

---

**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ**  
**ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΠΙΣΤΗΜΩΝ**  
**ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΒΙΟΜΗΧΑΝΙΑΣ**

---

*Τομέας Ενέργειας, Βιομηχανικών Διεργασιών & Τεχνολογίας Περιβάλλοντος*  
*Εργαστήριο Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών*



Διπλωματική Εργασία  
*‘Πιστοποίηση της Αεροσήραγγας του*  
*Εργαστηρίου Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών’*  
**Θωμάς Α. Μπόχτης**

*Επιβλέπων Καθηγητής: Δρ. Νικόλαος Σπ. Βλάχος*

---

*Βόλος - Ιούνιος 1998*

αρ. εισ 107 / Π.Α.....



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ



004000050797



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ  
ΥΠΗΡΕΣΙΑ ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗΣ & ΠΛΗΡΟΦΟΡΗΣΗΣ  
ΕΙΔΙΚΗ ΣΥΛΛΟΓΗ «ΓΚΡΙΖΑ ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ»**

Αριθ. Εισ.: 1884/1  
Ημερ. Εισ.: 20-07-1998  
Δωρεά: \_\_\_\_\_  
Ταξιθετικός Κωδικός: ΠΤ – ΜΜΒ  
1998  
ΜΠΟ

Την αφιερώνω στην Οικογένειά μου

## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

<b>ΠΡΟΛΟΓΟΣ</b> .....	<b>Σελ.3</b>
<b>1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ</b> .....	<b>5</b>
<i>1.1 Αντικείμενο και Στόχοι της Διπλωματικής Εργασίας</i> .....	<i>5</i>
<i>1.2 Δομή της Διπλωματικής Εργασίας</i> .....	<i>9</i>
<b>2. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΟΡΙΑΚΩΝ ΣΤΡΩΜΑΤΩΝ</b> .....	<b>10</b>
<i>2.1 Ιστορική Αναδρομή Στα Οριακά Στρώματα</i> .....	<i>10</i>
<i>2.2 Μαθηματική Ανάλυση Οριακών Στρωμάτων</i> .....	<i>15</i>
<i>2.2.1 Ολοκληρωτικές σχέσεις</i> .....	<i>15</i>
<i>2.2.2 Αριθμητικές λύσεις</i> .....	<i>17</i>
<i>2.2.3 Οριακά στρώματα στρωτής ροής</i> .....	<i>17</i>
<i>2.2.4 Η λύση Ομοιότητας του Blasius</i> .....	<i>19</i>
<i>2.2.5 Μετάβαση σε Τυρβώδη Ροή</i> .....	<i>22</i>
<i>2.2.6 Οριακά στρώματα τυρβώδους ροής</i> .....	<i>23</i>
<i>2.2.7 Αποκόλληση οριακών στρωμάτων</i> .....	<i>26</i>
<b>3. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΩΝ</b> .....	<b>29</b>
<i>3.1 Ιστορική Αναδρομή στις Αεροσήραγγες</i> .....	<i>29</i>
<i>3.2 Χρησιμότητα των Αεροσηράγγων</i> .....	<i>38</i>
<i>3.3 Είδη Αεροσηράγγων</i> .....	<i>42</i>
<b>4. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΣΕ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΕΣ</b> .....	<b>45</b>
<i>4.1 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Pitot-Static Σωλήνα</i> .....	<i>45</i>
<i>4.2 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Θερμική Ανεμομετρία</i> .....	<i>48</i>
<b>5. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΗΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ</b> .....	<b>53</b>
<i>5.1 Περιγραφή της Αεροσήραγγας</i> .....	<i>53</i>
<i>5.1.1 Εισαγωγή της Αεροσήραγγας</i> .....	<i>53</i>

5.1.2 Σχεδιασμός Τμήματος Δοκιμών (Test Section) .....	59
5.1.3 Σύστημα Μετακίνησης Μετρητικών Οργάνων .....	64
5.1.4 Διαχύτης.....	67
5.2 Υπολογισμός των Στοιχείων της Αεροσήραγγας.....	71
5.2.1 Υπολογισμός Ισχύος Ανεμιστήρα.....	71
<b>6. ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ.....</b>	<b>74</b>
6.1 Επιλογή Μετρήσεων για την Πιστοποίηση .....	74
6.2 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Pitot-Static Σωλήνες .....	74
6.2.1 Μετρήσεις πριν την προσθήκη των έξι πτεγμάτων .....	75
6.2.2 Μετρήσεις μετά την προσθήκη των έξι πτεγμάτων .....	90
6.3 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Ανεμόμετρο Θερμού Σύρματος .....	101
<b>7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ &amp; ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ.....</b>	<b>110</b>
7.1 Συμπεράσματα.....	110
7.2 Προτάσεις .....	111
Βιβλιογραφία.....	112

## **ΠΡΟΛΟΓΟΣ**

Ο εικοστός αιώνας, που τώρα διανύει τα τελευταία του χρόνια, ασφαλώς θα χαρακτηριστεί από τις μέλλουσες γενιές ως αιώνας των μεγάλων επιτεύξεων. Στην αρχή του, είχαμε μια πρώτου μεγέθους επιστημονική σύλληψη από τον Α. Einstein, την ειδική θεωρία της σχετικότητας (1905) που την συμπλήρωσε με την γενική θεωρία (1916), και μια εκπληκτική τεχνολογική κατάκτηση από τους αδελφούς Wright, την πτήση του πρώτου αεροπλάνου (1903). Στο φάσμα αυτών των εξελίξεων βρήκε τη θέση της η Αεροδυναμική, ως τμήμα της Μηχανικής Ρευστών που διερευνά την ροή αερίων σε μεγάλες ταχύτητες. Το αντικείμενο αυτό είναι άμεσα συνδεδεμένο με το επιστημονικό και τεχνικό πλαίσιο στο οποίο κινείται ο Μηχανολόγος Μηχανικός.

Με βάση αυτές τις σκέψεις, αποφάσισα να ασχοληθώ με το γνωστικό αντικείμενο της Αεροδυναμικής και συγκεκριμένα με την πιστοποίηση της αεροσήραγγας του Εργαστηρίου Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών στα πλαίσια της Διπλωματικής εργασίας μου και να συνεργαστώ με τον καθηγητή Δρ Νικόλαο Βλάχο. Στόχος της εργασίας είναι να

χαρακτηρισθεί η αεροσήραγγα του Εργ. Ρ & Σ, να εξαχθούν συμπεράσματα όσον αφορά την λειτουργία της και να πιστοποιηθεί για την διεξαγωγή πειραμάτων και έρευνας στην περιοχή της Ρευστομηχανικής.

Δράττομαι της ευκαιρίας να εκφράσω τις ευχαριστίες μου σε όλου όσους βοήθησαν, συνέβαλαν και ενθάρρυναν την προσπάθειά μου αυτή. Θα ήθελα, λοιπόν να ευχαριστήσω τον καθηγητή μου, Δρ Νικόλαο Βλάχο, για την πολύτιμη καθοδήγησή του και για την εμπιστοσύνη που μου έδειξε καθ' όλη τη διάρκεια των σπουδών μου. Εκφράζω, επίσης, τις ευχαριστίες μου στον Γιάννη Λεκάκη, τον Νίκο Κατσαβό, τον Γιώργο Κούτλα και σε όλη την ομάδα του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών και ιδιαίτερα στο Δημήτρη Φείδαρο και Γιάννη Σαρρή που βοήθησαν σημαντικά στην συγγραφή της διατριβής και στον Νίκο Κούβακα του οποίου η βοήθεια κατά την διάρκεια των μετρήσεων με το σύστημα ανεμομετρίας θερμού σύρματος ήταν ανεκτίμητη.

Επίσης, επιθυμώ να τονίσω την ηθική υποστήριξη των φίλων μου Θανάση Αθανασίου και Δημήτρη Φείδαρου και την συμπαράσταση των γονέων μου, όπου η ευγνωμοσύνη μου είναι η ελάχιστη ανταπόδοση για την προσφορά τους.

## I. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

### 1.1 Αντικείμενο και Στόχοι της Διπλωματικής Εργασίας

Μεγάλο ποσοστό της σημερινής τεχνολογίας αφορά συσκευές με ροή ρευστών, όπως συμπιεστές, αεριοστρόβιλοι, αντλίες, παλινδρομικές μηχανές, αεροπλάνα, πλοία, πύραυλοι, κλπ. Το κλίμα της γης προσδιορίζεται από μεγάλα γεωφυσικά φαινόμενα που χαρακτηρίζονται κυρίως από ροή ρευστών. Το περιβάλλον μολύνεται από χημικές ουσίες και θόρυβο που οφείλονται σε φαινόμενα ροής και μεταφοράς. Τέλος το αναπνευστικό και το κυκλοφοριακό σύστημα του ανθρώπου συμπεριλαμβάνει βιολογικά φαινόμενα σε συνδυασμό με την ροή αίματος, [Βλάχος 1983]

Οι εξισώσεις των Navier-Stokes που διέπουν την ροή πραγματικών ρευστών είναι επιλύσιμες για απλές γεωμετρίες αλλά παραμένουν άλυτες για ροές με βιομηχανικό ενδιαφέρον. Η χρήση ηλεκτρονικών υπολογιστών βοήθησε στην επίλυση αυτών των εξισώσεων με μεθόδους αριθμητικής ανάλυσης. Ωστόσο, στις περισσότερες περιπτώσεις της μαθηματικής μοντελοποίησης τυρβώδους ροής, απαιτούνται πληροφορίες από πειραματικά αποτελέσματα.

Μια από τις πιο σημαντικές συμβολές στην κατανόηση και την διαχείριση της ροής πραγματικών ρευστών είναι η ανάπτυξη της θεωρίας των οριακών στρωμάτων (boundary layer theory), που συνέβη στις αρχές του 20ου αιώνα. Πριν την καθιέρωση της θεωρίας του οριακού στρώματος, οι Μαθηματικοί αντιμετώπισαν την ροή σαν ιδανική και ανέπτυξαν την θεωρία του δυναμικού της ροής. Η θεωρία αυτή προέβλεπε με επιτυχία τα χαρακτηριστικά της ροής μακράν στερεών ορίων, ενώ αποτύγχανε να υπολογίσει τα φαινόμενα τριβής κοντά σε στερεά τοιχώματα. Για το λόγο αυτό, οι πρακτικοί Μηχανικοί ανέπτυξαν την Υδραυλική που βασιζόταν κυρίως σε πειράματα και την συσχέτιση με τα πειραματικά αποτελέσματα.

Ο Prandtl ήταν ο πρώτος που αναγνώρισε ότι, ακόμη και σε ρευστά χαμηλού ιξώδους, οι δυνάμεις τριβής πλησίον ενός στερεού ορίου είναι σχετικά μεγάλες, και αυτό θα έπρεπε να ληφθεί σοβαρά υπ' όψιν. Χρησιμοποιώντας διαστατική ανάλυση, συνειδητοποίησε ότι αυτά τα φαινόμενα περιορίζονται σε μια μικρή περιοχή πλησίον των στερεών ορίων, την οποία ονόμασε «Οριακό Στρώμα». Έτσι, ο Prandtl διαίρεσε τη ροή σε δυο περιοχές:

1. Περιοχές που καταλαμβάνονται από οριακά στρώματα και ίχνη (wakes) όπου οι μεταβολές των ταχυτήτων είναι μεγάλες και οι δυνάμεις τριβής σημαντικές, και



2. Οι υπόλοιπες περιοχές, όπου οι μεταβολές της ταχύτητας και οι δυνάμεις τριβής είναι ασήμαντες.

Η δεύτερη περιοχή μπορεί να μελετηθεί με τη θεωρία του δυναμικού της ροής, άλλα τα όρια πρέπει να μετρηθούν πειραματικά ή να υπολογισθούν με την εφαρμογή της θεωρίας των οριακών στρωμάτων στην πρώτη περιοχή. Έτσι η θεωρία του οριακού στρώματος γεφύρωσε το χάσμα ανάμεσα στην Θεωρητική Ρευστομηχανική και την Υδραυλική.

Πειραματικές παρατηρήσεις απέδειξαν ότι το οριακό στρώμα έχει τα παρακάτω χαρακτηριστικά:

- α. είναι στρωτό ή τυρβώδες
- β. ένα τυρβώδες οριακό στρώμα είναι παχύτερο από το αντίστοιχο στρωτής ροής με την ίδια ταχύτητα
- γ. υψηλότερες ταχύτητες παράγουν λεπτότερα οριακά στρώματα
- δ. ένα οριακό στρώμα επηρεάζεται πολύ περισσότερο από το επιβαλλόμενο πεδίο πιέσεων. Μια πτώση πίεσης παράγει ένα λεπτό οριακό στρώμα ενώ μια αύξηση της πίεσης μπορεί να οδηγήσει σε αποκόλληση.

Η θεωρία των οριακών στρωμάτων γίνεται πιο πολύπλοκη όταν το οριακό στρώμα στρωτής ροής αποκολλάται ή γίνεται τυρβώδες. Κάθε στρωτό οριακό στρώμα έχει την ενδογενή τάση να μεταβάλλεται σε τυρβώδες. Μια απότομη μεταβολή πίεσης προάγει την μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή. Η τύρβη (περιδινισμοί του ρευστού) παραμένει ένα πολύ ενδιαφέρον φαινόμενο για μαθηματική και πειραματική μελέτη. Διαχωρισμένα (separated) οριακά στρώματα είναι πολύ δύσκολο να μοντελοποιηθούν μαθηματικά, άλλα τουλάχιστον η θεωρία του οριακού στρώματος προβλέπει με ικανοποιητική ακρίβεια το σημείο διαχωρισμού. Ο διαχωρισμός της ροής, αν και πολλές φορές είναι επιθυμητός (π.χ. ροόμετρο δινών), στις περισσότερες περιπτώσεις περιορίζει την απόδοση των βιομηχανικών συσκευών. Για παράδειγμα, η άντωση στα πτερύγια του αεροπλάνου περιορίζεται από φαινόμενα στάσης (stall), δηλ. διαχωρισμού.

Όπως και σε κάθε άλλη επιστήμη, οι πειραματικές παρατηρήσεις συνεισφέρουν στην κατανόηση της ροής. Πειραματικές παρατηρήσεις οδήγησαν τον Prandtl στην ανάπτυξη και σύλληψη της ιδέας του οριακού στρώματος. Αναμφίβολα, η πιο παλιά συσκευή μέτρησης της ροής είναι ο σωλήνας Pitot που συνδυάζει μετρήσεις πίεσης με την εξίσωση Benoulli. Ωστόσο, η ακρίβεια της μέτρησης επηρεάζεται από το μέγεθος του αισθητήρα (probe) και από την παρενόχληση της ροής από αυτό. Επιπρόσθετα, ο σωλήνας Pitot δεν μπορεί να

παρακολουθήσει τις ταχείες μεταβολές που παρουσιάζονται στις τυρβώδεις ροές. Έτσι, μετρήσεις της ταχύτητας ροής με την βοήθεια του σωλήνα Pitot είναι ικανοποιητικές μόνον για “προφίλ” μέσων (average) ταχυτήτων ή η ροή δεν παρουσιάζει σημαντικές μεταβολές, π.χ. στρωτή ροή.

Μια μεγάλη πρόοδος στην κατανόηση της δομής και των επιδράσεων της τύρβης ήταν η ανάπτυξη και χρήση της ανεμομετρίας θερμού σύρματος (hot-wire anemometry) την τελευταία 50-ετία. Η ικανότητα των ανεμόμετρων θερμού σύρματος να μετρούν την στιγμιαία ταχύτητα, άνοιξε τον δρόμο της ανάπτυξης και επαλήθευσης των θεωριών της τυρβώδους ροής.

Η ανάπτυξη της ανεμομετρίας Laser Doppler (ανεμομετρία βασισμένη στο φαινόμενο Doppler) από τα μέσα του 1960 συμπλήρωσε και επέκτεινε την συμβολή της ανεμομετρίας θερμού σύρματος στην ερευνά της τύρβης, συμπεριλαμβανομένων των φαινομένων αποκόλλησης της ροής και μελέτης ροών με χημικές αντιδράσεις. Η σημερινή τεχνολογία (state-of-art) στις οπτικές τεχνικές διάγνωσης των ροών προβλέπει ότι σύντομα θα υπάρχουν διαθέσιμες συσκευές ικανές να μετρήσουν ταχύτατα μεταβαλλόμενες πιέσεις, ταχύτητες, θερμοκρασίες και συγκεντρώσεις ουσιών. Αυτό θα επιτρέψει την πιο αποδοτική και σφαιρική προσομοίωση των επιδράσεων της τύρβης.

Λόγω των τυχαίων μεταβολών της τυρβώδους ροής είναι απαραίτητο να γίνει στατιστική επεξεργασία σε μεγάλο αριθμό δεδομένων. Η εμφάνιση της μικροηλεκτρονικής επέτρεψε την ανάπτυξη ικανών και χαμηλού κόστους συστημάτων βασισμένων σε μικροεπεξεργαστές για την ανάκτηση (acquisition) και στατιστική επεξεργασία (processing) σημάτων προερχομένων από αισθητήρες πίεσης, θερμά σύρματα, θερμοζεύγη, laser Doppler ανεμόμετρα, κλπ.

Το αντικείμενο της Διπλωματικής εργασίας αυτής είναι η περιγραφή, πιστοποίηση και βελτίωση της ανωτέρω αεροσήραγγας. Γίνονται μετρήσεις της κατανομής ταχυτήτων του αέρα σε περιοχές του «τμήματος δοκιμών» της αεροσήραγγας του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών με σωλήνα Pitot-static και με σύστημα ανεμομέτρου θερμού σύρματος. Στόχος της εργασίας είναι να γίνει χαρακτηρισμός της αεροσήραγγας, να εξαχθούν συμπεράσματα όσον αφορά την λειτουργία της και να πιστοποιηθεί για την διεξαγωγή σχετικών πειραμάτων και έρευνας στην περιοχή της Ρευστομηχανικής.

Μετά την αρχική εγκατάσταση της αεροσήραγγας υπήρχαν κάποια λειτουργικά προβλήματα όπως: Έλλειψη κυψελίδας στην είσοδο, έλλειψη κινητηρίου συστήματος των οργάνων μέτρησης, αδυναμία πρόσβασης στο τμήμα δοκιμών, προβλήματα ταλαντώσεων,

και δυσλειτουργία του ανεμομέτρου θερμού σύρματος. Τα παραπάνω αντιμετωπίστηκαν κυρίως με ιδιοκατασκευές που έγιναν στα πλαίσια της παρούσας Διπλωματικής εργασίας. Οι ιδιοκατασκευές αυτές που περιγράφονται σε επόμενα κεφάλαια είναι: α) Χρήση πλεγμάτων αντί κυψελίδων. Παλαιότερα οι αεροσήραγγες τύπου Eiffel δεν κατασκευαζόταν με κυψελίδες αλλά μόνο με πολλά (6-12) πλέγματα και παρόλα αυτά γινόταν επιτυχή πειράματα, β) το κινητήριο σύστημα μετρητικών οργάνων της αεροσήραγγας το οποίο κινείται κατά το μήκος και ύψος του τμήματος δοκιμών, γ) διαμόρφωση των πλευρών ώστε να επιτρέπεται η πρόσβαση και εισαγωγή οργάνων μέσα στο τμήμα δοκιμών, και δ) το σύστημα μετακίνησης και συγκράτησης του τμήματος δοκιμών ώστε να μειώνονται αισθητά οι ταλαντώσεις και η μετακίνησή του να είναι εύκολη.

## **1.2 Δομή της Διπλωματικής Εργασίας**

Στο επόμενο Κεφάλαιο 2 γίνεται μια ιστορική αναδρομή στα οριακά στρώματα με έμφαση στην ανάπτυξη και εδραίωσή τους στην επιστήμη της Ρευστομηχανικής. Επίσης, γίνεται αναφορά στους επιστήμονες που ανέπτυξαν και εδραίωσαν την θεωρία και την χρήση των οριακών στρωμάτων. Το μεγαλύτερο και σημαντικότερο τμήμα αυτού του κεφαλαίου είναι η μαθηματική ανάλυση των οριακών στρωμάτων.

Στο Κεφάλαιο 3 γίνεται μια ιστορική αναδρομή στις αεροσήραγγες, όπου παρουσιάζεται η εξέλιξη των αεροσηράγγων χαμηλών ταχυτήτων με χρονολογική αναφορά. Κατόπιν, γίνεται αναφορά στην χρησιμότητα των αεροσηράγγων, τα είδη τους και στις μετρήσεις που μπορούν να γίνουν σε αυτές. Τέλος, οι αεροσήραγγες ταξινομούνται ανάλογα με την ταχύτητα του αέρα στο τμήμα δοκιμών και με τον τρόπο λειτουργία τους.

Στο Κεφάλαιο 4 γίνεται μια περιγραφή των συστημάτων μετρήσεων σε υποχητικές αεροσήραγγες με σωλήνες Pitot-Static και ανεμομετρία θερμού σύρματος. Για τους σωλήνες Pitot, αναφέρονται οι αρχές λειτουργίας τους και ο τρόπος υπολογισμού της ταχύτητας. Για το ανεμόμετρο θερμού σύρματος, γίνεται αναφορά στις αρχές λειτουργίας του, στα είδη των αισθητήρων και στις τεχνικές που χρησιμοποιούνται για μετρήσεις σε τυρβώδεις ροές.

Στο Κεφάλαιο 5 γίνεται αναφορά στον σχεδιασμό της αεροσήραγγας του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών. Στο πρώτο μέρος περιγράφονται όλα τα τμήματα της αεροσήραγγας και αναφέρονται οι βελτιώσεις και οι προσθήκες που κρίθηκαν αναγκαίες. Η περιγραφή κάθε τμήματος είναι αναλυτική και δίνονται φωτογραφίες και κατασκευαστικά σχέδια. Στο δεύτερο τμήμα γίνονται οι υπολογισμοί της ισχύος του ανεμιστήρα.

Στο Κεφάλαιο 6 παρουσιάζονται οι μετρήσεις για την πιστοποίηση της αεροσήραγγας του Εργ. Ρ & Σ. Κατ' αρχήν γίνεται η επιλογή των σημείων στα οποία θα γίνουν οι μετρήσεις και αναφέρονται οι λόγοι που επιλέγονται τα συγκεκριμένα σημεία. Έπειτα ακολουθούν τα αποτελέσματα των μετρήσεων με τον σωλήνα Pitot-Static και οι κατανομές ταχυτήτων. Κατόπιν, παρουσιάζονται αποτελέσματα μετρήσεων και κατανομές ταχυτήτων με το σύστημα ανεμομέτρου θερμού σύρματος (Hot Wire Anemometer).

Τέλος, στο Κεφάλαιο 7 εκτίθενται τα συμπεράσματα από την εκτίμηση των μετρήσεων με τα συστήματα που προαναφέρθηκαν και γίνονται προτάσεις για την βελτίωση της λειτουργίας της αεροσήραγγας καθώς και των σχετικών μετρήσεων πάνω στο ερευνητικό πεδίο.

## 2. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΟΡΙΑΚΩΝ ΣΤΡΩΜΑΤΩΝ

### 2.1 Ιστορική Αναδρομή Στα Οριακά Στρώματα

Η επιστήμη της Ρευστομηχανικής άρχισε να αναπτύσσεται σε δύο κύριους άξονες. Από τη μια πλευρά υπήρχε η θεωρητική Υδροδυναμική, που ενέπλεκε τις εξισώσεις (Euler) κίνησης για άτριβα (χωρίς ιξώδες) ρευστά, οι οποίες προσέγγιζαν με μεγάλη ακρίβεια το φαινόμενο αλλά παρέμεναν σε αντίθεση με πειραματικά αποτελέσματα. Ειδικότερα, η θεωρία δεν μπορούσε να προβλέψει την απώλεια πίεσης ή την αντίσταση οπισθέλκουσας ενός σώματος που κινείται σε μια μάζα ρευστού. Από την ανάγκη να επιλυθούν σημαντικά προβλήματα της τεχνολογίας, οι πρακτικοί Μηχανικοί ανέπτυξαν μια δική τους εμπειρική επιστήμη, την Υδραυλική. Η Υδραυλική βασίστηκε σε μεγάλο βαθμό σε πειραματικά δεδομένα και διέφερε σημαντικά στις μεθόδους και αντικείμενα από την θεωρητική Υδροδυναμική [Schlichting 1979].

Στις αρχές του 20<sup>ου</sup> αιώνα, ο Prandtl συνέδεσε σε μεγάλο βαθμό τη θεωρία και το πείραμα προδιαγράφοντας τον δρόμο μιας αξιοθαύμαστης και επιτυχούς ανάπτυξης της Ρευστομηχανικής η οποία λαμβάνει χώρα ως και σήμερα. Είχε γίνει αντιληπτό και πριν τον Prandtl ότι οι αντιθέσεις μεταξύ των αποτελεσμάτων της κλασσικής υδροδυναμικής και του πειράματος, οφειλόταν στο γεγονός του ότι η θεωρία δεν λάμβανε υπ' όψιν την τριβή του ρευστού. Παρότι οι εξισώσεις της κίνησης για ρευστά με τριβή (Navier-Stokes) ήταν γνωστές από τα μέσα του 19<sup>ου</sup> αιώνα, οι μεγάλες μαθηματικές δυσκολίες της επίλυσης τους (με εξαίρεση μόνο έναν μικρό αριθμό απλών γεωμετριών) απέκλειε τον δρόμο για την θεωρητική αντιμετώπιση της ροής πραγματικών ρευστών. Στην περίπτωση των δύο πιο σημαντικών ρευστών (νερού και αέρα), το ιξώδες είναι πολύ μικρό και συνεπώς οι δυνάμεις που προκαλούνται λόγω της εσωτερικής τριβής - συγκρινόμενες με δυνάμεις όπως αυτές της βαρύτητας και της πίεσης - είναι μικρές. Γι' αυτόν τον λόγο, ήταν πολύ δύσκολο να κατανοηθεί ότι, παραλείποντας τις δυνάμεις τριβής από την κλασσική θεωρία, θα επηρέαζε τη κίνηση του ρευστού σε τόσο μεγάλη έκταση.

Σε μια ανακοίνωση επάνω στην «κίνηση του ρευστού με πολύ μικρή τριβή» που είχε ανακοινωθεί στο μαθηματικό συνέδριο της Χαϊντελβέργης, ο [Prandtl 1904] έδειξε ότι ήταν δυνατόν να αναλυθεί η ιξώδης ροή με ακρίβεια σε περιπτώσεις οι οποίες είχαν μεγάλη πρακτική σημασία. Με τη βοήθεια θεωρητικών παραδοχών και απλών πειραμάτων, απέδειξε

ότι η ροή γύρω από ένα στερεό σώμα μπορεί να διακριθεί σε δύο περιοχές: Σε ένα πολύ μικρό στρώμα που γειτνιάζει με το στερεό σώμα (Οριακό Στρώμα) όπου η τριβή παίζει ουσιαστικό ρόλο, και στην υπόλοιπη περιοχή εξωτερικά του στρώματος όπου η τριβή μπορεί να αγνοηθεί. Με την υπόθεση αυτή, ο Prandtl κατάφερε να δώσει μια φυσική εξήγηση της σημασίας της ιξώδους ροής, καταφέροντας συγχρόνως στο μέγιστο βαθμό την απλοποίηση των μαθηματικών δυσκολιών. Οι θεωρητικές παραδοχές που έγιναν, υποστηρίχθηκαν με τη διεξαγωγή απλών πειραμάτων σε μια μικρή υδροδυναμική σήραγγα την οποία κατασκεύασε ο ίδιος ο Prandtl. Έτσι έκανε το πρώτο βήμα προς τη σύνδεση της θεωρητικής υδροδυναμικής και της υδραυλικής. Αυτή η θεωρία του οριακού στρώματος, αποδείχτηκε απολύτως αληθής και έγινε αποτελεσματικό εργαλείο για την ανάπτυξη της σύγχρονης Ρευστοδυναμικής. Από την αρχή του 20<sup>ου</sup> αιώνα, η νέα θεωρία αναπτύχθηκε με πολύ γοργό ρυθμό κάτω από την επιπρόσθετη ώθηση που έδωσε η επιστήμη της Αεροδυναμικής που είχε αρχίσει να αναπτύσσεται τότε. Σε πολύ μικρό χρονικό διάστημα έγινε μία από τους βασικούς λίθους της σύγχρονης Ρευστοδυναμικής.

Σε πιο πρόσφατες εποχές έγινε μια καλύτερη προσέγγιση με την χρησιμοποίηση των μαθηματικών για την απόδειξη της θεωρίας του οριακού στρώματος. Σύμφωνα με αυτή, η θεωρία του οριακού στρώματος μας δίνει μια πρώτη προσέγγιση ως θεμέλιο της γενικής θεωρίας που σχεδιάστηκε για να υπολογίζει τα ασυμπτωτικά αναπτύγματα, τις λύσεις της πλήρως εξίσωσης της κίνησης. Το πρόβλημα υποβιβάστηκε στη λεγόμενη περίπτωση της ιδιάζουσας διαταραχής, η οποία λύνεται με τη μέθοδο των ομοίων ασυμπτωτικών αναπτυγμάτων. Έτσι, η θεωρία του οριακού στρώματος, λύνεται με το κλασσικό σχήμα της εφαρμογής της μεθόδου της ιδιάζουσας διαταραχής (Singular perturbation). Μια γενική παρουσίαση των μεθόδων διαταραχής στη Ρευστομηχανική έγινε από τον [Van Dyke 1964] και οφείλεται στην προγενέστερη συνεισφορά του Prandtl [1904].

Η θεωρία του οριακού στρώματος βρίσκει εφαρμογή στον υπολογισμό του τοπικού συντελεστή τριβής και άρα στη δύναμη τριβής η οποία ενεργεί σε ένα σώμα που κινείται μέσα σε ένα ρευστό. Από εμπειρικές γνώσεις, η αντίσταση οπισθέλκουσας συναντάται σε μια επίπεδη πλάκα μηδενικής πρόσπτωσης στα σκάφη, στις πτέρυγες αεροπλάνων, στους ατράκτους και πτέρυγα αντλιών και στροβίλων. Η ροή στα άμεσα γειτονικά σημεία ενός στερεού μηδενίζεται με αποτέλεσμα το οριακό στρώμα να μπορεί να αποκολλάται από αυτό. Αυτό συνοδεύεται από τον αναμενόμενο σχηματισμό δινών στο πίσω μέρος του σώματος. Έτσι η κατανομή της πίεσης αλλάζει και διαφέρει σημαντικά από ένα ρεύμα ρευστού χωρίς τριβή. Η διαφορά αυτή στη κατανομή της πίεσης από το ιδανικό είναι η αιτία της ανάπτυξης

αντίστασης, και ο υπολογισμός της είναι δυνατόν να γίνει με τη βοήθεια της θεωρίας του οριακού στρώματος. Η θεωρία αυτή δίνει μια απάντηση στο τι σχήμα πρέπει να δίνεται σε ένα σώμα ώστε να αποφεύγεται η ανεπιθύμητη αποκόλληση. Αποκόλληση, επίσης, μπορεί να συμβαίνει και σε ροές μέσα σε αγωγούς και, επομένως, δεν περιορίζεται σε εξωτερικές ροές γύρω από στερεά σώματα. Προβλήματα τα οποία συνδέθηκαν με τη ροή ρευστών γύρω από πτερύγια στροβιλομηχανών (συμπιεστές και στροβίλους) μπορούν επίσης να επιλυθούν με τη βοήθεια της θεωρίας των οριακών στρωμάτων. Επιπλέον, φαινόμενα τα οποία συμβαίνουν στο σημείο της μέγιστης άντωσης και τα οποία συσχετίζονται με την απώλεια στήριξης, μπορούν να κατανοηθούν μόνο με βάση τη θεωρία του οριακού στρώματος. Τέλος, προβλήματα μεταφοράς θερμότητας μεταξύ στερεού και ρευστού ανήκουν στην τάξη όπου τα φαινόμενα του οριακού στρώματος παίζουν καθοριστικό ρόλο.

Στην αρχή, η θεωρία του οριακού στρώματος αναπτύχθηκε κυρίως για στρωτή ροή σε ασυμπίεστο ρευστό ενώ και σε αυτή την περίπτωση η φαινομενολογική υπόθεση των διατμητικών τάσεων υπήρχε ήδη στις εξισώσεις Navier-Stokes. Αυτό το θέμα αναπτύχθηκε μεταγενέστερα σε ένα μεγάλο αριθμό ερευνητικών εργασιών και μπορεί να θεωρηθεί ότι τα προβλήματα της στρωτής ροής έχουν επιλυθεί. Αργότερα, η θεωρία επεκτάθηκε για να συμπεριλάβει τυρβώδη ασυμπίεστα οριακά στρώματα τα οποία είναι πιο σημαντικά από την άποψη της πρακτικής εφαρμογής τους. Είναι αληθές ότι στην περίπτωση των τυρβωδών ροών ο O. Reynolds θεμελίωσε τη σημαντική ιδέα των φαινομενικών ή εικονικών τυρβωδών τάσεων κάπου στο 1880. Οπωσδήποτε, αυτή η ιδέα ήταν από μόνη της ανεπαρκής για να κάνει τη θεωρητική ανάλυση των τυρβωδών ροών εφικτή. Μεγάλη πρόοδος επιτεύχθη και με την εισαγωγή του μήκους αναμίξεως του Prandtl η οποία μαζί με συστηματικά πειράματα προετοίμασε το δρόμο για τη θεωρητική αντιμετώπιση των τυρβωδών ροών με τη βοήθεια της θεωρίας του οριακού στρώματος. Οπωσδήποτε, η θεωρία των τυρβωδών ροών είναι ακόμη ανελλιπής και λόγω της εξαιρετικής πολυπλοκότητας αυτών των ροών θα παραμείνει έτσι για σημαντικό διάστημα. Κανείς δεν μπορεί να είναι ακόμη σίγουρος για το εάν η επιστήμη θα μπορέσει να δώσει επιτυχημένες λύσεις. Στη σημερινή εποχή, τα φαινόμενα τα οποία συμβαίνουν στο οριακό στρώμα μιας συμπιεστής ροής, έχουν γίνει αντικείμενο επισταμένης έρευνας λόγω της ραγδαίας αύξησης των ταχυτήτων πτήσεως των σύγχρονων αεροσκαφών. Επιπρόσθετα, η ταχύτητα στο οριακό στρώμα τέτοιων ροών δημιουργεί ένα αντίστοιχο θερμικό οριακό στρώμα του οποίου η παρουσία παίζει σημαντικό ρόλο στη μεταφορά θερμότητας. Σε πολύ μεγάλους αριθμούς Mach, η επιφάνεια του στερεού τοιχώματος αναπτύσσει υψηλές θερμοκρασίες που οφείλονται στην παραγωγή θερμότητας

λόγο τριβής και κινητικής ενέργειας. Αυτό το φαινόμενο το οποίο παρουσιάζει αναλυτικές δυσκολίες, είναι σημαντικό στο σχεδιασμό αεροπλάνων και στην κατανόηση της κίνησης των δορυφόρων στην ατμόσφαιρα των πλανητών.

