

Ing. MANEA ADRIANA SIDA

STUDIUL DESPRINDERII STRATULUI LIMITA SI A
MISCARII REVERSE

TEZA DE DOCTORAT

Coordonator

Prof. Dr. Ing. OCTAVIAN POPA

BIBLIOTECA CENTRALĂ
UNIVERSITATEA "POLITEHNICA"
TIMIȘOARA

624. 491
181 Δ

1999

1. Introducere

Datorita dezvoltarii rapide a tehnicii contemporane, anumite probleme de aerodinamica atrag in permanenta atentia cercetatorilor. La adoptarea unor proiecte noi, criteriul economic devine unul dintre cei mai importanti factori. Din studiul curgerilor, s-a constatat ca pierderile cele mai mari apar in zonele cu miscari recirculatorii, care iau nastere dupa punctul de desprindere al stratului limita de pe suprafata aripii.

Pentru satisfacerea optima a criteriului economic, este necesara cunoasterea cat mai precisa a curgerii in jurul aripii, si anume, in imediata vecinatate a acesteia, adica in asa numitul strat limita¹.

Prin strat limita, in mecanica fluidelor, se intelege un strat subtire de fluid, care curge in jurul suprafetei exterioare a unui corp. In functie de modul in care are loc aceasta curgere, depinde marimea rezistentei la inaintare si a transferului de caldura. Se deosebesc:

- strat limita laminar - cu o structura ordonata, in straturi, datorita careia pierderile pe aripa sunt mici;
- strat limita turbulent - cu vorticitate ridicata, care induce rezistente mult mai mari.

Stratul limita pe un profil aerodinamic poate prezenta zone de tranzitie laminar-turbulent, zone in care apar pierderi destul de mari, dar aceste zone nu sunt deosebit de extinse.

Prin curgeri cu desprindere, in sensul larg al cuvintului, se inteleg toate curgerile in care liniile de curent sunt inchise pe corp, sau in care, de

¹ Saljnikov V.N., *Teorija graničnog sloja i metoda uopštene sličnosti u svetlu savremenih tendencija u mehanici fluida*, 19. Jugoslovenski kongres teorijske i primenjene mehanike, Ohrid 1990.

suprafata corpului se desprind vartejuri care formeaza frontiere de izolare a regiunilor de curgere libera a curentului.

Curgerile cu desprindere sunt cel mai des intalnite si, in acelasi timp, sunt cel mai greu de studiat in miscarea fluidului real. Cu toate performantele atinse in dezvoltarea hidro si aeromecanicii, incluzand si teoria clasica a stratului limita, calculul complet al curgerilor cu desprindere ramane inca un deziderat².

La curgerea fluidului real viscos, curgerile in care apar desprinderi sunt cel mai dificile de studiat. Problema calculului curgerilor cu desprindere este deosebit de importanta in aviatie, in energetica si navigatie. In cazul curgerilor peste obstacole solide, efectul viscozitatii nu poate fi neglijat in imediata vecinatate a peretelui, in stratul limita, in care frecarile sunt mari si in care apare aderenta fluidului la perete³.

- Cat timp fluidul urmareste frontiera solida, rezistenta obstacolului este mica si, daca corpul are si o forma aerohidrodinamica, portanta acestuia este relativ mare. Daca numarul Reynolds scade sau daca se mareste unghiul de incidenta a profilului, la un moment dat fluidul se desprinde, paraseste suprafata solida, curentul este deviat, iar in zona dintre curentul desprins si suprafata solida apare stagnarea si miscarea reversa. Toate acestea conduc la scaderea brusca a portantei si la cresterea rezistentei la inaintare.

Cunoasterea comportarii profilelor in curentul de fluid prezinta o importanta deosebita in determinarea caracteristicilor acestora si a stabilirii domeniilor optime de utilizare. Pentru precizarea conditiilor de functionare corecta a unui profil aerohidrodinamic, este necesara cunoasterea curgerii

² Гогиш, Л.В., Степанов Г.Ю., *Турбулентные отрывные течения*, "Наука", Москва 1979.

³ Idem, *ibidem*.

din stratul limita, evolutia acestuia, identificarea punctelor de desprindere a curentului si dezvoltarea zonei cu fluid in stagnare si miscari reverse.

Importanta curgerilor cu desprindere si a miscarilor cu recirculatie este reflectata si de numarul mare de lucrari si articole publicate in ultimii ani si de congrese internationale organizate pe aceasta tema.

Problema desprinderii curentului a prezentat interes pentru cercetatori din cele mai vechi timpuri. Printre primii care au abordat aceasta problema, a fost Ludwig Prandtl. Conceptul clasic de desprindere a curentului a fost formulat pentru curgeri stationare, bidimensionale sau axial - simetrice. In realitate, curgeri turbulente desprinse, bidimensionale si stationare, nu exista. Ele sunt, de regula, spatiale si nestationare⁴.

Prandtl afirma ca, conditia necesara pentru aparitia desprinderii curentului de perete, este cresterea presiunii in directia de curgere, adica gradient de presiune pozitiv (sau advers) de-a lungul curentului⁵.

Fottinger, a constatat experimental, ca exista doi factori care cauzeaza desprinderea curentului, si anume: gradient de presiune advers si viscozitatea.

In interiorul stratului limita, efectul viscozitatii se manifesta prin aparitia gradientului de viteza $\partial u / \partial y$, u fiind viteza curentului, iar y - distanta masurata dupa normala la suprafata. Cu exceptia gazelor rare, viteza curentului la perete este zero, iar cu cresterea distantei y , viteza u creste treptat si, in final, devine egala cu U_e , viteza curentului potential din exteriorul stratului limita. Energia curentului in apropierea peretelui este mica si capacitatea fluidului de a se misca inainte, impotriva cresterii

⁴ Chang Paul K., *International Series of Monographs in Interdisciplinary and Advanced Topics in Science and Engineering*, Vol.3, Separation of Flow, Pergamon Press Inc., 1970.

⁵ Idem, *ibidem*; Popa O., *Mecanica fluidelor și măsurări hidraulice*, vol.2, partea I, IP "Traian Vuia" Timișoara 1980.

presiunii, este limitata. Aceasta energie mica a curentului de-a lungul suprafetei este consumata pentru a invinge cresterea presiunii si, in final, particulele de fluid raman in repaus. Curentul este decelerat, este incapabil de a da energie fluidului din stratul limita si de a-l accelera.

In teoria clasica a desprinderii⁶, punctul pentru care $(\partial u / \partial y)_{y=0}$, se defineste ca fiind punctul de desprindere. Intrucat la perete tensiunea tangentiala τ are valoarea:

$$\tau_0 = \mu(\partial u / \partial y) /_{y=0} , \quad (1.1)$$

$\mu = \rho \nu$ fiind coeficientul de viscozitate dinamica; ν - coeficientul de viscozitate cinematica; ρ - densitatea fluidului, in punctul de desprindere tensiunea tangentiala este zero, $\tau_0 = 0$, sau, cu alte cuvinte, dispare forta viscoasa.

Datorita existentei gradientului de presiune advers, are loc desprinderea curentului de pe suprafata obstacolului. In punctul de desprindere, fluidul incepe sa paraseasca suprafata.

Profilele de viteza, dupa normala la perete, in apropierea punctului de desprindere, au alura din fig. 1.1.⁷.

⁶ Chang Paul K., *International Series of Monographs in Interdisciplinary and Advanced Topics in Science and Engineering*, Vol.3, Separation of Flow, Pergamon Press Inc., 1970; Oroveanu T., *Mecanica fluidelor viscoase*, Editura Academiei RSR, București 1967; Popa O., *Mecanica fluidelor și măsurări hidraulice*, vol.2, partea II, IP "Traian Vuia", Timișoara 1980.

⁷ Popa O., *op. cit.*

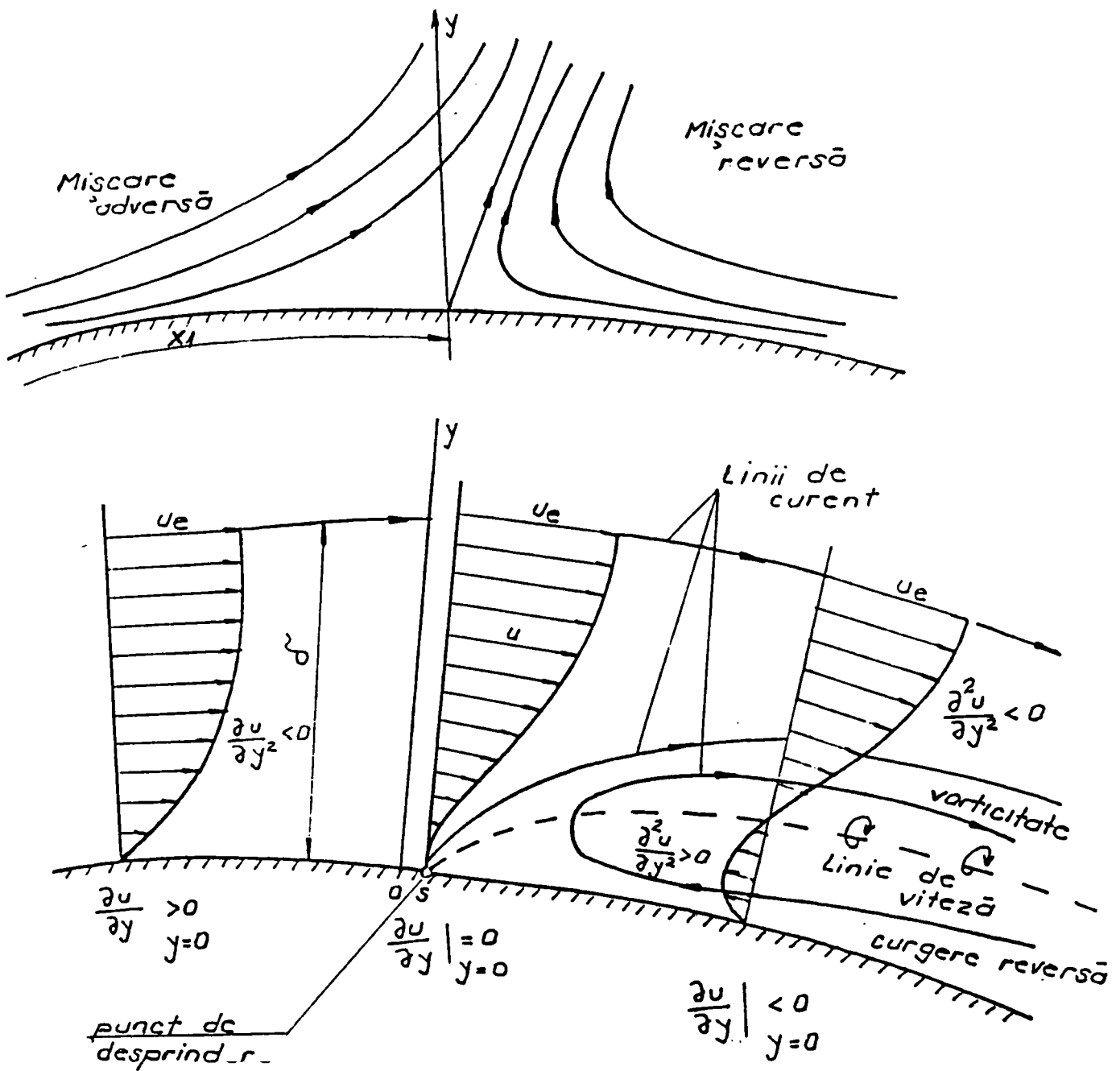


Fig.1.1.Profile de viteza dupa normala la perete in apropierea punctului de desprindere.

Ecuatia diferentiaala a stratului limita bidimensional incompresibil, este:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (1.2.)$$

La perete, unde $u=v=0$, aceasta ecuatie se reduce la:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} = \left(\nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} \quad (1.3.)$$

Datorita saltului de presiune la perete, de-a lungul curentului, dupa punctul de desprindere,

$$\left(\frac{\partial p}{\partial x} \right) > 0 \quad \text{sau} \quad \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) > 0. \quad (1.4)$$

In curentul dinaintea desprinderii, $(\partial u / \partial y) > 0$ la perete. La frontiera stratului limita, unde efectul viscozitatii este neglijabil si $(\partial u / \partial y) = 0$, marimea lui $\partial u / \partial y$ descreste, $\partial^2 u / \partial y^2$ devenind negativ. Din aceasta cauza, la o distanta oarecare de perete, $(\partial^2 u / \partial y^2) = 0$ si profilul de viteze va avea un punct de inflexiune. Daca profilul de viteza are un punct de inflexiune, atunci curgerea este instabila si tinde sa devina turbulenta⁸.

Pe un profil aerodinamic poate avea loc desprinderea curentului laminar sau desprinderea curentului turbulent. La studiul curgerii pe un

⁸ Idem, *ibidem*.

profil aerodinamic, de regula, la impactul curentului cu profilul, curgerea este laminara. In functie de forma bordului de atac si de evolutia curentului, aceasta zona laminara poate sa se mentina de-a lungul intregii suprafete a profilului si, eventual, sa se desprinda la bordul de fuga, datorita formeii acestuia⁹; acesta este cazul desprinderii laminare la bordul de fuga, fig.1.2.

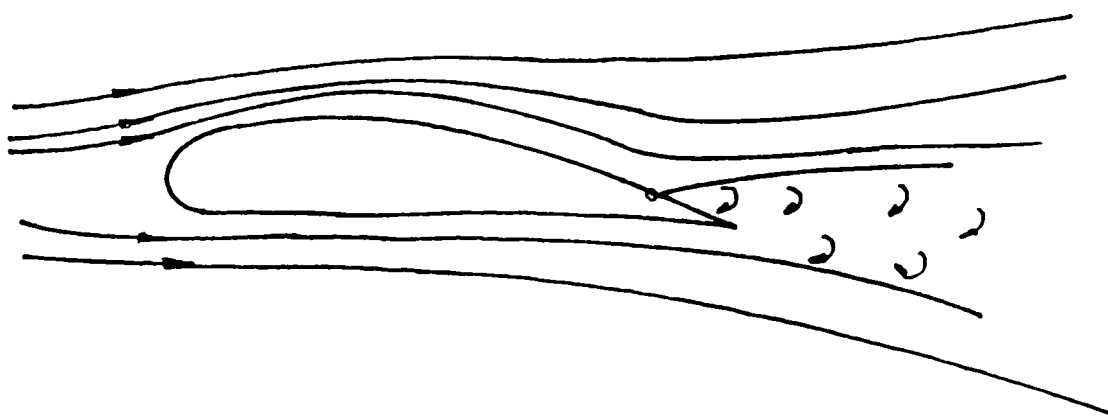


Fig.1.2 Desprinderea laminara la bordul de fuga.

Pentru acelasi regim de curgere, la cresterea unghiului de incidenta, punctul de desprindere laminara se deplaseaza amonte, spre bordul de atac. Desprinderea laminara are loc undeva pe suprafata profilului. Din acest punct de desprindere laminara, poate sa apara o zona de tranzitie spre curgere turbulenta si reatasarea turbulenta a curentului de profil. In continuare curgerea este turbulenta si, in apropierea bordului de fuga, poate sa apara desprinderea curentului turbulent, fig.1.3.

⁹ Thompson B.E., Whitelaw J.H., *Characteristics of a trailing - edge flow with turbulent boundary - layer separation*, "Journal of Fluid Mechanics", vol.157, 1985; Thompson B.E., Whitelaw J.H., *Течение в окрестности задней кромки профиля*, "Аэрокосмическая техника", Но. 4, апрель, 1990, Издательство Мир, Москва 1990.

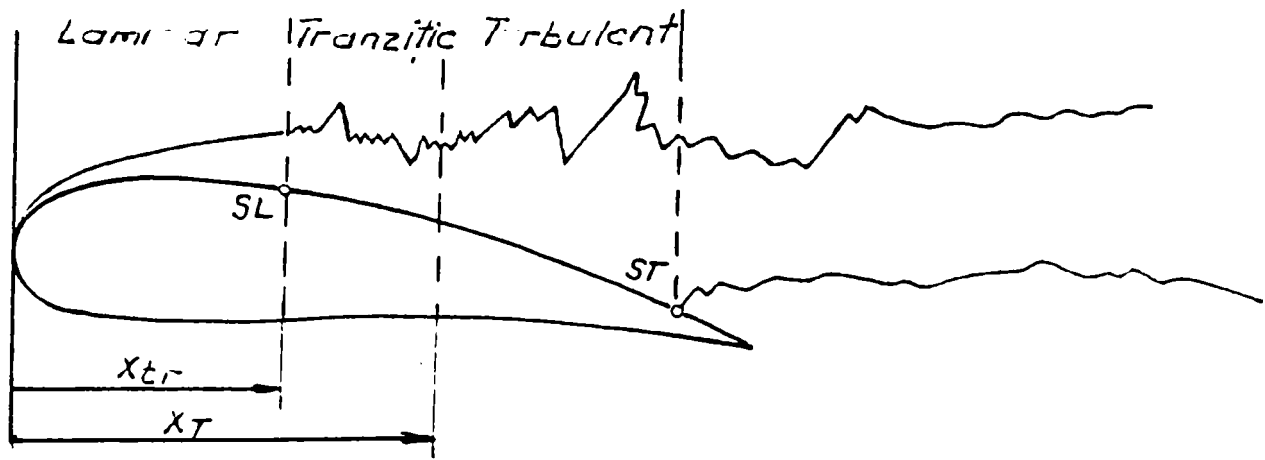


Fig.1.3. Curgerea pe profil, cu evidentiarea zonelor cu curgere laminara, de tranzitie si turbulenta.

In anumite conditii, de exemplu, la unghiuri mari de incidenta, zona de curgere laminara poate avea dimensiuni neglijabile, aparand desprinderea la bordul de atac si, curgerea pe profil se considera ca fiind complet turbulenta.

Se poate intampla ca sa apara desprinderea curentului pe suprafata profilului, fara sa se mai reataseze. In acest caz, se formeaza o zona de desprindere, cunoscuta sub denumirea de stall, fig.1.4.

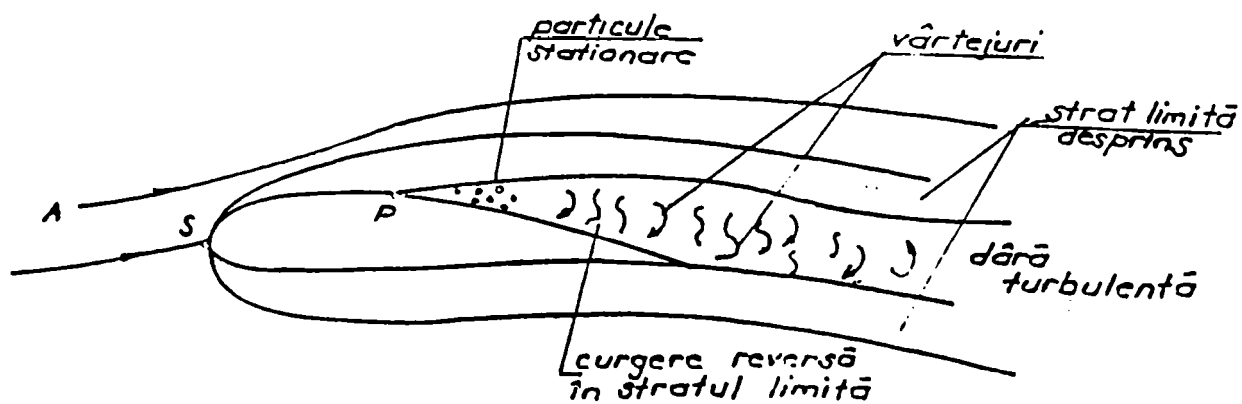


Fig.1.4. Formarea zonei de desprindere. Efectul viscozitatii asupra curgerii in jurul unui profil situat la unghi de incidenta pozitiv suficient de mare.

Dimensiunea considerabila a regiunii desprinse este datorata formarii vartejurilor.

Desprinderea la bordul de atac este de o importanta deosebita, deoarece ea influenteaza curgerea de-a lungul aripii. La anumite unghiuri de incidenta, stratul limita laminar se poate desprinde in apropierea bordului de atac. Pentru un profil aerodinamic particular RAE101, cu toate ca Crabtree observa nereatasarea curentului dupa desprinderea de la bordul de atac¹⁰, in general, are loc reatasarea curentului, formandu-se o bula pe extrados, fig.1.5. S-a constatat ca exista doua tipuri de bule: scurte si lungi.

¹⁰ Chang Paul K., *op. cit.*

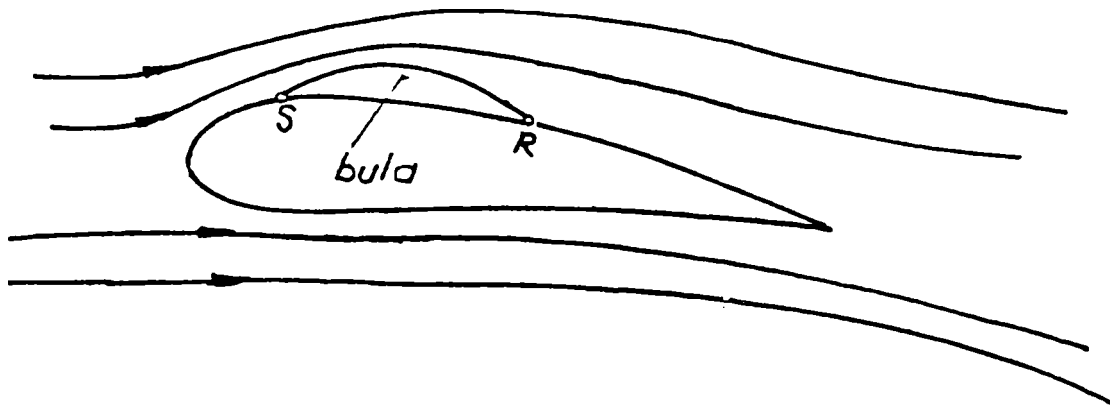


Fig.1.5. Formarea bulelor pe un profil aerodinamic.

Bula scurta prezinta interes in desprinderea la bordul de atac deoarece, daca o bula scurta se surpa brusc, are loc desprinderea dupa bordul de atac si pe profil apare stall-ul sau zona de desprindere, care cauzeaza o reducere brusca a portantei si o crestere brusca a rezistentei. Aparitia acestei zone de desprindere pe extrados nu este dorita, deoarece ea inrautateste performantele aripii.

De exemplu, la reatasarea turbulentă a curentului, imediat dupa bula scurta, pe un profil NACA 64 A 006, parametrul de forma $H = \delta_1 / \theta$ atinge un varf, indicand existenta unui inceput de desprindere turbulentă imediat dupa bula scurta¹¹.

Wallis postuleaza ca modelul bazat pe formarea bulei scurte este instabil¹²; in realitate curentul se desprinde complet departe de punctul de desprindere laminara si formeaza o bula lunga. Dar, aceasta postulare a lui Wallis nu este confirmata de alte studii. Intrucat teoria lui Wallis este bazata pe observarea unui profil aerodinamic particular, teoria lui nu poate fi generalizata. Totodata, regiunea imediat dupa bula scurta este de fapt o

¹¹ Chang Paul K., *op. cit.*

¹² Idem, *ibidem.*

regiune de amestec, de tranzitie spre un strat limita turbulent, in care profilele de viteza nu sunt de tip conventional. De aceea, este greu de interpretat valoarea lui H din aceasta regiune. In plus, exemplele lui McCullough si Gault privind desprinderea curentului de pe un profil aerodinamic nu sunt in concordanta cu teoria lui Wallis¹³, deoarece ei constata ca desprinderea turbulenta nu incepe imediat dupa ce are loc reatasarea bulei scurte, contrar constatarilor lui Wallis. McGregor constata ca stratul limita reatasat pe un profil, nu mai are tendinta de desprindere¹⁴.

Problema desprinderii la bordul de atac a prezentat mare interes pentru cercetatori. Astfel, Crabtree si-a bazat teoria pe determinarea factorului σ , factor de restabilire a presiunii¹⁵, definit prin:

$$\sigma = (C_{PR} - C_{PS}) / (1 - C_{PS}) = (p_R - p_S) / (\rho u_e^2 / 2), \quad (1.5)$$

in care C_p este coeficientul de presiune in procesul de reatasare, definit de relatia:

$$C_p = (p - p_\infty) / (\rho u_\infty^2). \quad (1.6)$$

Indicii S si R reprezinta punctele de desprindere (separare), respectiv de reatasare a curentului.

La aproximarea punctului de surpare a bulelor scurte, atat in cazul cresterii incidentei profilului, cat si in cazul scaderii numarului Reynolds la un unghi de incidenta constant, in regiunea de amestec turbulent presiunea se restabileste cand σ atinge valoarea sa maxima, $\sigma = 0,35$. Aceasta concluzie poate fi extinsa pentru toate curgerile pe profil, iar valoarea de $\sigma = 0,35$ este valabila pentru procesul de amestec turbulent, cauzand

¹³ Idem, *ibidem*.

¹⁴ Idem, *ibidem*.

¹⁵ Idem, *ibidem*.

reatasarea in bula¹⁶. Aceste rezultate au fost confirmate si de studii experimentale.

McCullough a studiat procesul de formare a bulelor scurte si lungi pe profile subtiri, pentru un numar Reynolds variabil¹⁷, si a constatat urmatoarele: daca se admite ca bula scurta se formeaza pe un profil subtire la numere Reynolds mari, atunci la descresterea numarului Reynolds, intr-o etapa oarecare, se formeaza o bula lunga. Distributiile de presiuni, pentru cele doua cazuri: bula scurta si bula lunga, difera foarte mult. Daca numarul Reynolds creste din nou, bulele lungi se micsoreaza dar, pentru atingerea valorilor anterioare ale bulelor scurte, sunt necesare valori mai mari decat cele initiale. Astfel, trecerea bulei scurte in bula lunga si invers, la variatia numarului Reynolds sau la modificarea incidentei, are loc fara surparea bulelor scurte.

Studiile experimentale efectuate de Gault, Owen si Klanfer pe diferite profile din familia NACA¹⁸ au dus la concluzia ca desprinderea curentului laminar la bordul de atac are loc pentru:

$$(C_{PS}/C_{pmax}) \cong 0,89, \quad (1.7)$$

in care C_p este coeficientul de presiune definit de:

$$C_p = (p_{t\infty} - p) / (\rho_{\infty} u_{\infty}^2 / 2), \quad (1.8)$$

$p_{t\infty}$ fiind presiunea totala a curentului liber, iar indicele S indica punctul de desprindere.

¹⁶ Idem, *ibidem*.

¹⁷ Idem, *ibidem*.

¹⁸ Idem, *ibidem*.

Pentru calculul punctului de desprindere este necesara, in primul rand, cunoasterea distributiei de presiuni sau a distributiei vitezei longitudinale pentru curgerea potentiala.

In prima aproximatie, distributia presiunii statice si a vitezei longitudinale poate fi obtinuta neglijand prezenta stratului limita. Atunci, solutia compatibila cu existenta stratului limita, se obtine adaugand, la frontiera corpului solid, grosimea de eliminare a masei, fig.1.6¹⁹, definita prin:

$$\delta_l = \delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dy \quad (1.9)$$

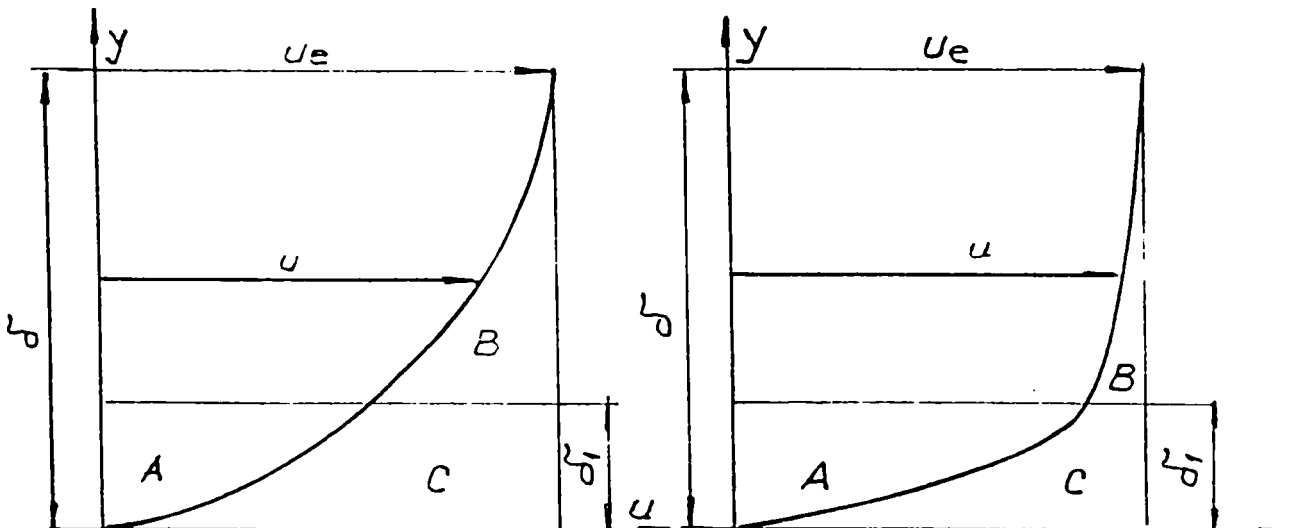


Fig.1.6. Grosimea de eliminare a masei δ_l

¹⁹Chang Paul K., *op. cit.*; Popa O., *op. cit.*

δ_i este grosimea stratului de fluid (aria A+C) care este aceeași cu defectul integrării vitezei pentru stratul limita curent (aria B+C). În locul frontierei suprafeței solide se considera suprafața solidă îngrosată cu δ_i ; în exteriorul noii frontiere curgerea poate fi considerată ca fiind potențială. Considerând acest nou contur, în care este inclusă și grosimea de eliminare, poate fi determinată distribuția de presiuni și distribuția vitezei longitudinale.

Linia care porneste din punctul de desprindere și unește punctele de viteză nulă din interiorul stratului vascos adiacent peretelui, se definește ca fiind linia de viteză nulă. Cunoșcând linia de viteză nulă, se poate determina deviația liniei de curent de la desprindere și se poate obține frontiera regiunii cu vorticitate. Desprinderea curentului provoacă o pierdere de energie, pierdere datorată deviației liniei de curent din curgerea potențială și a formării vortecurilor în zona desprinsă. În regiunea desprinsă, curgerea este turbulentă și are loc un amestec pronunțat între straturile de fluid, în comparație cu mișcarea laminară. Efectul difuziei se exprimă prin tensiunea tangențială turbulentă:

$$\tau = \varepsilon (\partial u / \partial y), \quad (1.10)$$

termenul specific fiind viscozitatea ε numită viscozitatea aparentă (eddy viscosity).

Când viscozitatea aparentă din stratul limita atinge o valoare de 100 de ori mai mare decât viscozitatea dinamică μ din același mediu, curgerea turbulentă are o capacitate mare de autoamestec. Difuzia, respectiv amestecul, este un factor foarte important ce caracterizează desprinderea curentului.

Schubauer si Spangerberg au aratat ca amestecul in curentul din cuprinsul stratului limita poate fi exprimat prin intermediul parametrului H^{20} , definit prin:

$$H = \delta_1 / \theta, \quad (1.11)$$

in care:

$$\theta = \int_0^{\delta} \left(\frac{u}{u_e} \right) \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dy \quad (1.12)$$

este grosimea de impuls a stratului limita, fig.1.7.

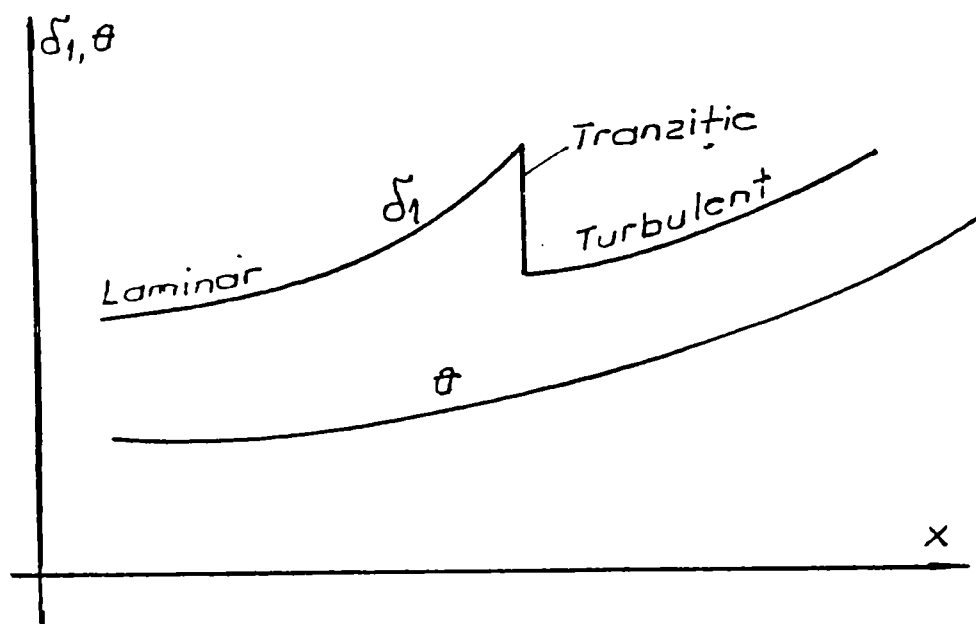


Fig.1.7.Efectul amestecului asupra lui δ_1 si θ

Acesti parametrii intervin in ecuatia integrala von Karman a impulsului care, pentru curgerea bidimensionala, incompresibila, stationara, are expresia:

²⁰ Chang Paul K., *op. cit.*

$$\frac{d\theta}{dx} + 2 \frac{\theta}{\rho u e^2} \left(1 + \frac{H}{2} \right) \frac{dp}{dx} = \frac{\tau_0}{\rho u e^2} \quad (1.13)$$

τ_0 fiind tensiunea de forfecare la perete.

Valorile parametrului δ_i au o variatie mai abrupta in stratul limita laminar decat in cel turbulent. Deoarece gradientul vitezei $\partial u / \partial y$ in stratul limita turbulent variaza in limite foarte largi in comparatie cu variatia din stratul limita laminar din apropierea peretelui, raportul δ_i / δ este foarte mic in comparatie cu cel din stratul limita laminar. De exemplu, in cazul curgerii in jurul unei placi plane, H atinge valoarea 2,6 pentru curgerea laminara si descreste pana la 1,3 in curgerea turbulenta.

Desprinderile pe un profil aerohidrodinamic au efecte nefavorabile in aplicatii ingineresti.

Influenta desprinderii si a miscarilor reverse asupra coeficientilor de portanta si de rezistenta este prezentata in fig. 1.8.

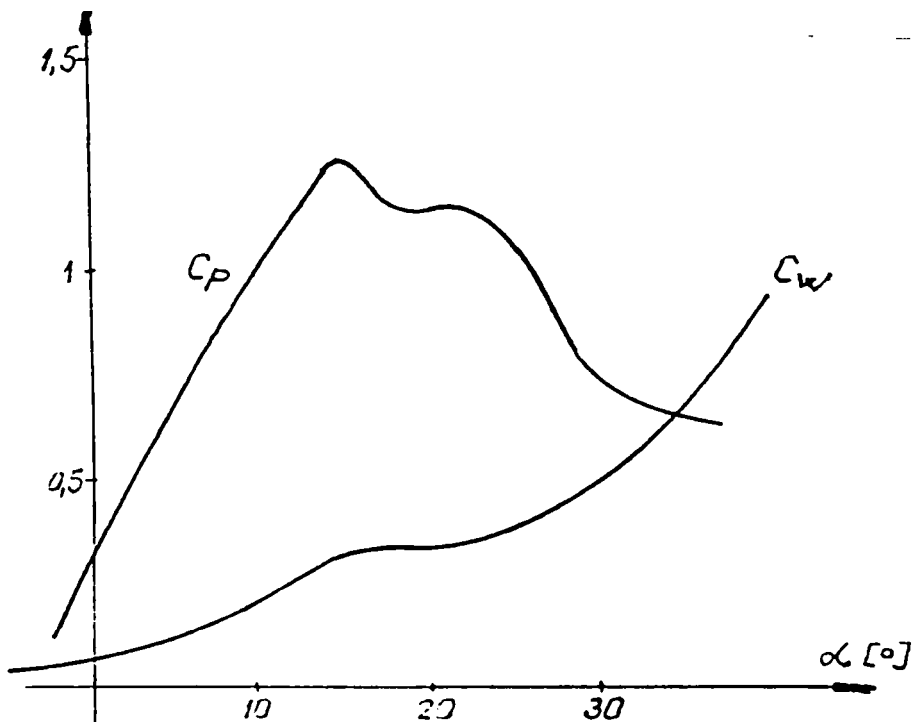


Fig.1.8. Variatia coeficientului de portanta C_A si a coeficientului de rezistenta C_W pe un profil Clark Y.

624.491/1810

Desprinderea bidimensională poate fi închisă, fig.1.9, sau deschisă, fig.1.10.

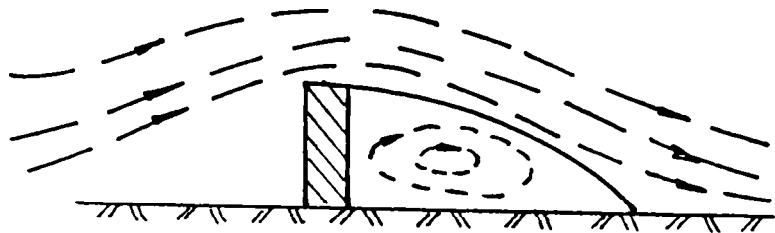


Fig.1.9. Desprinderea bidimensională închisă.

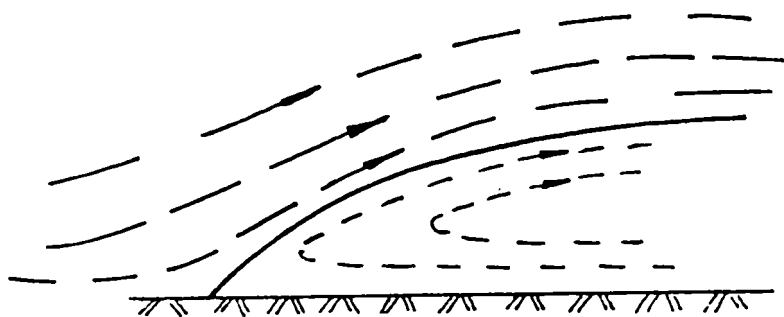


Fig.1.10. Desprinderea bidimensională deschisă.

Dacă după desprindere are loc reatasarea curentului, atunci aceasta are loc ca în fig.1.11. și stratul de vortajuri este situat complet în stratul limită subțire.

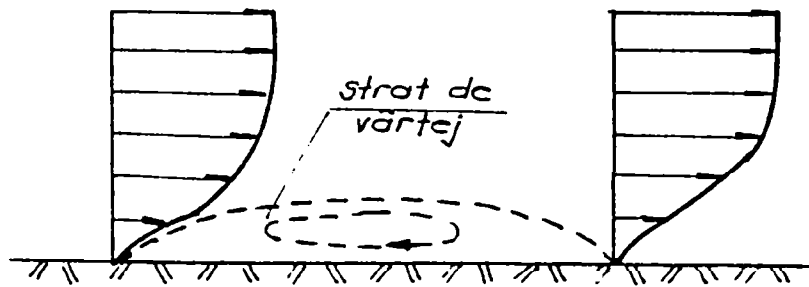


Fig.1.11. Reatasarea curentului.

Definitia clasica a desprinderii pentru curgerile bidimensionale si axial-simetrice presupune aparitia curgerii reverse inainte de formarea vartejurilor in regiunea desprinsa. Acest concept nu poate fi aplicat pentru curgerea tridimensionala a curentului.

Moore²¹ afirma ca regiunea de desprindere pe un corp tridimensional consta dintr-un strat de vartejuri adiacent suprafetei corpului, iar suprafata de curent se ataseaza de corp dupa o curba inchisa, dupa cum este prezentat in fig.1.12.

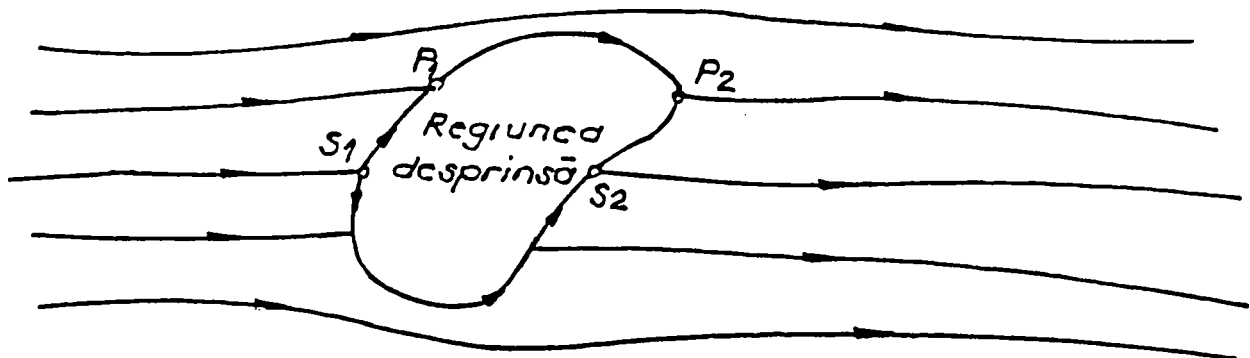


Fig.1.12. Desprinderea tridimensionala

²¹ Chang Paul K., *op. cit.*

In curgerca tridimensională²², desprinderea poate avea loc si daca curgerca nu este reversa si frecarea nu este zero. In cazul desprinderii tridimensionale, $\partial p / \partial x \neq 0$; desprinderea bidimensionala este un caz degenerat al conceptului de desprindere tridimensionala. In cazul desprinderii bidimensionale, $\partial p / \partial x = 0$ si tensiunea de forfecare la perete $\tau_0 = 0$,

$$\tau_0 = \rho \nu (\partial u / \partial y) |_{y=0}. \quad (1.14)$$

Considerand cazul unei bule de desprindere, in cazul desprinderii bidimensionale, fig.1.13, in punctele de desprindere S_1 si reatasare S_2 este indeplinita conditia:

$$(\partial u / \partial y) |_{y=0} \quad \text{si} \quad \tau_0 = \rho \nu (\partial u / \partial y) |_{y=0} = 0. \quad (1.15)$$

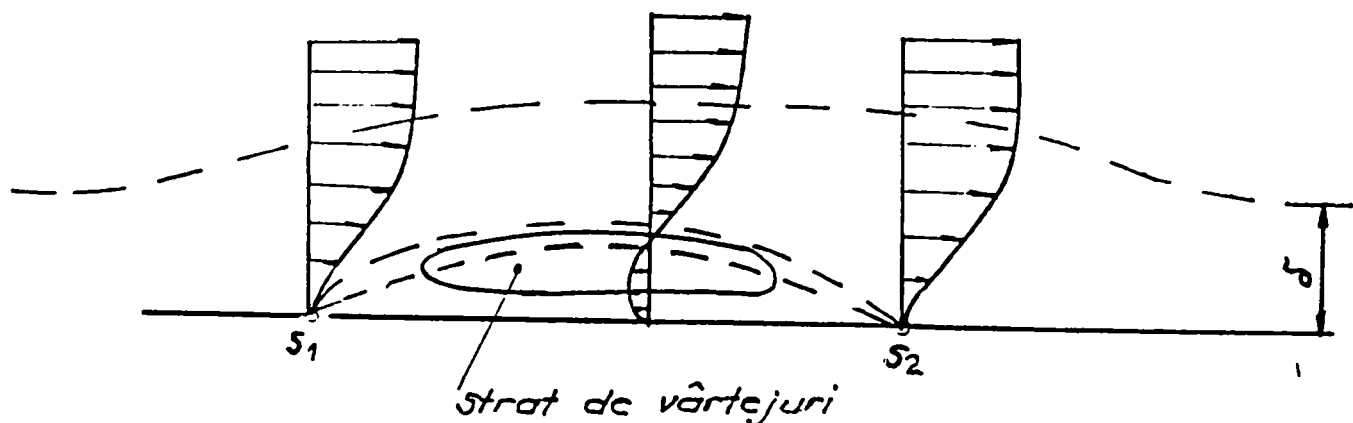


Fig.1.14. Desprinderea bulei.

In cazul desprinderii tridimensionale, conditii similare cu (1.15) apar doar in doua puncte izolate: S_1 si S_2 . In rest, limitele regiunii de desprindere apar fara contracurent, sau frecare zero la perete.

²² Constantinescu V.N., *Dinamica fluidelor viscoase in regim laminar*, Editura Academiei R.S.R, București 1987; Chang Paul K., *op. cit.*

Notand cu:

- 1 - linia de curent a miscarii principale;
- 2 - linia de curent a miscarii secundare (contracurent);
- 3 - linia pe suprafata bulei;
- 4 - linia de desprindere,

in cazul desprinderii tridimensionale se observa doua tipuri specifice de desprindere, si anume²³:

- desprindere ordinara, de exemplu punctul P_1 , caracterizata prin valori nenule ale tensiunii de forfecare la perete. In punctul de desprindere ordinara P_1 , fig. 1.15, se intalnesc o linie de curent 1 dinainte de desprindere si o linie de curent 2 din zona desprinsa, ambele la $y=0$, fiind tangente una la alta, precum si la linia de desprindere 4. Acelasi lucru este valabil si pentru linia 3 care pleaca din punctul P_1 pe suprafata bulei. Conditii similare, dar inverse, sunt valabile pentru punctul ordinar de reatasare P_2 , fig. 1.16.

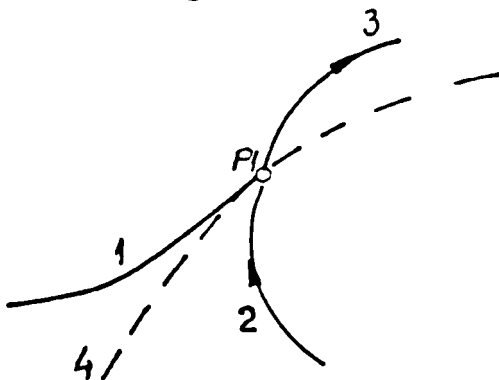


Fig.1.15. Punct de desprindere ordinara

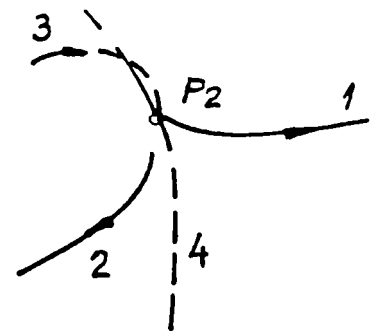


Fig.1.16. Punct de reatasare ordinara

- desprinderea singulara, exista cel mult pentru puncte izolate; S_1 este un punct de desprindere singulara, fig.1.17. In aceste conditii,

²³ Constantinescu V.N., *Dinamica fluidelor viscoase in regim laminar*, Ed. Academiei RSR, Bucuresti 1987.

tensiunile de forfecare la perete $\tau_{x y z} = 0$, $\tau_{y z w} = 0$ respectiv, $(\partial u / \partial y) |_{y=0}=0$, $(\partial w / \partial y) |_{y=0} = 0$ si mai multe linii de curent pot converge in acelasi punct. Conditii similare dar inverse exista si pentru punctul de reatasare singulara S_2 , fig. 1.18.

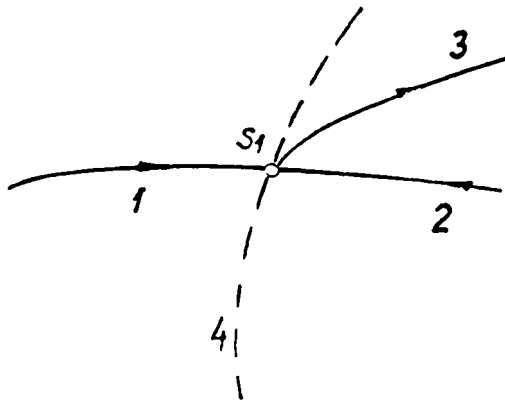


Fig.1.17. Punct de desprindere singulara.

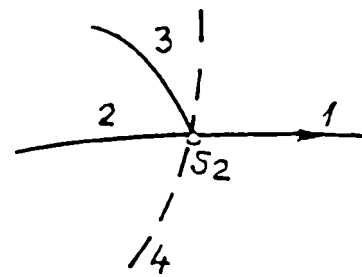


Fig.1.18. Punct de reatasare singulara.

In fig.1.19. este prezentata suprafata de desprindere in cazul desprinderii tridimensionale.

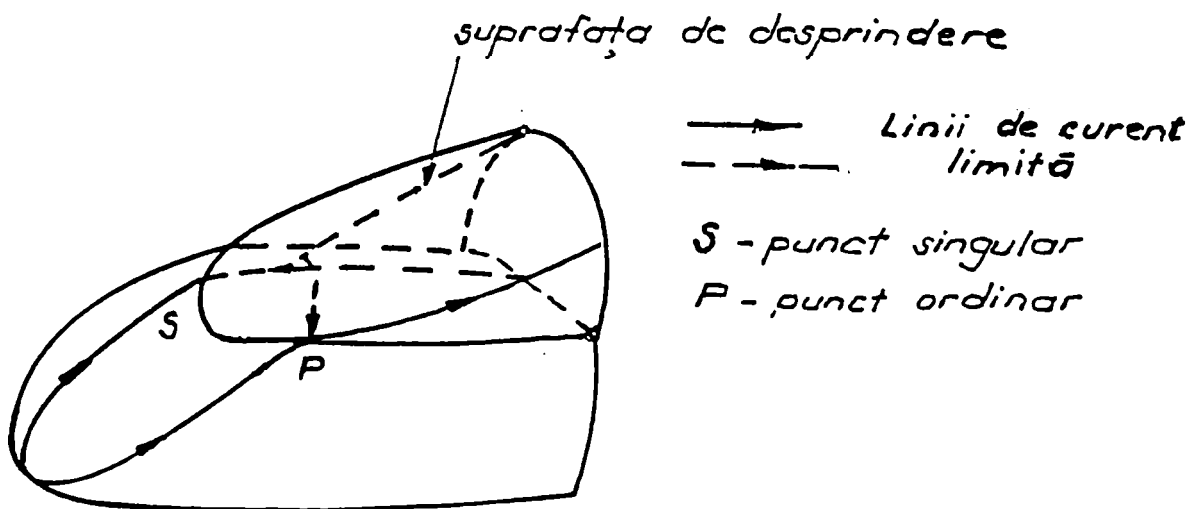


Fig.1.19. Desprinderea tridimensionala.

Prin conventie, termenul de stall este utilizat pentru a descrie fenomenul de desprindere, daca desprinderea curentului este nefavorabila pentru aplicatii ingineresti²⁴. Daca se considera stall-ul pe un profil aerodinamic, acesta exprima conditiile pentru care se inrautatesc caracteristicile profilului, adica pentru care creste rezistenta si scade portanta.

Desprinderea curentului nu este intotdeauna nefavorabila pentru utilizari practice. De exemplu, desprinderea curentului pe o tinta plasata in fata unui corp obtuz, intr-un curent supersonic, interfereaza cu unda de soc si astfel se reduce rezistenta amonte.

Stall-ul poate fi descris ca un fenomen al curgerii manifestat prin acumularea unei cantitati mari de fluid in stagnare si care adesea este asociat cu instabilitatea din acea zona.

In curentul tridimensional, exista o componenta normala la curgerea medie, fluidul acumulat putand scapa dupa aceasta directie normala. Daca curentul nu este simetric, in curgerea tridimensionala stall-ul este o raritate.

Intr-un curent strict bidimensional, nu exista scapari dupa directia normala la curgerea medie, iar cantitatea mare de fluid in stagnare acumulat, se poate distribui periodic; cu alte cuvinte, se dezvolta stall-ul.

In realitate, curgerea bidimensionala are loc foarte rar, cea mai frecventa fiind cea axial-simetrica.

Spre deosebire de conceptul de desprindere, care este riguros definit, precizarea stall-ului este subiectiva, deoarece aparitia acestuia este determinata de geometria curgerii si de caracteristicile fluidului.

