

LAMINARINIO-TURBULENTINIO VIRSMO VIETOS TYRIMAS FX 66-S-196 V1 SPARNO PROFILIO PAVIRŠIUJE

Laurynas Naujokaitis¹, Eduardas Lasauskas²

Vilniaus Gedimino technikos universitetas

El. paštas: ¹laurynas.naujokaitis@vgtu.lt; ²eduardas.lasauskas@vgtu.lt

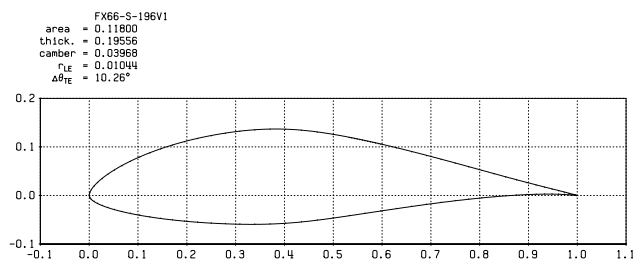
Santrauka. Nagrinėjama virsmo vieta ant FX 66-S-196 V1 profilio, naudojant interaktyvią Marko Drellos (MIT) programą XFOIL. Gauti duomenys išanalizuoti ir palyginti su eksperimento rezultatais, gautais Delft technologijos universitete (Olandija) aerodinaminiam vamzdyje. Profilis buvo analizuojamas, kai Reinoldso skaičius buvo $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

Reikšminiai žodžiai: profilis, skaičiavimas, laminarinis-turbulentinis virsmas, palyginimas su eksperimentu.

Įvadas

Sparno profilio pasipriešinimas sudaro apie ketvirtį viso lėktuvo arba sklandytuvo pasipriešinimo, kai atakos kampas didelis, ir daugiau negu pusę viso pasipriešinimo, kai atakos kampas yra mažas. Todėl sparnų profilių charakteristikoms skiriamas didelis dėmesys. Apskaičiuotos profilių aerodinaminės charakteristikos dažnai naudojamos viso sparno charakteristikų skaičiavimui. Šiuolaikiniais skaičiavimo metodais galima gana lengvai apskaičiuoti sparno profilių aerodinamines charakteristikas, bet kyla klausimas, ar skaičiavimo rezultatai patikimi. Sparno profilio pasipriešinimui didelę įtaką turi laminarinio turbulentinio virsmo vieta. Šiame darbe lyginama apskaičiuota ir išmatuota virsmo vieta. Palyginimui pasirinktas FX 66-S-196 V1 sparno profilis, kurį sukūrė Štutgarto universiteto profesorius F. X. Wortmannas (1 pav.). Tai vienas iš daugelio jo sukurtų profilių, skirtų sklandytuvams (Althaus 1996).

Šis profilis pasirinktas todėl, kad yra paskelbti išsamūs jo bandymų rezultatai, gauti Delft technologijos universitete aerodinaminiam vamzdyje (Gooden 1979).



1 pav. FX 66-S-196 V1 sparno profilis

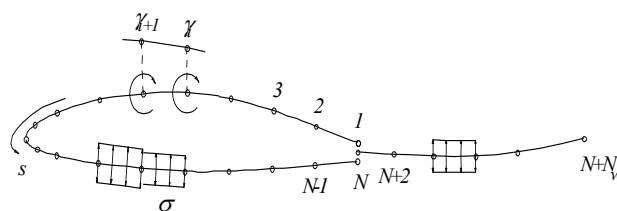
Fig. 1. FX 66-S-196 V1 wing section

Skaičiavimo programos XFOIL aprašymas

Skaičiavimams pasirinkta šiuo metu plačiai naudojama programa XFOIL (Drela 1989). Tai interaktyvioji programa, skirta izoliuotų sparno profilių kūrimui ir analizei iki garso greičio.

Programoje XFOIL dvimatis profilio aptekėjimas gaunamas sumuojant laisvąjį lygiagretųjį srautą, sukurių sluoksnio profilio paviršiuje srautą ir šaltinių sluoksnio profilio paviršiuje ir pėdsake srautą. Profilio kontūras ir pėdsako trajektorija sudalinami tiesiomis atkarpomis su N mazgų profilio paviršiuje ir N_w mazgų pėdsako trajektorijoje (2 pav.). Kiekvienoje profilio atkarpoje yra išilgai atkarpos tiesiškai kintantis sukuringumas. Taip pat kiekvienoje profilio ir pėdsako atkarpoje yra pastovaus intensyvumo šaltiniai.

