

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS

Laurynas NAUJOKAITIS

SPARNO PROFILIŲ AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIKŲ TYRIMAS

DAKTARO DISERTACIJA

TECHNOLOGIJOS MOKSLAI,
MECHANIKOS INŽINERIJA (09T)



LEIDYKLA

Vilnius TECHNIKA 2013

Disertacija rengta 2009–2013 metais Vilniaus Gedimino technikos universitete.

Mokslinis vadovas

doc. dr. Eduardas LASAUSKAS (Vilniaus Gedimino technikos universitetas, technologijos mokslai, mechanikos inžinerija – 09T).

VG TU leidyklos TECHNIKA 2143-M mokslo literatūros knyga
<http://leidykla.vgtu.lt>

ISBN 978-609-457-481-8

© VG TU leidykla TECHNIKA, 2013

© Laurynas Naujokaitis, 2013

laurynas.naujokaitis@vgtu.lt

VILNIUS GEDIMINAS TECHNICAL UNIVERSITY

Laurynas NAUJOKAITIS

RESEARCH OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WING AIRFOILS

DOCTORAL DISSERTATION

TECHNOLOGICAL SCIENCES,
MECHANICAL ENGINEERING (09T)



LEIDYKLĀ
Vilnius TECHNIKA 2013

Doctoral dissertation was prepared at Vilnius Gediminas Technical University in 2009–2013.

Scientific Supervisor

Assoc Prof Dr Eduardas LASAUSKAS (Vilnius Gediminas Technical University, Technological Sciences, Mechanical Engineering – 09T).

Reziumė

Disertacijoje siekiama įvertinti pagrindinių sparno profilių parametrų įtaką aerodinaminėms jo charakteristikoms. Taikant skaitinius metodus, eksperimentinius tyrimus ir lyginamąją analizę, siekiama ištirti ir įvertinti dirbtinio trikdžio įtaką profiliniam pasipriešinimui ir patikslinti maksimalios jėgos prognozavimą. Todėl disertacijos tyrimų objektas yra sparno profilio aerodinaminės charakteristikos. Tikslas – ištirti ir įvertinti dirbtinio trikdžio įtaką sparno profiliniam pasipriešinimui, nustatyti priklausomybę tarp jo formos, tvirtinimo vietos ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos, patikslinti maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodiką vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Disertaciją sudaro įvadas, keturi skyriai, bendrosios išvados, literatūros ir autoriaus publikacijų sąrašai.

Įvade aptariama tiriamoji problema, darbo aktualumas, aprašomas tyrimų objektas, formuluojamas darbo tikslas ir uždaviniai, aprašoma tyrimų metodika, darbo mokslinis naujumas, darbo rezultatų praktinė reikšmė, ginamieji teiginiai. Įvado pabaigoje pateikiamos disertacijos tema autoriaus paskelbtos publikacijos ir pranešimai konferencijose, disertacijos struktūra.

Pirmajame skyriuje išanalizuota sparno profilių aerodinaminių charakteristikų įtaka lėktuvo ir sklandytuvo skrydžio charakteristikoms. Nustatyta aerodinaminių charakteristikų reikšmė ir veiksniai, leidžiantys jas pagerinti. Išanalizuoti eksperimentiniai tyrimai laisvo sklandytuvo skrydžio metu ir eksperimentinių tyrimų metodika.

Antrajame skyriuje išnagrinėti skaitiniai sparno profilio aerodinaminių charakteristikų modeliavimo metodai. Atlikti skaitiniai tyrimai ir lyginamoji analizė tarp įvairiais skaitinio modeliavimo metodais gautų rezultatų. Skaitiniais metodais ištirta laminariojo atsiskyrimo burbulo, fiksuoto virsmo ir jo vietos įtaka profiliniam sparno pasipriešinimui.

Trečiajame skyriuje tiriama dirbtinių trikdžių formos, tvirtinimo vietos ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos įtaka sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms. Aprašoma eksperimentinių tyrimų metodika ir įranga. Pateikiami skaitinio modeliavimo ir eksperimentinių tyrimų rezultatai ir jų lyginamoji analizė. Skaitinių modeliavimų rezultatai lyginami su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais tyrimais.