²⁴ Chang Paul K., *op. cit.*

Concluzii

1. Cunoasterea comportarii profilelor intr-un curent de fluid prezinta o importanta deosebita in determinarea caracteristicilor acestora si a stabilirii domeniilor optime de utilizare.
2. Din studiul curgerilor, s-a constatat ca pierderile cele mai mari apar in zona cu miscari recirculatorii care iau nastere dupa punctul de desprindere a stratului limita de pe suprafata aripii.
3. Problema desprinderii curentului a prezentat interes pentru cercetatori din cele mai vechi timpuri, deoarece curgerile cu desprindere sunt cel mai des intalnite in practica, sunt foarte complexe si greu de studiat.
4. Desprinderea curentului poate prezenta o varietate mare de forme, dar toate au, in general, efecte nefavorabile in aplicatii ingineresti.

Lucrarea de fata are ca scop studiul teoretic si experimental al stratului limita pe un profil aerohidrodinamic, determinarea parametrilor acestuia, comportarea profilului la unghiuri mari de incidenta la care apar desprinderi ale curentului si miscari reverse, precum si influenta numarului Reynolds asupra curgerii in prezenta profilului.

2. Instalatia experimentală și aparatura utilizată la efectuarea încercărilor

2.1. Distribuția de presiuni pe profil și curbele de portanță și de rezistență.

Pentru stabilirea domeniului optim de funcționare a profilului, în funcție de destinația acestuia, trebuie cunoscute caracteristicile energetice, exprimate prin curbele de portanță și de rezistență.

Utilizând profile drenate, prin conectarea prizelor de presiune, printr-un comutator magnetofluidic de locuri de măsură, la un micromanometru cu tub înclinat, se poate determina distribuția de presiuni. Cunoscând variația coeficientului de presiune, se poate calcula coeficientul de portanță C_A și coeficientul de rezistență C_W , conform relațiilor²⁵:

$$C_A = C_n \cos \alpha_\infty - C_l \sin \alpha_\infty \quad (2.1.1)$$

$$C_W = C_n \sin \alpha_\infty + C_l \cos \alpha_\infty \quad (2.1.2)$$

înțelegând prin :

$$C_n = -\frac{l}{L} \oint C_p dx \quad (2.1.3)$$

²⁵ Galeriu, C.D., *Indrumător de laborator la Mișcări potențiale și Hidrodinamica rețelelor de profile. Teoria stratului limita*, Partea I, IP "Traian Vuia", Timișoara 1986.

coeficientul fortelor dirijate dupa normala la coarda profilului,

$$C_t = \frac{1}{L} \oint C_p dy \quad (2.1.4)$$

coeficientul fortelor dirijate dupa coarda profilului, iar prin L - coarda profilului si α_∞ -unghiul de incidenta. Valorile coeficientilor C_n si C_t rezulta prin integrarea distributiilor de presiuni. Notatia $\oint (\otimes)$ semnifica integrala de-a lungul unui contur inchis.

Tunelul aerodinamic de strat limita si turbulenta, fig.2.1.1, din Laboratorul de Aerodinamica al Catedrei de Masini Hidraulice din Timisoara este o statiune in circuit deschis cu camera de lucru inchisa, dreptunghiulara (3), avand dimensiunile: lungimea $L = 1200$ mm, latimea $B = 600$ mm si inaltimea $H = 300$ mm. Statiunea este echipata cu doua ventilatoare axiale (1) si (2) de putere $P = 7,5$ kW fiecare si turatie $n = 1500$ rot/min, asigurand debitul $Q = 25000$ m³/h. Ventilatoarele pot functiona singular sau impreuna si asigura in zona experimentală viteze maxime de cca. 60 m/s. Pentru reglarea vitezei din zona de lucru, tunelul este prevazut cu fante reglabile (4) practicate in peretele lateral al circuitului aeraulic. Confuzorul profilat (5), avand raportul de contractie $\eta = 9$, si sistemul de site (6) asigura distributia uniforma a campurilor de viteze si turbulenta in zona experimentală (3).

Masurarile privind distributia de viteze in zona de lucru a tunelului aerodinamic in amonte de profil s-au efectuat cu ajutorul unei sonde Pitot - Prandtl fixata pe un dispozitiv ce permite deplasarea acesteia pe directia transversala a camerei de lucru a tunelului, fig.2.1.2. Sonda a fost conectata la un micromanometru cu tub inclinat si, pentru fiecare pozitie a sondei, s-a citit indicatia l a instrumentului de masura, si s-a calculat viteza, utilizand relatia:

$$v = 1,01 (2 \Delta p / \rho_{aer})^{1/2} \quad (2.1.5.)$$

in care:

$$\Delta p = \rho_{apa} g k l (\rho_{alc. utilizat} / \rho_{alc. etalonat}) \quad (2.1.6.)$$

Pentru determinarea experimentală a distribuției de presiuni pe profil, prizele de presiune au fost racordate, prin intermediul unor racorduri flexibile, la un comutator magnetofluidic de locuri de măsură, iar acesta, a fost legat la un micromanometru cu tub inclinat. Prin rotirea unei manivele, comutatorul a fost racordat pe rând la toate prizele de presiune, iar citirile s-au efectuat la același instrument de măsură, fig.2.1.3.

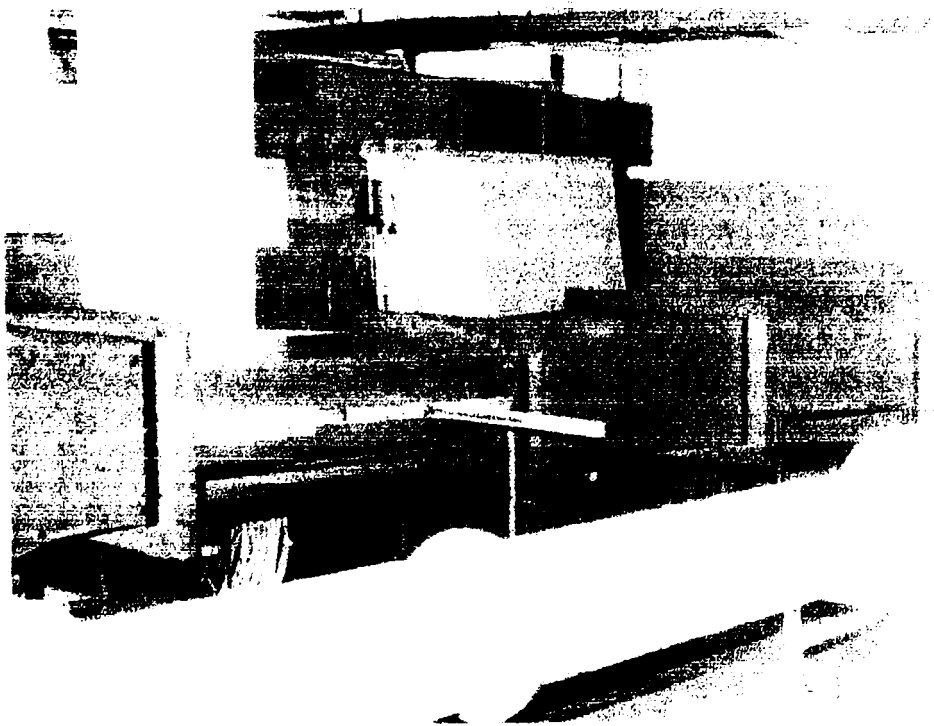


Fig.2.1.1a. Tunel aerodinamic de strat limita (foto).

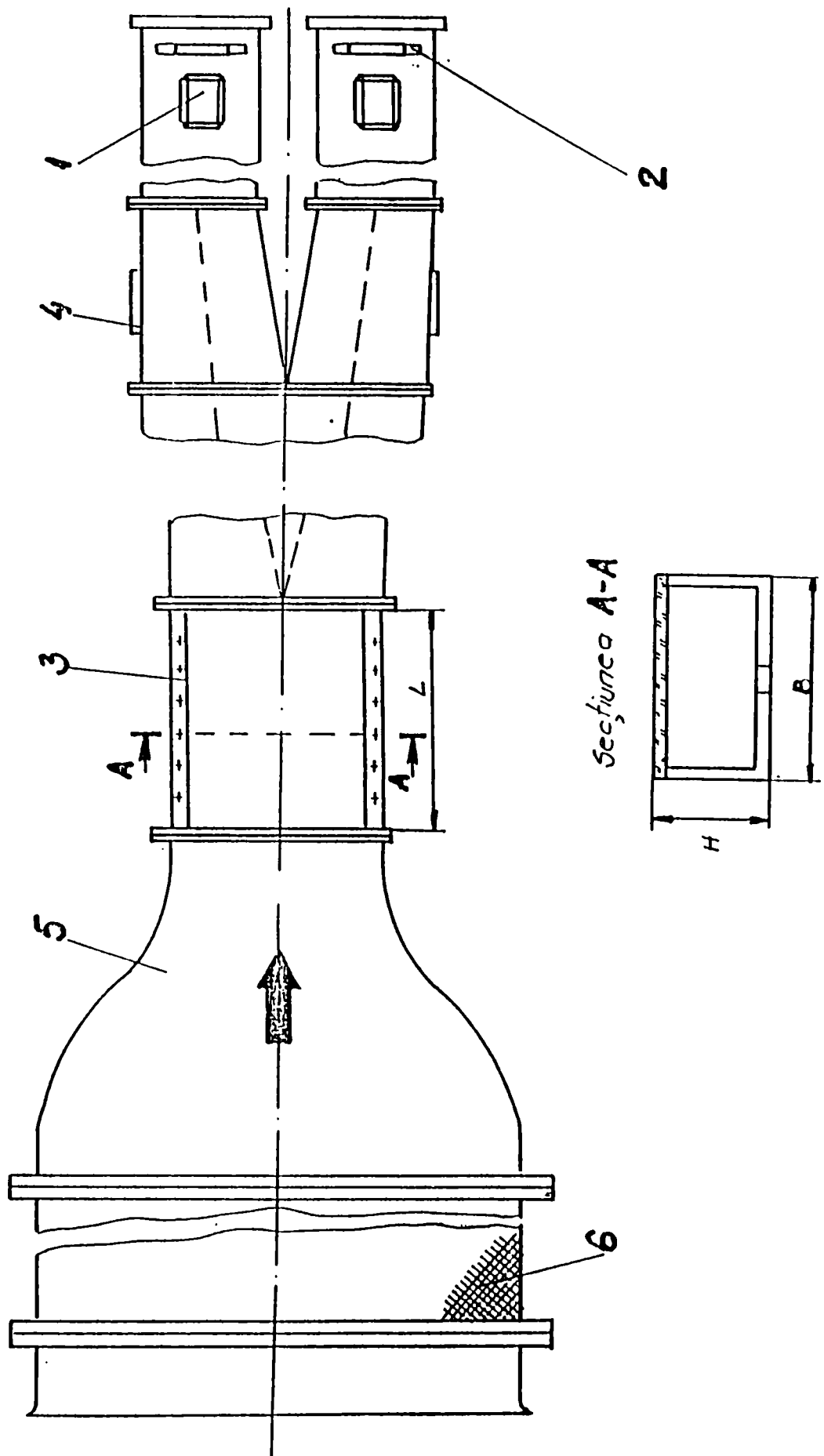


Fig.2.1.1b. Tunel aerodinamic de strat limita (schita).

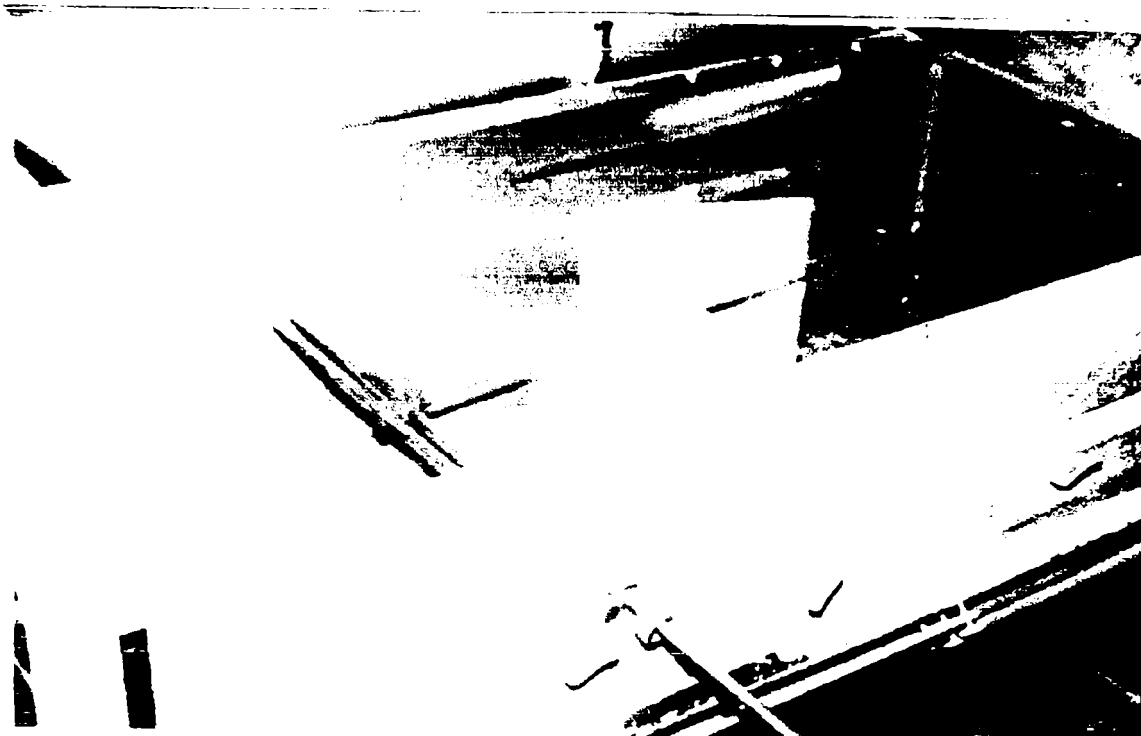
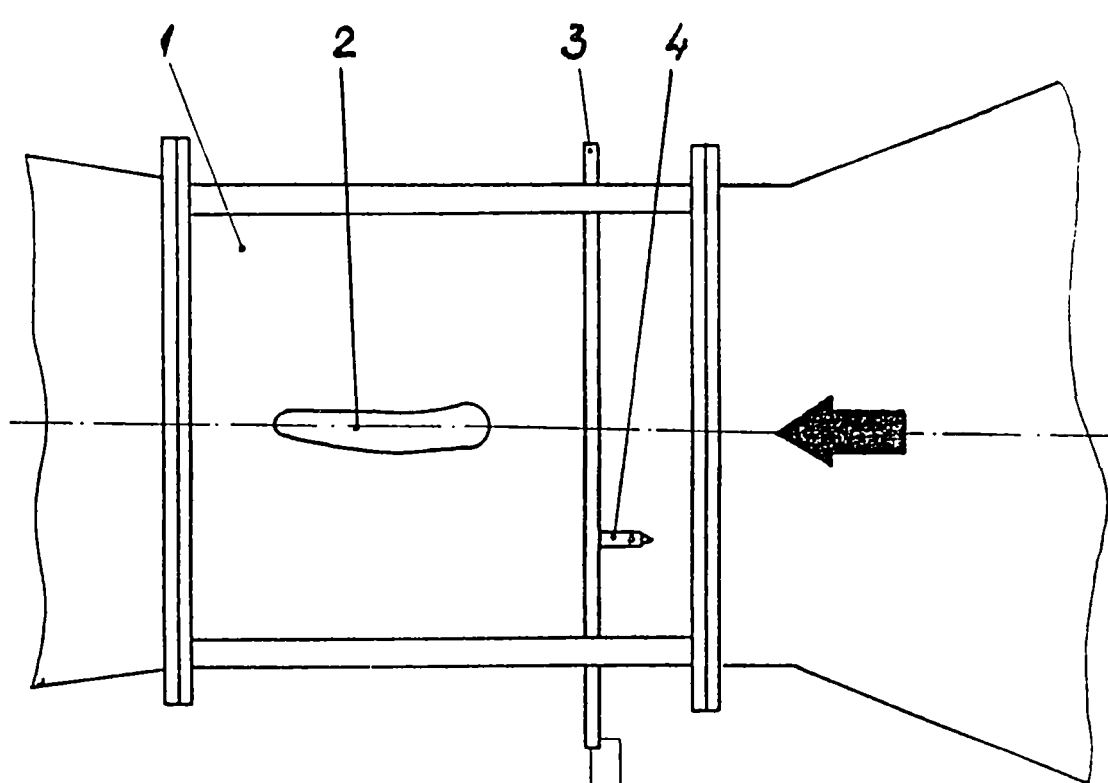


Fig.2.1.2a. Zona de lucru a tunelului aerodinamic (foto).



- 1. Zona de lucru a tunelului
- 2. Profilul drenat
- 3. Tija de deplasare a sondei
- 4. Sonda Pitot-Prandtl
- 5. Micromanometru cu tub inclinat

Fig.2.1.2b. Schita aparaturii pentru determinarea distributiei de viteze in zona experimentală, in amonte de profil.

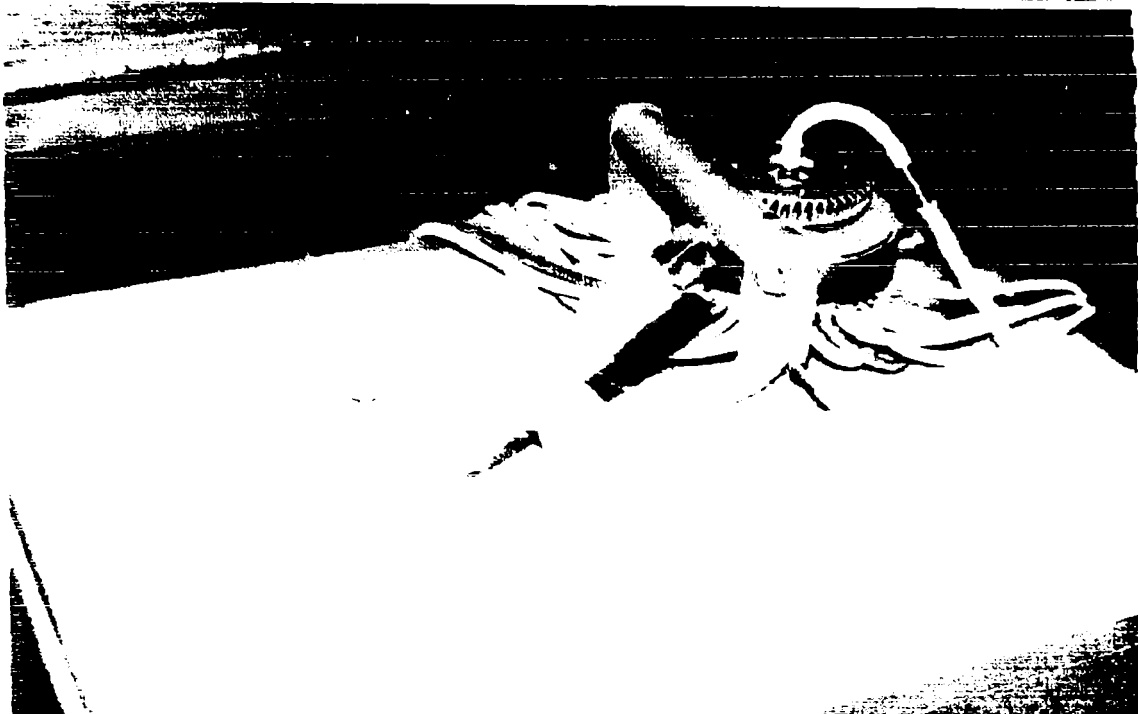
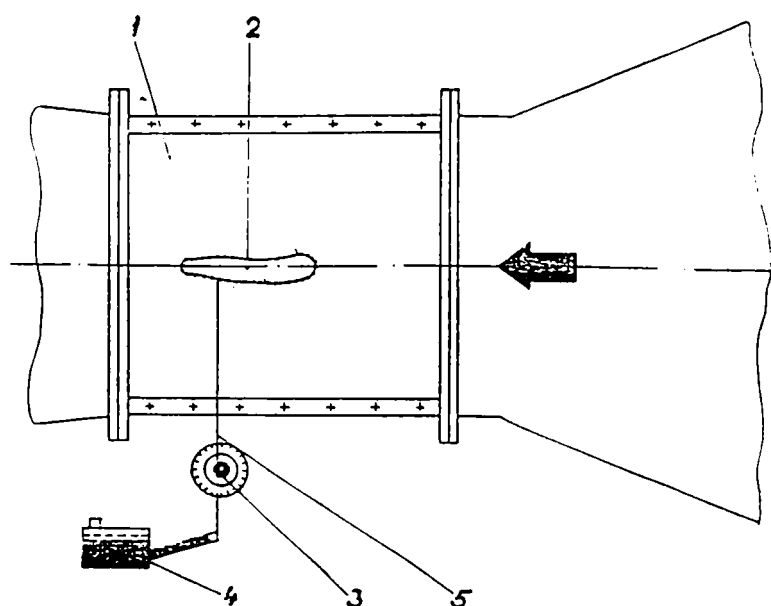


Fig.2.1.3a.Comutator magnetofluidic de locuri de masura utilizat pentru determinarea distributiei de presiuni (foto).



- 1.Zona de lucru a tunelului aerodinamic
- 2.Profil drenat
- 3.Comutator magnetofluidic de locuri de masura
- 4.Micromanometru cu tub inclinat
- 5.Racord flexibil

Fig.2.1.3a.Comutator magnetofluidic de locuri de masura utilizat pentru determinarea distributiei de presiuni (schita).

2.2. Distributia de viteze in stratul limita.

Prin strat limita pe un profil aerohidrodinamic se intelege un strat viscos din imediata vecinatate a profilului in care fortele de frecare sunt mari si viteza, pe directia perpendiculara pe suprafata profilului, variaza de la zero pana la valoarea de $0,99U_\infty$, U_∞ fiind viteza curentului exterior, fig.2.2.1.

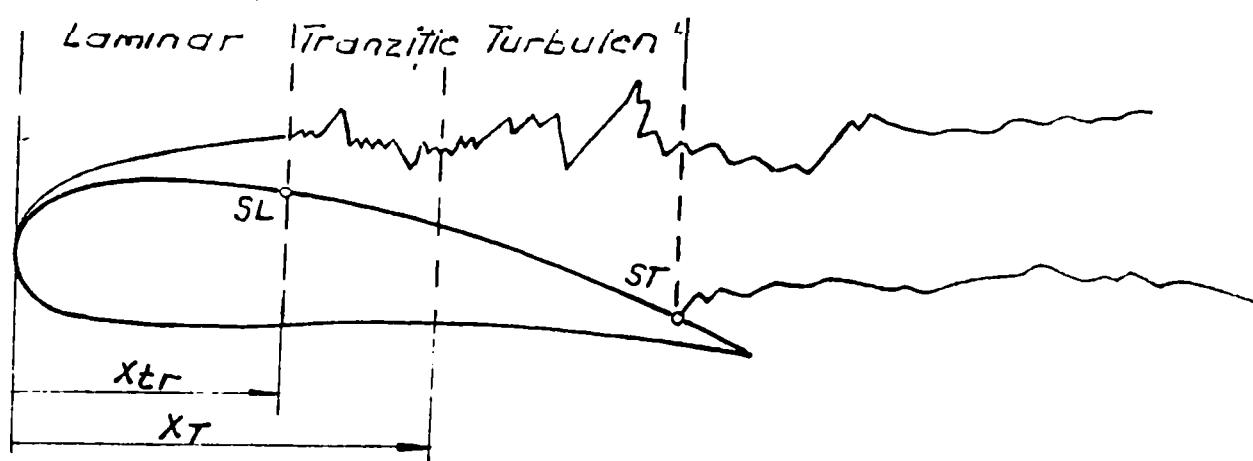


Fig.2.2.1. Evolutia stratului limita pe un profil.

In functie de forma profilului de viteze din stratul limita, se poate deduce daca stratul limita este laminar, fig.2.2.2, sau turbulent, fig.2.2.3. Cunoscand evolutia profilului de viteze in suficient de multe puncte de pe suprafata profilului, se poate determina frontiera stratului limita.

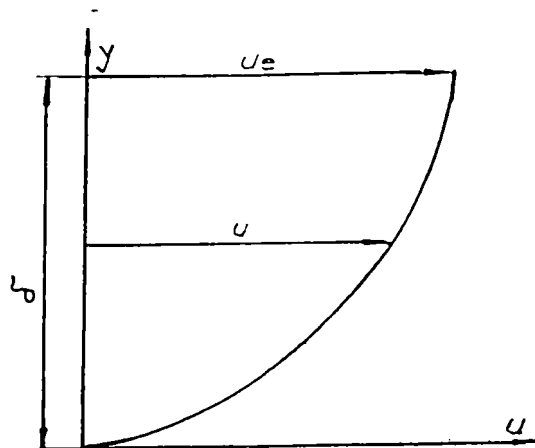


Fig.2.2.2. Profil de viteze in strat limita laminar.

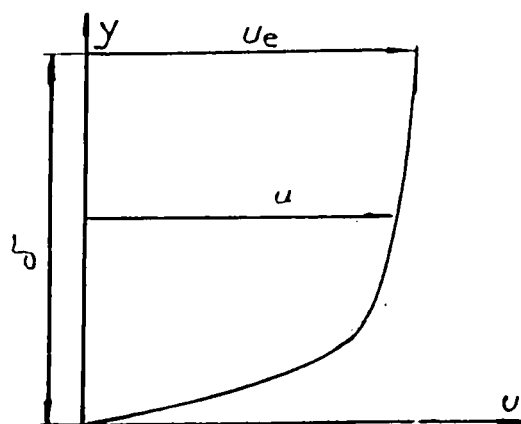


Fig.2.2.3. Profil de viteze in strat limita turbulent.

Pentru masurarea distributiei de viteze in stratul limita, se utilizeaza un termoanemometru tip DISA 55D01 si sonde cu fir cald, cu un fir - dreapta, tip DISA 55P11, in forma de L, tip DISA 55P14 si cu doua fire, in X, tip DISA 55P63.

Principiul de functionare al termoanemometrului consta in modificarea vitezei de racire a firului sondei plasate in curent, incalzite printr-un circuit electric, in functie de viteza curentului. Cantitatea de caldura ce se transmite prin intermediul sondei incalzite particulelor de fluid in miscare, depinde de diametrul firului, de proprietatile fizice ale materialului din care este confectionata sonda si de caracteristicile fizice ale mediului in miscare. Deoarece rezistenta electrica a sondei depinde de temperatura acesteia, masurand cu ajutorul schemelor electrice corespunzatoare modificarea rezistentei provocata de fluidul in miscare, se poate determina viteza curentului. Dependenta dintre variatia vitezei si variatia rezistentei se determina prin etalonarea sondei termoanemometrice intr-un tunel aerodinamic, in care este posibila masurarea vitezei si cu alte mijloace de masura. Avantajul principal al metodei termoanemometrice de

masurare a vitezei curentului de fluid este inertia mica a termoanemometrului²⁶.

Etalonarea sondelor²⁷ s-a efectuat in tunelul aerodinamic DISA 55A60. Viteza aerului in tunel a fost modificata cu ajutorul autotransformatorului, pentru fiecare pozitie a acestuia citindu-se indicatia l - lungimea coloanei de alcool din tubul unui micromanometru cu tub inclinat legat la ajutorul tunelului si tensiunea U - la un numarator electronic legat la sonda. Viteza aerului din tunel se calculeaza cu relatia:

$$v = \sqrt{2\chi / (\chi - 1) R_0 T_0 [1 - (1 - \Delta p / p_0)^{(\chi - 1) / \chi}]} \quad [\text{m/s}] \quad (2.2.1)$$

in care :

$$\Delta p = \rho_{\text{apa}} g k l (\rho_{\text{alc. utilizat}} / \rho_{\text{alc. etalonare}}) \quad [\text{N/m}^2] \quad (2.2.2)$$

$$\chi = 1,4, \quad R_0 = 287,1 \text{ J / kgK}, \quad p_0 = p_{\text{atm}}, \quad \rho_{\text{apa}} = 1000 \text{ kg/m}^3$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2, \quad T_0 = 273,15 + t \text{ [}^\circ\text{K]}$$

$$t \text{ [}^\circ\text{C]} - \text{temperatura}$$

Sonda este corect etalonata daca intre viteza si tensiune exista o dependenta liniara.

In fig.2.2.4. este prezentat tunelul aerodinamic DISA 55A60 utilizat la etalonarea sondelor²⁸, in fig.2.2.5. si 2.2.6 schemele bloc ale aparaturii utilizate pentru masurarea vitezei cu sondele DISA 55P14, DISA

²⁶ Горлин, С.М., Слезингер, И.И., *Аеромеханические измерения, методы и приборы*, "Наука", Москва 1964.

²⁷ Bărglăzan, M., ș.a., *Măsurări hidropneumatice*, Lucrări de laborator, vol.I, IP "Traian Vuia", Timișoara 1991.

²⁸ Idem, *ibidem*.

55P11 respectiv DISA 55P63²⁹, in fig.2.2.7. sondele DISA utilizate, iar in fig.2.2.8. blocul de aparatura DISA utilizat la efectuarea masurarilor si mecanismul de deplasare a sondelor cu precizie milimetrica.

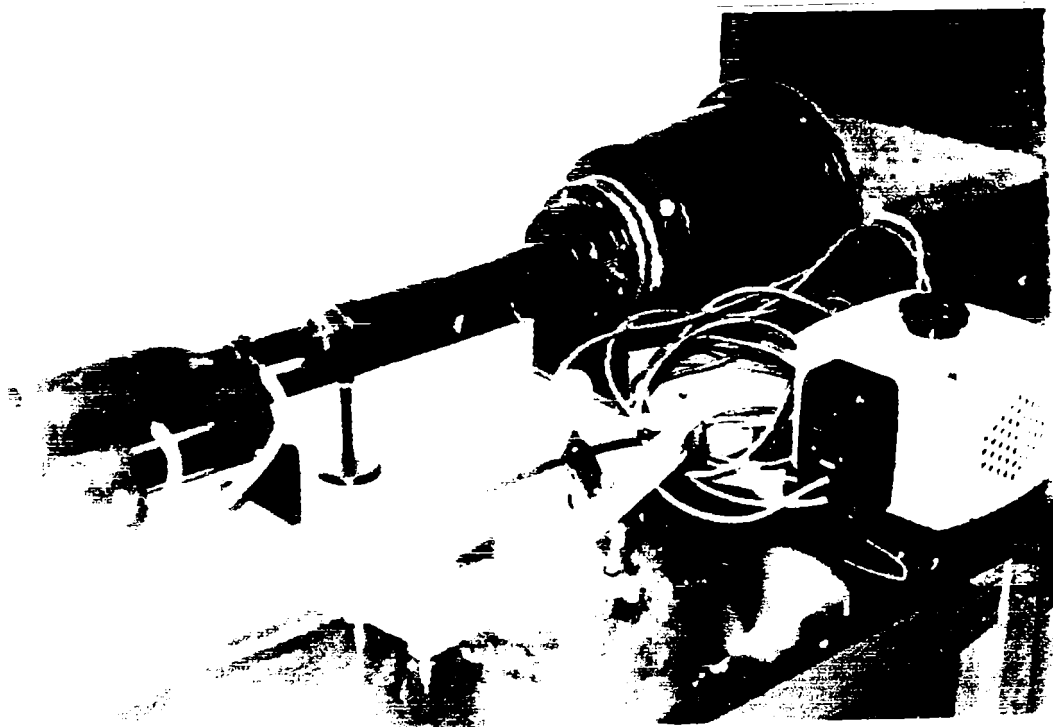


Fig.2.2.4a. Tunel aerodinamic DISA 55A60 (foto).

²⁹ Călin, G.I., *Studiul curgerii viscoase printr-o rețea plană de profile*, Teza de doctorat, IP "Traian Vuia", Timișoara 1988.

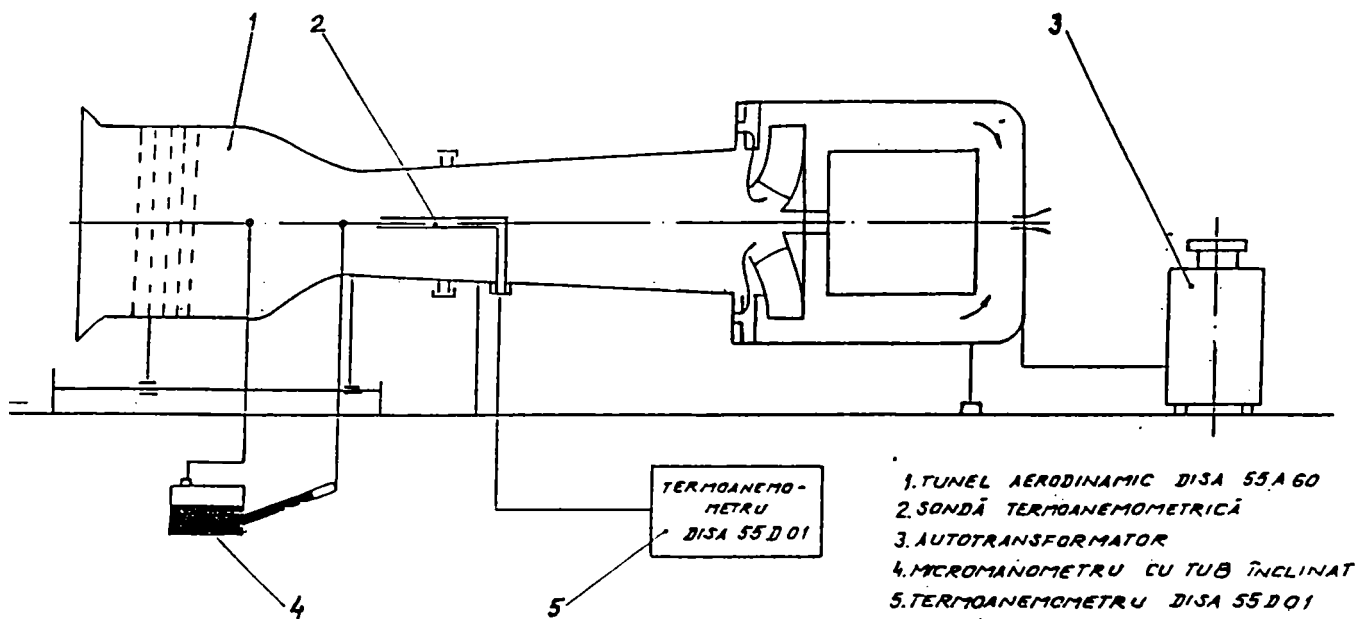


Fig.2.2.4b. Tunel aerodinamic DISA 55A60 (schita).

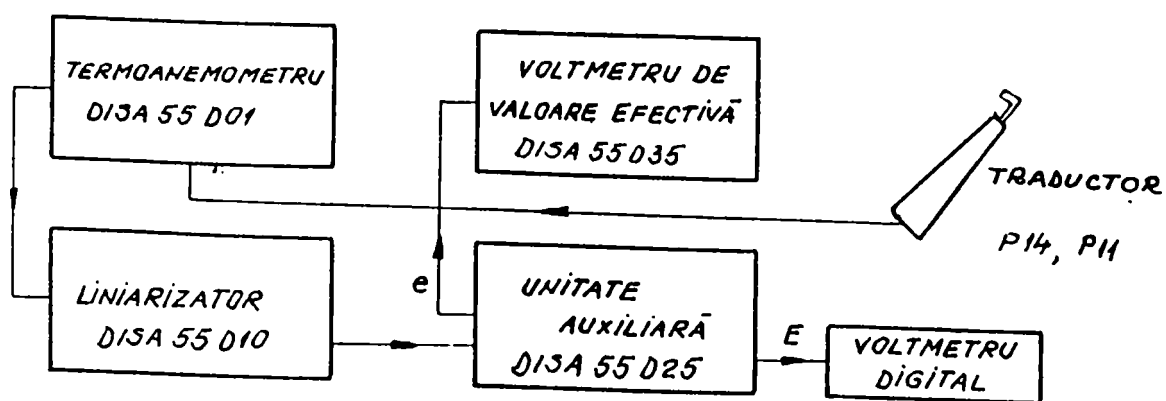


Fig.2.2.5. Schema bloc a aparaturii DISA utilizate la etalonarea sondelor DISA 55P11 si DISA 55P14.

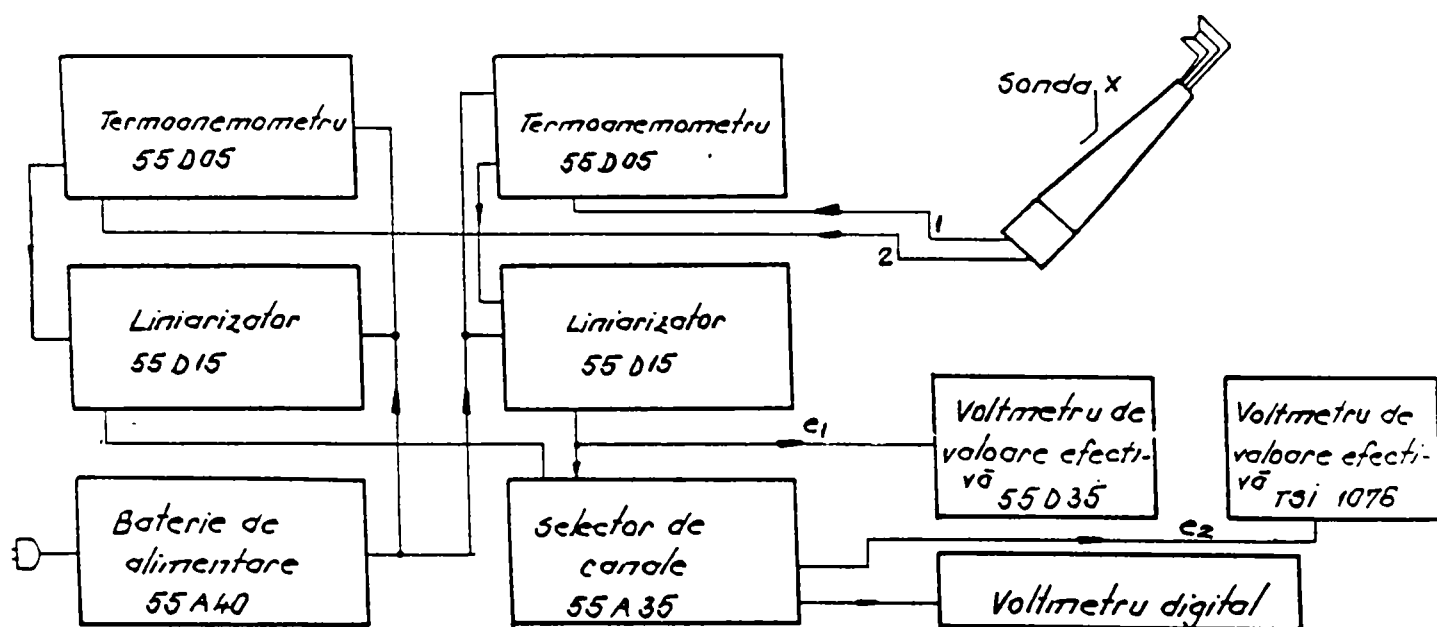


Fig.2.2.6. Schema bloc a aparaturii DISA utilizate la etalonarea sondei DISA 55P63.

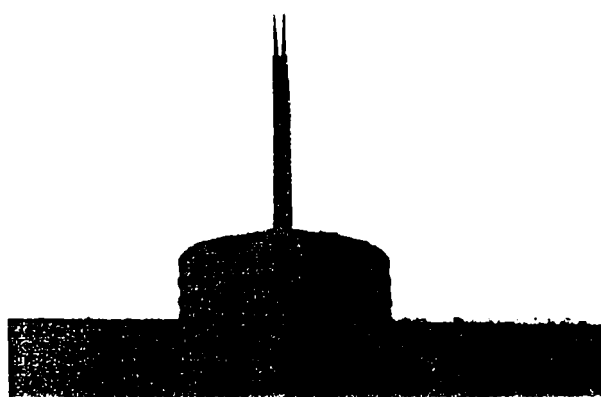


Fig.2.2.7a. Sonda cu un fir tip DISA 55P11 (foto).

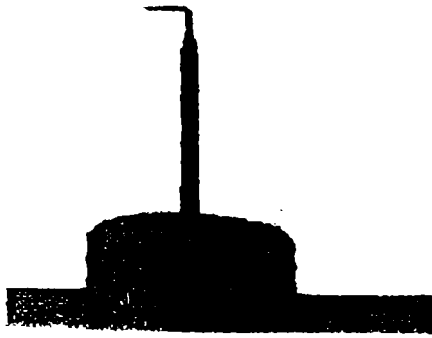


Fig.2.2.7b.Sonda cu un fir tip DISA 55P14 (foto).

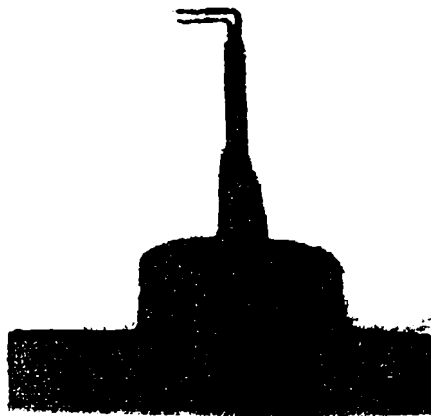


Fig.2.2.7c.Sonda cu doua fire tip DISA 55P63 (foto).



Fig.2.2.8a. Aparatura DISA utilizata la efectuarea masurarilor (foto).

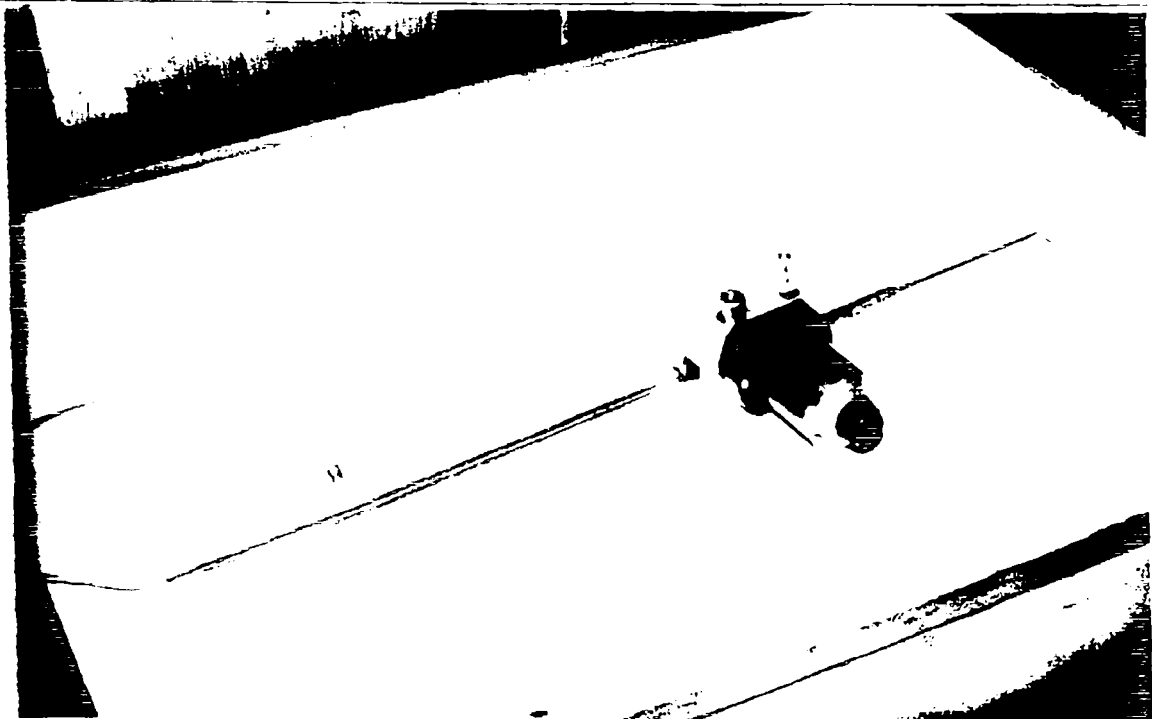


Fig.2.2.8b. Mecanism DISA utilizat la deplasarea sondelor cu precizie milimetrica (foto).

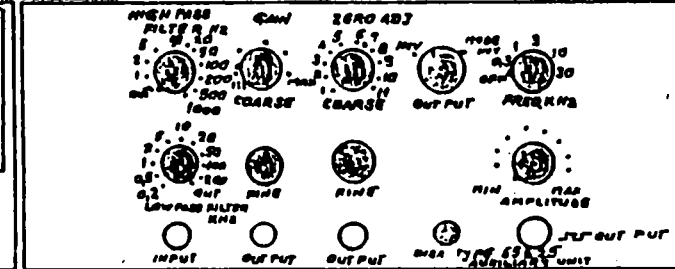
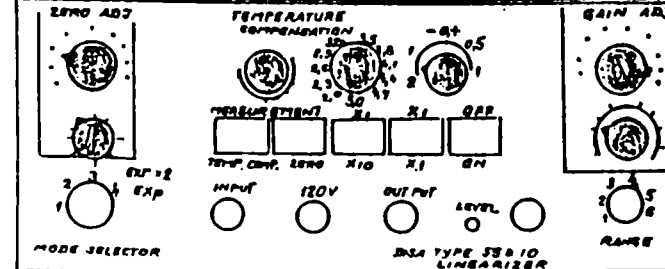
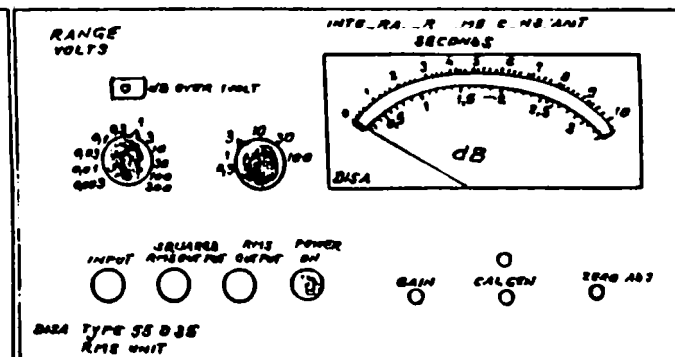
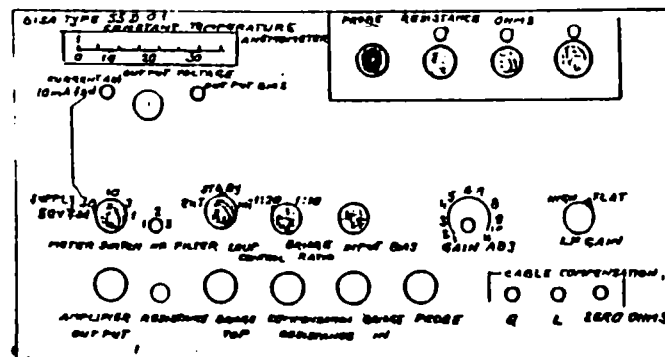
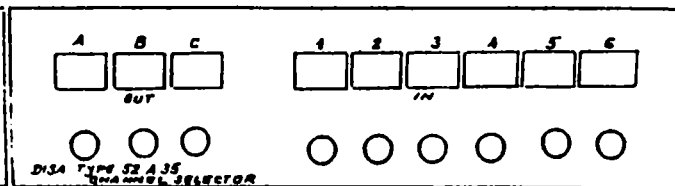
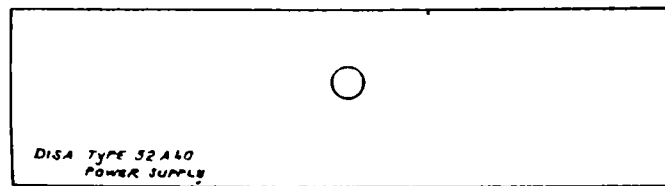
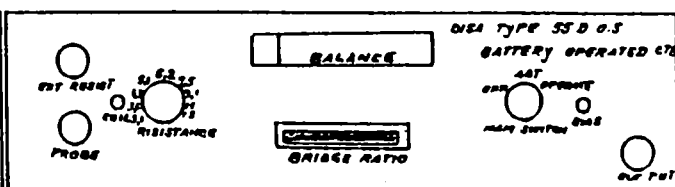
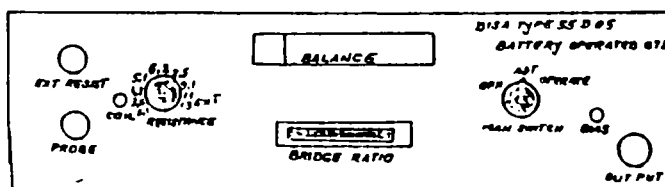
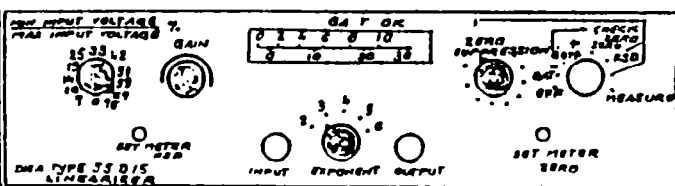
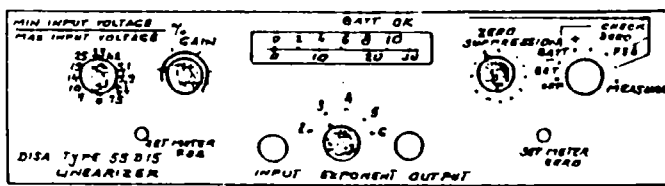
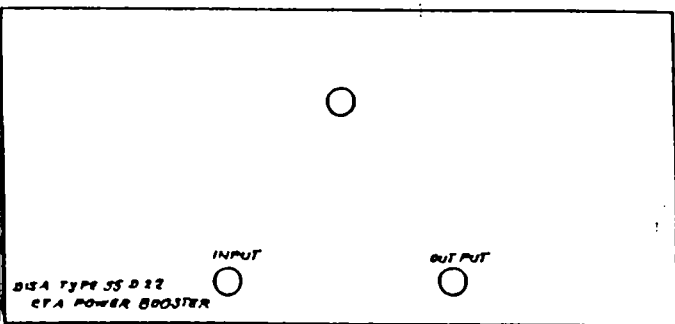
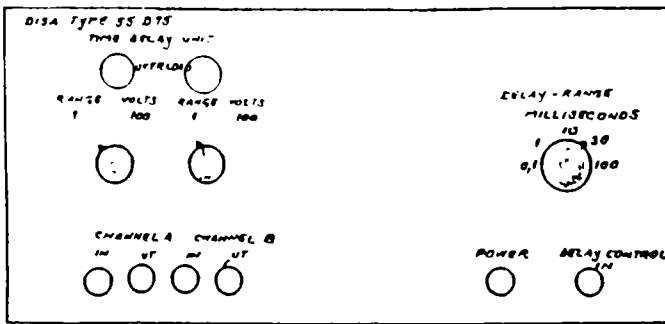
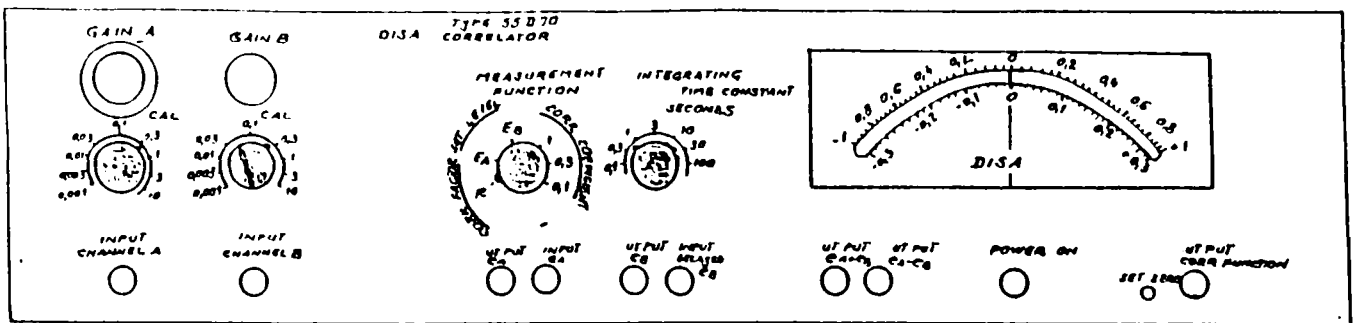


Fig.2.2.8b. Aparatura DISA utilizata la efectuarea masurarilor (schema).