Kadangi pasienio sluoksnio parametrai turi įtakos išoriniam srautui, tai skaičiuojama priartėjimų būdu. Esant pirmam priartėjimui šaltinių intensyvumas yra lygus nuliui. Kituose priartėjimuose šaltinių srautu modeliuojamas pasienio sluoksnio ir pėdsako išstūmimo storis. Kiekvienos juostos šaltinių intensyvumas (2 pav.) yra



2 pav. Profilio ir pėdsako modelis

Fig. 2. Airfoil and wake modelling

skirtingas. Pasienio sluoksnis profilio paviršiuje skaičiuojamas integraliniu metodu. Laminarinio-turbulentinio virsmo vieta nustatoma pusiau empiriniu e^n gaubiamųjų metodu.

Eksperimento metodika Delft technologijos universitete

Mažo greičio ir žemo turbulencijos lygio aerodinaminis vamzdis Delft technologijos universitete yra uždaro grįžtamojo tipo. Aerodinaminis vamzdis turi aštuonkampę tyrimo sekciją, kurios plotis – 1,80 m, o aukštis – 1,25 m. Tyrimo sekcijos skersinio pjūvio plotas yra 2,07 m². Plačiau šis aerodinaminis vamzdis ir modelis aprašyti Godden darbe (Godden 1979).

FX 66-S-196 V1 profilio bandymuose Delft technologijos universitete buvo matuojamas slėgio kitimas profilio paviršiuje ir profilio pasipriešinimas. Kai Reynoldso skaičius $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $Re = 1,5 \cdot 10^6$, papildomai buvo nustatoma laminarinio-turbulentinio virsmo vieta, naudojant du metodus: aliejaus plėvelės techniką ir stetoskopą.

Laminarinis-turbulentinis virsmas

Laminarinis-turbulentinis virsmas įvyksta ne staiga – tai procesas. Priklausomai nuo Reynoldso skaičiaus ir statinio slėgio kitimo pasroviui, virsmas gali įvykti arba prisijungusiam pasienio sluoksnyje, arba atrūkusiam šlyties sluoksnyje. Virsmo proceso schema parodyta 3 paveiksle (Schlichting 1979).

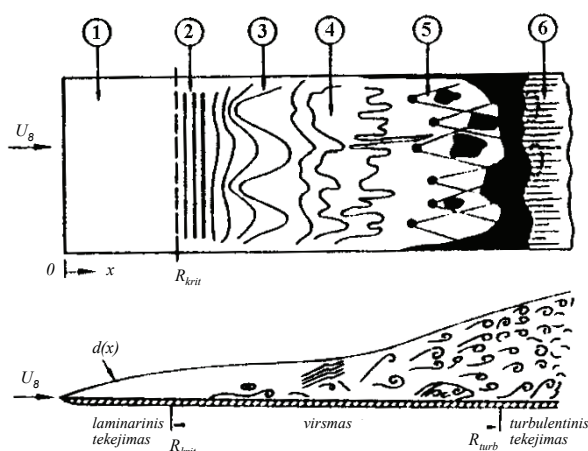
Laminarinio-turbulentinio virsmo procese yra keli etapai:

1. Pastovus laminarinis pasienio sluoksnis, einantis nuo priekinės briaunos;
2. Nestabilus laminarinis pasienio sluoksnis su Tollmien-Schlichting bangomis;
3. Erdvinių bangų ir vietinių sukurių susidarymas;
4. Turbulencijos pradžia vietinių sukurių vietoje;
5. Turbulentinių taškų ir dėmių susidarymas;
6. Turbulentinių dėmių susijungimas ir turbulentinio pasienio sluoksnio susidarymas.