Το φαινόμενο της μετάβασης από τη στρωτή στην τυρβώδη ροή το οποίο είναι θεμελιώδες για την επιστήμη της Ρευστοδυναμικής ερευνήθηκε στα τέλη του 19<sup>ου</sup> αιώνα από τον Ο. Reynolds [*Schlichting 1960*]. Το 1914, ο Prandtl συνέχισε τα πειράματά του με σφαίρες και πέτυχε να δείξει ότι η ροή στο οριακό στρώμα μπορεί να είναι στρωτή ή τυρβώδης. Οπωσδήποτε, το πρόβλημα της αποκόλλησης της ροής και του υπολογισμού της δύναμης της οπισθέλκουσας οφείλεται σε αυτή τη μετάβαση. Θεωρητικές έρευνες στη διαδικασία μετάβασης από τη στρωτή στη τυρβώδη ροή βασίστηκαν στην αποδοχή της υπόθεσης του Reynolds, ότι δηλαδή είναι συνέπεια μιας αστάθειας που αναπτύσσεται στο στρωτό οριακό στρώμα. Ο Prandtl δημοσίευσε για πρώτη φορά την θεωρητική του έρευνα επί της μετάβασης το 1921. Μετά από πολλές μάταιες προσπάθειες, η επιτυχία ήρθε το 1929 όταν ο Tollmien [*Tani 1977*] υπολόγισε θεωρητικά τον κρίσιμο αριθμό Re για τη μετάβαση στη τυρβώδη ροή σε επίπεδη πλάκα με μηδενική γωνία πρόσπτωσης. Οπωσδήποτε πέρασαν πάνω από 10 χρόνια πριν η θεωρία του Tollmien επαληθευτεί μέσω πολύ προσεκτικών πειραμάτων τα οποία εκτελέστηκαν από τον Dryden και τους συνεργάτες του [*Schlichting 1960*]. Η θεωρία επαληθεύτηκε σε ένα σύνολο παραμέτρων (πίεσης, αριθμού Mach, μεταφοράς θερμότητας και κενού) κατά τη μετάβαση. Αυτή η θεωρία βρήκε πολλές σημαντικές εφαρμογές και μεταξύ αυτών στο σχεδιασμό αεροτομών με πολύ μικρή δύναμη οπισθέλκουσας (αεροτομή στρωτής ροής ή ινώδης αεροτομές - laminar aerofoils).

Οι σύγχρονες έρευνες στη Ρευστοδυναμική και κατ' επέκταση στα οριακά στρώματα, χαρακτηρίζονται από μια πολύ στενή σχέση θεωρίας και πειράματος. Τα πιο πολλά και σημαντικά βήματα προόδου έχουν γίνει στις περισσότερες περιπτώσεις ως αποτελέσματα θεμελιωδών πειραμάτων τα οποία βασίζονται σε θεωρητικούς συλλογισμούς. Μια ανασκόπηση της ανάπτυξης του οριακού στρώματος η οποία υπογράμμισε την αμοιβαία διασταύρωση μεταξύ θεωρίας και πειράματος περιέχεται σε ένα άρθρο του [*Betz 1949*]. Για περίπου 20 χρόνια μετά την αρχή που έγινε από τον L. Prandtl, η θεωρία του οριακού στρώματος αναπτύχθηκε σχεδόν αποκλειστικά από το Ινστιτούτο Goettingen στην Γερμανία. Αυτό οφείλεται στην χρονική σύμπτωση της πρώτης παρουσίασης του Prandtl πάνω στη θεωρία του οριακού στρώματος, η οποία έγινε το 1904. Αυτή η πορεία μπορεί να ειπωθεί ότι τελειώνει με τη μνημειώδη διάλεξη του Prandtl (Prandtl's Wilbur Wright Memorial Lecture) η οποία παρουσιάστηκε το 1927 σε μια συνάντηση της Βασιλικής Αεροναυτικής Εταιρίας

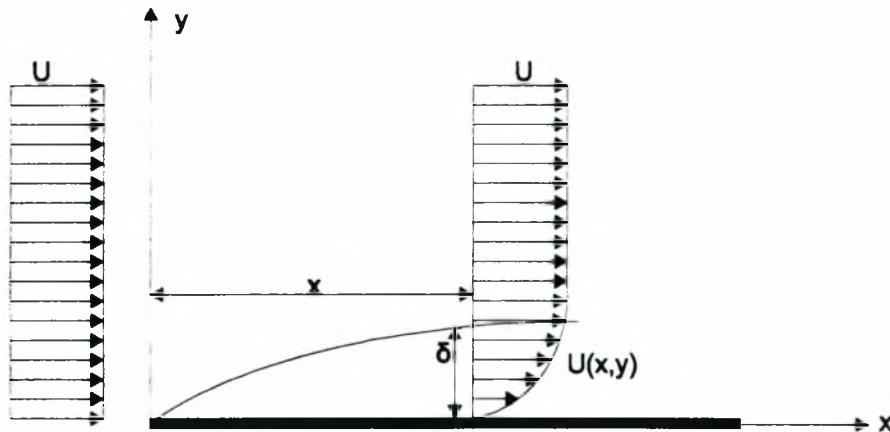


(Royal aeronautical society) στο Λονδίνο. Στα επόμενα χρόνια, μετά το 1930, άλλοι ερευνητές, κυρίως από την Μ. Βρετανία και των ΗΠΑ πήραν ενεργά μέρος σε αυτήν την ανάπτυξη. Σήμερα σε όλον τον κόσμο μαζί με τις άλλες προεκτάσεις η θεωρία του *Οριακού Στρώματος* συνιστά ένα από τους κύριους λίθους της Ρευστομηχανικής.

Το πρώτο ορόσημο μετά τον Prandtl δόθηκε από τον W. Tollmien το 1931 σε δύο σύντομα άρθρα στο «Handbuch der Experimentalphysik». Σε σύντομο χρονικό διάστημα, το 1935, ο Prandtl δημοσίευσε μια εκτεταμένη παρουσίαση του οριακού στρώματος στην αεροδυναμική θεωρία που εκδόθηκε από τον W.F. Durand. Κατά τη διάρκεια τεσσάρων δεκαετιών ο όγκος των εργασιών πάνω στο αντικείμενο αυτό μεγάλωσε εντυπωσιακότατα. Σύμφωνα με μια ανασκόπηση, η οποία εκδόθηκε από τον H.L. Dryden το 1955, ο ρυθμός των δημοσιεύσεων πάνω στην θεωρία του οριακού στρώματος έφθανε τις εκατό σε κάθε συνέδριο. Όπως και σε αρκετά άλλα πεδία έρευνας, η θεωρία του οριακού στρώματος έχει αποκτήσει έναν όγκο ο οποίος είναι τόσο μεγάλος έτσι ώστε ένας ερευνητής ακόμη και αν εργάζεται μόνο σε αυτό το πεδίο δεν αναμένεται να γνωρίζει καλά όλες τις λεπτομέρειες. Η ιστορική ανάπτυξη της θεωρίας του οριακού στρώματος έχει πρόσφατα καταγραφεί από τον Tani [1977].

## 2.2 Μαθηματική Ανάλυση Οριακών Στρωμάτων

Ένα οριακό στρώμα αναπτυσσόμενο πάνω σε μια επιφάνεια στερεού, Σχήμα 2.1, μπορεί να είναι στρωτής ροής ή να υπόκειται σε μετάβαση σε τυρβώδη ροή παρακάτω. Τα χαρακτηριστικά του οριακού στρώματος διαφέρουν στη στρωτή και στην τυρβώδη ροή, λόγω της διαφοράς στην φύση δυο ροών. Έτσι, παρακάτω θα συζητηθούν ξεχωριστά τα ασυμπίεστα οριακά στρώματα που αναπτύσσονται κατά μήκος μιας επίπεδης πλάκας.



**Σχήμα 2.1 Οριακό στρώμα πάνω από επίπεδη επιφάνεια.**

### 2.2.1 Ολοκληρωτικές σχέσεις

Όταν ενδιαφερόμαστε μόνον για τα συνολικά φαινόμενα της ροής στο οριακό στρώμα, προσεγγίσεις μαζί με ορισμένες συνθήκες συμβατότητας δίνουν την γνωστή ολοκληρωτική εξίσωση της ορμής. Αυτή η εξίσωση που οφείλεται στον Von Karman μπορεί να συναχθεί εφαρμόζοντας το θεώρημα της ορμής για τον όγκο έλεγχου, Σχήμα.2.1.

$$\int_0^{\infty} \frac{\partial}{\partial t} [u(U-u)] dy + \frac{dU}{dx} \int_0^{\infty} (U-u) dy = \frac{\tau_w}{\rho} \quad (2.1)$$

όπου  $\tau_w$  =διατμητική τάση

Εισάγοντας στην παραπάνω σχέση, το πάχος μετατόπισης:  $U \delta = \int_0^{\infty} (U-u) dy$  (2.2)

και το πάχος της ορμής:  $U^2 \theta = \int_0^{\infty} (U-u) dy$  (2.3)

επιτυγχάνεται η ολοκληρωτική εξίσωση ορμής του Von Karman για διδιάστατα ασυμπίεστα οριακά στρώματα:

$$\frac{\tau_w}{\rho} = \frac{d}{dx}(U^2 \theta) + \delta U \frac{dU}{dx} = U^2 \frac{d\theta}{dx} + \theta(2+H)U \frac{dU}{dx} \quad (2.4)$$

όπου:  $H = \frac{\delta^*}{\theta} =$  συντελεστής σχήματος

Εισάγοντας τον τοπικό συντελεστή επιδερμικής τριβής:

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (2.5)$$

Επιτυγχάνεται:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{U}(2+H) \frac{dU}{dx} \quad (2.6)$$

Είναι προφανές ότι για να προσδιοριστεί ο συντελεστής επιδερμικής τριβής απαιτείται να είναι γνωστή η μεταβολή στο πάχος μετατόπισης, πάχος ορμής και η ταχύτητα της ελεύθερης ροής.

Για μια επίπεδη πλάκα με μηδενική μεταβολή πίεσης, η ταχύτητα ελεύθερης ροής είναι σταθερή και η ολοκληρωτική εξίσωση της ορμής παίρνει την μορφή:

$$\frac{C_f}{2} = \frac{d\theta}{dx} \quad (2.7)$$

Ομοίως, μπορεί να συναχθεί μια ολοκληρωτική εξίσωση ενέργειας υπό την μορφή:

$$\frac{d}{dx} \int_0^{\infty} u(U^2 - u^2) dy = 2\nu \int_0^{\infty} \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 dy \quad (2.8)$$

Εισάγοντας το πάχος ενέργειας:

$$U^3 \delta_\epsilon = \int_0^\infty u(U^2 - u^2) dy \quad (2.9)$$

επιτυγχάνεται η ακόλουθη ολοκληρωτική εξίσωση ενέργειας:

$$\frac{d}{dx} (U^3 \delta_\epsilon) = 2\nu \int_0^\infty \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) dy \quad \text{για Τυρβώδη Ροή} \quad (2.9)$$

$$\left( = 2 \int_0^\infty \frac{\tau}{\rho} \left( \frac{\partial U}{\partial y} \right) dy \right) \quad (2.10)$$

### 2.2.2 Αριθμητικές λύσεις

Κατά την τελευταία 20-ετία αναπτύχθηκαν πολλά σχήματα αριθμητικών λύσεων των εξισώσεων Navier-Stokes. Αυτά τα σχήματα βασίζονται συνήθως σε μεθόδους πεπερασμένων διαφορών και πεπερασμένων στοιχείων. Οι εξισώσεις Navier-Stokes είναι γενικά ελλειπτικές από μαθηματική άποψη και απαιτούν επαναληπτικά σχήματα για την αριθμητική τους επίλυση που να λαμβάνουν υπ' όψιν τις συνθήκες στα κλειστά όρια του πεδίου ροής. Για τα οριακά στρώματα, όμως, είναι δυνατόν να αναπτυχθούν αριθμητικά σχήματα που να προβλέπουν τις συνθήκες ροής σε διαδοχικές θέσεις κατάντη της ροής. Αυτά είναι χαμηλότερου κόστους από τα πλήρη ελλειπτικά και οι απαιτήσεις σε μνήμη και υπολογιστική δύναμη πολύ μικρότερες.

### 2.2.3 Οριακά στρώματα στρωτής ροής

Με αναφορά στο Σχ. 2.1, οι εξισώσεις της κίνησης (εξισώσεις Navier-Stokes) απλοποιούνται στις εξισώσεις του οριακού στρώματος:

$$\text{Συνέχειας μάζας: } \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.11)$$

$$u - \text{ορμή: } u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + \nu \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \quad (2.12)$$

$$v - \text{ορμή: } \frac{\partial p}{\partial y} \approx 0 \quad (2.13)$$

Η Εξίσωση (2.13) δείχνει ότι η πίεση είναι συνάρτηση μόνον του  $x$  και συνεπώς, η συνολική της παράγωγος χρησιμοποιήθηκε στην εξίσωση (2.12). Εκτός του οριακού στρώματος οι μεταβολές της ταχύτητας είναι ασήμαντες και συνεπώς ο ιξώδης όρος στην εξίσωση της ορμής εξαφανίζεται. Για την εξωτερική ροή, παίρνουμε:

$$U \frac{\partial U}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} \quad (2.14)$$

$$\text{ή μετά από ολοκλήρωση:} \quad p + \frac{1}{2} \rho U^2 = \text{constant} \quad (2.15)$$

αυτή είναι η εξίσωση του Bernoulli για την εξωτερική ροή.

Οι οριακές συνθήκες των παραπάνω εξισώσεων γράφονται:

$$y = 0 \text{ (τοιχώματα)}$$

$$u = v = 0$$

$$y = \infty$$

$$u = U(x)$$

Επίσης, χρειάζεται να περιγραφεί το μέτωπο ταχυτήτων στην είσοδο, δηλ. για  $x = x_0$   
 $\Rightarrow u(y) = u(x_0, y)$ . Η πίεση παραμένει σταθερή κατά μήκος του οριακού στρώματος και ισούται με την πίεση της εξωτερικής δυναμικής ροής. Σκοπός της κάλυψης είναι να βρούμε την κατανομή ταχυτήτων σε διαδοχικές σχέσεις κατά την φορά της ροής, δηλ. να βρούμε  $U(y) = u(x, y)$ .

Για την περίπτωση μιας επίπεδης πλάκας με μηδενική μεταβολή πίεσης, οι εξισώσεις μειώνονται σε:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.16)$$

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} \approx v \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} \quad (2.17)$$

$$\frac{\phi}{\delta} \approx 0 \quad (2.18)$$

#### 2.2.4 Η λύση Ομοιότητας του Blasius

Η αρχή της ομοιότητας των κατανομών της ταχύτητας υπαγορεύει ότι:  $\frac{u}{U} = F\left(\frac{y}{\delta}\right)$

όπου η συνάρτηση  $F$  πρέπει να είναι η ίδια για όλες τις αποστάσεις  $x$  από το αρχικό άκρο του επιπέδου τοιχώματος.

Ο Blasius [Schlichting 1979] πρώτος προσδιόρισε την συνάρτηση  $F$  εισάγοντας μια νέα αδιάστατη μεταβλητή και επιτυγχάνοντας την ακόλουθη συνήθη διαφορική εξίσωση:

$$ff'' + 2f''' = 0 \quad (2.19)$$

Οι συνιστώσες της ταχύτητας δίνονται από τις παρακάτω σχέσεις:

$$u = Uf'(n) \quad \text{και} \quad v = \frac{U}{2} \sqrt{\frac{\nu}{Ux}} (nf' - f) \quad (2.20)$$

και η αδιάστατη ποσότητα είναι:

$$n = \frac{y}{\delta} = y \sqrt{\frac{U}{\nu x}} \quad (2.21)$$

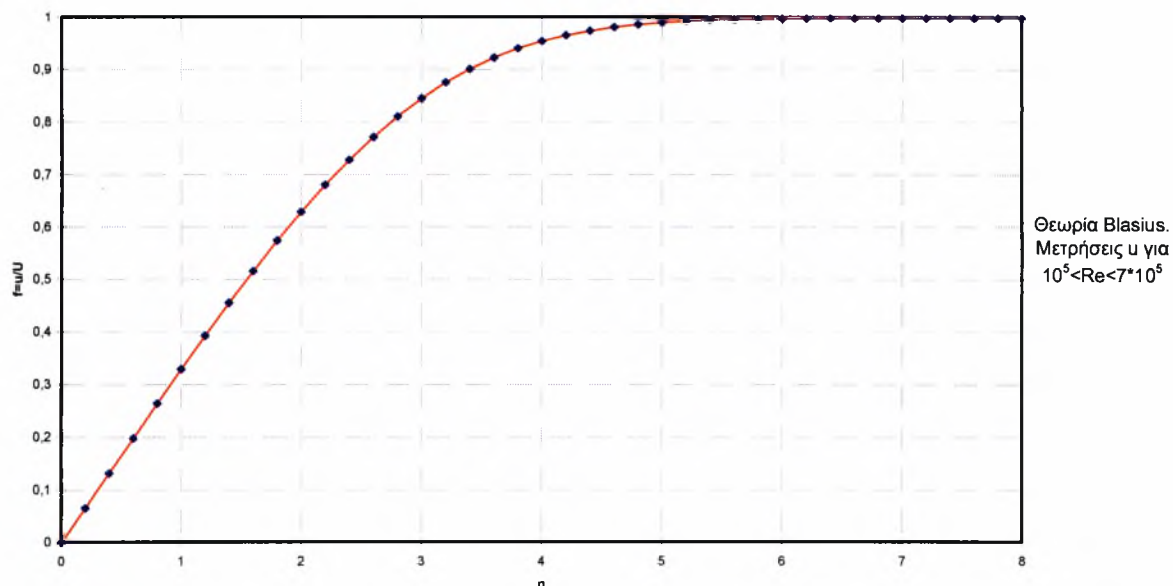
Οι οριακές συνθήκες της εξίσωση του Blasius είναι:

$$n = 0 : f = f' = 0 \quad ; \quad n = \infty : f' = 1 \quad (2.22)$$

Δεν υπάρχει μια γνωστή αναλυτική λύση της εξίσωση του Blasius και μόνον πινακοποιημένες τιμές δίνονται στην διδακτορική του διατριβή. Ο Πίνακας 2.1 δίνει τιμές για την αδιαστατη μεταβλητή  $n$  και τις συναρτήσεις  $f$ ,  $f'$  και  $f''$  όπως αυτές υπολογίσθηκαν από τον Howarth [Schlichting 1979]. Η κατανομή των ταχυτήτων στο στρωτό οριακό στρώμα σε μια επίπεδη πλάκα με μηδενική μεταβολή πίεσης μετρήθηκε από τον Nikuradse [White 1974] και βρέθηκε σε έξοχη συμφωνία με την λύση του Blasius [White 1979].

$n = y \cdot \sqrt{\frac{U_\infty}{\nu \cdot x}}$	$f$	$f' = \frac{u}{U_\infty}$	$f''$
0	0	0	0.33206
0.2	0.00664	0.06641	0.33199
0.4	0.02656	0.13277	0.33147
0.6	0.05974	0.19894	0.33008
0.8	0.10611	0.26471	0.32739
1.0	0.16557	0.32979	0.32301
1.2	0.23795	0.39378	0.31659
1.4	0.32298	0.45627	0.30787
1.6	0.42032	0.51676	0.29667
1.8	0.52952	0.57477	0.28293
2.0	0.65003	0.62977	0.26675
2.2	0.78120	0.68132	0.24835
2.4	0.92230	0.72899	0.22809
2.6	1.07252	0.77246	0.20646
2.8	1.23099	0.81152	0.18401
3.0	1.39682	0.84605	0.16136
3.2	1.56911	0.87609	0.13913
3.4	1.74696	0.90177	0.11788
3.6	1.92954	0.92333	0.09809
3.8	2.11605	0.94112	0.08013
4.0	2.30576	0.95552	0.06424
4.2	2.49806	0.96696	0.05052
4.4	2.69238	0.97587	0.03897
4.6	2.88826	0.98269	0.02948
4.8	3.08534	0.98779	0.02187
5.0	3.28329	0.99155	0.01591
5.2	3.48189	0.99425	0.01134
5.4	3.68094	0.99616	0.00793
5.6	3.88031	0.99748	0.00543

Πίνακας 2.2.1 Τιμές της συνάρτησης Blasius [Schlichting 1979]



**Διάγραμμα 2.1 Κατανομή ταχύτητας στο στρωτό οριακό στρώμα σε επίπεδη πλάκα**

Ο Blasius επίσης συνήγαγε και τις ακόλουθες σχέσεις:

$$\text{Πάχος οριακού στρώματος:} \quad \frac{\delta}{x} \approx \frac{5}{\sqrt{Re_x}} \quad (u(\delta) = 0.99U) \quad (2.23)$$

$$\text{Πάχος μετατόπισης:} \quad \frac{\delta^*}{x} \approx \frac{1.7208}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.24)$$

$$\text{Πάχος Ορμής:} \quad \frac{\theta}{x} \approx \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.25)$$

$$\text{Συντελεστής σχήματος:} \quad H = \frac{\delta^*}{\theta} \cong 2.59 \quad (2.26)$$

$$\text{Συντελεστής επιφανειακής (επιδερμικής) τριβής:} \quad C_f \cong 0.664 \sqrt{\frac{\nu}{Ux}} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.27)$$

$$\text{Συντελεστής τριβής συρσίματος:} \quad C_D = 2C_f \cong 1.328 \sqrt{\frac{\nu}{Ux}} = \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.28)$$

όπου:

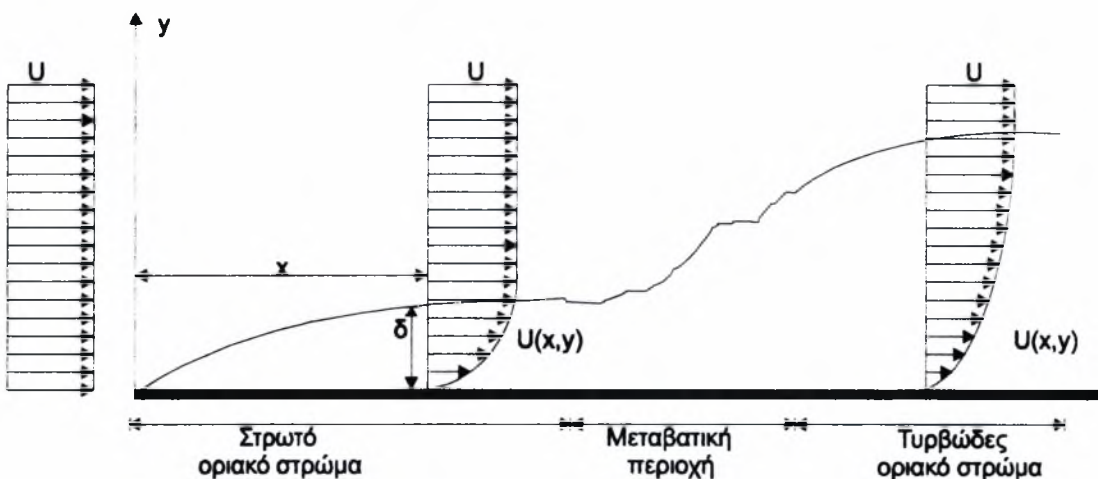
$$Re_x = \frac{Ux}{\nu}$$



Για την περίπτωση του οριακού στρώματος με μεταβολή πίεσης, οι Falkner & Skan απέδειξαν ότι εάν  $\frac{\delta}{z_w} \frac{dp}{dx}$  διατηρείται σταθερό κατά μήκος του οριακού στρώματος, τότε οι κατανομές  $\frac{u}{U} = F\left(\frac{y}{\delta}\right)$  είναι όμοιες. Η κατανομή του Blasius είναι μόνον μια ειδική περίπτωση της οικογένειας των λύσεων των Falkner-Skan για μηδενική μεταβολή πίεσης.

### 2.2.5 Μετάβαση σε Τυρβώδη Ροή

Σε αρκετά μεγάλους αριθμούς Reynolds,  $Re_x$ , κάθε οριακό στρώμα στρωτής ροής θα υποστεί μια μετάβαση σε τυρβώδη κατάσταση, Σχήμα. 2.2.



**Σχήμα 2.2 Οριακό στρώμα κατά την μετάβαση**

Η περιοχή της μετάβασης είναι άκρως μεταβαλλόμενη και οι ιδιότητες της ροής σε αυτή παρουσιάζουν μεγάλες αποκλίσεις. Τα οριακά στρώματα, όπως και σε άλλους τύπους ροών, είναι γνωστό ότι ενισχύουν τις αστάθειες σε ορισμένα μήκη κύματος.

Η θεωρία της ευσταθείας της ροής είναι πολύπλοκη και διαιρείται κυρίως στην γραμμική και μη γραμμική θεωρία. Η θεωρία της γραμμικής ευσταθείας περιγράφει μόνον απειροελάχιστες μεταβολές που είναι ανεξάρτητες μεταξύ τους. Η θεωρία μη γραμμικής ευσταθείας μελετά πεπερασμένες μεταβολές που μπορούν να συσχετισθούν.

Πειραματικά αποτελέσματα που συγκεντρώθηκαν κατά την τελευταία 10-ετία δείχνουν ότι, υπό συγκεκριμένες συνθήκες ροής, προσδιοριζόμενες δομές στο ρευστό ενυπάρχουν στην τυχαία τυρβώδη κίνηση. Αυτές ονομάζονται συνεκτικές δομές (coherent structures) και υφίστανται έντονη θεωρητική, υπολογιστική και πειραματική ερευνά σήμερα.

Το ενδιαφέρον είναι ότι οι συνεκτικές δομές μπορούν να τροποποιήσουν τις ιξώδεις δυνάμεις σε τυρβώδη ροή. Είναι σημαντικό, επομένως, να κατανοήσουμε τον μηχανισμό του σχηματισμού, την δυναμική και την επίδραση τους στα συνολικά χαρακτηριστικά της ροής.

Η θέση της μετάβασης σε τυρβώδη ροή εξαρτάται από πολλούς συντελεστές όπως, για παράδειγμα, την μεταβολή της πίεσης, την τύρβη του ελευθέρου ρεύματος και ανωμαλίες (τραχύτητα) στα τοιχώματα της πλάκας. Είναι ευρύτατα αποδεκτό ότι για μια επίπεδη πλάκα η μετάβαση θα συμβεί για  $Re_x \approx 0.5 - 3 \times 10^6$

### 2.2.6 Οριακά στρώματα τυρβώδους ροής

Σε ένα τυρβώδες οριακό στρώμα οι ιδιότητες της ροής, όπως πίεση, ταχύτητα και θερμοκρασία καταβάλλονται τυχαία. Αυτές οι διακυμάνσεις εισάγουν περαιτέρω ιξώδεις τάσεις ή θερμοροές με τελικό αποτέλεσμα ότι τα χαρακτηριστικά του τυρβώδους οριακού στρώματος είναι εξ' ολόκληρου διαφορετικά από αυτά του στρωτού. Για παράδειγμα, τα τυρβώδη οριακά στρώματα είναι συνήθως παχύτερα και οι απώλειες λόγω τριβής πολύ μεγαλύτερες.

Λόγω των τυχαίων διακυμάνσεων στις ιδιότητες κατά την τυρβώδη ροή, είναι σύνηθες να μελετούμε τις εξισώσεις της ροής στατιστικά. Οι εξισώσεις των μέσων τιμών ενός τυρβώδους οριακού στρώματος είναι:

$$\text{Συνέχεια:} \quad \frac{\partial \bar{U}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (2.29)$$

$$\text{u - ορμή:} \quad \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \approx -\frac{1}{\rho} \frac{d\bar{p}}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \overline{u'v'} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \overline{v'^2} - \overline{u'^2} \right) \quad (2.30)$$

$$\text{v - ορμή:} \quad \frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} = \frac{\partial \overline{v'^2}}{\partial y} \approx 0 \quad \text{όπου} \quad u = \bar{u} + u' \quad , \quad v = \bar{v} + v' \quad (2.31)$$

Ο τελευταίος όρος, δεξιά στην εξίσωση της u-ορμής μπορεί να αγνοηθεί, ως αμελητέος.

Οι εξισώσεις είναι όμοιες με τις αυτές του στρωτού οριακού στρώματος όταν οι στιγμιαίες τιμές αντικαθίστανται με τις μέσες τιμές. Ωστόσο, η ιξώδης τάση (viscous stress) τώρα συμπεριλαμβάνει έναν ακόμη όρο λόγω της μη γραμμικής αλληλεπίδρασης των

συνιστωσών της ταχύτητας. Ο τελευταίος όρος αυτός μπορεί να θεωρηθεί ως μια φαινομενική τάση (apparent stress) που ονομάζεται «διατμητική τάση Reynolds» (Reynolds shear stress):

$$\tau_i = -\rho \overline{u'v'} \quad (2.32)$$

Οι οριακές συνθήκες είναι παρόμοιες με αυτές των εξισώσεων του οριακού στρώματος της στρωτής ροής. Επιπρόσθετα, οι διακυμάνσεις της ταχύτητας εξαφανίζονται στα τοιχώματα, είναι μικρές κοντά στα τοιχώματα και ελάχιστες ή μικρές στην εσωτερική περιοχή. Πολύ κοντά στα τοιχώματα η ροή είναι στρωτή και η αντίστοιχη περιοχή ονομάζεται «στρωτό υπόστρωμα» (laminar sublayer). Πιο μακριά από τα τοιχώματα βρίσκεται μια άλλη περιοχή που ονομάζεται λογαριθμική περιοχή (logarithmic region), όπου το μέτωπο ταχυτήτων ακολουθεί ένα λογαριθμικό νόμο. Στην εξωτερική περιοχή, η ροή γίνεται διακεκομμένα τυρβώδης με μερικούς μεγάλης κλίμακας περιδινισμούς της εξωτερικής ροής.

Στην πράξη, η κατανομή ταχυτήτων κοντά στα τοιχώματα εκφράζεται, σε ένα σύστημα συντεταγμένων των τοιχωμάτων:

$$u^+ = \frac{u}{u^*} \quad \text{και} \quad y^+ = \frac{u^* y}{\nu} \quad (2.33)$$

$$\text{όπου:} \quad u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = \text{ταχύτητα τριβής} \quad (2.34)$$

τότε η κατανομή των ταχυτήτων λοιπόν δίνεται από τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$\text{Υπόστρωμα στρωτής ροής:} \quad u^+ = y^+ \quad (2.35)$$

$$\text{Λογαριθμική περιοχή:} \quad u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + B \quad (2.36)$$

$$\text{όπου:} \quad k = 0.41 \quad \text{και} \quad B = 5.0 \quad \text{για λεία πλάκα}$$

$$\text{Εξωτερική περιοχή:} \quad \frac{U - u}{u^*} = G \left( \frac{y}{\delta} \right) \quad (2.37)$$

Η κατανομή ταχυτήτων ενός τυρβώδους οριακού στρώματος είναι διαφορετική από αυτή του στρωτού οριακού στρώματος. Οι διακυμάνσεις είναι μηδενικές στα τοιχώματα, μικρές κοντά στα τοιχώματα και μηδενικές στην εξωτερική περιοχή της ροής. Η τυρβώδης

διατμητική τάση (turbulent shear stress)  $-\overline{\rho u'v'}$  είναι αμελητέα στην εξωτερική περιοχή, αποκτά μια σταθερή τιμή κοντά στον τοίχο και γίνεται μηδενική στα τοιχώματα.

Η κατανομή ταχυτήτων ενός πλήρως ανεπτυγμένου τυρβώδους οριακού στρώματος μπορεί να προσεγγιστεί με τον νόμο του “ενός έβδομου”:

$$\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{7}} \quad (2.38)$$

Με αυτή την υπόθεση μπορούν να συναχθούν τα ακόλουθα χαρακτηριστικά:

$$\delta \approx 0.16 \left(\frac{\nu}{Ux}\right)^{\frac{1}{7}} \quad ; \quad \delta^* = \frac{1}{8} \delta \quad ; \quad \theta = \frac{7}{72} \delta \quad (2.39)$$

$$C_f \approx 0.027 \left(\frac{\nu}{Ux}\right)^{\frac{1}{7}} \quad ; \quad C_D = \frac{7}{6} C_f \quad ; \quad H = 1.3 \quad (2.40)$$

Εάν υποθέσουμε ότι ο λογαριθμικός νόμος στα τοιχώματα εφαρμόζεται σε όλο το οριακό στρώμα, συνάγουμε:

$$\frac{2}{\sqrt{C_f}} \approx 2.44 \left[ \ln \text{Re}_s \sqrt{\frac{C_f}{2}} \right] + 5.0 \quad (2.41)$$

αυτή η σχέση προσεγγίζεται από απλούστερη εξίσωση για επιδερμική τριβή (skin friction):

$$C_f \approx 0.02 (\text{Re}_s)^{-\frac{1}{6}} \quad (2.42)$$

Από τις παραπάνω σχέσεις παρατηρείται ότι τα χαρακτηριστικά ενός τυρβώδους οριακού στρώματος είναι διαφορετικά από αυτές του στρωτού οριακού στρώματος.

Ο συντελεστής επιδερμικής τριβής είναι η πιο σημαντική ποσότητα του οριακού στρώματος, διότι έτσι μπορεί να υπολογισθεί η δύναμη οπισθέλκουσας (drag force). Οι παραπάνω σχέσεις είναι μόνο προσεγγιστικές και μερικές φορές απαιτείται πείραμα για να προσδιορισθεί η πραγματική επιδερμική τριβή. Αυτή μπορεί να μετρηθεί απ' ευθείας ή να υπολογισθεί από την ολοκληρωτική εξίσωση της ορμής. Μια άλλη μέθοδος που χρησιμοποιεί τον λογαριθμικό νόμο των τοιχωμάτων, αναπτύχθηκε από τον Clauser [Schlichting 1979].

Η τυρβώδης διατμητική τάση και η κινητική ενέργεια της τύρβης είναι σημαντικά μεγέθη στην κατανόηση της δομής της τυρβώδους ροής. Για να δείξουμε την πολυπλοκότητα του θέματος, μπορούμε να μελετήσουμε τις εξισώσεις μεταφοράς για την κινητική ενέργεια και την διατμητική τάση. Για το οριακό στρώμα πάνω από μια επίπεδη πλάκα οι εξισώσεις αυτές είναι:

#### Τυρβώδης κινητική ενέργεια

$$\bar{u} \frac{\partial k}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial k}{\partial y} = -\overline{u'v'} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \frac{\partial}{\partial y} (\overline{p'u'} + \overline{k'v'}) - \varepsilon \quad (2.43)$$

#### Τυρβώδης διατμητική τάση

$$\bar{u} \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} = -\overline{v'^2} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \left( \frac{\partial u'}{\partial x} + \frac{\partial v'}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} (\overline{p'u'} + \overline{u'v'^2}) \quad (2.44)$$

όπου:

$$\varepsilon = \nu \left[ 2 \left( \frac{\partial u'}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v'}{\partial y} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial w'}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial u'}{\partial y} + \frac{\partial v'}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v'}{\partial z} + \frac{\partial w'}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial u'}{\partial z} + \frac{\partial w'}{\partial x} \right)^2 \right] \quad (2.45)$$

όπου η κινητική ενέργεια, της τύρβης, k:

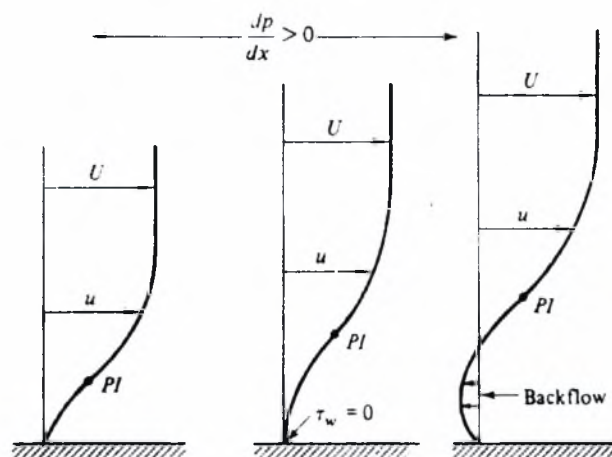
$$k = \frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad ; \quad k' = \frac{1}{2} (u'^2 + v'^2 + w'^2) \quad (2.46)$$

### 2.2.7 Αποκόλληση οριακών στρωμάτων

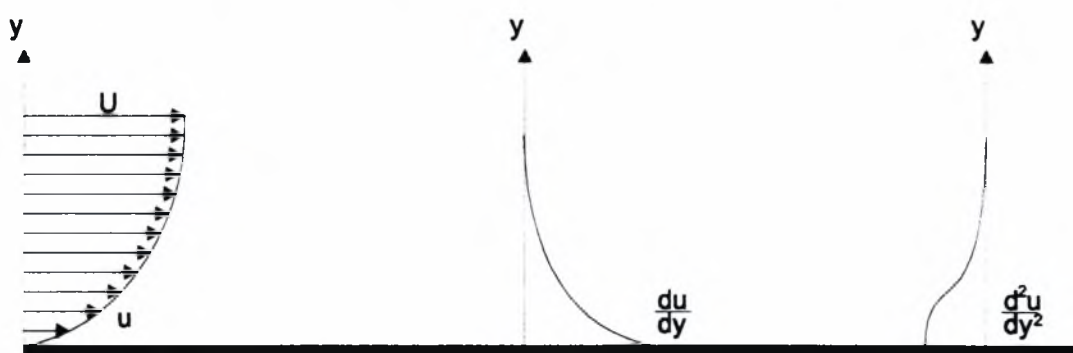
Για ένα οριακό στρώμα που αναπτύσσεται σε συνθήκες μεγάλης αύξησης της πίεσης, το ρευστό κοντά στα τοιχώματα δεν έχει επαρκή αδράνεια για να ξεπεράσει τις επιβραδύνουσες δυνάμεις λόγω πίεσης. Έτσι, αναμένεται ότι μερικά σωματίδια του ρευστού θα ισορροπήσουν και άλλα θα κινηθούν αντίθετα με την κυρίως ροή. Το οριακό στρώμα θα αποκολληθεί μακριά από τα τοιχώματα και τότε λέμε ότι έχουμε αποκόλληση. Η ζώνη αποκόλλησης είναι συνήθως πολύ ασταθής και εισάγει μεγάλες απώλειες λόγω των ιξωδών αλληλεπιδράσεων. Είναι επομένως ανεπιθύμητη και περιορίζει την ομαλή λειτουργία των περισσότερων βιομηχανικών συσκευών και μηχανημάτων.