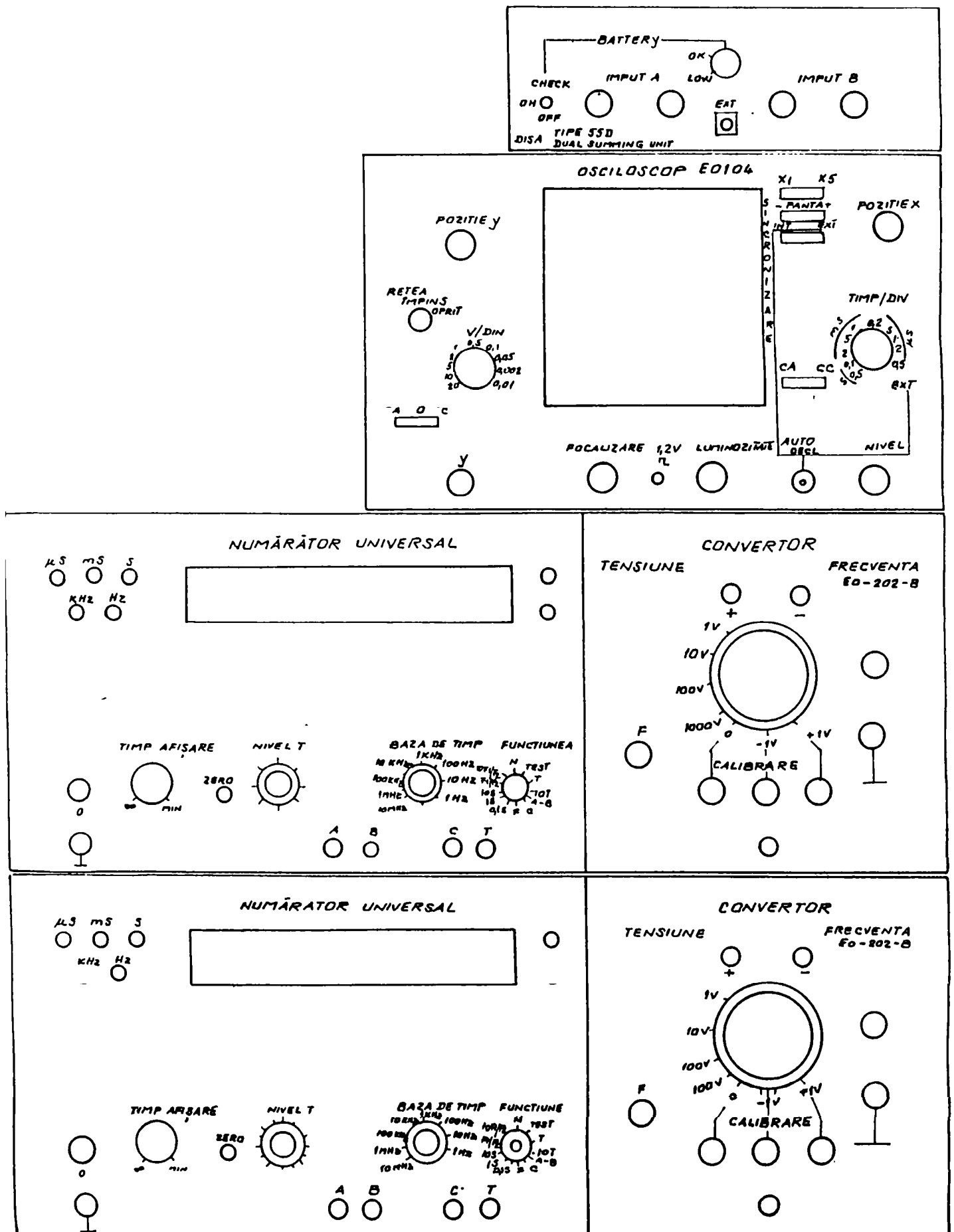


Fig.2.2.8c. Aparatura DISA utilizata la efectuarea masurarilor (schema).

Pentru măsurarea vitezei în stratul limită se poziționează sonda în imediată vecinătate a peretelui, perpendicular pe acesta în punctul respectiv. Cu ajutorul unui mecanism de deplasare sonda se îndepărtează de perete, pentru fiecare poziție a acesteia citindu-se viteza la un numărator electronic conectat la termomanometru. În momentul în care se constată că indicația număratorului nu mai variază, deci viteza rămâne practic constantă, înseamnă că a fost depășită limita stratului limită. Pentru mărirea preciziei, pentru fiecare poziție a sondei se fac patru citiri la numărator, viteza în punctul respectiv fiind determinată prin medierea celor patru indicații.

Concluzii

1. Partea experimentală a lucrării a fost efectuată în Laboratorul de Aerodinamică al Catedrei de Mașini Hidraulice din Facultatea de Mecanică, Timișoara.

2. Măsurările au fost efectuate în Tunelul Aerodinamic de strat limită proiectat de dr. ing. D. Ionescu.

3. Aparatura utilizată este DISA, constituită din termomanometru DISA, aparatură auxiliară și sonde termomanometrice cu un fir și cu două fire în X.

3. Calculul teoretic al stratului limita pe un profil aerohidrodinamic, tinand cont de evolutia acestuia: laminar-tranzitie-turbulent.

Problema evolutiei stratului limita laminar pe un corp solid, in particular pe un profil aerodinamic, a constituit preocuparea multor cercetatori de-a lungul anilor. Astfel au fost elaborate metode analitice de calcul a stratului limita laminar si de determinare a punctului de desprindere a acestuia. Metodele teoretice existente³⁰, pot fi clasificate in doua grupe:

- metode exacte, avand la baza ecuatiile diferentiale a stratului limita;
- metode aproximative, care au la baza ecuatiile integrale ale stratului limita:

$$\frac{\tau_0}{\rho u e^2} = \frac{1}{u e^2} \frac{\partial(u e \delta_1)}{\partial \tau} + \frac{d\theta}{dx} + (H + 2) \frac{\theta}{u e} \frac{d u e}{d x} \quad (3.1)$$

ecuatiile integrale a impulsului, si

$$\frac{2D}{\rho} = \frac{\partial(u e^2 \theta)}{\partial \tau} + u e^2 \frac{\partial \delta_1}{\partial \tau} + \frac{d(u e^3 \delta_3)}{d x} \quad (3.2)$$

ecuatiile integrale a energiei cinetice, in care D, disipatia viscoasa de-a lungul unei suprafete de anvergura unitate, ortogonala la suprafata solida, se exprima dupa cum urmeaza:

³⁰ Schlichting H., *Теория пограничного слоя*, Издательство Наука, Москва 1969; Saljnikov V., *Le developpement des methodes de l'universalisation des modeles mathematiques pour les problemes differents de la theorie de la couche limite*, Conferenze "Problemi di evoluzione e di stabilita in MFD", Bari 1987.

$$D = D(x) = \rho v \int_0^{\delta} \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} \right)^2 dy \quad (3.3)$$

$$D = f(\delta_1, \theta, \delta_2) \quad (3.4)$$

Pornind de la ecuatiile lui Prandtl (1904), s-au dezvoltat diferite metode de calcul a stratului limita laminar. Din schema prezentata in fig.3.1. se constata ca:

- pe directia 1-2 sunt prezentate metodele "exacte" pentru solutionarea ecuatiilor diferentiale ale stratului limita;

- pe directia 1-15 sunt prezentate metodele aproximative de tip Karman - Pohlhausen pentru solutionarea ecuatiilor integrale ale stratului limita.

Din prima grupa (directia 1-2) se disting:

- solutia lui Blasius pentru problema placii plane (3-4);
- solutiile "afine" ale lui Falkner - Skan pentru profile subtiri (5-6);
- serii de tip Blasius pentru profile microrate (7-8);
- serii de tip Howarth pentru cazul unei distributii liniare a vitezei exterioare (9-10);
- seriile lui Tani care generalizeaza seriile lui Howarth (11-12).

Metodele amintite prezinta solutia sub forma unei serii de puteri calculate de-a lungul coordonatei longitudinale, avand coeficientii exprimati tabelar ca functii de variabilele transversale.

Toate aceste rezultate au fost preluate, generalizate si perfectionate de Gortler in 1957 (13-14). Solutia oferita de Gortler da rezultate bune, apropiate de cele experimentale.

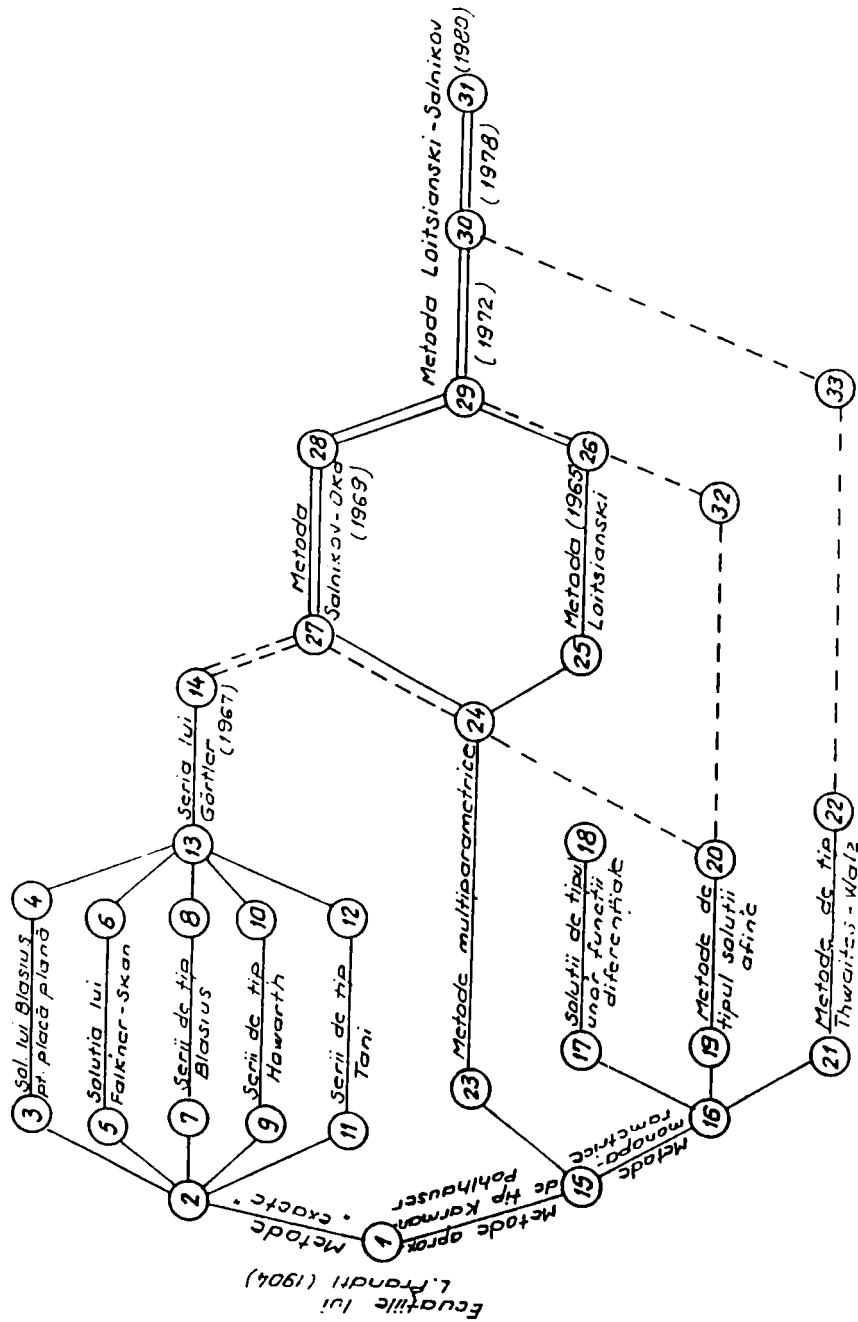


Fig.3.1. Evoluția metodelor de calcul al stratului limita laminar.

Dar, metodele "exacte" prezentate necesita un volum mare de calcul. Pentru obtinerea parametrilor stratului limita pe un profil, foarte important in aplicatii practice, trebuie determinata si tabelata o multime de functii universale. Din acest motiv s-a dezvoltat a doua ramura, grupa metodelor pentru calculul aproximativ al stratului limita laminar (1-15). Metodele din aceasta a doua directie au comun faptul ca solutioneaza ecuatiile integrale ale stratului limita.

Prima metoda aproximativa dezvoltata este metoda monoparametrica a lui Karman - Pohlhausen (15-16).

- directia (17-18) cuprinde procedeele care se bazeaza pe considerarea unor profile de viteze reprezentate sub forma unui polinom de diferite grade si prin functii transcendente;

- directia (19-20) corespunde metodelor care, pentru distributia de viteze in stratul limita utilizeaza direct solutiile "afine" ale lui Hartree;

- directia (21-22) cuprinde metode bazate pe utilizarea solutiilor ecuatiilor integrale, obtinute prin liniarizarea functiei caracteristice F ; acest procedeu se aplica cu mare succes in practica.

In paralel cu aceste metode monoparametrice se dezvolta, incepand cu anul 1960, metodele multiparametrice (23-24) care solutioneaza un sistem de ecuatii ale stratului limita si prezinta solutia sub forma unei serii in care intervin mai multi parametri cu diferite semnificatii.

In anul 1965 Loitsianski (25-26) a reusit ca, prin introducerea unor variabile noi, adimensionale, sa aduca ecuatiile stratului limita la o forma universala, eliminand din aceste ecuatii gradientul de presiune ce caracterizeaza cazul concret de miscare. Astfel, problema este redusa la integrarea numerica directa a ecuatiilor universale de-a lungul ordonatei, utilizand metoda diferentelor finite. Solutiile obtinute sunt unice, tabelate si

utilizate pentru calculul stratului limita pentru fiecare caz de miscare tratat in diferite probleme.

Putin mai tarziu, in 1969, Viktor Salnikov si Simeon Oka au reusit (27-28) ca, pornind de la ideea lui Loitsianski, intr-o maniera similara, sa reprezinte sistemul de ecuatii initiale sub o forma universala. Trebuie specificat ca aceasta metoda utilizeaza variabilele lui Gortler si grupeaza parametrii in asa fel, incat in primul termen sa apara functia generala a lui Gortler. Aceasta metoda a fost imbunatatita in anii urmasori, la forma finala ajungandu-se in anul 1978.

Pentru comparatie³¹, se considera un corp bidimensional, axial - simetric, biconvex, al carui contur este dat de ecuatie:

$$Y(x) = \pm b [1 - (x/L)^2] \quad (3.5.)$$

situat la diferite unghiuri de incidenta, fig.3.2.

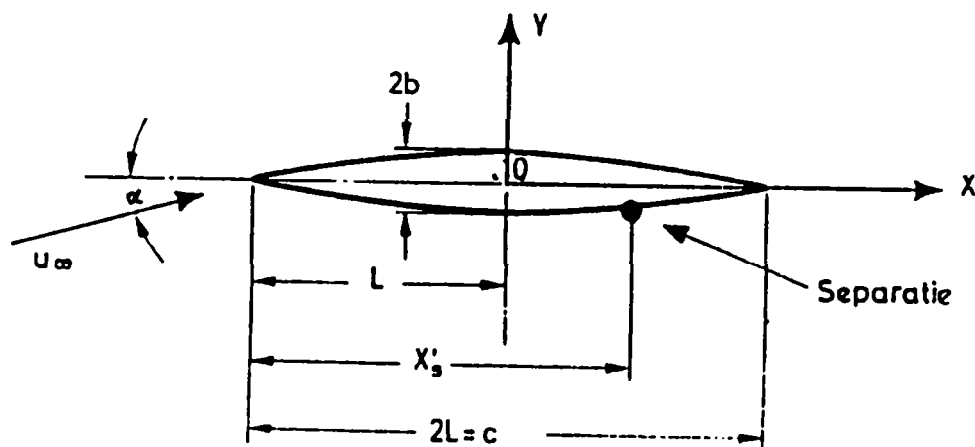


Fig.3.2. Corp bidimensional dat de ecuatie (3.5.)

³¹ Chang Paul K., *op. cit.*

La unghiuri mici de incidenta, punctul de desprindere se deplaseaza, pe extrados, spre bordul de atac si curgerea pe extrados devine turbulenta. Pe intrados insa, curentul ramane laminar. De aceea, este convenabil ca masurarile si calculul punctului de desprindere laminara sa se faca pe intrados.

In tabelul 3.1. sunt prezentate, comparativ, datele obtinute pe cale teoretica si experimental. Analizand datele, se constata ca metoda lui Shvets da rezultate incomparabil mai bune fata de celelalte doua metode (Thwaites si Stratford) doar pentru unghiul de incidenta $\alpha = 0^\circ$; in domeniul unghiurilor mari de incidenta, rezultatele teoretice si cele experimentale se apropie foarte mult. Metoda lui Thwaites, in majoritatea cazurilor, da rezultate apropiate de cele obtinute pe cale experimental.

Tab.3.1.

| X/C | | C=235,2 MM | | | |
|--------------------------|---------------------|-------------------|----------------------|------------------------------|--|
| $\alpha_\infty [^\circ]$ | Metoda lui Thwaites | Metoda lui Shvets | Metoda lui Stratford | Experimental Metoda lui Dust | |
| 0 | 0,7037 | 0,777 | 0,8346 | 0,781 | |
| 5 | 0,791 | 0,907 | 0,875 | 0,779 | |
| 10 | 0,840 | 0,9225 | 0,905 | 0,870 | |
| 15 | 0,93 | 0,945 | 0,9425 | 0,885 | |
| 20 | 0,951 | 0,955 | 0,955 | 0,931 | |
| 30 | 0,954 | 0,959 | 0,958 | 0,957 | |
| 45 | 0,973 | 0,973 | 0,954 | 0,971 | |

In practica, desprinderea curentului turbulent este o problema mult mai importanta decat desprinderea curentului laminar, deoarece, dupa desprinderea laminara, curentul in general se reataseaza, iar dupa punctul de desprinderea turbulenta, curentul ramane desprins. Daca corpul are dimensiuni mai mari sau daca este introdus intr-un curent de viteza mare, curgerea devine turbulenta.

In general, anticiparea curgerii turbulente este mai putin exacta si mai dificila in comparatie cu curgerea laminara. In cele mai multe cazuri, curgerea este mixta, avand in amonte curent laminar, o zona de tranzitie si, in aval un curent turbulent.

Pentru calculul stratului limita turbulent, trebuie specificate conditiile initiale ale acestei curgeri, deoarece desprinderea depinde de comportarea stratului limita³². S-a constatat ca grosimea pierderii de impuls θ a stratului limita si grosimea pierderii de energie totala δ_3 , definita de:

$$\delta_3 = \int_0^{\delta} \frac{u}{u_e} \left[1 - \left(\frac{u}{u_e} \right)^2 - \frac{u'^2 + v'^2 + w'^2}{u_e^2} \right] dy \quad (3.6)$$

in care cu " ' " se specifica fluctuatia , au un rol important in determinarea desprinderii turbulente.

In privinta parametrului H nu este posibila obtinerea unei valori exacte corespunzatoare desprinderii, aceasta putand avea loc in intervalul $H = 1,8 \div 2,4$. Valorile lui H corespunzatoare limitelor inferioara si superioara pentru desprindere dau diferente mici in localizarea punctului de desprindere. Metoda lui Head este una dintre cele mai precise metode si da rezultate dintre cele mai bune.

³² Idem, *ibidem*.

In continuare, se prezinta comparativ, rezultatele obtinute privind determinarea punctului de desprindere turbulenta³³.

In fig.3.3. sunt prezentate rezultatele obtinute prin metodele: Cebeci - Smith, Head si Stratford in comparatie cu datele experimentale, pentru cilindrul eliptic a lui Schubauer.

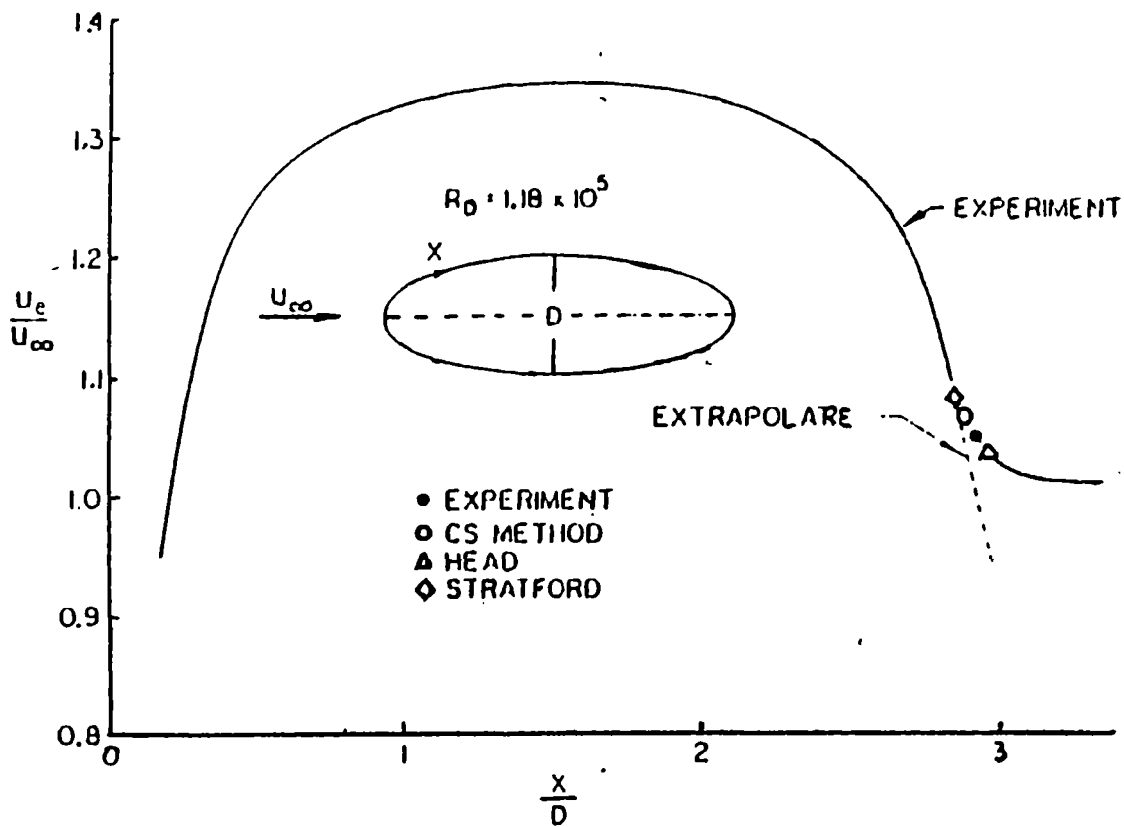


Fig.3.3. Pozitia punctului de desprindere turbulenta pentru cilindrul eliptic a lui Schubauer.

³³ Cebeci T., Smith A.M.O., *Analysis of Turbulent Boundary Layers*, Academic Press Inc, 1974.

In fig. 3.4. se compara rezultatele obtinute de Cebeci - Smith, Head, Goldschmied si Stratford, cu datele experimentale, pentru un profil de tip Newman.

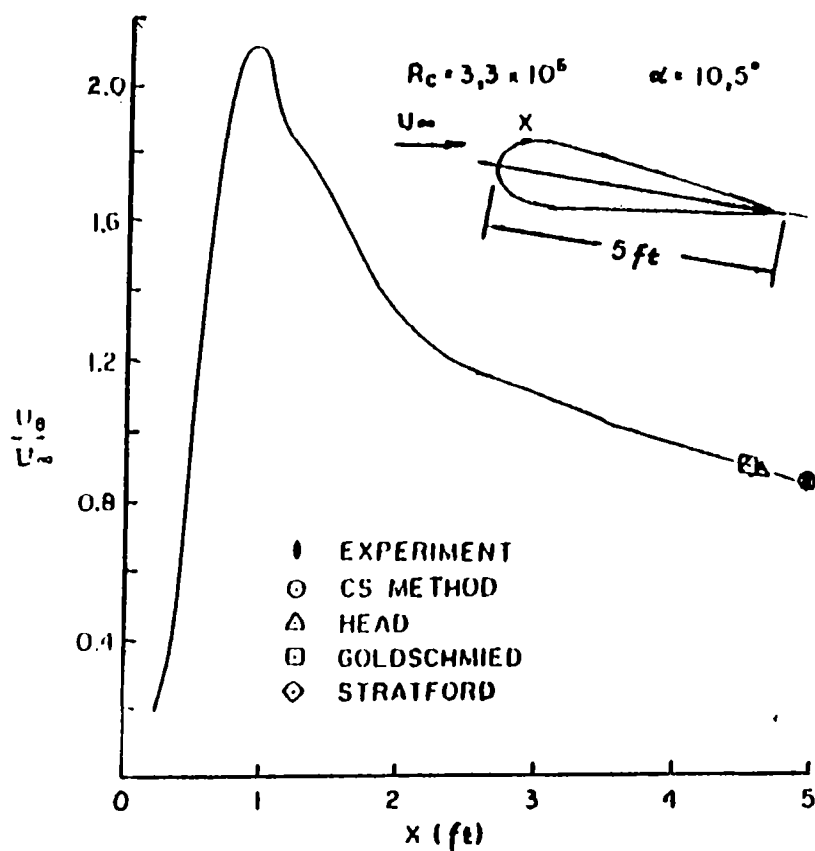


Fig.3.4. Pozitia punctului de desprindere turbulenta pentru un profil de tip Newman.

In fig.3.5. se compara rezultatele teoretice obtinute de Cebeci - Smith, Head Goldschmied si Stratford, pentru un profil NASA 4412, la diferite unghiuri de incidenta.

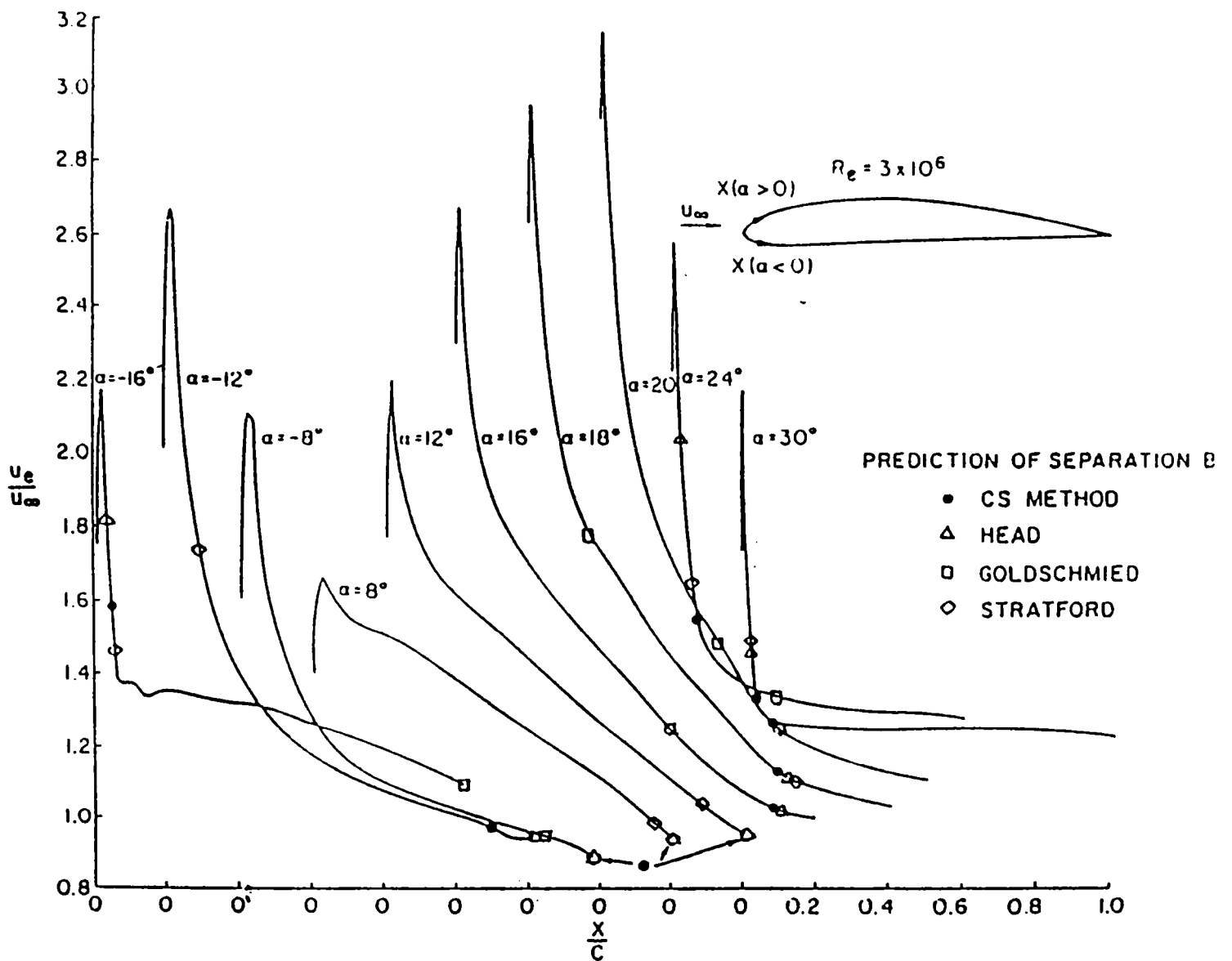


Fig.3.5. Pozitia punctului de desprindere turbulentă pentru un profil NASA 4412.

Din diagramele prezentate reiese ca rezultatele cele mai bune se obtin prin metodele Cebeci - Smith si Head.

Stratul limita pe un profil aerohidrodinamic are o evolutie complexa, ce depinde de fluidul de lucru, de turbulenta curentului exterior, de numarul Reynolds si de unghiul de incidenta la care este situat profilul.

La impactul curentului cu profilul, stratul limita este laminar³⁴, apoi prezinta o zona de tranzitie, dupa care devine turbulent, pana la desprindere, fig.2.2.1.

Avand in vedere cele prezentate, pentru calculul stratului limita pe un profil aerohidrodinamic au fost alese metodele Thwaites si Head.

Pornind din punctul de impact, zona laminara a stratului limita se calculeaza cu metoda Thwaites³⁵. Inceputul zonei de tranzitie si extinderea acesteia se determina conform metodologiei propuse de L.F.Kozlov³⁶, iar stratul limita turbulent cu metoda Head³⁷, considerand parametrii din punctul initial de calcul, valorile corespunzatoare punctului final al zonei de tranzitie.

³⁴ Chang Paul K., *op. cit.*

³⁵ Cebeci T., Bradshaw P., *Momentum Transfer in Boundary Layers*, Hemisphere Publishing Corporation Washington - London, McGraw - Hill Book Company, USA 1977.

³⁶ Козлов Л.Ф., *Теоретические исследования пограничного слоя*, Наукова думка, Киев 1982.

³⁷ Cebeci T., Bradshaw P., *op. cit.*

3.1. Calculul stratului limita laminar. Metoda lui Thwaites.

Notatii:

u_e - viteza curentului exterior;

x - coordonata curenta, masurata in lungul cozii profilului sau coordonata curbilinie in lungul suprafetei;

y - distanta masurata dupa o directie perpendiculara pe suprafata profilului;

$$\theta = \int_0^{\delta} \left(\frac{u}{u_e} \right) \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dy \quad - \text{ grosimea pierderii de impuls;}$$

l - variabila ce poate fi calculata orice solutie particulara a ecuatiilor stratului limita si pe care Thwaites o exprima ca o functie de λ ;

$H = \delta_l / \theta$ - parametru de forma;

$$\delta l = \delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dy \quad - \text{ grosimea de eliminare a stratului limita;}$$

c_f - coeficientul de frecare la perete;

ν - coeficientul de viscozitate cinematica a fluidului.

Cunoscand distributia de viteze corespunzatoare miscarii potentiale in prezenta profilului, $u_e = u_e(x)$, Thwaites³⁸ introduce parametrul :

³⁸ Idem, *ibidem*.

$$\lambda = \frac{\theta^2}{v} \frac{d u e}{d x} \quad (3.1.1)$$

si impune conditiile la limita:

-pentru $y=0$:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = -\frac{u e \lambda}{\theta^2} \quad \text{si} \quad (3.1.2)$$

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{u e l}{\theta}$$

Calculand $I = I(\lambda)$ si $H = H(\lambda)$, ecuatia integrala a impulsului:

$$\frac{d\theta}{dx} + (H + 2) \frac{\theta}{u e} \frac{d u e}{d x} = \frac{C_f}{2} \quad (3.1.3)$$

poate fi retranscrisa sub forma:

$$\frac{u e}{v} \frac{d\theta^2}{d x} = 2 \left\{ - [H(\lambda) + 2] \lambda + I(\lambda) \right\} \equiv F(\lambda) \quad (3.1.4)$$

Thwaites considera functia universala $F(\lambda)$ sub forma:

$$F(\lambda) = 0,45 - 6\lambda = 0,45 - 6 \frac{\theta^2}{v} \frac{d u e}{d x} \quad (3.1.5)$$

Din aceasta ecuatie, prin integrare, se poate obtine valoarea parametrului θ , pentru o distributie data a vitezei exterioare:

$$\theta^2 = 0,45ue^{-6} \sqrt{\int_0^x ue^5 dx} \quad (3.1.6)$$

Avand valoarea lui θ , se poate calcula λ , iar cu acesta:

$$\begin{aligned} 0 \leq \lambda \leq 0,1 & \quad l = 0,22 + 1,57\lambda - 1,8\lambda^2 \\ & \quad H = 2,61 - 3,75\lambda + 5,24\lambda^2 \end{aligned} \quad (3.1.7)$$

$$\begin{aligned} -0,1 \leq \lambda \leq 0 & \quad l = 0,22 + 1,402\lambda + (0,018\lambda) / (0,107 + \lambda) \\ & \quad H = (0,0731) / (0,14 + \lambda) + 2,088 \end{aligned} \quad (3.1.8)$$

Thwaites stabileste ca desprinderea stratului limita laminar are loc pentru: $\lambda=0,082$, $l(\lambda)=l(0,082)=0$, $H(\lambda)=H(0,082)=3,7$.

3.2. Tranzitia laminar - turbulent in stratul limita. Metoda lui Kozlov.

L.F. Kozlov considera³⁹ ca tranzitia laminar - turbulent in stratul limita are loc pentru o anumita valoare critica a numarului Reynolds in zona de tranzitie, definit prin:

$$Re_{tr}^{\theta} = (u\theta_{tr} / \nu) \quad (3.2.1)$$

Pentru calculul valorii critice a numarului Reynolds in punctul de tranzitie, Kozlov propune relatia:

$$Re_{tr}^{\theta} = Re_H^{\theta} + [A(|f|_s + f)^{1/2}] / \{[\varepsilon (l/l_0)^{1/5}]^{5/4} Re^{-1/4} \Omega(u/u_e)\} \quad (3.2.2)$$

unde functia Ω are expresia:

$$\Omega = (u/u_e)^2 / [1 + (u/u_e)^4]^{5/4} \quad (3.2.3)$$

Semnificatia marimilor care intervin in relatiile mentionate este:

ε - gradul de turbulenta a curentului afluent;

l_0 - lungimea corpului;

u_e - viteza asimptotica amonte;

$f = (\theta^2 / \nu)(du/dx)$ - parametrul lui Pohlhausen;

³⁹ Kozlov L.F., *op. cit.*

$Re^\theta = u \theta / \nu$ - valoarea locala a numarului Reynolds;

s - punctul de desprindere a stratului limita;

$A=0,22$ - constanta determinata experimental.

Confruntand calculele cu rezultatele obtinute pe cale experimentală, s-a constatat ca se poate considera:

$$A (u_e l / \nu)^{1/4} \Omega^{-1} (u/u_e) = 2 \quad (3.2.4)$$

$$Re^\theta_H = \exp(A - BH) \quad (3.2.5)$$

in care

$$H = \delta_1 / \theta \quad (3.2.6)$$

$$A = 25,9 \quad B = 7,76 \quad (3.2.7)$$

- Cu acestea, relatia de calcul a valorii numarului Reynolds critic la tranzitie devine:

$$Re^\theta_{ir} = Re^\theta_H + C (|f_s| + f)^{1/2} \varepsilon^{-5/4} \quad (3.2.8)$$

unde $C = 1,88$.

Aceasta relatie da rezultate bune pentru $\varepsilon = 0,15 \div 0,35 \%$.

Daca notam cu x abscisa curbilinie masurata de-a lungul conturului si calculam numarul Reynolds local,

$$Re(x) = u x / \nu \quad (3.2.9)$$

atunci, radacina ecuatiei:

$$Re(x) = Re^\theta_{ir} \quad (3.2.10)$$

reprezinta abscisa punctului de tranzitie.

Aceasta metoda se aplica pentru curgeri plane, iar cu anumite modificari introduse de Stepanov si Mangler, metodologia poate fi generalizata si pentru curgeri axial simetrice.

Cercetarile au aratat ca numarul Reynolds critic in punctul de tranzitie depinde de:

- turbulenta initiala a curentului;
- curbura si rugozitatea suprafetei;
- gradientul de presiune longitudinal la frontiera exterioara a stratului limita;
- numarul Mach;
- raportul dintre temperatura suprafetei corpului si temperatura curentului afluent;
- perturbatiile acustice.

Extinderea Δx a zonei de tranzitie, conform acestei metode, se determina cu relatia:

$$Re_{\Delta x} = Re_{x_1} - Re_{x_{12}} = 4,85 [C(\varepsilon) + M^{1,92}] Re_{x_{12}}^{2/3} \quad (3.2.11)$$

unde:

$$Re_{x_1} = u_e x_1 / \nu, \quad Re_{x_{12}} = u_e x_{12} / \nu, \quad Re_{\Delta x} = u_e \Delta x / \nu \quad (3.2.12)$$

sunt numerele Reynolds corespunzatoare si unde se intelege prin:

x_{12} - coordonata corespunzatoare inceputului zonei de tranzitie;

x_1 - coordonata corespunzatoare sfarsitului zonei de tranzitie;

$\Delta x = x_{1,2} - x_{1,2}$ - extinderea zonei de tranzitie;

u_e - viteza la frontiera exterioara a stratului limita;

ν - coeficientul cinematic de vascozitate;

M - numarul Mach;

$C(\varepsilon)$ - parametru ce depinde de gradul de turbulenta al curentului afluent;

ε - gradul de turbulenta al curentului afluent.

Relatia (3.2.11) da rezultate bune pentru $0 \leq M \leq 5$.

Pentru coeficientul de frecare in zona de tranzitie, Kozlov propune relatia:

$$C_{fn} = A (Re_x)^B \quad (3.2.13)$$

in care:

$$B = \frac{\log\left(\frac{0,0263}{0,664}\right)}{\log k} + \frac{5 \log Re_{xtr}}{14 \log k} - \frac{1}{7} \quad (3.2.14)$$

$$k = Re_{xt} / Re_{xtr} \quad (3.2.15)$$

indicele tr semnificand inceputul zonei de tranzitie, iar indicele t - sfarsitul zonei de tranzitie.

$$A = \frac{0,664}{\sqrt{Re_{xtr}} Re_{xtr}^B} = \frac{0,0263}{(Re_{xt})^{1/7} Re_{xt}^B} \quad (3.2.16)$$

3.3. Calculul stratului limita turbulent. Metoda lui Head.

Aceasta metoda permite calculul stratului limita turbulent bidimensional cu gradient de presiune, utilizand ecuatia integrala a impulsului⁴⁰. Se considera ca viteza de antrenament adimensionala v_E / u_e este functie de factorul de forma H_1 :

$$\frac{v_E}{u_e} = \frac{1}{u_e} \frac{d[ue(\delta - \delta_l)]}{dx} = F(H_1) \quad (3.3.1)$$

unde parametrul H_1 se defineste prin:

$$H_1 = (\delta - \delta_l) / \theta \quad (3.3.2)$$

Utilizand ecuatia (3.3.2), ecuatia (3.3.1) poate fi scrisa sub forma:

$$\frac{d(ue\theta H_1)}{dx} = ueF \quad (3.3.3)$$

Head mai considera ca H_1 este exprimat in raport cu parametrul de forma H :

$$H_1 = G(H) \quad (3.3.4)$$

⁴⁰ Cebeci T., Bradshaw P., *op. cit.*

Funcțiile F și G sunt determinate experimental. În urma unei selectări severe a datelor experimentale, s-a obținut:

$$F = 0,0306 (H_1 - 3)^{-0,6169} \quad (3.3.5)$$

$$G = 0,8234(H - 1,1)^{-1,287} + 3,3 \quad H \leq 1,6 \quad (3.3.6)$$

$$G = 1,5501(H - 0,6778)^{-3,064} + 3,3 \quad H \geq 1,6 \quad (3.3.7)$$

Dacă ecuația integrală a impulsului:

$$\frac{d\theta}{dx} = \frac{\tau_0}{\rho u_e^2} - (H + 2) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{dx} \quad (3.3.8)$$

se scrie sub formă:

$$\frac{d\theta}{dx} + (H + 2) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{dx} = \frac{C_f}{2} \quad (3.3.9)$$

se constată că apar trei necunoscute: θ , H și c_f pentru o distribuție dată a vitezei exterioare. Ecuația (3.3.3) cu F , H și G definite de ecuațiile (3.3.4), (3.3.5), (3.3.6) devine o relație dintre θ și H .

Head utilizează pentru c_f legea dată de Ludwig și Tillmann:

$$c_f = 0,246 Re_\theta^{-0,268} \cdot 10^{-0,678H} \quad (3.3.10)$$

în care:

$$Re_\theta = u_e \theta / \nu \quad (3.3.11)$$

Sistemul de ecuatii (3.3.3) ÷ (3.3.10) poate fi solutionat numeric pentru o distributie specificata a vitezei exterioare, obtinandu-se parametrii stratului limita. Trebuie specificat ca punctul initial de calcul este $x = x_0$, valorile initiale a doi din cei trei parametri: θ , H si c_f trebuie specificate, al treilea obtinandu-se din ecuatiile (3.3.10). In practica este mai usor a se lucra cu H_1 decat cu H . Aceasta metoda este o metoda integrala, ce utilizeaza parametrul de forma H drept criteriu de desprindere.

Ecuatia (3.3.10) da $c_f = 0$ daca H tinde spre infinit. Nu este posibila obtinerea unei valori exacte pentru H corespunzatoare desprinderii, aceasta putand avea loc in intervalul $H = 1,8 \div 2,4$. Valorile lui H corespunzatoare limitelor inferioara si superioara pentru desprindere, dau diferente mici in localizarea punctului de desprindere.

Concluzii

1. Problema calculului stratului limita a prezentat interes pentru cercetatori din cele mai vechi timpuri.
2. Metodele existente solutioneaza fie ecuatiile diferentiale, fie ecuatiile integrale ale stratului limita.
3. Comparand rezultatele obtinute prin diverse metode pentru acelasi profil, am ajuns la concluzia ca metodele care dau rezultate dintre cele mai bune sunt: metoda lui Thwaites, pentru stratul limita laminar si metoda lui Head, pentru stratul limita turbulent.
4. Pentru zona de tranzitie laminar - turbulent din stratul limita am ales metoda lui Kozlov.

4. Contributii personale la extinderea metodei lui Kozlov. Program de calcul al stratului limita pe un profil aerohidrodinamic.

4.1. Contributii personale la extinderea metodei lui Kozlov de calcul a parametrilor stratului limita in zona de tranzitie.

Observand datele din literatura privind variatia parametrilor stratului limita δ_l , θ , si H ⁴¹ si avand la baza metoda lui Kozlov mi-am propus sa determin legi de variatie pentru parametrii δ_l , θ , si H . Acest obiectiv l-am avut in vedere deoarece Kozlov ne ofera doar o relatie de calcul a coeficientului de frecare din zona de tranzitie. In relatia (3.2.13) a lui Kozlov coeficientii A si B se determina cu relatiile (3.2.14), (3.2.15) si (3.2.16), relatii ce contin coeficienti determinati prin incercari experimentale.

Analizand curbele teoretice si experimentale privind variatia parametrilor stratului limita, am constatat ca toti parametrii prezinta un salt de valori intre zonele laminara si turbulenta. De aceea mi-am propus sa determin legi de variatie pentru parametrii δ_l , θ , si H in zona de tranzitie, pentru a obtine o curba care sa racordeze valorile din ultimul punct al zonei laminare si primul punct al zonei turbulente.

Pornind de la observatii privind alura curbelor experimentale pentru parametrii δ_l , θ , H si C_f si tinand cont de legea (3.2.13) impusa de

⁴¹ Cebeci T., Clark R.W., s.a., *Airfoils with separation and the resulting wakes*, "Journal of Fluid Mechanics ", vol .163, 1986; Chang Paul K., op. cit.

Kozlov pentru coeficientul de frecare, am propus si pentru parametrii δ_l , θ , si H , in zona de tranzitie, legi de variatie de forma:

$$\delta_l = A_1 (Re(x))^{B_1} \quad (4.1.1)$$

$$\theta = A_2 (Re(x))^{B_2} \quad (4.1.2)$$

$$H = A_3 (Re(x))^{B_3} \quad (4.1.3)$$

unde:

$$Re(x) = U(x)x / \nu \quad (4.1.4)$$

este numarul Reynolds local, iar valorile A_1 , A_2 , A_3 si B_1 , B_2 , B_3 se determina impunand conditia ca in punctul initial al zonei de tranzitie parametrul sa aiba valoarea corespunzatoare ultimului punct din zona laminara, iar in punctul final al zonei de tranzitie, parametrul ia valoarea primului punct din zona turbulenta. Se obtine astfel un sistem de doua ecuatii cu doua necunoscute pentru fiecare parametru considerat δ_l , θ , si H . Solutionand acest sistem de ecuatii, se obtin valorile constantelor A_1 , B_1 , A_2 , B_2 si A_3 , B_3 .

Pentru coeficientul de frecare C_f am determinat valorile acestuia tot din conditia de racordare a curbei la valorile corespunzatoare zonelor laminara respectiv turbulenta ale stratului limita.

4.2. Program propriu de calcul al stratului limita pe un profil aerohidrodinamic

Pe un profil aerohidrodinamic plasat într-un curent de fluid, apare un strat limita complex care, în general, are o zonă laminară, urmată de o zonă de tranziție și, în final, una turbulentă.

Ținând cont de cele prezentate în Cap.3 se poate concluziona că metodele de calcul ale stratului limita care dau rezultate dintre cele mai bune sunt metoda lui Thwaites, pentru zona laminară, respectiv metoda lui Head pentru zona turbulentă a acestuia. Din aceste considerente, am realizat un program de calcul⁴² a stratului limita pentru un profil aerohidrodinamic, a cărui organigramă este prezentată în fig.4.2.1.

Datele de intrare ale programului sunt:

- coordonatele curbilinii x ale punctelor de pe profil;
- valorile $U(x)$ ale vitezei corespunzătoare coordonatei x , x fiind abscisa curbilinie;
- coarda L a profilului;
- vâscozitatea cinematică ν a mediului.

Se consideră că bordul de atac al profilului este punctul de impact, respectiv punctul inițial de calcul. Din acest punct se calculează stratul limita laminar pe toată lungimea profilului. Începutul zonei de tranziție se determină în conformitate cu metoda lui Kozlov prin intersecția curbelor $Re(x)$ și $Re_{\theta}(x)$ unde:

$$Re_{\theta}(x) = U(x) \cdot \theta(x) / \nu \quad (4.2.1)$$

⁴² Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *Programme de calcul de la couche limite bidimensionnelle adiacente a une frontiere solide*, Buletinul Științific și Tehnic al Universității Tehnice Timișoara, Tomul 37(51), Mecanica, Timișoara 1992, pg.147-157.

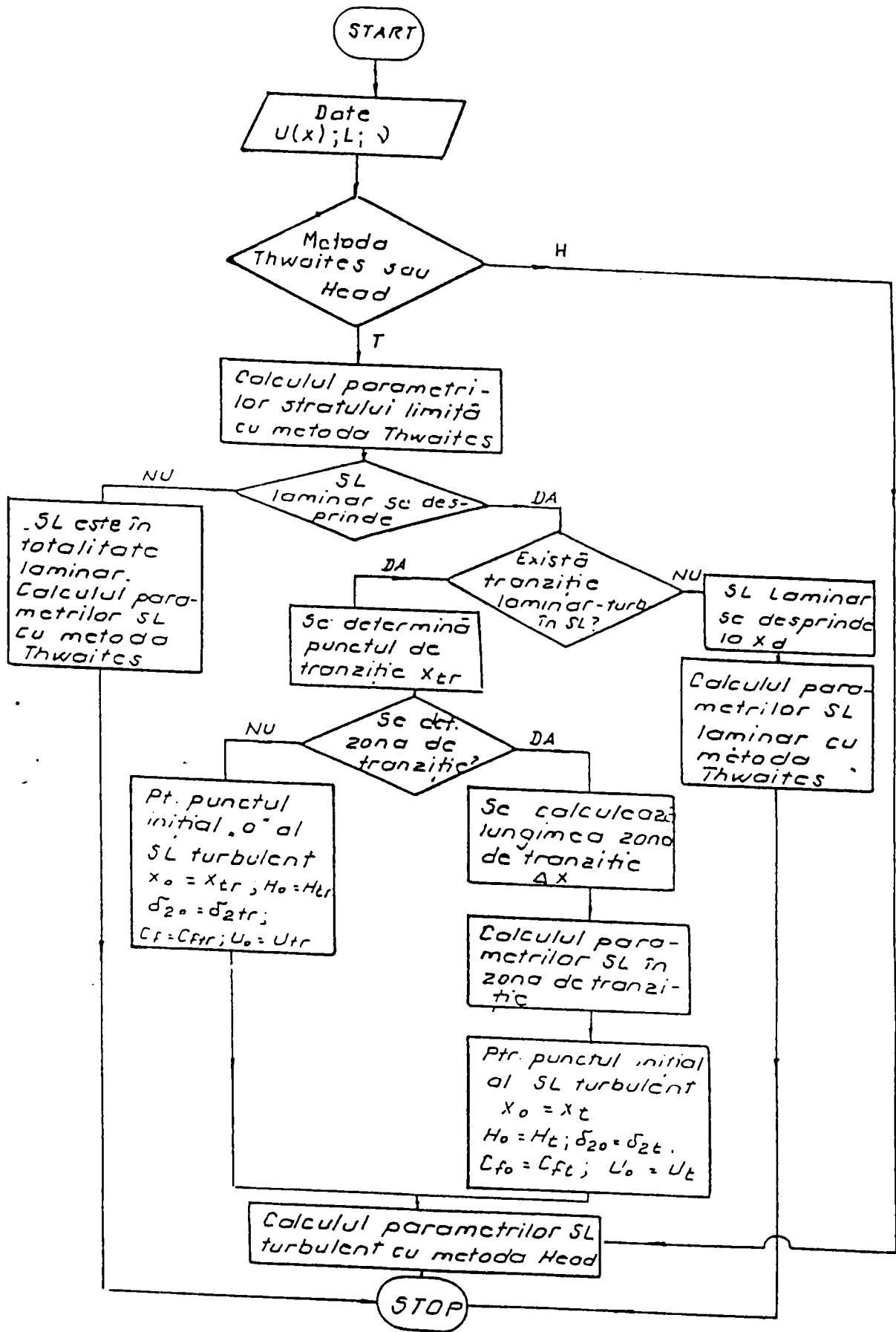


Fig.4.2.1. Organigrama programului de calcul a stratului limita bidimensional.

iar $\theta(x)$ sunt valorile parametrului calculate cu metoda Thwaites. Abscisa punctului corespunzator intersectiei celor doua curbe reprezinta abscisa punctului initial al zonei de tranzitie. Fiind cunoscut punctul initial al zonei de tranzitie, cu relatia (3.2.11) se calculeaza valoarea lui $Re_{\Delta x}$ definit de Kozlov ca fiind:

$$Re_{\Delta x} = U_e \Delta x / \nu \quad (4.2.2)$$

unde U_e este viteza la frontiera exterioara a stratului limita, iar Δx extinderea zonei de tranzitie. Din relatia (4.2.2) se determina extinderea Δx a zonei de tranzitie.

Cunoscand punctul initial al zonei de tranzitie si extinderea acesteia, se determina punctul final al zonei de tranzitie.