Kai statinis slėgis aptekamo kūno paviršiuje yra pastovus, kaip tai yra parodyta 3 pav., virsmo vieta priklauso nuo Reynoldso skaičiaus. Profilio paviršiuje statinis slėgis kinta. 4 paveiksle matomos apskaičiuotos profilio aerodinaminės charakteristikos ir slėgio kitimas FX 66-S-196 V1 profilio paviršiuje, kai atakos kampas $\alpha = -1$ ir Reynoldso skaičius $Re = 0,49 \cdot 10^6$. Vertikaliajoje ašyje atidėtas slėgio koeficientas, o horizontalioje – atstumas profilio stygos kryptimi. Ištinės kreivės rodo slėgio

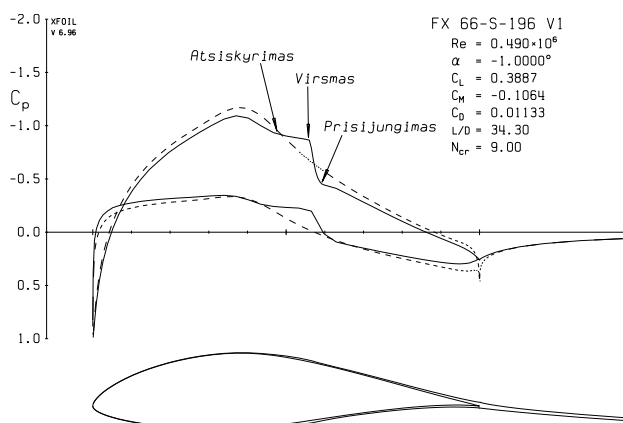
koeficiento kitimą klampiajame, o punktyrinė linija – neklampiajame srautuose. Viršutinės kreivės vaizduoja slėgio koeficiento kitimą viršutiniame, apatinės kreivės – apatiniame paviršiuose. Kadangi sparno profilio viršutinėje dalyje dažniausiai būna neigiamas slėgio koeficientas, todėl neigiamos slėgio koeficiento reikšmės atidedamos į viršų.

Apie profilį 4 pav. apačioje apibrėžta kreivė yra nutolusi nuo profilio paviršiaus per pasienio sluoksnio išstūmimo storį. Profilio aptekėjimo klampumas pasireiškia tik ploname sluoksnyje prie profilio paviršiaus – pasienio sluoksnyje. Slėgio kitimas klampiajame sraute susidaro kitoks, negu neklampiajame sraute dėl pasienio sluoksnio išstūmimo storio.



3 pav. Laminarinis-turbulentinis virsmas (Schlichting 1979)

Fig. 3. Laminar-turbulent transition (Schlichting 1979)



4 pav. Slėgio pasiskirstymas, kai $\alpha = -1^\circ$ ir $Re = 0,49 \cdot 10^6$

Fig. 4. Pressure distribution at $\alpha = -1^\circ$ and $Re = 0,49 \cdot 10^6$

Statinio slėgio gradientas srauto kryptimi turi įtakos virsmui. Kai slėgio gradientas neigiamas, t.y., kai slėgis pasroviui mažėja, tai laminarinis pasienio sluoksnis yra stabilus. Kai slėgio gradientas yra teigiamas, laminarinis pasienio sluoksnis tampa nestabiliu ir turi tendenciją atitrūkti nuo profilio paviršiaus. Kas įvyksta anksčiau – virsmas ar atitrūkimas – priklauso nuo Reinoldso skaičiaus ir slėgio didėjimo spartos.

4 pav. matyti, kad viršutiniame FX 66-S-196 V1 profilio paviršiuje maždaug 47 % stygos ilgio nuo priekinės briaunos yra slėgio kitimo klampiamame sraute vietinis nukrypimas nuo slėgio kitimo neklampiamame sraute. Toks pats vietinis nukrypimas matomas apatiniame paviršiuje maždaug 43 % stygos atstumu nuo priekinės briaunos. Šie nukrypimai rodo, kad laminarinis pasienio sluoksnis atitrūksta nespėjęs virsti turbulentine. Atitrūkęs laminarinis šlyties sluoksnis virsta turbulentine ir vėl prisijungia prie profilio paviršiaus. Susidaro laminarinio atitrūkimo burbulas (Horstman *et al.* 1981). Nuo laminarinio pasienio sluoksnio atitrūkimo iki virsmo vietos slėgis yra beveik pastovus. Įvykus virsmui slėgis staiga padidėja. Taigi iš slėgio pasiskirstymo galima nustatyti laminarinio atitrūkimo ir virsmo vietą.

