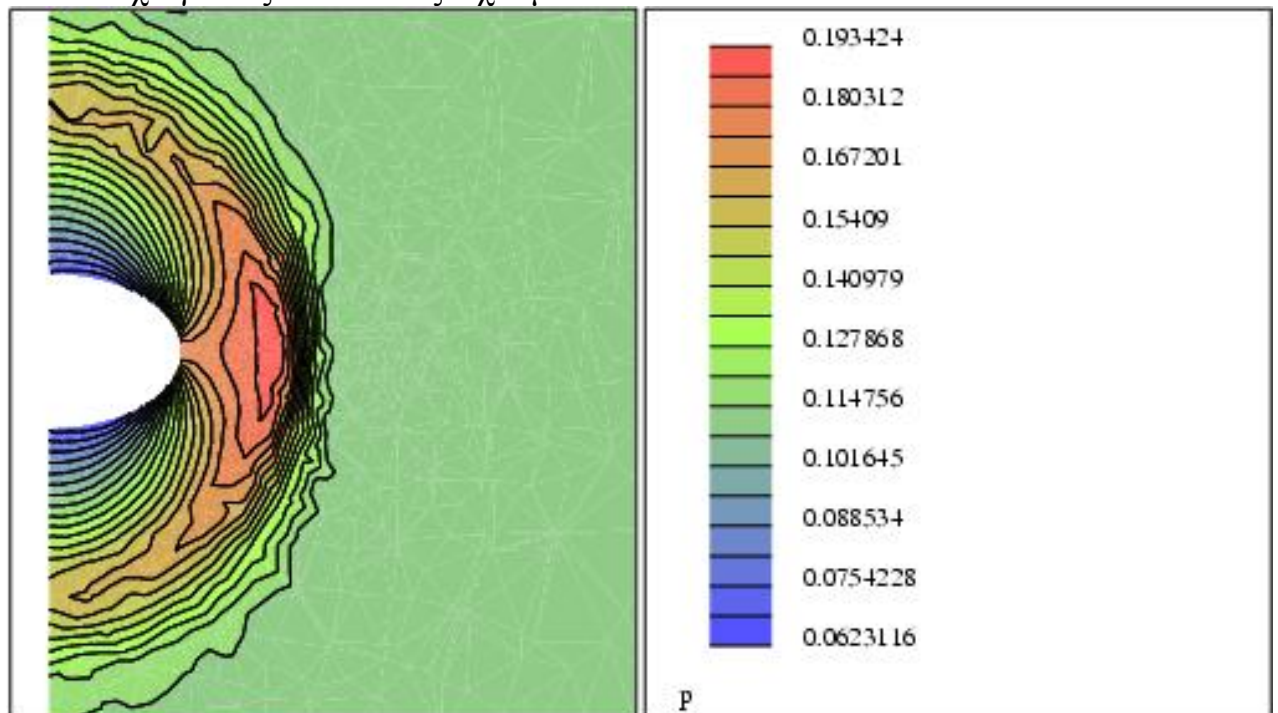


ενώ από την επίλυση των M.M.Fenain και M.J. London έχουμε:



Βλέπουμε λοιπόν ότι και εδώ οι τιμές του αριθμού Mach είναι απολύτως ίδιες, πράγμα που επιβεβαιώνει την αρχική μας εικόνα.