In urmatoarea faza se calculeaza stratul limita pe profil considerand ca stratul limita este turbulent incepand din punctul de impact. Aplicand metoda Head se obtin parametrii stratului limita turbulent. In aceasta faza se cunosc parametrii stratului limita din zonele laminara si turbulenta si este delimitata zona de tranzitie.

Parametrii stratului limita in zona de tranzitie se determina conform relatiilor (4.1.1), (4.1.2), (4.1.3) si (3.2.13). Coeficientii A si B respectiv A_j , B_j , $j = 1,2,3$ rezulta din conditia propusa de racordare a curbelor in cele trei zone, pentru fiecare caz in parte.

Programul permite calculul stratului limita complex, care cuprinde zonele: laminara, de tranzitie si turbulenta sau a stratului limita simplu, fie numai laminar, fie numai turbulent.

Pentru a verifica validitatea rezultatelor obtinute pe baza metodologiei propuse si a programului realizat, am comparat rezultatele proprii cu rezultatele obtinute de alti autori.

4.3. Comparatie intre rezultatele proprii obtinute pe baza celor prezentate in paragrafele 4.1. si 4.2. cu alte rezultate obtinute in Laboratorul de Aerodinamica al Catedrei de Masini Hidraulice din Timisoara.

Pentru a compara rezultatele proprii cu alte rezultate obtinute in cadrul Laboratorului de Aerodinamica din Timisoara, am considerat profilul NACA 4412 deoarece dr.ing. Gheorghe Calin in teza de doctorat⁴³ a abordat problema curgerii peste acest profil.

Am considerat distributia exterioara a vitezei $U(x)$ pe extradusul profilului, pe care dr. ing. Gh. Calin a obtinut-o din calcul prin metoda Wilkinson pentru o miscare potentiala.

In fig.4.3.1. este prezentata aceasta distributie de viteze, pornind de la care s-a calculat stratul limita pentru profilul NACA 4412.

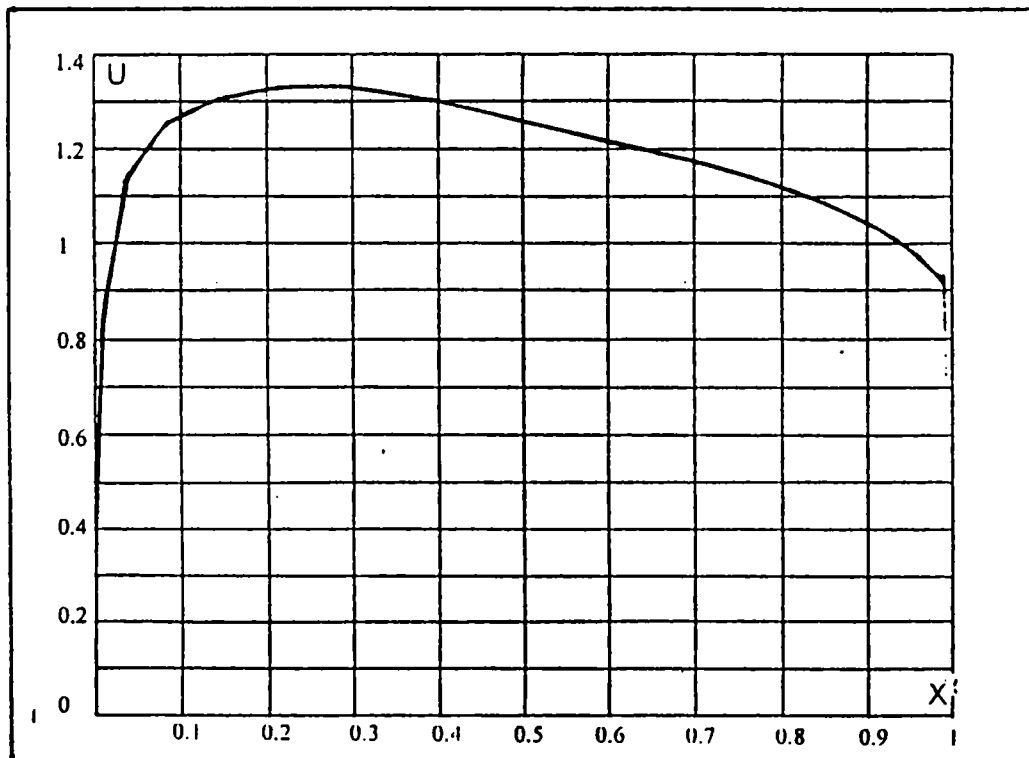


Fig.4.3.1. Distributia exterioara de viteze $U(x)$ pe extradusul unui profil NACA 4412, calculata de G Calin.

⁴³ Călin, G.I., *op. cit.*

Utilizand metodologia prezentata in paragrafele 4.1. si 4.2. am determinat inceputul zonei de tranzitie din intersectia curbelor $Re(x)$ si $Re_{\theta}(x)$ a caror variatie este prezentata in fig.4.3.2. Din intersectia acestor curbe se determina pentru profilul NACA 4412 abscisa punctului initial al zonei de tranzitie care, adimensionalizata in raport cu coarda profilului $L=600$ mm este $x_{tr}/L = 0,375$, valoare ce coincide cu valoarea obtinuta de Gh. Calin.

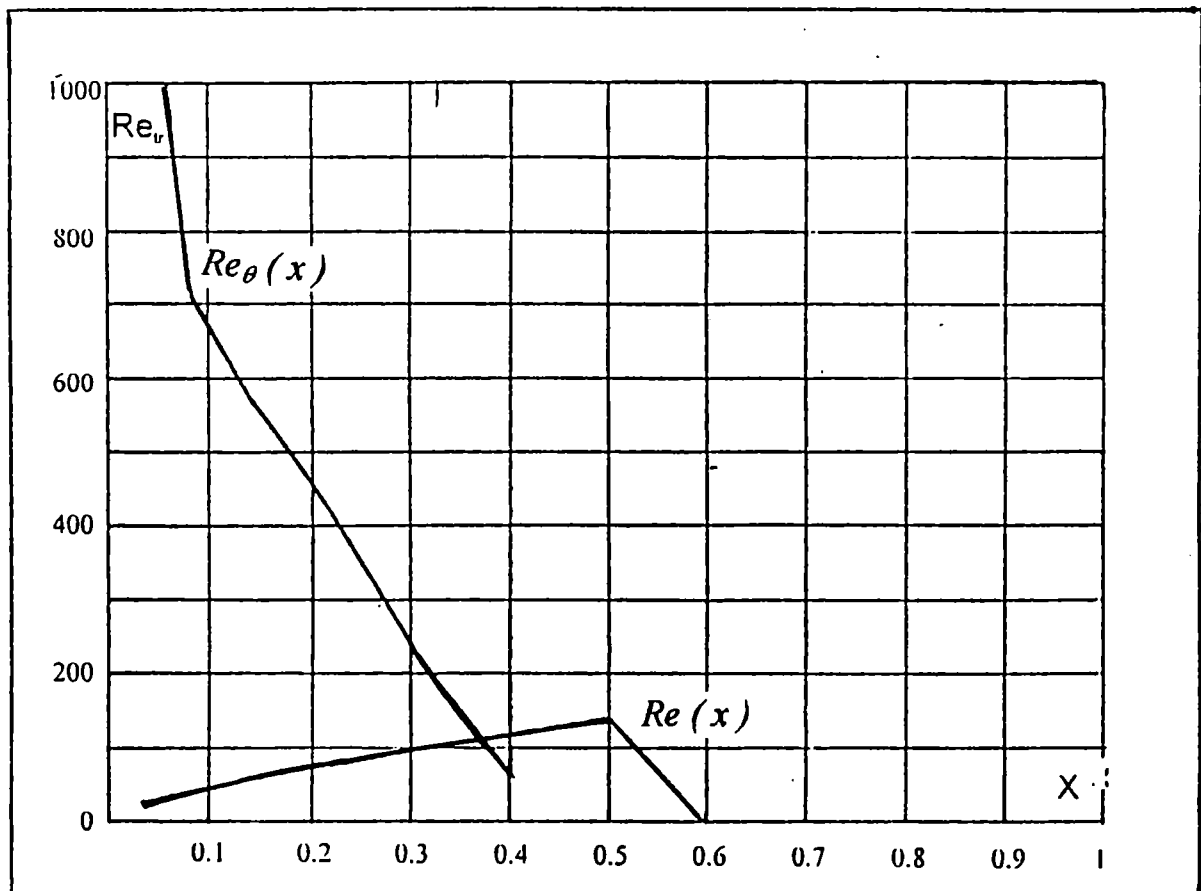


Fig.4.3.2. Variatia curbelor $Re_{\theta}(x)$ si $Re(x)$.

Cu programul propriu s-au calculat parametrii stratului limita si s-a facut o comparatie cu valorile experimentale obtinute de Gh. Calin.

In fig.4.3.3. este prezentata variatia parametrului $\theta = \theta (x)$. Se constata ca alura curbei teoretice si a celei experimentale este identica, dar apar diferente in ce priveste valorile acestui parametru mai ales la bordul de fuga.

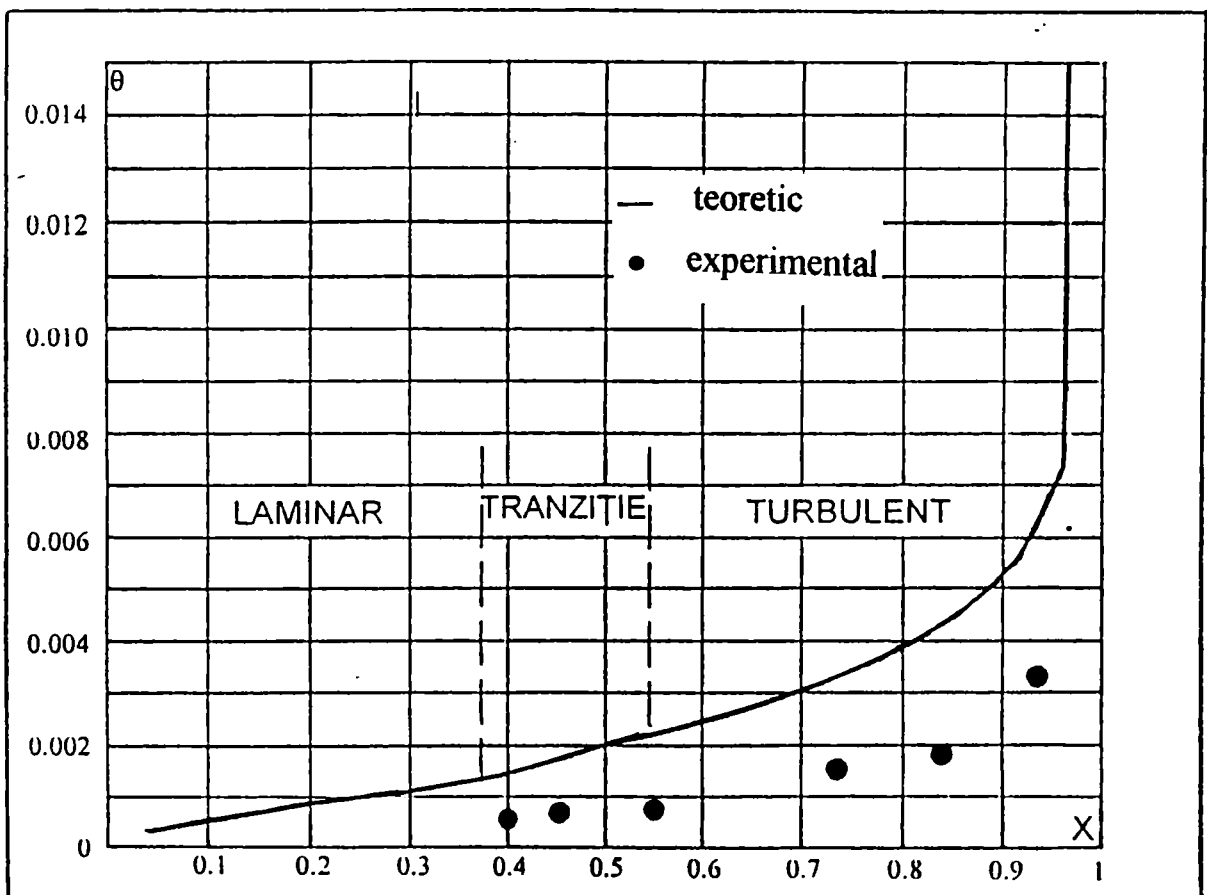


Fig.4.3.3. Variatia parametrului $\theta = \theta (x)$ pentru un profil NACA 4412.

In fig.4.3.4. se prezinta variatia parametrului $H = H(x)$ iar in fig.4.3.5. variatia coeficientului de frecare pentru profilul NACA 4412. Se constata, de asemenea, o buna concordanta intre rezultatele teoretice obtinute pe baza programului propriu si cele experimentale obtinute de Gh. Calin, atat ca alura, cat si din punct de vedere al valorilor.

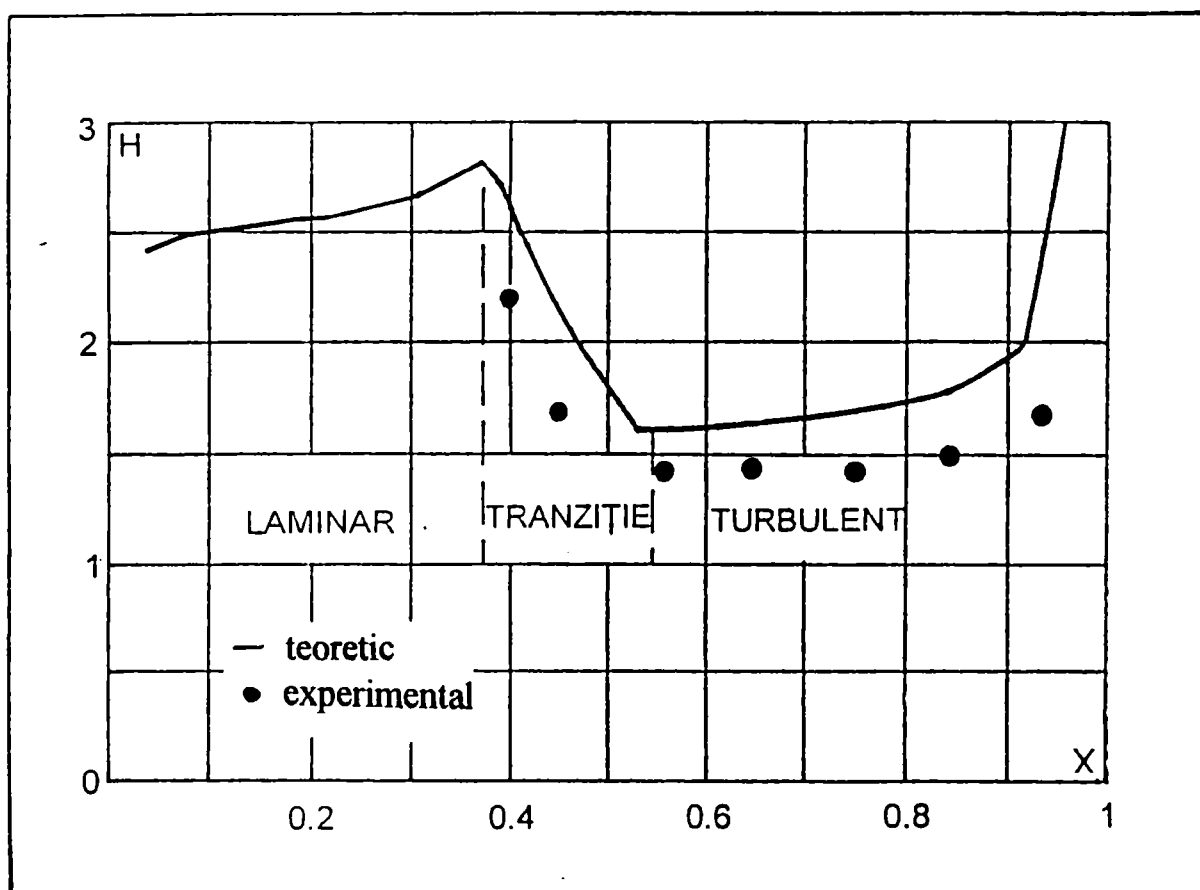


Fig.4.3.4. Variatia parametrului de forma $H = H(x)$ pentru profilul NACA4412.

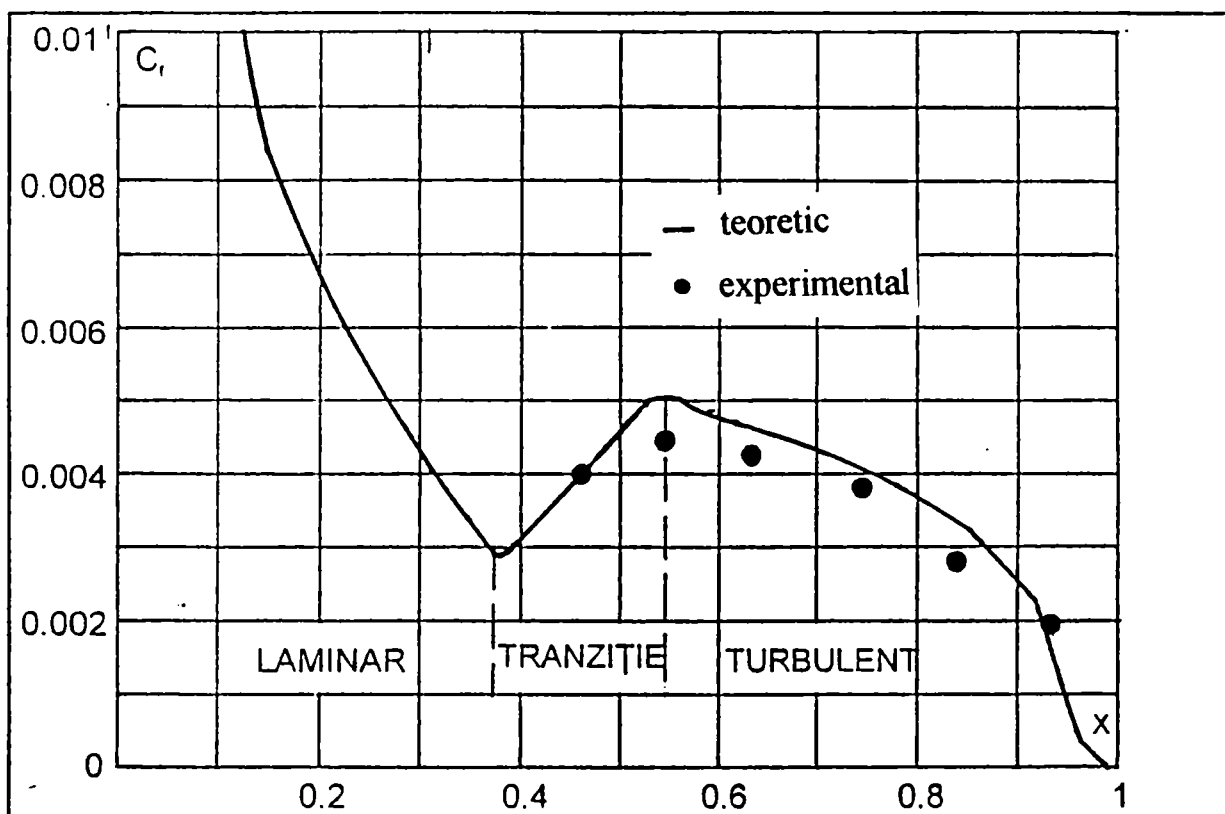


Fig.4.3.5. Variatia coeficientului de frecare $C_f = C_f(x)$ pentru profilul NACA 4412.

Pentru comparatie, in tab.4.1 sunt prezentate valorile absciselor adimensionalizate in raport cu coarda L , $L = 600$ mm a profilului a punctelor : de inceput al zonei de tranzitie x_{tr} , de desprindere a stratului limita x_s si ale parametrului de forma H corespunzatoare punctului de tranzitie H_{tr} , calculate cu programul propriu⁴⁴, in comparatie cu cele obtinute de G.Calin⁴⁵.

⁴⁴ Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *op. cit.*

⁴⁵ Călin, G.I., *op. cit.*

Tab.4.3.1.

| $L=600$ [MM] | REZULTATE OBTINUTE CU PROGRAMUL PROPRIU DE CALCUL A STRATULUI LIMITA | REZULTATE OBTINUTE DE G.CALIN |
|-----------------|---|----------------------------------|
| x_{tr}/L | 0,375 | 0,371 |
| x_s/L | 0,9615384 | 0,9916666 |
| H_{tr} | 2,82 | 2,8 |

4.4. Comparatie intre rezultatele proprii si rezultatele obtinute de alti autori .

Pentru a verifica valabilitatea programului⁴⁶ si in cazul in care se considera distributia exterioara reala a vitezei, determinata pe cale experimentală, am considerat un profil eliptic de tip Schubauer, si distributia de viteze pe acesta determinata experimental⁴⁷, fig.4.4.1. Cilindrul are axa mica de lungime $D = 101,092$ mm, iar distributia de viteze data in fig.4.4.1. corespunde unei viteze asimptotice amonte $v_{\infty} = 18,288$ m/s, respectiv unei valori Reynolds $Re = 1,15 \cdot 10^5$. In tab.4.4.1. sunt prezentate abscisele punctelor extreme ale zonei de tranzitie x_{tr} si x_t , respectiv desprindere x_s , a stratului limita determinate experimental de Cebeci T. si Smith A.M.O. si cele obtinute din calcul pe baza programului propria.

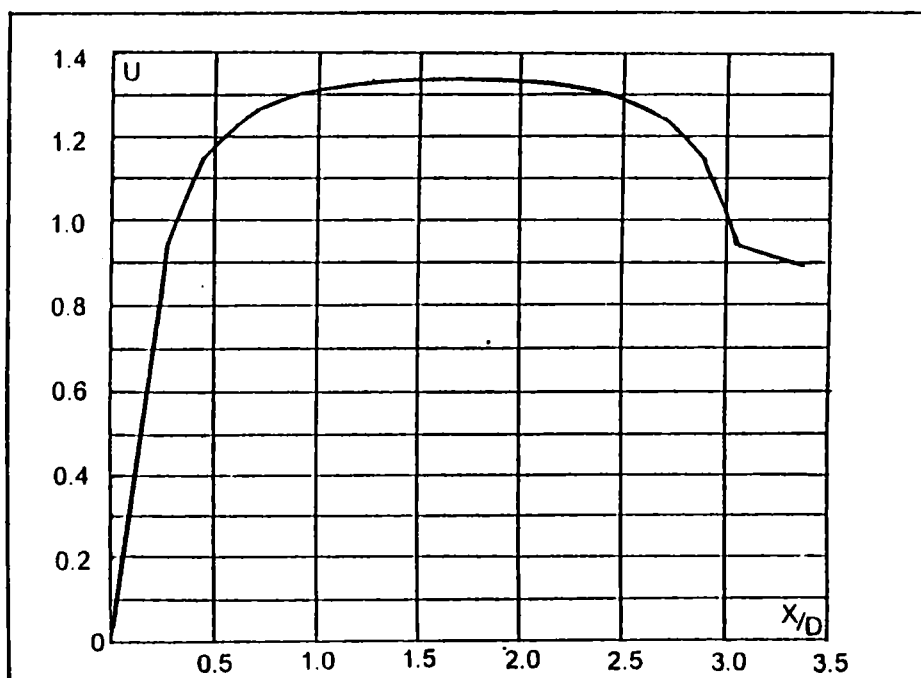


Fig.4.4.1. Distributia de viteze pe profilul eliptic tip Schubauer

⁴⁶ Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *op. cit.*

⁴⁷ Cebeci T., Smith A.M.O., *op. cit.*

Tab.4.4.2.

| | REZULTATE OBTINUTE DE CEBECI SI SMITH | REZULTATE OBTINUTE PE BAZA PROGRAMULUI PROPRIU |
|------------------------------------|---|---|
| inceputul tranzitiei x_{tr}/D | 1,25 | 1,803 |
| sfarsitul tranzitiei x_t/D | 2,27 | 2,303 |
| desprinderea x_s/D | 2,92 | 3,03 |

Se constata ca diferente mai mari apar la abscisa punctului initial al zonei de tranzitie, pentru sfarsitul zonei de tranzitie si punctul de desprindere al stratului limita rezultand in ambele cazuri valori apropiate.

In fig.4.4.2. sunt prezentate, pentru un profil eliptic de tip Schubauer, variatiile teoretice ale coeficientului de frecare pe care le-am obtinut pe baza programului propriu⁴⁸, cele obtinute de Cebeci si Smith cu teoria proprie de calcul a stratului limita⁴⁹ si valorile experimentale determinate de Cebeci si Smith⁵⁰.

⁴⁸ Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *op. cit.*

⁴⁹ Cebeci T., Smith A.M.O., *op. cit.*

⁵⁰ Idem, *ibidem.*

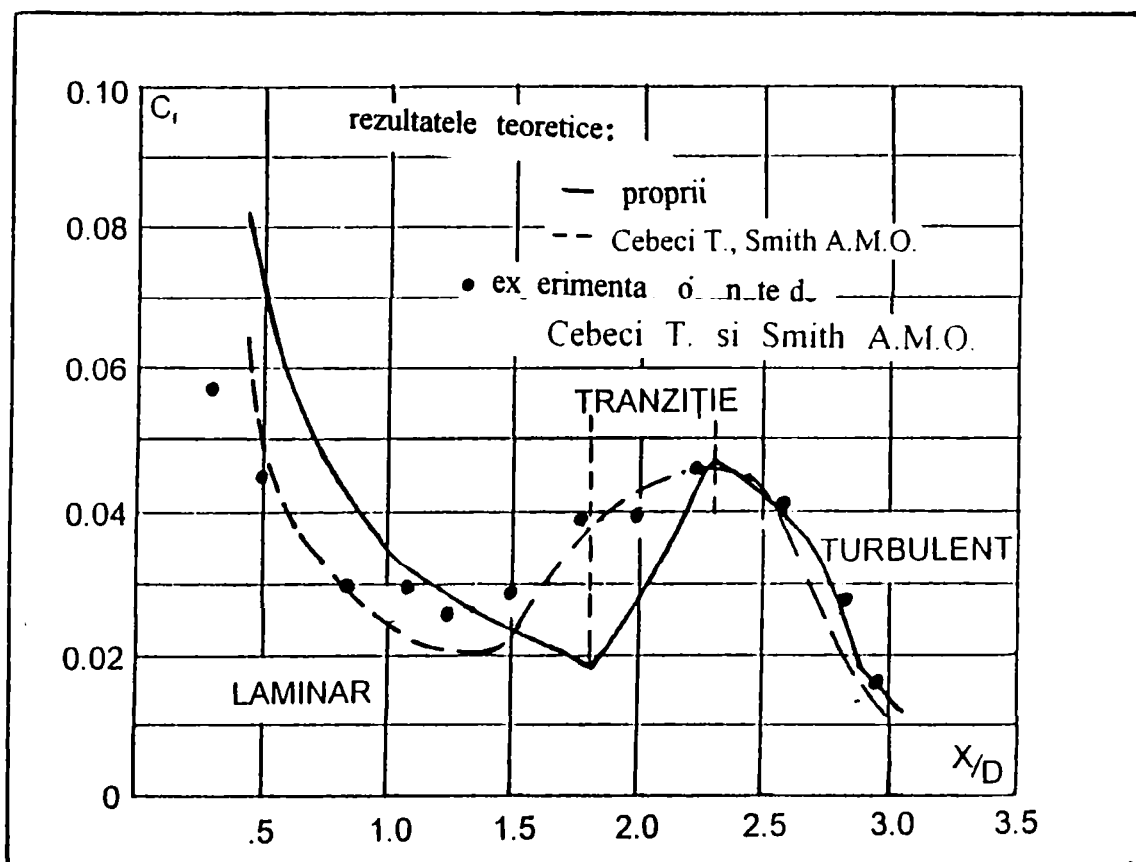


Fig.4.4.2. Variația coeficientului de frecare pe un profil eliptic de tip Schubauer.

Analizând rezultatele obținute, se constată că în cazul în care calculul se efectuează pornind de la distribuția de viteze corespunzătoare curentului potențial, se obțin valori ale coeficientului de frecare foarte

apropiate de cele experimentale. In cazul in care se considera distributia masurata a vitezei exterioare, valorile coeficientului de frecare obtinute pe cale teoretica prezinta abateri semnificative in zona de tranzitie, iar in zona turbulenta coincid. Una din cauzele posibile ale acestor diferente ar putea fi punctul initial al zonei de tranzitie care, dupa metoda Kozlov⁵¹ apare la $x_{lr}/D = 1,803$, iar Cebeci si Smith⁵² au stabilit experimental ca $x_{lr}/D = 1,25$. Totusi, pentru profilul NACA 4412 metoda lui Kozlov da valori pentru x_{lr}/L practic identice cu cele calculate de G.Calin⁵³.

Concluzii

1. Deoarece metoda data de Kozlov pentru calculul stratului limita din zona de tranzitie ofera rezultate doar pentru coeficientul de frecare, am propus legi de variatie si pentru parametrii δ_l , θ , si H in aceasta zona.

2. Pentru racordarea curbelor de variatie ale parametrilor calculati la trecerea dintr-o zona in alta, am impus conditia ca in punctele de trecere valorile parametrilor sa fie identice.

3. Programul de calcul realizat permite calculul unui strat limita complex, ce prezinta zona laminara, una de tranzitie si o zona turbulenta.

4. Pentru a verifica valabilitatea metodologiei propuse si a programului realizat, am comparat rezultatele proprii cu cele obtinute de alti autori.

5. Rezultatele au dus la concluzia ca programul poate fi utilizat cu succes pentru orice obstacol solid, daca se cunoaste distributia de viteze pe acesta.

⁵¹ Kozlov L.F., *op. cit.*

⁵² Cebeci T., Smith A.M.O., *op. cit.*

⁵³ Călin, G.I., *op. cit.*

5. Paleta de aparat director CCSITEH. Caracteristici geometrice.

Aparatul director al masinilor reversibile pompa - turbina are un rol important in functionarea masinii hidraulice si de aceea este necesara cunoasterea curgerilor ce apar pe paletele acestuia. Dar, inainte de a studia curgerea in retea circulara a aparatului director, este important sa cunoastem ce se intampla la trecerea curentului peste paleta singulara.

Pentru a aborda teoretic si experimental evolutia stratului limita pe un profil, am cautat o paleta care, in functionare, sa favorizeze desprinderi ale stratului limita. De aceea am ales paleta de aparat director, fig.5.1, proiectata la CCSITEH Resita si destinata utilizarii intr-o masina reversibila de la CHE Tarnita.

Paleta studiata este un model la scara 2:1, executata in atelierul Catedrei de Masini Hidraulice din Timisoara, avand coarda $L = 260$ mm, iar bordurile de atac si de fuga rotunjite, razele de rotunjire fiind: $r_{BA} = 15$ mm si $r_{BF} = 3$ mm. Paleta este drenata si are 46 prize de presiune dispuse ca in fig.5.1. si avand coordonatele prezentate in tab.5.1.

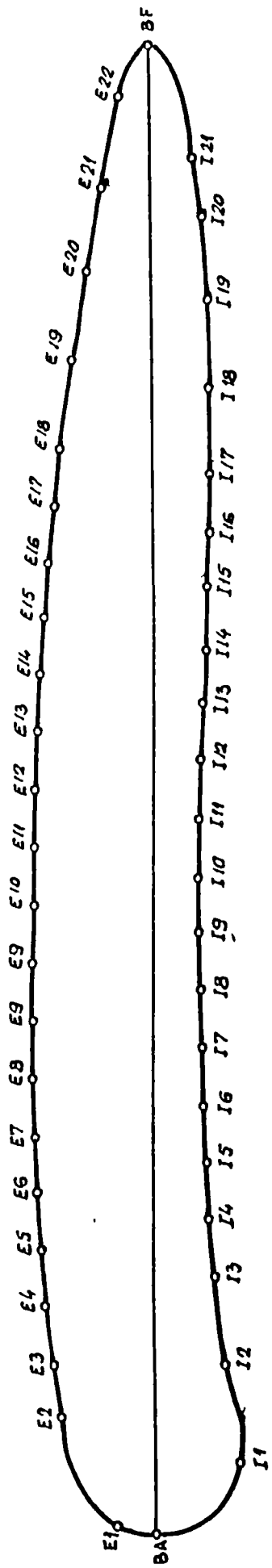


Fig.5.1. Profilul paletei de aparat director.

EXTRADOS

INTRADOS

| Priza | x[mm] | y[mm] | | Priza | x[mm] | y[mm] |
|-------|--------|-------|--|-------|--------|--------|
| E1 | 6 | 15 | | I1 | 12 | -14.80 |
| E2 | 20.21 | 16.21 | | I2 | 30.11 | -12.42 |
| E3 | 30.36 | 17.44 | | I3 | 45 | -10.91 |
| E4 | 40.35 | 18.48 | | I4 | 55 | -10.16 |
| E5 | 50 | 19.36 | | I5 | 65 | -9.54 |
| E6 | 60 | 20.12 | | I6 | 75 | -9.06 |
| E7 | 70 | 20.74 | | I7 | 84.75 | -8.66 |
| E8 | 80 | 21.23 | | I8 | 95 | -8.45 |
| E9 | 90 | 21.58 | | I9 | 105.26 | -8.36 |
| E10 | 100 | 21.69 | | I10 | 115 | -8.39 |
| E11 | 110.24 | 21.60 | | I11 | 125.24 | -8.60 |
| E12 | 120.22 | 21.39 | | I12 | 135.18 | -9.04 |
| E13 | 130.32 | 21.06 | | I13 | 145.32 | -9.62 |
| E14 | 140.32 | 20.54 | | I14 | 155.22 | -10.16 |
| E15 | 150.12 | 19.89 | | I15 | 165.29 | -10.61 |
| E16 | 160.28 | 19.07 | | I16 | 175.19 | -10.77 |
| E17 | 170.34 | 18.12 | | I17 | 185 | -10.66 |
| E18 | 180.52 | 16.93 | | I18 | 200.41 | -10.08 |
| E19 | 190.43 | 15.61 | | I19 | 215.35 | -9.14 |
| E20 | 205.46 | 13.36 | | I20 | 230.61 | -8.82 |
| E21 | 220.29 | 10.81 | | I21 | 239.69 | -6.69 |
| E22 | 235.31 | 7.96 | | BA | 0 | 0 |
| E23 | 252.37 | 5.46 | | | | |
| BF | 260 | 0 | | | | |

6. Rezultate personale privind studiul experimental si teoretic al paletei de aparat director.

6.1. Masurari ale distributiei de viteze in amonte de profil. Studiul uniformitatii campului de viteze in amonte.

In Tunelul aerodinamic de strat limita din Laboratorul de Aerodinamica al Catedrei de Masini Hidraulice din Timisoara, prezentat in cap.2, utilizand o sonda Pitot - Prandtl introdusa in tunel in amonte de profil, s-a sondat campul de presiuni din care s-a determinat campul de viteze in amonte de profil. Conform metodologiei prezentate in cap.2, s-a sondat campul de viteze pentru diferite unghiuri de incidenta ale profilului utilizand un singur ventilator, deoarece in aceste conditii viteza din tunel atinge valori satisfacatoare $v_{\infty} = 16...22$ m/s, fiind functie de unghiul de incidenta.

S-a constatat ca in domeniul unghiurilor de incidenta $\alpha = -10^{\circ}.....+10^{\circ}$ campul de viteze in amonte de profil nu este perturbat, distributia de viteza fiind practic constanta. Cand unghiul de incidenta ia valori in afara intervalului mentionat, fie in sens pozitiv, fie in sens negativ, campul de viteze devine neuniform.

In fig.6.1.1. este prezentata variatia vitezei medii in zona de lucru a tunelului in amonte de profil, in functie de unghiul de incidenta.

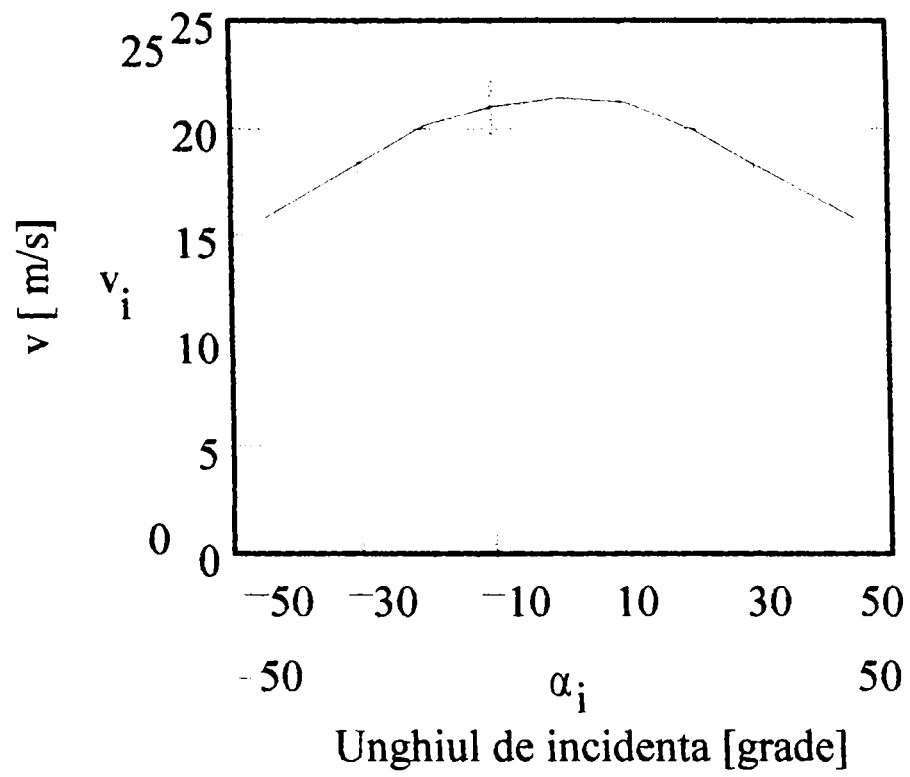


Fig.6.1.1. Variatia vitezei in amonte de profil.

6.2. Masurari ale distributiei de presiuni pe paleta. Determinarea curbelor de portanta si de rezistenta.

Caracteristicile energetice ale oricarui profil aerohidrodinamic sunt exprimate prin curbele de portanta si de rezistenta.

Pentru a putea obtine aceste curbe, a fost determinata experimental distributia de presiuni pe profil, conform metodologiei prezentate in Cap.2, pentru unghiuri de incidenta $\alpha = -15^\circ \dots +25^\circ$. S-a considerat functionarea tunelului cu un singur ventilator, ceea ce determina un regim de curgere caracterizat prin $Re \cong 3,53 \cdot 10^5$.

In fig.6.2.1a...6.2.5a. am reprezentat cateva dintre aceste distributii ale coeficientului de presiune de-a lungul profilului, specifice pentru unghiurile de incidenta studiate.

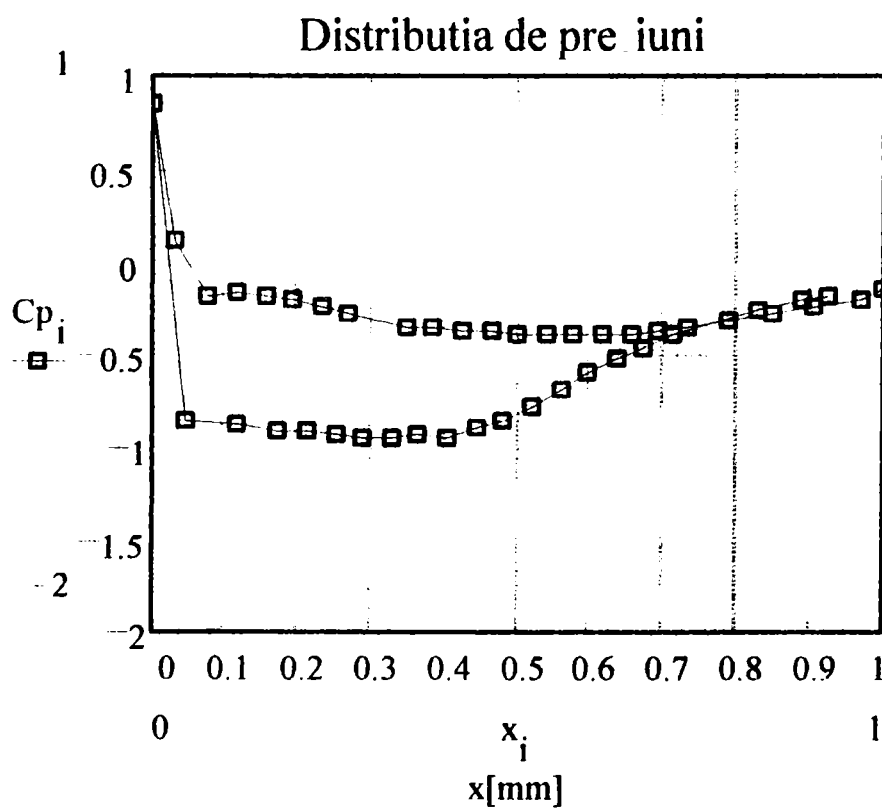


Fig.6.2.1a. $\alpha = -10^\circ$.

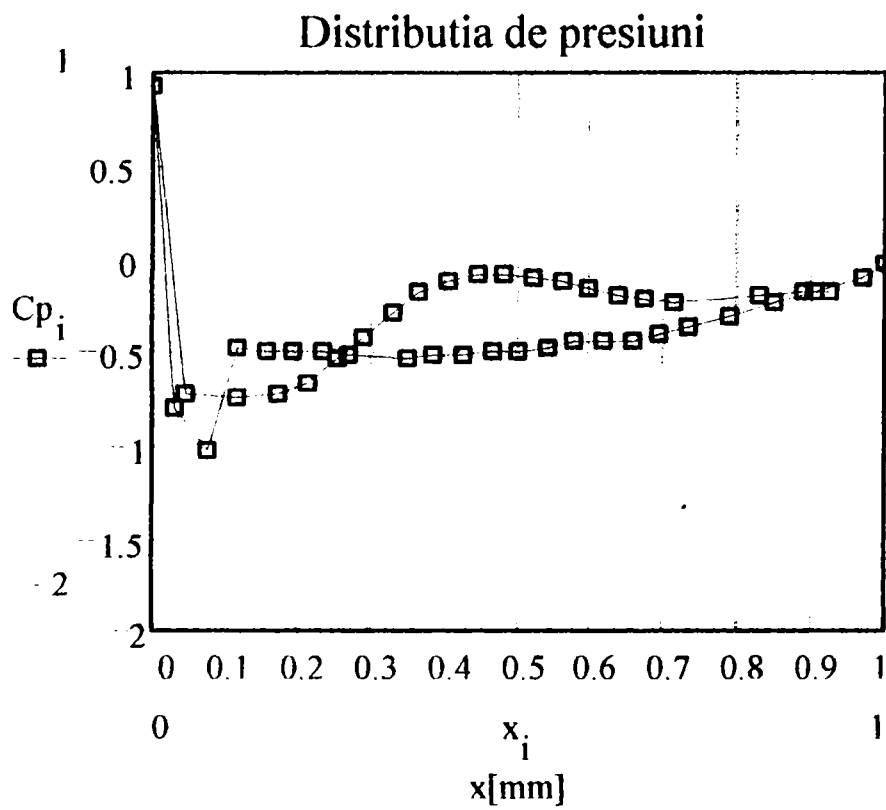


Fig.6.2.2a. $\alpha=0^\circ$.

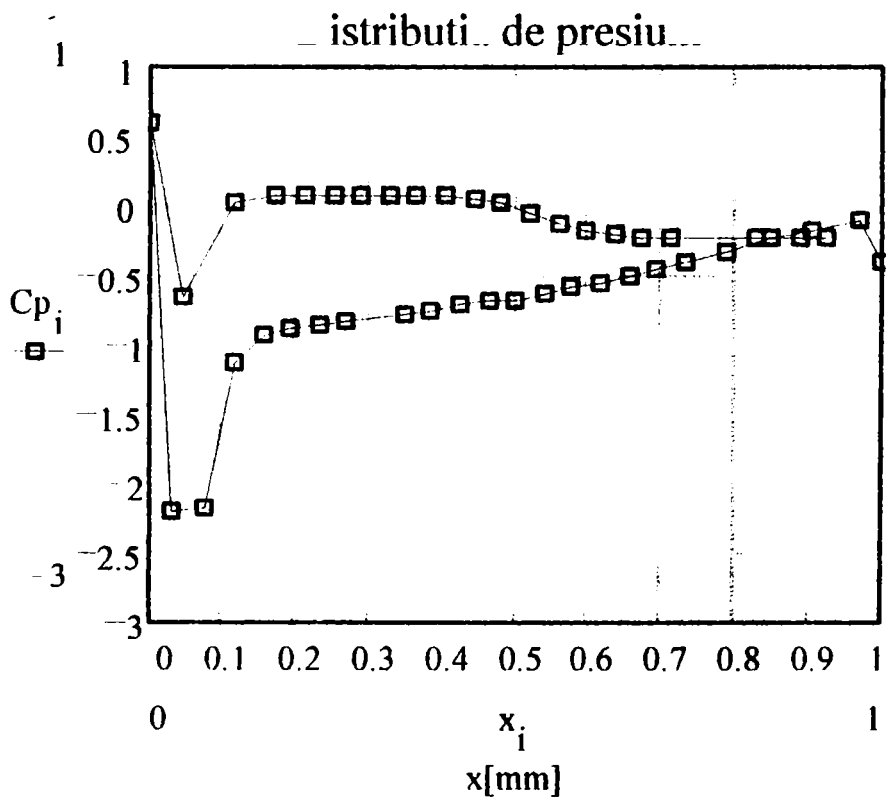


Fig.6.2.3a. $\alpha=5^\circ$

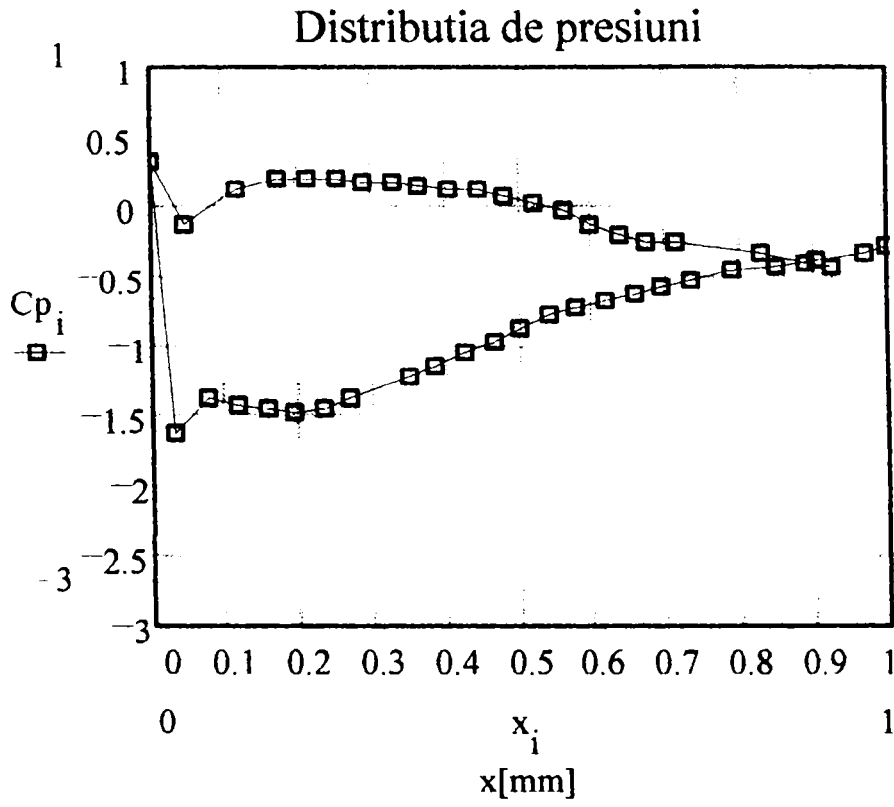


Fig.6.2.4a. $\alpha=10^\circ$

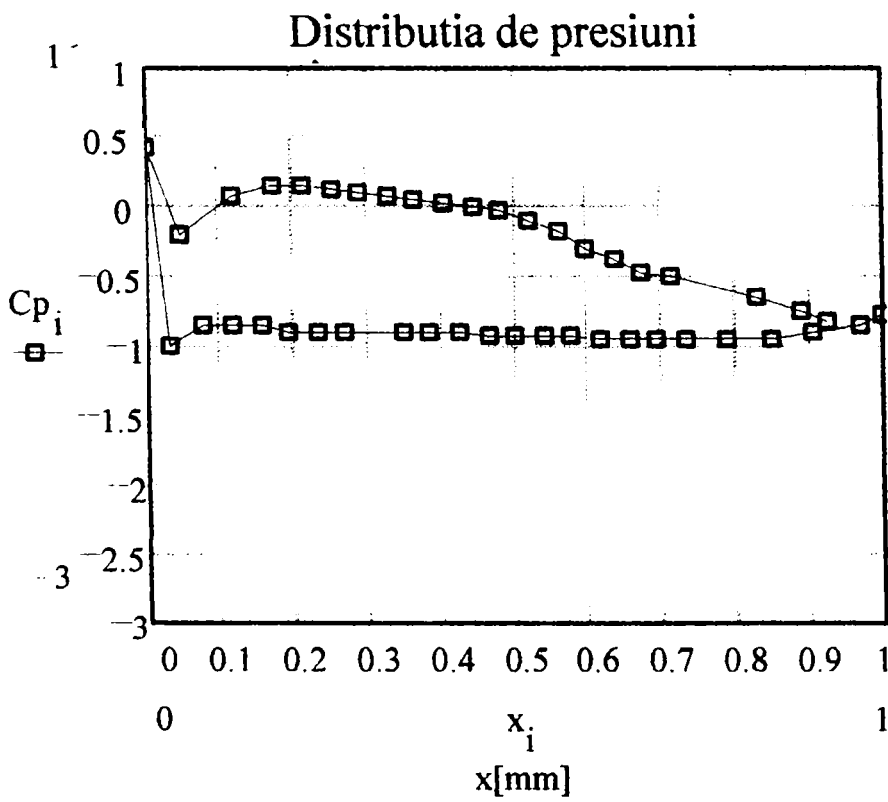


Fig.6.2.5a. $\alpha=15^\circ$

Pentru a putea determina coeficientii de portanta si de rezistenta exprimate prin relatiile (2.1.1.) si (2.1.2.), trebuie cunoscute si variatiile coeficientului de presiune in functie de ordonata y . In fig.6.2.1b...6.2.5b. sunt reprezentate cateva diagrame semnificative ce prezinta curbele $C_p = C_p(y)$.