Ketvirtajame skyriuje tiriamas maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas remiantis slėgio skirtumo taisykle. Atlikti skaitiniai tyrimai palyginti su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais rezultatais. Patikslinta metodika, kuri leidžia daug tiksliau prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Abstract

The present dissertation analyses the impact of basic airfoil parameters on its aerodynamic characteristics. By using computational methods, experimental research and comparative analysis the study aims to analyse and assess the impact of turbulator on airfoil drag in order to enhance the accuracy of maximum lift predicting. The research object of the present dissertation is the aerodynamic characteristics of airfoil, and aim of research is to analyse and assess the impact of turbulator on airfoil drag, to determine the interdependence between its shape, location and place of transition, to enhance the accuracy of methods for predicting of maximum lift for average Reynolds numbers.

The dissertation consists of an introduction, four chapters, and general conclusions, list of references and list of publications by the author.

In the introduction the research problem and topicality of the dissertation are discussed. Research object is described, aim of the dissertation and research goals are formulated, research methodology, scientific innovation of dissertation, practical significance of the study results, and the defended arguments are discussed. In the last part of the introduction, publications and conference presentations on the topic of the dissertation by the author and the structure of the dissertation are presented.

In the first chapter the impact of airfoil characteristics on flight characteristics of airplane and sailplane is analysed. The importance of aerodynamic characteristics and factors which allow improving them are determined. Experimental research of sailplane free flight and methods of experimental research are analysed.

The second chapter discusses computational methods for modeling airfoil aerodynamic characteristics. Computational research and comparative analysis of results obtained by different computational modeling methods are carried out. Impact of laminar separation bubble, fixed transition and its place on airfoil drag is analysed.

The third chapter analyses impact of turbulator shape, location and transition on airfoil aerodynamic characteristics. Experimental research methodology and equipment are described. Results of computational modeling and experimental research and their comparative analysis are presented. Results of computational modeling are also compared to results of other experimental studies published in scientific literature.

The fourth chapter provides an approach for predicting maximum lift. Performed computational analyses are compared with experimental research results published in scientific literature. An improved methodology is presented, which allows predicting maximum lift for average Reynolds numbers more accurately.

Žymėjimai

Simboliai

c – profilio styga;
 C_D – pasipriešinimo koeficientas;
 $C_{D\min}$ – minimalus pasipriešinimo koeficientas;
 C_f – paviršiaus trinties koeficientas
 C_L – keliamosios jėgos koeficientas;
 C_{L0} – keliamosios jėgos koeficientas, kai atakos kampas lygus nuliui;
 $C_{L\max}$ – maksimalus keliamosios jėgos koeficientas;
 C_M – momento koeficientas;
 C_P – statinio slėgio koeficientas;
 M – Macho skaičius;
 p – statinis slėgis;
 p_0 – visuminis slėgis;
 q – dinaminis slėgis;
 Re – Reinoldso skaičius;
 S – sparno plotas;
 V_∞ – laisvo srauto greitis;
 V – sklandytuvo greitis;
 α – atakos kampas;
 α_0 – atakos kampas, kai keliamosios jėgos koeficientas lygus nuliui;
 α_{krit} – kritinis atakos kampas, kai keliamosios jėgos koeficientas maksimalus;
 Δp – visuminio slėgio nuostoliai;
 ρ – oro tankis.

Turinys

IVADAS	1
Problemos formulavimas.....	1
Darbo aktualumas	2
Tyrimų objektas.....	3
Darbo tikslas.....	3
Darbo uždaviniai	3
Tyrimų metodika	3
Darbo mokslinis naujumas	4
Darbo rezultatų praktinė reikšmė	4
Ginamieji teiginiai	4
Darbo rezultatų aprobavimas.....	5
Disertacijos struktūra.....	6
Padėka	6
1. PROFILIŲ AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIKŲ ANALIZĖ.....	7
1.1. Sklandytuvų aerodinamikos ypatybės	7
1.2. Sparno profilių aerodinaminės charakteristikos ir jų įtaka skrydžio charakteristikoms	8
1.3. Laminarusis turbulentinis virsmas.....	10
1.4. Laminariojo atsiskyrimo burbulas	12
1.5. Dirbtiniai trikdžiai	15
1.6. Eksperimentiniai tyrimai laisvo sklandytuvo skrydžio metu.....	17
1.7. Pėdsako tyrimo metodai	20
1.8. Pėdsako tyrimo sistemos	22
1.9. Pirmojo skyriaus išvados ir disertacijos uždavinių formulavimas	24