Οι εξισώσεις του οριακού στρώματος δεν ισχύουν για την περιοχή αποκόλλησης αφού αυτή είναι συνήθως ευρεία και η υπόθεση του πολύ λεπτού οριακού στρώματος παραβιάζεται. Για να κατανοήσουμε τον μηχανισμό της αποκόλλησης της ροής ξαναγράφουμε τις εξισώσεις της u-ορμής για τα τοίχωμα:

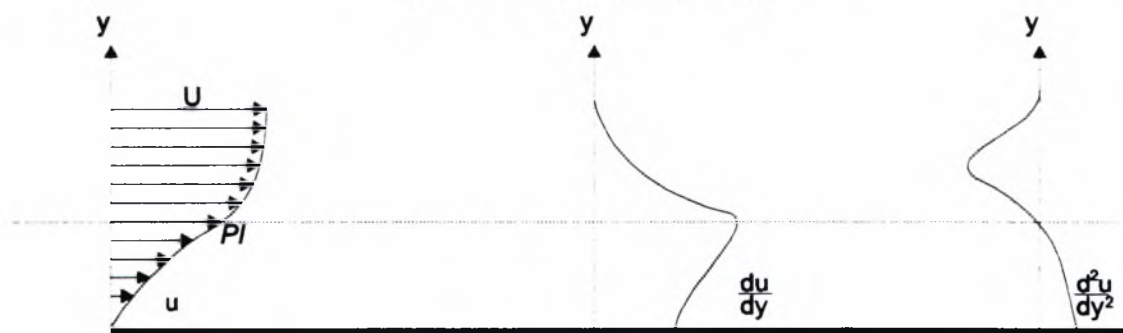
$$y=0 \quad : \quad u = v = 0 \quad : \quad v \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} \quad (2.47)$$



(α) Κατανομή ταχυτήτων κατά την αποκόλληση



(β) Ευνοϊκή μεταβολή πίεσης



(γ) Μη ευνοϊκή μεταβολή πίεσης

**Σχήμα 2.3 Οριακό στρώμα σε αποκόλληση**

Παρατηρείται ότι κοντά στο τοίχωμα, η καμπυλότητα της κατανομής ταχυτήτων εξαρτάται από την κλίση (gradient) της πίεσης. Για αρνητική (ευνοϊκή) μεταβολή πίεσης η καμπυλότητα στο τοίχωμα είναι αρνητική και συνεπώς είναι αρνητική σε όλο το εύρος της ροής. Για θετική (μη ευνοϊκή) κλίση πίεσης η καμπυλότητα της κατανομής είναι θετική στα

τοιχώματα. Αφού στην εξωτερική περιοχή της ροής η καμπυλότητα πρέπει να είναι αρνητική, υπάρχει ένα σημείο ανάστροφης της καμπυλότητας του «προφίλ» ταχυτήτων. Το προφίλ των ταχυτήτων παρουσιάζει σχήμα “S” , που είναι χαρακτηριστικό των απότομων μεταβολών πίεσης. Οι ροές σε τέτοιες περιπτώσεις είναι ευαίσθητες σε εξωτερικές μεταβολές και γίνονται εύκολα ασταθείς, μεταβαλλόμενες νωρίς σε τυρβώδεις. Για ροές με μηδενική μεταβολή πίεσης, το σημείο ανάστροφης της καμπυλότητας είναι ακριβώς πάνω στο τοίχωμα. Τέτοιες ροές είναι κρίσιμα ευσταθείς με τυρβώδη κίνηση που αποσβένεται σε συγκεκριμένο αριθμό Reynolds.

Είναι προφανές από τα προηγούμενα ότι η κατανομή ταχυτήτων επηρεάζεται από την μεταβολή της πίεσης και το σχήμα του καθορίζεται από το σημείο αποκόλλησης του οριακού στρώματος. Είναι ευρύτατα αποδεκτό ότι η αποκόλληση θα συμβεί για τις ακόλουθες τιμές του συντελεστή σχήματος  $H$  του μετώπου:

$H \approx 3.5$  για στρωτή ροή

$H \approx 2.4$  για τυρβώδη ροή

## 3. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΩΝ

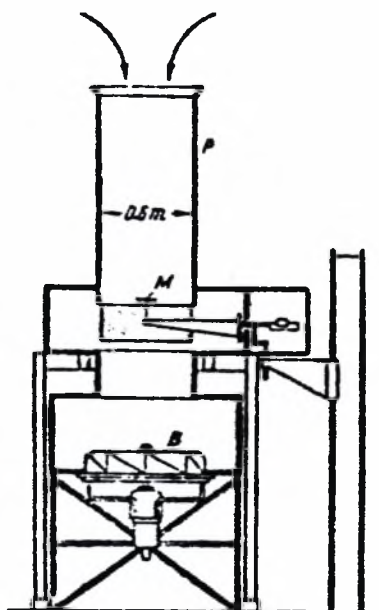
### 3.1 Ιστορική Αναδρομή στις Αεροσήραγγες

Ιστορικά, αυτός που ασχολήθηκε συστηματικά με τα προβλήματα που δημιουργούσε ο άνεμος στα κτίρια ήταν ο Γάλλος μηχανικός Gustave Eiffel που, μετά την ανέγερση τον ομώνυμου πύργου στο Παρίσι, στράφηκε αποκλειστικά στην Αεροδυναμική. Αργότερα, στις αρχές τον αιώνα μας, η αρχή της εποχής του αεροπλάνου και η αύξηση της ταχύτητας των τραίνων και των αυτοκινήτων δημιούργησαν τις αιτίες και τις βάσεις για την ανάπτυξη της επιστήμης της Αεροδυναμικής. Βέβαια, δεν είναι εύκολο να ονομάσουμε κάποιον ερευνητή “πατέρα” της Αεροδυναμικής, αλλά στους πρώτους αξιόλογους επιστήμονες και ερευνητές πρέπει να αναφέρουμε, εκτός από τον Eiffel, τους αδελφούς Wright, τον Joukowski, τον Prandtl, τον Stanton. Στην συνέχεια, πολλοί σημαντικοί ερευνητές έφεραν την Αεροδυναμική στο σημερινό επίπεδο, όπου η έξαρση των ενεργειακών προβλημάτων δίνει ιδιαίτερο ενδιαφέρον και νέα ώθηση στην έρευνα.

Αρχικά, το κύριο ενδιαφέρον στράφηκε στην εύρεση των δυνάμεων που ασκούνται από τον άνεμο πάνω σε ένα σώμα. Μετά, οι ιδιαίτερα αυξημένες απαιτήσεις της αεροπορίας κέρδισαν το κύριο ενδιαφέρον. Σήμερα ένα μεγάλο μέρος της έρευνας ασχολείται, κατά κύριο λόγο, με την ευστάθεια αεροσκαφών, αυτοκινήτων και τρένων που κινούνται με μεγάλη ταχύτητα, ενώ οι όλο και αυξανόμενες απαιτήσεις εξοικονόμησης ενέργειας φέρνουν την Αεροδυναμική στην πρώτη θέση των ερευνητικών δραστηριοτήτων.

Πρώτος κατασκευαστής αεροσήραγγας θεωρείται ο συνταγματάρχης Renard το 1896 [Pankhurst & Holder 1965], αλλά οι βασικές αρχές για την κατασκευή και λειτουργία των σύγχρονων αεροσηράγγων εφαρμόστηκαν λίγα χρόνια αργότερα. Έτσι, η πρώτη αεροσήραγγα κατασκευάστηκε από τον T.E. Stanton στο Εθνικό Εργαστήριο Φυσικής στο Λονδίνο το 1903. Στην αεροσήραγγα αυτή που φαίνεται στο Σχήμα 3.1, ο αέρας αναρροφιόταν από έναν ανεμιστήρα B μέσω του σωλήνα P και στη συνέχεια έρεε γύρω από το δοκιμαζόμενο μοντέλο M. Στο σημείο αυτό, ο σωλήνας διευρυνόταν, σχηματίζοντας ένα μεγάλο δοχείο μέσα στο οποίο υπήρχε ένας πολύ ευαίσθητος ζυγός. Η διάμετρος του σωλήνα ήταν περίπου 0,60 m (2ft) και η μέγιστη ταχύτητα τον αέρα ήταν 30 ft/sec [Pope & Harper 1966].





**Σχήμα 3.1: Η πρώτη αεροσήραγγα του T.E. Standon [Pope & Harper 1966]**

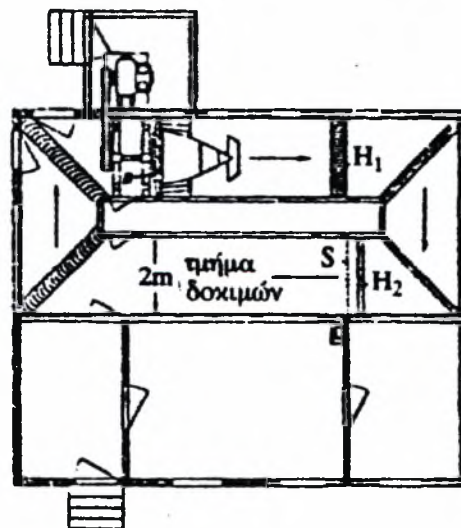
Την ίδια περίπου εποχή στο Παν/μιο της Μόσχας ο Joukowski [Pope & Goin 1965] κατασκεύασε μια απλή διάταξη που ήταν όμως η βάση για την αεροσήραγγα του 1906. Η σήραγγα αυτή ανήκε στο πρώτο Ινστιτούτο Αεροδυναμικής της Ευρώπης και κατασκευάστηκε από τον Riabouchinsky με τις υποδείξεις του Joukowski. Είχε διάμετρο 4 ft και μήκος περίπου 45 ft [Pope & Harper 1966]. Το δοκιμαζόμενο μοντέλο στερεωνόταν στη μέση της σήραγγας, όπου τα κυλινδρικά τοιχώματα είχαν κατασκευασθεί από γυαλί, ώστε να είναι δυνατή η παρακολούθηση του μοντέλου κατά την διάρκεια των δοκιμών. Η καταστροφή της στροβιλότητας του εισερχόμενου αέρα, καθώς και η ομαλοποίηση της ταχύτητας της ροής γινόταν στην είσοδο της σήραγγας από έναν συγχύτη και μια σειρά διχτυωτών φίλτρων. Η ταχύτητα του αέρα στο τμήμα δοκιμών μπορούσε να μεταβληθεί από 3 ft/sec μέχρι 20 ft/sec. Ήδη είχε διαπιστωθεί ότι ο αέρας είναι καλύτερα να αναρροφάται μέσω της εισόδου προς το μοντέλο, αντί να φυσάται προς αυτό. Η ροή του αναρροφώμενου αέρα ήταν πολύ πιο ομαλή, με ελάχιστη στροβιλότητα.

Εν τω μεταξύ το 1904 ο Prandtl είχε εκλεγεί καθηγητής στο Παν/μιο του Goettingen και στη συνέχεια πήρε μέρος στη δημιουργία του εργαστηρίου αεροδυναμικών ερευνών. Έτσι, μεταξύ 1907 και 1909 κατασκεύασε την πρώτη αεροσήραγγα κλειστού κυκλώματος. Ένα χρόνο αργότερα (1909), ο Stanton κατασκεύαζε μια τέτοια αεροσήραγγα στο Λονδίνο.

Η αεροσήραγγα του Goettingen ήταν μια προσωρινή αρχική εγκατάσταση για την απόκτηση εμπειρίας, ώστε να γίνει δυνατή η κατασκευή της μεγάλης σήραγγας που

ακολούθησε αργότερα. Η πρώτη κατασκευή καταστράφηκε το 1912 και ξανακατασκευάστηκε με βελτιωμένη μορφή.

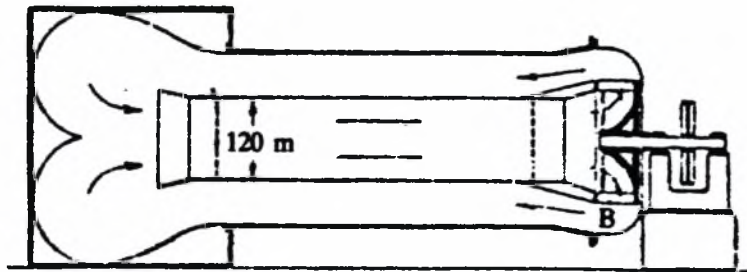
Διαγραμματικά η αεροσήραγγα αυτή φαίνεται στο Σχήμα 3.2 και είχε διατομή 6 x 6 ft ενώ η ταχύτητα του αέρα μπορούσε να φτάσει μέχρι 30 ft/sec. Επειδή ο αέρας έπρεπε να αλλάζει διεύθυνση συνολικά τέσσερις φορές, τοποθετήθηκαν στις γωνίες ειδικά οδηγία πετύγια. Την διάταξη για την εξομάλυνση της ροής του αέρα μετά τον ανεμιστήρα την αποτελούσαν δύο κυψελωτά διαφράγματα  $H_1$  και  $H_2$ , χονδρό και ψιλό αντίστοιχα, και ένα δικτυωτό πλέγμα  $S$  με ανοίγματα 2,5 mm (0,1 in). Το μοντέλο στηριζόταν μέσω λεπτών συρμάτων πάνω στο ζυγό. Τα τοιχώματα του τμήματος δοκιμών είχαν παράθυρα που επέτρεπαν την παρακολούθηση του μοντέλου. Μετά την έναρξη της λειτουργίας της σήραγγας, διαπιστώθηκε ότι τα διαφράγματα και το δικτυωτό πλέγμα δεν εξασφάλιζαν ικανοποιητική ομοιομορφία της ταχύτητας σε όλη την έκταση της διατομής. Έτσι, ακολουθήθηκε μια σειρά , από δοκιμές διορθώσεων, όπου εντοπίστηκαν τα κατάλληλα ανοίγματα (μικρότερα ή μεγαλύτερα) που έπρεπε να έχουν τα φίλτρα. Το αποτέλεσμα ήταν να επιτευχθεί μια ομοιομορφία της ταχύτητας με απόκλιση μόνο 1%. Η όλη διαδικασία, όμως ήταν αρκετά δύσκολη και έτσι στην μεγάλη αεροσήραγγα εφαρμόστηκαν καλύτερες και απλούστερες μέθοδοι, όπως θα δούμε παρακάτω.



**Σχήμα 3.2: Η πρώτη αεροσήραγγα κλειστού κυκλώματος του Prandtl (1907-1909)**

Η αεροσήραγγα του Stanton, που κατασκευάστηκε το 1910, φαίνεται σχηματικά στο Σχήμα 3.3. Ο αέρας αναρροφιόταν μέσω εσωτερικού κλάδου από τον ανεμιστήρα Β. Στη συνέχεια, περνούσε από τον εξωτερικό κλάδο, που περιέβαλε τον εσωτερικό, και επέστρεφε

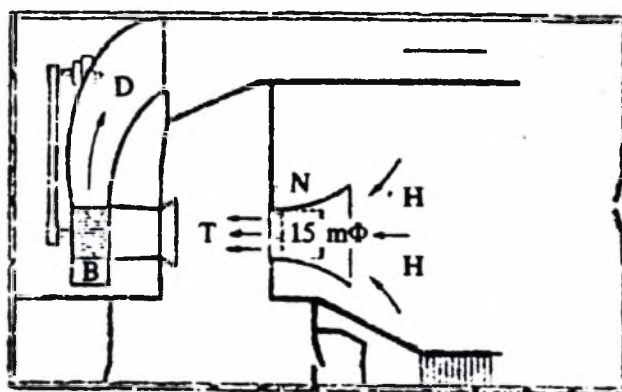
σε αυτόν. Το τμήμα δοκιμών ήταν στο μέσο του εσωτερικού κλάδου και το δοκιμαζόμενο μοντέλο κρεμόταν με λεπτές δοκούς. Στην είσοδο τον εσωτερικού σωλήνα, που είχε διαστάσεις 4 x 4 ft, υπήρχε ένα κυψελωτό διάφραγμα για την εξομάλυνση της ροής.



**Σχήμα 3.3: Η αεροσήραγγα κλειστού κυκλώματος του Stanton (1910)**

Την ίδια εποχή (1909), ο Eiffel στην Γαλλία κατασκεύασε την πρώτη αεροσήραγγα ελεύθερης ροής που ήταν μία σημαντική βελτίωση του πειραματικού κλάδου της αεροδυναμικής. Τα τοιχώματα της αεροσήραγγας εμποδίζουν την ελεύθερη ροή του αέρα γύρω από το μοντέλο, όταν αυτό έχει μέγεθος κάπως μεγάλο. Για να αποφύγει αυτήν την επίδραση των τοιχωμάτων (έμφραξη της ροής), ο Eiffel αντικατέστησε τα τοιχώματα της σήραγγας για ένα μικρό διάστημα κοντά στο δοκιμαζόμενο μοντέλο με έναν μεγάλο χώρο που ήταν αεροστεγώς κλεισμένος, στο Σχήμα 3.4. Επιπλέον, η κατασκευή αυτή είχε το πρόσθετο πλεονέκτημα της εύκολης προσέγγισης στο μοντέλο σε οποιαδήποτε χρονική στιγμή, χωρίς καμιά δυσκολία.

Ένα άλλο πλεονέκτημα της ελεύθερης ροής είναι ότι η πίεση κατά μήκος της δέσμης του αέρα, πρακτικά είναι σταθερή, ίση με την πίεση του ολικού χώρου δοκιμών. Αυτό έχει σαν συνέπεια την σταθερή ταχύτητα του αέρα σε όλη την διατομή της δέσμης. Εξαιρέση αποτελεί μόνο η περιοχή κοντά στα όρια της δέσμης όπου υπάρχει ανάμιξη με τον αέρα του υπόλοιπου χώρου. Όταν, όμως, υπάρχουν τα τοιχώματα, το οριακό στρώμα έχει μεγαλύτερο πάχος. Αποτέλεσμα αυτού είναι να μικραίνει η διατομή αδιατάρακτης ροής και έτσι η μικρότερη διάμετρος έχει σαν συνέπεια την αύξηση της ταχύτητας της ροής τον αέρα. Το αποτέλεσμα της ακολουθίας αυτής των αλληλεπιδράσεων έχει άμεση συνέπεια στην απαιτούμενη ισχύ για την επίτευξη της επιθυμητής ταχύτητας τον αέρα γύρω από το μοντέλο.



**Σχήμα 3.4: Η πρώτη αεροσήραγγα ανοιχτού τμήματος δοκιμών του Eiffel (1909)**

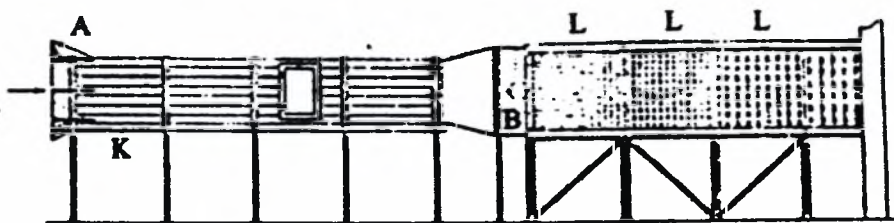
Επιστρέφοντας τώρα στην πρώτη αεροσήραγγα του Eiffel, ο αέρας αναρροφιόταν από τον χώρο H, περνούσε το ακροφύσιο N, ένα δικτυωτό πλέγμα, το τμήμα δοκιμών T και το ακροφύσιο εξόδου μέσω τον ανεμιστήρα B. Μετά, ο αέρας διοχετευόταν μέσω ενός αγωγού D, του οποίου η διατομή μεγάλωνε συνεχώς και έφθανε πάλι στο χώρο H. Το μοντέλο στερεωνόταν στο τμήμα δοκιμών σε 3 ft απόσταση περίπου από το δικτυωτό πλέγμα. Η ταχύτητα της δέσμης του αέρα μπορούσε να μεταβάλλεται από 15 μέχρι 70 ft/sec. Επειδή ο αέρας στην είσοδο H έχει πίεση ίση με την ατμοσφαιρική, η πίεση στο τμήμα δοκιμών είναι μικρότερη και, σύμφωνα με το νόμο του Bernoulli, η διαφορά ήταν περίπου 1 in στήλης νερού για ταχύτητα αέρα 70 ft/sec. Αυτός είναι και ο λόγος που πρέπει το τμήμα δοκιμών να είναι αεροστεγώς κλεισμένο από τον υπόλοιπο χώρο.

Αργότερα το 1914 ο Eiffel, αφού το 1912 εγκατέστησε στο Ωστρένυ το πρώτο αεροδυναμικό εργαστήριο, κατασκεύασε μια μεγαλύτερη αεροσήραγγα που, όμως δεν διέφερε από την προηγούμενη, εκτός από μερικές βελτιώσεις. Στην σήραγγα αυτή, η διάμετρος της δέσμης ήταν περίπου 7 ft και η μέγιστη ταχύτητα του ανέμου περίπου 130 ft/sec (40 m/sec). Μια άλλη εγκατάσταση που χρησιμοποιούσε ελεύθερη ροή στο τμήμα δοκιμών κατασκευάστηκε στην Βιέννη μεταξύ 1911 και 1914 από τον R. Knoller. Οι διαφορές της σήραγγας αυτής με την σήραγγα του Eiffel ήταν στην ροή που ήταν κατακόρυφη και στην κατασκευή του ακροφυσίου εισόδου.

Όπως ήταν επόμενο, οι πρώτες αυτές σήραγγες παρουσίαζαν προβλήματα στην λειτουργία τους, καθώς και στην εκτέλεση των πειραμάτων και στον τρόπο λήψης των μετρήσεων. Ήταν, όμως, το πρώτο στάδιο του νέου κλάδου της πειραματικής αεροδυναμικής, κατά το οποίο αποκτήθηκε η απαραίτητη εμπειρία για την κατασκευή μεγαλύτερων και καλύτερων αεροσηράγγων.

Η δεύτερη “γενιά” των αεροσηράγγων ξεκίνησε από την Αγγλία. Η σήραγγα κλειστού κυκλώματος του Stanton, που κατασκεύασε το 1910 (Σχήμα 3.2) δεν είχε σταθερή ταχύτητα στον αέρα που κυκλοφορούσε, αλλά παρουσίαζε μια παλμική κίνηση. Προσεκτικές μελέτες στην διερεύνηση του φαινομένου αυτού οδήγησαν στην κατασκευή ενός άλλου τύπου σήραγγας, που στη συνέχεια χρησιμοποιήθηκε πολύ στην Αγγλία. Η νέα αυτή κατασκευή φαίνεται στο Σχήμα 3.5. Όλη η εγκατάσταση βρισκόταν μέσα σε μια μεγάλη αίθουσα και η σήραγγα ήταν στερεωμένη περίπου 6 ft πάνω από το δάπεδο. Οι διαστάσεις τον αγωγού, που είχε τετραγωνική διατομή, ήταν 4 x 4 ft και μήκος 25 ft. Η είσοδος τον αέρα (Α) είχε κυκλική διατομή και ο ανεμιστήρας (Β) βρισκόταν σε σημείο όπου η διατομή ήταν λίγο μεγαλύτερη. Μέχρι το σημείο αυτό, η κατασκευή ήταν πολύ όμοια με εκείνη τον Riabouchinsky.

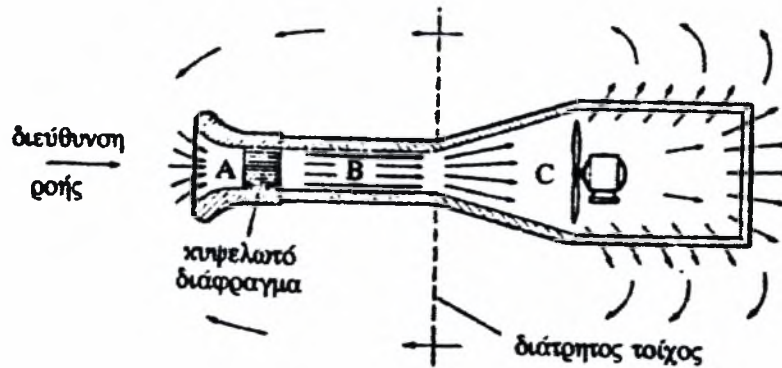
Η καινοτομία όμως της Αγγλικής σήραγγας ήταν ότι ο αέρας δεν έβγαινε κατευθείαν μέσα στην αίθουσα κατά την αξονική κατεύθυνση, αλλά μέσω ενός μεγάλου αγωγού L, ο οποίος είχε έναν μεγάλο αριθμό από μικρά ανοίγματα από τα οποία ο αέρας διέφυγε με μια ταχύτητα πολύ μικρή. Οι μετρήσεις έδειξαν ότι χωρίς τον αγωγό L η ανομοιομορφία της ταχύτητας μέσα στην σήραγγα ήταν  $\pm 5\%$ , ενώ ο αγωγός μείωνε την ανομοιομορφία αυτή στο  $\pm 1\%$ . Σε μια απόσταση περίπου 15 ft από την είσοδο, υπήρχαν γυάλινα παράθυρα που επέτρεπαν την παρακολούθηση των δοκιμαζόμενων μοντέλων.



Σχήμα 3.5: Από τις πρώτες σήραγγες της δεύτερης “γενιάς” - Αγγλία 1912

Το 1919 μια άλλη μεγαλύτερη αεροσήραγγα με διατομή 7x7 ft κατασκευάστηκε πάνω στις ίδιες γενικές αρχές. Στη νέα αυτή κατασκευή αυξανόταν σταδιακά η διατομή της σήραγγας μετά το τμήμα δοκιμών. Αποτέλεσμα της κατασκευής αυτής ήταν οι ταχύτητες στον ανεμιστήρα να είναι μικρότερες και έτσι να ανακτάται ένα μέρος της κινητικής ενέργειας (αύξηση της πίεσης). Στην εγκατάσταση αυτή δεν υπήρχε ο αγωγός L που υπήρχε στην προηγούμενη σήραγγα, αλλά ο αέρας εξαναγκαζόταν από τον ανεμιστήρα να περάσει ανάμεσα από έναν τοίχο που είχε μεγάλα ανοίγματα μέσα σε μια αίθουσα από εκεί, επέστρεφε πάλι στην κύρια αίθουσα, περνώντας από άλλο σημείο του ίδιου τοίχου με τα ανοίγματα.

Μία τέτοια κατασκευή φαίνεται στο Σχήμα 3.6, όπου η σήραγγα περνάει τον διάτρητο τοίχο, ο οποίος χωρίζει έτσι στα δύο την κύρια αίθουσα όπου βρίσκεται εγκατεστημένη η αεροσήραγγα.



**Σχήμα 3.6: Σχηματική παράσταση αεροσήραγγας ανοιχτού κυκλώματος με ανακύκλωση μέσω διάτρητου τοίχου**

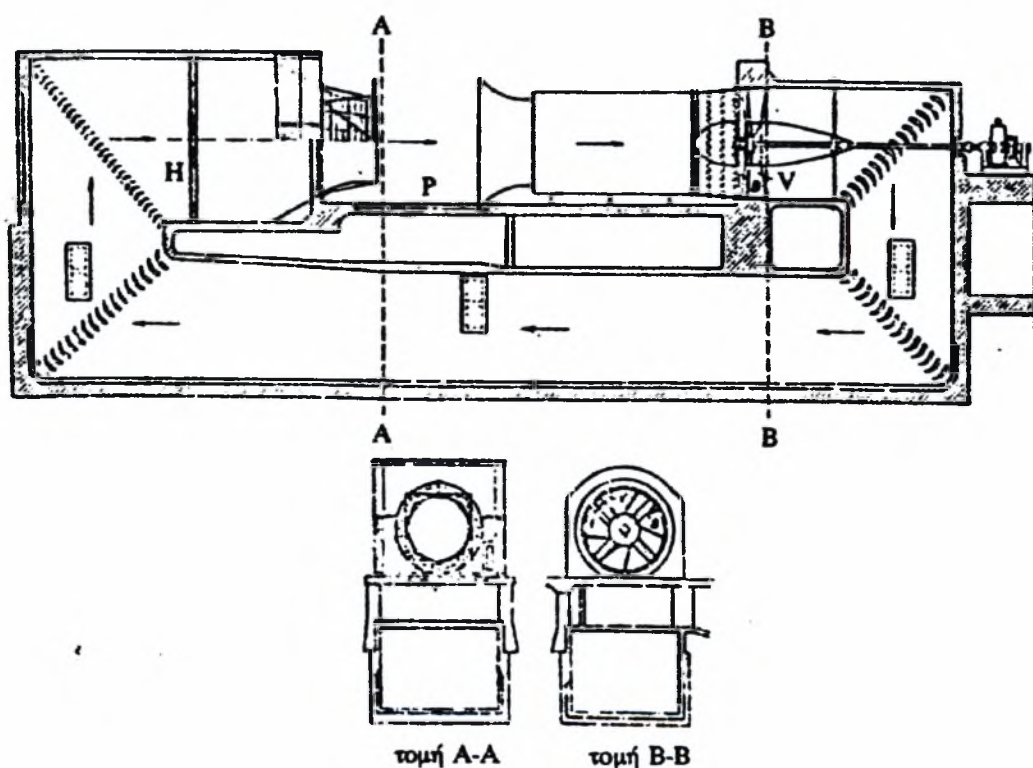
### **Η μεγάλη αεροσήραγγα του Goettingen**

Ας δούμε τώρα την μεγάλη σήραγγα του εργαστηρίου του Goettingen που κατασκευάστηκε από τον Prandtl το 1916-1917. Η αεροσήραγγα αυτή, εκτός από το μεγάλο μέγεθος της, συγκέντρωσε όλες τις νεώτερες εξελίξεις στον τομέα των αεροσηράγγων και, αποφεύγοντας τα μειονεκτήματα των μέχρι τότε κατασκευών, βρισκόταν πολύ πιο κοντά στις σημερινές αεροσήραγγες. Σε αντίθεση με την πρώτη κατασκευή του Prandtl, Σχήμα 3.2, στη νέα αεροσήραγγα επιλέχθηκε ο τύπος της ελεύθερης ροής. Ο λόγος ήταν ότι, όπως είχε διαπιστωθεί στην πρώτη σήραγγα, τα τοιχώματα που έκλειναν το τμήμα δοκιμών ήταν αιτία για πολλά λάθη στις μετρήσεις των πειραμάτων. Τα λάθη αυτά, όπως είπαμε και πιο μπροστά, γινόταν όταν το δοκιμαζόμενο μοντέλο είχε μεγάλες διαστάσεις και ο αέρας δεν έρεε ελεύθερα γύρω του.

Η κατασκευή του Prandtl διέφερε από εκείνη του Eiffel κυρίως στο ότι η ελεύθερη ροή γινόταν σε ατμοσφαιρική πίεση και όχι σε μερικό κενό. Έτσι, ήταν δυνατό ο χώρος δοκιμών να είναι τελείως ανοιχτός και η προσέγγιση στα μοντέλα να μην περιορίζεται από καμιά αιτία. Επιπλέον, η σήραγγα του Eiffel είχε το μειονέκτημα ότι ο αέρας, όταν έφευγε από τον ανεμιστήρα, διοχετεύονταν στην ατμόσφαιρα με αποτέλεσμα να έχει μεγάλη στροβιλότητα. Έτσι, έπρεπε να ξαναρθεί στην ομαλή κατάσταση με διάφορους τρόπους. Όλη αυτή η διαδικασία αποφεύχθηκε στην σήραγγα του Goettingen με την τοποθέτηση ενός διαχύτη ανάμεσα στο μοντέλο και τον ανεμιστήρα, Σχήμα 3.7, ο αέρας φεύγοντας από τον

ανεμιστήρα β, περνούσε πρώτα ανάμεσα από τα σταθερά πτερύγια V, που χρησίμευαν για την εξουδετέρωση της συστροφής που δινόταν στην δέσμη τον αέρα από τον ανεμιστήρα.

Κατόπιν, μετά από δύο στροφές  $90^\circ$  η κάθε μία, με την βοήθεια καθοδηγητικών πτερυγίων, η δέσμη έμπαινε στον αγωγό τετραγωνικής διατομής που υπήρχε στην βάση της εγκατάστασης. Από εκεί, αφού πρώτα περνούσε από το δικτυωτό πλέγμα H, έμπαινε στον χώρο του ακροφυσίου εξόδου (συγχύτη) που είχε διατομή 15 επί 15 ft. Στη συνέχεια, επιταχυνόταν μέσα στο ακροφύσιο, το οποίο είχε κυκλική διατομή με μικρότερη διάμετρο περίπου 7,5 ft και αύξανε την ταχύτητα, ώστε να γίνει πέντε φορές μεγαλύτερη. Μετά την έξοδο από το ακροφύσιο, ήταν ο χώρος όπου βρισκόταν το μοντέλο και η δέσμη έρεε γύρω από αυτό ελεύθερα.



**Σχήμα 3.7: Η αεροσήραγγα του Goettingen που κατασκευάστηκε από τον Prandtl (1916-17)**

Το κύριο πλεονέκτημα της κατασκευής αυτής ήταν ότι η εξομάλυνση της ροής μέσω δικτυωτών πλεγμάτων γινόταν στην μεγαλύτερη διατομή αγωγού, με αποτέλεσμα να υπάρχουν μικρότερες απώλειες ισχύος, καθώς επίσης να έχουμε και πιο αποτελεσματική διαδικασία εξομάλυνσης. Όπως αναφέρθηκε, η ταχύτητα της δέσμης στο τμήμα δοκιμών ήταν πέντε φορές μεγαλύτερη από την ταχύτητα εισόδου στον συγχύτη και έτσι ένα στοιχείο τον αέρα γύρω από το μοντέλο θα είχε εικοσιπέντε φορές περισσότερη κινητική ενέργεια από ένα

άλλο που θα βρισκόταν στην περιοχή του δικτυωτού πλέγματος. Μετά την εξομάλυνση της ροής, η απόκλιση από την ιδανική κατάσταση ήταν μόνο το ένα εικοστό πέμπτο της κινητικής ενέργειας της δέσμης γύρω από το μοντέλο, έτσι ώστε για κάθε στοιχείο του αέρα τα 24/25 της ενέργειας μεταφέρονταν στο ακροφύσιο. Έτσι ακόμα και αν ήταν δυνατό να μειωθεί το σφάλμα της κινητικής ενέργειας στο δικτυωτό πλέγμα κατά 50%, αυτό θα επιδρούσε σε μια μεταβολή της ενέργειας κατά 2% στην δέσμη γύρω από το μοντέλο, δηλαδή μία μεταβολή της ταχύτητας κατά την διεύθυνση της δέσμης μόνο κατά 1%.