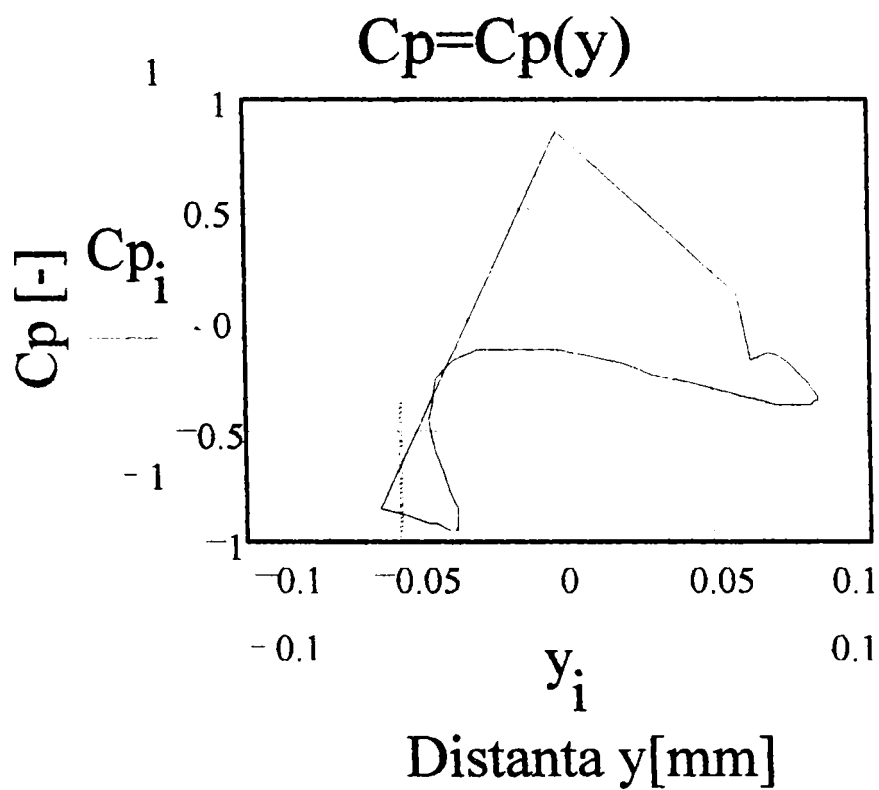


Fig.6.2.1b. $\alpha = -10^\circ$

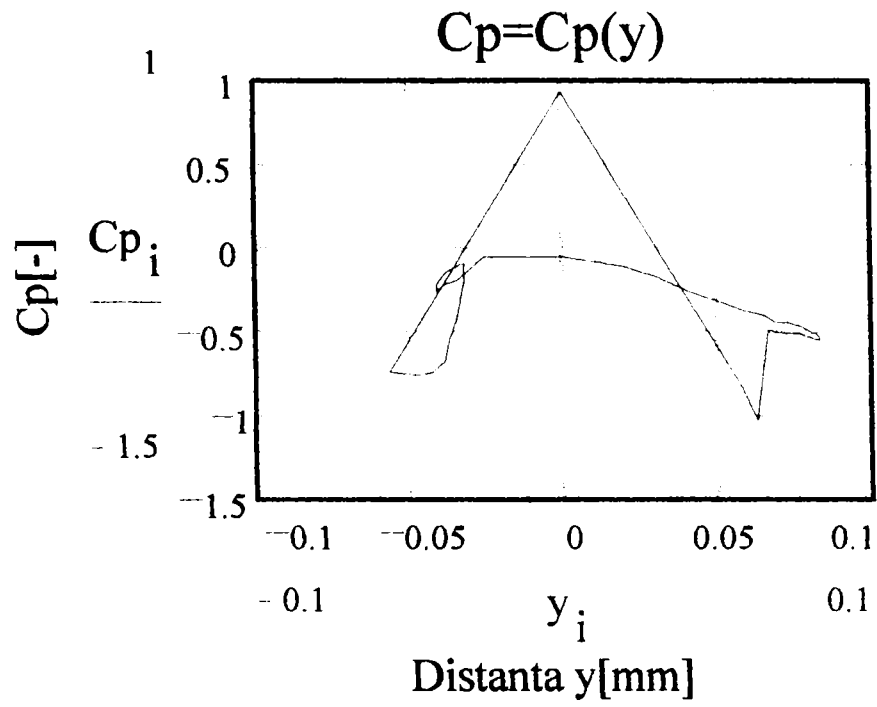


Fig.6.2.2b. $\alpha = 0^\circ$.

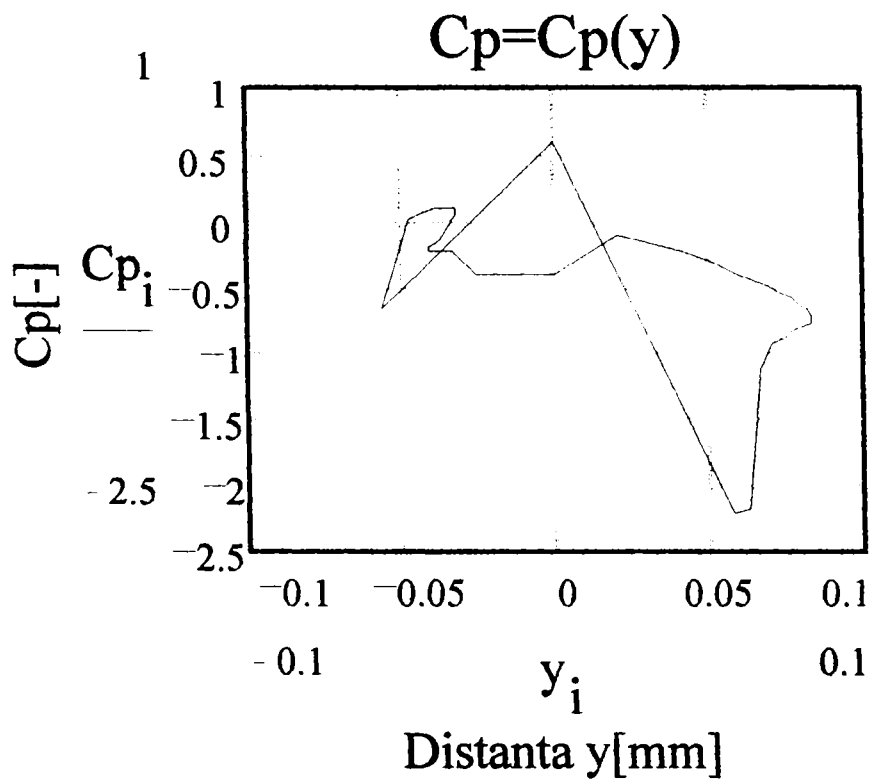


Fig.6.2.3b. $\alpha = 5^\circ$.

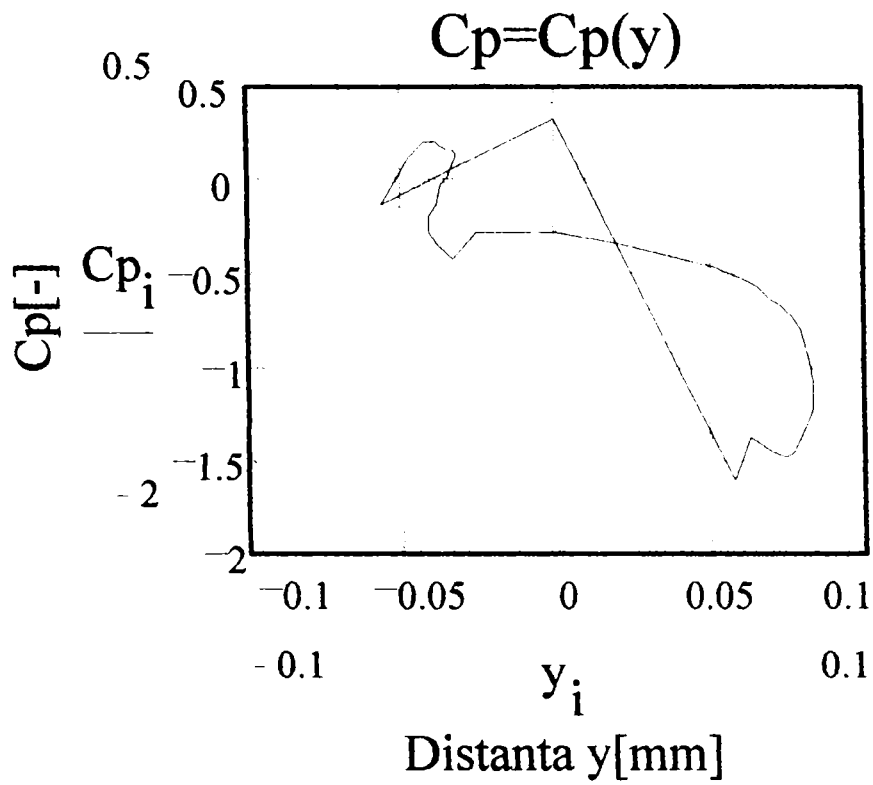


Fig.6.2.4b. $\alpha = 10^0$.

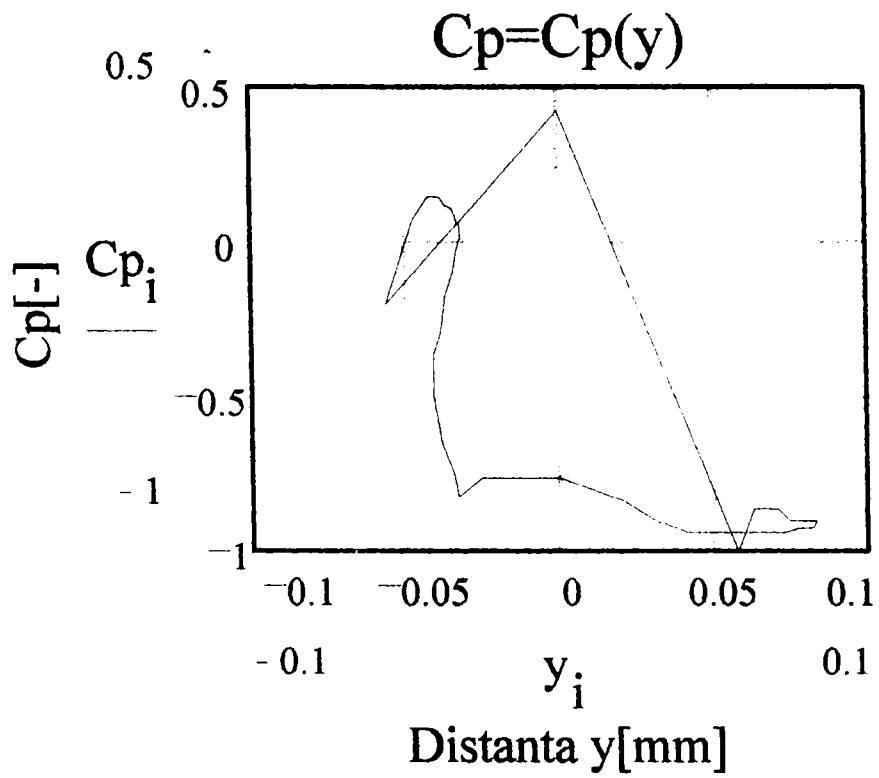


Fig.6.2.5b. $\alpha = 15^0$.

Prin integrarea curbelor de presiune, conform metodologiei prezentate in Cap.2, s-au determinat coeficientii de portanta si de rezistenta in conformitate cu relatiile: (2.1.1)...(2.1.4).

In fig.6.2.6a. si fig.6.2.6b. sunt prezentate variatiile curbelor de portanta si de rezistenta, iar in fig.6.2.7. polara profilului.

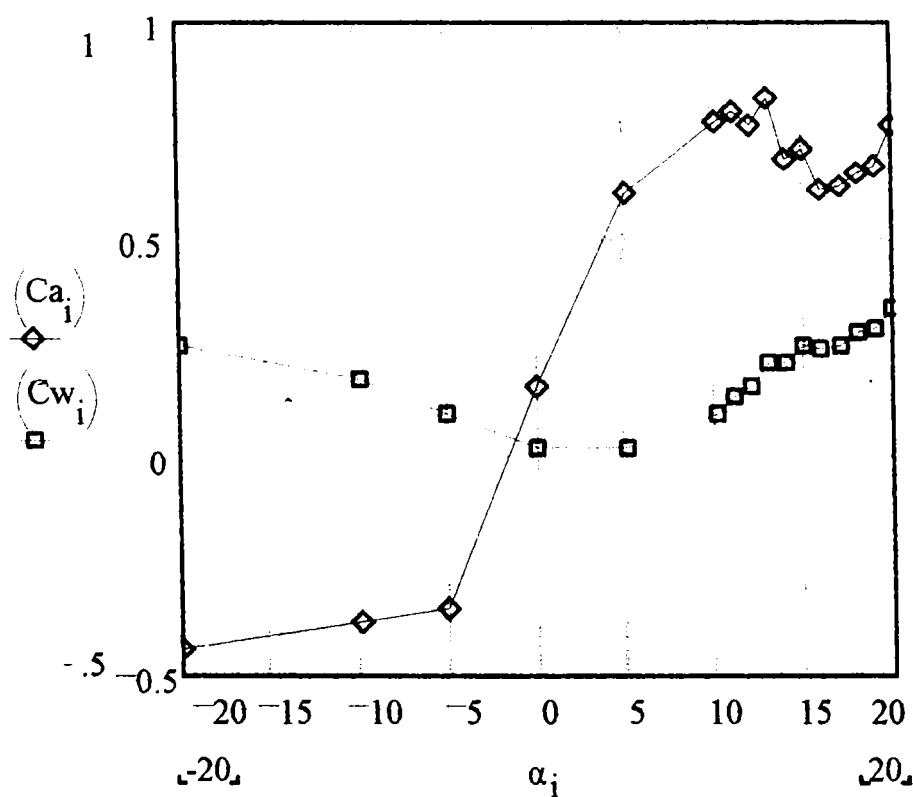


Fig.6.2.6a.

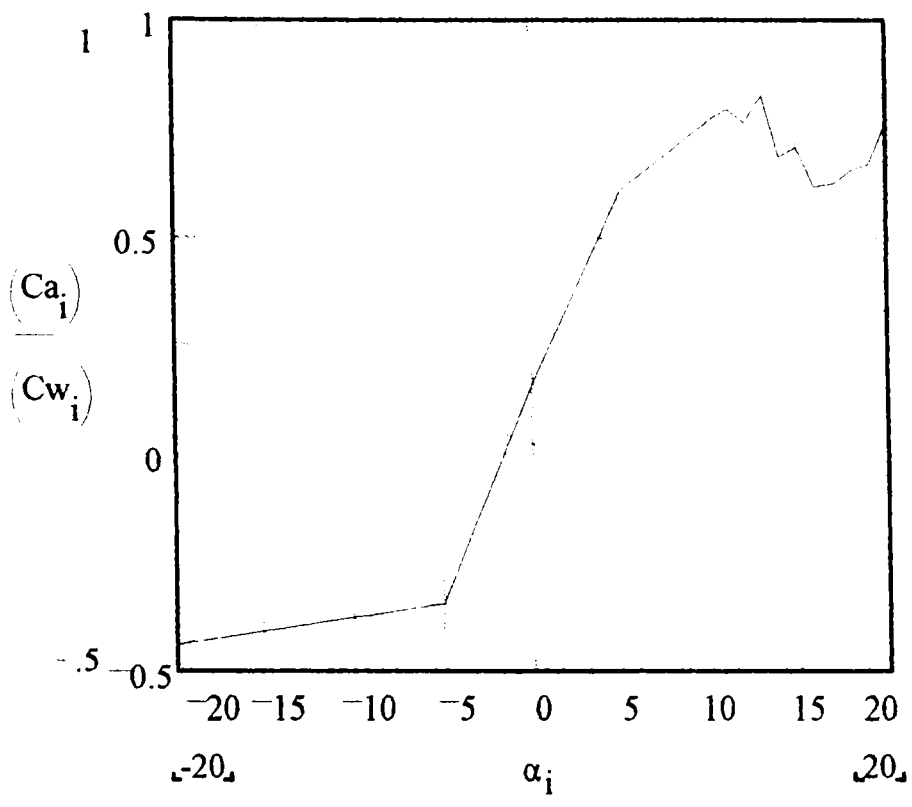


Fig.6.2.6b.

Fig.6.2.6a si fig.6.2.6b. Variatia coeficientilor de portanta si de rezistenta in functie de unghiul de incidenta.

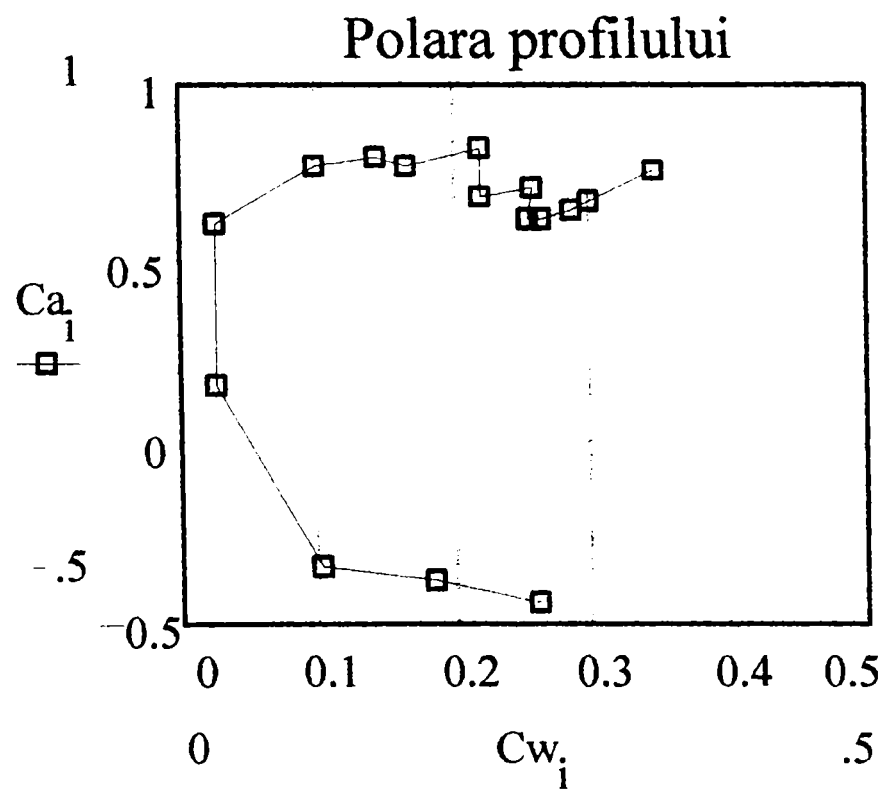


Fig.6.2.7. Polara profilului

Se constata ca pentru unghiuri de incidenta cuprinse intre 10° si 20° apar oscilatii ale curbei de portanta datorate desprinderilor si reatarilor curentului de pe suprafata profilului. Coeficientul de rezistenta are valoarea minima pentru incidenta $\alpha \approx 0^{\circ}$ si prezinta o crestere continua odata cu cresterea unghiului de incidenta.

6.3. Masurari in stratul limita adiacent . Profile de viteza.

Din masurarile de presiune fig. 6.2.1a...6.2.5a, fig.6.2.1b...6.2.5b, respectiv din curba de portanta prezentata in fig.6.2.6a, fig.6.2.6b, se constata ca pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$ apar desprinderi si reatasari ale curentului de pe suprafata profilului, deci nu mai putem vorbi de strat limita in sensul clasic al definitiei acestuia.

Din aceste considerente, pentru a determina experimental profile de viteze in stratul limita adiacent, paleta a fost dispusa la unghiul de incidenta $\alpha = 5^0$ pentru un regim de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$. Punctele in care s-a masurat stratul limita s-au ales in asa fel incat ele sa acopere intreaga lungime a profilului, atat pe extrados cat si pe intrados.

S-au ales astfel punctele corespunzatoare prizelor de presiune E2, E5, E9, E13, E17, E20, E22, E23 de pe extrados, respectiv I2, I7, I12, I17, I19, I21 de pe intrados, fig.6.3.1.

Distributia de viteze din stratul limita a fost determinata cu ajutorul aparaturii DISA⁵⁴ prezentata in Cap.2, respectiv a sondelor termoanemometrice DISA cu fir cald tip DISA 55 P 14, DISA 55 P 11 si DISA 55 P 63. Sondele au fost plasate in imediata vecinatate a profilului si, cu ajutorul unui mecanism de deplasare DISA, au fost indepartate progresiv, pana in zona in care viteza din stratul limita corespunde cu viteza curentului exterior. Mecanismul de deplasare fiind foarte precis, a permis deplasarea sondei cu un pas de zecimi de milimetru.

⁵⁴ DISA Information, *Measurement and Analysis*, DISA Elektronik A/S, Herlev, Denmark.

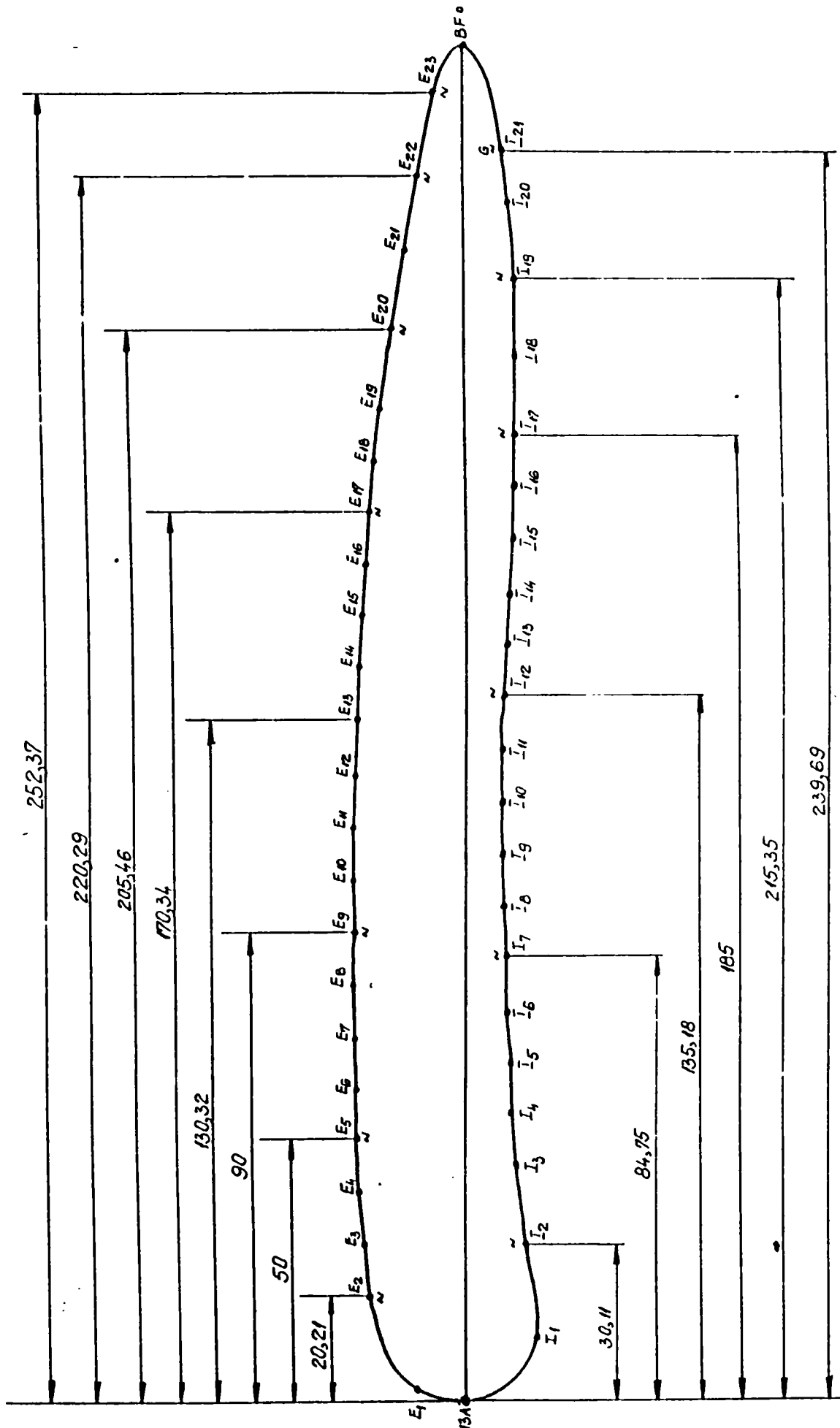


Fig.6.3.1. Pozitiile punctelor de pe profil in care s-au masurat distributii de viteza in stratul limita.

In timpul masurarilor pasul de deplasare al sondei a fost variat in functie de valorile vitezei, acesta avand valori mici in apropierea paletei si crescand progresiv cu cresterea distantei fata de paleta.

Valorile vitezei au fost citite la un numarator electronic conectat la sistemul de masura, fig.2.2.7. si fig.2.2.8. In scopul maririi preciziei, pentru fiecare pozitie a sondei au fost facute patru citiri, valoarea vitezei dintr-un punct fiind considerata ca fiind media aritmetica a celor patru citiri.

In fig.6.3.2...6.3.15. sunt prezentate distributiile de viteza masurate in stratul limita pentru $\alpha = 5^{\circ}$.

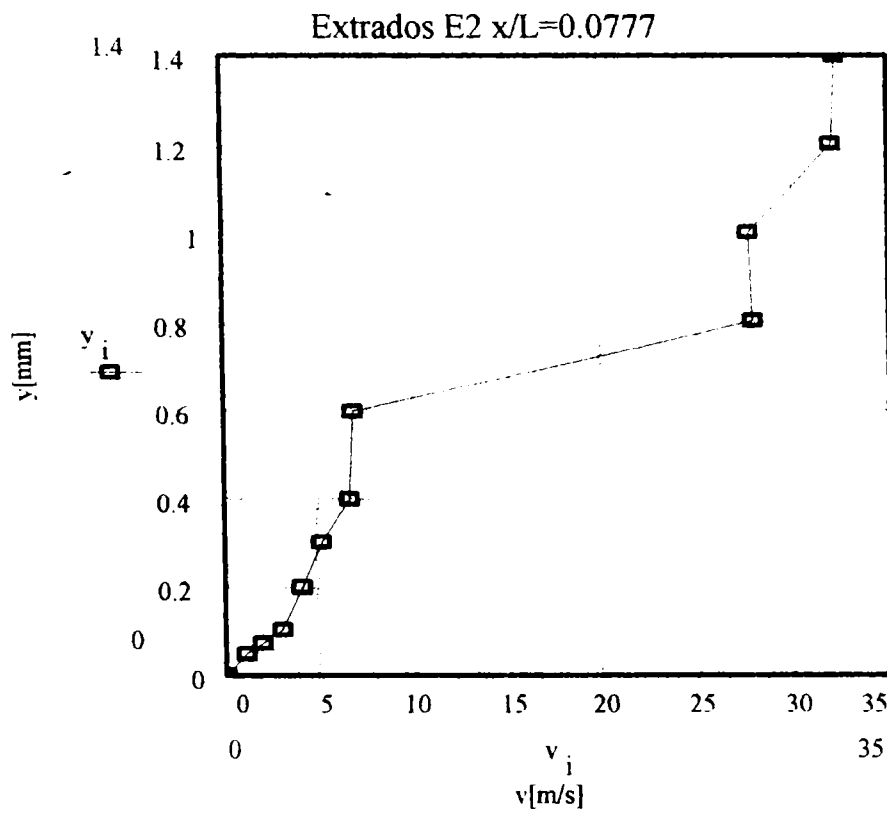


Fig.6.3.2.

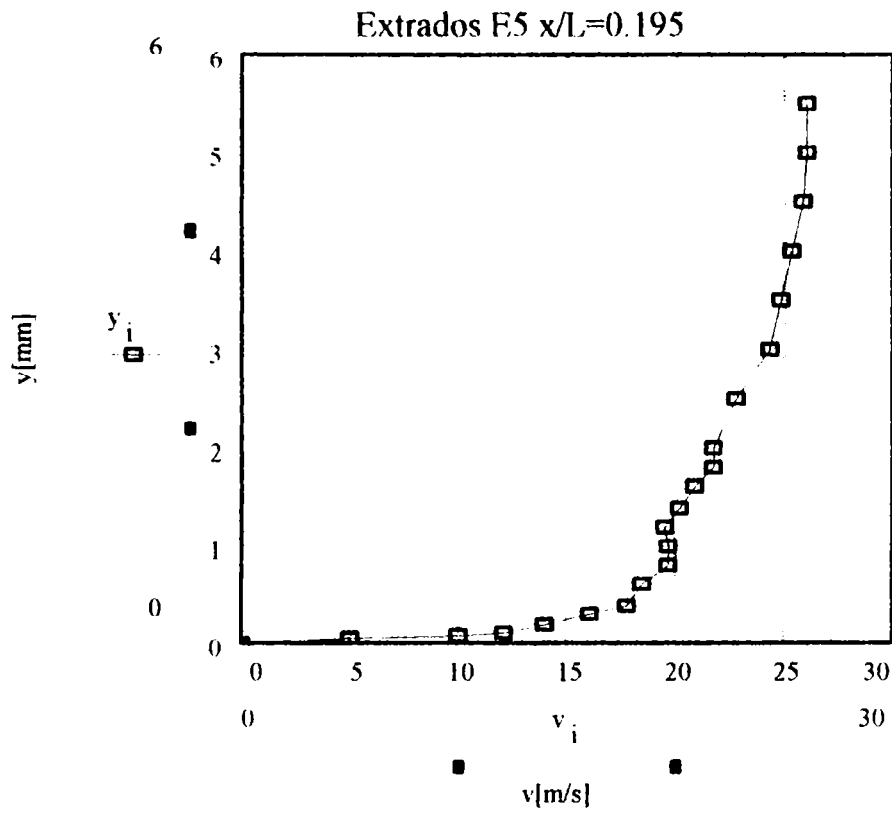


Fig.6.3.3.

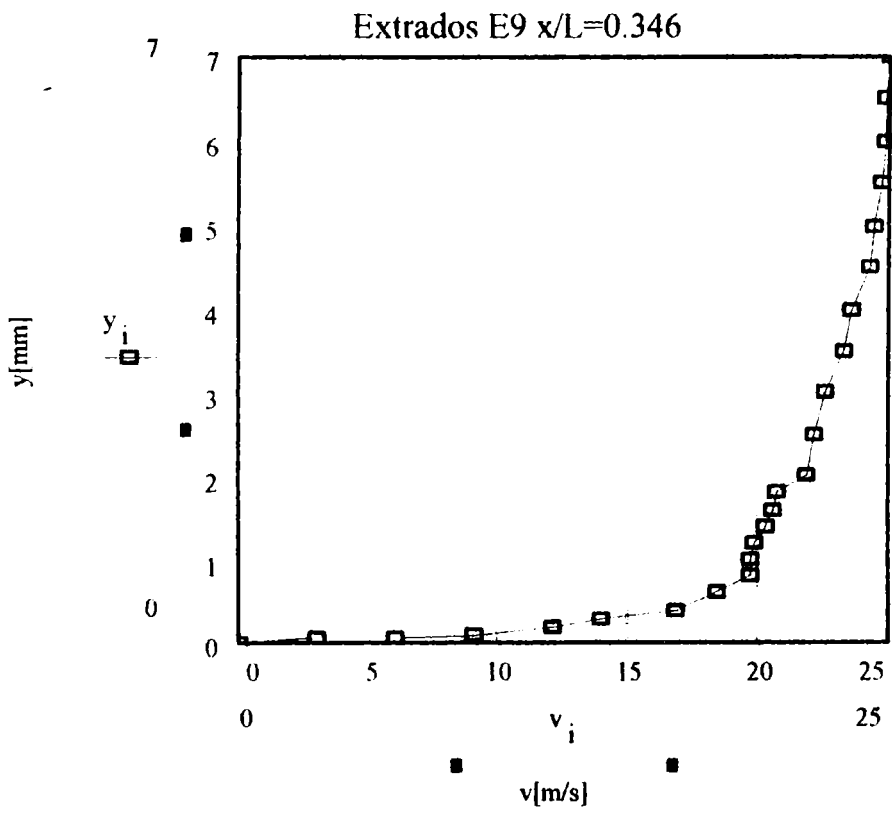


Fig.6.3.4.

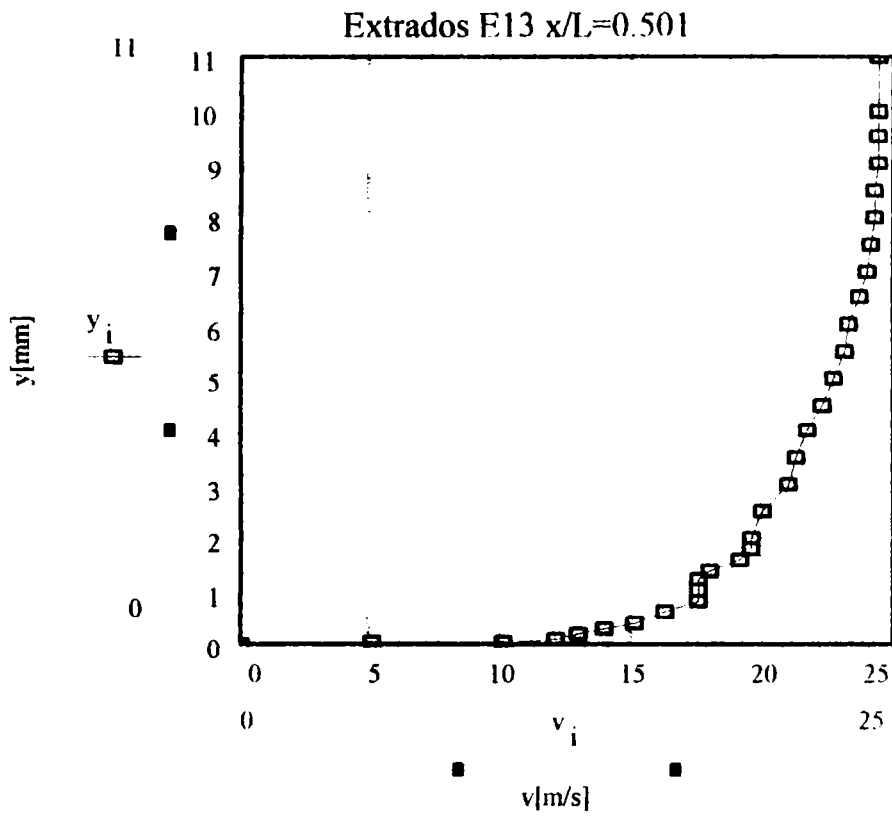


Fig.6.3.5.

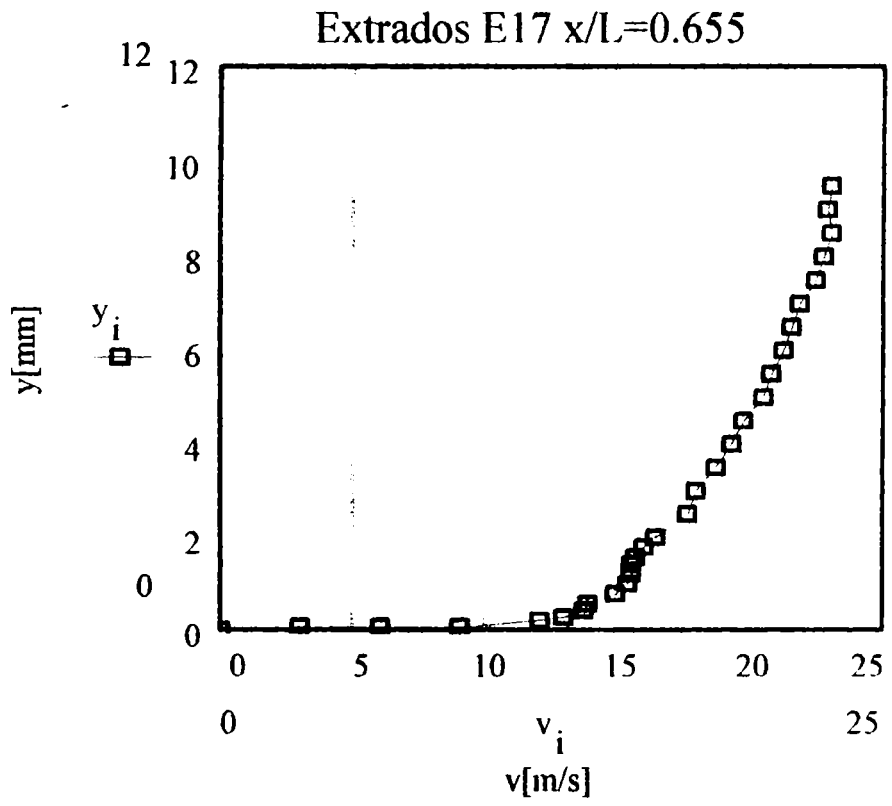


Fig.6.3.6.

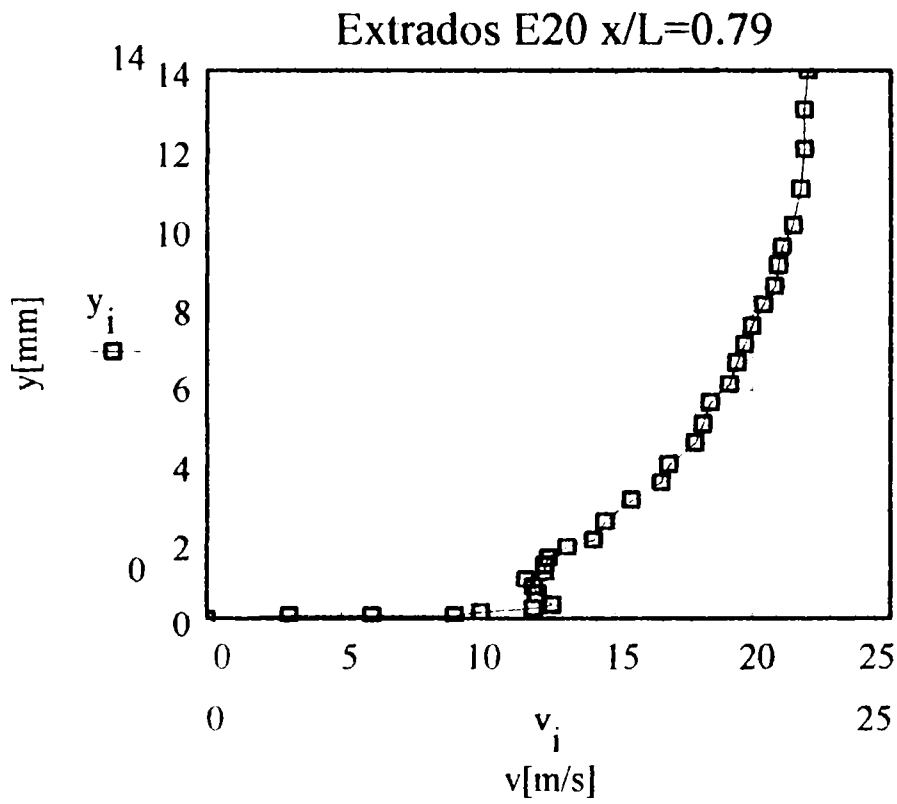


Fig.6.3.7

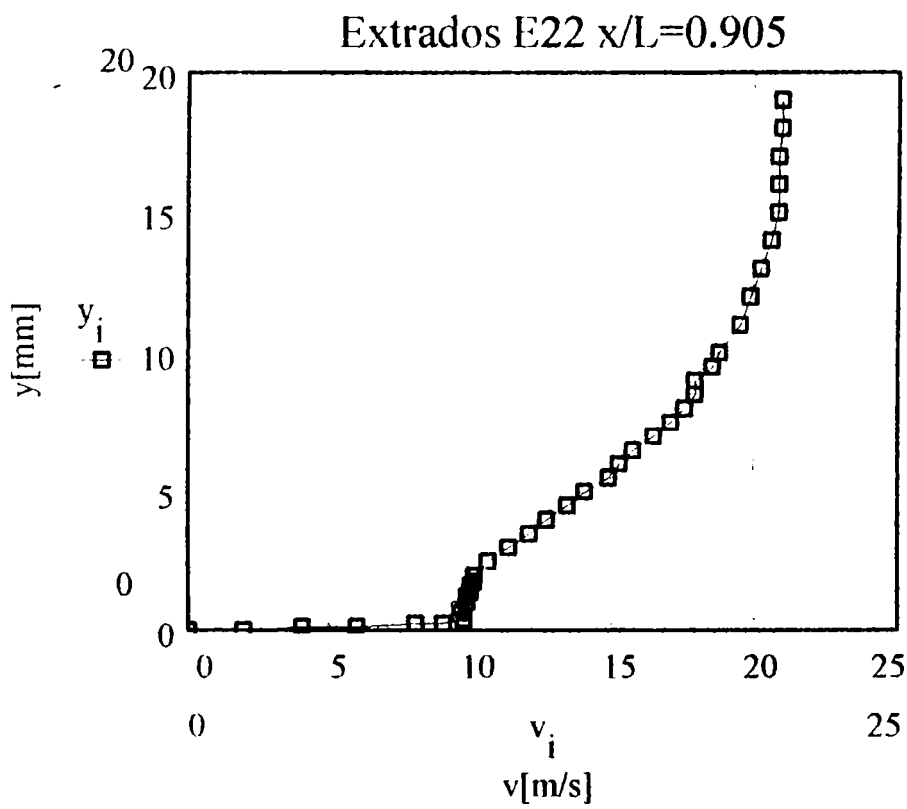


Fig.6.3.8.

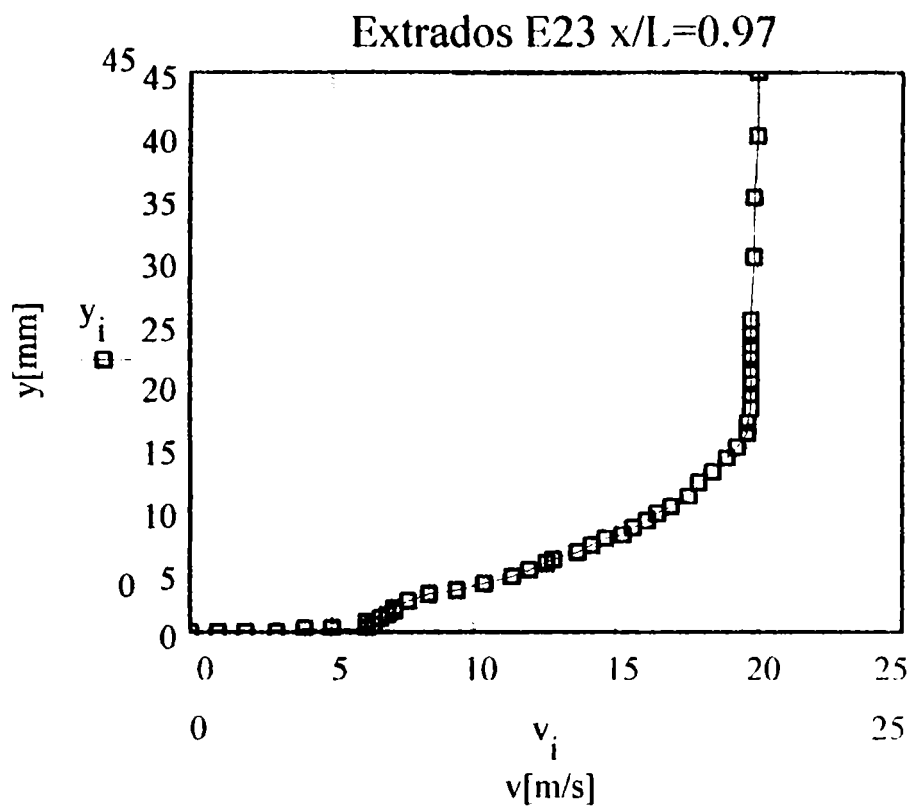


Fig.6.3.9.

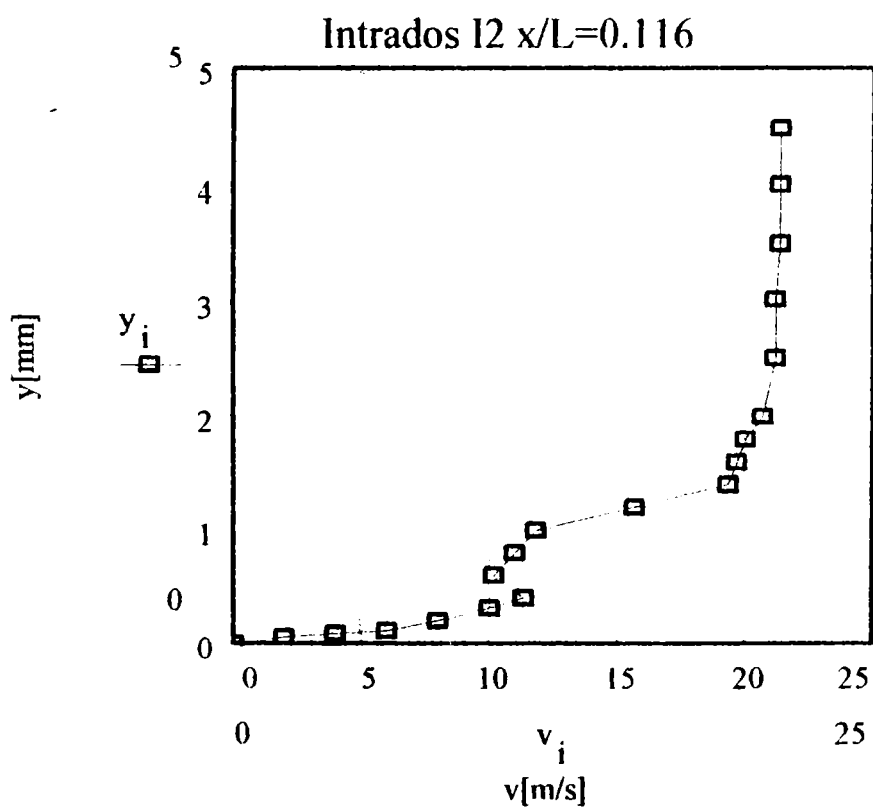


Fig.6.3.10.

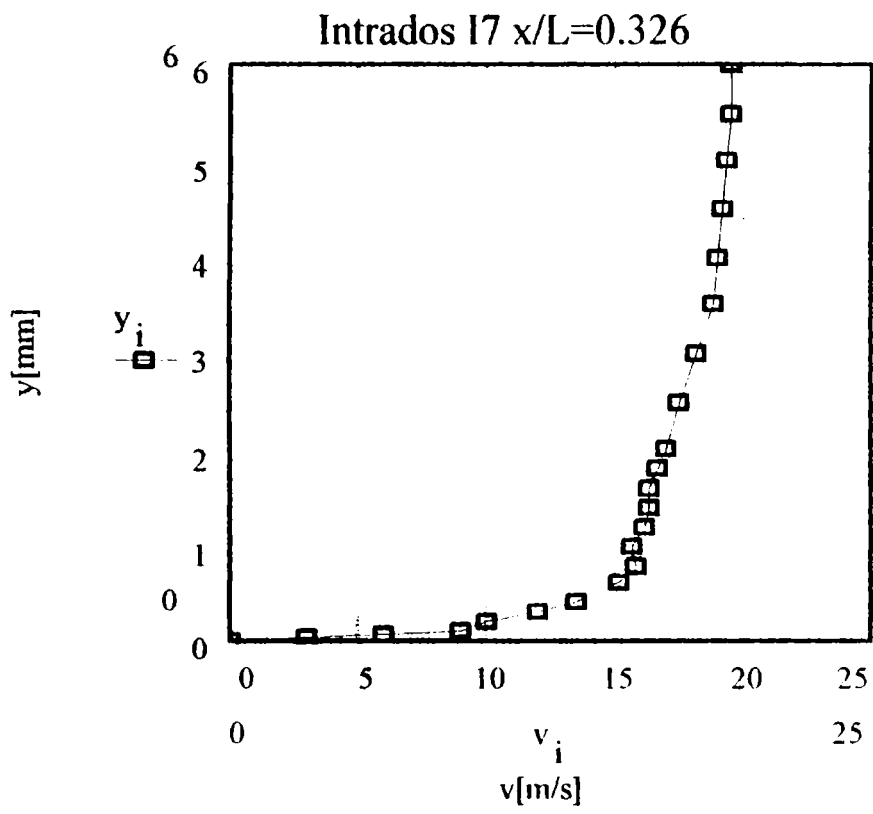


Fig.6.3.11.

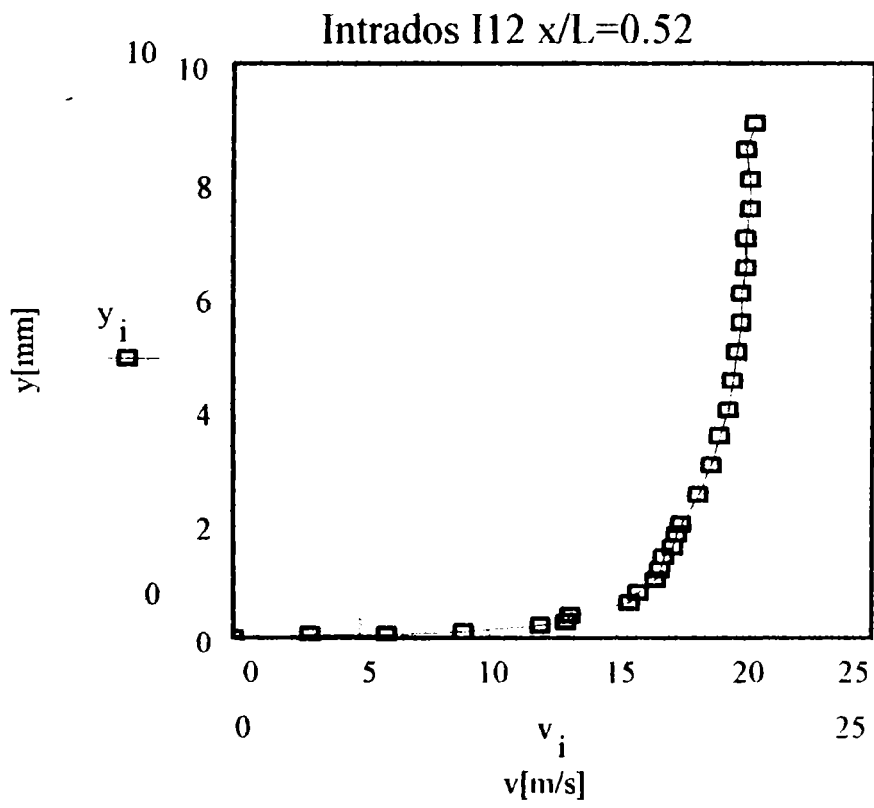


Fig.6.3.12.

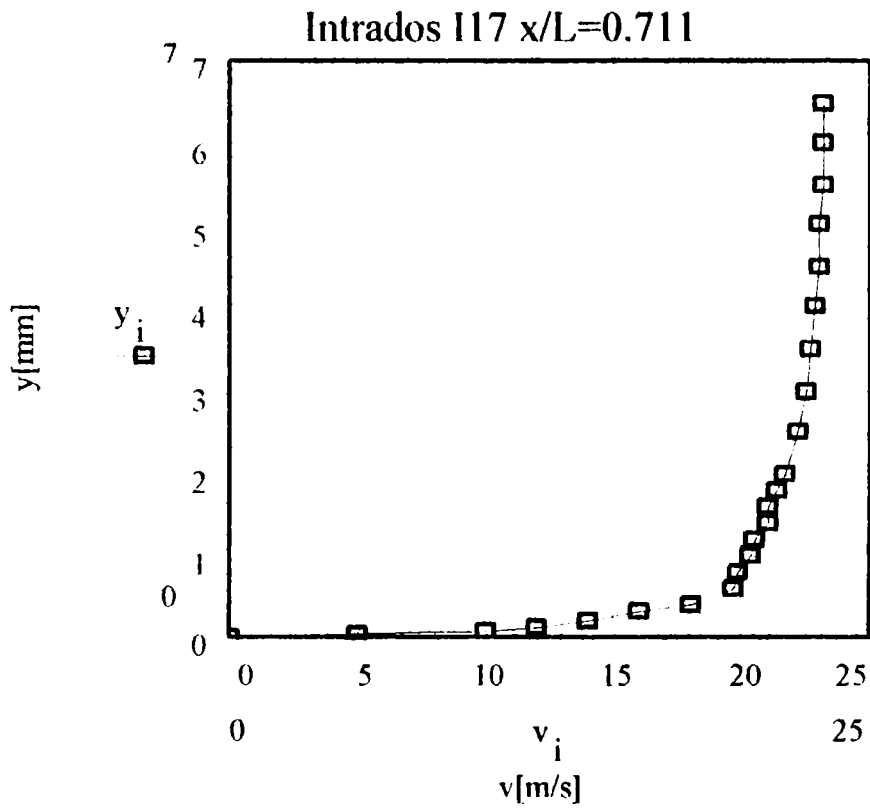


Fig.6.3.13.