2. FIKSUOTO VIRSMO ĮTAKOS PROFILINIAM PASIPRIEŠINIMUI SKAITINIAI TYRIMAI	25
2.1. Skaitiniai sparno profilio aerodinaminių charakteristikų modeliavimo metodai	26
2.2. Skaitinio modeliavimo metodika programoje XFOIL.....	27
2.2.1. Neklampiojo srauto aprašymas	27
2.2.2. Klampiojo srauto aprašymas	30
2.3. Skaitinio modeliavimo metodika programoje RFOIL	38
2.4. Skaitinio modeliavimo metodika R. Eppler programoje	39
2.5. Skaitinio modeliavimo metodika programoje FLUENT	40
2.6. Laminariojo atsiskyrimo burbulo skaitiniai tyrimai	41
2.7. Fiksuoto virsmo įtakos profiliniam pasipriešinimui skaitiniai tyrimai.....	51
2.8. Fiksuoto virsmo vietos įtakos profiliniam pasipriešinimui skaitiniai tyrimai	55
2.9. Antrojo skyriaus išvados	64
3. DIRBTINIŲ TRIKDŽIŲ ĮTAKOS PROFILINIAM PASIPRIEŠINIMUI TYRIMAI	65
3.1. Eksperimentinių tyrimų sklandytuvo laisvo skrydžio metu metodika	66
3.2. Eksperimentinių tyrimų sklandytuvo laisvo skrydžio metu įranga	70
3.3. Eksperimentiniams tyrimams naudoti sklandytuvai.....	73
3.4. Dirbtinių trikdžių įtakos profiliniam pasipriešinimui tyrimai	75
3.5. Dirbtinių trikdžių tvirtinimo vietos priklausomybės nuo profilinio pasipriešinimo tyrimai.....	78
3.6. Dirbtinių trikdžių formos įtakos profiliniam pasipriešinimui tyrimai	81
3.7. Sparno profilių aerodinaminių charakteristikų analizė.....	85
3.8. Eksperimentinės įrangos ir tyrimų paklaidų įvertinimas	94
3.9. Trečiojo skyriaus išvados	96
4. MAKSIMALIOS KELIAMOSIOS JĖGOS PROGNOZAVIMAS	97
4.1. Sparno profilių slėgio skirtumo tyrimas	98
4.2. Simetrinių profilių maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas	102
4.3. Gaubtų profilių maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas	106
4.4. Ketvirtinio skyriaus išvados	108
BENDROSIOS IŠVADOS.....	109
LITERATŪRA.....	111
AUTORIAUS PUBLIKACIJŲ DISERTACIJOS TEMA SĄRAŠAS.....	123

Contents

INTRODUCTION	1
The problem formulation.....	1
The relevance of the thesis	2
The object of research	3
The goal of the thesis.....	3
The tasks of the thesis	3
The methodology of research	4
The relevance of scientific novelty	4
The practical significance of achieved results	4
The defended statements	5
The approval of the results	5
The structure of thesis	6
Acknowledgements	6
1. ANALYSIS OF AIRFOIL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS	7
1.1. Aerodynamic characteristics of sailplanes	7
1.2. Airfoil aerodynamic characteristics and their impact on flight characteristics.....	8
1.3. Laminar to turbulent transition	10
1.4. Laminar separation bubble	12
1.5. Turbulators	15
1.6. Experimental research during sailplane free flight.....	17
1.7. Wake analysis methods	20
1.8. Wake analysis systems	22
1.9. Conclusions of the first chapter and formulation of dissertation tasks.....	24

2. COMPUTATIONAL ANALYSIS OF FIXED TRANSITION IMPACT ON PROFILE DRAG	25
2.1. Computational modeling methodology of airfoil aerodynamic characteristics	26
2.2. Computational modeling methodology in the XFOIL code	27
2.2.1. Description of non-viscous flow	27
2.2.2. Description of viscous flow	30
2.3. Computational modeling methodology in the RFOIL code	38
2.4. Computational modeling methodology in the R. Eppler code	39
2.5. Computational modeling methodology in the FLUENT code	40
2.6. Computational analyses of laminar separation bubble	41
2.7. Computational analysis of impact of fixed transition on profile drag	51
2.8. Computational analysis of impact of fixed transition place on profile drag	55
2.9. Conclusions of chapter two	64
3. ANALYSIS OF IMPACT OF TURBULATORS ON PROFILE DRAG	65
3.1. Methodology for experimental research of sailplane free flight	66
3.2. Equipment for experimental research of sailplane free flight	70
3.3. Sailplanes used for experimental research	73
3.4. Analysis of impact of turbulators on profile drag	75
3.5. Analysis of turbulator fastening place dependence on profile drag	78
3.6. Analysis of turbulator shape impact on profile drag	81
3.7. Analysis of airfoil aerodynamic characteristics	85
3.8. Assessment of experimental equipment and research bias	94
3.9. Conclusions of chapter three	96
4. PREDICTION OF MAXIMUM LIFT	97
4.1. Analysis of wing airfoil pressure difference	98
4.2. Predicting maximum lift of symmetrical airfoils	102
4.3. Predicting maximum lift of cambered airfoils	106
4.4. Conclusions of chapter four	108
GENERAL CONCLUSIONS	109
REFERENCES	111
LIST OF AUTHOR'S PUBLICATIONS ON DISSERTATION TOPIC	123