### **3.2 Χρησιμότητα των Αεροσηράγγων**

Για να εκτελεστούν με επιτυχία αναγκαίες αεροδυναμικές δοκιμές, πρέπει να διαθέτονται σημαντικές πειραματικές διατάξεις μετρήσεων, από τις οποίες η κυριότερη είναι η Αεροσήραγγα. Αυτή είναι αρκετά πολύπλοκο συγκρότημα όπου το κύριο μέρος είναι ένας αγωγός μέσα στο οποίο κυκλοφορεί αέρας με ελεγχόμενη ταχύτητα. Το υπό μελέτη πρότυπο τοποθετείται μέσα στο ρεύμα του αέρα και παρατηρείται η αεροδυναμική συμπεριφορά του με τη βοήθεια διαφόρων μετρητικών διατάξεων όπως θερμική ανεμομετρία, ανεμομετρία Laser Doppler, σωλήνες Pitot-static, κλπ. [Μπεργελές, Παπαντώνης & Τσαγγάρης 1998]

Για την μελέτη των επιδράσεων ροής αερίων επάνω σε ένα σώμα δεν έχει σημασία αν το σώμα κινείται με μια ορισμένη ταχύτητα μέσα σε ήρεμο αέρα ή αν το σώμα είναι ακίνητο μέσα σ' ένα ρεύμα αέρα ταχύτητας ίση με αυτήν του κινούμενου σώματος. Συνεπώς, ο ευκολότερος τρόπος μελέτης και παρατήρησης της αεροδυναμικής συμπεριφοράς ενός σώματος είναι όταν αυτό είναι σταθερό μέσα σε ρεύμα ταχύτητας παρά κατά την πτήση του σε ήρεμο αέρα για τον λόγο ότι στην δεύτερη περίπτωση είναι πρακτικά πάρα πολύ δύσκολο και χρειάζεται πολύ μεγάλος χώρος και μηχανισμοί ούτως ώστε να γίνουν οι επιθυμητές παρατηρήσεις. Αντίθετα, όταν το σώμα είναι σταθερό μέσα σε ένα ρεύμα αέρα επιθυμητής ταχύτητας, ο μόνος μηχανισμός που χρειάζεται για την επιτάχυνση του αέρα είναι ένας ανεμιστήρας.

Τα πλεονεκτήματα κατά τη μελέτη σωμάτων σε αεροσήραγγες είναι:

- Οπτικοποίηση της ροής με τη βοήθεια καπνού ώστε να είναι δυνατή η καταγραφή της κινηματικής της ροής,
- μεγάλος αριθμός μετρήσεων σε μικρό χρονικό διάστημα, και
- οικονομία χώρου.

Όπως προαναφέρθηκε η δοκιμή του οχήματος στην αεροσήραγγα είναι εύκολη και πιο πρακτική με συνέπεια να επιτρέπονται πιο ακριβείς μετρήσεις. Ακόμη, η χρησιμοποίηση των αεροσηράγγων, καθιστούν τη διαδικασία δοκιμών γρήγορη γιατί οι επιθυμητές συνθήκες λειτουργίας είναι δυνατό να αναπαραχθούν στην αεροσήραγγα, μέσα σε κάποια όρια, οποτεδήποτε είναι επιθυμητό. Μια από τις βασικότερες συνιστώσες είναι ότι οι δοκιμές με αεροσήραγγες είναι χαμηλού κόστους.

Στα αρχικά στάδια εξέλιξης ενός νέου οχήματος χρησιμοποιούνται μικρά μοντέλα του κανονικού οχήματος σε κάποια κλίμακα και σε απλοποιημένη μορφή. Με λίγα λόγια, οι αεροσήραγγες χρησιμοποιούνται για την καταρχήν επίλυση και διερεύνηση των διαφόρων προβλημάτων που εμφανίζονται στην σχεδίαση και βελτίωση των (αεροπορικών ή επίγειων)

οχημάτων, κατά τρόπο εύκολο, γρήγορο και φθηνό. Η χρησιμότητα των αεροσηράγγων φυσικά δεν περιορίζεται μόνο σε δοκιμές οχημάτων είτε αυτά είναι αεροπορικά είτε επίγεια αλλά επεκτείνεται και σε άλλες περιοχές εφαρμογών, όπως είναι η μοντελοποίηση της ρύπανσης μιας πόλης όπου επικρατεί άνεμος με κάποια ταχύτητα, η προσομοίωση καμινάδας ενός εργοστασίου, η προσομοίωση των πτερυγίων μιας ανεμογεννήτριας κτλ.

Στις παρακάτω εικόνες φαίνονται κάποιες δοκιμές οχημάτων οι οποίες εκτελούνται στην NASA



**Σχήμα 3.8: Δοκιμές αεροδυναμικής σε μοντέλο μαγνητικού αεροσκάφους**



**Σχήμα 3.9: Δοκιμές αεροδυναμικής σε μοντέλο βομβαρδιστικού αεροσκάφους**



**Σχήμα 3.10: Δοκιμές αεροδυναμικής σε στροβιλοκινητήρα αεροσκάφους**



**Σχήμα 3.11: Δοκιμές αεροδυναμικής σε αυτοκίνητο πραγματικών διαστάσεων**



**Σχήμα 3.12: Δοκιμές αεροδυναμικής σε διαστημικό λεωφορείο**

Τέλος, θα πρέπει να αναφερθεί ότι η αεροσήραγγες αποτέλεσαν την κύρια μετρητική διάταξη με την οποία αναπτύχθηκαν, δοκιμάστηκαν και επαληθεύτηκαν όλες οι θεωρίες της τύρβης που χρησιμοποιούνται σήμερα για την μελέτη, ανάλυση και σχεδιασμό συσκευών και διεργασιών που περιλαμβάνουν φαινόμενα ροής και μεταφοράς ορμής, θερμότητας και μάζας.

### **3.3 Είδη Αεροσηράγγων**

Οι αεροσήραγγες κατατάσσονται σε κατηγορίες ανάλογα με την ταχύτητα ροής στο τμήμα δοκιμών ή με τον τρόπο λειτουργίας τους, ως εξής:

#### **Ανάλογα με την ταχύτητα ροής**

- Αεροσήραγγες χαμηλών αριθμών Mach (  $0 < M < 0.2$  )
- Υποηχητικές αεροσήραγγες (  $0,2 < M < 0,9$  )
- Διηχητικές αεροσήραγγες (  $0,5 < M < 1,5$  )
- Υπερηχητικές αεροσήραγγες (  $1,2 < M < 5$  )
- Υπερ-υπερηχητικές αεροσήραγγες (  $M > 5$  )

#### **Ανάλογα με τον τρόπο λειτουργίας**

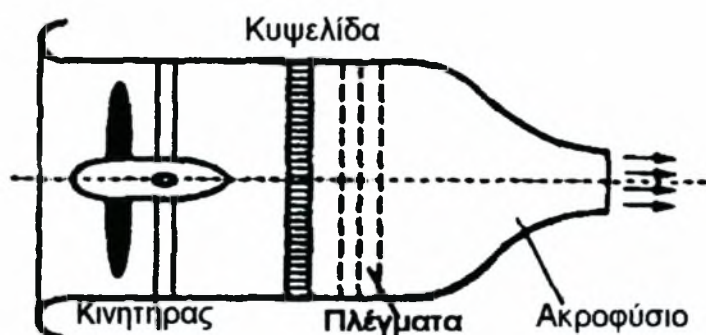
- Συνεχούς λειτουργίας αεροσήραγγες
- Διακοπτόμενης λειτουργίας αεροσήραγγες

Στις συνεχούς λειτουργίας αεροσήραγγες το αέριο κυκλοφορεί συνεχώς με την βοήθεια ανεμιστήρα. Στις αεροσήραγγες διακοπτόμενης λειτουργίας συμπιεσμένος αέρας ρέει με το άνοιγμα κάποιας βάνας σε κάποιο άλλο δοχείο μικρότερης πίεσης ή στο περιβάλλον. Αντίστοιχα, θα μπορούσε να εισρέει αέρας από το περιβάλλον σε κάποιο δοχείο στο οποίο έχει προηγουμένως δημιουργηθεί κενό με αντλία κενού.

Ένας άλλος διαχωρισμός που υπάρχει είναι:

- **Ελεύθερη δέσμη**

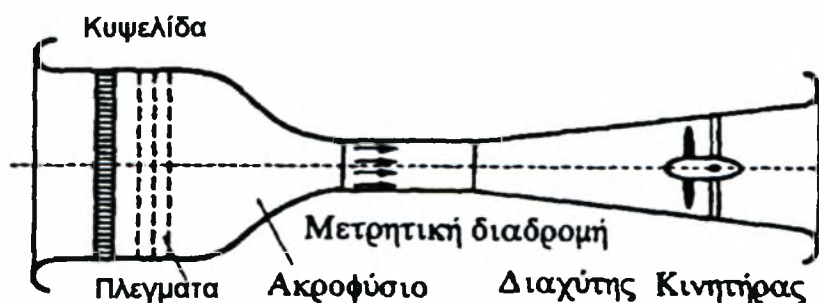
Η αεροσήραγγα αυτή όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.13 αποτελείται από έναν φυσητήρα και από μία κυψελίδα και τρία πλέγματα. Ο τρόπος λειτουργίας της είναι να παίρνει το αέριο από το φυσικό περιβάλλον και να το αποβάλλει σε αυτό χωρίς να περνάει από κάποιο θάλαμο δοκιμών.



Σχήμα 3.13 Αεροσήραγγα ελεύθερης δέσμης

- **Αεροσήραγγα ανοιχτού κυκλώματος (τύπου Eiffel)**

Ο τύπος της αεροσήραγγας αυτής, Σχήμα 3.14, είναι ο ίδιος με αυτόν που έχει εγκατασταθεί στο Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών του Παν/μίου Θεσσαλίας. Αρχικά τοποθετείται μία κυψελίδα και πλέγματα και στη μέση του ακροφυσίου εξόδου ο κινητήρας. Ο τρόπος που λειτουργεί είναι να συλλέγει αέρα από το φυσικό περιβάλλον, αυτό να ρέει στον θάλαμο δοκιμών για διεξαγωγή πειραμάτων και έπειτα να αποβάλλεται στο φυσικό περιβάλλον.

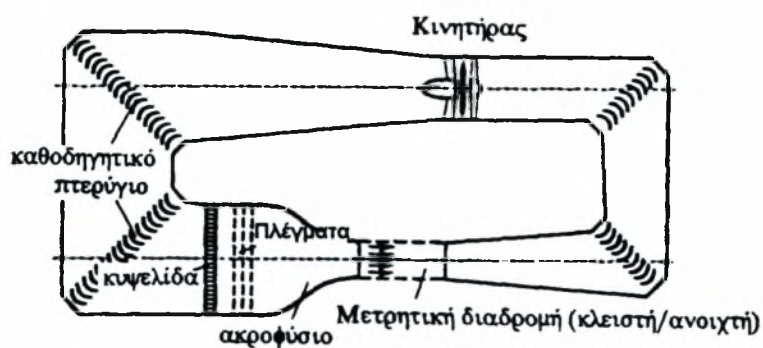


Σχήμα 3.14 Αεροσήραγγα ανοιχτού κυκλώματος τύπου Eiffel

- **Αεροσήραγγα κλειστού κυκλώματος (τύπου Goettingen)**

Ο τύπος αυτός αεροσήραγγας είναι πολυπλοκότερος από τους δύο προηγούμενους τύπους. Τα στοιχεία από τα οποία αποτελείται η αεροσήραγγα φαίνονται στο Σχήμα 3.15. Ο τρόπος

λειτουργίας της είναι ο εξής: Το επιθυμητό αέριο εισάγεται από το περιβάλλον και ρέει με ανακυκλοφορία χωρίς να εξάγεται στο περιβάλλον.



**Σχήμα 3.15 Αεροσήραγγα κλειστού κυκλώματος τύπου Goettingen**

## 1. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΣΕ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΕΣ

### 4.1 Μετρήσεις Ταχύτητων με Pitot-Static Σωλήνα

Ένα μέσο μέτρησης ταχύτητας σε στρωτή ροή είναι ο σωλήνας Pitot-static που αποτελεί ένα από τους πιο φθηνούς και ακριβείς τρόπους μετρήσεως μέσης ταχύτητας ροής ρευστών, Σχήμα 4.1.



Σχήμα 4.1 Σωλήνες Pitot-static

Η αρχή λειτουργίας του Pitot-static σωλήνα που μετράει την ολική,  $p_0$ , και στατική πίεση,  $p_s$ , στο σημείο όπου έχει τοποθετηθεί, στηρίζεται στην εξίσωση ενέργειας του Bernoulli:

$$p_0 - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4.1)$$

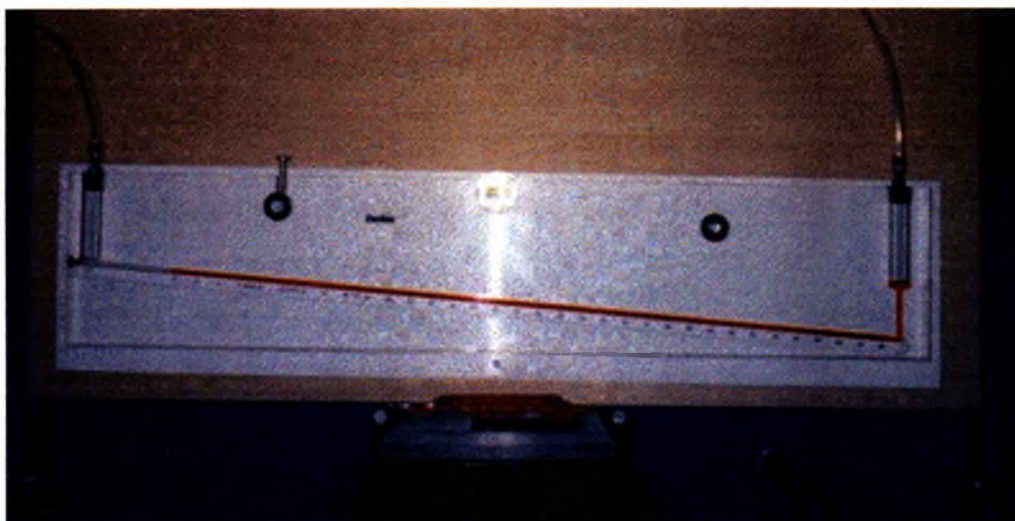
Από την εξίσωση αυτή υπολογίζεται η ταχύτητα,  $V$ , αφού είναι γνωστή η πυκνότητα του ρευστού και η διαφορά ολικής και στατικής πίεσης που μετριέται με μανόμετρο.



Πρέπει να σημειωθεί ότι, για να έχει νόημα η μέτρηση ταχύτητας με Pitot-static σωλήνα, επιβάλλεται αυτός να προσαρμόζεται κατάλληλα στις ροϊκές γραμμές ώστε να μη δημιουργεί διαταράξεις στη ροή. Η διάταξη αυτού του συστήματος φαίνεται στο Σχήμα 4.2 και αποτελείται από έναν ολικό-στατικό (pitot-static) σωλήνα, από πλαστικούς σωλήνες μικρής διατομής που προσαρμόζονται σε ένα κεκλιμένο μανόμετρο, Σχήμα 4.3, για τις ενδείξεις της διαφοράς ολικής και στατικής πίεσης.



Σχήμα 4.2 Διάταξη μέτρησης με Pitot-static σωλήνα.



Σχήμα 4.3 Κεκλιμένο μανόμετρο της διάταξης μέτρησης

Η σχέση που δίνει την ταχύτητα προκύπτει από την εξίσωση (4.1) ως εξής:

$$V = \sqrt{2 \cdot \frac{P_s - P_0}{\rho}} \quad (4.2)$$

Όμως, λόγω αβεβαιότητας ως προς την ακρίβεια της στατικής πίεσης, απαιτείται η χρησιμοποίηση ενός συντελεστή C. Επομένως η Εξίσωση (4.2) γίνεται:

$$V = C \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{P_s - P_0}{\rho}} \quad (4.3)$$

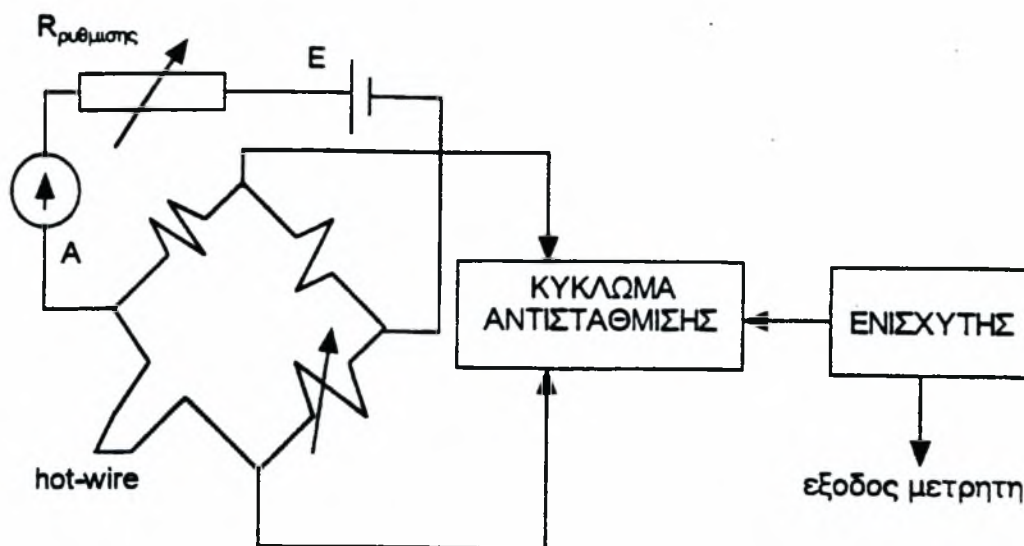
Ο συντελεστής διόρθωσης, C, καθορίζεται με βαθμονόμηση.

## **4.2 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Θερμική Ανεμομετρία**

Η ανεμομετρία θερμού νήματος (hot wire anemometry, HWA) μαζί με την ανεμομετρία Laser Doppler (LDA) είναι οι τεχνικές που χρησιμοποιούνται περισσότερο για την μέτρηση ταχυτήτων σε τυρβώδεις και ασταθείς ροές. Το ανεμόμετρο θερμού νήματος είναι ένας μετατροπέας ο οποίος ανιχνεύει τις αλλαγές στη μεταφορά θερμότητας με έναν μικρό ηλεκτρικό αισθητήρα που εκτίθεται στην κίνηση του ρευστού. Η λειτουργία του βασίζεται στην μεταβολή της ηλεκτρικής αντίστασης του υλικού, από το οποίο είναι κατασκευασμένος ο αισθητήρας, με τη θερμοκρασία. Όταν η θερμοκρασία, η σύνθεση και η πίεση του ρευστού είναι σταθερές το μόνο μέγεθος που επιδρά στη μεταφορά θερμότητας είναι η ταχύτητα του ρευστού.

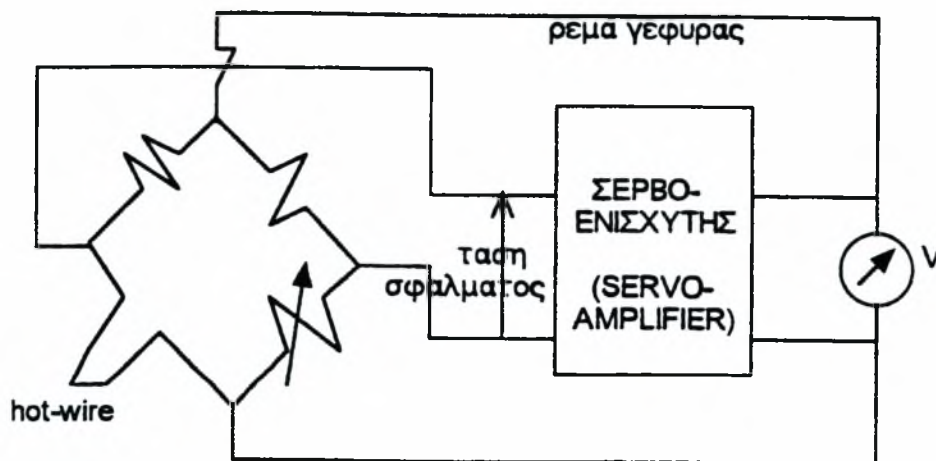
Τα ανεμόμετρα θερμικού νήματος είναι δημοφιλή για τους εξής λόγους: α) λόγω του μικρού μεγέθους τους έχουν ελάχιστη επίδραση στη ροή και υψηλή διακριτική χωρική ικανότητα, β) έχουν υψηλή απόκριση συχνότητας σε ταχείες μεταβολές, γ) μεγάλη ευαισθησία σε χαμηλές ταχύτητες, δ) χαμηλό κόστος, ε) σήμα εξόδου με τη μορφή τάσης που είναι κατάλληλο για περαιτέρω επεξεργασία.

Ανάλογα με τον τρόπο που ελέγχεται το ηλεκτρικό ρεύμα που θερμαίνει τον αισθητήρα, διακρίνονται δύο καταστάσεις λειτουργίας του ανεμομέτρου θερμικού νήματος. Όπως φαίνεται και στα Σχήματα 4.4 και 4.5, η πρώτη κατάσταση είναι η λειτουργία σταθερού ρεύματος και η δεύτερη είναι η λειτουργία σταθερής θερμοκρασίας. Στην πρώτη περίπτωση, το ανεμόμετρο σταθερού ρεύματος χρησιμοποιείται βασικά για μετρήσεις θερμοκρασίας, καθώς ένα πολύ μικρό σταθερό ρεύμα εφαρμόζεται στο νήμα. Κάτω από τις συνθήκες αυτές, η ευαισθησία ταχύτητας είναι αμελητέα και ο αισθητήρας λειτουργεί σαν διάταξη αντίστασης-θερμοκρασίας, μερικές φορές αναφέρεται ως κρύο νήμα.



**Σχήμα 4.4** Ανεμόμετρο σταθερού ρεύματος

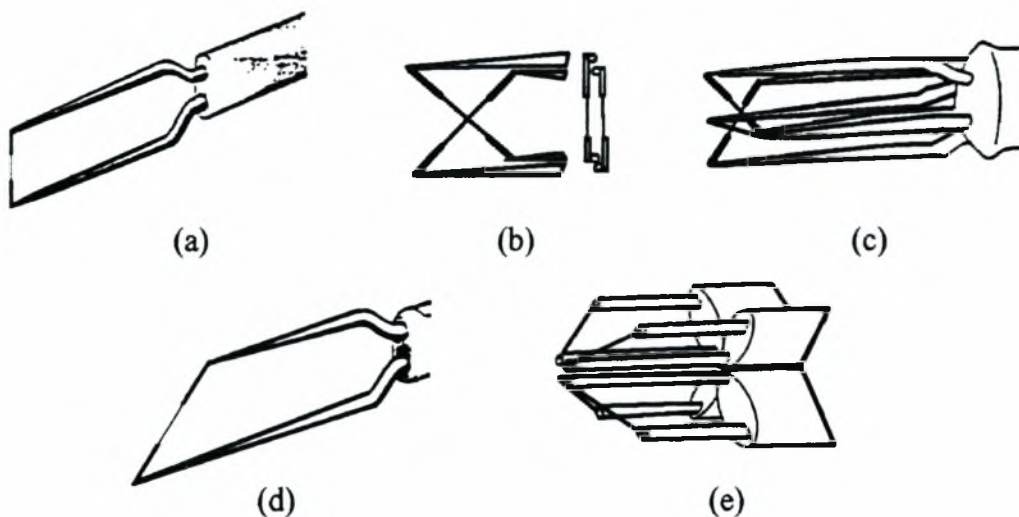
Στην δεύτερη περίπτωση, το ανεμόμετρο σταθερής θερμοκρασίας χρησιμοποιείται σχεδόν αποκλειστικά για μετρήσεις ταχύτητας, εξαιτίας της μεγάλης απόκρισης συχνότητας που παρουσιάζει σε σχέση με το ανεμόμετρο σταθερού ρεύματος.



**Σχήμα 4.5** Ανεμόμετρο σταθερής θερμοκρασίας

Ο αισθητήρας ενός θερμικού ανεμομέτρου μπορεί να είναι είτε ένα λεπτό σύρμα είτε μια λεπτή επιφάνεια (φιλμ). Οι αισθητήρες θερμού σύρματος που χρησιμοποιούνται περισσότερο, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.6 έχουν την εξής μορφή:

1. Ένα κάθετο απλό νήμα, που χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της ταχύτητας του ρευστού.
2. Ένα επικλινές νήμα, το οποίο χρησιμοποιείται συχνά στη μέτρηση των στατιστικών αποκλίσεων της τύρβης. Αυτό επιτυγχάνεται τοποθετώντας τον αισθητήρα διαδοχικά σε διαφορετικούς προσανατολισμούς σε σχέση με τη ροή.
3. Ένα x- νήμα, το οποίο μετράει τις δύο συνιστώσες ( $u$ ,  $v$ ) της στιγμιαίας ταχύτητας στο μεσοκάθετο επίπεδο ανάμεσα στα επίπεδα των δύο νημάτων.
4. Ένα τριπλό νήμα, για την στιγμιαία μέτρηση των τριών συνιστωσών της ταχύτητας.
5. Ένα τετραπλό νήμα, για την ταυτόχρονη μέτρηση των τριών συνιστωσών της ταχύτητας. Στην περίπτωση αυτή το διάνυσμα της στιγμιαίας ταχύτητας επιτρέπεται να παίρνει τιμές σε μία ευρεία περιοχή γωνιών σε σχέση με τον άξονα του αισθητήρα από ό,τι αυτό είναι δυνατό χρησιμοποιώντας έναν αισθητήρα τριπλού νήματος.



Σχήμα 4.6 Αισθητήρες θερμικού σώματος.

Οι αισθητήρες θερμών επιφανειών (φιλμ) που χρησιμοποιούνται περισσότερο, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.7 έχουν την εξής μορφή:

1. Αισθητήρες κυλινδρικής επιφάνειας
2. Αισθητήρες μη κυλινδρικής επιφάνειας διαφόρων μορφών όπως κώνοι, σφήνες κτλ.



**Σχήμα 4.7 Αισθητήρες θερμών επιφανειών (φίλμ)**

Τα πιο συνηθισμένα υλικά στη κατασκευή των συρμάτων είναι το Βολφράμιο (W, tungsten), ο Λευκόχρυσος (Pt, platinum) και Λευκόχρυσος-Ιρίδιο (80% Pt, 20% Ir). Ενώ στην κατασκευή των φίλμ τα πιο συνηθισμένα υλικά είναι το Αλουμίνιο και το Νικέλιο. Η διάμετρος του αισθητηρίου ποικίλλει από 1-50  $\mu\text{m}$ , ενώ το μήκος από 1-3 mm. Το μήκος του νήματος πρέπει να είναι μικρό για να μεγιστοποιεί τη χωρική διακριτότητα του και να ελαχιστοποιεί το αεροδυναμικό φορτίο. Πρέπει, όμως, να είναι αρκετά μεγάλο για να ελαχιστοποιεί τις απώλειες αγωγής μέσω των επαφών και να δίνει περισσότερο ομοιόμορφη κατανομή θερμοκρασίας. Η καλύτερη συμβιβαστική λύση συνήθως επιτυγχάνεται όταν ο λόγος μήκους προς διάμετρο είναι περίπου  $l/d=200$ .

Τα αισθητήρια όπως φαίνεται στο Σχήμα 4.6, αναρτώνται μεταξύ δύο ακίδων, όπου και συγκολλούνται σημειακά, είτε άμεσα προσαρτημένα στις κεραίες, είτε μέσω μεταλλικών άκρων. Η μεταλλική επικάλυψη στα άκρα εξυπηρετεί ένα διπλό σκοπό, καθορίζει με ακρίβεια το μήκος του νήματος που θα χρησιμοποιηθεί στις μετρήσεις, μειώνει το ποσό της θερμότητας που διαχέεται μέσω των ακίδων και παρέχει μία περισσότερο ομοιόμορφη κατανομή θερμοκρασίας κατά μήκος του νήματος από ότι οι μη-επιμεταλλωμένοι

αισθητήρες. Ένα πλεονέκτημα των μη-επιμεταλλωμένων αισθητήρων είναι η μείωση των διαταραχών ροής στο σημείο της μέτρησης λόγω της μεγαλύτερης απόστασης μεταξύ των ακίδων. Οι μη-επιμεταλλωμένοι αισθητήρες εμφανίζουν ασυμφωνίες μεταξύ στατικής και δυναμικής βαθμονόμησης όταν και οι δύο βαθμονομήσεις δίνουν τα ίδια αποτελέσματα για τους επιμεταλλωμένους αισθητήρες.

Το σύστημα του θερμικού ανεμομέτρου, με το οποίο έγιναν οι μετρήσεις στην αεροσήραγγα του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών φαίνεται στο Σχήμα 4.8.



**Σχήμα 4.8 Σύστημα θερμικού ανεμομέτρου του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών**

## 5. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΗΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ

### 5.1 Περιγραφή της Αεροσήραγγας

#### 5.1.1 Εισαγωγή της Αεροσήραγγας

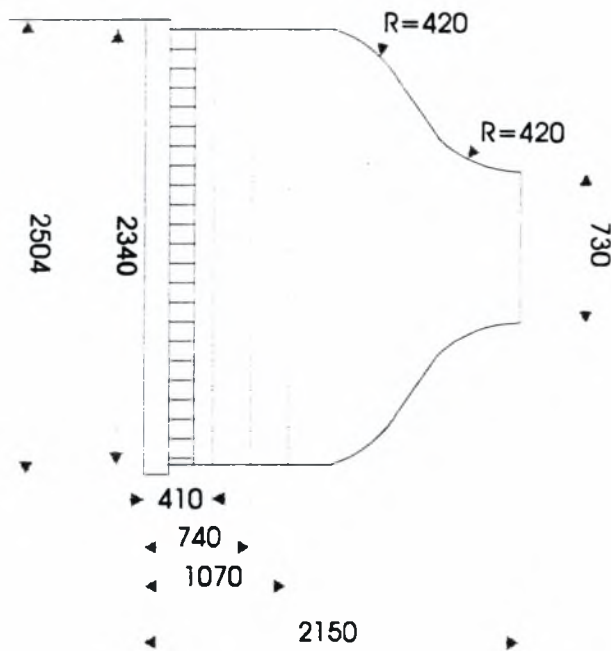
Η Είσοδος της υποηχητικής αεροσήραγγας φαίνεται στο Σχήμα 5.1 και αποτελείται από μία κυψελίδα (honeycomb) όπως εμφανίζεται στο Σχήμα 5.2 και τρία πλαίσια (screens). Η προσθήκη αυτών των τμημάτων έγινε ώστε να κάνει τη ροή όσο το δυνατόν ομοιόμορφη και λιγότερο στροβιλώδη.



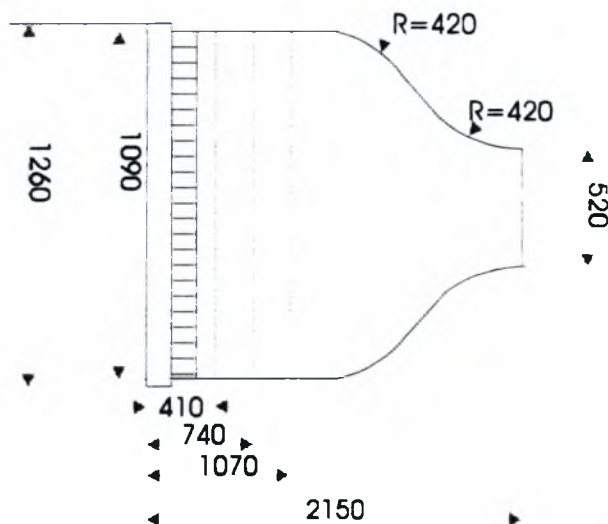
Σχήμα 5.1 Είσοδος της υποηχητικής αεροσήραγγας (πλάγια όψη)

Οι διαστάσεις του τμήματος εισόδου της αεροσήραγγας φαίνονται στα Σχήματα 5.2 & 5.3. Ο λόγος συμβολής του τμήματος εισόδου είναι 1:7. Το ακροφύσιο είναι κατασκευασμένο από κύκλους και ευθείες για λόγους καθαρά πρακτικούς στην κατασκευή. Όπως φαίνεται και στα παρακάτω σχήματα που εικονίζονται τα αναπτύγματα της εισόδου της αεροσήραγγας, η κατασκευή χωρίστηκε σε δύο βασικά τεμάχια που συνδέθηκαν με κοχλίες. Το πρώτο τμήμα αποτελείται από τρία τεμάχια συνδεδεμένα με κοχλίες. Ο λόγος της διαίρεσης σε τεμάχια είναι για να τοποθετηθούν τα τρία πλέγματα (screens). Πριν τα πλέγματα, θα τοποθετηθεί η κυψελίδα. Το δεύτερο τεμάχιο είναι το ακροφύσιο. Οι τέσσερις πλευρές από τις οποίες αποτελείται το ακροφύσιο συγκολλήθηκαν.