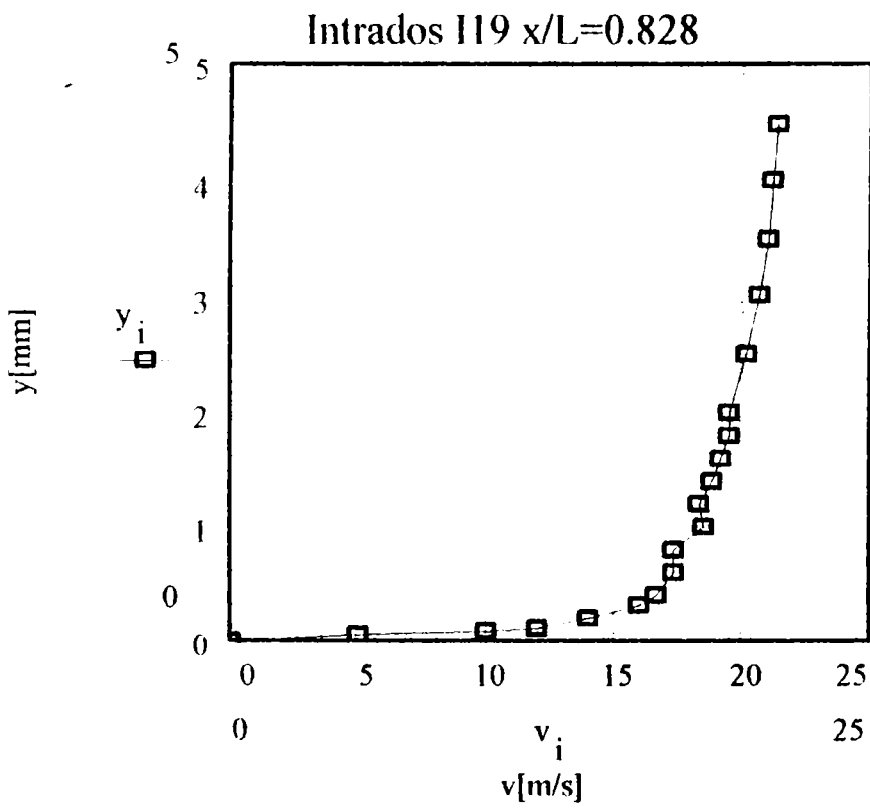


Fig.6.3.14.

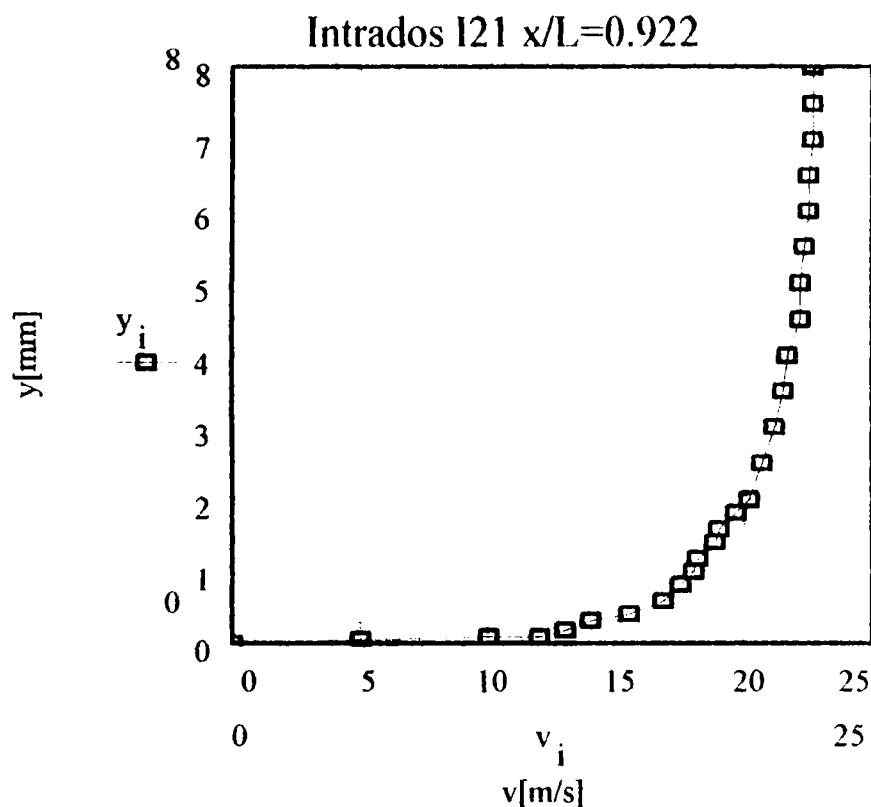


Fig.6.3.15.

Se constata ca in apropierea bordului de atac, in dreptul prizelor de presiune E2 si I2 apar oscilatii ale curbei de viteza. Bordul de atac al profilului studiat este rotunjit, raza de rotunjire fiind mare, apar desprinderi ale curentului din dreptul acestuia. Acest lucru este evidentiat de profilele de viteza din punctele apropiate bordului de atac, fig.6.3.2. si 6.3.10.

Analizand profilele de viteza din celelalte puncte de pe profil, fig.6.3.3...6.3.9. si 6.3.11...6.3.15. se constata ca acestea au alura clasica.

In fig.6.3.16. este prezentat profilul de aparat director si evolutia stratului limita de-a lungul acestuia pentru $\alpha = 5^\circ$.

Deci, se poate concluziona ca, datorita formei bordului de atac, apare desprinderea curentului in dreptul acestuia, dupa care curentul se reataseaza si in continuare urmareste conturul profilului.

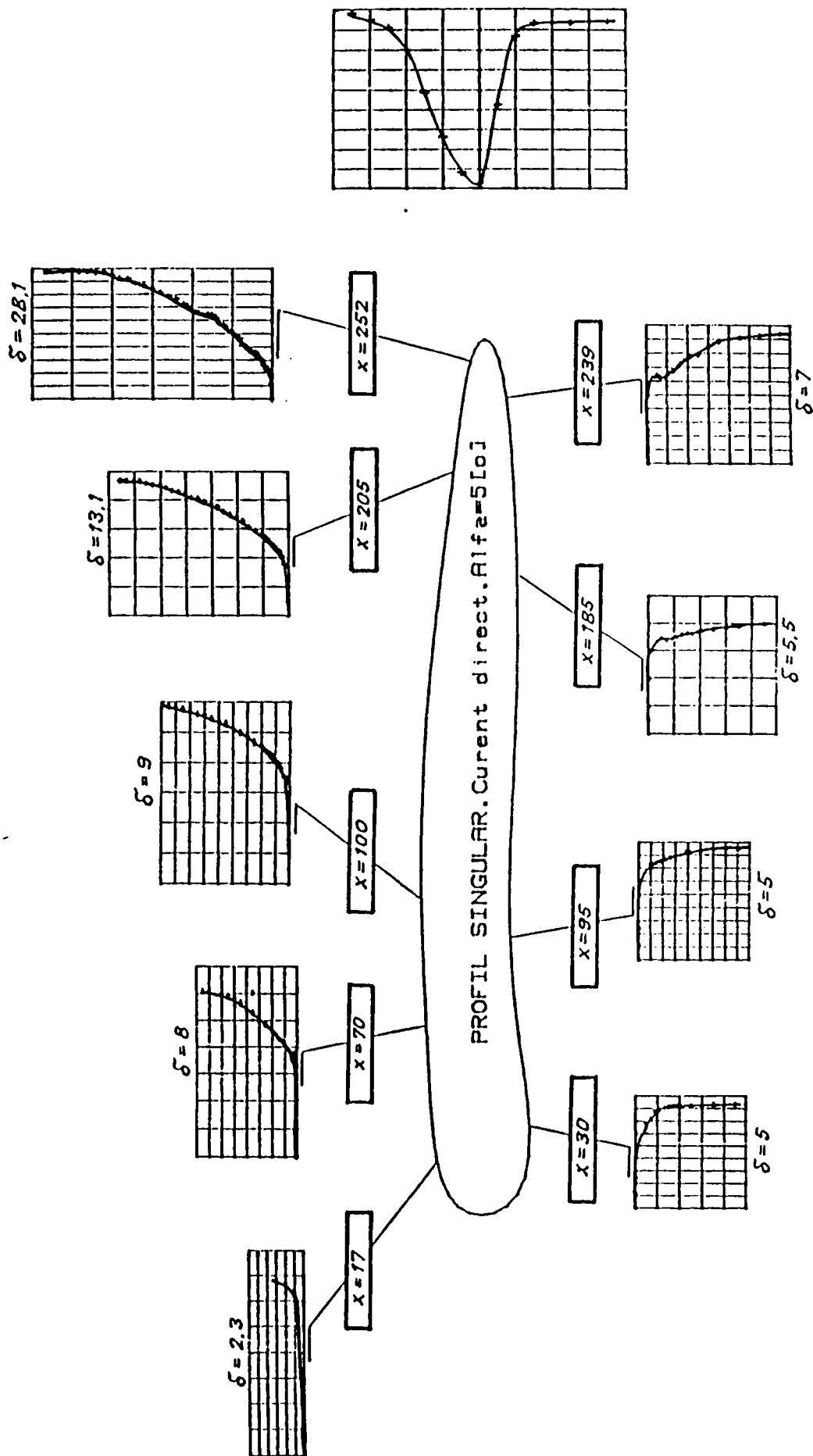


Fig.6.2.16. Evolutia stratului limita de-a lungul profilului, $\alpha = 5^{\circ}$.

In fig.6.3.17. este prezentat bordul de atac al paletei si profilele de viteza din stratul limita de pe extradados, din apropierea acestuia, si variatia vitezei pe profil in dreptul bordului de atac. Se constata ca aceasta, indiferent de unghiul de incidenta, prezinta un varf in dreptul bordului de atac, dupa care are o variatie lina. Dar, din literatura⁵⁵, imediat dupa varful de viteza apare desprinderea curentului, fapt confirmat si de profilele de viteza masurate in stratul limita.

In concluzie, se constata ca, datorita formei bordului de atac, in apropierea acestuia curentul se desprinde indiferent de unghiul de incidenta. Totusi, pentru unghiul de incidenta $\alpha = 5^0$ si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$ stratul limita se reataseaza imediat dupa bordul de atac si, pe intreaga suprafata a profilului prezinta o variatie clasica.-

⁵⁵ Гогиш, Л.В., Степанов Г.Ю., *Турбулентные отрывные течения*, “Наука”, Москва 1979.

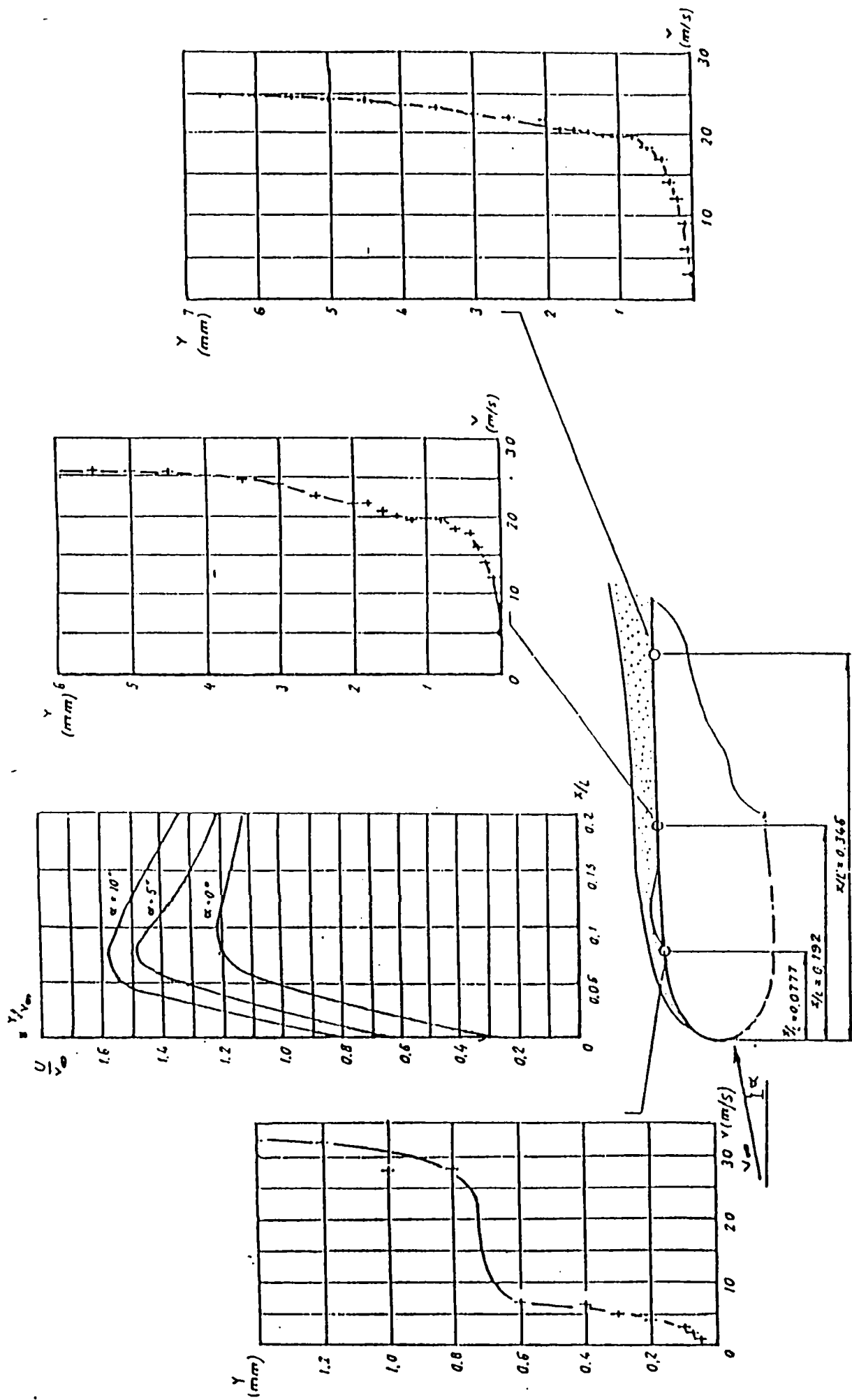


Fig.6.3.17. Evolutia stratului limita in dreptul bordului de atac

6.4. Calculul parametrilor stratului limita δ , θ , H pornind de la profilele de viteza masurate.

Grosimea δ a stratului limita se definește ca fiind distanța de la suprafața corpului, măsurată pe o direcție perpendiculară pe acesta, la care viteza din stratul limita atinge o valoare egală cu 0,99 din viteza curentului exterior⁵⁶. În aplicații, grosimea efectivă δ a stratului limita se utilizează mai rar. De obicei sunt utilizate:

- grosimea de deplasare δ_1

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{v}{v_{\infty}}\right) dy \quad (6.4.1)$$

- grosimea pierderii de impuls θ

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{v}{v_{\infty}} \left(1 - \frac{v}{v_{\infty}}\right) dy \quad (6.4.2)$$

- parametrul de formă H

$$H = \delta_1 / \theta \quad (6.4.3)$$

Cunoscând distribuțiile de viteze măsurate în stratul limita, pentru unghiul de incidență $\alpha=5^{\circ}$ și $Re = 3,53 \cdot 10^5$ prezentate în fig.6.3.2...6.3.15, utilizând relațiile de definiție (6.4.1), (6.4.2) și (6.4.3), prin integrare am

⁵⁶ Popa O., *op. cit.*

calculat parametrii stratului limita pe extradossul paletii. In tab.6.4.1. sunt prezentate valorile acestor parametrii, adimensionalizate in raport cu coarda profilului $L=260$ mm.

Tab.6.4.1

| NUMAR CURENT | X/L | δ_1/L | θ/L | H |
|-----------------|-------|--------------|------------|-------|
| 1 | 0,192 | 0,00281 | 0,00172 | 1,634 |
| 2 | 0,346 | 0,00307 | 0,00236 | 1,301 |
| 3 | 0,501 | 0,00469 | 0,0032 | 1,470 |
| 4 - | 0,655 | 0,00507 | 0,00352 | 1,440 |
| 5 | 0,790 | 0,00877 | 0,00548 | 1,600 |

6.5. Calculul teoretic al stratului limita pe extradosul profilului.

Determinarea parametrilor δ_1 , θ , H si C_f .

Pentru calculul teoretic al parametrilor stratului limita pe extradosul profilului studiat am considerat profilul situat la unghiul de incidenta $\alpha = 5^\circ$ si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$.

Din masurarile efectuate pe profil, am ajuns la concluzia ca distributia de viteze de-a lungul profilului, indiferent de unghiul de incidenta, prezinta un varf in dreptul bordului de atac, dupa care are o variatie continua. Distributiile de viteze din stratul limita au aratat ca, desi la bordul de atac apar desprinderi si reatasari ale curentului, totusi pe suprafata profilului exista strat limita. Din aceste considerente, am considerat posibil calculul parametrilor stratului limita pentru $\alpha = 5^\circ$ si $Re = 3,53 \cdot 10^5$.

In fig.6.5.1. este prezentata paleta de aparat director studiata, distributia de viteze de pe extrados determinata experimental si profilul de viteze din stratul limita pentru abscisa relativa $x/L = 0,5$.

Pornind de la aceasta distributie de viteze pe extrados, utilizand programul propriu prezentat in Cap.3, am calculat stratul limita pe profil, considerand bordul de atac ca fiind punctul de impact. Dar, datorita varfului de viteza, programul a furnizat drept rezultat desprinderea stratului limita imediat dupa varful de viteza, indiferent daca acesta a fost considerat laminar sau turbulent, lucru confirmat si de literatura⁵⁷. Deoarece profilele de viteza din stratul limita, masurate de-a lungul profilului confirma

⁵⁷ Gogis, L.V., Stepanov G.Iu., *op. cit.*

existenta acestuia, am ajuns la concluzia ca dupa depasirea varfului de viteza, stratul limita se reataseaza.

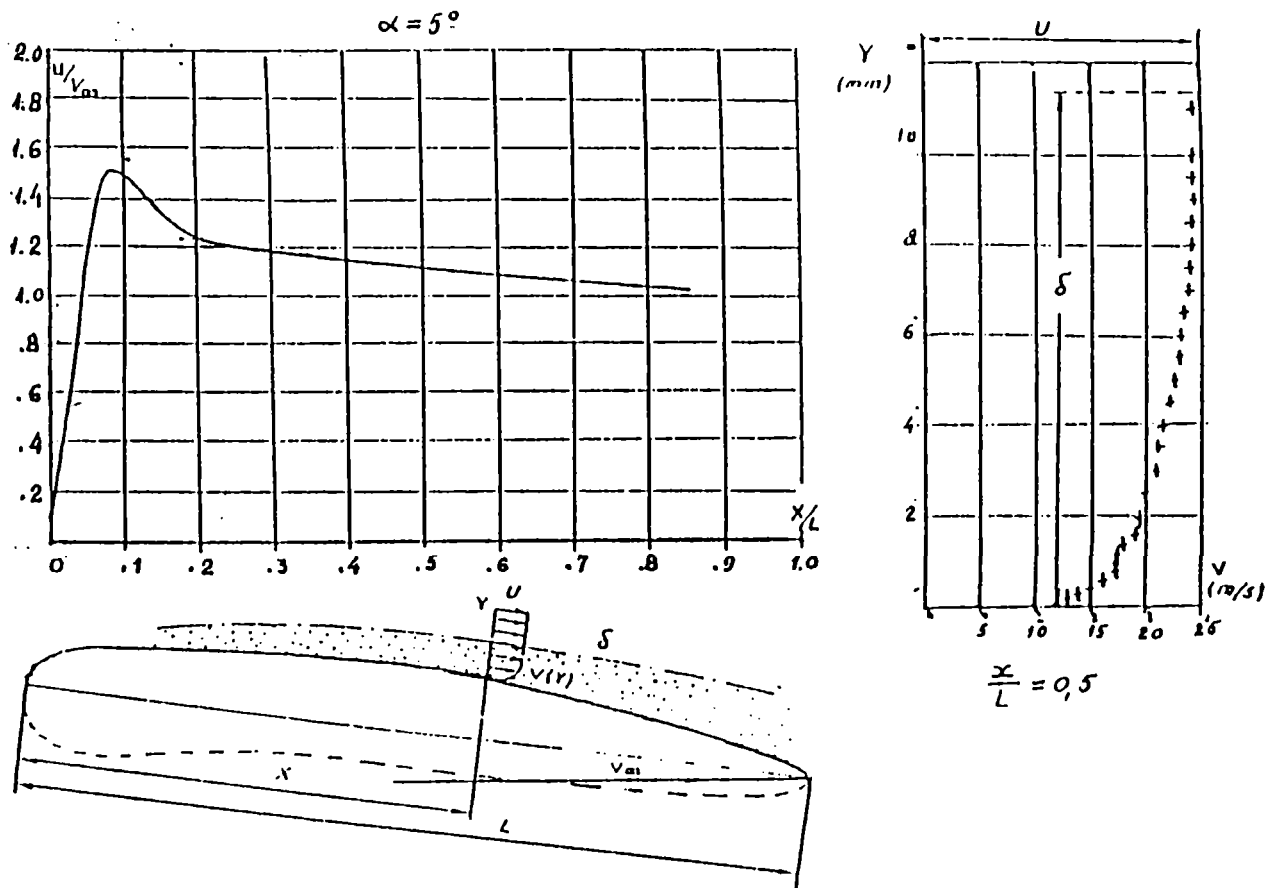


Fig.6.5.1. Profil aerodinamic. Distributia de viteze pe profil pentru $\alpha = 5^\circ$ si $Re = 3,53 \cdot 10^5$. Distributia de viteze in stratul limita pentru $x / L = 0,5$.

In tab.6.5.1. sunt prezentate valorile parametrilor δ_1 , θ , H si ale coeficientului de frecare C_f obtinute pe cale teoretica, pornind de la distributia de viteze pe extradadosul profilului, determinata experimental pentru unghiul de incidenta $\alpha = 5^\circ$ si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$.

Tab.6.5.1.

| X/L | δ_1/L | θ/L | H | C_f |
|------|--------------|------------|-------|--------|
| 0.13 | 0.0001 | 0.000077 | 1.298 | 0.0056 |
| 0.2 | 0.0028 | 0.002 | 1.400 | 0.0044 |
| 0.3 | 0.0022 | 0.00152 | 1.447 | 0.0040 |
| 0.4 | 0.0026 | 0.00175 | 1.486 | 0.0039 |
| 0.5 | 0.0030 | 0.00201 | 1.492 | 0.0037 |
| 0.6 | 0.0035 | 0.00233 | 1.502 | 0.0035 |
| 0.7 | 0.0040 | 0.00266 | 1.504 | 0.0032 |
| 0.8 | 0.0048 | 0.0030 | 1.600 | 0.0030 |
| 0.9 | 0.0062 | 0.00365 | 1.698 | 0.0024 |
| 0.92 | 0.0066 | 0.00366 | 1.803 | 0.0052 |

6.6. Comparatie intre rezultatele teoretice si cele experimentale privind parametrii stratului limita.

Avand valorile parametrilor stratului limita δ_l , θ , si H determinate prin integrarea numerica a rezultatelor obtinute prin masurare in stratul limita si prezentate in paragraful 6.4. si cele determinate pe cale teoretica pe baza programului propriu pornind de la distributia de viteze reala pe profil, prezentate in paragraful 6.5, toate pentru unghiul de incidenta $\alpha = 5^0$ al profilului si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$ mi-am propus sa compar aceste valori.

Comparatia dintre rezultatele teoretice si cele experimentale este necesara pentru a putea aprecia valabilitatea metodologiei proprii elaborate si a programului realizat pentru orice profil aerohidrodinamic, profilul de aparat director fiind cu o forma specifica.

In fig.6.6.1. sunt prezentate variatiile de-a lungul profilului ale parametrului δ_l , obtinute pe cale teoretica si experimentală.

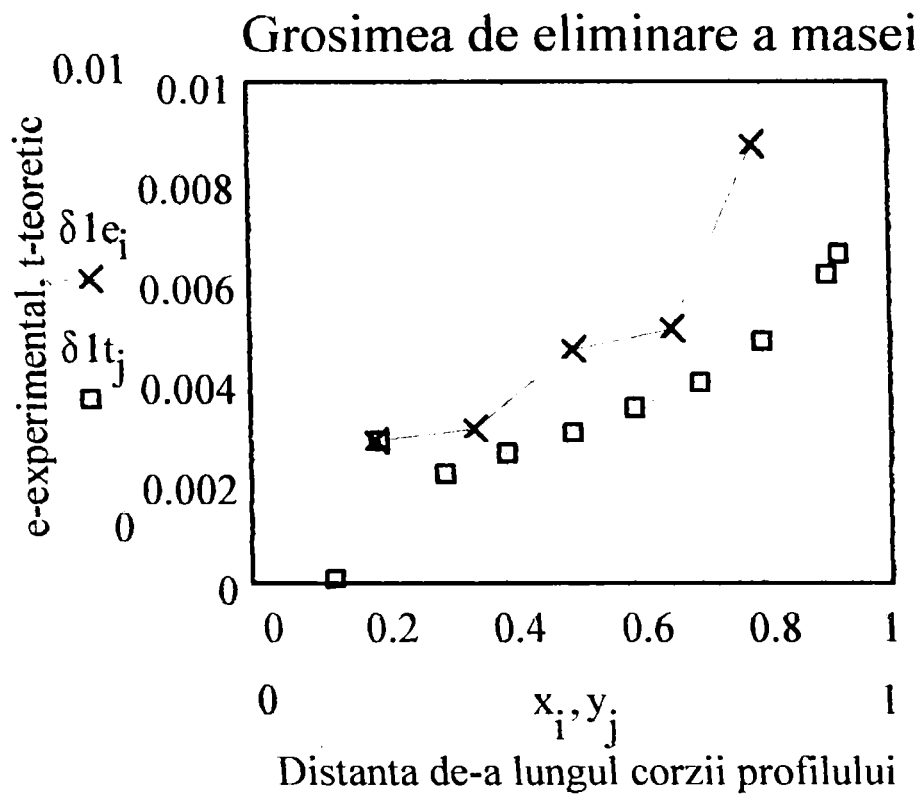


Fig.6.6.1.

Se constata ca valorile teoretice si cele experimentale ale acestui parametru au valori foarte apropiate pana in dreptul abscisei relative $x / L = 0,65$.

In apropiere de borbul de fuga, diferentele dintre valorile teoretice si cele experimentale cresc, programul sesizand si o desprindere a stratului limita la bordul de fuga, in dreptul abscisei relative $x / L = 0,92$.

In fig.6.6.2. sunt prezentate variatiile de-a lungul profilului ale parametrului θ , obtinute pe cale teoretica si experimental.

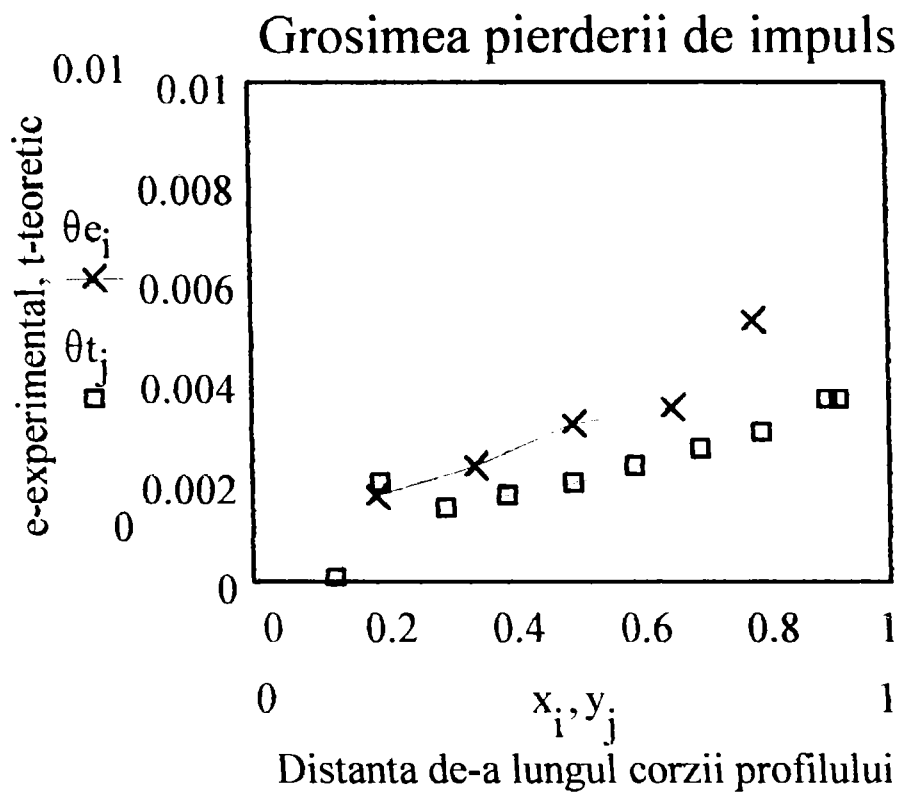


Fig.6.6.2.

Valorile teoretice si cele experimentale ale acestui parametru sunt apropiate, iar curbele au aluri identice pe toata lungimea profilului. Si in acest caz, programul sesizeaza desprinderea in dreptul abscisei $x / L = 0,92$.

Curbele de variatie teoretica si experimentală ale parametrului de forma H au aluri identice, iar valorile acestora practic coincid. Acest lucru este prezentat in fig.6.6.3.

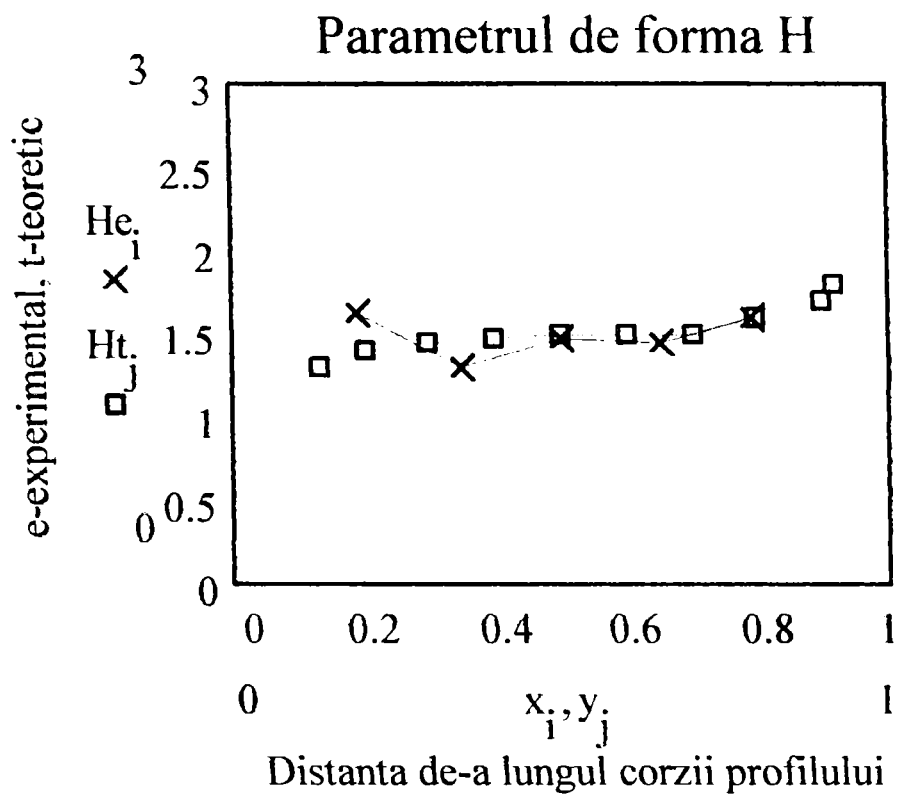


Fig.6.6.3.

Se constata, de asemenea, desprinderea stratului limita la abscisa relativa $x / L = 0,92$.

In fig.6.6.4. este prezentata variatia coeficientului de frecare de-a lungul profilului, obtinuta pe cale teoretica. Se observa ca acesta are valori mai mari in apropiere de bordul de atac, si scade spre bordul de fuga. Si in cazul acestui parametru apare desprinderea stratului limita tot in dreptul abscisei relative $x / L = 0,92$, punct in care valoarea coeficientului de frecare creste brusc la valori apropiate de cele din zona bordului de atac.

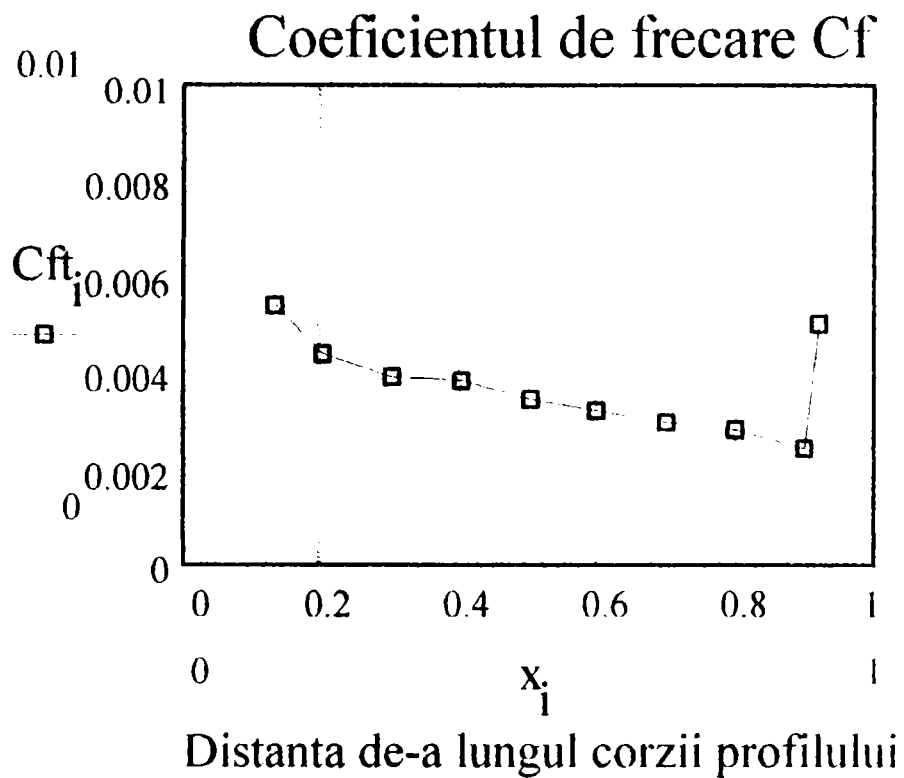


Fig.6.6.4.

Analizand aceste rezultate, se poate concluziona ca metodologia proprie elaborata pentru calculul stratului limita si programul realizat ofera rezultate bune, apropiate de cele obtinute pe cale experimentală, pentru orice profil aerohidrodinamic si deci, ofera posibilitatea obtinerii din calcul a parametrilor stratului limita pornind de la distributia de viteze pe profil, obtinuta pe cale experimentală.

6.7. Profile de viteza in stratul limita pentru unghiuri mari de incidenta.

Observand curbele de portanta si de rezistenta obtinute pe cale experimentală, prezentate in paragraful 6.2, se constata ca pentru unghiul de incidenta $\alpha > 10^0$ apar oscilatii ale curbei de portanta. In distributiile de presiune prezentate in paragraful 6.2, apar portiuni mari in care coeficientul de presiune se mentine constant pe extrados.

Toate acestea au condus la concluzia ca, pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$, pe suprafata profilului apar desprinderi si reatasari ale curentului. De aceea, am considerat ca ar fi necesare masurari de-a lungul profilului, pentru unghiul de incidenta $\alpha = 10^0$ si $\alpha > 10^0$.

Pentru unghiul de incidenta $\alpha = 10^0$ am masurat distributiile de viteza dupa normala la profil, in dreptul absciselor relative $x / L = 0,077; 0,192; 0,346; 0,5; 0,692$. Masurarile s-au efectuat conform metodologiei prezentate in Cap.2, utilizand o sonda DISA tip 55 P 14.

In fig.6.7.1...6.7.5. sunt reprezentate profilele de viteza in stratul limita masurate pentru $\alpha = 10^0$ si $Re = 3,53 \cdot 10^5$.

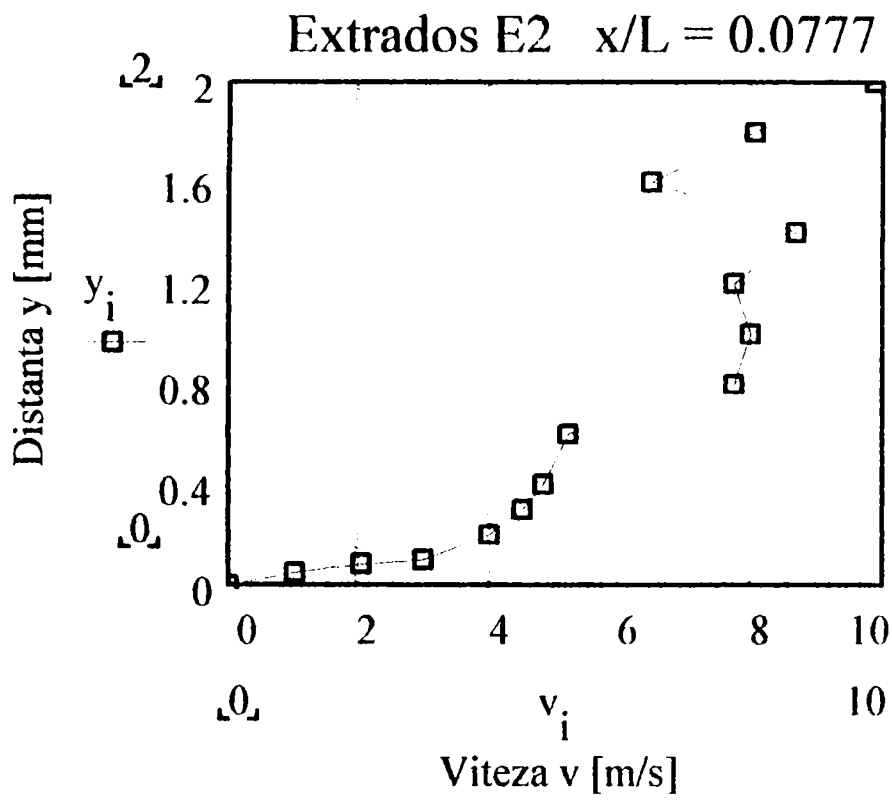


Fig.6.7.1.

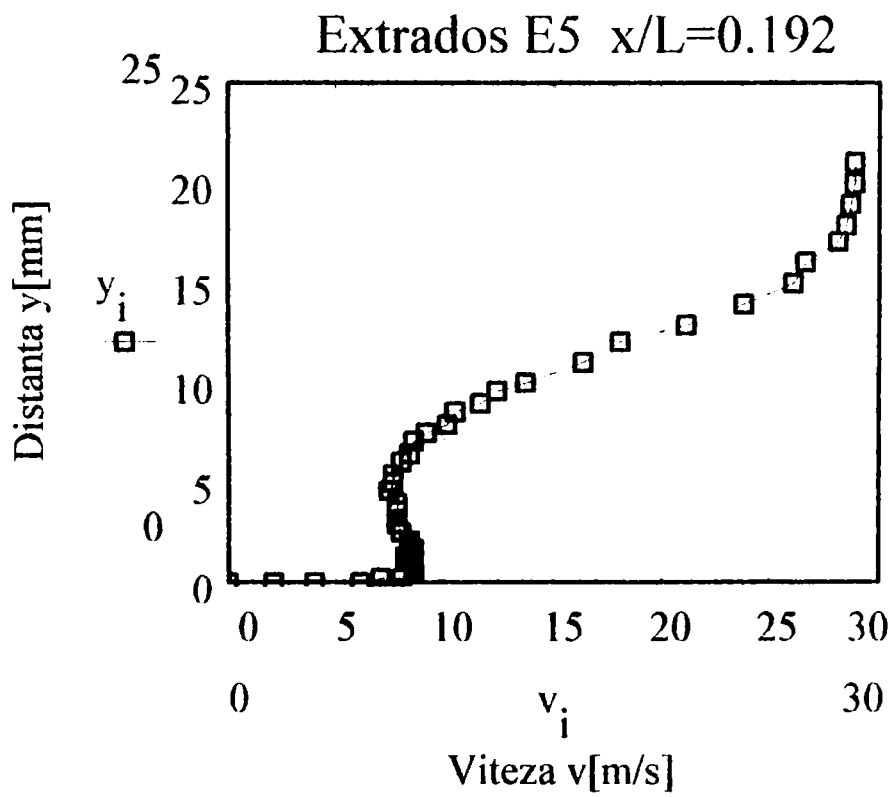


Fig.6.7.2.

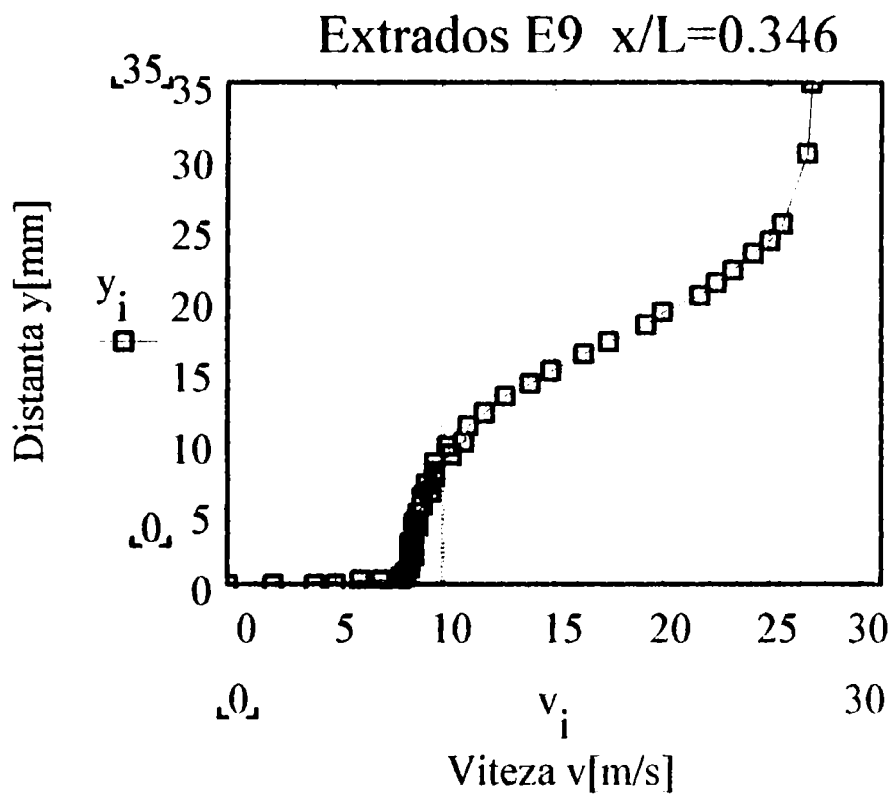


Fig.6.7.3.

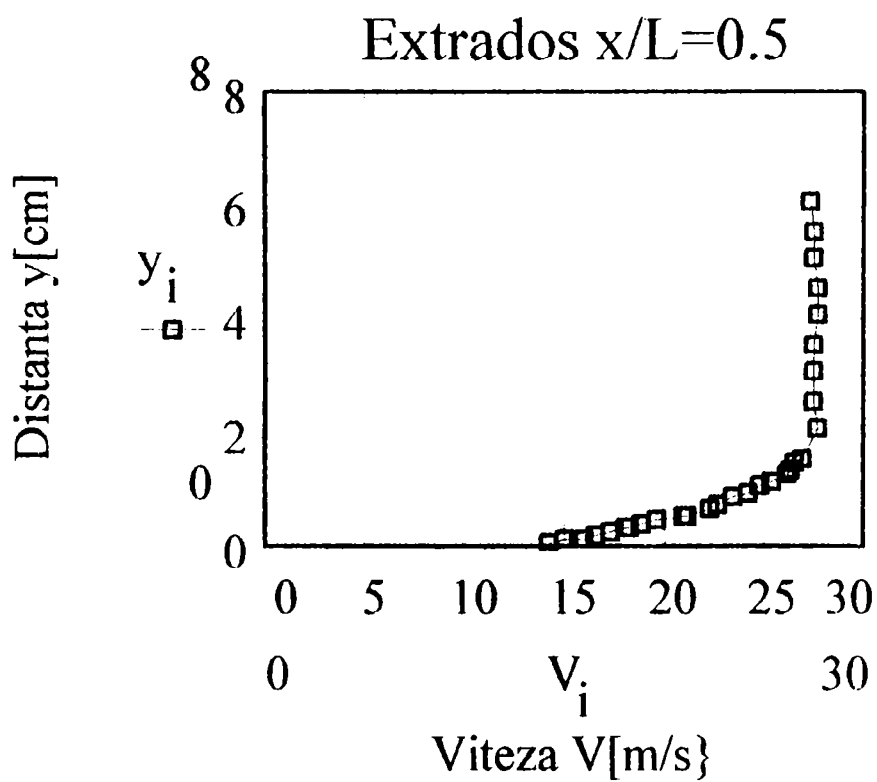


Fig.6.7.4.

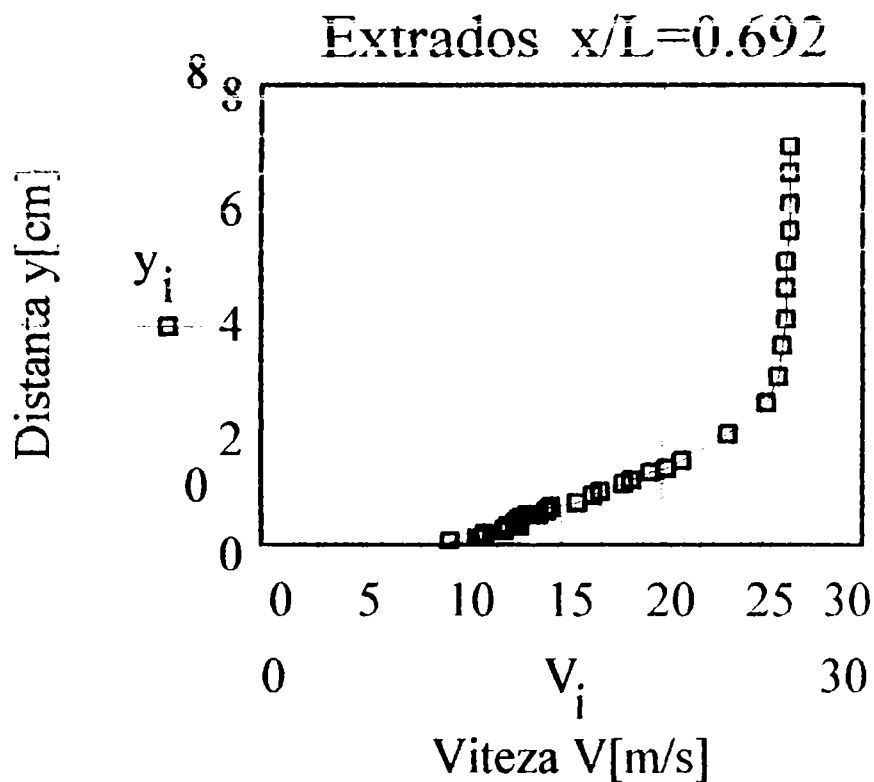


Fig.6.7.5.

Analizand aceste curbe, se observa ca in prima jumatate a paletei curentul se desprinde si se reataseaza, fapt evidentiat de cresteri si scaderi ale valorilor vitezei masurate, aceste variatii fiind mai pronuntate in apropierea bordului de atac.

Rezultatele prezentate in fig.6.7.1...6.7.5. sunt valorile medii ale vitezei. Pentru punctele situate pe paleta la abscisa relativa $x/L=0,192$ si $x/L=0,346$ am masurat si componentele vitezei dupa doua directii perpendiculare v_x si v_y folosind o sonda cu doua fire in X, DISA 55 P 63. Schema bloc a aparaturii DISA utilizata si metodologia de masurare sunt prezentate in Cap.2.

Din fig.6.7.6. si 6.7.7. se observa ca desprinderile si reatarile curentului afecteaza mai ales componenta v_y a vitezei.

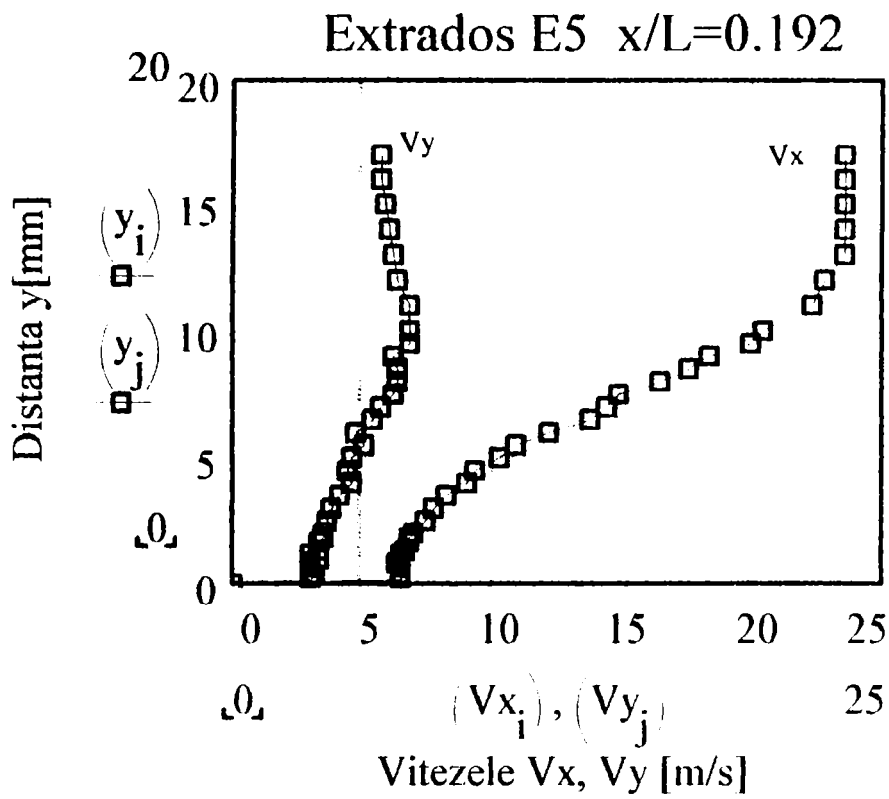


Fig.6.7.6.

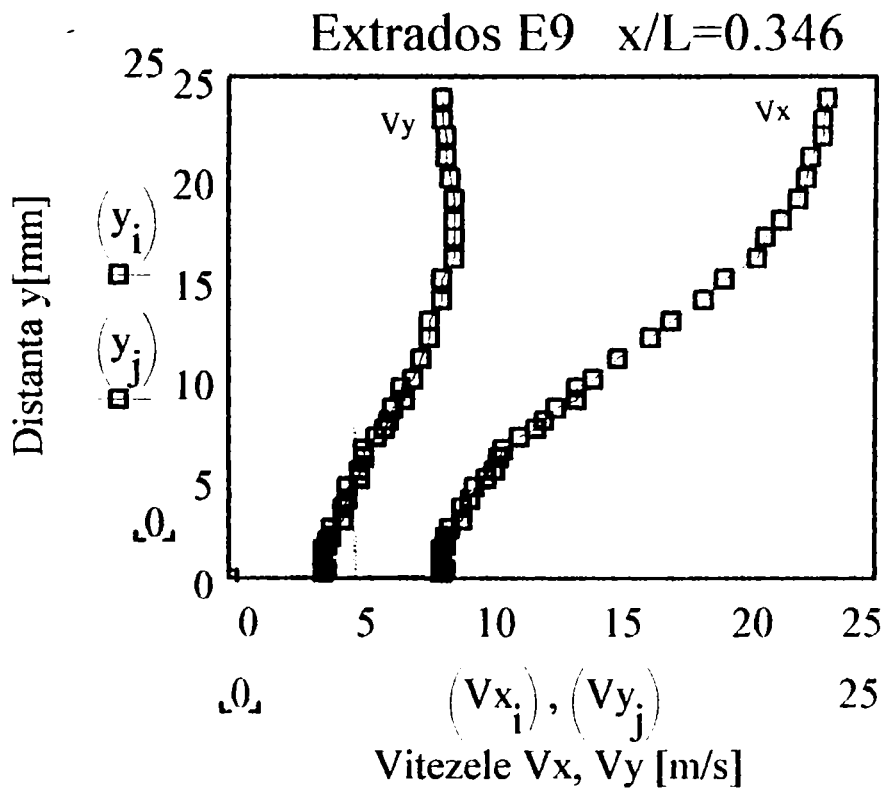


Fig.6.7.7.

Pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$ si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$ am masurat distributii de viteze dupa normala la profil, intr-o zona apropiata de bordul de atac. In fig. 6.7.8...6.7.10. sunt reprezentate profilele de viteze din zona bordului de atac, pentru unghiurile de incidenta $\alpha = 15^0$, $\alpha = 25^0$, si $\alpha = 45^0$.