Ivadas

Problemos formulavimas

Lėktuvo skrydžio charakteristikas daugiausia lemia sparno profilių aerodinaminės savybės. Sklandytuvams, o ypač sportiniams – sunkesniems už orą ir be jėgainės pilotuojamiems orlaiviams – keliami ypatingi aerodinaminiai reikalavimai. Neturėdamas jėgainės, sklandytuvas ramiame ore gali tik sklęsti nuožulnia trajektorija, tai yra žemėti. Todėl sklandytuvui sparno profilių aerodinaminės charakteristikos yra lemiamos. Dažniausiai visos aerodinaminės naujovės įdiegiamos sklandytuvuose, o tik vėliau pritaikomos lėktuvuose, todėl sklandytuvo sparno profilių aerodinaminių charakteristikų tyrimams visada buvo skiriama daug dėmesio.

Aerodinamines lėktuvo ir sklandytuvo charakteristikas apibūdina aerodinaminių koeficientų poliarė, rodanti profilio pasipriešinimo koeficiento ir keliamosios jėgos koeficiento tarpusavio priklausomybę. Sklandytuvui sukantis spirale reikia didelės keliamosios jėgos koeficiento reikšmės, o sklendžiant keliamosios jėgos koeficiento reikšmė privalo būti maža. Todėl tikslesnis maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas leidžia tiksliau įvertinti sklandytuvo ar lėktuvo minimalų skrydžio greitį. Tokiu būdu sudaromos sąlygos tiksliau įvertinti projektuojamų ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas, profilio tinkamumą sklandytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei.

Atsižvelgiant į tai, kad sklandytuvus nenaudoja jėgainės sukuriamos traukos, norint pagerinti sklendimo charakteristikas esant kreiseriniams greičiams, būtina sumažinti profilinį pasipriešinimą. Profilinis sparno pasipriešinimas paprastai sudaro apie pusę viso pasipriešinimo, kai sklandytuvas skrenda dideliu greičiu (150–200 km/h), ir apie ketvirtį, kai skrydžio greitis mažas (75–100 km/h). Esant mažiems ir vidutiniams skrydžio greičiams, profilio paviršiuje susidaro sudėtinga pasienio sluoksnio struktūra ir susiformuoja laminarusis atskyrimo burbulas. Todėl siekiant pagerinti aerodinamines sklandytuvo charakteristikas, būtina išvengti šio burbulo susidarymo. Tam galima panaudoti dirbtinį trikdį. Tačiau pats dirbtinis trikdys negarantuoja, kad, esant visiems skrydžio režimams, efektyviai sumažins pasipriešinimą. Todėl reikia įvertinti ne tik skrydžio sąlygas, bet ir dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietą ir formą.

Deja, bet visiškai nėra mokslo tiriamųjų darbų apie dirbtinių trikdžių tvirtinimo vietą ir beveik nėra literatūros, kuria remiantis būtų galima įvertinti, kokia dirbtinio trikdžio forma geriausia. Taip pat nėra vieno efektyvaus skaitinio metodo, kuriuo vadovaujantis galima sumodeliuoti šį uždavinį. Modeliavimą apsunkina ir eksperimentinių rezultatų trūkumas, kurie parodytų laminariojo atskyrimo burbulo vietą ir ilgį, nes atskyrimo burbulo dydis ir vieta turi tendenciją kisti priklausomai nuo atakos kampo ir Reinoldso skaičiaus.

Atsižvelgiant į šią problematiką, disertacijoje siekiama įvertinti pagrindinių aerodinaminių charakteristikų įtaką sklandytuvo sparno profiliui. Taikant skaitinius metodus, eksperimentinius tyrimus ir lyginamąją analizę, siekiama ištirti ir įvertinti dirbtinio trikdžio įtaką profiliniam pasipriešinimui, patikslinti maksimalios keliamosios jėgos prognozavimą.