Rezultatų analizė

Palyginsime apskaičiuotą ir išmatuotą virsmo vietos priklausomybę nuo atakos kampo, kai $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

Programoje XFOIL virsmo vieta nustatoma pusiau empiriniu metodu. Šio metodo esmė yra tokia: laminariame pasienio sluoksnyje esančių trikdžių amplitudės didėja eksponentiškai. Skirtingų dažnių trikdžių amplitudės didėja skirtingu greičiu. Programoje XFOIL apytiksliai skaičiuojama eksponentės reikšmė, atitinkanti įvairių dažnių gaubiamąją. Gaubiamoji skaičiuojama pagal duomenis, kurie gauti esant pastoviam pasienio sluoksnio formos parametrai. Kai formos parametras kinta, gaubiamosios skaičiavimai yra nepakankamai tikslūs. Tačiau ši teorija nenustato, kokia yra eksponentės reikšmė virsmo vietoje. Virsmo vieta nustatoma pagal skaičiuotojo parinktą kritinę eksponentės reikšmę. Programoje XFOIL yra iš anksto nustatyta kritinė eksponentės reikšmė $N = 9$, kuri parinkta lyginant skaičiavimų ir bandymų rezultatus. Šią reikšmę vartotojas gali pakeisti.

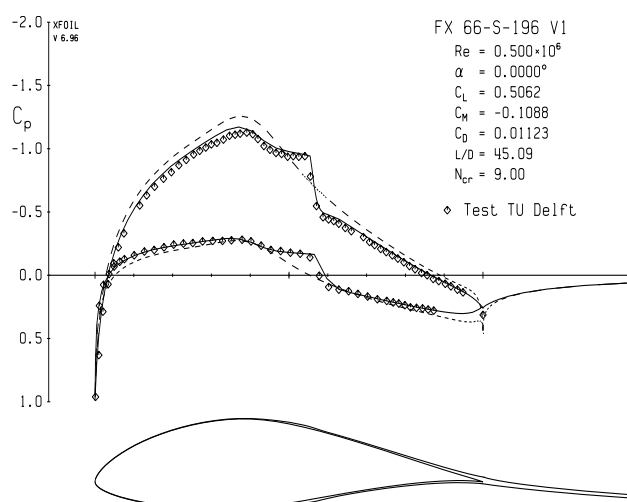
5 pav. parodytas slėgio kitimas FX 66-S-196 V1 profilio paviršiuje, kai $\alpha = 0$ ir $Re = 0,5 \cdot 10^6$.

Čia panaudota programoje iš anksto nustatyta reikšmė $N = 9$. Palyginus skaičiavimo ir bandymo rezultatus matyti, kad laminarinio-turbulentinio virsmo vietoje

XFOIL programa apskaičiuotos reikšmės nevisiškai sutampa su eksperimento rezultatais, gautais Delft technologijos universitete, nors kreivių kitimas yra panašus. Nesutapimo priežastis gali būti netinkama kritinė eksponentės reikšmė. Anksčiau atliktuose tyrimuose nustatyta, kad parinkus tinkamą kritinės eksponentės reikšmę, galima gauti pakankamai tikslią laminarinio-turbulentinio virsmo vietą ir pagal eksponentės gaubiamąją (Lasauskas 2005). Šio metodo esmė yra ta, kad gaubiamosios eksponentės kritinę reikšmę reikia parinkti taip, kad sparčiausiai didėjančio dažnio eksponentės reikšmė virsmo vietoje būtų apytiksliai lygi 12. Tokiu būdu nustatyta kritinė gaubiamosios eksponentės reikšmė FX 66-S-196 V1 profiliui yra $N = 7,6$, kai $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $N = 7,9$, kai $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

6 pav. matomas slėgio kitimas FX 66-S-196 V1 profilio paviršiuje, kai $\alpha = 0$, $Re = 0,5 \cdot 10^6$. Gaubiamosios eksponentės kritinė reikšmė šiuo atveju yra $N = 7,6$. Čia apskaičiuotas slėgio koeficiento kitimas viršutiniame ir apatiniame paviršiuose gerai sutampa su bandymo rezultatais ir laminarinio-turbulentinio virsmo vietoje.

Virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo FX 66-S-196 V1 profilio viršutiniame paviršiuje, kai Reinoldso skaičius $Re = 0,5 \cdot 10^6$, parodyta 7 pav. Skaičiavimų ir bandymų rezultatai rodo bendrą tendenciją: didėjant atakos kampui virsmas viršutiniame paviršiuje juda pirmyn. Matyti, kad skirtingi eksperimentiniai virsmo nustatymo metodai duoda skirtingus rezultatus. Stetoskopu nustatyta virsmo vieta yra keliais procentais arčiau priekinės briaunos, negu pagal slėgio kitimą nustatyta virsmo vieta.



5 pav. Slėgio kitimas FX 66-S-196 VI profilio paviršiuje, kai $\alpha = 0$, $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $N = 9$

Fig. 5. Pressure distribution on the FX 66-S-196 VI airfoil at $\alpha = 0$, $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $N = 9$

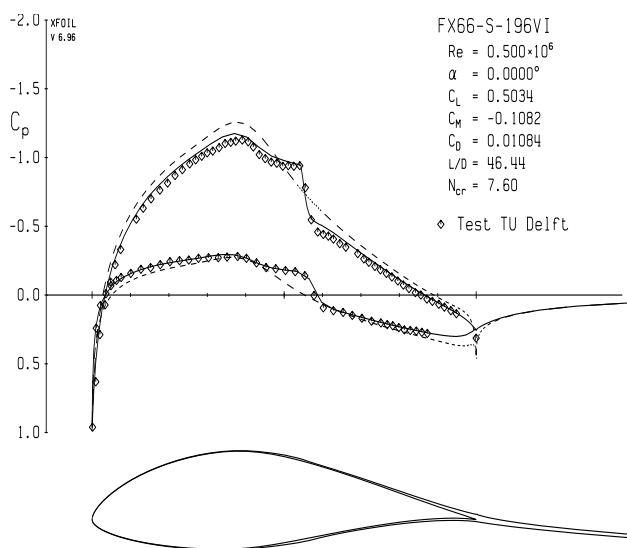
Skaičiavimo rezultatai parodyti linijomis (7 pav.). Stora ištisinė linija buvo gauta, kai eksponentės reikšmė $N = 9$. Šiuo atveju apskaičiuota virsmo vieta yra toliau už eksperimentuose nustatytą vietą beveik prie visų atakos kampų. Plona ištisinė linija buvo gauta, kai eksponentės reikšmė $N = 7,6$. Šiuo atveju apskaičiuota virsmo vieta gerai sutapo su eksperimento rezultatais pagal slėgio kitimą esant mažiems ir vidutiniams atakos kampams.

Kai atakos kampas viršija 10° , eksperimento rezultatai yra labai išsibarstę. To priežastimi gali būti srauto nestacionarumas, kai turbulentinis pasienio sluoksnis atitrūksta nuo sparno paviršiaus, nepasiekęs galinės briaunos.

8 pav. matyti apskaičiuotos ir išmatuotos virsmo vietos palyginimas profilio apatiniame paviršiuje, kai Reinoldso skaičius $Re = 0,5 \cdot 10^6$. Pažymėtina, kad čia stetoskopu nustatyta virsmo vieta yra toliau nuo priekinės briaunos, negu pagal slėgio kitimą nustatyta virsmo vieta. Apskaičiuota virsmo vieta yra tarp slėgio pasiskirstymo ir stetoskopo rezultatų. Čia skaičiavimui naudota programoje iš anksto nustatyta eksponentės reikšmė $N = 9$.

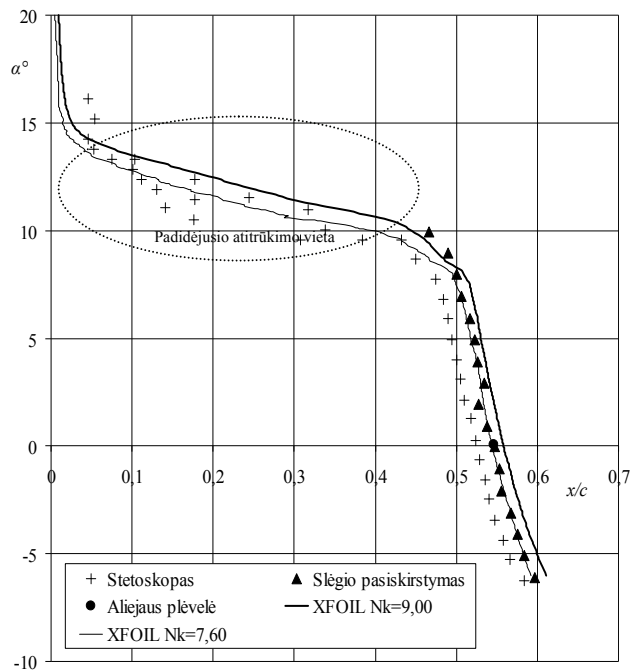
9 ir 10 pav. matomi rezultatai, kai $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