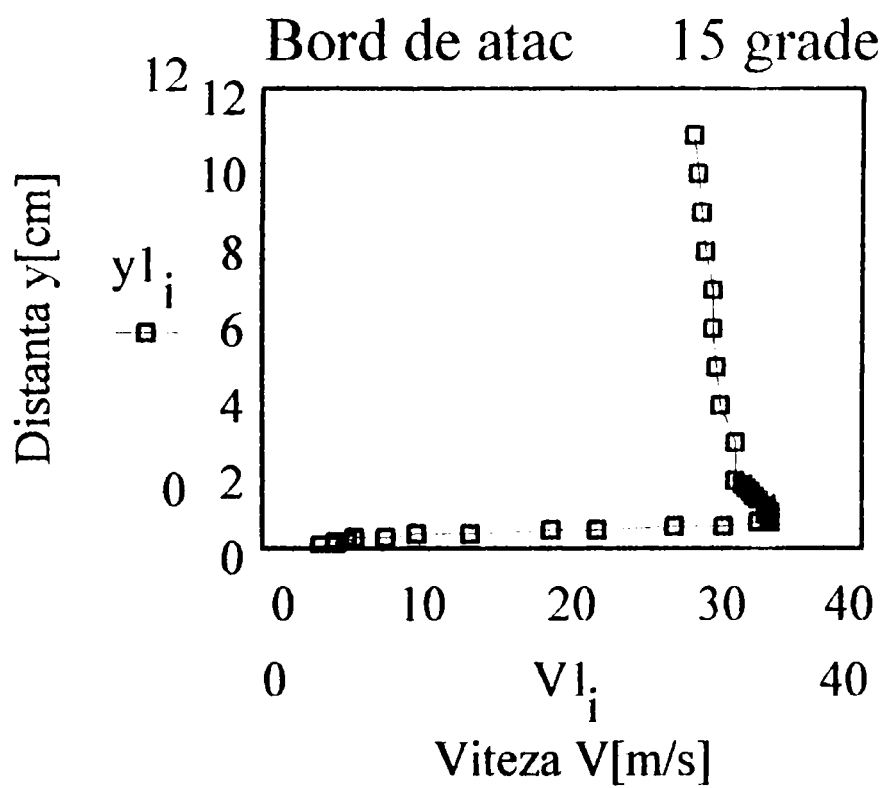


Fig.6.7.8. Bord de atac. $\alpha = 15^0$.

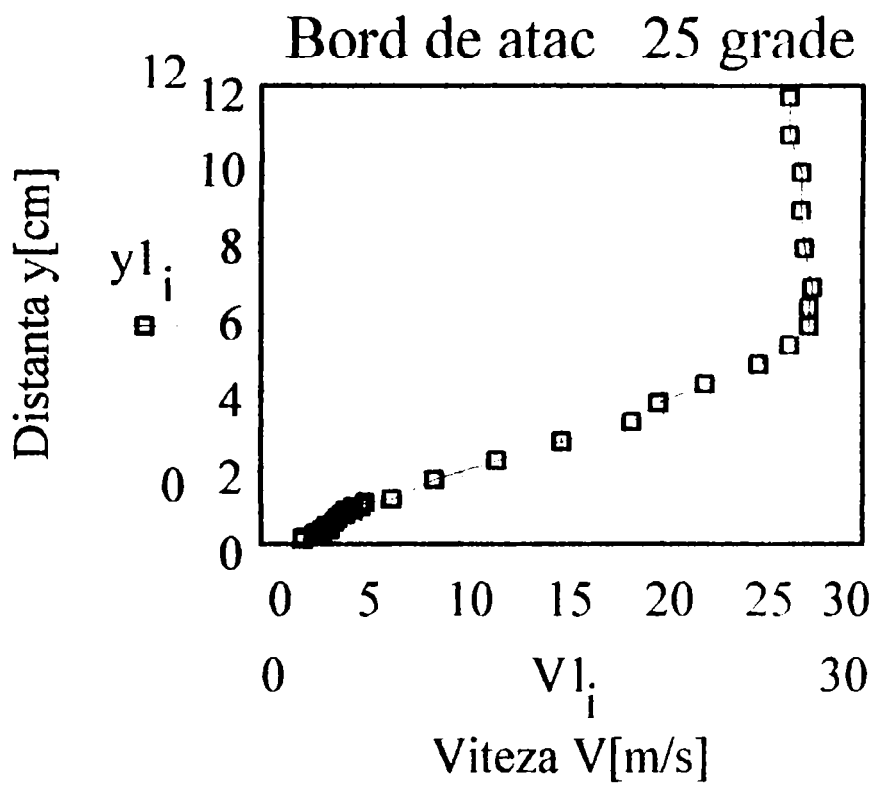


Fig.6.7.9. Bord de atac. $\alpha = 25^{\circ}$.

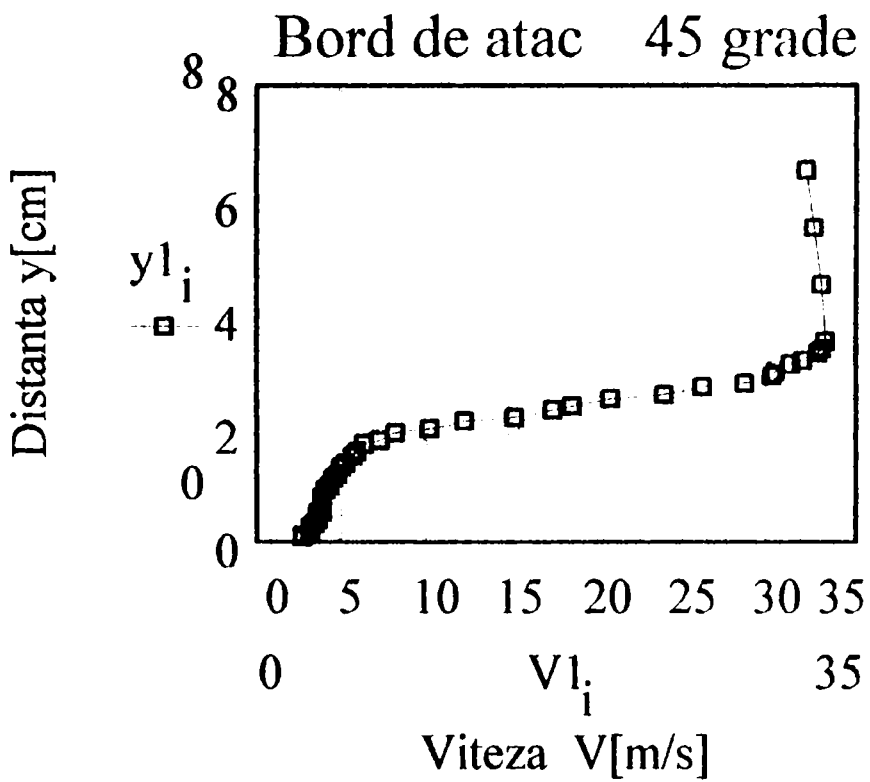


Fig.6.7.10. Bord de atac. $\alpha = 45^{\circ}$.

Se constata ca, odata cu cresterea unghiului de incidenta, se extinde zona in care se manifesta efectul desprinderilor.

In fig.6.7.11. este prezentat profilul de viteze masurat dupa normala la paleta, pentru un punct situat la abscisa relativa $x / L = 0,5$ pentru $\alpha = 15^0$ si $Re = 3,53 \cdot 10^5$. Observam ca efectul miscarilor de recirculatie se reflecta pe intreaga suprafata a profilului.

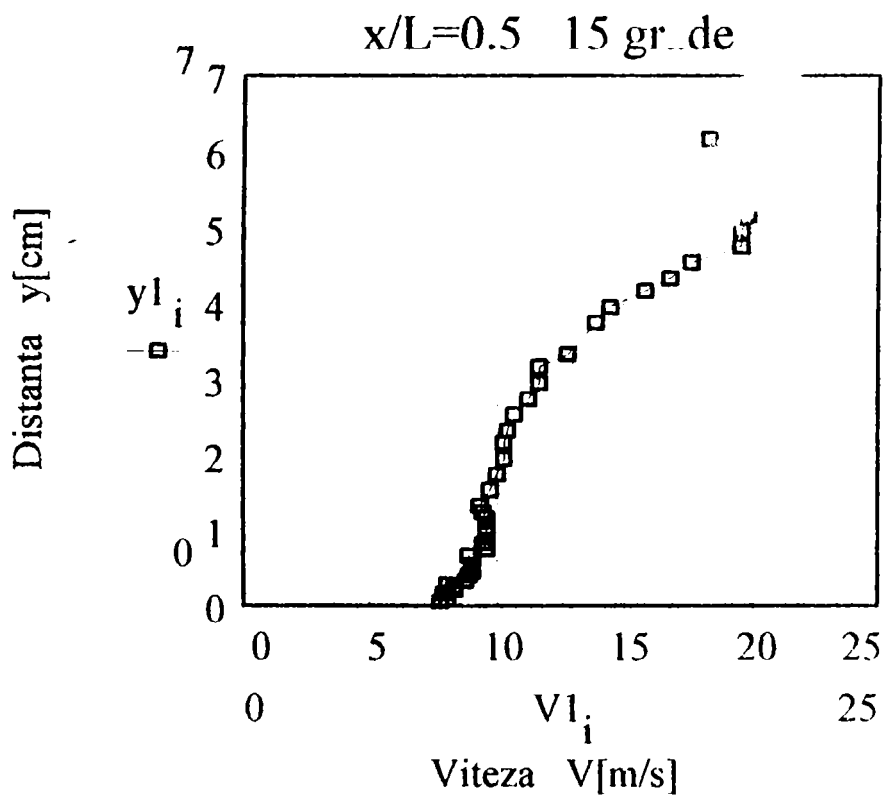


Fig.6.7.11. $x/L=0,5$. $\alpha = 15^0$.

6.8. Rezultate teoretice si experimentale privind influenta numarului Reynolds asupra distributiei de presiuni, a profilului de viteze in stratul limita si a parametrilor acestuia, pentru paleta de aparat director CCSITEH.

Tunelul aerodinamic de strat limita LMHT este prevazut cu doua ventilatoare identice, putand functiona independent sau in paralel. Incercarile experimentale s-au efectuat pentru trei regimuri de curgere, realizate prin utilizarea ambelor ventilatoare, a unui singur ventilator si a unui ventilator obturat. Definind numarul Reynolds in raport cu coarda profilului L , $Re = v_{\infty} L / \nu$, in zona de lucru a tunelului au fost realizate regimurile caracterizate prin: $Re_1 = 5,09 \cdot 10^5$, $Re_2 = 3,69 \cdot 10^5$ si $Re_3 = 1,98 \cdot 10^5$. Pentru aceste regimuri s-a masurat distributia de presiuni pe profil pentru unghiuri de incidenta cuprinse in intervalul $0^{\circ} \dots 45^{\circ}$. In fig.6.7.1, 6.7.2, 6.7.3 sunt prezentate aceste distributii pentru unghiurile $\alpha = 10^{\circ}$, $\alpha = 15^{\circ}$ si $\alpha = 45^{\circ}$.

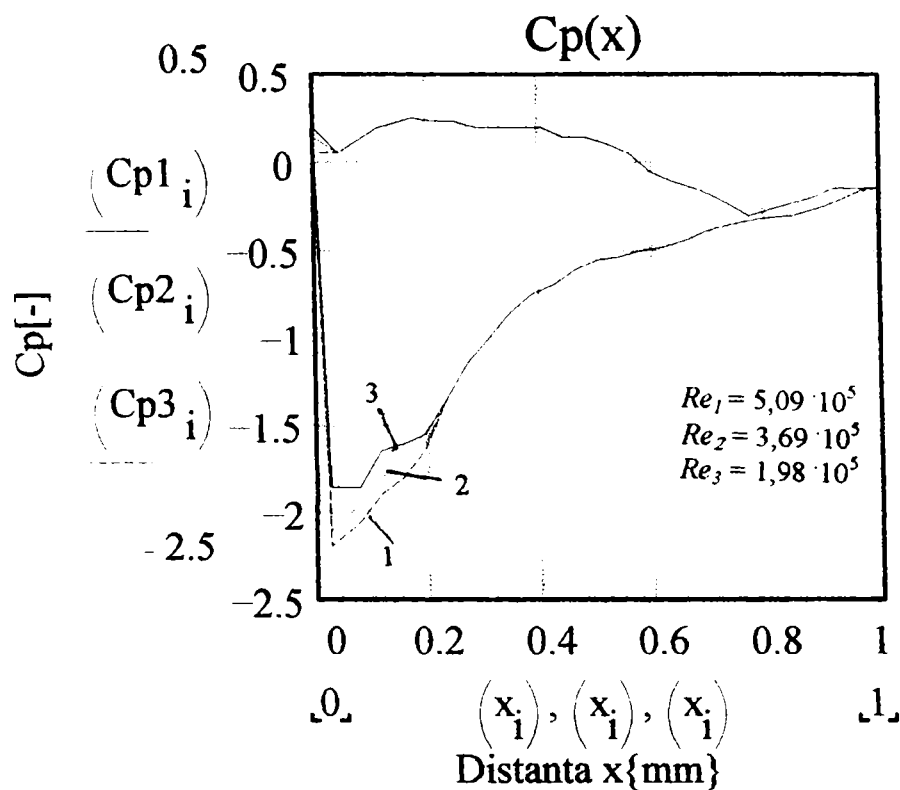


Fig.6.8.1. Distribuția de presiuni pentru $\alpha = 10^\circ$.

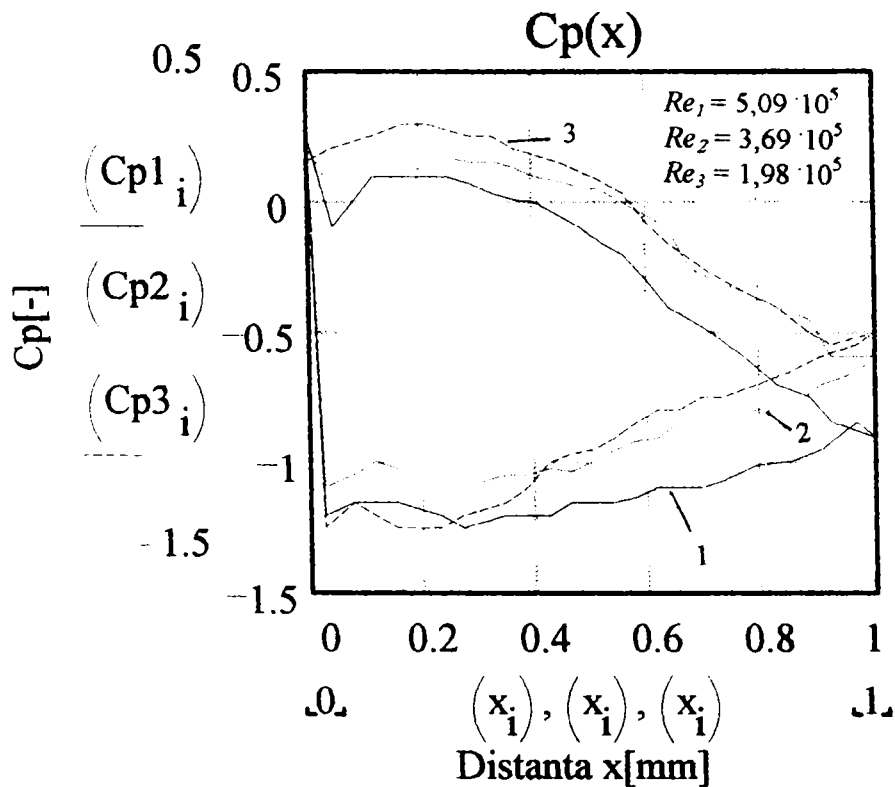


Fig.6.8.2. Distribuția de presiuni pentru $\alpha = 15^\circ$.

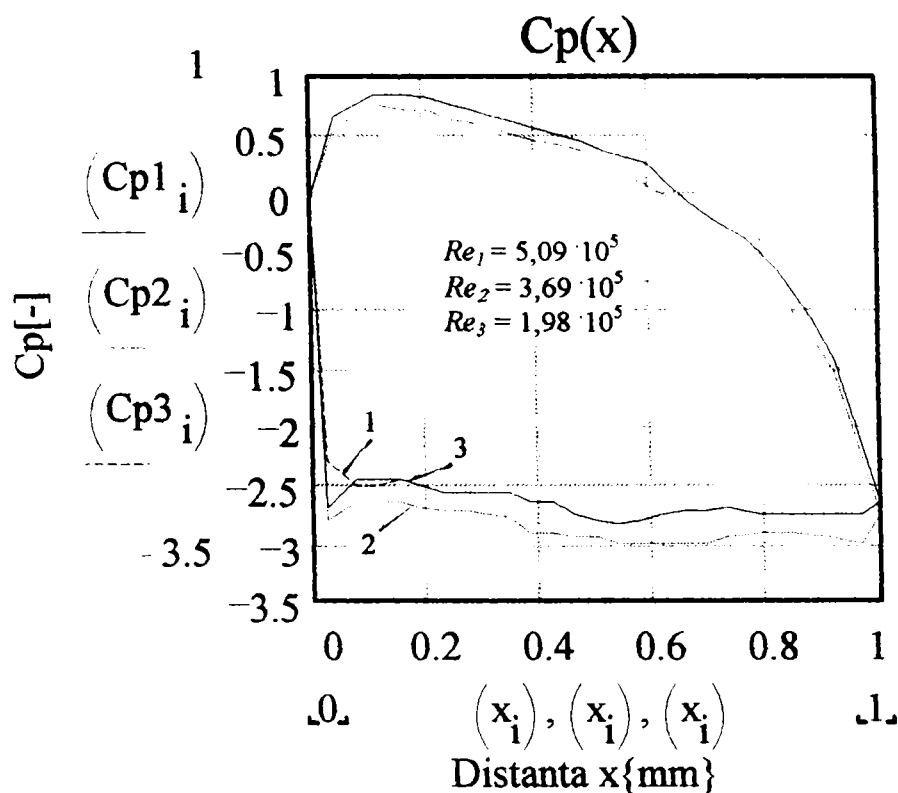


Fig.6.8.3. Distribuția de presiuni pentru $\alpha = 45^\circ$.

Se constată că, pentru unghiuri mici de incidență, până la $\alpha = 10^\circ$, numărul Reynolds practic nu influențează distribuția de presiuni; diferențe mici apar doar pe extrados, în zona bordului de atac, fig.6.8.1. La creșterea în continuare a incidenței, apare desprinderea curentului, iar variațiile coeficientului de presiune de-a lungul profilului, deși au aceeași alură, sunt translatate, fig.6.8.2. Pentru incidente foarte mari, $\alpha > 25^\circ$, domeniu în care curentul este complet desprins, apare din nou suprapunerea curbelor de presiune, fig.6.8.3. În concluzie, regimul de curgere, respectiv numărul Reynolds, influențează distribuția de presiuni pe profil doar în zona

unghiurilor de incidenta critice, la care incep sa apara desprinderi, dar curentul nu este in totalitate desprins⁵⁸.

Masurand distributia de viteze intr-o sectiune transversala pe extradusul profilului, in apropierea bordului de atac, $x / L = 0,057$, la incidentele $\alpha = 15^\circ$, $\alpha = 25^\circ$, $\alpha = 45^\circ$ se obtin profilele de viteza prezentate in fig.6.8.4....6.8.9⁵⁹.

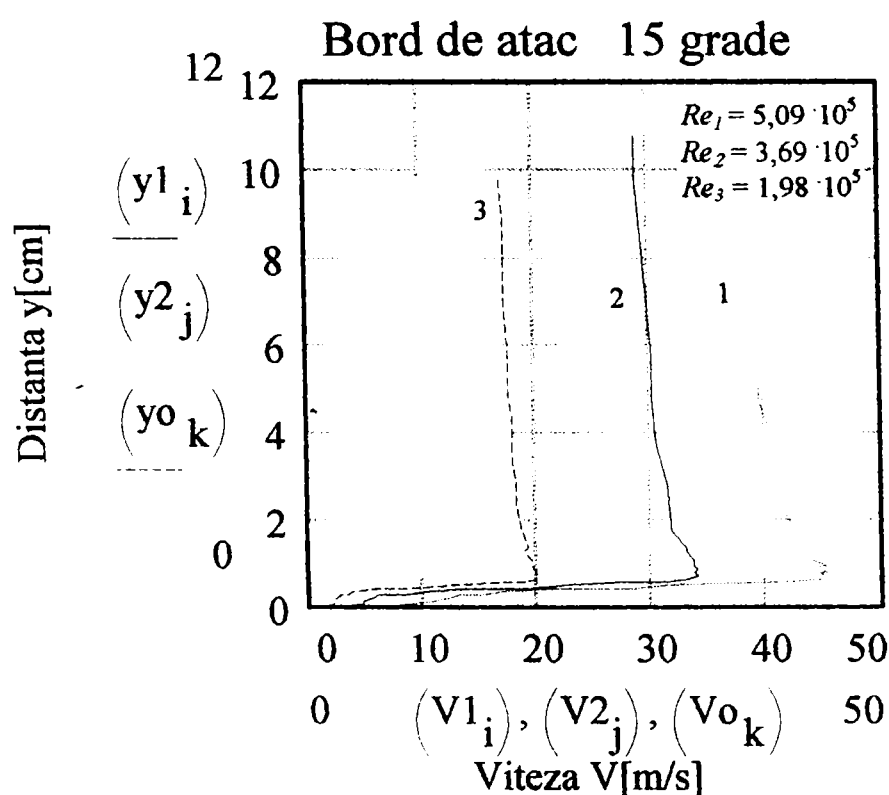


Fig.6.8.4. Profile de viteza in stratul limita. Bord de atac. $\alpha = 15^\circ$.

⁵⁸Bugarski, A.S., Galeriu, C.D., *Eksperimentalno izučavanje uticaja uzvodnih asimptotskih uslova na smicajuća kretanja u susedstvu čvrstog tela*, 20. Yugoslav Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, Kragujevac 1993, pg.266-269.

⁵⁹ Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Airfoil Characteristics and Flow Parameters tested in a wind tunnel*, The fourth Conference on Hydraulic Machinery and Hydrodynamics - proceedings - vol.1, Timisoara 1994, pg.19-26.

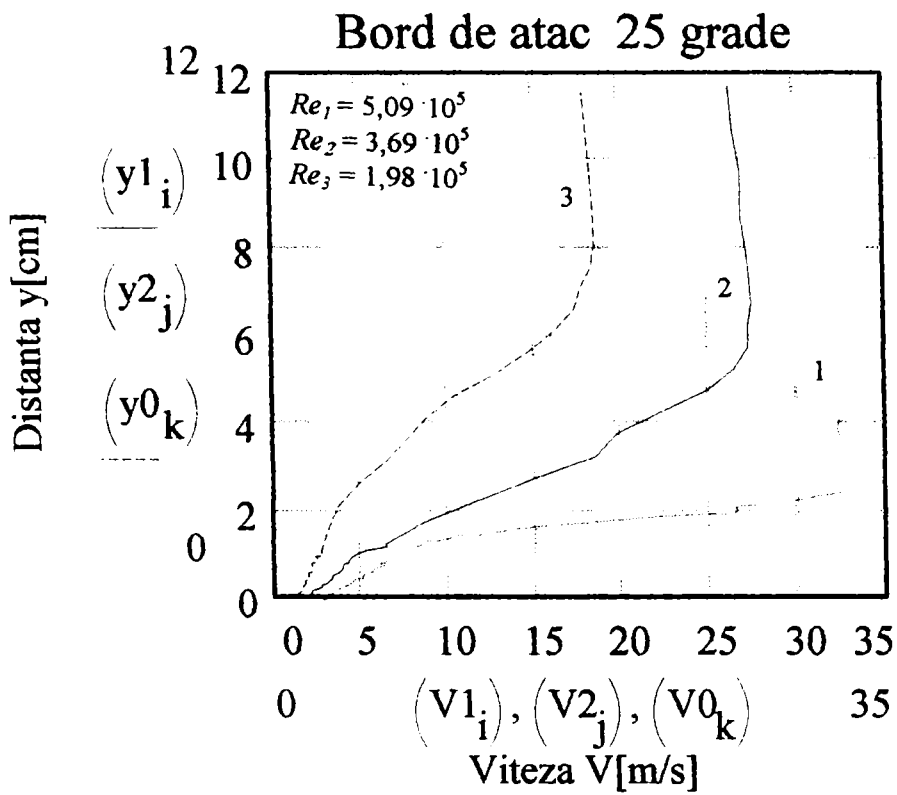


Fig.6.8.5. Profil de viteză în stratul limită. Bord de atac. $\alpha = 25^\circ$.

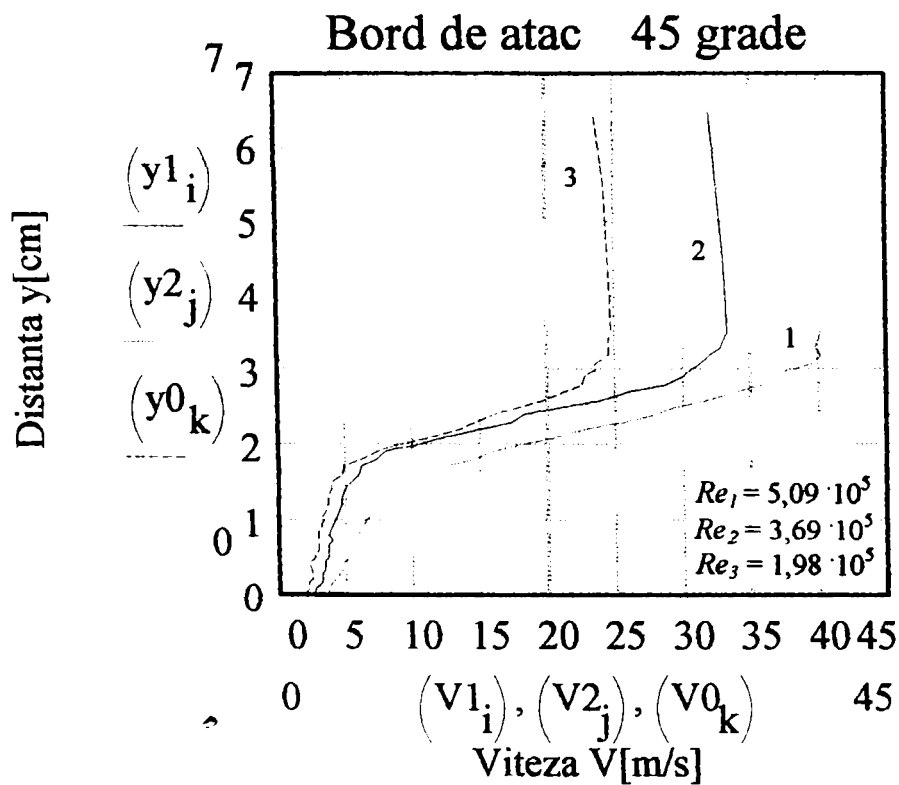


Fig.6.8.6. Profil de viteză în stratul limită. Bord de atac. $\alpha = 45^\circ$

Analizand profilele de viteza din apropierea bordului de atac, masurate dupa normala la suprafata, pentru unghiuri mari de incidenta, $\alpha = 15^\circ$, $\alpha = 25^\circ$ si $\alpha = 45^\circ$, unghiuri la care curentul este desprins, se constata urmatoarele:

- pentru $\alpha = 15^\circ$ viteza creste progresiv, si atinge valori mari in apropierea peretelui paletei, valoarea maxima a acesteia fiind in dreptul distantei $y \cong 7,5$ mm, apoi scade treptat, si ramane constanta doar la distanta $y \cong 80$ mm fata de perete.

- pentru $\alpha = 25^\circ$ alura curbelor este asemanatoare cu cele $\alpha = 15^\circ$, cu deosebirea ca, cresterea pronuntata a vitezei are loc pe o distanta mai mare de perete, de 25 mm pentru $Re = 5,09 \cdot 10^5$, 55 mm pentru, $Re = 3,69 \cdot 10^5$, respectiv 70 mm pentru $Re = 1,98 \cdot 10^5$.

- pentru $\alpha = 45^\circ$ viteza creste dupa o curba a carei panta difera: pana la distanta de cca 20 mm cresterea este mai rapida, intre 20 mm si 30 mm cresterea vitezei este mai lenta; dupa depasirea distantei de cca. 30 mm fata de paleta, viteza ramane practic constanta.

Pentru puncte situate pe profil, la unghiuri mari de incidenta, fig.6.8.7...6.8.9, se observa oscilatii in variatia vitezei dupa normala la perete, lucru care confirma prezenta desprinderilor si a miscarii reverse.

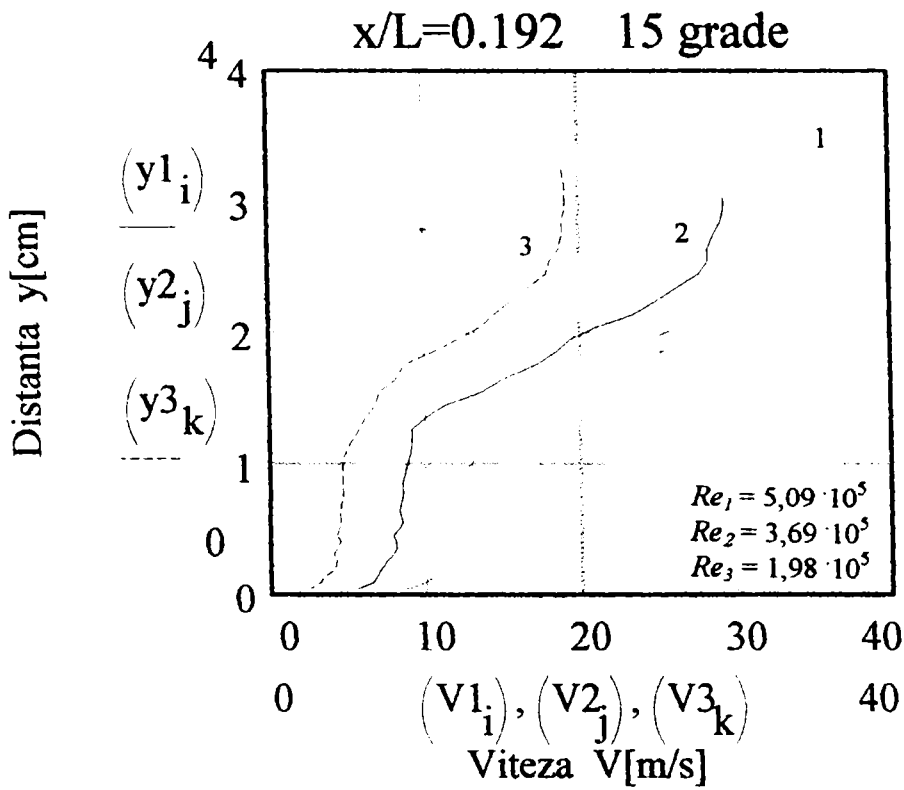


Fig.6.8.7. Profile de viteza in stratul limita. $x/L=0,192$. $\alpha=15^\circ$.

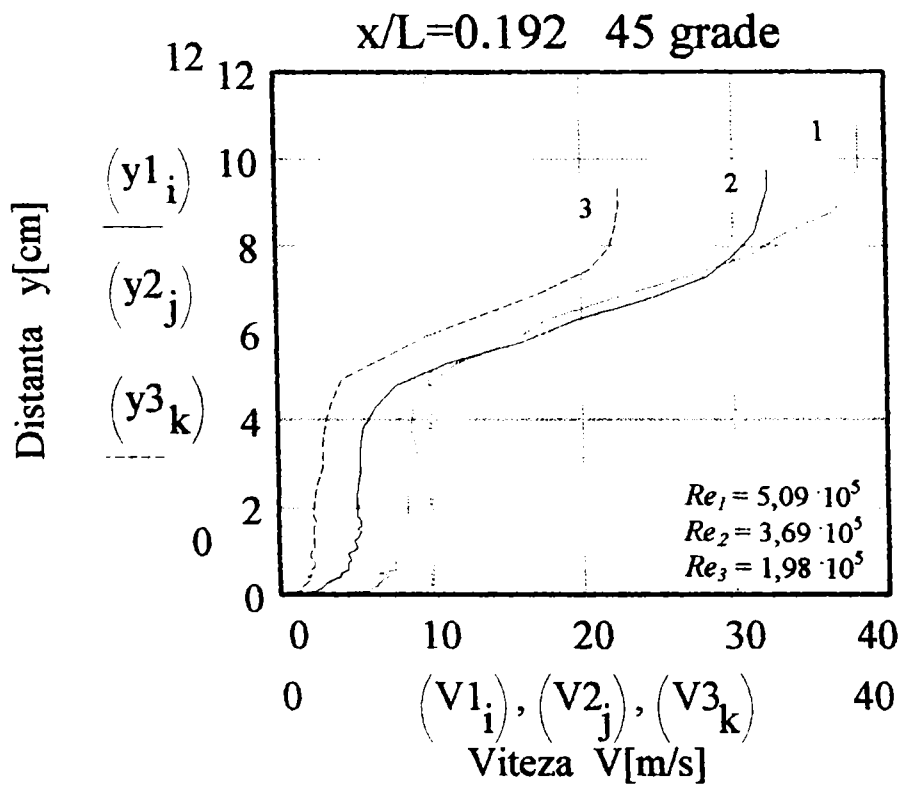


Fig.6.8.8. Profile de viteza in stratul limita. $x/L=0,192$. $\alpha=45^\circ$.

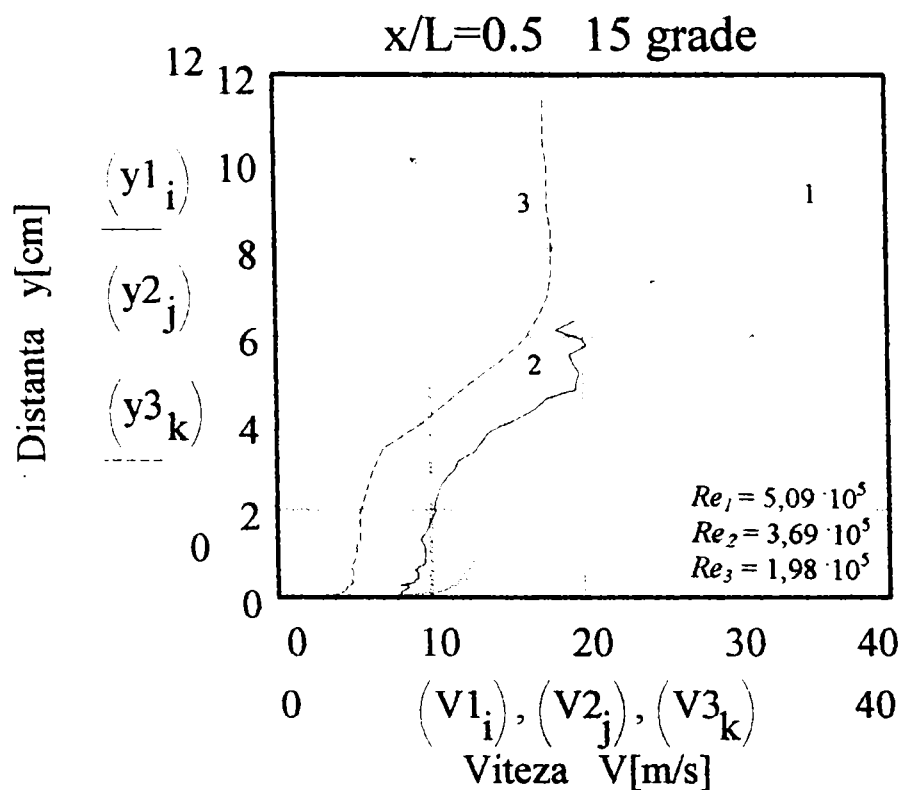


Fig.6.8.9. Profilul de viteza în stratul limita. $x/L=0,5$. $\alpha = 15^\circ$.

Pentru unghiul de incidență $\alpha=10^\circ$ nu apare desprinderea curentului, iar numărul Reynolds nu influențează distribuția de presiuni. Deci, stratul limita este atasat. De aceea, din distribuțiile de viteze măsurate în stratul limita pentru $\alpha=10^\circ$, prin integrare, utilizând relațiile de definiție (6.4.2), (6.4.3) am determinat parametrii θ și H pentru cele trei valori ale numărului Reynolds considerate.

În fig.6.8.10. și 6.8.11. am reprezentat variațiile acestor parametri.

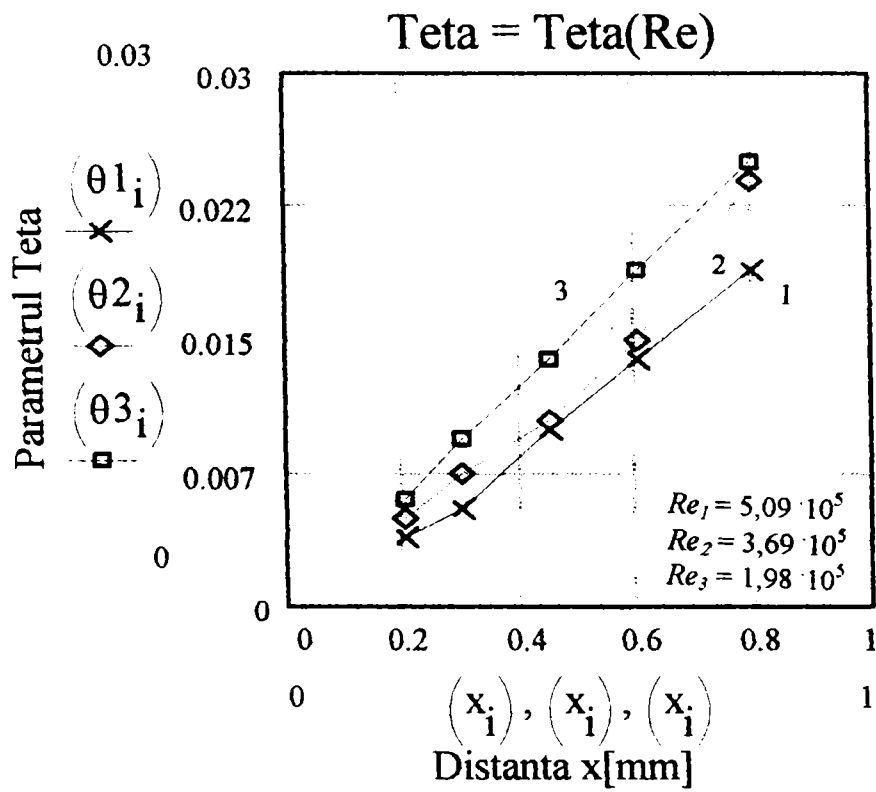


Fig.6.8.10. Variația parametrului θ .

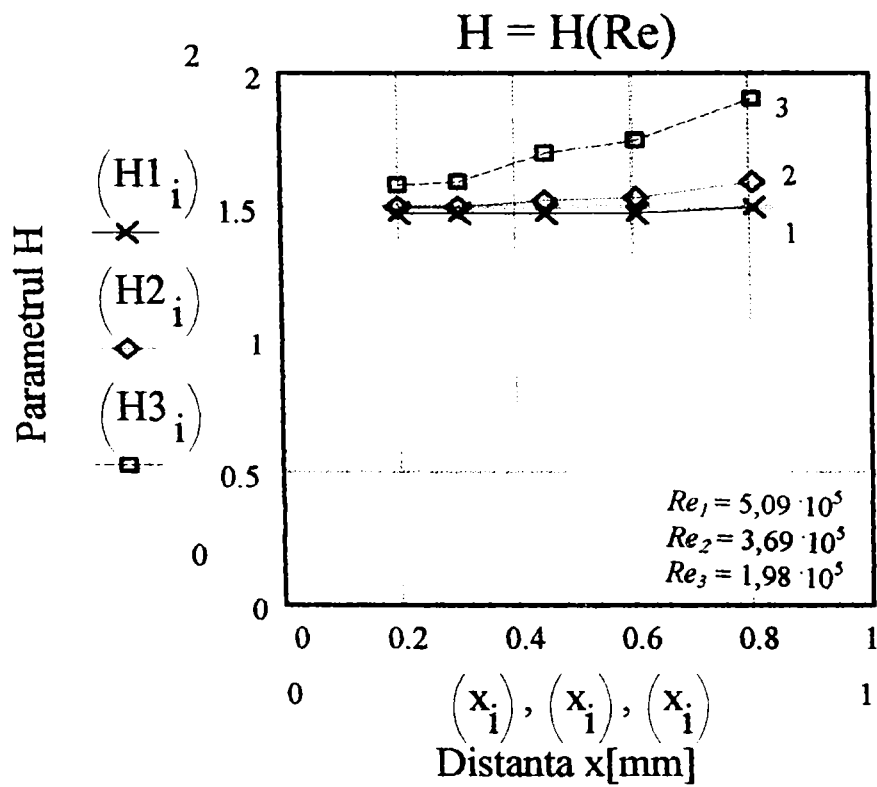


Fig.6.8.11. Variația parametrului H .

Din analiza comparativa a valorilor , atat pentru parametrul θ cat si pentru parametrul H , se constata ca acestea scad odata cu cresterea numarului Reynolds.

6.9. Investigari experimentale in stratul limita si in dara profilului asupra caracterului turbulent al miscarii.

Conditiiile in care s-au facut incercarile asupra profilului in tunelul aerodinamic de strat limita:

- viteza asimptotica infinit amonte $v_{\infty} \cong 20$ m/s;
- dimensiunea caracteristica: coarda profilului $L = 260$ mm;
- densitatea aerului $\rho \cong 1,2$ kg/m³;
- viscozitatea cinematica $\nu \cong 1,473 \cdot 10^{-5}$ m²/s;

sunt sintetizate prin numarul de similitudine Reynolds:

$$Re = v_{\infty} \cdot L / \nu \cong 3,53 \cdot 10^5. \quad (6.9.1.)$$

Am considerat necesara investigarea experimentală a caracterului turbulent al miscarii in stratul limita si in dara profilului, deoarece, astfel de miscari apar in stratul limita la unghiuri mari de incidenta si, in dara profilului, la toate incidentele.

Investigarile experimentale, caracteristice miscarii turbulente, ar putea viza determinarea fluctuatiei v' a vitezei, a corelatiei vitezei sau a gradului de turbulenta.

In lucrare, utilizand aparatura DISA prezentata in fig.2.2.8. si completata cu un inregistrator XY de tip XY RECORDER endim 620.02 s-a efectuat o evaluare calitativa privind caracterul turbulent al miscarii, inregistrand un semnal electric T care reprezinta o masura a pulsatiei vitezei in raport cu valoarea medie.

In stratul limita s-au facut investigatii pe extradusul profilului, in apropierea bordului de fuga, in dreptul prizei de presiune E23, la diferite unghiuri de incidenta. In fig.6.9.1...6.9.5. sunt prezentate aceste inregistrari pentru unghiurile de incidenta $\alpha = -5^{\circ}, 0^{\circ}, 5^{\circ}$ si 10° .

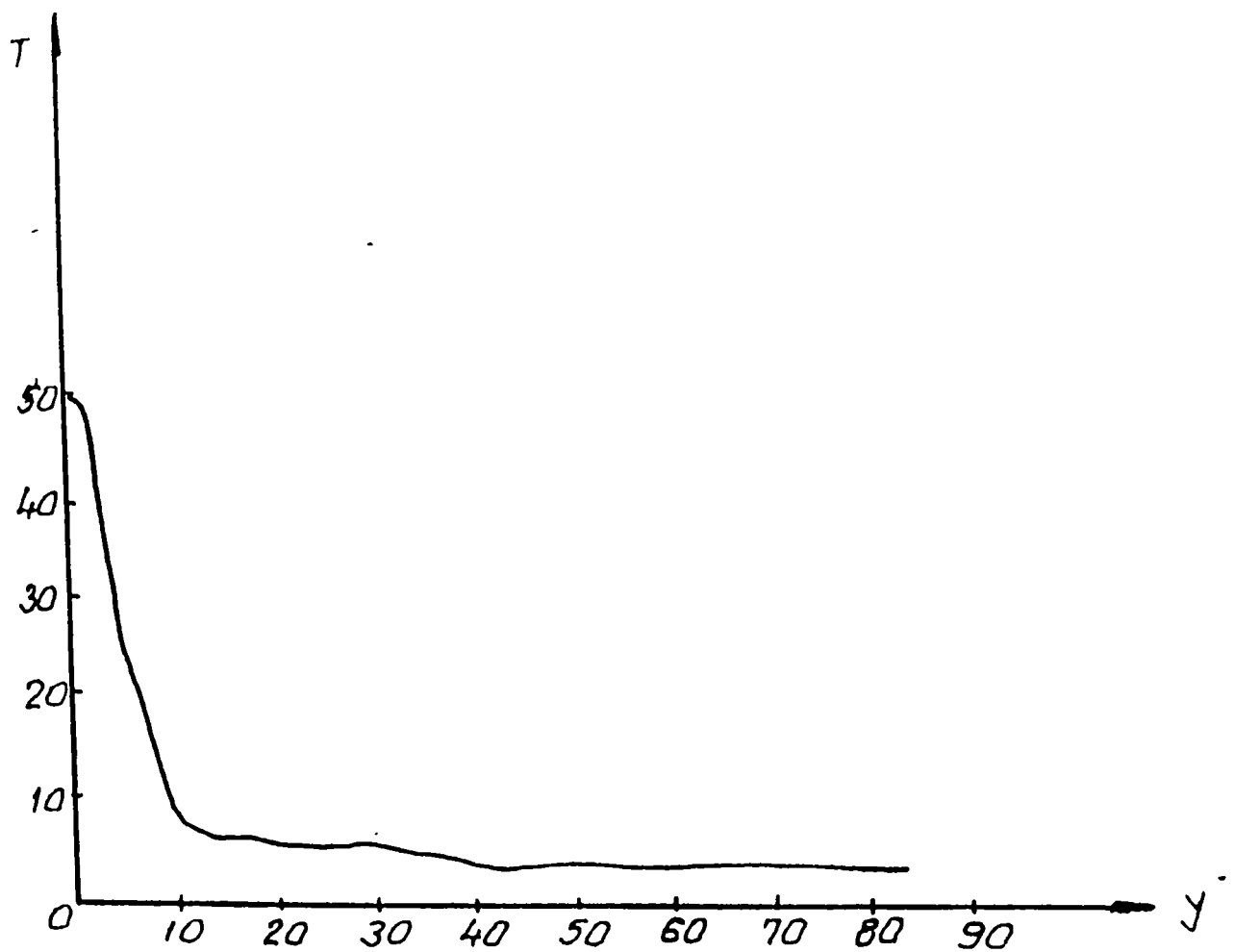


Fig.6.9.1. T, pulsatiile vitezei in stratul limita, E23, $\alpha = -5^{\circ}$.

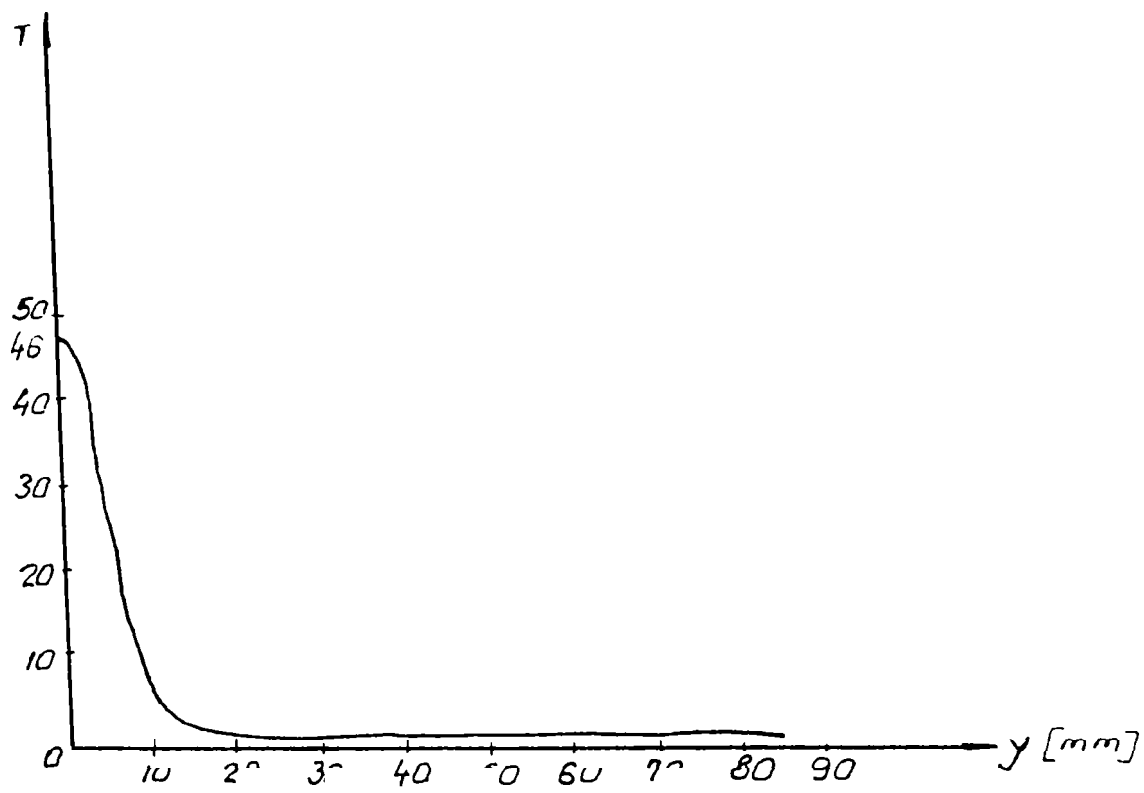


Fig.6.9.2.T, pulsatiile vitezei in stratul limita, E23, $\alpha = 0^\circ$.

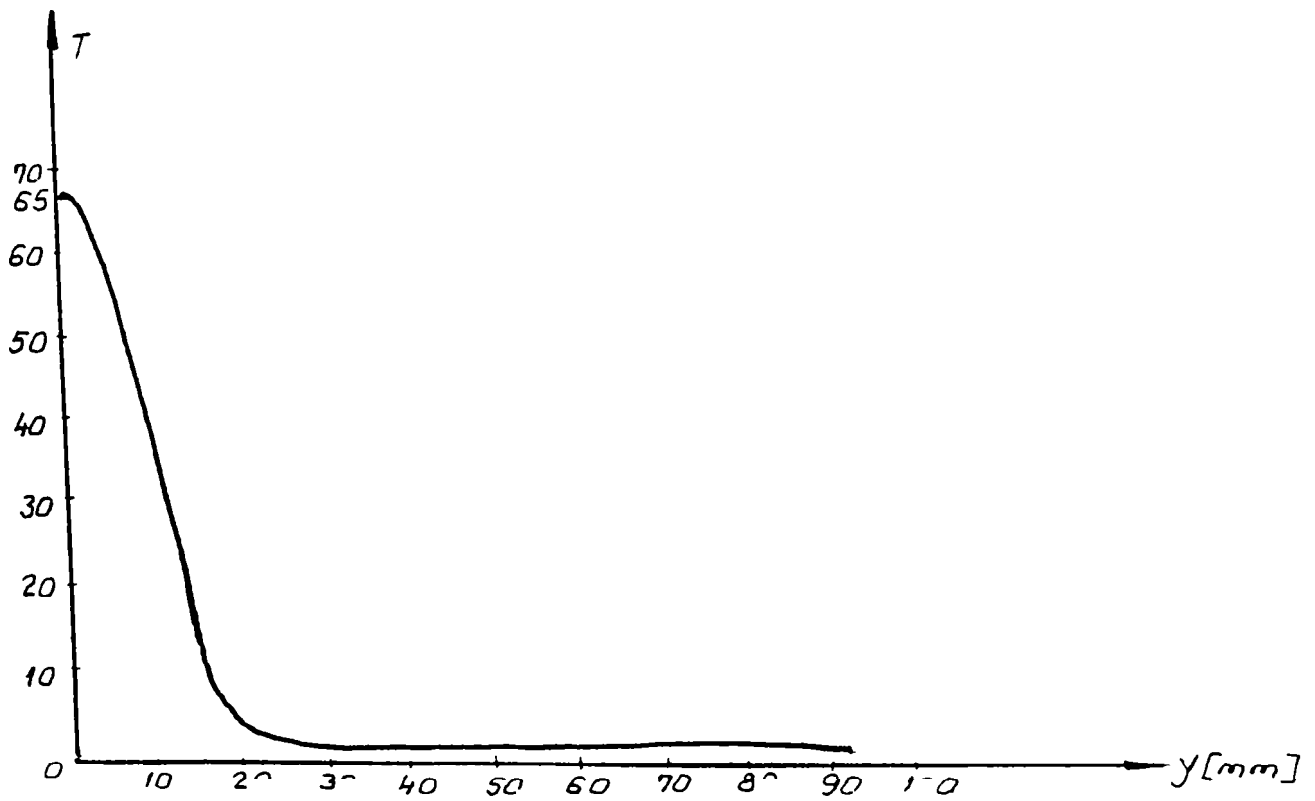


Fig.6.9.3.T, pulsatiile vitezei in stratul limita, E23, $\alpha = 5^\circ$.