Darbo aktualumas

Nuo pat kompozitinių medžiagų sklandytuvų eros pradžios geriausi sklandytuvų profiliai buvo kuriami Vokietijos Federacinėje Respublikoje. Šiuo metu iniciatyvą perėmė Delft technologijos universitetas Olandijoje ir Varšuvos technologijos universitetas Lenkijoje. Norėdami išlaikyti sklandymo pramonės pirmavimą pasaulyje, Vokietijos Federacinės Respublikos profilių kūrėjai nuo 1976 m. nustojo publikuoti naujų profilių koordinates ir charakteristikas. Kiti profilių kūrėjai publikuoja labai mažai ir tik nekomercinių projektų tyrimų rezultatus.

Atsižvelgiant į mokslo darbų ir tyrimų rezultatų trūkumą būtina įvertinti profilinio pasipriešinimo ir maksimalios keliamosios jėgos įtaka lėktuvo ar sklandytuvo skrydžio charakteristikoms. Sumažinus pasipriešinimą ir padidinus maksimalią keliamąją jėgą, galima padidinti lėktuvo ar sklandytuvo maksimalią aerodinaminę kokybę, naudingo krovinio svorį, sutrumpinti kilimo ir tūpimo kelią, sumažinti degalų sąnaudas, aplinkos taršą, triukšmą ir smukos greitį.

Tyrimų objektas

Tyrimų objektas – sparno profilio aerodinaminės charakteristikos. Tiriamas pasipriešinimo koeficientas, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas, laminarusis turbulentinis virsmas, srauto atsiskyrimas, laminariojo atsiskyrimo burbulo ir dirbtinių trikdžių įtaka sparno profiliniam pasipriešinimui.

Darbo tikslas

Skaitiniais ir eksperimentiniais metodais ištirti sparno profilių aerodinaminio pasipriešinimo mažinimo galimybes, sukeliant laminarųjį turbulentinį virsmą dirbtiniais trikdžiais. Ištirti maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo tikslumą esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Darbo uždaviniai

Darbo tikslui pasiekti būtina išspręsti šiuos uždavinius:

1. Naudojant skaitinius ir eksperimentinius metodus ištirti ir nustatyti dirbtinių trikdžių formos, tvirtinimo vietos ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos įtaką sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms.
2. Atlikus skaitinius modeliavimus ir eksperimentinius tyrimus, palyginti su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais rezultatais.
3. Ištirti dirbtinių trikdžių efektyvumo didinimo galimybę.
4. Ištirti ir patikslinti maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodo tikslumą esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Tyrimų metodika

Profilų aerodinaminės charakteristikos tiriamos tiek teoriškai, taikant įvairius skaičiavimo metodus, tiek bandymais aerodinaminuose vamzdžiuose ir laisvo skrydžio metu. Todėl darbe taikomi skaitinio modeliavimo ir eksperimentiniai tyrimų metodai, atliekama lyginamoji analizė.

Skaitiniams modeliavimams pasirinktos neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu be sąveikos (zoniniai nesąveikaujantys metodai), neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos (zoniniai sąveikaujantys metodai) ir bendrųjų Navjė ir Stokso lygčių sprendimų metodų programos.

Profiliniam pasipriešinimui tirti pasirinktas sparno profilio pėdsako tyrimo metodas. Eksperimentiniams tyrimams taikomi bandymai laisvo sklandytuvo skrydžio metu, kuriems patobulinta metodika ir pagaminta speciali įranga.

Darbo mokslinis naujumas

Rengiant disertaciją buvo gauti šie mechanikos inžinerijos mokslui nauji rezultatai:

1. Skaitiškai sumodeliuotas ir eksperimentiškai ištirtas ryšys tarp dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos ant sparno apatinio paviršiaus ir laminariojo turbulencinio virsmo. Įvertinta dirbtinių trikdžių įtaka sparno profilio pasipriešinimui.
2. Sukurtos ir eksperimentiškai ištirtos virsmą sukeliančios naujos formos dirbtinių trikdžių juostos su kuriomis profilio pasipriešinimas yra mažesnis, palyginti su šiuo metu plačiai naudojamais zigzago tipo dirbtiniais trikdžiais.
3. Patikslinta maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodika esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Darbo rezultatų praktinė reikšmė

Tyrimų rezultatai leidžia sumažinti sklandytuvo ar lėktuvo profilinį pasipriešinimą naudojant mechaninį dirbtinį trikdį. Tai ypač svarbu sportiniams sklandytuvams ir lengviems lėktuvams.