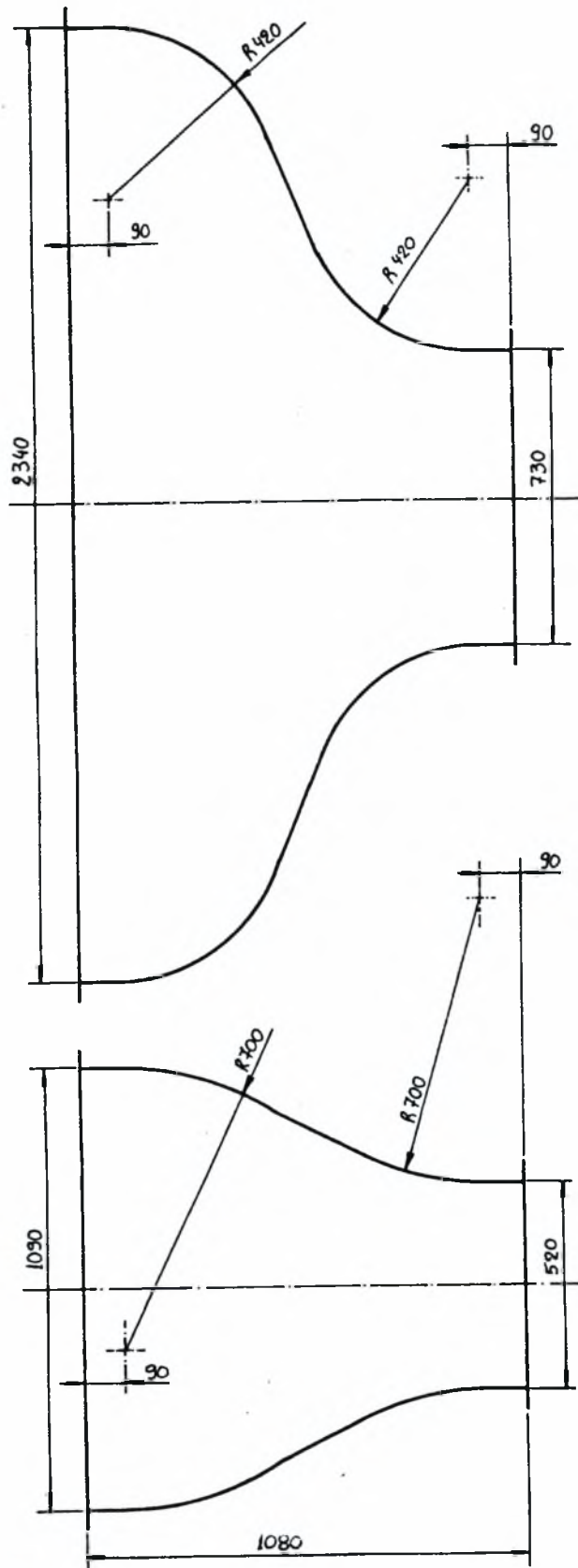


**Σχήμα 5.2 Πλάγια όψη εισόδου της υποηχητικής αεροσήραγγας**

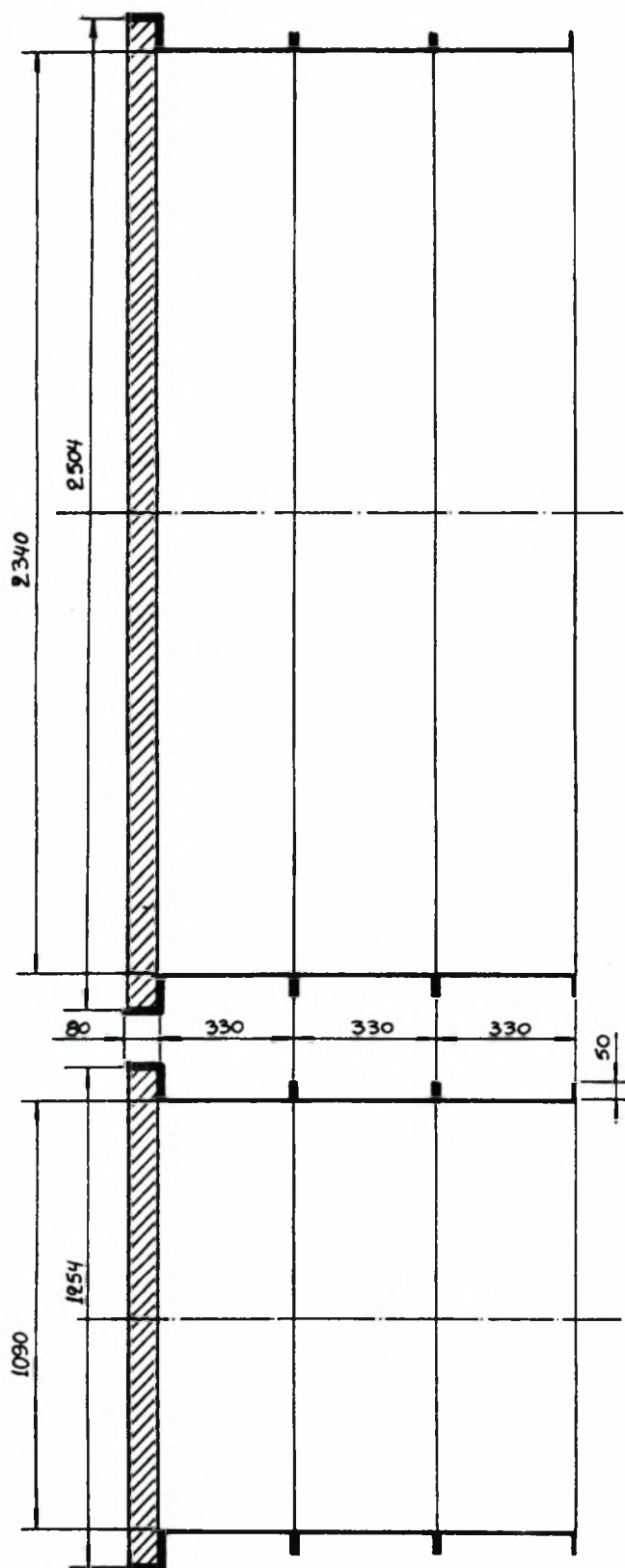


**Σχήμα 5.3 Κάτωψη εισόδου της υποηχητικής αεροσήραγγας**

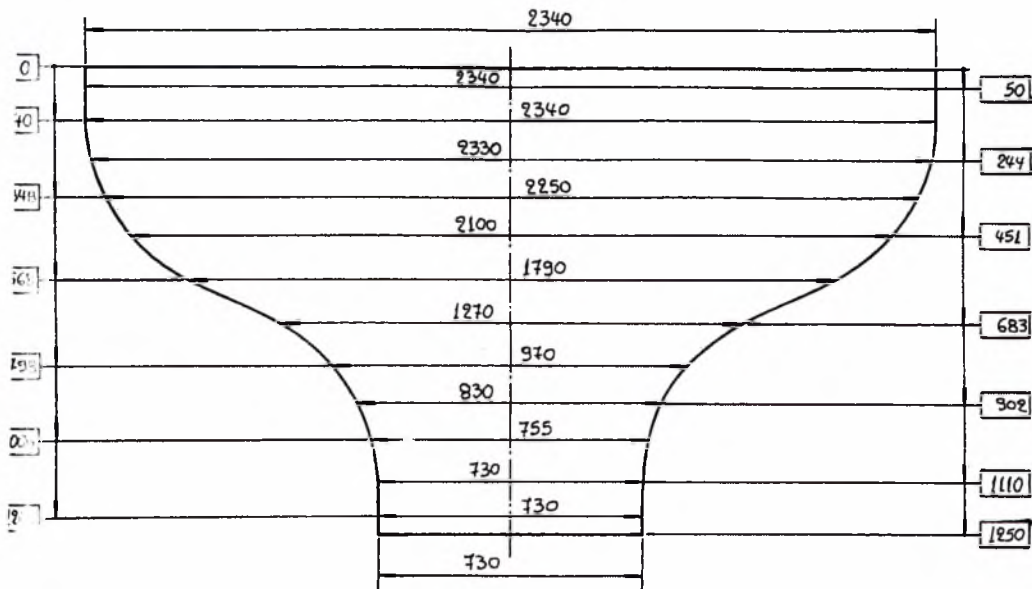
Το ανάπτυγμα του ακροφυσίου και τα κατασκευαστικά σχέδια της εισόδου φαίνονται στα παρακάτω σχήματα.



**Σχήμα 5.4 Κατασκευαστικό σχέδιο του ακροφυσίου**



**Σχήμα 5.5 Κατασκευαστικό σχέδιο τμήματος εισόδου**



Σχήμα 5.6 Ανάπτυγμα του ακροφυσίου εισόδου

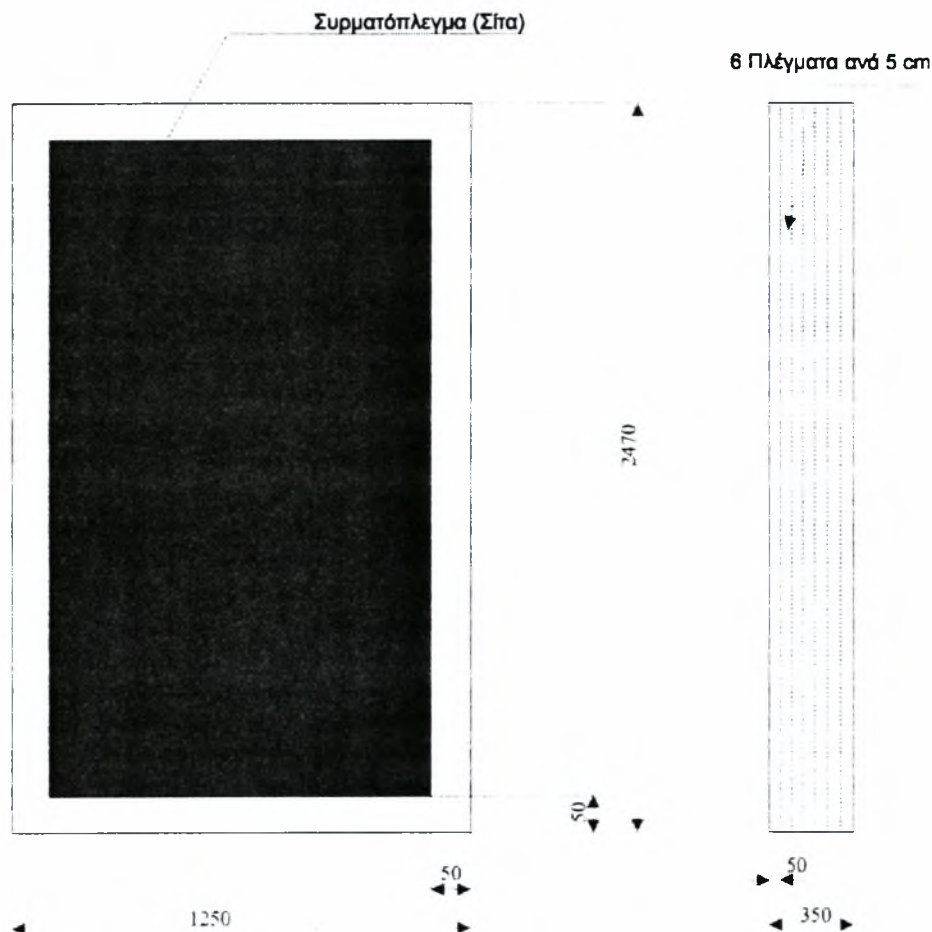
### Εγκατάσταση πλεγμάτων στην είσοδο

Μετά από αρχικές μετρήσεις με pitot –static σωλήνα και βιντεοσκόπηση της ροής που οπτικοποιήθηκε με καπνό παρατηρήθηκε ότι η ροή του αέρα δεν εισάγεται όπως είναι επιθυμητό. Αυτό εκτιμήθηκε ότι οφείλεται στο ότι τα τρία πλέγματα (screens) στην είσοδο της αεροσήραγγας, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα, δεν είχαν τη δυνατότητα να ομαλοποιήσουν αρκετά την ροή του αέρα με συνέπεια να υπάρχει αστάθεια μέσα στον θάλαμο δοκιμών.



Σχήμα 5.7 Πλέγματα στην είσοδο της αεροσήραγγας

Στα πλαίσια του αρχικού σχεδιασμού της αεροσήραγγας ήταν να τοποθετηθεί και μία κυψελίδα (Honeycomb), άλλα δεν έγινε για τεχνικούς λόγους. Για μια σύντομη και αποτελεσματική λύση, κρίθηκε αναγκαίο να κατασκευαστεί ένα πλαίσιο στο οποίο τοποθετήθηκαν έξι πλέγματα (screens) το οποίο εν μέρει αντικατέστησε την κυψελίδα. Το πλαίσιο αυτό, όπως φαίνεται παρακάτω στο Σχήμα 5.8 και 5.7 τοποθετήθηκε στην αρχή της εισόδου του αέρα στην αεροσήραγγα. Τα πλέγματα αυτά απέχουν μεταξύ τους 5 cm.



**Σχήμα 5.8 Πρόσθετο πλαίσιο αποτελούμενο από έξι πλέγματα**

Τα πρόσθετα αυτά πλέγματα, που τοποθετήθηκαν στην είσοδο της αεροσήραγγας σταθεροποίησαν την ροή, αλλά όχι στον επιθυμητό βαθμό.

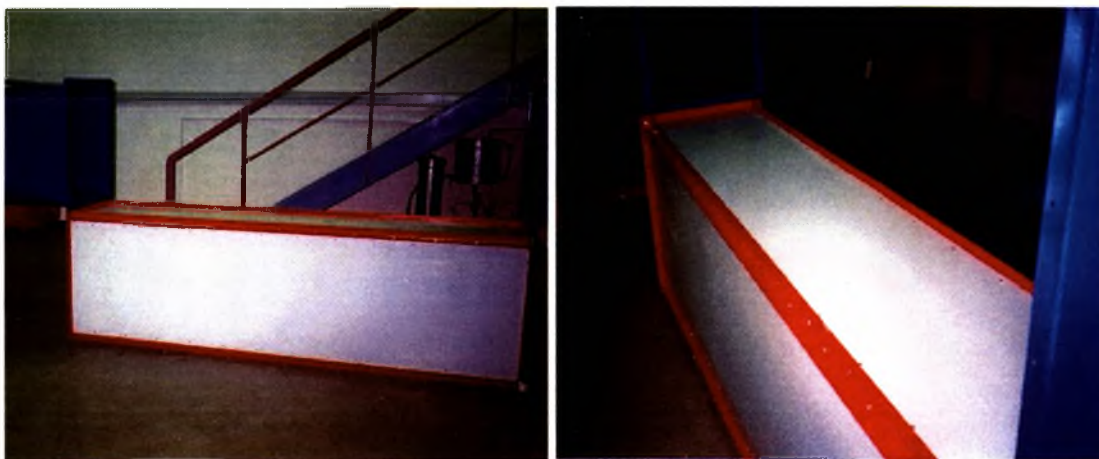
### 5.1.2 Σχεδιασμός Τμήματος Δοκιμών (Test Section)

Όπως φαίνεται στο παρακάτω Σχήμα 5.9, οι διαστάσεις του τμήματος δοκιμών είναι: μήκος 2,51 m, πλάτος 0,52 m και ύψος 0,73m.



Σχήμα 5.9 Τμήμα δοκιμών (Test section)

Όπως προαναφέρθηκε, το τμήμα δοκιμών αρχικά κατασκευάστηκε χωρίς καμία διαμόρφωση ώστε να είναι δυνατό να γίνουν μετρήσεις. Παρακάτω εικονίζεται πριν συναρμολογηθεί στο υπόλοιπο μέρος της αεροσήραγγας.



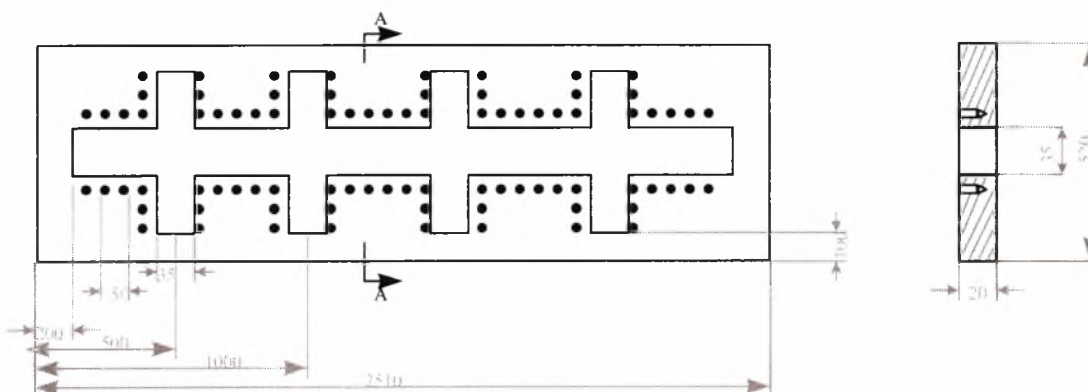
Εικόνα 5.10 Τμήμα δοκιμών πριν τη διαμόρφωσή του

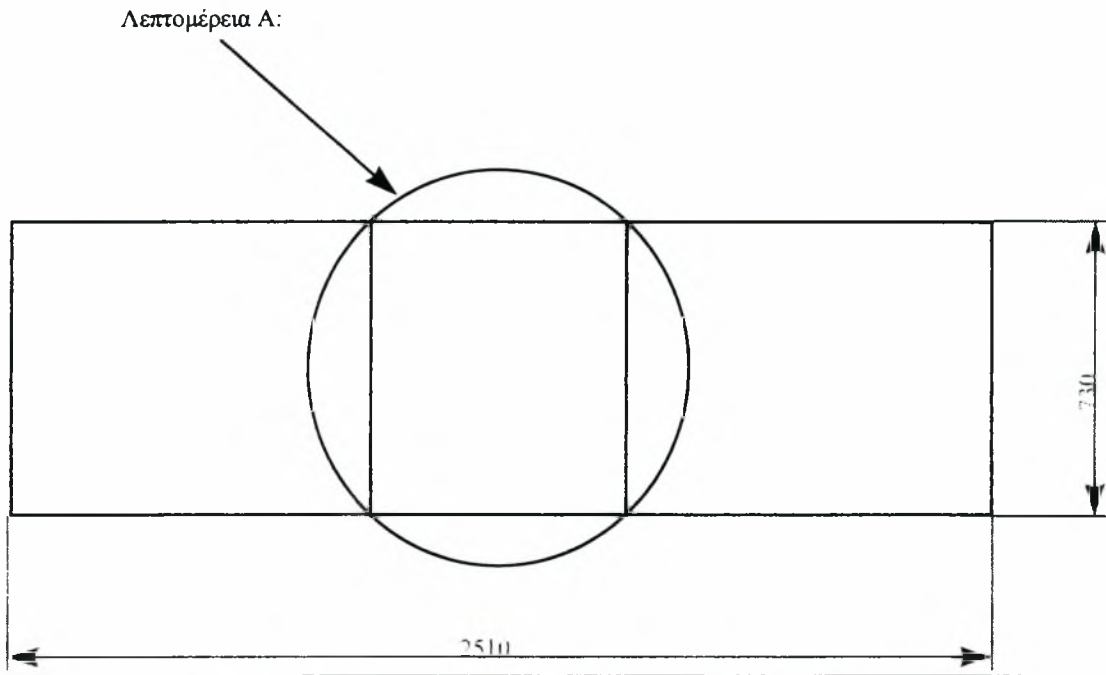
Μετά τη διαμόρφωσή του και την συναρμολόγηση με το υπόλοιπο της αεροσήραγγας, το τμήμα δοκιμών έγινε όπως στο Σχήμα 5.11



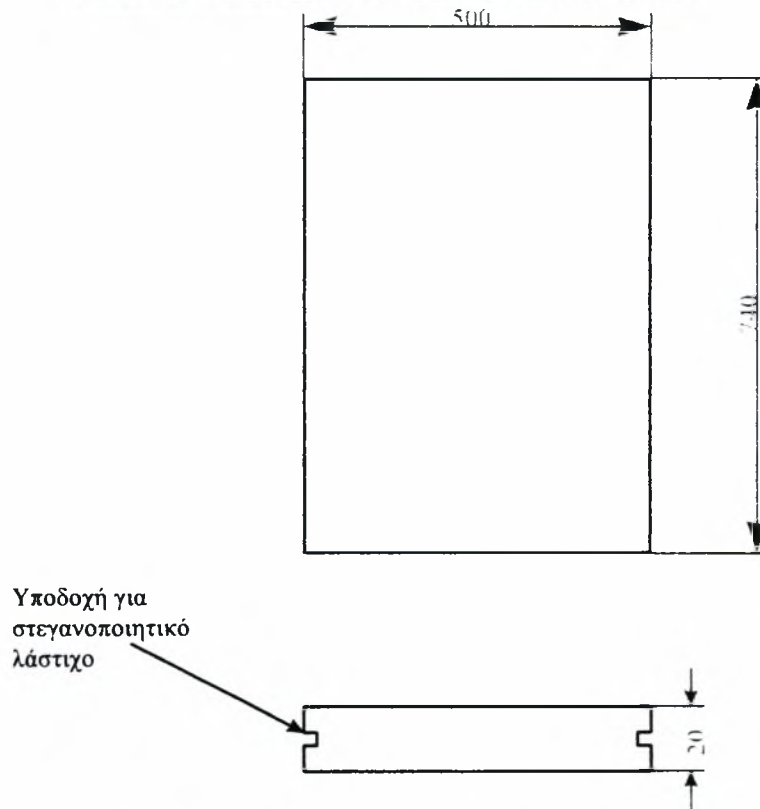
**Εικόνα 5.11 Τμήμα δοκιμών μετά τη διαμόρφωσή του**

Το τμήμα δοκιμών είναι κατασκευασμένο από Plexiglas, έτσι ώστε να υπάρχει δυνατότητα επίβλεψης μέσα στον χώρο των πειραμάτων. Οι δύο από τις τέσσερις πλευρές αντικαταστάθηκαν από αντίστοιχες ξύλινες (MDF) στις οποίες έγινε επεξεργασία ώστε να είναι δυνατή η εισαγωγή και η κίνηση των μετρητικών οργάνων (όπως θερμικό σύρμα και σωλήνας pitot). Πρακτικά, είναι πάρα πολύ δύσκολο έως αδύνατο να γίνουν μετρήσεις σε όλα τα σημεία στο χώρο του τμήματος δοκιμών. Έτσι η διαμόρφωση έγινε ώστε να υπάρχει πρόσβαση των οργάνων στα σημεία που έχουν ιδιαίτερη σημασία που είναι το μεσαίο τμήμα του τμήματος δοκιμών. Η επεξεργασία όπως φαίνεται και στο παρακάτω σχήμα έγινε ως εξής: Στην οριζόντια πλάκα του επάνω μέρους του θαλάμου δοκιμών έγινε μία τομή κατά μήκος στην μέση της πλάκας, ώστε να είναι δυνατή η κίνηση των μετρητικών συστημάτων κατά μήκος της πλάκας και τέσσερις τομές κατά το πλάτος ανά 0,5 m, ώστε να είναι δυνατή η κίνηση των μετρητικών συστημάτων κατά το πλάτος της πλάκας. Στην μέση της αριστερής κάθετης πλάκας τοποθετήθηκε θυρίδα, που μέσω αυτής υπάρχει πρόσβαση στο χώρο του τμήματος δοκιμών για την τοποθέτηση δοκιμών.





**Σχήμα 5.12 Διαμόρφωση της πάνω οριζόντιας πλευράς**



**Σχήμα 5.13 Διαμόρφωση της δεξιάς κάθετης πλευράς**

**Σύστημα μετακίνησης & ευθυγράμμισης του τμήματος δοκιμών**

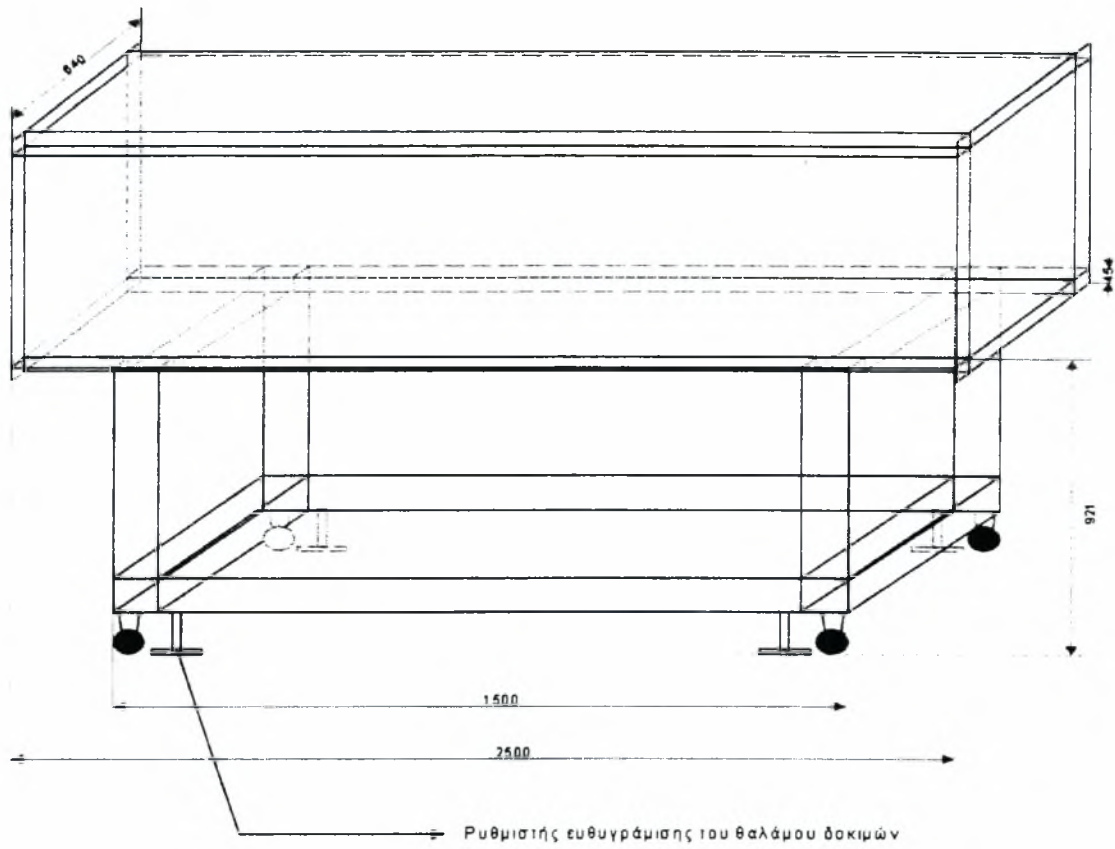


Σε δοκιμαστικές μετρήσεις που έγιναν, παρατηρήθηκαν αυξημένες ταλαντώσεις στην περιοχή του θαλάμου δοκιμών. Η εκτίμηση που έγινε είναι ότι το φαινόμενο αυτό οφείλεται στο ότι το τμήμα δοκιμών, Σχήμα 5.14, συγκρατείται έτσι ώστε να μην μπορεί να απορροφά τις ταλαντώσεις μόνο από τα άκρα του ακροφυσίου εισόδου και του διαχύτη εξόδου.



**Σχήμα 5.14 Θάλαμος δοκιμών χωρίς στήριξη από το έδαφος**

Η λύση στο συγκεκριμένο πρόβλημα δόθηκε με την κατασκευή μίας βάσης που προσαρτήθηκε στο κάτω μέρος του θαλάμου δοκιμών και στηρίχθηκε στο έδαφος. Συνέπεια αυτού ήταν, η βάση να πάρει όλες τις καταπονήσεις λόγω βάρους και να μειωθούν αισθητά οι ταλαντώσεις. Επειδή, πρέπει να υπάρχει η δυνατότητα εύκολης μετακίνησης του θαλάμου δοκιμών, αποφασίστηκε να κατασκευαστεί ένα σύστημα στήριξης που να συνδυάζει την συγκράτηση, την ευθυγράμμιση και την εύκολη μετακίνηση του θαλάμου δοκιμών, όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.15.

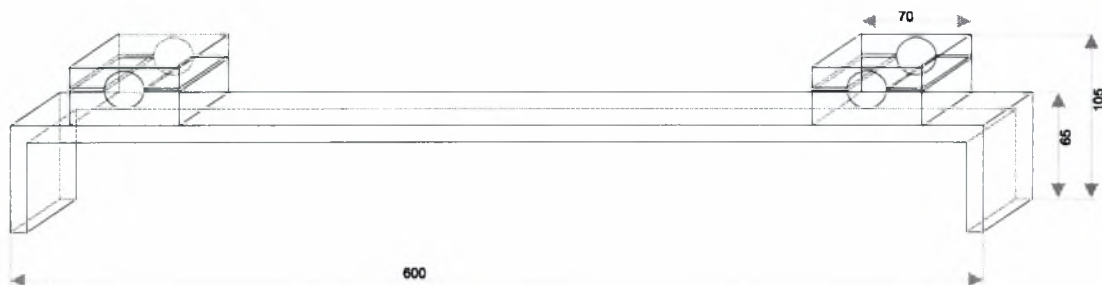


**Σχήμα 5.15 Θάλαμος δοκιμών προσαρτημένος στην βάση στήριξης**

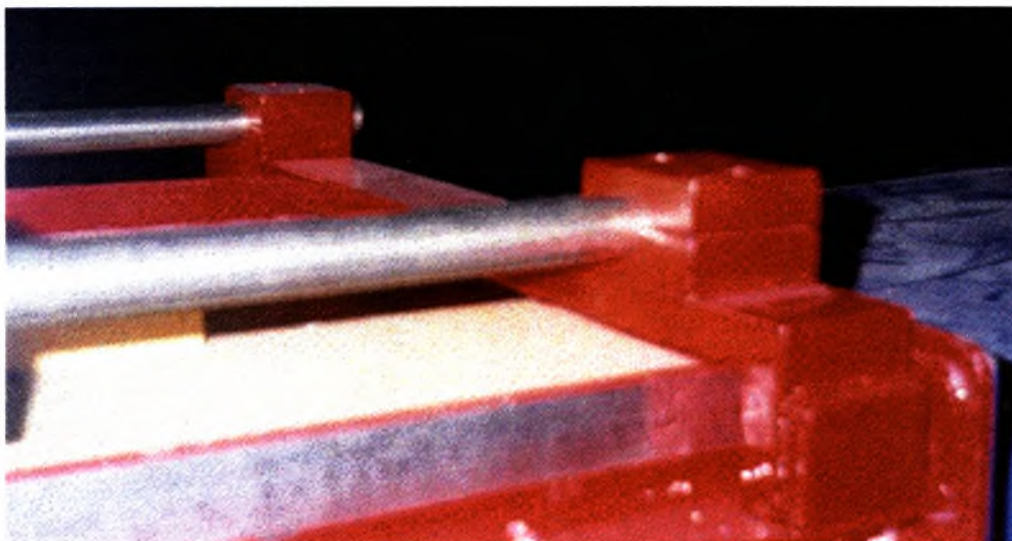
### 5.1.3 Σύστημα Μετακίνησης Μετρητικών Οργάνων

Για να γίνουν μετρήσεις σε συγκεκριμένα σημεία στο Τμήμα Δοκιμών μιας αεροσήραγγας, είναι αναγκαίο να υπάρχει ένα σύστημα συγκράτησης και μετακίνησης των μετρητικών οργάνων. Το σύστημα μετακίνησης των μετρητικών συστημάτων που σχεδιάστηκε αποτελείται από τα εξής τμήματα:

1) Στο σύστημα μετακίνησης στην x- κατεύθυνση που φαίνεται στο Σχήμα 5.16 και στο Σχήμα 5.17, αποτελείται από δύο βάσεις που είναι πακτωμένες πάνω στο τμήμα δοκιμών, δύο ράβδοι ακριβείας που συγκρατούνται στις βάσεις, και ένα χάρακα ως άξονα συντεταγμένων της κατεύθυνσης x.

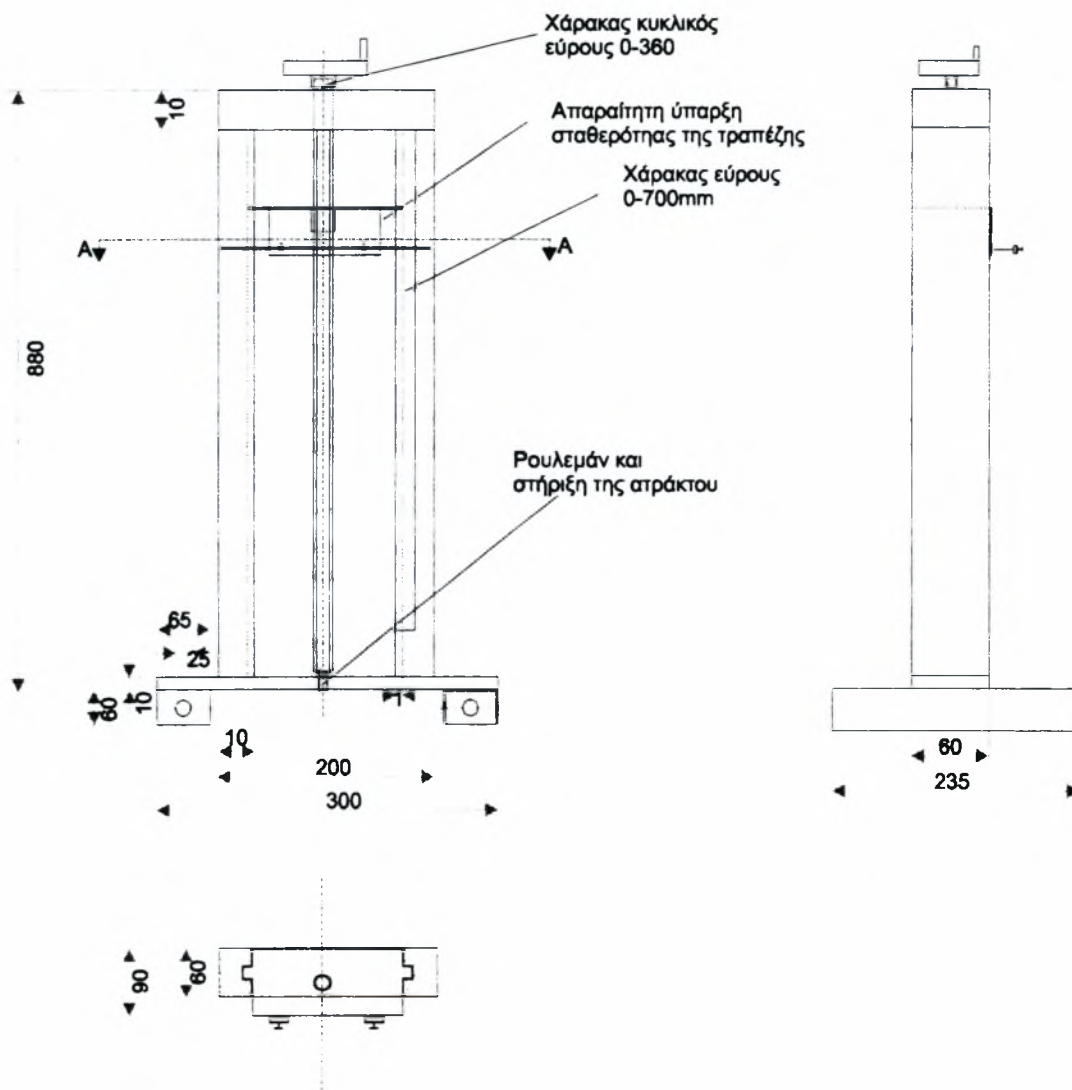


**Σχήμα 5.11 Βάση του συστήματος μετακίνησης της x κατεύθυνσης**



**Σχήμα 5.17 Εγκατεστημένη βάση του συστήματος μετακίνησης της x κατεύθυνσης**

2) Στο σύστημα μετακίνησης στην  $y$ -κατεύθυνση που φαίνεται στα Σχήματα 5.18 & 5.19 όπου στηρίζονται τα μετρητικά όργανα τα οποία μετακινούνται στην  $y$ -κατεύθυνση περιστρέφοντας μία άτρακτο που θα μετακινεί ένα τραπέζι μεταφοράς που πάνω στο οποίο είναι στηρισμένο το αισθητήριο όργανο.

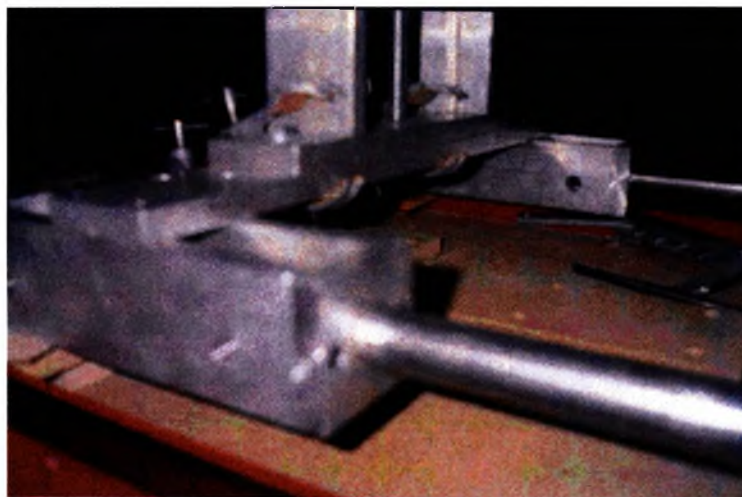


**Σχήμα 5.18 Σύστημα μετακίνησης στην  $y$ -κατεύθυνση**



**Σχήμα 5.19 Σύστημα μετακίνησης στην  $y$ -κατεύθυνση εγκατεστημένο στην αεροσήραγγα**

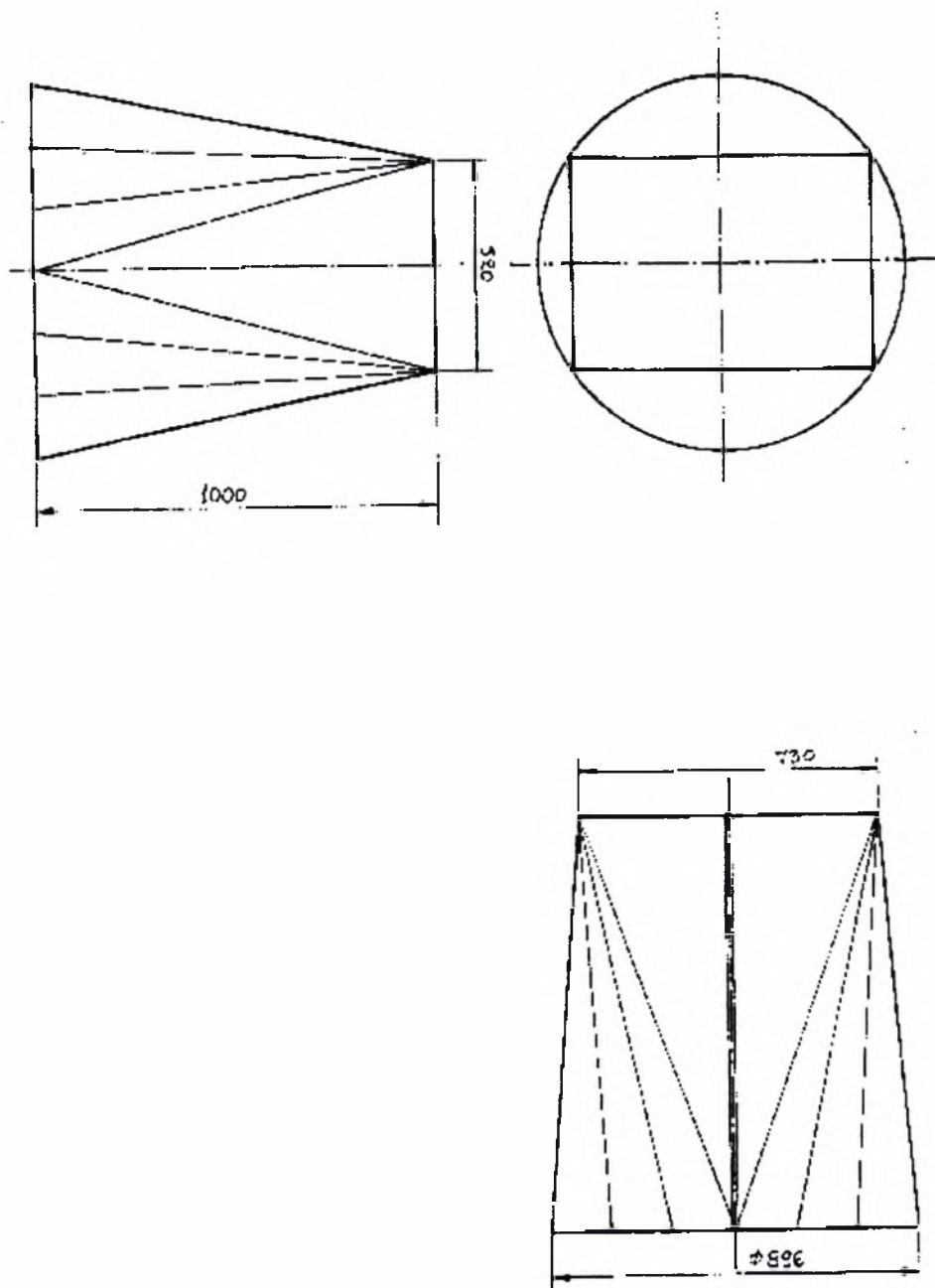
Το σύστημα αυτό, Σχήμα 5.20, συνδέεται με τις ράβδους όπου ολισθαίνει πάνω σε αυτές στην  $x$ -κατεύθυνση με συνέπεια να δημιουργείται ένα σύστημα μετακίνησης  $x$ - $y$  κατευθύνσεων.