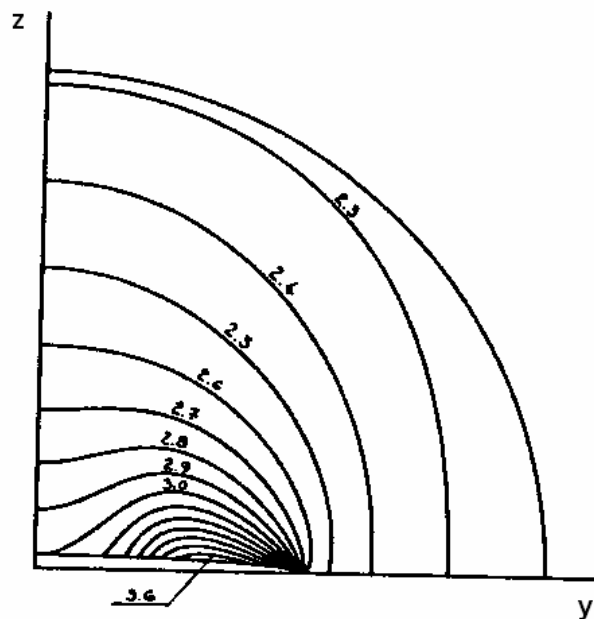
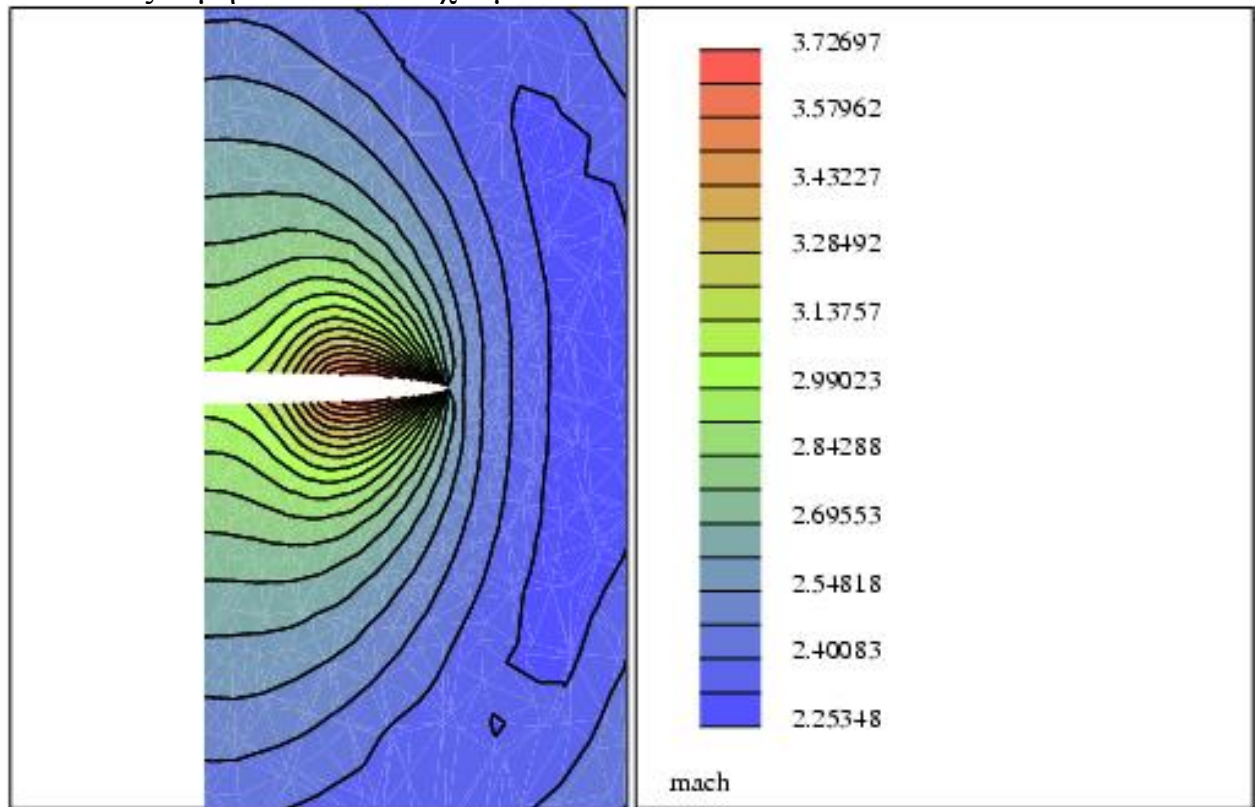
Ενώ για την στατική πίεση και το συμπλήρωμα της  $(1-P/P_\infty)$  αντίστοιχα για τις δύο λύσεις έχουμε:



Η σύγκριση των παραπάνω είναι καθαρά ποιοτική και όχι ποσοτική. Βλέπουμε λοιπόν ότι από τη σκοπιά αυτή δεν έχουμε σοβαρές διαφορές. Η επίλυση μας δίνει τιμές στατικής πίεσης αυξημένες στην ακμή πρόσπτωσης και ελαττούμενες προς την ακμή εκφυγής. Η επίλυση των

M.M.Fenain και M.J. London δίνει τιμές στο συμπλήρωμα της πίεσης  $(1-P/P_\infty)$  αυξανόμενες κατά το διαμήκη άξονα, συνεπώς η στατική πίεση θα έχει την ίδια εικόνα με τον υπολογισμό μας. Από τη φυσική γνωρίζουμε ότι το κρουστικό κύμα συνοδεύεται από αύξηση της πίεσης, όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή, πράγμα που επαληθεύει την επίλυση μας αφού το κρουστικό κύμα στο ρύγχος είναι ιδιαίτερα ισχυρό.

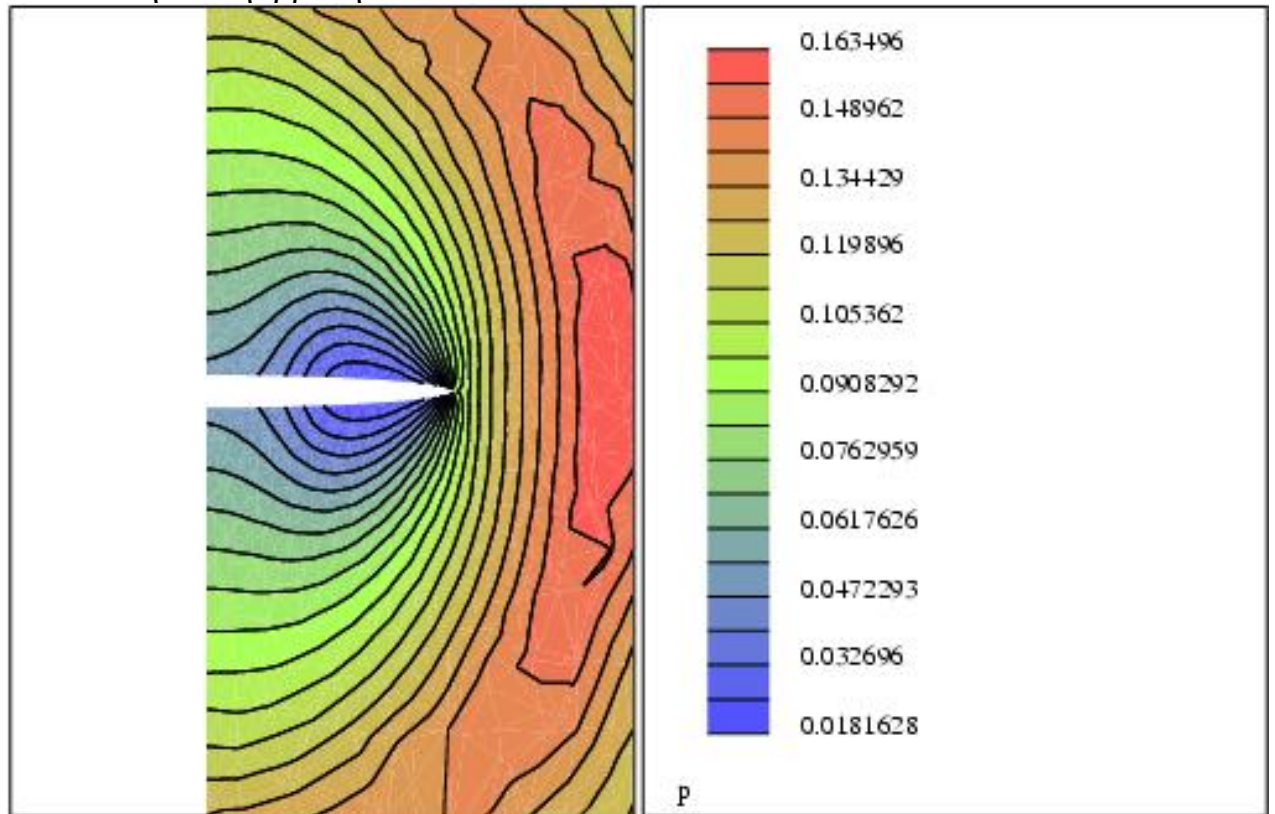
Κάνοντας τομή στο  $x=0.95$  έχουμε:



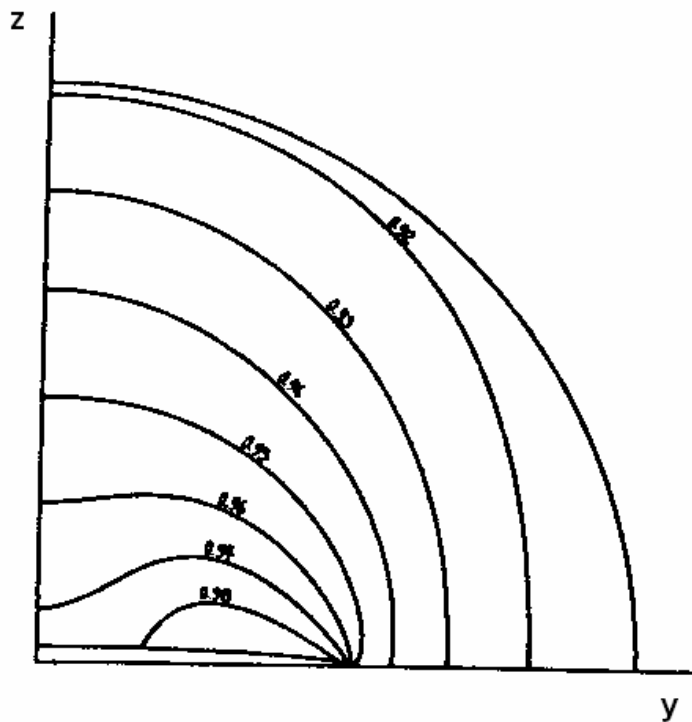
Και εδώ βλέπουμε σε πλήρη αντιστοιχία τις τιμές του αριθμού Mach.



Η στατική πίεση βρέθηκε:



ενώ από την επίλυση των M.M.Fenain και M.J. London έχουμε για το  $1 - P/P_\infty$  (συμπλήρωμα πίεσης):



Σημειώνουμε και εδώ ότι η σύγκριση είναι ποιοτική και όπως ήταν αναμενόμενο παρατηρούμε ότι και εδώ οι ισογραμμές είναι όμοιες μεταξύ των δύο λύσεων.

*Ευχαριστίες:*

*Εκφράζω τις ιδιαίτερες ευχαριστίες μου στην Γεωργοπούλου Χαρούλα και στην Ασούτη Βαρβάρα, για την εξαιρετική συνεργασία και την συνδρομή τους στην εκτέλεση του υπολογιστικού θέματος αυτού.*



*Βιβλιογραφία:*

*AGARD – AR – 211 Test Cases for Inviscid Flow Field Methods (test case 13 Butler Wing)*

*Πηγές στο διαδίκτιο:*

*<http://www.galleryoffluidmechanics.com/shocks/shock.htm>*

*<http://www.efluids.com/efluids/pages/gallery.htm>*

*[http://en.wikipedia.org/wiki/Shock\\_wave](http://en.wikipedia.org/wiki/Shock_wave)*