Tyrimų rezultatai leidžia tiksliau prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą pagal slėgio skirtumo taisyklę. Tikslus maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas leidžia tiksliau įvertinti lėktuvo ar sklandytuvo minimalų skrydžio greitį projektavimo etapu. Taip sudaromos sąlygos įvertinti projektuojamų ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas, profilio tinkamumą sklandytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei.

Darbo rezultatus galima taikyti sklandytuvus ir lengvus lėktuvus gaminančiose ir eksploatuojančiose įmonėse, taip padidinant jų konkurencingumą.

Ginamieji teiginiai

1. Ištirti skaičiavimo metodai neįvertina tikslios dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos. Eksperimentiškai ištirta, kad sklandytuvo greičių diapazone virsmas įvyksta vidutiniškai 2 % stygos atstumu už dirbtinio trikdžio.

2. Ištirus suprojektuotas naujos formos dirbtinių trikdžių juostas, nustatyta, kad jos efektyvesnės iki 9 % už šiuo metu plačiai naudojamus zigzago tipo dirbtinius trikdžius.

3. Ištirta, kad Valarezo ir Chin metodo maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodo paklaidos simetriniams profiliams gali sudaryti iki 24 %, o gaubtiems profiliams – iki 62 %. Patikslinus šį metodą, maksimali keliamoji jėga simetriniams profiliams gali būti prognozuojama iki 9 %, o gaubtiems profiliams iki 23 % tikslumu.

Darbo rezultatų apibavimas

Darbo tema išspausdinti trys moksliniai straipsniai: du straipsniai – Lietuvos mokslų tarybos patvirtintose duomenų bazėse (Lasauskas, Naujokaitis 2009; Naujokaitis, Lasauskas 2009), o vienas straipsnis – nerecenzuojamame Lietuvos konferencijos straipsnių rinkinyje (Naujokaitis 2008). Vienas straipsnis priimtas į *ISI Web of Sciences* duomenų bazėje referuojamą žurnalą „Mechanika“ (Naujokaitis, Lasauskas 2013).

Disertacijoje atliktų tyrimų rezultatai pateikti trijose tarptautinėse konferencijose:

- Tarptautinė konferencija „Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering“, 2008 m. spalio 16–17 d., Brno University of Technology, Brno, Čekijos Respublika.
- Tarptautinė konferencija „X international scientific and practical conference for young scientists and students POLIT-2010 – Chalanges of science today“, 2010 m. kovo 7–9 d., National Aviation University, Kijevas, Ukraina.
- Tarptautinė konferencija „Mechanika 2012“, 2012 m. balandžio 12–13 d., Kauno technologijos universitetas, Kaunas, Lietuva.

Taip pat tyrimų rezultatai pateikti devyniose konferencijose Lietuvoje:

- 11-oji Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencija „Mokslas – Lietuvos ateitis“. 2008 m., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- XVI Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2008 m., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- 12-oji Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencija „Mokslas – Lietuvos ateitis“. 2009 m., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- XVII Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2009 m., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- Respublikinė mokslinė konferencija „AVIACIJA-2010“. 2010 m. balandžio 15 d., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.

- XVIII Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2010 m. balandžio 16 d., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- XIX Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2011 m. balandžio 15 d., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- XX Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2012 m. balandžio 20 d., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.
- XXI Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos asociacijos seminaras. 2013 m. balandžio 26 d., Vilniaus Gedimino technikos universitetas, Vilnius.

Disertacijos struktūra

Disertaciją sudaro įvadas, keturi skyriai, bendrosios išvados, literatūros ir autoriaus publikacijų sąrašai.

Disertacijos apimtis – 136 puslapiai. Joje yra 72 numeruotos formulės, pateikti 67 paveikslai ir 5 lentelės. Rašant disertaciją naudotasi 181 literatūros šaltiniu.

Padėka

Autorius dėkoja savo moksliniam darbo vadovui doc. dr. Eduardui Lasauskui už suteiktas žinias ir kantrybę padedant rengti mokslo tiriamąjį darbą.

Autorius taip pat dėkoja UAB „Sportinė aviacija ir Ko“ ir jos vadovui Vytautui Mačiuliui bei Kauno apskrities aviacijos sporto klubui ir jo direktoriui Vytautui Sabeckiui už supratingumą ir suteiktas idealias eksperimentinių tyrimų sąlygas.