**Σχήμα 5.20 Σύνδεση κινητηρίου συστήματος στην  $y$ -κατεύθυνση με τις ράβδους**

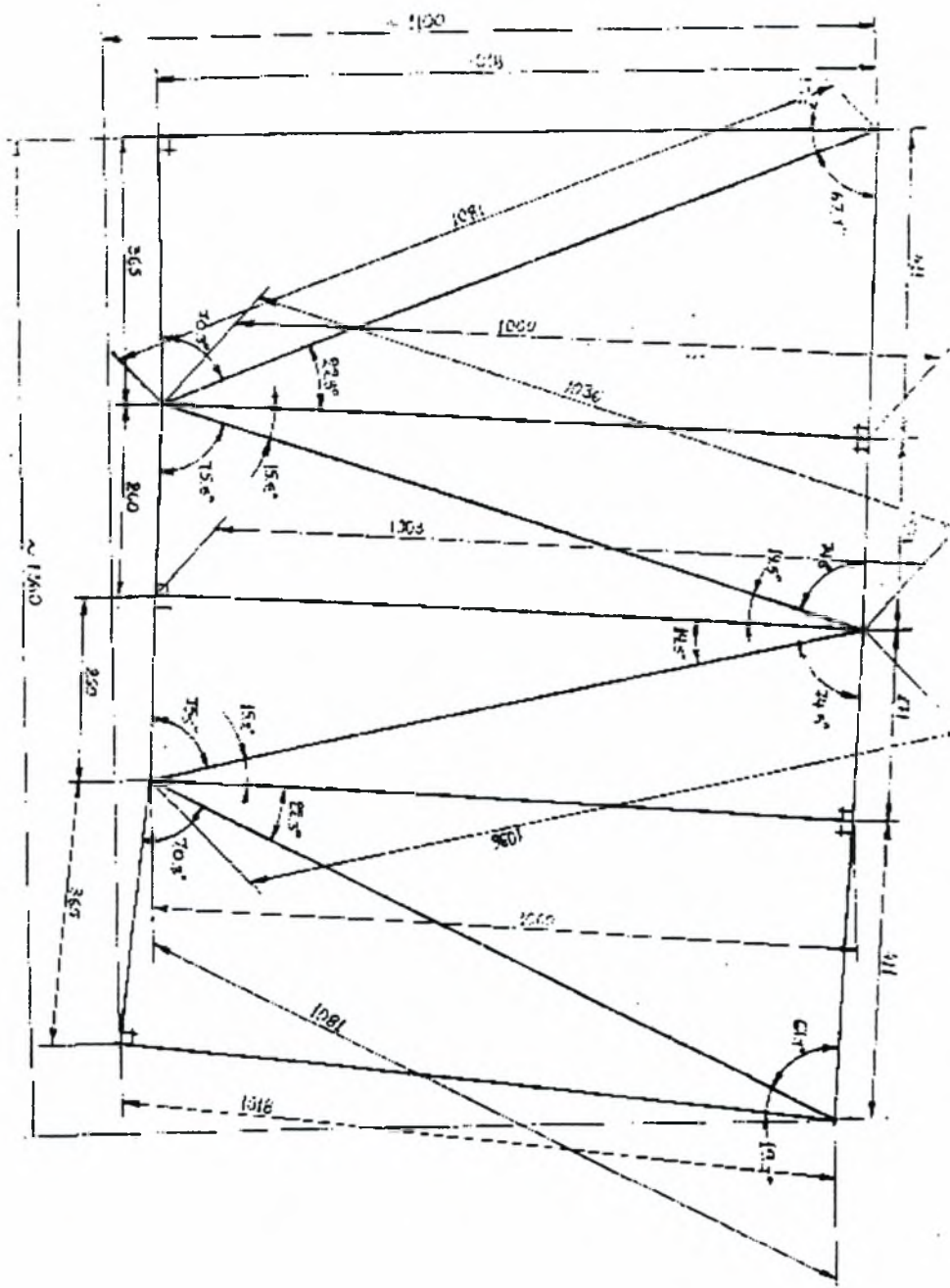
### 5.1.4 Διαχύτης

Ο Διαχύτης της αεροσήραγγας αποτελείται από τρία τμήματα. Το πρώτο είναι το τμήμα μετατροπής από ορθογωνική σε κυκλική διατομή του οποίου οι διαστάσεις του φαίνονται στο Σχήμα 5.21.



**Σχήμα 5.21 Τμήμα μετατροπής διαγύτη από ορθογωνική σε κυκλική διατομή**

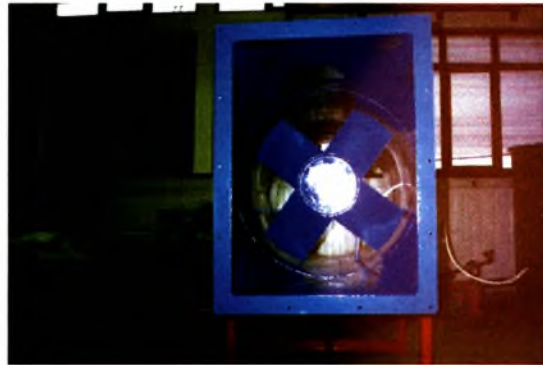
Το ανάπτυγμα αυτού του τμήματος φαίνεται στο Σχήμα 5.22



**Σχήμα 5.22 Ανάπτυγμα του τμήματος μετατροπής διαχύτη από ορθογωνική σε κυκλική διατομή**

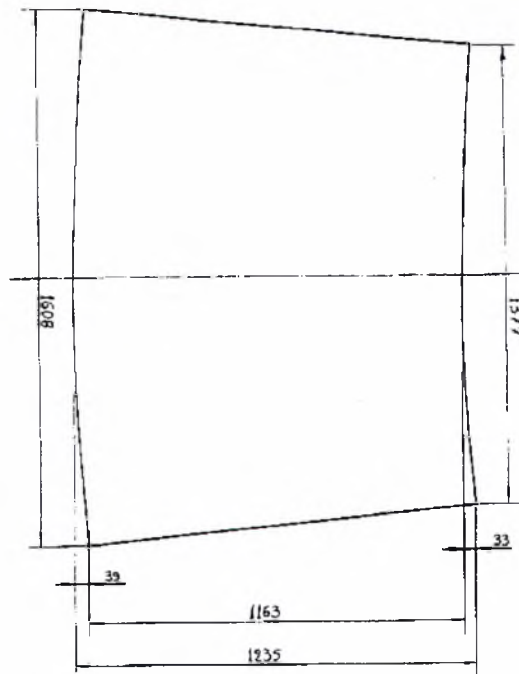
Το δεύτερο τμήμα, Σχήμα 5.23, είναι το τμήμα του διαχύτη όπου είναι εγκατεστημένος ο ανεμιστήρας και είναι κυκλική διατομής. Στο εξωτερικό μέρος του τμήματος αυτού είναι εγκατεστημένος ο ρυθμιστής συχνότητας λειτουργίας του ανεμιστήρα (Controller) και ένας πίνακας με τα όργανα μέτρησης (μανόμετρο και μετεωρολογικά

όργανα). Το τμήμα αυτό έχει μήκος 850 mm και διάμετρος 896 mm και είναι σταθερής διαμέτρου.



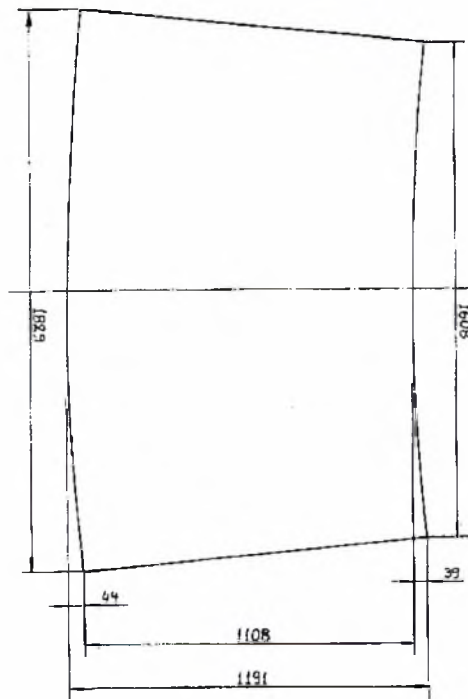
**Σχήμα 5.23 Το δεύτερο τμήμα του διαχύτη με τον Ανεμιστήρα**

Το τρίτο και τελευταίο τμήμα του διαχύτη είναι κυκλικής διατομής και οι διαστάσεις του φαίνονται στο Σχήμα 5.24. Πρέπει να σημειωθεί ότι όλα τα τμήματα του διαχύτη αποτελούνται από δύο συγκολλημένα ημικυκλικά τμήματα.



α) Το πρώτο μισό του τρίτου τμήματος





β) Το δεύτερο μισό του τρίτου τμήματος

**Σχήμα 5.24 Το τρίτο τμήμα του διαχύτη**

Όλα τα τμήματα του διαχύτη της αεροσήραγγας φαίνονται στο Σχήμα 5.25

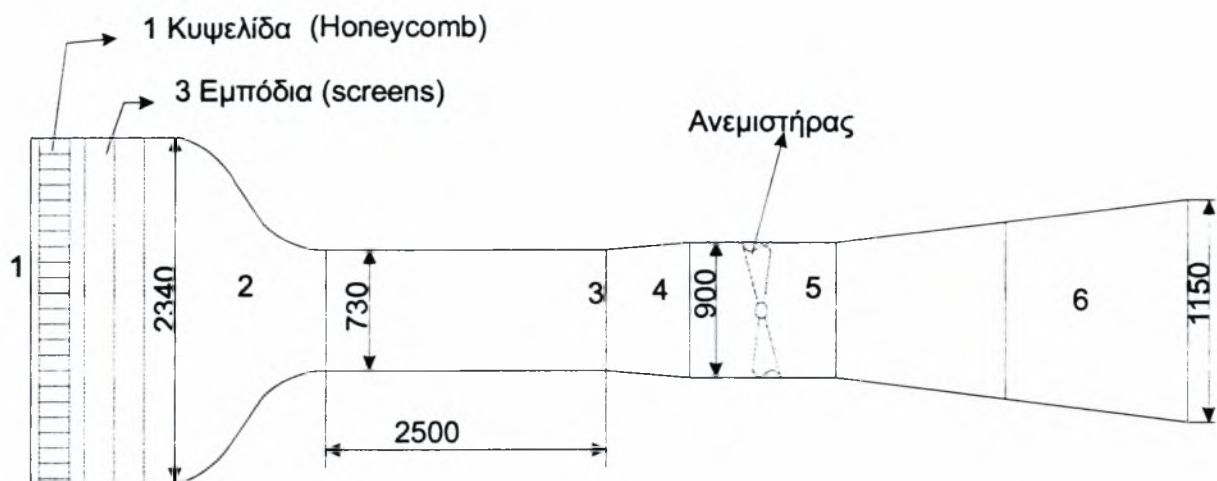


**Σχήμα 5.25 Ο διαχύτης της αεροσήραγγας**

## 5.2 Υπολογισμός των Στοιχείων της Αεροσήραγγας

### 5.2.1 Υπολογισμός Ισχύος Ανεμιστήρα

Για να υπολογιστεί η μέγιστη ισχύς του ανεμιστήρα είναι αναγκαία η μέγιστη ταχύτητα στον θάλαμο δοκιμών. Για την παρούσα αεροσήραγγα, η ταχύτητα αυτή θεωρείται ότι είναι 30 m/s. Από την εξίσωση της ενέργειας θα υπολογιστούν οι κύριες και οι δευτερεύουσες απώλειες λόγω γεωμετρίας και των διαφόρων στοιχείων της αεροσήραγγας, για δημιουργία ροής με χαμηλό επίπεδο τύρβης.



**Σχήμα 5.26 Πλάγια όψη υποηχητικής αεροσήραγγας**

Η εξίσωση της ενέργειας (εξίσωση Bernoulli) έχει ως εξής:

$$\frac{P_1}{\rho g} + \frac{V_1^2}{2g} = \frac{P_6}{\rho g} + \frac{V_6^2}{2g} + (K_h + 3K_s + K_2) \frac{V_h^2}{2g} + (K_3 + K_4) \frac{V_3^2}{2g} + K_6 \frac{V_5^2}{2g} - H, \quad (5.1)$$

Όπου:

- $P_1$  = Πίεση αέρα στην είσοδο 1,
- $V_1$  = Ταχύτητα αέρα στην είσοδο 1,
- $\rho$  = Πυκνότητα αέρα,
- $g$  = Επιτάχυνση βαρύτητας,
- $P_{εξ}$  = Πίεση αέρα στην έξοδο,

- $V_3$  = Ταχύτητα αέρα στο θάλαμο δοκιμών,  
 $K_h, K_s, K_2, K_3, K_4, K_6$  = Συντελεστές απωλειών κυψελίδας, πλεγμάτων, σύγκλισης των χειλών, θαλάμου δοκιμών, απόκλισης των χειλών αντίστοιχα, και  
 $H_s$  = Μανομετρικό ύψος του φυσητήρα

Από την εξίσωση συνέχειας της μάζας θα υπολογιστούν οι ταχύτητες που είναι χρήσιμες στην παραπάνω εξίσωση και η παροχή:

$$Q = A_3 \cdot V_3 = A_h \cdot V_h = A_5 \cdot V_5 \quad (5.2)$$

Όπου:

- $Q$  = Παροχή αέρα,  
 $A_3$  = Διατομή θαλάμου δοκιμών,  
 $A_h$  = Διατομή αεροσήραγγας στη θέση της κυψελίδας και των πλεγμάτων,  
 $A_5$  = Διατομή αεροσήραγγας στο τέλος του ακροφυσίου, και  
 $V_3, V_h, V_5$  = Ταχύτητες αέρα στις αντίστοιχες διατομές.

Από τους υπολογισμούς προκύπτουν:

$$\begin{aligned}
 Q &= 10,5 \text{ m}^3/\text{s} \\
 V_h &= 4,16 \text{ m/s (ταχύτητα στην κυψελίδα/honeycomb)} \\
 V_5 &= 16,51 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

οι συντελεστές απωλειών  $K_i$ , επιλέγονται από πίνακες και είναι οι εξής:

$$\begin{aligned}
 K_h &= 0,2 \\
 K_s &= \left( \frac{1-0,95\beta}{0,95\beta} \right)^2 + \frac{55,2}{Re_d} = 0,569
 \end{aligned}$$

Όπου:  $\beta$  = ποσοστό διαμέτρου από εκείνη της αρχικής (=0,6).

Ο αριθμός Reynolds είναι:

$$Re_d = \frac{D_h \cdot V_h}{\beta \cdot \nu} = 6,777 \cdot 10^5$$

Όπου:

$$\begin{aligned} D_h &= \text{Υδραυλική διάμετρος ορθογωνικής διατομής (1,478 m)} \\ \nu &= \text{Κινηματικό ιξώδες αέρα (1,51 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}, \text{ στους } 20^\circ\text{C})} \\ K_2 &= 0,04 \\ K_3 &= 0,002 \\ K_4 &= K_6 = 0,02 \end{aligned}$$

Επιλύοντας την εξίσωση ενέργειας για τον άγνωστο,  $H_s$ , έχουμε:

$$H_s = \frac{V_6^2}{2g} + K_h \cdot \frac{V_h^2}{2g} + 3 \cdot K_s \cdot \frac{V_h^2}{2g} + K_2 \cdot \frac{V_h^2}{2g} + K_3 \cdot \frac{V_3^2}{2g} + K_4 \cdot \frac{V_3^2}{2g} + K_6 \cdot \frac{V_5^2}{2g} \quad (5.3)$$

Αντικαθιστώντας τις τιμές προκύπτει ότι το ύψος των απωλειών είναι:

$$H_s = 8,214 \text{ m.}$$

Μετά από προσαύξηση κατά 20% για τυχόν παραλείψεις, το συνολικό ύψος των απωλειών γίνεται:

$$H = 9,857 \text{ m.}$$

Η ισχύς λόγω των απωλειών δίνεται από την σχέση:  $P_L = \rho g H Q$

Μετά από υπολογισμούς η ισχύς είναι:  $P_L = 1,314 \text{ kW.}$

Η ισχύς λόγω της κινητικής ενέργειας δίνεται ως εξής:  $P_k = \Delta p Q$

$$\text{Όπου: } \Delta p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_3^2 = 582,3 \text{ Pa}$$

Συνεπώς η ισχύς λόγω απωλειών της κινητικής ενέργειας είναι:  $P_k = 6,114 \text{ kW.}$

Η συνολική ισχύς του ανεμιστήρα που απαιτείται για να αναπτυχθεί ταχύτητα αέρα έως 30 m/s στον παρόντα θάλαμο δοκιμών είναι:

$$P = P_L + P_k = 1,314 \text{ kW} + 6,114 \text{ kW} = 7,428 \text{ kW.}$$

## 6. ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ

### 6.1 Επιλογή Μετρήσεων για την Πιστοποίηση

Για να γίνουν οποιαδήποτε πειράματα σε μια αεροσήραγγα, πρέπει πρώτα να είναι γνωστές οι συνθήκες ροής στο τμήμα δοκιμών που γίνονται οι μετρήσεις. Δηλαδή, θα πρέπει να είναι γνωστή η ταχύτητα και η ένταση της τύρβης του αέρα μέσα στο τμήμα δοκιμών. Αυτό θα εξαρτηθεί κατά πόσο τα προφίλ ταχυτήτων είναι επίπεδα ή όχι. Για τον λόγο αυτό κάθε αεροσήραγγα πρέπει να πιστοποιείται πριν γίνουν οποιαδήποτε πειράματα.

Η περιοχή στο τμήμα δοκιμών που εκτελούνται πειράματα αεροδυναμικής είναι λίγο πολύ συγκεκριμένη. Δηλαδή, αυτή η περιοχή είναι στα κεντρικά σημεία του τμήματος δοκιμών και όχι σε σημεία που είναι κοντά στο ακροφύσιο εισόδου ή στον διαχύτη εξόδου ή σε σημεία που να βρίσκονται κοντά σε περιοχές όπου υπάρχουν οριακά στρώματα. Οι θέσεις που επιλέχθηκαν κατά μήκος της αεροσήραγγας είναι 50 cm, 100 cm, 150 cm και 200 cm από την αρχή του τμήματος εισόδου στο κεντρικό επίπεδο. Τα σημεία που επιλέχθηκαν κατά το πλάτος του τμήματος δοκιμών 150 cm από την αρχή με σημείο αναφοράς το αριστερό άκρο του είναι στα 13 cm, 18 cm, 35,5 και 40,5 cm από το αριστερό άκρο του τμήματος δοκιμών αντικρίζοντας την αεροσήραγγα από την πλευρά της εισαγωγής.

Από τα παραπάνω στρατηγικά σημεία που επιλέχθηκαν, το σημείο 50 cm από την αρχή του τμήματος δοκιμών είναι αρκετά κοντά στην είσοδο και το σημείο 200 cm από την αρχή είναι 50 cm κοντά στον διαχύτη εξόδου. Η περιοχή του τμήματος δοκιμών που θεωρείται καταλληλότερη για να λάβουν χώρα διάφορα πειράματα είναι από 50 cm ως 150 cm από την αρχή του τμήματος δοκιμών.

### 6.2 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Pitot-Static Σωλήνες

Οι μετρήσεις με σωλήνες Pitot-static που έλαβαν χώρα στην αεροσήραγγα του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών, μπορούν να διαχωριστούν σε δύο κατηγορίες. Στην πρώτη κατηγορία περιλαμβάνονται επτά (7) μετρήσεις, με συχνότητα περιστροφής του ανεμιστήρα 35 Hz πριν εγκατασταθούν τα έξι (6) πλέγματα στην εισαγωγή. Στη δεύτερη κατηγορία περιλαμβάνονται τέσσερις (4) μετρήσεις με συχνότητα περιστροφής του κινητήρα 35 Hz και μία (1) μέτρηση με συχνότητα περιστροφής του κινητήρα 60 Hz, μετά την εγκατάσταση των έξι πλεγμάτων στην εισαγωγή. Στην συνέχεια τα αποτελέσματα των

μετρήσεων και των δύο κατηγοριών συγκρίνονται μεταξύ τους ώστε να προκύψει αν τελικά οι αλλαγές που έγιναν ήταν αποτελεσματικές.

### 6.2.1 Μετρήσεις πριν την προσθήκη των έξι πλεγμάτων

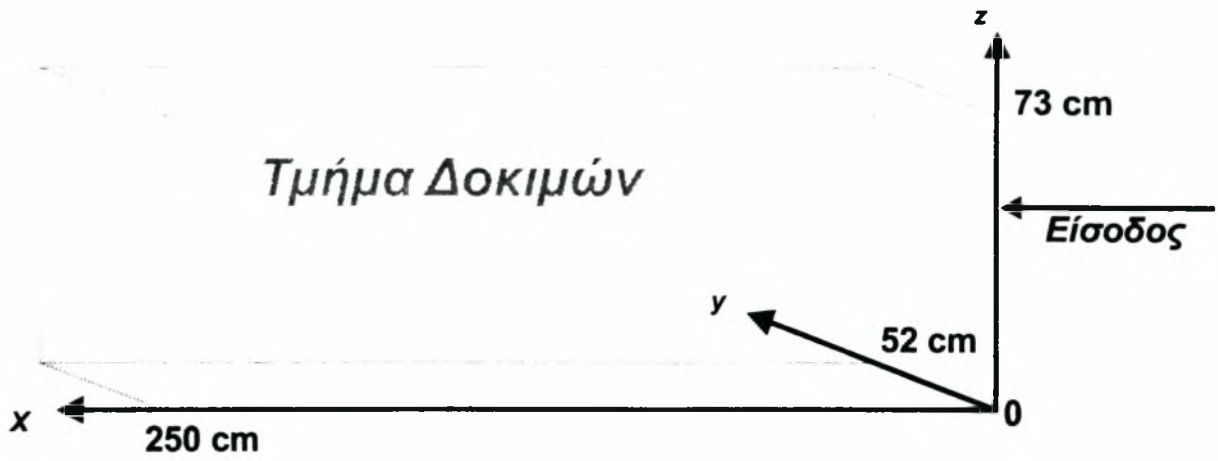
Πριν την προσθήκη των έξι πλεγμάτων στην εισαγωγή της αεροσήραγγας έγιναν επτά (7) μετρήσεις σε όλο το τμήμα δοκιμών. Τα σημεία που επιλέχθηκαν να γίνουν οι μετρήσεις είναι: 50 cm, 150 cm, 200 cm κατά μήκος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση από την αρχή και στο κεντρικό επίπεδο της διατομής. Στα 150 cm, εκτός από την μέτρηση που έγινε στο κεντρικό επίπεδο, έγιναν και τέσσερις (4) μετρήσεις σε πλάγια σημεία του τμήματος δοκιμών τα οποία είναι: 13 cm, 18 cm, 35,5 cm 40,5 cm με σημείο αναφοράς την αριστερή άκρη του τμήματος δοκιμών αντικρίζοντάς το από την είσοδο της αεροσήραγγας. Στα παραπάνω σημεία που προαναφέρθηκαν έγιναν μετρήσεις σε όλο το ύψος του τμήματος δοκιμών ανά 2 cm δηλαδή ο αριθμός μετρήσεων που γίνεται σε κάθε σημείο είναι 37. Οι τιμές των μετρήσεων δίνονται σε μανομετρικό ύψος (mm H<sub>2</sub>O) και έπειτα μετατρέπονται σε ταχύτητα (m/s) με την εξίσωση:

$$V = \sqrt{\frac{2\rho_{\text{H}_2\text{O}}g\Delta H10^{-3}}{\rho_{\text{air}}}} \quad (6.1)$$

Όπου:

- V = ταχύτητα του αέρα σε (m/s)
- $\rho_{\text{H}_2\text{O}}$  = πυκνότητα του νερού (=998 Kg/m<sup>3</sup>)
- $\rho_{\text{air}}$  = πυκνότητα του αέρα (1,294 Kg/m<sup>3</sup>)
- $\Delta H$  = μανομετρικό ύψος σε mm H<sub>2</sub>O
- g = επιτάχυνση της βαρύτητας (9,81 m/s<sup>2</sup>)

Τέλος, παριστάνεται γραφικά η κατανομή των ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών.



Σχήμα 6.1 Άξονες συντεταγμένων του τμήματος δοκιμών

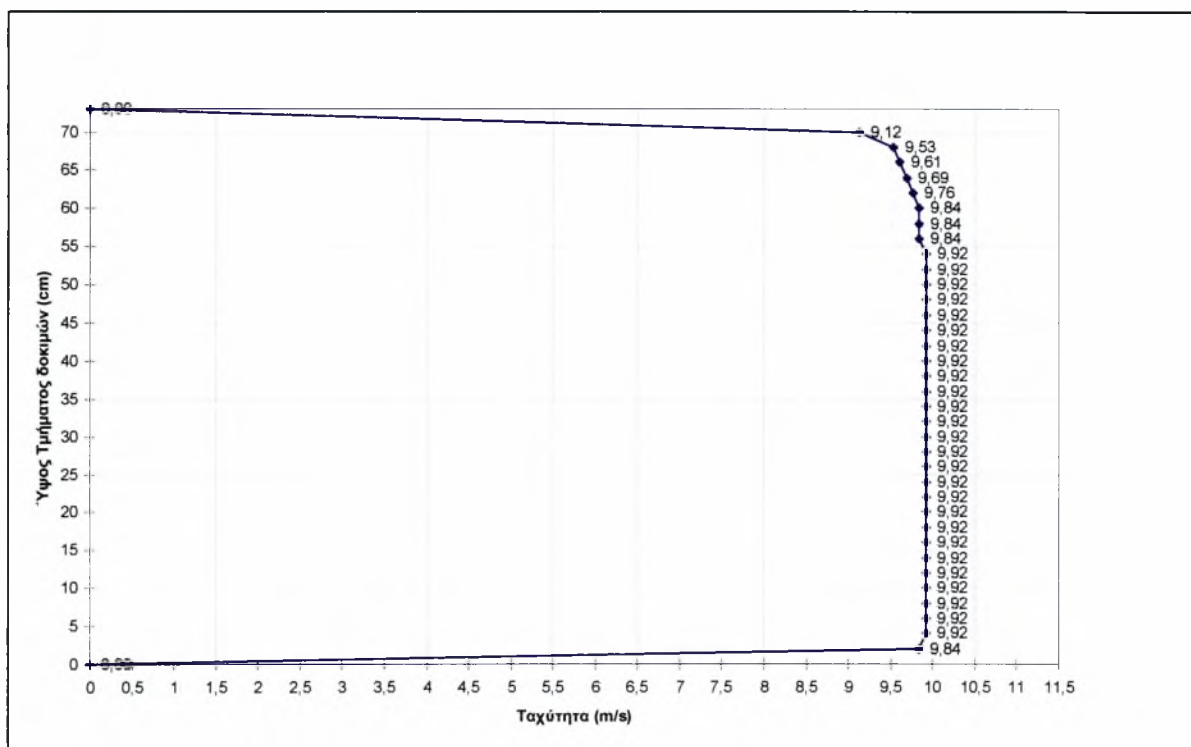
**1) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=50\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=50\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.1 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.2.

Ύψος $z$ (cm)	Ενδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,4	9,84
4	6,5	9,92
6	6,5	9,92
8	6,5	9,92
10	6,5	9,92
12	6,5	9,92
14	6,5	9,92
16	6,5	9,92
18	6,5	9,92
20	6,5	9,92
22	6,5	9,92
24	6,5	9,92
26	6,5	9,92
28	6,5	9,92
30	6,5	9,92
32	6,5	9,92
34	6,5	9,92
36	6,5	9,92
38	6,5	9,92
40	6,5	9,92
42	6,5	9,92
44	6,5	9,92
46	6,5	9,92
48	6,5	9,92
50	6,5	9,92
52	6,5	9,92
54	6,5	9,92
56	6,4	9,84
58	6,4	9,84
60	6,4	9,84
62	6,3	9,76
64	6,2	9,69
66	6,1	9,61
68	6	9,53
70	5,5	9,12
73	0	0

**Πίνακας 6.1 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=50\text{cm}$ ,  $v=26\text{ cm}$ )**





**Σχήμα 6.2 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών (x= 50cm, y=26 cm)**

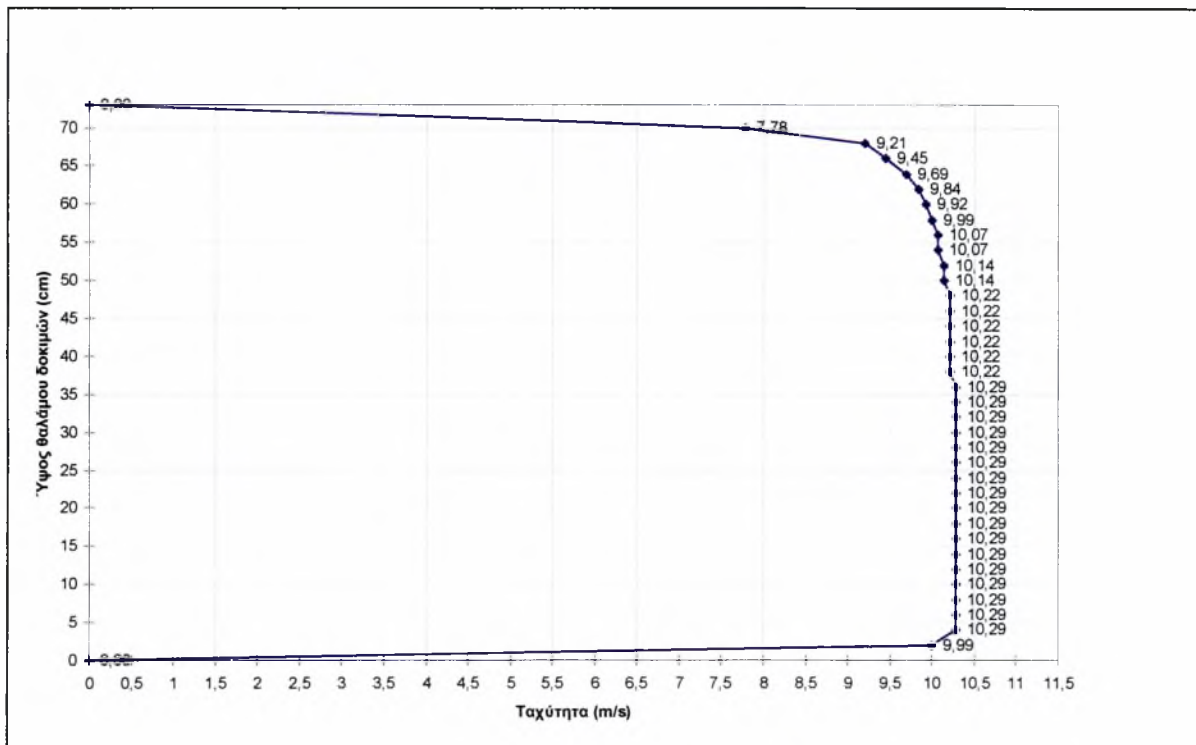
Στο Σχήμα 6.2 φαίνεται καθαρά ότι υπάρχει ασυμμετρία στη ροή. Δηλαδή στη κάτω περιοχή του τμήματος δοκιμών η ταχύτητα του αέρα μειώνεται από 9,92 m/s στα 9,84 m/s μόλις 2 cm πάνω από την κάτω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών ενώ στην πάνω περιοχή του τμήματος δοκιμών η ταχύτητα του αέρα αρχίζει να μειώνεται 17 cm κάτω από την επιφάνεια και από 9,92 m/s φτάνει ως και τα 9,12 m/s 3 cm κάτω από την πάνω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών. Πρέπει να σημειωθεί ότι είναι ανησυχητικό το ότι η ταχύτητα αρχίζει να μειώνεται τόσο μακριά από την πάνω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών. Αυτή η μείωση της ταχύτητας μπορεί να σημαίνει ανακυκλοφορία του αέρα και αστάθεια της ροής.