Fig.6.9.4.T, pulsatiile vitezei in stratul limita, E23, $\alpha = 10^0$.

Se constata ca pulsatiile vitezei sunt maxime in apropierea peretelui solid si scade progresiv cu cresterea distantei fata de acesta. Pentru incidente mari, $\alpha = 10^0$, se observa ca la perete pulsatiile vitezelor au valori ridicate, pe o distanta de cca. 20 mm ramanand constante la

valoarea maxima, iar la depasirea distantei de 60 mm fata de perete, pulsatiile descresc. Aceste rezultate pot fi o dovada a aparitiei desprinderii stratului limita la bordul de atac pentru $\alpha = 10^0$ si a aparitiei unor miscari recirculatorii, reverse.

Influenta unghiului de incidenta este evidentiata si in inregistrarile efectuate in dara, fig.6.9.5.

Se constata ca pulsatiile vitezei cresc odata cu cresterea valorii absolute a unghiului de incidenta in sens pozitiv sau negativ, si poate fi facuta si o delimitare a domeniului cu miscare de tip dara si a celui exterior acesteia, caracterizat prin valori constante ale pulsatiei vitezei. In fig.6.9.5. sunt prezentate suprapus, inregistrarile efectuate in dara profilului pentru diferite unghiuri de incidenta.

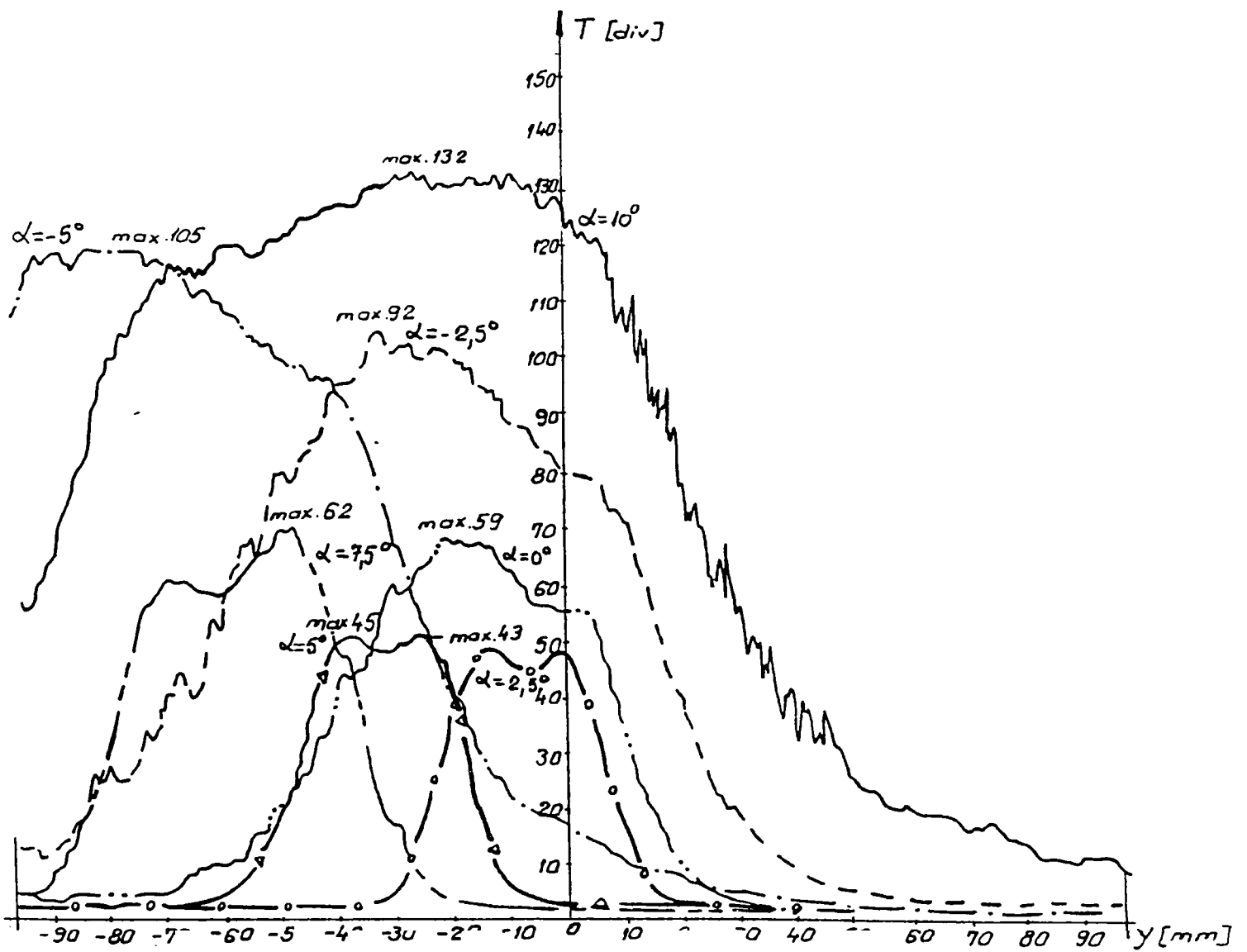


Fig.6.9.5. T , pulsatiile vitezei inregistrate in darea profilului pentru diferite unghiuri de incidenta.

Concluzii

1. Prin integrarea distribuțiilor de presiuni, am determinat curbele de portanță și de rezistență. Se constată că pentru unghiuri de incidență $\alpha > 10^\circ$ apar oscilații ale acestor curbe, fapt care conduce la concluzia că, pe paleta apar desprinderi și reatasări ale curentului.

2. Pentru unghiuri de incidență $\alpha < 10^\circ$ curentul se reatasează după depășirea bordului de atac.

3. Pentru $\alpha = 5^\circ$ s-au măsurat profile de viteză în stratul limită pe toată lungimea paletei, atât pe extrados cât și pe intrados, obținându-se evoluția stratului limită de-a lungul acesteia.

4. Din măsurările efectuate în stratul limită, utilizând relațiile de definiție, s-au determinat parametrii acestuia: δ , θ , H și C_f . Din comparația făcută între valorile teoretice și cele experimentale, s-a constatat o bună concordanță între acestea.

5. Pentru unghiuri de incidență $\alpha > 10^\circ$, se observă că apar desprinderi ale curentului de pe suprafața solidă.

6. S-au măsurat profile de viteză la desprindere în dreptul bordului de atac și de-a lungul profilului, pentru unghiuri mari de incidență, utilizând sonde DISA cu un fir și cu două fire dispuse în X. Rezultatele obținute confirmă apariția desprinderilor și a reatasărilor curentului.

7. Din studiul influenței numărului Reynolds asupra caracteristicilor profilului, s-a constatat că regimul de curgere influențează distribuția de presiuni doar în zonele în care apar desprinderi ale curentului. În stratul limită, profilele de viteză măsurate au aluri identice, regimul de curgere influențând doar valoarea vitezelor.

8. Pentru $\alpha = 10^0$ s-au calculat parametrii θ si H ai stratului limita pentru cele trei regimuri de curgere considerate. Valorile acestor parametrii scad odata cu cresterea numarului Reynolds.

9. Caracterul turbulent al miscarii din stratul limita si din dara profilului a fost investigat experimental sub aspect calitativ, citindu-se valoarea maxima a turbulentei.

10. In stratul limita turbulenta maxima apare in imediata vecinatate a peretelui, iar in dara profilului turbulenta creste odata cu cresterea unghiului de incidenta.

7. Concluzii generale

a) privind problema curgerii cu desprinderi

7.1. Curgerile cu desprindere sunt cel mai des intalnite in practica, dar sunt si cele mai complexe si cel mai greu de studiat.

7.2. Stratul limita este o zona importanta din imediata vecinatate a frontierei solide, deoarece evolutia acestuia poate duce la aparitia desprinderilor si a miscarilor reverse, deci la inrautatirea caracteristicilor energetice ale profilelor.

7.3. In curgerea bidimensionala, punctul in care $\partial u / \partial y|_{y=0} = 0$, se defineste ca fiind punctul de desprindere. In acest punct, tensiunea tangentiala la perete $\tau_0 = \rho \nu (\partial u / \partial y)|_{y=0} = 0$. Dupa acest punct de desprindere, profilul de viteze din stratul limita prezinta inflexiune si schimbari de sens, trecand la un moment dat prin zero. Linia care porneste din punctul de desprindere si uneste punctele de viteza nula din interiorul stratului viscos apartinand peretelui, se defineste ca fiind linia de viteza nula si reprezinta frontiera regiunii cu volute turbionare.

7.4. Desprinderea curentului provoaca o pierdere de energie, pierdere datorata deviatiei liniei de curent din curgerea potentiala si a formarii vartejurilor in zona desprinsa. In regiunea desprinsa curgerea este turbulenta si are loc un amestec pronuntat intre straturile de fluid.

7.5. Definitia clasica a desprinderii pentru curgerile bidimensionale si axial - simetrice presupune aparitia curgerii reverse inainte de formarea vartejurilor in regiunea desprinsa. In curgerea tridimensionala desprinderea poate avea loc si daca curgerea nu este reversa si frecarea nu este zero.

7.6. Metodele aproximative de calcul ale stratului limita laminar, soluzioneaza ecuatiile integrale ale impulsului si energiei cinetice, impunand un profil de viteze in stratul limita, si stabilesc punctul de desprindere a stratului limita laminar in punctul in care gradientul de viteza devine nul la perete.

7.7. Gradientul de presiune are o influenta semnificativa asupra stabilitatii stratului limita laminar si anume, scaderea presiunii in directia de curgere stabilizeaza stratul limita laminar, iar cresterea presiunii il perturba.

7.8. Pentru un profil aerodinamic, pentru o valoare constanta a numarului Reynolds, cresterea unghiului de incidenta provoaca o deplasare a punctului de desprindere al stratului limita astfel: pe extrados - spre bordul de atac, iar pe intrados - spre bordul de fuga.

7.9. La cresterea numarului Reynolds, pentru o valoare constanta a unghiului de incidenta, punctul de desprindere se deplaseaza spre bordul de fuga.

7.10. Desprinderea curentului turbulent prezinta o importanta practica mult mai mare decat desprinderea curentului laminar, deoarece stratul limita laminar desprins, in general, se reataseaza de suprafata, curgerea devenind turbulenta, pe cand in urma desprinderii turbulente, curentul ramane desprins.

7.11. In cele mai multe cazuri, curgerea pe un profil aerohidrodinamic este complexa, avand la inceput un strat limita laminar, urmat de o zona de tranzitie si, in final, strat limita turbulent.

7.12. Pentru o distributie de presiuni data, studiul stratului limita turbulent este foarte dificil. Metodele de calcul sunt in esenta empirice si utilizeaza ecuatiile integrale ale impulsului si relatii de natura experimentală.

7.13. Daca curentul se desprinde si se reataseaza de suprafata unui profil aerodinamic, se formeaza zone de desprindere.

7.14. Zonele scurte (1% din lungimea corzii profilului), daca nu se surpa, nu influenteaza semnificativ distributia de presiuni. Daca se surpa, apare stagnarea care duce la o scadere brusca a portantei si o crestere a rezistentei.

7.15. Zonele lungi (2% - 3% din lungimea corzii profilului), introduc modificari semnificative in distributia de presiuni dar, prin surpare, nu produc scaderi importante ale portantei.

7.16. Desprinderea curentului are loc daca gradientul de presiune advers este suficient de mare, iar reatasarea are loc daca este furnizata energie pentru a mentine miscarea deci, daca curentul este turbulent.

7.17. Analizand rezultatele obtinute in calculul stratului limita prin diferite metode prin comparatie cu cele obtinute pe cale experimentală, se poate concluziona ca metodele de calcul ale stratului limita care dau rezultate dintre cele mai bune sunt metoda lui Thwaites, pentru zona laminara, respectiv metoda lui Head, pentru zona turbulenta a acestuia.

b) privind calculul stratului limita complex: laminar-tranzitie-turbulent

7.18. Pentru calculul complet al stratului limita pe un profil aerohidrodinamic, am extins metoda lui Kozlov pentru zona de tranzitie, si am realizat un program de calcul.

7.19. Pentru a verifica valabilitatea programului propriu, am calculat parametrii stratului limita si coeficientul de frecare la perete pentru profile cunoscute: NACA 4412 si profilul simetric de tip Schubbauer si am comparat rezultatele cu cele obtinute de alti autori. Am constatat ca nu

apar diferente semnificative. Deci, metodologia propusa si programul realizat pot fi utilizate la calculul curgerii in jurul oricarui profil aerohidrodinamic.

c) privind studiul teoretic si experimental al paletei de aparat director CCSITEH

7.20. Pentru studiul teoretic si experimental al stratului limita pe o paleta si a desprinderilor curentului, am ales paleta de aparat director proiectata la CCSITEH Resita, si destinata utilizarii intr-o masina hidraulica reversibila.

7.21. Profilul specific al paletei, caracterizat prin bordurile de atac si de fuga rotunjite cu raza de rotunjire mare, a condus la desprinderi ale curentului imediat dupa bordul de atac, indiferent de regimul de curgere si de unghiul de incidenta.

7.22. Incercarile experimentale s-au efectuat in Tunelul aerodinamic de strat limita din Laboratorul de Aerodinamica al Catedrei de Masini Hidraulice din Timisoara, utilizand aparatura DISA.

7.23. Din distributiile de presiuni pe profil, s-au determinat coeficientii de portanta si de rezistenta. S-a constatat ca pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$ apar oscilatii ale curbei de portanta datorate desprinderilor si reatarilor.

7.24. S-a constatat ca pentru unghiuri mici de incidenta $\alpha < 10^0$, pentru regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$, curentul se reataseaza dupa depasirea bordului de atac. De aceea, pentru $\alpha = 5^0$ s-au masurat profile de viteza in stratul limita, pe toata lungimea paletei, atat

pentru punctele situate pe extrados, cat si pentru cele situate pe intrados. S-a obtinut astfel, evolutia stratului limita de-a lungul profilului.

7.25. Din masuratorile efectuate in stratul limita, utilizand relatiile de definitie, s-au determinat parametrii acestuia: δ_l , θ , H , si C_f . Aceste valori au fost comparate cu cele obtinute pe cale teoretica pentru aceleasi conditii: $\alpha = 5^0$ si $Re = 3,53 \cdot 10^5$. S-a constatat o buna concordanta intre valorile teoretice si cele experimentale.

7.26. S-a constatat ca apar desprinderi ale curentului pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$ si regimul de curgere caracterizat prin $Re = 3,53 \cdot 10^5$. De aceea s-au masurat profile de viteza in stratul limita si in dreptul bordului de atac pentru unghiuri mari de incidenta, atat cu sondele DISA cu un fir tip DISA 55P14, DISA 55P11 cat si cu sondele cu doua fire, in X, tip DISA 55P63. Profilele de viteza obtinute, confirma desprinderi si reatasari ale curentului.

7.27. Am considerat necesar si un studiu privind influenta numarului Reynolds asupra caracteristicilor profilului. Pentru trei regimuri de curgere caracterizate prin $Re_1 = 5,09 \cdot 10^5$, $Re_2 = 3,69 \cdot 10^5$ si $Re_3 = 1,98 \cdot 10^5$.

7.28. S-a constatat ca pentru unghiuri de incidenta mici $\alpha < 10^0$, regimul de curgere influenteaza distributia de presiuni doar in zona bordului de atac, pe extrados. Pentru incidente $\alpha = 11^0 \dots 25^0$, curbele de presiuni au aluri identice, dar sunt decalate. Pentru $\alpha > 25^0$, curbele de presiuni incep sa se apropie si au din nou tendinta de suprapunere. Deci, numarul Reynolds influenteaza distributia de presiuni pe profil doar in zona unghiurilor de incidenta critice, la care incep sa apara desprinderi, dar la care curentul nu este inca desprins.

7.29. In stratul limita profilele de viteza masurate au aluri identice, regimul de curgere influenteaza doar valoarea vitezei.

7.30. Pentru $\alpha = 10^0$ s-au calculat parametrii stratului limita θ si H pentru cele trei regimuri de curgere. Se constata ca valorile acestora scad odata cu cresterea numarului Reynolds.

7.31. Caracterul turbulent al miscarii in stratul limita si in dara profilului a fost investigat experimental sub aspect calitativ. Utilizand aparatura DISA si un inregistrator XY de tip XY RECORDER endim 620.02, s-a inregistrat un semnal electric care reprezinta o masura a turbulentei.

7.32. S-a constatat ca pulsatiile sunt pronuntate pentru unghiuri mari de incidenta $\alpha \geq 10^0$ si in dara profilului.

8. Contributii personale

8.1. Observand alura curbelor experimentale pentru parametrii δ_l , θ , H si C_f si, tinand cont de legea impusa de Kozlov pentru coeficientul de frecare, am propus si pentru parametrii δ_l , θ si H in zona de tranzitie, legi de variatie de forma:

$$\delta_l = A_1(Re(x))^{B_1},$$

$$\theta = A_2(Re(x))^{B_2},$$

$$H = A_3(Re(x))^{B_3},$$

unde :

$$Re = \frac{U(x) \cdot x}{\nu}.$$

8.2. Pentru determinarea coeficientilor A_1 , A_2 , A_3 si B_1 , B_2 , B_3 , am impus conditia ca, in punctul initial al zonei de tranzitie, parametrul sa aibe valoarea corespunzatoare ultimului punct din zona laminara, iar in punctul final al zonei de tranzitie, parametrul ia valoarea primului punct din zona turbulenta.

8.3. Pentru coeficientul de frecare C_f am acceptat legea propusa de Kozlov, iar coeficientii A si B i-am determinat impunand conditia de racordare identica ca si pentru ceilalti parametrii.

8.4. Am realizat un program de calcul al stratului limita complex, adica pentru cazul in care acesta prezinta o zona laminara, una de tranzitie

si una turbulenta. Zona laminara se calculeaza cu metoda lui Thwaites, zona de tranzitie cu metoda lui Kozlov cu completarile si modificarile proprii, iar zona turbulenta, cu metoda lui Head.

8.5. Pentru a verifica valabilitatea metodologiei de calcul propuse si a programului realizat, am comparat rezultatele proprii cu rezultatele obtinute de alti autori: pentru profilul NACA 4412 cu cele obtinute de dr.ing. Gh. Calin, iar pentru un profil eliptic de tip Schubauer - cu rezultatele teoretice si experimentale obtinute de T. Cebeci si A.M.O. Smith. Comparatia a dus la concluzia ca programul poate fi utilizat cu succes pentru orice profil, daca se cunoaste distributia de viteze pe acesta.

8.6. Pentru a putea studia si desprinderi ale curentului, am ales o paleta de aparat director al unei masini hidraulice reversibile. Modelul la scara 2:1 a fost executat in Atelierul Catedrei de Masini Hidraulice.

8.7. In Tunelul aerodinamic de strat limita din cadrul Laboratorului de Aerodinamica al Catedrei de Masini Hidraulice, utilizand blocul de aparatura DISA, am efectuat masuratori privind uniformitatea distributiei de viteze in amonte, distributii de presiuni pe profil si distributii de viteze in stratul limita si la desprindere pentru trei regimuri de curgere in tunel, si inregistrari ale pulsatiilor vitezei.

8.8. Pentru a determina curbele de portanta si de rezistenta, in zona in care apar desprinderi ale curentului de pe suprafata profilului, adica pentru unghiuri de incidenta $\alpha > 10^0$, am efectuat masuratori din grad in grad. In felul acesta am putut sa pun in evidenta oscilatiile care apar in aceste curbe.

8.9. In stratul limita si la desprinderi, am efectuat masuratori cu aparatura DISA si sonde termoanemometrice cu un fir si cu doua fire, in X.

8.10. Pentru unghiul de incidenta $\alpha = 5^0$, am constatat ca stratul limita ramane atasat. De aceea, am calculat parametrii stratului limita δ_l , θ si H si i-am comparat cu valorile determinate prin integrare, pornind de la distributiile de viteze masurate in stratul limita. Rezultatele au dus la concluzia ca apare o concordanta buna intre valorile obtinute pe cale teoretica si cele obtinute din masuratori.

8.11. Pentru unghiuri mari de incidenta, $\alpha > 10^0$, am masurat profile de viteza la desprindere. Curbele obtinute indica desprinderi si reatasari ale curentului de suprafata profilului.

8.12. Pentru profilul considerat, am studiat influenta numarului Reynolds asupra caracteristicilor profilului. Masuratorile efectuate au dus la concluzia ca acesta influenteaza distributia de presiuni pe profil doar in zonele in care curentul este desprins. In stratul limita inasa, influentele sunt mai evidente.

8.13. Pentru cele trei regimuri de curgere considerate, pentru unghiul de incidenta $\alpha = 10^0$, am calculat parametrii θ si H ai stratului limita. Rezultatele au aratat ca valorile acestor parametrii scad odata cu cresterea numarului Reynolds.

8.14. In stratul limita si in dara am investigat caracterul turbulent al miscarii. Utilizand aparatura DISA si un inregistrator XY, am inregistrat un semnal electric echivalent cu pulsatiile vitezei, iar la anemometru am citit valoarea maxima a turbulentei. Inregistrările au dus la concluzia ca pulsatiile vitezei in stratul limita sunt maxime in apropierea peretelui, iar in dara se amplifica odata cu cresterea unghiului de incidenta.

9. Bibliografie

1. Agarwal N.K., Simpson R.L., *Backflow Structure of Steady and Unsteady Separating Turbulent Boundary Layers*, Aiaa Journal, vol.28, Nr.10, October 1990, pag.1764-1771.
2. Anton I., Ionescu D., Calin Gh., *Tunel aerodinamic pentru masurarea caracteristicilor si stratului limita la corpurile profilate. Rezultate asupra unor profile NACA 4412*, Universitatea Tehnica de Constructii Bucuresti, Catedra de Hidraulica si protectia mediului, Conferinta Ingineria vantului, Bucuresti , 1998.
3. Arjanikov, N.S., Maltev, V.N., *Aerodinamica*, Ed. Tehnica, Bucuresti, 1954.
4. Arnal D., Juillen J.C., *Etude experimentale et theorique de la transition de la couche limite*, "La Recherche Aerospatiale", nr.2, 1977, pag.75-88.
5. Bachrun R., Pavlović M., Dagenet M., Saljnikov V., *Universal Solution of the Incompressible Laminar boundary Layer Flow on a Spinning Body of Revolution of Arbitrary Shape*, Teorijska I Primenjena Mehanika 10, Beograd, 1984, pag. 7-22.
6. Baker, A.J., Yu, J.C., Orzechowski, J.A., Gatski, T.B., *Prediction and Measurement of Incompressible Turbulent Aerodynamic Trailing Edge Flows*, AIAA Journal, Vol.20, Nr.1, January 1982, pag.51-59.
7. Бам-Зеликович Г.М., *Влияние кривизны поперечного сечения поверхности на отрыв пограничного слоя*, Известия Академии наук СССР, "Механика жидкости и газа", Но. 4, Москва, 1977.

8. Bărglăzan, M., ș.a., *Măsurări hidropneumatice*, Lucrări de laborator, vol.I, IP "Traian Vuia", Timișoara 1991.
9. Bradshaw, P., *Experimental fluid mechanics*, Pergamon Press, Oxford, 1970.
10. Bradshaw, P., *Turbulence*, Springer-Verlag, Berlin, 1976.
11. Bradshaw, P., Ferris, D.H., *Applications of a General Method of Calculating Turbulent Shear Layers*, Transaction of the ASME, Journal of Basic Engineering, 1972, pag.345-352.
12. Bradshaw, P., Ferris, D.H., Atwell, M.P., *Calculation of boundary - layer development using the turbulent energy equation*, Journal of Fluid Mechanics, vol.28, 1967.
13. Brendel M., Mueller T.J., *Boundary Layer Measurements on an Airfoil at a Low Reynolds Number in an Oscillating Freestream*, AIAA Journal, vol.26, Nr.3, March 1988, pag.257-263.
14. Briley W.R., *A numerical study of laminar separation bubbles using the Navier - Stokes equations*, "Journal of Fluid Mechanics ", vol.47, part 4, 1971, pag.713-736.
15. Buckholz, R.H., *The Functional Role of Wing Corrugations in Living Systems*, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.108, March 1986, pag.93-97.
16. Bugarski, A.S., Galeriu, C.D., *Eksperimentalno izučavanje uticaja uzvodnih asimptotskih uslova na smicajuća kretanja u susedstvu čvrstog tela*, 20. Yugoslav Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, Kragujevac 1993, pg.266-269.
17. Bugarschi, A.S., Galeriu, C.D., *La simulation des sillages des agregats eoliens par des modeles statiques a tourbillon*, Buletinul Stiintific al

- Universitatii Politehnica din Timisoara, Tom 42(56), Mecanica, 1997, pag.67-74.
18. Carafoli, E., *Aerodinamica*, Ed. Tehnica, Bucuresti, 1951.
 19. Carafoli, E., *Aerodinamica vitezelor mari*, Ed. Academiei R.P.R., Bucuresti, 1957.
 20. Carafoli E., Constantinescu V.N., *Dinamica fluidelor incompresibile*, Editura Academiei R.S.R, Bucuresti 1981.
 21. Carafoli, E., Oroveanu, T., *Mecanica fluidelor*, vol. II, Ed. Academiei R.P.R., Bucuresti, 1955.
 22. Carter, J.E., Edwards, D.E., Werle, M.J., *Coordinate Transformation for Laminar and Turbulent Boundary Layers*, AIAA Journal, Vol.20, Nr.2, February 1982, pag.282-284.
 23. Carter, J.E., Wornom, S.F., *Forward Maching Procedure for Separated Boundary Layer Flows*, AIAA Journal, Vol.13, Aug.1975, pag.1101-1103.
 24. Catherall, D., Mangler, K.W., *The integration of the two-dimensional laminar boundary-layer equations past the point of vanishing skin-friction*, Journal of Fluid Mechanics Nr.26, 1966, pag.163.
 25. Călin, Gh., *Studiul curgerii viscoase printr-o rețea plană de profile*, Teza de doctorat, IP "Traian Vuia", Timișoara 1988.
 26. Calin, Gh., *Calculul pierderilor hidraulice in retele plane de profile prin metoda stratului limita. Comparatie cu experimentul*, Conferinta de Masini Hidraulice si Hidrodinamica, Timisoara, 1985.
 27. Calin, Gh., *Influenta portiunii laminare a stratului limita asupra pierderilor hidraulice in retele de profile*, Conferinta de Masini Hidraulice si Hidrodinamica, Timisoara, 1985.
 28. Чебеч Т., *Существенные особенности метода расчёта аэродинамических характеристик профилей при низких*

- числах Рейнольдса, "Аэрокосмическая техника" No. 7, июль 1990, Издательство Мир, Москва, 1990.
- 29.Cebeci, T., *Essential Ingredients of a Method for Low Reynolds - Number Airfoils*, AIAA Journal, vol.27, Nr.12, December 1989, pag.1680-1688.
- 30.Cebeci T., Bradshaw P., *Momentum Transfer in Boundary Layers*, Hemisphere Publishing Corporation Washington - London, McGraw - Hill Book Company, USA 1977.
- 31.Cebeci T., Clark R.W., s.a., *Airfoils with separation and the resulting wakws*, "Journal of Fluid Mechanics ", vol .163, 1986.
- 32.Cebeci T., Smith A.M.O., *Analysis of Turbulent Boundary Layers*, Academic Press Inc, 1974.
- 33.Кхан К.Л., и др., *Расчёт вязкого трансзвукового течения около профиля с проницаемой поверхностью*, "Аэрокосмическая техника", No. 10, октябрь 1990, Издательство Мир, Москва 1990).
- 34.Chang Paul K., *International Series of Monographs in Interdisciplinary and Advanced Topics in Science and Engineering*, Vol.3, Separation of Flow, Pergamon Press Inc., 1970.
- 35.Chyang, S.L., Satya, B., *Experimental Investigation of the Flowfield of an Airfoil with Spoiler*, "AIAA Journal", vol.25, Nr.11, November 1987, pag.1411-1416.
- 36.Cole, D.E., Wadcock, A.J., *Flying-hot-wire study of flow past an NACA 4412 airfoil at maximum lift*, "AIAA Journal" Vol.17, 1979, pag.321.
- 37.Coles, D., *The Law of the Wake in the Turbulent Boundary Layer*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.1, Part 2, July 1956, pag.191-226.

- 38.Constantinescu V.N., *Dinamica fluidelor vâscoase în regim laminar*, Editura Academiei R.S.R, București 1987.
- 39.Constantinescu, V. N., Găletușe, Șt., *Mecanica fluidelor și elemente de Aerodinamică*, Ed. Didactică și Pedagogică, București, 1983.
- 40.Cousteix J., *Analyse theoretique et moyens de prevision de la couche limite turbulente tridimensionnelle*, Office National et de Recherches aerospaciales, Chatillon, France, Publication nr.157, 1974.
- 41.Cousteix J., *Three-Dimensional Boundary Layers. Introduction to Calculation Methods*, AGARD - FDP - VKI, cours special, 1986.
- 42.Cousteix J., Houdeville R., *Singularities in Three-Dimensional Turbulent Boundary - Layer Calculations and Separation Phenomena*, "AIAA"Journal, vol.19, nr.8, 1981.
- 43.Curle N., Skan S.W., *Approximate Methods for Predicting Separation Properties of Laminar Boundary Layers*, Reprinted from " The Aeronautical Quarterly", vol.VIII, 1957.
- 44.Das D.K., White F.M., *Integral Skin Friction Prediction for Turbulent Separated Flows*, *Transaction of the ASME*, "Journal of Fluids Engineering", vol.108, 1986.
- 45.Dhawan, S., Narasimha, R., *Some properties of boundary layer flow during the transition from laminar to turbulent motion*, *Journal of Fluid Mechanics*, Nr.3, 1958, pag.418-436.
- 46.Dianat M., Castro I.P., *Measurements in Separating Boundary Layers*, "AIAA" Journal, vol.27, nr.6, 1989.
- 47.DISA Information, *Measurement and Analysis*, DISA Elektronik A/S, Herlev, Denmark.
- 48.Driest, E.R., Blumer, C.B., *Boundary layer transition at supersonic speeds: Roughness Effects with Heat Transfer*, *AIAA Journal*, Nr.4, 1968, pag.231-240.

49. Driest, E.R., Blumer, C.B., *Boundary layer transition: Freestream turbulence and pressure gradient effects*, AIAA Journal, Nr.1, 1963, pag.1303-1306.
50. Ерикссон А.Е., *Влияние перехода в пограничном слое на динамические характеристики профиля и интерпретация результатов масштабных испытаний*, "Аэрокосмическая техника", Но. 6, июнь 1990, Издательство Мир, Москва 1990.
51. Favre, A., s.a., *La turbulence en mecanique des fluides*, Gauthier-Villars, Paris, 1976.
52. Fitzgerald E.J., Mueller Th. J., *Measurements in a Separation Bubble on an Airfoil Using Laser Velocimetry*, "AIAA" Journal, vol.28, nr.4, 1990.
53. Florea, J., Panaitescu, V., *Mecanica fluidelor*, Ed. Didactica si Pedagogica, Bucuresti 1979.
54. Galeriu, C.D., *Indrumător de laborator la Mișcări potențiale și Hidrodinamica rețelelor de profile. Teoria stratului limita, Partea I*, IP "Traian Vuia", Timișoara 1986.
55. Galeriu, C.D., *Indrumător de laborator la Mișcări potențiale și Hidrodinamica rețelelor de profile. Teoria stratului limita, Partea II*, IP "Traian Vuia", Timișoara 1986.
56. Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Airfoil Characteristics and Flow Parameters tested in a wind tunnel*, The fourth Conference on Hydraulic Machinery and Hydrodynamics - proceedings - vol.1, Timisoara 1994, pg.19-26.
57. Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Campul de viteze in jetul generat de ejectorul Coanda*, Termotehnica romaneasca'96, Lucrari prezentate la a VI-a Conferinta nationala de termotehnica, Iasi - Chisinau 1996, vol.1, Ed. Gh.Asachi, Iasi, 1996, pag.374-378.

58. Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Determinarea stratului limita pe profilul generator al paletei aparatului director al mașinii radial-axiale din CHE Tarnița în curent direct*, Sesiunea de comunicări științifice, vol.8, Mașini și acționări hidraulice, Iași 1992, pg. 134-139.
59. Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Miscari cu forfecare în prezenta unui profil singular*, Sesiunea aniversara de Comunicari Stiintifice, vol.IV, Hunedoara, 1995, pag.109-120.
60. Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *Le champ hydrodynamique des machines radiale-axiales. La methode des differences finies*, Buletinul Stiintific si Tehnic al Universitatii Tehnice din Timisoara, Mecanica, Tom37(51), Fascicola 1-2, 1992, pag.140-146.
61. Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *Programme de calcul de la couche limite bidimensionnelle adiacente a une frontiere solide*, Buletinul Stiintific si Tehnic al Universitatii Tehnice Timisoara, Tomul 37(51), Mecanica, Timisoara 1992, pg.147-157.
62. Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., *Programme de resolution numerique des champs laplaciens planes de l'aerohydrodynamique par la methode des differences finies*, Buletinul Stiintific si Tehnic al Universitatii Tehnice din Timisoara, Mecanica, Tom 37(51), Fascicola 1-2, 1992, pag.132-139.
63. Galeriu, C.D., Bugarschi, A.S., Gheorghiu, M., *Efectele viscozitatii la miscarea fluidului real în prezenta unui profil singular. Campuri de viteze în stratul limita și dăru*, Conferinta de Masini Hidraulice și Hidrodinamica, Timisoara , 1990, vol.1, pag.35-40.
64. Galeriu, C.D., Gheorghiu, M., Bugarschi, A.S., Calotescu, S., *Etude experimentale des caracteristiques du mouvement en presence d'un profil aerodynamique a contour donne en fonction dans un courant*

- direct et inverse*, Buletinul Stiintific si Tehnic al Universitatii Tehnice din Timisoara, Tom 36(50), Mecanica, 1991, pag.46-55.
65. Galeriu, C.D., Gheorghiu, Calotescu, S., Bugarschi, A.S., *Mesurages de la vitesse dans la couche limite adjacente et le sillage d'un profil aerodynamique*, Buletinul Stiintific si Tehnic al Universitatii Tehnice din Timisoara, Tom 36(50), Mecanica, 1991, pag.56-62.
66. Gibson, M.M., Younis, B.A., *Calculation of Boundary Layers With Sudden Transverse Strain*, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, December 1986, vol.108, pag.470-475.
67. Gillis, J.C., Johnston, J.P., *Turbulent boundary-layer flow and structure on a convex wall and its development on a flat wall*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.135, 1983, pag.123.
68. Gogi{, L.V., Stepanov G.I.O., *Turbulentnyye otrynnye te~eniya*, "Nauka", Moskva 1979.
69. Gorlin, S.M., Slezinger, I.I., *Aэромехани~eskie izmereniya, metody i pribory*, "Nauka", Moskva 1964.
70. Granville, P.S., *A Modified Law of the Wake for Turbulent Shear Layers*, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Sept. 1976, pag.578-579.
71. Gray, D.D., Sheldon, G.F., *Growth of Two-Dimensional Wakes Behind Solid and Porous Strips*, AIAA Journal, Vol.20, Nr.1, January 1982, pag.150-152.
72. Gyulai, F., Galeriu, C.D., Bugarschi A.S., *Le modelation des sillages des agregats eoliens sur des modeles statiques des simulation*, "Buletinul Stiintific al Universitatii Politehnica Timisoara", Tom 41(55), Mecanica, 1996, pag.68-75.

73. Hah, C., Lakshminarayana, B., *Measurement and prediction of mean velocity and turbulence structure in the near wake of an airfoil*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.115, 1982, pag.251.
74. Hassan A., Sobieczky H., Seebas A.R., *Subsonic Airfoils with a Given Pressure Distribution*, "AIAA" Journal, vol 22, nr.9, 1984.
75. Hsiao, F.B., Liu, C.F., Tang, Z., *Aerodynamic Performance and Flow Structure Studies of a Low Reynolds Number Airfoil*, "AIAA" Journal, Vol.27, Nr.2, February 1989, pag.129-137.
76. Хинтзе И.О., *Турбулентность, её механизм и теория*, Государственное издательство физико-математической литературы, Москва 1963.
77. Iacob, C., *Introducere matematica in mecanica fluidelor*, Ed. Academiei R.S.R., Bucuresti, 1952.
78. Iacob, C., *Mecanica teoretica*, Ed. Didactica si Pedagogica, Bucuresti, 1971.
79. Ionescu, D., *Desprinderea stratului limita turbulent*, Conferinta de Masini Hidraulice si Hidrodinamica, Timisoara, 1985.
80. Ionescu, D., *Influenta stratului limita asupra curgerii in jurul unui profil singular*, Conferinta de Masini Hidraulice si Hidrodinamica, Timisoara, 1985.
81. Kocin, N.E., Kibel, I.A., Rose, N.V., *Hidromecanica teoretica*, Ed. Tehnica, Bucuresti, 1951.
82. Козлов Л.Ф., *Теоретические исследования пограничного слоя*, Наукова думка, Киев 1982.
83. Kwon O.K., Pletcher R.H., Delaney R.A., *Solution Procedure for Unsteady Two-Dimensional Boundary Layers*, Transaction of the ASME, "Journal of Fluids Engineering", vol.110, 1988.

84. Leal, L.G., *Steady Separated Flow in a Linearly Decelerated Free Stream*, Journal of Fluid Mechanics, Vol.59, Nr.3, 1973, pag.513-535.
85. Лее Б.Х.К., *Исследование отрыва потока на сверхкритическом профиле*, "Аэрокосмическая техника", No. 4, апрель 1990. Издательство Мир, Москва 1990.
86. Лойцианский Л.Г., *Механика жидкости и газа*, Государственное издательство технико-теоретической литературы, Москва - Ленинград, 1950.
87. Marinescu, Al., *Metode, aparate si instalatii de masura in aeromecanica*, Ed. Academiei R.S.R., Bucuresti, 1970.
88. Milne - Thompson, L.M., *Theoretical Hydrodynamics*, Macmillan, London, 1968.
89. Milne - Thompson, L.M., *Theoretical Aerodynamics*, Macmillan, London, 1968.
90. Nakayama A., Patel V.C., Landweber L., *Flow Interaction Near the Tail of a Body of Revolution. Part 1. Flow Exterior to Boundary Layer and Wake, Part 2. Iterative Solution for Flow Within and Exterior to Boundary Layer and Wake*, Transaction of the ASME, "Journal of Fluids Engineering", vol. 108, 1986.
91. O'Meara, M.M., Mueller, T.J., *Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Numbers*, "AIAA Journal", vol.25, Nr.8, August 1987, pag.1033-1041.
92. Oroveanu T., *Mecanica fluidelor vîscoase*, Editura "Academiei RSR", Bucureşti 1967.
93. Patankar, S.V., Spalding, D.B., *A Finite-Difference Procedure for Solving the Equations of the Two-Dimensional Boundary Layer*, "Int. Journal Heat Mass Transfer", Vol.10, 1967, pag.1389-1411.

- 94.Pavlović, M., *Postupak za proračun nestišljivog temperaturskog graničnog sloja na rotirajućoj konturi*, Mašinstvo, Nr.2, 1982, pag.225-232.
- 95.Pavlović, M., *Temperature Boundary Layer on a Rotating Curved Surface - the Case of Constant Wall Temperature*, GAMM - Tagung 1979, Band 59, pag.252-254.
- 96.Pearson, C.E., *A computational method for viscous flow problems*, "Journal of Fluid Mechanics", vol.21, 1965, pag.611.
- 97.Perry A.E., Fairlie B.D., *A study of turbulent boundary - layer separation and reattachment*, "Journal of Fluid Mechanics", vol.69, part.4, 1975.
- 98.Pletcher, R.H., *Prediction of Incompressible Turbulent Separating Flow*, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.100, Dec.1978, pag.427-433.
- 99.Pletcher, R.H., Dancey, C.L., *A Direct Method of Calculating Through Separated Regions in Boundary Layer Flow*, transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Sept.1976, pag.568-570.
- 100.Popa, O., *Contributii teoretice la calculul retelelor de profile folosite in constructia masinilor hidraulice*, Comunicarile Conferintei de Masini hidraulice, Timisoara, 1964.
- 101.Popa O., *Mecanica fluidelor și măsurări hidraulice*, vol.1, IP"Traian Vuia", Timisoara 1976.
- 102.Popa O., *Mecanica fluidelor și măsurări hidraulice*, vol.2, partea I, IP"Traian Vuia" Timișoara 1980.
- 103.Popa O., *Mecanica fluidelor și măsurări hidraulice*, vol.2, partea II, IP"Traian Vuia", Timișoara 1980.

- 104.Prahlad T.S., *A Note on the Peak of Johnston s Triangular Model in Three - Dimensional Turbulent Boundary Layers*, *Transaction of the ASME, "Journal of Fluids Engineering"*, Sept.1976.
- 105.Pletcher R.H., *Prediction of Incompressible Turbulent Separating Flow*, *"Journal of Fluids Engineering"*, vol.100, 1978.
- 106.Pletcher R.H., Dancey C.L., *A Direct Method of Calculating Through Separated Regions in Boundary Layer Flow*, *Transaction of the ASME, "Journal of Fluids Engineering"*, Sept.1976.
- 107.Рейнольдс А.Г., *Турбулентные течения в инженерных приложениях*, Издательство Энергия, Москва, 1979.
- 108.Riegels F., *Aerodynamische Profile*, München, Oldenbourg, 1958.
- 109.Robins, A.J., Howarth, J.A., *Boundary-layer development at two-dimensional rear stagnation point*, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.56, part 1, 1972, pag.161-171.
- 110.Rosenhead L., *Laminar Boundary Layers*, Clarendon Press, Oxford 1963.
- 111.Rotta, J., *Recent Developments in Calculation Methods for Turbulent Boundary Layers With Pressure Gradients and Heat Transfer*, *Journal of Applied Mechanics*, *Transaction of ASME*, vol.33, Series E, 1966, pag.429-437.
- 112.Saljniov, V.N., *A Contribution to Universal Solutions of the Boundary Layer Theory*, *Teorijska I Primenjena Mehanika*, vol.4, Beograd, 1978, pag.139-163.
- 113.Saljniov V., *Le developpement des methodes de l'universalisation des modeles mathematiques pour les problemes differents de la theorie de la couche limite*, *Conferenze "Problemi di evoluzione e di stabilita in MFD"*, Bari 1987.

114. Сальников В., *Обобщение универсального уравнения теории ламинарного пограничного слоя Л.Г. Лойцианского*, "Publications de L'Institut mathematique", Nouvelle serie, 13(27), Beograd 1972.
115. Saljnikov V.N., *Teorija graničnog sloja i metoda uopštene sličnosti u svetlu savremenih tendencija u mehanici fluida*, 19. Jugoslovenski kongres teorijske i primenjene mehanike, Ohrid 1990.
116. Saljnikov, V., Boričić, Z., Nikodijević, D., *Generalised similarity solutions for 3-D laminar compressible boundary layer flows on swept profiled cylinders*, Acta Mechanica 1994, Springer - Verlag 1994, pag.389-399.
117. Сальников В.Н., Ока С.Н., *Об одной возможной форме универсальных уравнений ламинарного пограничного слоя*, Известия Академии Наук СССР, "Механика жидкости и газа", том I, Москва 1969.
118. Saljnikov V., Pavlović M., *Einparametrische Lösungen der Universellen Grenzschichtgleichungen Laminarer und Incompressibler Strömung and Einer Gleichmässig Schnellrotierenden Schaufel*, Recueil des travaux de l'Institut Mathématique, Nouvelle série tome 3(11), 1979, pag.123-136.
119. Saljnikov V., Stehlik V., Pavlović M., *Inženjerski postupak za proračun karakterističnih veličina stisljivog graničnog sloja na profilima*, Exemplarul autorului.
120. Sandborn V.A., Kline S.J., *Flow Models in Boundary Layer Stall Inception*, "Journal of Basic Engineering", Sept. 1961.

- 121.Schlichting H., *Application of Boundary - Layer Theory in Turbomachinery*, Transaction of ASME, Journal of Basic Engineering, 1959, pag.543-551.
- 122.Schlichting H., *Теория пограничного слоя*, Издательство Наука, Москва 1969.
- 123.Schwarz, A.C., Plesniak, M.W., *Convex Turbulent Boundary Layers With Zero and Favorable Pressure Gradients*, Journal of Fluids Engineering, December 1996, Vol.118, pag.787-794.
- 124.Serpa J.M., Lessmann R.C., Hagist W.M., *Turbulent Separated and Reattached Flow Over a Curved Surface*, Transaction of the ASME, "Journal of Fluids Engineering", vol. 109, 1987, pag.403-409.
- 125.Simpson, R.L., Agarwal, N.K., Nagabushana, K.A., Olcmenş, S., *Spectral Measurements and Other Features of Separating Turbulent Flows*, AIAA Journal, vol.28, Nr.3, March 1990, pag.446-452.
- 126.Simpson, R.J., Chew, Y.T., Sivaprasad, B.G.P., *The structure of a separating turbulent boundary layer*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.113, 1981, pag.23.
- 127.Simpson, R.L., Strickland, J.H., Barr, P.W., *Features of a Separating Turbulent Boundary Layer in the Vicinity of Separation*, Journal of Fluid Mechanics, Vol.79, 1977, pag.553-594.
- 128.Sinclair Wells, J.R.C., *Effects of freestream turbulence on boundary layer transition*, "AIAA" Journal, Vol.15, Nr.1, January 1967, pag.172-174.
- 129.So, R.M.C., Mellor, G.L., *Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.60, 1973, pag.43.

130. Son, J.S., Hanratty, T.J., *Numerical solution of the flow around a cylinder at Reynolds numbers of 40, 200, and 500*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.35, 1969, pag.369.
131. Stehlik, V., Pavlovic, M., *Some Comparison between Compressible and Incompressible Boundary Layers*, GAMM - Tagung 1982, Band 63, pag.292-293.
132. Stratford, B.S., *The Prediction of Separation of the Turbulent Boundary Layer*, Journal of Fluid Mechanics, Vol.5, 1959, pag.1-16.
133. Tani, I., *Production of Longitudinal Vortices in the Boundary Layer along a Concave Wall*, "Journal of Geophysical Research". Vol.67, Nr.8, July 1962, pag.3075-3080.
134. Thompson, B.G.J., *A Critical Review of Existing Methods of Calculating the Turbulent Boundary Layer*, AIAA Journal, vol.3, 1965, pag.746-747.
135. Thompson B.E., Whitelaw J.H., *Characteristics of a trailing - edge flow with turbulent boundary - layer separation*, "Journal of Fluid Mechanics", vol.157, 1985.
136. Thompson B.E., Whitelaw J.H., *Течение в окрестности задней кромки профиля*, "Аэрокосмическая техника", Но. 4, апрель, 1990, Издательство Мир, Moskva 1990.
137. Townsend, A.A., *The properties of equilibrium boundary layer*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.1, 1956, pag.561-573.
138. Townsend, A.A., *The flow in a turbulent boundary layer after a change in a Surface roughness*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.26, 1966, pag.255.
139. Tuck, E.O., *A Criterion for leading-edge separation*, "Journal of Fluid Mechanics", Vol.222, 1991, pag.33-37.

140. Tulapurkara E.G. и др., *Взаимодействие пограничного слоя со следами тел различной формы*, "Аэрокосмическая техника" No. 12, декабрь 1990, Издательство Мир, Moskva, 1990.
141. Van Driest, E.R., Blumer, C.B., *Boundary layer transition. Freestream turbulence and pressure gradient effects*, "AIAA" Journal, 1963, pag.1303-1306.
142. Viswanath, P.R., Brown, J.L., *Separating trailing-edge flow at a transonic Mach number*, "AIAA" Journal, Vol.21, 1983, pag.801.
143. Whitfield, D.L., *Analytical Description of the Complete Turbulent Boundary-Layer Velocity Profile*, "AIAA" Journal, Vol.17, Nr.10, October 1979, pag.1145-1147.
144. Whitfield, D.L., Swafford, T.W., Jacobs, J.L., *Calculations of Turbulent Boundary Layers with Separation and Viscous - Inviscid Interaction*, "AIAA" Journal, Vol.19, Nr.10, Oct.1981.
145. Wilcox, D.C., *Turbulence - model transition predictions*, "AIAA" Journal, Vol.13, Nr.2, February 1975.
146. Zaman, K.B.M.Q., McKinzie, D.J., *Control of Laminar Separation Over Airfoils by Acoustic Excitation*, AIAA Journal, Vol.29, Nr.7, July 1991, pag.1075-1083.
147. Zidaru, Gh., *Miscari potentiale si hidrodinamica retelelor de profile*, Ed. Didactica si Pedagogica, Bucuresti, 1981.

Cuprins

| | |
|---|----|
| 1. Introducere..... | 2 |
| 2. Instalatia experimentală și aparatura utilizată la efectuarea încercărilor | 25 |
| 2.1. Distribuția de presiuni pe profil și curbele de portanță și de rezistență..... | 25 |
| 2.2. Distribuția de viteze în stratul limită..... | 31 |
| 3. Calculul teoretic al stratului limită pe un profil aerodinamic, ținând cont de evoluția acestuia: laminar-tranziție-turbulent..... | 42 |
| 3.1. Calculul stratului limită laminar. Metoda lui Thwaites..... | 53 |
| 3.2. Tranziția laminar - turbulent în stratul limită. Metoda lui Kozlov..... | 56 |
| 3.3. Calculul stratului limită turbulent. Metoda lui Head..... | 60 |
| 4. Contribuții personale la extinderea metodei lui Kozlov. Program de calcul al stratului limită pe un profil aerodinamic..... | 63 |
| 4.1. Contribuții personale la extinderea metodei lui Kozlov de calcul a parametrilor stratului limită în zona de tranziție..... | 63 |
| 4.2. Program propriu de calcul al stratului limită pe un profil aerodinamic..... | 65 |
| 4.3. Comparatie între rezultatele proprii obținute pe baza celor prezentate în paragrafele 4.1. și 4.2. cu alte rezultate obținute în Laboratorul de Aerodinamică al Catedrei de Mașini Hidraulice din Timișoara..... | 68 |
| 4.4. Comparatie între rezultatele proprii și rezultatele obținute de alți autori..... | 74 |
| 5. Paleta de aparat director CCSITEH. Caracteristici geometrice..... | 78 |
| 6. Rezultate personale privind studiul experimental și teoretic al paletei de aparat director..... | 81 |

| | |
|--|-----|
| 6.1. Masurari ale distributiei de viteze in amonte de profil. Studiul uniformitatii campului de viteze in infinit amonte..... | 81 |
| 6.2. Masurari ale distributiei de presiuni pe paleta. Determinarea curbelor de portanta si de rezistenta..... | 83 |
| 6.3. Masurari in stratul limita adiacent . Profile de viteza..... | 92 |
| 6.4. Calculul parametrilor stratului limita δ_1 , θ , H pornind de la profilele de viteza masurate..... | 105 |
| 6.5. Calculul teoretic al stratului limita pe extradusul profilului. Determinarea parametrilor δ_1 , θ , H si C_f | 107 |
| 6.6. Comparatie intre rezultatele teoretice si cele experimentale privind parametrii stratului limita..... | 110 |
| 6.7. Profile de viteza in stratul limita pentru unghiuri mari de incidenta..... | 115 |
| 6.8. Rezultate teoretice si experimentale privind influenta numarului Reynolds asupra distributiei de presiuni, a profilului de viteze in stratul limita si a parametrilor acestuia, pentru paleta de aparat director CCSITEH..... | 123 |
| 6.9. Investigari experimentale in stratul limita si in dara profilului asupra caracterului turbulent al miscarii..... | 133 |
| 7. Concluzii generale..... | 141 |
| 8. Contributii personale..... | 146 |
| 9. Bibliografie..... | 150 |
| Cuprins..... | 166 |