Profilių aerodinaminių charakteristikų analizė

Šiame skyriuje išanalizuota sparno profilių aerodinaminių charakteristikų įtaka lėktuvo ir sklandytuvo skrydžio charakteristikoms. Nustatyti aerodinaminių charakteristikų reikšmė ir veiksniai, leidžiantys jas pagerinti. Tam įtakos turintis laminarusis turbulentinis virsmas ir laminariojo atsiskyrimo burbulas išnagrinėti plačiau. Nustatyti laminariojo atsiskyrimo burbulo mažinimo ir panaikinimo būdai, jie išanalizuoti, pasiūlyta jų terminologija ir klasifikacija.

Išanalizuoti eksperimentiniai tyrimai laisvo sklandytuvo skrydžio metu ir eksperimentinių tyrimų metodika. Pagrįstas metodo pasirinkimas disertacijos tikslams ir uždaviniams pasiekti.

1.1. Sklandytuvų aerodinamikos ypatybės

Dažniausiai visos aerodinaminės naujovės įdiegiamos sklandytuvuose, o tik vėliau pritaikomos lėktuvuose, todėl sklandytuvo sparno profilių aerodinaminių charakteristikų tyrimams visada buvo skiriama daug dėmesio. Pagrindinė sportinio sklandytuvo paskirtis – skridimas maršrutu, naudojant kylančias oro sroves. Šiam uždaviniui įgyvendinti aerodinaminis sklandytuvo projektas turi atitikti dvi

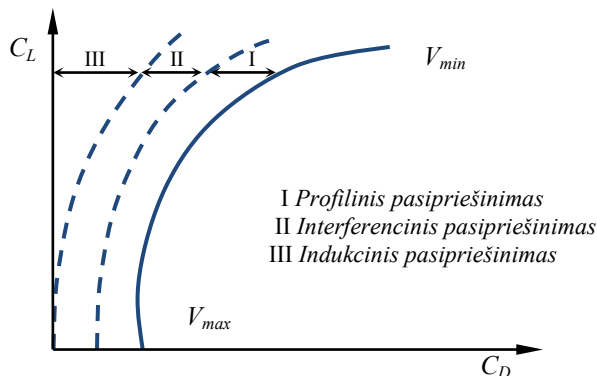
reikalavimų grupės. Pirmoji reikalavimų grupė susijusi su sklandytuvo paskirti-
mi. Sklandytuvo aerodinaminės, pastovumo ir pavaldumo charakteristikos turi
būti tokios, kad, naudodamas kylančias oro sroves, sklandytuvas galėtų pasiekti
kuo didesnę vidutinį greitį maršrute. Sklandytuvo skrydyje būna du tipiniai reži-
mai: sukimasis spirale termike ir sklendimas nuo vieno termiko iki kito. Sukantis
spirale reikia didelės keliamosios jėgos koeficiento reikšmės, o sklendžiant ke-
liamosios jėgos koeficiento reikšmė privalo būti maža. Abiem atvejais reikia
mažo profilinio pasipriešinimo. Tai kelių kriterijų optimizavimo uždavinys, to-
dėl aerodinamikos inžinieriai visada ieško geriausio varianto (Boermans, Van
Garrel 1994).

Antroji reikalavimų grupė susijusi su skrydžio saugumu. Sklandytuvas turi
atitikti minimalius saugumo reikalavimus, kurie įteisinti atitinkamuose doku-
mentuose. Šiuo metu galioja Europos aviacijos saugos agentūros (EASA) sklan-
dytuvų ir motorizuotų sklandytuvų sertifikavimo specifikacijos.

Tiriant sklandytuvų sparnų profilių aerodinamines charakteristikas pirmiau-
sia kyla klausimai – kokią įtaką sklandytuvo charakteristikoms turi sparno pro-
filis ir kaip įvertinti profilio tinkamumą sklandytuvui.

1.2. Sparno profilių aerodinaminės charakteristikos ir jų įtaka skrydžio charakteristikoms

Lėktuvo ir sklandytuvo aerodinamines charakteristikas apibūdina aerodinaminių
koeficientų poliarė (1.1 pav.). Profilio poliarė rodo profilio pasipriešinimo koeffi-
ciento ir keliamosios jėgos koeficiento tarpusavio priklausomybę (1.1 pav. išti-
sinė kreivė). Keliamosios jėgos koeficientas C_L atidedamas vertikalojoje ašyje,
o pasipriešinimo koeficientas C_D – horizontaliojoje ašyje.