**2) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=150$  cm)**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_o-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150$  cm από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.2 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.3.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,6	9,99
4	7	10,29
6	7	10,29
8	7	10,29
10	7	10,29
12	7	10,29
14	7	10,29
16	7	10,29
18	7	10,29
20	7	10,29
22	7	10,29
24	7	10,29
26	7	10,29
28	7	10,29
30	7	10,29
32	7	10,29
34	7	10,29
36	7	10,29
38	6,9	10,22
40	6,9	10,22
42	6,9	10,22
44	6,9	10,22
46	6,9	10,22
48	6,9	10,22
50	6,8	10,14
52	6,8	10,14
54	6,7	10,07
56	6,7	10,07
58	6,6	9,99
60	6,5	9,92
62	6,4	9,84
64	6,2	9,69
66	5,9	9,45
68	5,6	9,21
70	4	7,78
73	0	0

**Πίνακας 6.2 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=150$ cm,  $y=26$  cm)**



**Σχήμα 6.3 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=150\text{cm}$ ,  $y=26\text{cm}$ )**

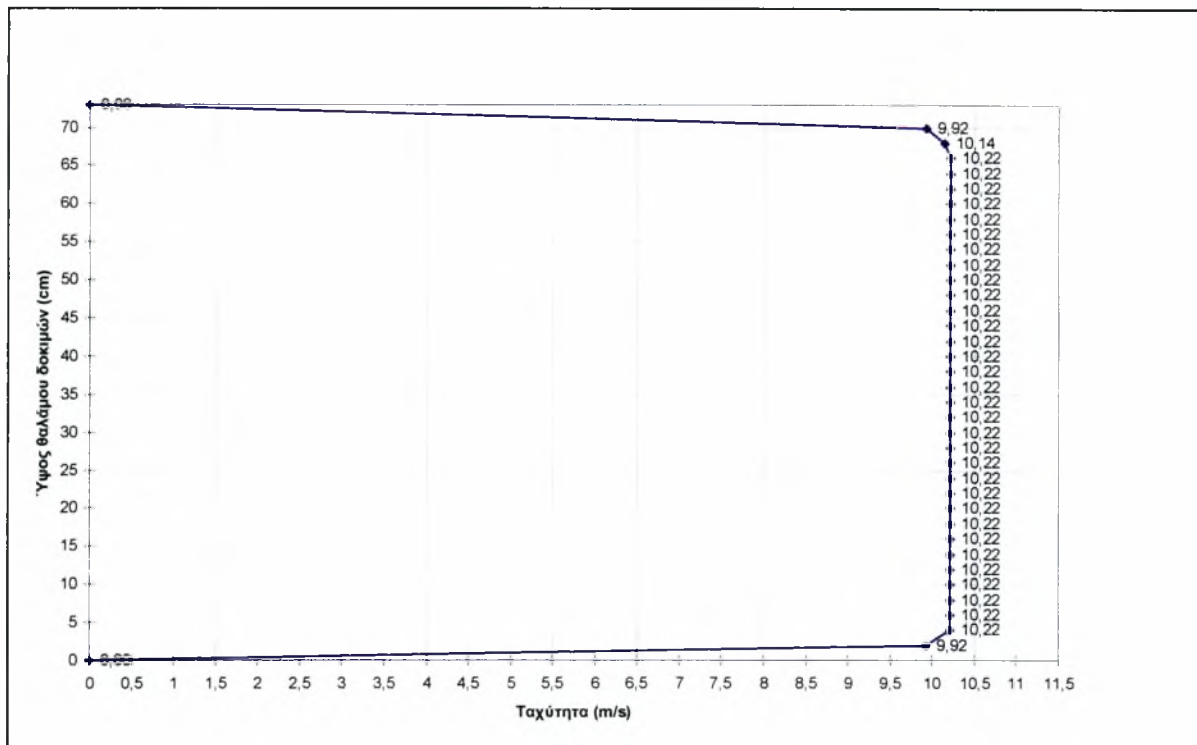
Όπως φαίνεται από το Σχήμα 6.3, στη θέση αυτή το φαινόμενο της ασυμμετρικής μείωσης της ταχύτητας του αέρα που περιγράφηκε παραπάνω επιδεινώθηκε περισσότερο. Η ταχύτητα του αέρα αρχίζει και αλλάζει συνεχώς τιμή στη μέση σχεδόν του τμήματος δοκιμών και η τιμή της κυμαίνεται από 10,29 m/s έως και 9,21 m/s. Πρέπει να σημειωθεί ότι 2 cm πάνω από την κάτω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών η ταχύτητα του αέρα μειώνεται από 10,29 m/s στα 9,99 m/s. Από τα αποτελέσματα αυτής της μέτρησης συμπεραίνεται ότι υπάρχει κάποιο πρόβλημα είτε αυτό είναι μέσα στο τμήμα δοκιμών είτε εκτός. Έτσι έγινε μια προσπάθεια οπτικοποίησης της ροής με καπνό ούτως ώστε να παρατηρηθεί η ροή και να διερευνηθεί η παρατηρούμενη ασυμμετρία. Εκτός από την οπτικοποίηση της ροής θεωρήθηκε σκόπιμο να γίνουν μετρήσεις και στα πλάγια μέρη του τμήματος δοκιμών στη θέση αυτή για να διαπιστωθεί αν υπάρχει ασυμμετρία και στις θέσεις αυτές.

**3) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=13\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_o-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150\text{ cm}$  και  $y=13\text{ cm}$  φαίνεται στον Πίνακα 6.3 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.4.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,5	9,92
4	6,9	10,22
6	6,9	10,22
8	6,9	10,22
10	6,9	10,22
12	6,9	10,22
14	6,9	10,22
16	6,9	10,22
18	6,9	10,22
20	6,9	10,22
22	6,9	10,22
24	6,9	10,22
26	6,9	10,22
28	6,9	10,22
30	6,9	10,22
32	6,9	10,22
34	6,9	10,22
36	6,9	10,22
38	6,9	10,22
40	6,9	10,22
42	6,9	10,22
44	6,9	10,22
46	6,9	10,22
48	6,9	10,22
50	6,9	10,22
52	6,9	10,22
54	6,9	10,22
56	6,9	10,22
58	6,9	10,22
60	6,9	10,22
62	6,9	10,22
64	6,9	10,22
66	6,9	10,22
68	6,8	10,14
70	6,5	9,92
73	0	0

**Πίνακας 6.3 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=13\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.4 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=150\text{cm}$ ,  $y=13\text{cm}$ )**

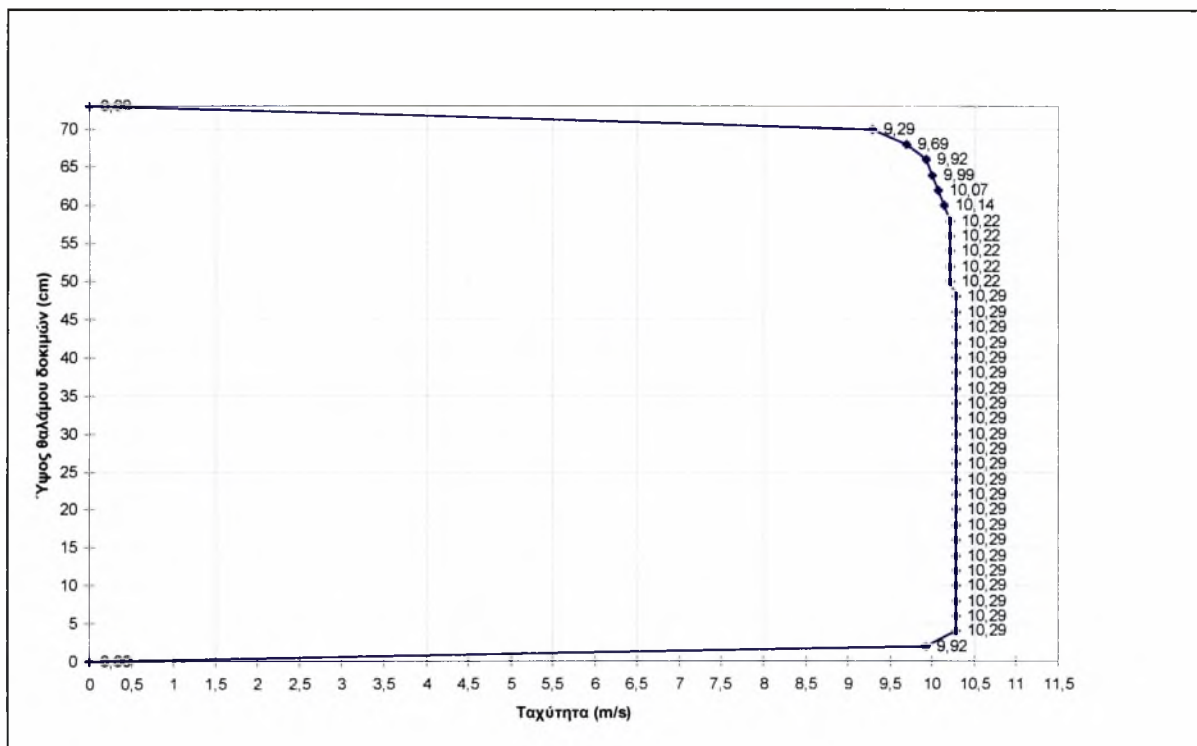
Όπως φαίνεται από το Σχήμα 6.4, τα αποτελέσματα είναι καλύτερα και η ροή φαίνεται να είναι συμμετρική. Η ταχύτητα μειώνεται και στις δύο πλευρές κατά την ίδια περίπου τιμή και το προφίλ ταχυτήτων είναι επίπεδο.

**4) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=18\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150\text{ cm}$  και  $y=18\text{ cm}$  φαίνεται στον Πίνακα 6.4 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.5.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,5	9,92
4	7	10,29
6	7	10,29
8	7	10,29
10	7	10,29
12	7	10,29
14	7	10,29
16	7	10,29
18	7	10,29
20	7	10,29
22	7	10,29
24	7	10,29
26	7	10,29
28	7	10,29
30	7	10,29
32	7	10,29
34	7	10,29
36	7	10,29
38	7	10,29
40	7	10,29
42	7	10,29
44	7	10,29
46	7	10,29
48	7	10,29
50	6,9	10,22
52	6,9	10,22
54	6,9	10,22
56	6,9	10,22
58	6,9	10,22
60	6,8	10,14
62	6,7	10,07
64	6,6	9,99
66	6,5	9,92
68	6,2	9,69
70	5,7	9,29
72	0	0

**Πίνακας 6.4 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=18\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.5 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=150\text{cm}$ ,  $y=18\text{cm}$ )**

Τα αποτελέσματα τα οποία παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.5 δείχνουν ότι στη θέση αυτή επικρατούν οι ίδιες συνθήκες που παρατηρήθηκαν και στις μετρήσεις που έγιναν στο κεντρικό επίπεδο της διατομής με την μόνη διαφορά ότι το σημείο όπου μειώνεται η ταχύτητα έχει μετατοπισθεί κατά 14 cm προς τα πάνω. Αυτό που πρέπει να παρατηρηθεί είναι ότι 2 cm πάνω από την κάτω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών η ταχύτητα του αέρα είναι 9,92 m/s η οποία είναι ίδια μ' αυτήν της προηγούμενης μέτρησης.

**5) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=35,5\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_o-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150\text{ cm}$  και  $y=35,5\text{ cm}$  φαίνεται στον Πίνακα 6.5 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.6.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	5,6	9,20
4	6,5	9,92
6	7,1	10,37
8	7,1	10,37
10	7,1	10,37
12	7,1	10,37
14	7,1	10,37
16	7,1	10,37
18	7,1	10,37
20	7,1	10,37
22	7,1	10,37
24	7,1	10,37
26	7,1	10,37
28	7,1	10,37
30	7,1	10,37
32	7,1	10,37
34	7,1	10,37
36	7,1	10,37
38	7,1	10,37
40	7,1	10,37
42	7,1	10,37
44	7,1	10,37
46	7,1	10,37
48	7,1	10,37
50	7,1	10,37
52	7,1	10,37
54	7,1	10,37
56	7,1	10,37
58	7	10,29
60	7	10,29
62	7	10,29
64	6,9	10,22
66	6,7	10,07
68	6,6	9,99
70	6,3	9,76
72	0	0

**Πίνακας 6.5 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=35,5\text{ cm}$ )**





**6) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=40,5\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150\text{ cm}$  και  $y=40,5\text{ cm}$  φαίνεται στον Πίνακα 6.6 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.7.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,1	9,61
4	6,9	10,22
6	7	10,29
8	7,1	10,37
10	7,1	10,37
12	7,1	10,37
14	7,1	10,37
16	7,1	10,37
18	7,1	10,37
20	7,1	10,37
22	7,1	10,37
24	7,1	10,37
26	7,1	10,37
28	7,1	10,37
30	7,1	10,37
32	7,1	10,37
34	7,1	10,37
36	7,1	10,37
38	7,1	10,37
40	7,1	10,37
42	7,1	10,37
44	7,1	10,37
46	7,1	10,37
48	7,1	10,37
50	7,1	10,37
52	7,1	10,37
54	7,1	10,37
56	7,1	10,37
58	7,1	10,37
60	7,1	10,37
62	7,1	10,37
64	7,1	10,37
66	7	10,29
68	6,9	10,22
70	6,4	9,84
72	0	0

**Πίνακας 6.6 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=150\text{ cm}$ ,  $y=40,5\text{ cm}$ )**

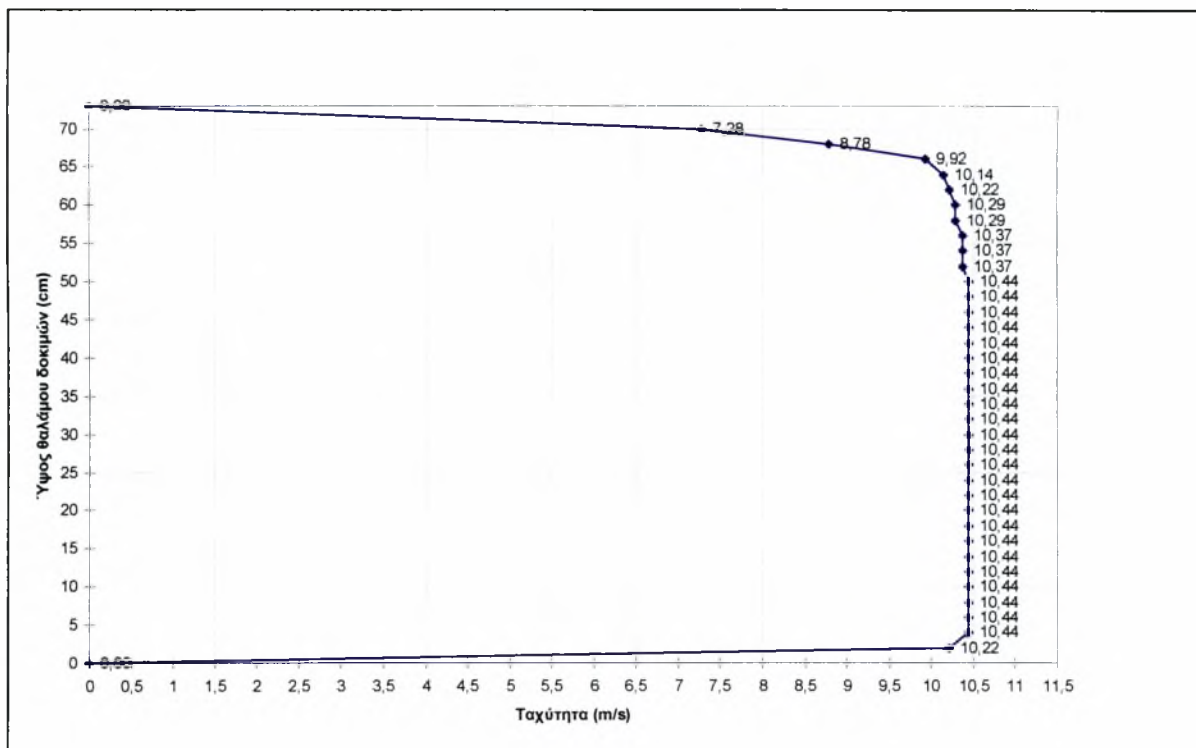


**7) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=200\text{ cm}$ ,  $y=26\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=200\text{ cm}$  και  $y=26\text{ cm}$  φαίνεται στον Πίνακα 6.7 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.8.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,9	10,22
4	7,2	10,44
6	7,2	10,44
8	7,2	10,44
10	7,2	10,44
12	7,2	10,44
14	7,2	10,44
16	7,2	10,44
18	7,2	10,44
20	7,2	10,44
22	7,2	10,44
24	7,2	10,44
26	7,2	10,44
28	7,2	10,44
30	7,2	10,44
32	7,2	10,44
34	7,2	10,44
36	7,2	10,44
38	7,2	10,44
40	7,2	10,44
42	7,2	10,44
44	7,2	10,44
46	7,2	10,44
48	7,2	10,44
50	7,2	10,44
52	7,1	10,37
54	7,1	10,37
56	7,1	10,37
58	7	10,29
60	7	10,29
62	6,9	10,22
64	6,8	10,14
66	6,5	9,92
68	5,1	8,78
70	3,5	7,281
73	0	0

**Πίνακας 6.7 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=200\text{ cm}$ ,  $y=26\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.8 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=200\text{cm}$ ,  $y=26\text{cm}$ )**

Όπως και στη μέτρηση 150 cm σε απόσταση από την εισαγωγή στο κεντρικό επίπεδο της διατομής, επικρατούν οι ίδιες συνθήκες με μόνη διαφορά ότι η τιμή της ταχύτητας έχει αυξηθεί. Έτσι στα τρία κεντρικά σημεία που έλαβαν χώρα μετρήσεις σε καμία δεν υπήρξαν ικανοποιητικά αποτελέσματα συνεπώς κρίθηκε σκόπιμο να γίνουν κάποιες βελτιώσεις στην εισαγωγή της αεροσήραγγας. Οι βελτιώσεις που έγιναν στην εισαγωγή της αεροσήραγγας ήταν η εγκατάσταση 6 πλεγμάτων που ίσως διορθωθούν οι ασυμμετρίες που διαπιστώθηκαν.

### 6.2.2 Μετρήσεις μετά την προσθήκη των έξι πλεγμάτων

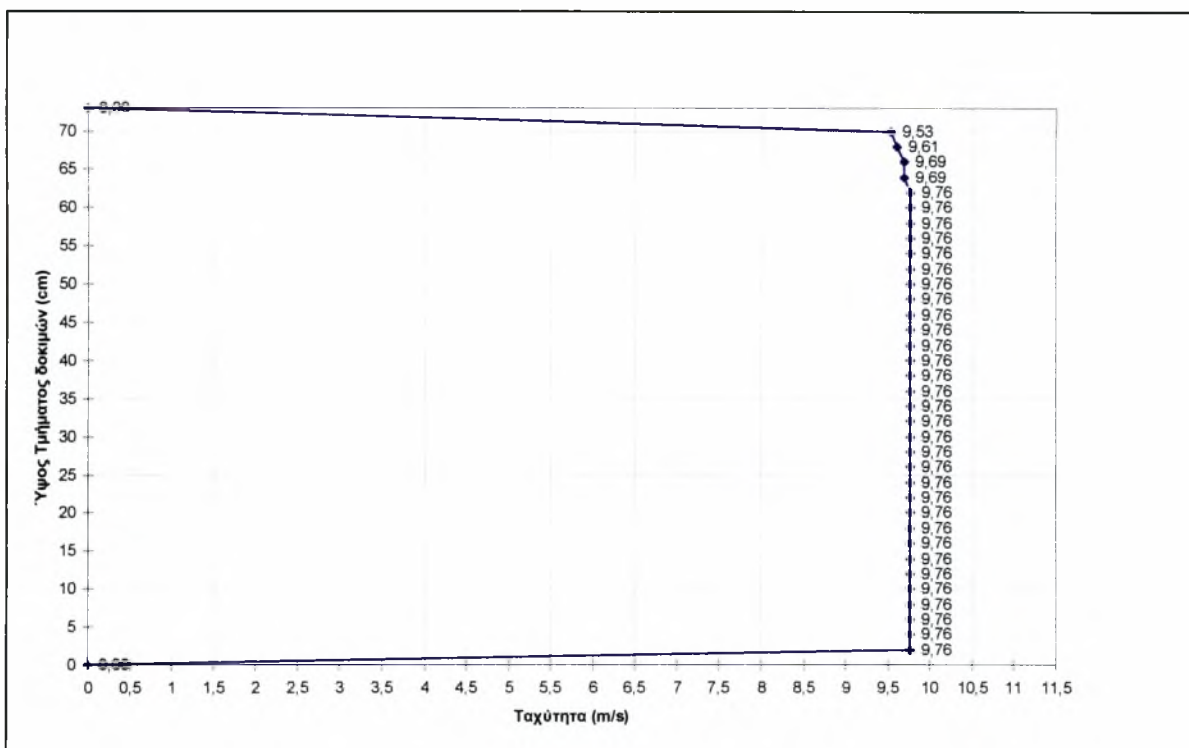
Μετά την προσθήκη των έξι πλεγμάτων στην είσοδο της αεροσήραγγας έγιναν (4) μετρήσεις με συχνότητα ανεμιστήρα 35 Hz σε όλο το τμήμα δοκιμών και μία μέτρηση με συχνότητα ανεμιστήρα 60 Hz. Τα σημεία που επιλέχθηκαν να γίνουν οι μετρήσεις είναι: 50 cm, 100 cm, 150 cm, 200 cm κατά μήκος σε απόσταση από την εισαγωγή και στο κεντρικό επίπεδο της διατομής. Στο σημείο  $x=100\text{cm}$ , έγινε και μία μέτρηση με 60 Hz. Στα παραπάνω σημεία που προαναφέρθηκαν έγιναν μετρήσεις σε όλο το ύψος του τμήματος δοκιμών ανά 2 cm, δηλαδή ο αριθμός μετρήσεων που γίνεται σε κάθε σημείο είναι 37. Οι τιμές των μετρήσεων δίνονται σε μανομετρικό ύψος (mm H<sub>2</sub>O) και έπειτα μετατρέπονται σε ταχύτητα (m/s) από την εξίσωση 6.1. Τέλος παριστάνεται γραφικά η κατανομή των ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών. Το σημείο αναφοράς των συντεταγμένων φαίνεται στο Σχήμα 6.1.

**1) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=50\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=50\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.8 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.9.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,3	9,76
4	6,3	9,76
6	6,3	9,76
8	6,3	9,76
10	6,3	9,76
12	6,3	9,76
14	6,3	9,76
16	6,3	9,76
18	6,3	9,76
20	6,3	9,76
22	6,3	9,76
24	6,3	9,76
26	6,3	9,76
28	6,3	9,76
30	6,3	9,76
32	6,3	9,76
34	6,3	9,76
36	6,3	9,76
38	6,3	9,76
40	6,3	9,76
42	6,3	9,76
44	6,3	9,76
46	6,3	9,76
48	6,3	9,76
50	6,3	9,76
52	6,3	9,76
54	6,3	9,76
56	6,3	9,76
58	6,3	9,76
60	6,3	9,76
62	6,3	9,76
64	6,2	9,69
66	6,2	9,69
68	6,1	9,61
70	6	9,53
73	0	0

**Πίνακας 6.8 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες ( $x=50\text{cm}$ ,  $v=26\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.9 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=50\text{ cm}$ ,  $y=26\text{ cm}$ )**

Η προσθήκη των πλεγμάτων σ' αυτό το επίπεδο απ' ό τι φαίνεται στο Σχήμα 6.9 συνέβαλε στην βελτίωση της ροής αλλά όμως δεν έλυσε το πρόβλημα. Ακόμη συνεχίζει να υπάρχει η ασύμμετρη μείωση της ταχύτητας της ροής. Δεν πρέπει αγνοηθεί ότι στο μεσαίο τμήμα του διαγράμματος το προφίλ είναι επίπεδο και επιτρέπει την οποιαδήποτε αισιοδοξία για διεξαγωγή πειραμάτων.

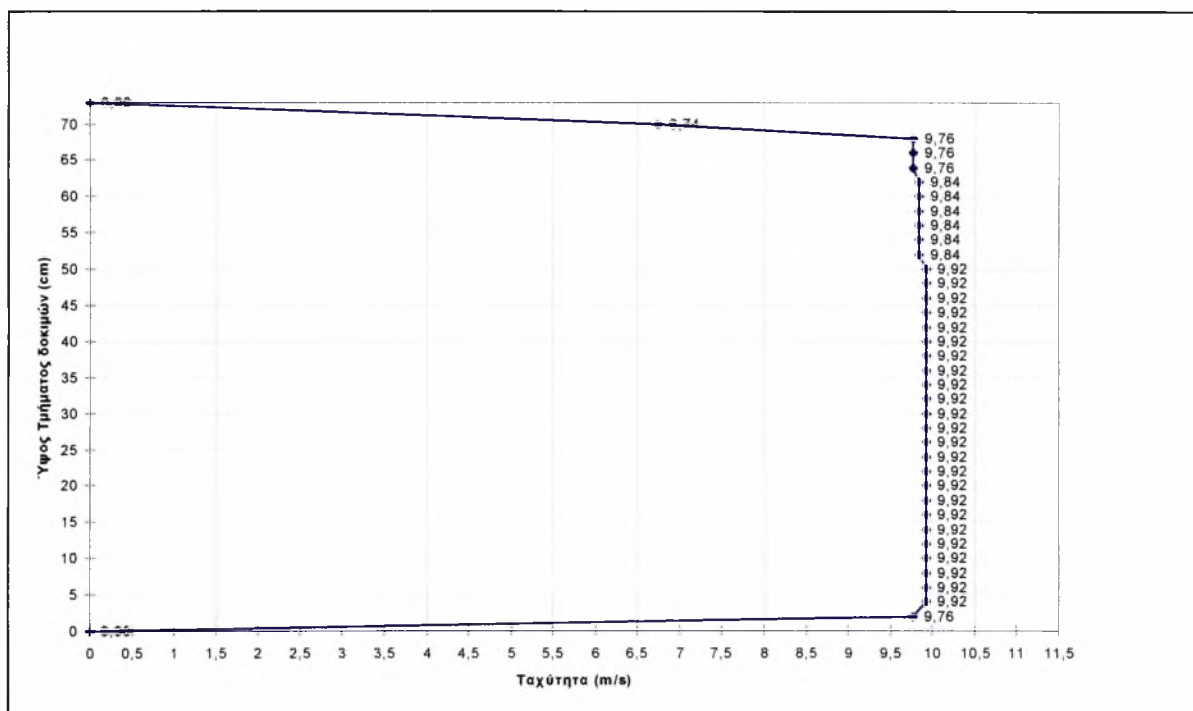
**2) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο( $x=100\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_o-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=100\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.9 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.10.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,3	9,76
4	6,5	9,92
6	6,5	9,92
8	6,5	9,92
10	6,5	9,92
12	6,5	9,92
14	6,5	9,92
16	6,5	9,92
18	6,5	9,92
20	6,5	9,92
22	6,5	9,92
24	6,5	9,92
26	6,5	9,92
28	6,5	9,92
30	6,5	9,92
32	6,5	9,92
34	6,5	9,92
36	6,5	9,92
38	6,5	9,92
40	6,5	9,92
42	6,5	9,92
44	6,5	9,92
46	6,5	9,92
48	6,5	9,92
50	6,5	9,92
52	6,4	9,84
54	6,4	9,84
56	6,4	9,84
58	6,4	9,84
60	6,4	9,84
62	6,4	9,84
64	6,3	9,76
66	6,3	9,76
68	6,3	9,76
70	3	6,74
73	0	0

**Πίνακας 6.9 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες( $x=100\text{cm}$ ,  $v=26\text{ cm}$ )**





**Σχήμα 6.10 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=100\text{cm}$ ,  $y=26\text{cm}$ )**

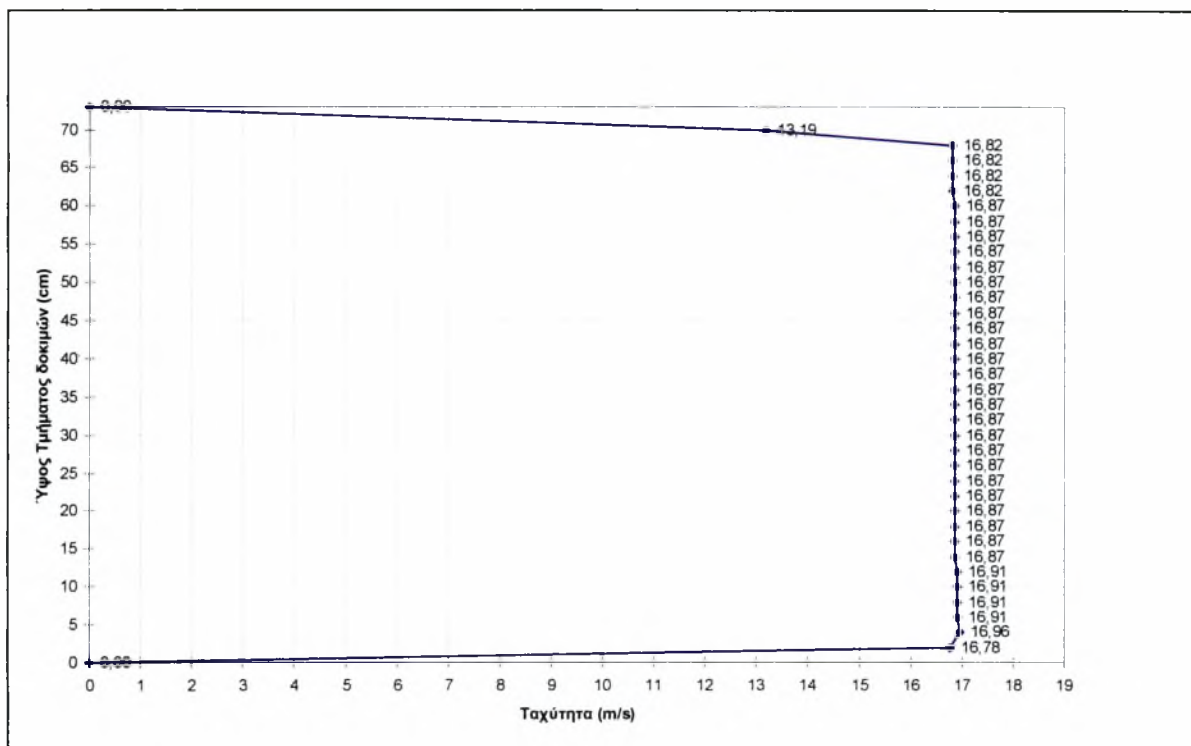
Σ' αυτό το σημείο δεν είναι δυνατό να γίνει σύγκριση γιατί δεν υπάρχει μέτρηση των αναλόγων συνθηκών. Από το Σχήμα 6.10 φαίνεται ότι όσο πιο μακρινή είναι η απόσταση από την εισαγωγή τόσο πιο πολύ το πρόβλημα επιδεινώνεται.

**3) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο( $x=100\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και με συχνότητα περιστροφής 60 Hz κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=100\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.10 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.11.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	18,6	16,78
4	19	16,96
6	18,9	16,91
8	18,9	16,91
10	18,9	16,91
12	18,9	16,91
14	18,8	16,87
16	18,8	16,87
18	18,8	16,87
20	18,8	16,87
22	18,8	16,87
24	18,8	16,87
26	18,8	16,87
28	18,8	16,87
30	18,8	16,87
32	18,8	16,87
34	18,8	16,87
36	18,8	16,87
38	18,8	16,87
40	18,8	16,87
42	18,8	16,87
44	18,8	16,87
46	18,8	16,87
48	18,8	16,87
50	18,8	16,87
52	18,8	16,87
54	18,8	16,87
56	18,8	16,87
58	18,8	16,87
60	18,8	16,87
62	18,7	16,82
64	18,7	16,82
66	18,7	16,82
68	18,7	16,82
70	11,5	13,19
73	0	0

**Πίνακας 6.10 Μετρήσεις πιέσεων & συχνότητα ανεμιστήρα 60 Hz ( $x=100\text{cm}$ ,  $v=26\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.11 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών( $x=100\text{cm}$ ,  $y=26\text{cm}$ ) με συχνότητα κινητήρα 60 Hz**

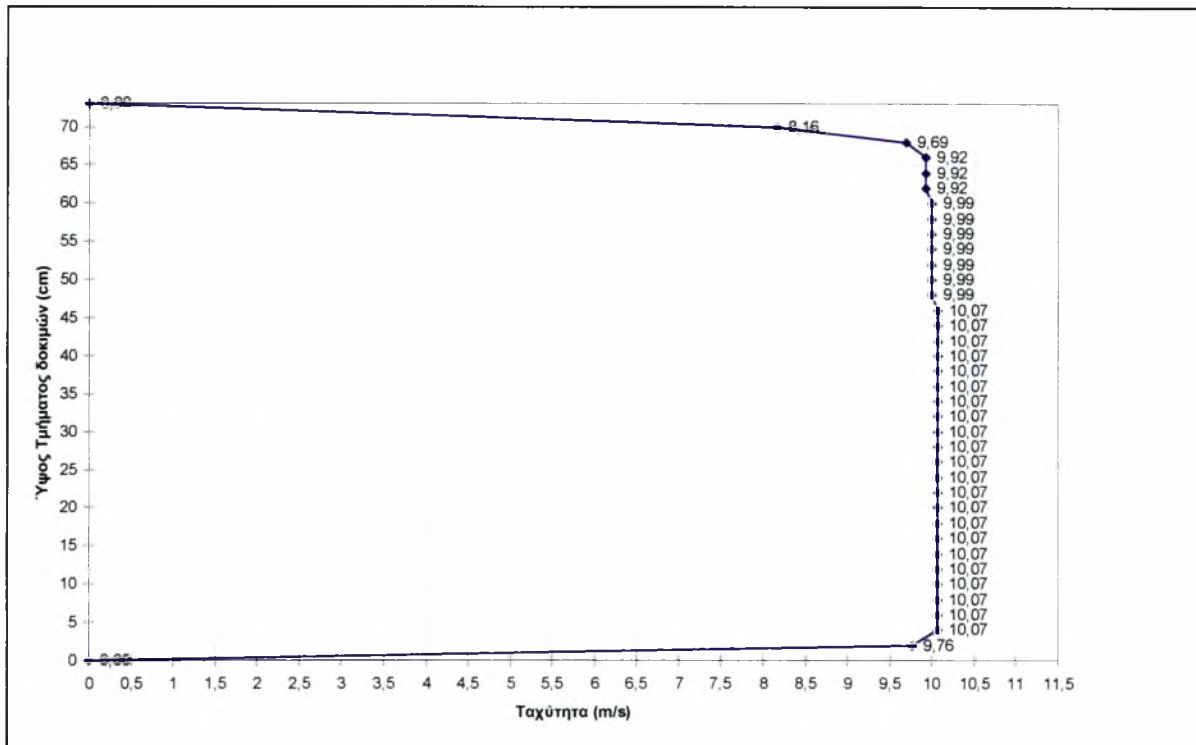
Κρίθηκε αναγκαίο να γίνει μία μέτρηση σε διαφορετική ταχύτητα ώστε να διαπιστωθεί κάποια αλλαγή συμπεριφοράς της ροής λόγω αύξησης της ταχύτητας. Απ' ότι φαίνεται στο Σχήμα 6.11, το προφίλ ταχυτήτων μπορεί να θεωρηθεί καλύτερο απ' ότι το αντίστοιχο με 35 Hz συχνότητα περιστροφής του κινητήρα. Αυτά όμως που είναι άξια παρατήρησης είναι η ελάχιστη αύξηση της ταχύτητας κοντά στην κάτω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών και η σημαντική βελτίωση του προφίλ ταχυτήτων κοντά στην πάνω επιφάνεια του τμήματος δοκιμών. Σίγουρα υπάρχει όπως και προηγουμένως κάποια μικρή ασυμμετρία στη ροή αλλά σημαντικότερο είναι να υπάρχει σταθερότητα στην κεντρική περιοχή του τμήματος δοκιμών.

**4) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο( $x=150\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_o-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=150\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.11 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.12.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	6,3	9,76
4	6,7	10,07
6	6,7	10,07
8	6,7	10,07
10	6,7	10,07
12	6,7	10,07
14	6,7	10,07
16	6,7	10,07
18	6,7	10,07
20	6,7	10,07
22	6,7	10,07
24	6,7	10,07
26	6,7	10,07
28	6,7	10,07
30	6,7	10,07
32	6,7	10,07
34	6,7	10,07
36	6,7	10,07
38	6,7	10,07
40	6,7	10,07
42	6,7	10,07
44	6,7	10,07
46	6,7	10,07
48	6,6	9,99
50	6,6	9,99
52	6,6	9,99
54	6,6	9,99
56	6,6	9,99
58	6,6	9,99
60	6,6	9,99
62	6,5	9,92
64	6,5	9,92
66	6,5	9,92
68	6,2	9,69
70	4,4	8,16
73	0	0

**Πίνακας 6.11 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιχες ταχύτητες( $x=150\text{cm}$ ,  $v=26\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.12 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=150\text{cm}$ ,  $y=26\text{cm}$ )**

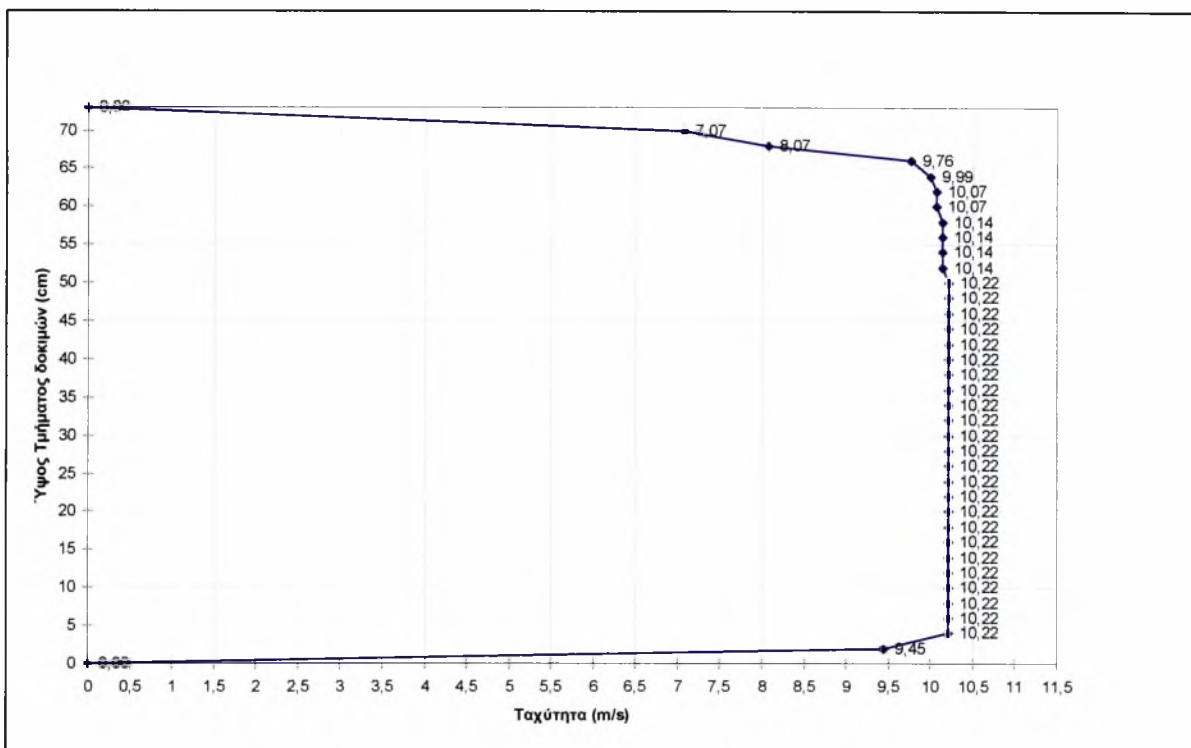
Από την σύγκριση του Σχήματος 6.12 με το αντίστοιχο Διάγραμμα σε μετρήσεις χωρίς πλέγματα οι μόνες διαφορές που υπάρχουν είναι η τιμή της ταχύτητας, η μετατόπιση του σημείου μείωσης της ταχύτητας κατά 18 cm προς τα πάνω και η διαφορά της μέγιστης από την ελάχιστη που στην περίπτωση αυτή είναι μικρότερη και γ' αυτό το προφίλ φαίνεται οπτικά καλύτερο από το Σχήμα 6.3.