9 ir 10 pav. matomas apskaičiuotos ir išmatuotos virsmo vietos palyginimas profilio viršutiniame ir apatiniame paviršiuose, kai Reinoldso skaičius $Re = 1,5 \cdot 10^6$. Rezultatai panašūs, kaip ir esant $Re = 0,5 \cdot 10^6$.



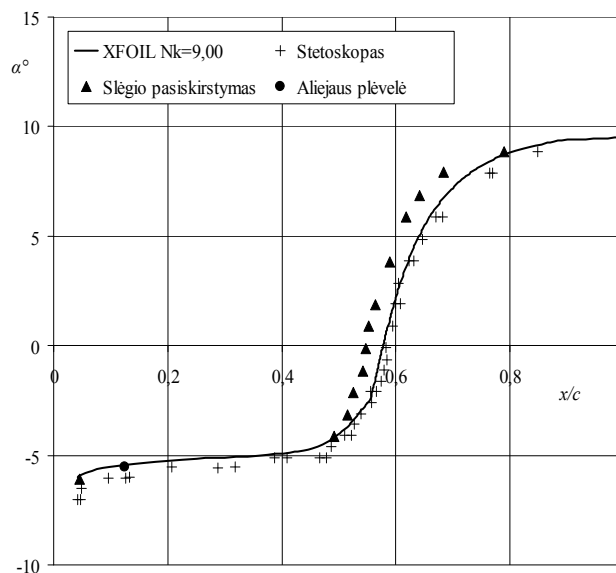
6 pav. Slėgio kitimas FX 66-S-196 VI profilio paviršiuje, kai $\alpha = 0$, $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $N = 7,6$

Fig. 6. Pressure distribution on the FX 66-S-196 VI airfoil at $\alpha = 0$, $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ir $N = 7,6$



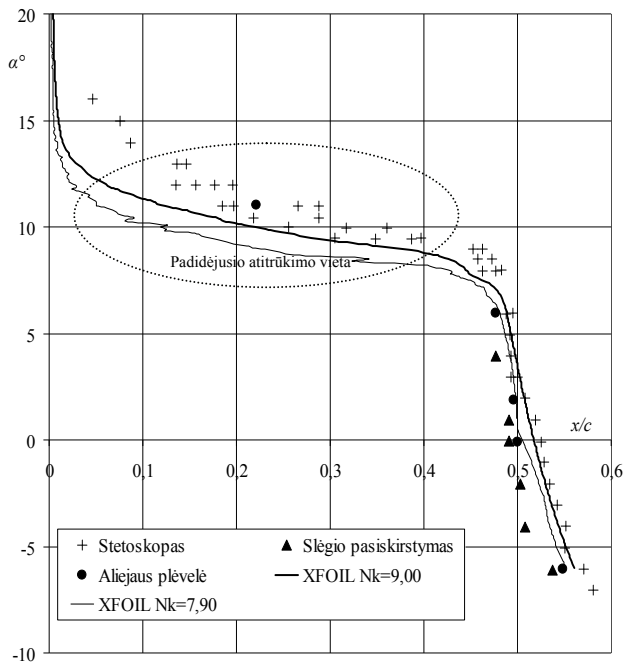
7 pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo FX 66-S-196 VI profilio viršutiniame paviršiuje, kai $Re = 0,5 \cdot 10^6$

Fig. 7. Location of laminar-turbulent transition on the upper side of FX 66-S-196 VI airfoil versus angle of attack at $Re = 0,5 \cdot 10^6$



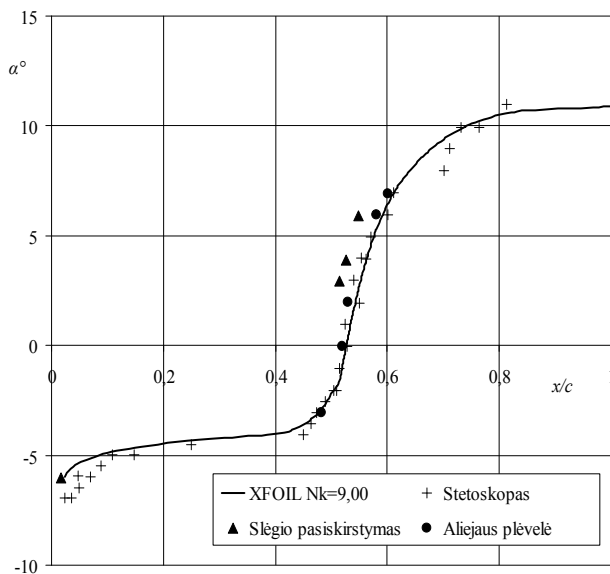
8 pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo FX 66-S-196 VI profilio apatiniame paviršiuje, kai $Re = 0,5 \cdot 10^6$

Fig. 8. Location of laminar-turbulent transition on the lower side of FX 66-S-196 VI airfoil versus angle of attack at $Re = 0,5 \cdot 10^6$



9 pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo FX 66-S-196 VI profilio viršutiniame paviršiuje, kai $Re = 1,5 \cdot 10^6$

Fig. 9. Location of laminar-turbulent transition on the upper side of FX 66-S-196 VI airfoil versus angle of attack at $Re = 1,5 \cdot 10^6$



10 pav. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo atakos kampo FX 66-S-196 VI profilio apatiniame paviršiuje, kai $Re = 1,5 \cdot 10^6$

Fig. 10. Location of laminar-turbulent transition on the lower side of FX 66-S-196 VI airfoil versus angle of attack at $Re = 1,5 \cdot 10^6$

Išvados

1. Skaitiniais metodais galima patikimai apskaičiuoti laminarinio-turbulentinio virsmo vietą. Rezultatai gaunami kur kas greičiau ir pigiau, palyginti su eksperimentais.

2. Skirtumas tarp apskaičiuotos virsmo vietos ir bandymuose nustatytos virsmo vietos yra tokios pat eilės, kaip skirtumas tarp virsmo vietų, nustatytų skirtingais eksperimentiniais metodais.

3. Bandymais rasta kritinė eksponentės reikšmė esant $Re = 0,5 \cdot 10^6$ yra $N = 7,6$, o $Re = 1,5 \cdot 10^6 - N = 7,9$. Šie rezultatai sutampa su aliejaus plėvelės technika gautais duomenimis.

Literatūra

- Althaus, D. 1996. *Stuttgarter Profilkatalog I*. Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart.
- Drela, M. 1989. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils, in *Low Reynolds Number Aerodynamics. Lecture Notes in Engineering*, vol. 54. Ed. by T. J. Mueller. Berlin: Springer-Verlag. 1–12.
- Gooden, J. H. M. 1979. Experimental low-speed aerodynamic characteristics of the Worthman FX 66-S-196 V1 airfoil, *Technical Soaring 3*: 21–31.
- Horstmann, K. H.; Quast, A. 1981. *Widerstandsverminderung durch Blasturbulatoren*. DFVLR-FB 81-33.
- Lasauskas, E. 2005. Influence of transition location on airfoil drag, *Aviation 9*(3): 19–22.
- Schlichting, H. 1979. *Boundary-Layer Theory*. New York: McGraw-Hill.

ANALYSIS OF LOCATION OF LAMINAR-TURBULENT TRANSITION ON THE FX 66-S-196 V1 AIRFOIL

L. Naujokaitis, E. Lasauskas

Abstract

The transition location on the FX 66-S-196 V1 wing section was analyzed with the using interactive program XFOIL of Mark Drela, MIT.

Calculated results of transition location were compared with published measurement data from a wind tunnel at Delft University of Technology (Netherlands).

The airfoil was analyzed at the Reynolds number $Re = 0,5 \cdot 10^6$ and $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

Keywords: wing section, calculation, laminar-turbulent transition, comparison with experiment.