**5) Μετρήσεις στο κεντρικό επίπεδο ( $x=200\text{ cm}$ )**

Οι τιμές των μετρήσεων της διαφοράς πίεσης ( $P_0-P$ ) και των αντίστοιχων ταχυτήτων κατά το ύψος του τμήματος δοκιμών σε απόσταση  $x=200\text{ cm}$  από την εισαγωγή φαίνεται στον Πίνακα 6.12 και η κατανομή της ταχύτητας στο Σχήμα 6.13.

Ύψος $z$ (cm)	Ένδειξη μανομέτρου (mm $H_2O$ )	Ταχύτητα αέρα (m/s)
0	0	0
2	5,9	9,45
4	6,9	10,22
6	6,9	10,22
8	6,9	10,22
10	6,9	10,22
12	6,9	10,22
14	6,9	10,22
16	6,9	10,22
18	6,9	10,22
20	6,9	10,22
22	6,9	10,22
24	6,9	10,22
26	6,9	10,22
28	6,9	10,22
30	6,9	10,22
32	6,9	10,22
34	6,9	10,22
36	6,9	10,22
38	6,9	10,22
40	6,9	10,22
42	6,9	10,22
44	6,9	10,22
46	6,9	10,22
48	6,9	10,22
50	6,9	10,22
52	6,8	10,14
54	6,8	10,14
56	6,8	10,14
58	6,8	10,14
60	6,7	10,07
62	6,7	10,07
64	6,6	9,99
66	6,3	9,76
68	4,3	8,07
70	3,3	7,07
73	0	0

**Πίνακας 6.12 Μετρήσεις πιέσεων & αντίστοιγες ταχύτητες ( $x=200\text{cm}$ ,  $\nu=26\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.13 Κατανομή ταχυτήτων στο τμήμα δοκιμών ( $x=200\text{cm}$ ,  $v=26\text{cm}$ )**

Στο σχήμα αυτό δεν άλλαξε ούτε το σημείο μείωσης της ταχύτητας το οποίο είναι ίδιο μ' αυτό του Σχήματος 6.8. Τα μόνα που αλλάζουν είναι η τιμή της ταχύτητας και η διαφορά μεταξύ της μέγιστης και της ελάχιστης. Αυτό που παρατηρείται είναι ότι όσο η μέτρηση γίνεται πιο μακριά από την εισαγωγή η ροή παρουσιάζει μια επιδείνωση που το μέγεθός της είναι ανάλογο της απόστασης από την εισαγωγή. Το φαινόμενο αυτό συμβαίνει πριν και μετά την εγκατάσταση των πλεγμάτων. Απλά, μετά την εγκατάσταση των πλεγμάτων παρατηρείται μια πολύ μικρή βελτίωση. Αυτό όμως που πρέπει να σημειωθεί είναι ότι και στα τελευταία πέντε σχήματα, το προφίλ στο κεντρικό σημείο είναι επίπεδο. Άλλωστε εκεί πρόκειται να διεξαχθούν οποιαδήποτε πειράματα Αεροδυναμικής.

### **6.3 Μετρήσεις Ταχυτήτων με Ανεμόμετρο Θερμού Σύρματος**

Στην αεροσήραγγα του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών έγιναν επίσης (4) μετρήσεις με σύστημα ανεμομέτρου θερμού σύρματος. Λόγω τεχνικών προβλημάτων (θόρυβος στο σύρμα), αυτές οι μετρήσεις δεν μπορούν να θεωρηθούν και τόσο αξιόπιστες. Επειδή όμως τα τεχνικά αυτά προβλήματα δεν μπόρεσαν να λυθούν στα πλαίσια αυτής της Διπλωματικής εργασίας, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των προαναφερθέντων μετρήσεων για συζήτηση.

Τα προβλήματα που προέκυψαν κατά τις μετρήσεις με το σύστημα ανεμομέτρου θερμού σύρματος ήταν η ύπαρξη θορύβου στο σήμα του αισθητήρα του ανεμομέτρου από παρακείμενες συσκευές. Μετά από σχετική έρευνα, η συσκευή που ήταν κύρια υπεύθυνη για το θόρυβο ήταν ο κινητήρας του ανεμιστήρα της αεροσήραγγας, ο οποίος δημιουργούσε ηλεκτρομαγνητικό πεδίο. Αυτό προέκυψε από την παρατήρηση ότι, καθώς ξεκινούσε ο κινητήρας, αμέσως ο θόρυβος του σήματος αυξανόταν θεαματικά χωρίς να έχει ακόμη αναπτυχθεί η ταχύτητα του αέρα στην αεροσήραγγα. Μία άλλη συσκευή που δημιουργούσε θόρυβο ήταν η οθόνη του Η/Υ που ελέγχει την λειτουργία του ανεμομέτρου αλλά αυτό το πρόβλημα αντιμετωπίστηκε απομακρύνοντάς την από το σύστημα. Τέλος, το ίδιο το ανεμόμετρο έδινε στην έξοδο έναν μικρό θόρυβο της τάξεως των 5 mV, χωρίς να υπάρχει ροή (αεροσήραγγα εκτός λειτουργίας).

Για κάθε σειρά μετρήσεων παρουσιάζονται ένας πίνακας και ένα διάγραμμα με τα αποτελέσματα μετά από επεξεργασία που έγινε από το λογισμικό του ανεμομέτρου. Κάθε πίνακας περιέχει το ύψος του τμήματος δοκιμών όπου γίνεται κάθε φορά η μέτρηση, την μέση τιμή της ταχύτητας, την 'rms' τιμή των διακυμάνσεων των ταχυτήτων και το ποσοστό τύρβης (ένταση τύρβης) που προκύπτει από την παρακάτω εξίσωση:

$$\text{Ένταση τύρβης} = \% \text{ τυρβης} = \frac{V_{\text{rms}}}{V_{\text{μεση τιμη}}} 100 \quad (6.2)$$

Τέλος, κάθε διάγραμμα περιέχει την καθ' ύψος κατανομή των μέσων ταχυτήτων σε συγκεκριμένες θέσεις x κατά μήκος της διατομής του τμήματος δοκιμών, σύμφωνα με τις συντεταγμένες αναφοράς του Σχήματος 6.1.

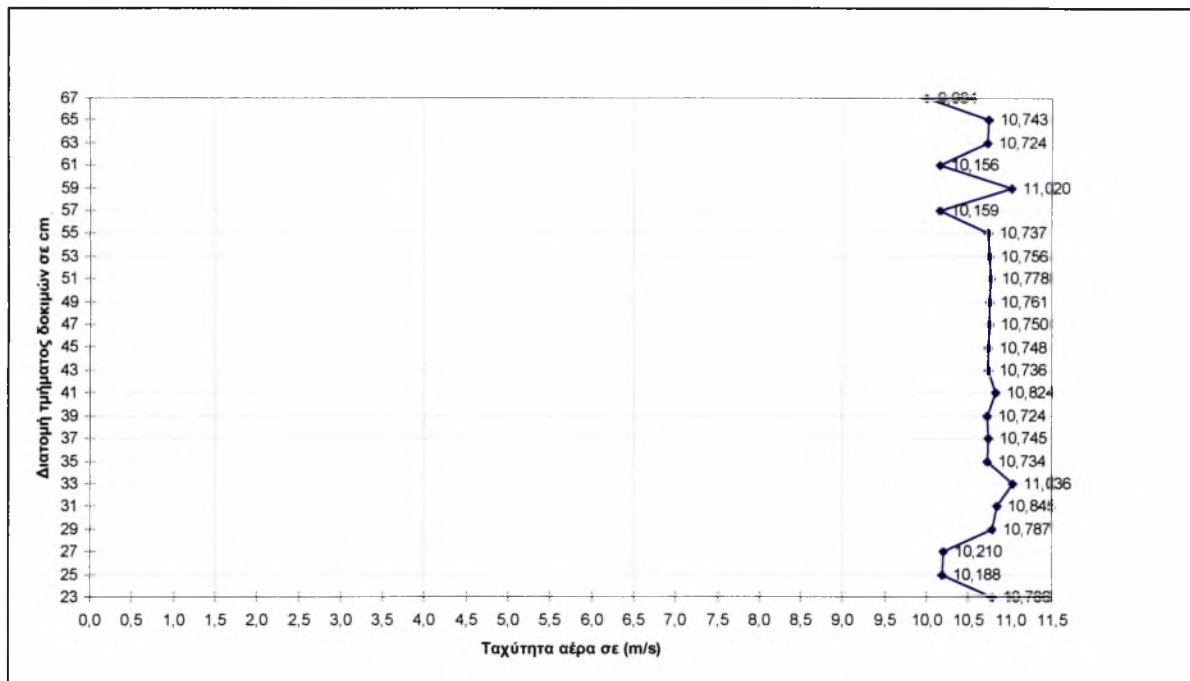


1) Μέτρήσεις στη θέση  $x = 50 \text{ cm}$ 

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων στο κεντρικό επίπεδο της διατομής και σε απόσταση 50 cm από την εισαγωγή φαίνονται στον Πίνακα 6.13 και η γραφική κατανομή ταχυτήτων στο Σχήμα 6.14.

Ύψος $z$ (cm)	Ταχύτητα αέρα (m/s)	$V_{rms}$ (m/s)	Ένταση Τύρβης %
23	10,78	0,336	3,1
25	10,18	0,326	3,2
27	10,21	0,336	3,2
29	10,78	0,346	3,2
31	10,84	0,36	3,3
33	11,03	0,367	3,3
35	10,73	0,348	3,2
37	10,74	0,354	3,2
39	10,72	0,347	3,2
41	10,82	0,352	3,2
43	10,73	0,365	3,4
45	10,74	0,362	3,3
47	10,75	0,353	3,2
49	10,76	0,359	3,3
51	10,77	0,367	3,4
53	10,75	0,36	3,3
55	10,73	0,371	3,4
57	10,15	0,343	3,3
59	11,02	0,355	3,2
61	10,15	0,349	3,4
63	10,72	0,356	3,3
65	10,74	0,347	3,2
67	9,99	0,335	3,3

**Πίνακας 6.13 Μετρήσεις μέσης ταχύτητας και τύρβης με ανεμομέτρο θερμού σύρματος ( $x=50 \text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.14 Κατανομή ταχυτήτων στο κεντρικό επίπεδο στη θέση  $x=50$  cm**

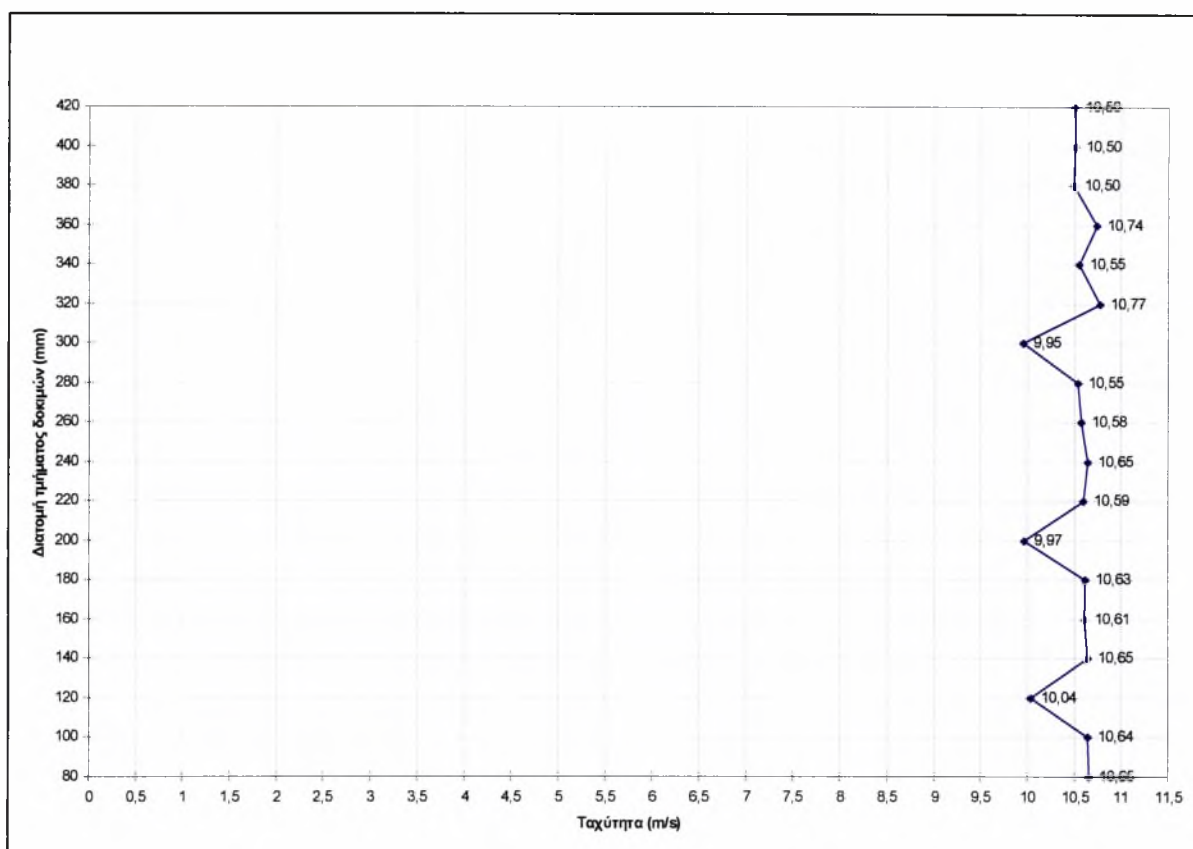
Από το Σχήμα 6.14 και τον Πίνακα 6.13 φαίνεται ότι, στο τμήμα δοκιμών, η ταχύτητα του αέρα μεταβάλλεται σε όλα τα σημεία και ιδιαίτερα στα ακραία. Το ποσοστό της τύρβης κυμαίνεται από 3,1 % ως και 3,5 % που είναι πολύ μεγάλο για αεροσήραγγες όπου αποδεκτές τιμές κυμαίνονται από 0,1 % έως και 0,5 %. Όπως αναφέρθηκε αρχικά, οι μετρήσεις αυτές δεν είναι αξιόπιστες γιατί δεν είχε ληφθεί υπόψη ο θόρυβος που ουσιαστικά προκαλεί τα μεγάλα ποσοστά τύρβης. Ας σημειωθεί ότι στις μετρήσεις αυτές, η οθόνη του H/Y δεν είχε ακόμη απομακρυνθεί διότι δεν είχε ανακαλυφθεί ότι επηρεάζει σε μεγάλο βαθμό το σήμα του ανεμόμετρου.

**2) Μετρήσεις στη θέση  $x=100\text{ cm}$** 

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων στο κεντρικό επίπεδο της διατομής και σε απόσταση  $x=100\text{ cm}$  φαίνονται στον Πίνακα 6.14 και η καθ' ύψος γραφική κατανομή ταχυτήτων στο Σχήμα 6.15.

Ύψος $z$ (cm)	Ταχύτητα αέρα (m/s)	$V_{rms}$ (m/s)	Ένταση τύρβης %
420	10,49	0,116	1,1
400	10,5	0,115	1,0
380	10,49	0,117	1,1
360	10,73	0,117	1,0
340	10,55	0,121	1,1
320	10,77	0,118	1,0
300	9,95	0,109	1,0
280	10,54	0,118	1,1
260	10,58	0,119	1,1
240	10,64	0,12	1,1
220	10,59	0,121	1,1
200	9,97	0,115	1,1
180	10,62	0,119	1,1
160	10,60	0,12	1,1
140	10,65	0,119	1,1
120	10,03	0,115	1,1
100	10,64	0,122	1,1
80	10,65	0,118	1,1

**Πίνακας 6.14 Μετρήσεις μέσης ταχύτητας & τύρβης με ανεμομέτρο θερμού σύρματος ( $x=100\text{ cm}$ )**



**Σχήμα 6.15 Κατανομή ταχυτήτων στο κεντρικό επίπεδο στη θέση  $x=100\text{ cm}$**

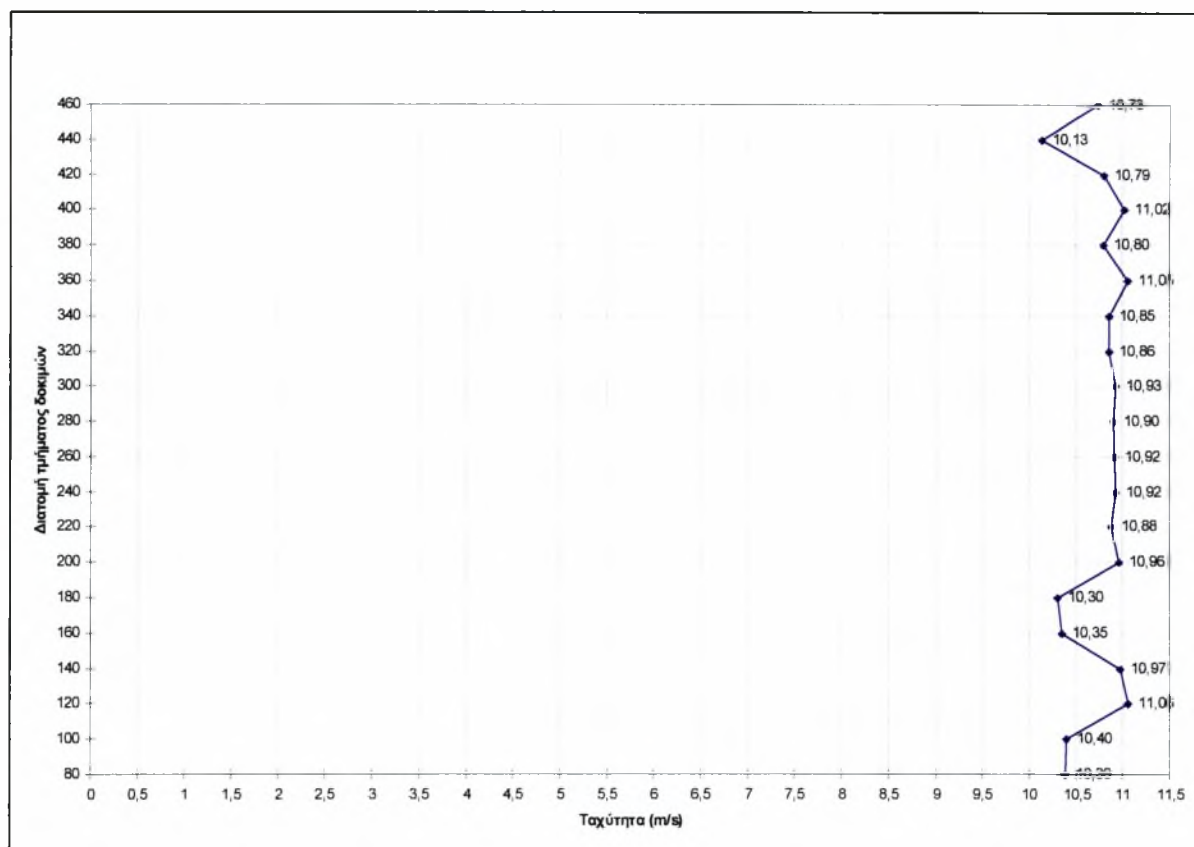
Από το Σχήμα 6.15 και τον Πίνακα 6.14 φαίνεται ότι η ταχύτητα του αέρα μεταβάλλεται σημαντικά σε όλα τα σημεία. Το ποσοστό της τύρβης κυμαίνεται από 1,1 % ως και 1,2 % που είναι μεγάλο ποσό συγκρίνοντάς το με τα επιθυμητά ποσοστά της τάξεως των 0,1 % έως και 0,5 %. Οι μετρήσεις αυτές δεν είναι αξιόπιστες γιατί δεν ελήφθη υπόψη ο θόρυβος παρόλο ότι η οθόνη του Η/Υ έχει απομακρυνθεί από το σύστημα. Με την απομάκρυνση της οθόνης, όμως, υπάρχει κάποια αισθητή βελτίωση όσον αφορά το ποσοστό της τύρβης.

### 3) Μετρήσεις στη θέση $x=150$ cm

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων σε απόσταση 150 cm από την εισαγωγή φαίνονται στον Πίνακα 6.15 και η γραφική κατανομή ταχυτήτων στο Σχήμα 6.16.

Ύψος $z$ (cm)	Ταχύτητα αέρα (m/s)	$V_{rms}$ (m/s)	Ένταση τύρβης %
460	10,73	0,117	1,1
440	10,13	0,113	1,1
420	10,80	0,12	1,1
400	11,02	0,119	1,1
380	10,80	0,115	1,1
360	11,05	0,121	1,1
340	10,85	0,121	1,1
320	10,86	0,122	1,1
300	10,93	0,122	1,1
280	10,90	0,121	1,1
260	10,91	0,12	1,1
240	10,92	0,121	1,1
220	10,88	0,123	1,1
200	10,96	0,122	1,1
180	10,30	0,117	1,1
160	10,35	0,119	1,2
140	10,97	0,124	1,1
120	11,06	0,127	1,2
100	10,40	0,118	1,1
80	10,39	0,122	1,2

**Πίνακας 6.15 Μετρήσεις μέσης ταχύτητας & τύρβης με ανεμομέτρο θερμού σύρματος ( $x=150$  cm)**



**Σχήμα 6.16 Κατανομή ταχυτήτων στο κεντρικό επίπεδο στη θέση  $x=150\text{ cm}$**

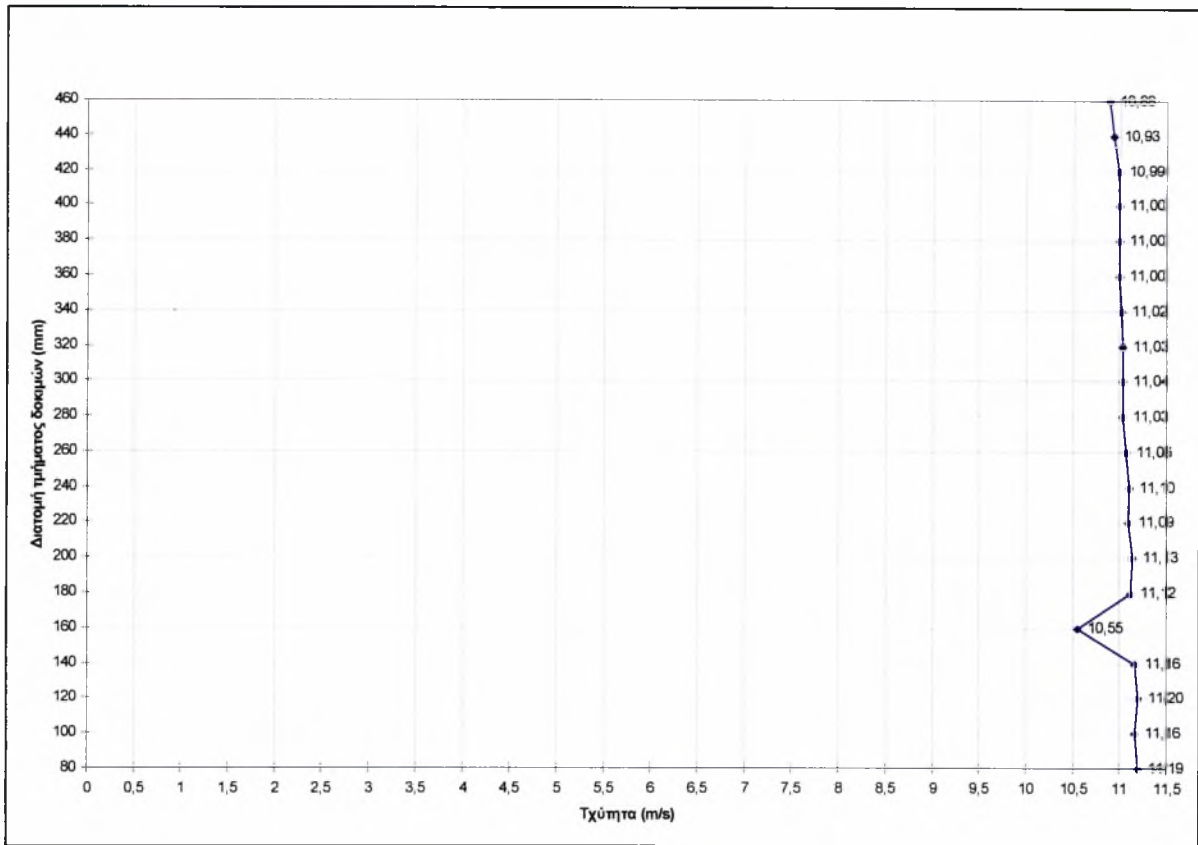
Από το Σχήμα 6.16 και τον Πίνακα 6.15 φαίνεται ότι η ταχύτητα του αέρα μεταβάλλεται σημαντικά σε όλα τα σημεία. Το ποσοστό της τύρβης κυμαίνεται από 1,1 % ως και 1,2 %. Παρατηρείται ότι οι μεταβολές στην κεντρική περιοχή του τμήματος δοκιμών έχουν μειωθεί σε σχέση με τη προηγούμενη σειρά μετρήσεων.

**4) Μετρήσεις στη θέση  $x=200$  cm**

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων σε απόσταση  $x=200$  cm φαίνονται στον Πίνακα 6.16 και η γραφική κατανομή ταχυτήτων στο Σχήμα 6.17.

Ύψος $z$ (mm)	Ταχύτητα αέρα (m/s)	$V_{rms}$ (m/s)	Ένταση τύρβης %
460	10,88	0,115	1,1
440	10,93	0,115	1,1
420	10,99	0,119	1,1
400	11,00	0,120	1,1
380	11,00	0,122	1,1
360	11,00	0,118	1,1
340	11,02	0,118	1,1
320	11,03	0,118	1,1
300	11,04	0,122	1,1
280	11,03	0,119	1,1
260	11,06	0,126	1,1
240	11,10	0,119	1,1
220	11,10	0,125	1,1
200	11,13	0,122	1,1
180	11,12	0,125	1,1
160	10,55	0,115	1,1
140	11,16	0,124	1,1
120	11,20	0,125	1,1
100	11,16	0,124	1,1
80	11,19	0,126	1,1

**Πίνακας 6.16 Μετρήσεις μέσης ταχύτητας & τύρβης με ανεμομέτρο θερμού σώματος ( $x=200$  cm)**



**Σχήμα 6.17 Κατανομή ταχυτήτων στο κεντρικό επίπεδο στη θέση  $x=200\text{ cm}$**

Από το Σχήμα 6.16 και τον Πίνακα 6.16 φαίνεται ότι η ταχύτητα του αέρα μεταβάλλεται σε όλο το εύρος και το ποσοστό της τύρβης κυμαίνεται από 1,0 % ως και 1,1 %. Στο Σχήμα αυτό φαίνεται ότι οι μεταβολές των ταχυτήτων δεν είναι και τόσο μεγάλες παρόλο που στον παλμογράφο παρατηρήθηκε μεγαλύτερος θόρυβος σ' αυτό το σημείο από ότι στα άλλα. Δηλαδή, εκτός από ένα σημείο που η τιμή της ταχύτητας ξεφεύγει από τις υπόλοιπες το προφίλ φαίνεται να είναι αρκετά ομαλοποιημένο σε σχέση με τα προηγούμενα. Πρέπει να σημειωθεί ότι όσο πλησιάζει ο αισθητήρας προς τον ανεμιστήρα ο θόρυβος που παρατηρείται στον παλμογράφο είναι μεγαλύτερος.



## 7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ & ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ

### 7.1 Συμπεράσματα

Από τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο μπορούν να εξαχθούν τα ακόλουθα συμπεράσματα που αφορούν την λειτουργία της αεροσήραγγας του Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών:

1. Από τις μετρήσεις με σωλήνα Pitot-Static προκύπτει ότι μέσα στο τμήμα δοκιμών υπάρχει ανομοιομορφία της ταχύτητας και ασυμμετρία της ροής που φαίνεται καθαρά από την κατανομή των ταχυτήτων.
2. Η ανομοιομορφία αυτή παρουσιάζεται στην πάνω πλευρά του τμήματος δοκιμών και αυτό οφείλεται κατά μεγάλο βαθμό στην είσοδο της αεροσήραγγας και ίσως σε πολύ μικρό βαθμό στις διαμορφωμένες πλευρές του τμήματος δοκιμών.
3. Οι παράγοντες που συντελούν στην αναποτελεσματική λειτουργία της εισαγωγής της αεροσήραγγας είναι:
  - Ο μικρός διαθέσιμος χώρος για την τροφοδοσία του αέρα στην αεροσήραγγα. Στις αεροσήραγγες τύπου Eiffel απαιτείται πολύ μεγάλος χώρος παροχής αέρα, γιατί η ταχύτητα της ροής αναπτύσσεται με αναρρόφηση. Λόγω της γεωμετρίας του χώρου στην είσοδο της αεροσήραγγας, ο αέρας εισάγεται με τέτοιο τρόπο που είναι αδύνατο να εξομαλυνθεί από τα υφιστάμενα στοιχεία της εισόδου (πλέγματα κλπ.).
  - Η έλλειψη κυψελίδας (Honeycomb) η οποία έχει τη δυνατότητα διαμελίζει τις μεγάλες δίνες της ροής σε πολλές μικρές που έπειτα εξουδετερώνονται από τα πλέγματα (Screens).
4. Όπως έχει αναφερθεί σε προηγούμενο κεφάλαιο, δύο από τις τέσσερις πλευρές του τμήματος δοκιμών έχουν διαμορφωθεί (βλ. Σχημ. 5.11 & 5.12). Από τα αποτελέσματα των μετρήσεων με σωλήνα Pitot-Static, προκύπτει ότι κοντά στις πλάγιες πλευρές του τμήματος δοκιμών, η κατανομή ταχυτήτων τείνει να γίνει ομοιόμορφη ενώ στο κεντρικό επίπεδο που είναι διαμορφωμένο, η κατανομή ταχυτήτων παρουσιάζει ανομοιομορφία.
5. Από τις μετρήσεις με το σύστημα ανεμομετρίας θερμού σύρματος, προκύπτει ότι ο κινητήρας του ανεμιστήρα δημιουργεί ηλεκτρομαγνητικό πεδίο με συνέπεια την παρεμβολή θορύβου στο θερμικό σύρμα.

6. Είναι αδύνατον να εξαχθούν άλλα συμπεράσματα με το σύστημα ανεμομετρίας θερμού σύρματος γιατί τα αποτελέσματα των μετρήσεων δεν είναι αξιόπιστα επειδή υπήρχαν παρεμβολές θορύβου στις μετρήσεις του σύρματος.

## **7.2 Προτάσεις**

Οι προτάσεις που διατυπώνονται παρακάτω αφορούν κυρίως την βελτίωση των συνθηκών εισαγωγής του αέρα στην αεροσήραγγα και την βελτίωση της μορφής του τμήματος δοκιμών:

1. Να εγκατασταθεί κυψελίδα (Honeycomb) ώστε να ομαλοποιηθεί η ροή ως προς την μέση ταχύτητα και το επίπεδο της επικρατούσας τύρβης.
2. Να αλλάξει η θέση της αεροσήραγγας για να έχει καλύτερη προσαγωγή του αέρα στην είσοδό της.
3. Να βελτιωθεί ο τρόπος που εισάγονται τα όργανα μέτρησης στην πάνω πλευρά του τμήματος δοκιμών ώστε να μην επηρεάζεται η ροή του αέρα.
4. Να εξουδετερωθεί το ηλεκτρομαγνητικό πεδίο του κινητήρα του ανεμιστήρα με τοποθέτηση γειωμένου πλέγματος που θα παρεμβάλλεται ανάμεσα του ανεμιστήρα και στους αισθητήρες.

## Βιβλιογραφία

- 1) Streeter, V. L. & Wylie E. B. 'Μηχανική Ρευστών', Μετάφρ. Γ. Π. Τσιμικάλης, 6<sup>η</sup> έκδ., McGraw-Hill
- 2) Παπαιωάννου, Α. Θ. 'Μηχανική των Ρευστών Τόμος Ι - ΙΓ', Παπαιωάννου, 1993
- 3) Βλάχος, Ν. 'Σημειώσεις Μαθήματος «Τεχνικές Μετρήσεων στην Ενεργειακή Περιοχή»', Τμ. Μηχανολόγων Μηχανικών Βιομηχανίας, Παν. Θεσσαλίας, 1995
- 4) Rae, W. H., Jr & Pope, A., 'Low-Speed Wind Tunnel Testing', Wiley, 1984
- 5) Γιάγκος, Π. Ι., 'Αεροδυναμική Τεύχος 1', Γιάγκος, 1989
- 6) Γιάγκος, Π. Ι., 'Αεροδυναμική Τεύχος 2', Γιάγκος, 1980
- 7) Γιάγκος, Π. Ι., 'Αεροδυναμική Τεύχος 3', Γιάγκος, 1981
- 8) Γιάγκος, Π. Ι., 'Αεροδυναμική Τεύχος 4', Γιάγκος, 1982
- 9) Bradshaw, P., 'An Introduction to Turbulence and its Measurement', Bradshaw, 1971
- 10) Schlichting, H., 'Boundary - Layer Theory', Mc Graw - Hill 1979
- 11) Αθανασιάδη, Ν. Α., 'Αεροδυναμική - Αεριοδυναμική' Έκδοση 1η, Εκδ. Συμμεών, 1992
- 12) Μπεργελές, Γ., Παπαντώνης Δ., Τσαγγάρης Σ., 'Τεχνικές Μετρήσεις Ρευστομηχανικών Μεγεθών', Εκδ. Συμμεών 1998
- 13) Milne - Thomson, L. M., 'Theoretical Aerodynamics' Milne-Thomson, 1958
- 14) Jang, W. J., 'Handbook of Flow Visualisation', Hemisphere, 1989
- 15) White, F. M., 'Fluid Mechanics', Mc Graw - Hill 1979



ΣΥΓΓΡΑΦΕΑΣ

ΤΙΤΛΟΣ

ΛΗΞΗ	ΟΝΟΜΑΤΕΠΩΝΥΜΟ ΔΑΝΕΙΖΟΜΕΝΟΥ
25.6.02	ΠΑΠΑΔΟΠΟΥΛΟΣ
9/08/02	920
11/12/09	Αλυσί Τζιτζ

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ  
ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ

Τηλ.: 74.760-61

74233-5