1.1 pav. Tipinės sklandytuvo pasipriešinimo dalys

Fig. 1.1. Typical elements of sailplane drag

Aerodinamikos inžinieriams labai svarbu iš anksto prognozuoti sparno profilių maksimalią keliamąją jėgą. Taip sudaromos sąlygos įvertinti ne tik projektuojamų, bet ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas, profilio tinkamumą sklandytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei. Tačiau tiek eksperimentinėje, tiek skaičiuojamojoje aerodinamikoje sudėtinga nustatyti maksimalią keliamąją jėgą ir kritinį atakos kampą, kuriam esant ji pasiekama (Rumsey, Ying 2002). Todėl norint iš skaitinių rezultatų tiksliai nustatyti maksimalią keliamąją jėgą, būtina turėti maksimalios keliamosios jėgos kriterijų. Toks kriterijus gali būti slėgio skirtumo taisyklė (Greenman 1998). Tai patobulintas empirinis metodas, kurį pirmieji pasiūlė L. K. Loftin ir A. E. Von Doenhoff (Loftin, Von Doenhoff 1951), tačiau pagrindė A. M. O. Smith savo postulatu (Smith 1975). Atsižvelgdami į šį postulatą, amerikiečiai W. Valarezo ir V. Chin išplėtojo pusiau empirinį metodą, leidžiantį nustatyti maksimalios keliamosios jėgos koeficientą sparno profiliui (Valarezo, Chin 1994). Jie teigia, kad maksimali keliamoji jėga pasiekama, kai slėgio koeficiento skirtumas tarp minimalaus profilio slėgio koeficiento ir slėgio koeficiento prie profilio galinio krašto yra didžiausias:

$$\Delta C_p = |C_{p_{\min}} - C_{p_{te}}|, \quad (1.1)$$

čia $C_{p_{\min}}$ – minimalus slėgio koeficientas; $C_{p_{te}}$ – slėgio koeficientas prie profilio galinio krašto.

Šio metodo patikrinimui Valarezo ir Chin (1994) pritaikė slėgio skirtumo taisyklę ir paviršiaus plokščių metodą, remdamiesi Hess *et al.* (1985). Tam panaudojo RAE sparno modelį, ištirtą aerodinaminiam vamzdyje (Lovell 1977).

Deja, bet Valarezo ir Chin (1994) pasiūlytas empirinis metodas nėra tikslus esant vidutiniams Reinoldso skaičiams, todėl negali būti taikomas sklandytuvų ir lengvų lėktuvų sparno profilių maksimalios keliamosios jėgos prognozavimui. Taip pat būtina įvertinti, kad keliamąją jėgą reikia gauti su kuo mažesniu pasipriešinimu. Todėl projektuojant modernius aukštų aerodinaminių charakteristikų sklandytuvus būtina įvertinti ir pasipriešinimą (Pifer, Bramesfeld 2012).

Visą sklandytuvo pasipriešinimą sudaro atskirų dalių pasipriešinimas ir interferencinis pasipriešinimas (susijęs su atskirų lėktuvo dalių tarpusavio sąveika) (Gur *et al.* 2010). Šiuo metu viso pasipriešinimo elementai (1.1 pav.) pasiekė beveik minimalias pasipriešinimo reikšmes (Kubrynski 2012). Tad galima teigti, kad aerodinamines savybes galima pagerinti tik atliekant labai daug tyrimų.

Tipiška atskirų sklandytuvo dalių įtaka (Torenbeek, Wittenberg 2009) visam pasipriešinimui parodyta 1.1 paveiksle. Didelės keliamosios jėgos koeficiento reikšmės atitinka mažą skrydžio greitį. Mažos keliamosios jėgos koeficiento reikšmės atitinka didelį skrydžio greitį. Matyti, kad visame keliamosios jėgos koeficiento diapazone didžiausią pasipriešinimą sudaro sparno pasipriešinimas. Todėl sparnų profilių charakteristikoms skiriamas nemažas dėmesys.

Sparno pasipriešinimą sudaro indukcinis ir profilinis pasipriešinimas (Boermans 2006). Kai keliamosios jėgos koeficiento reikšmės yra didelės, dominuoja indukcinis pasipriešinimas; kai mažos, dominuoja sparno profilinis pasipriešinimas (Thomas 1999).

Indukcinio pasipriešinimo priežastis – sparno keliamoji jėga. Jis mažinamas didinant sparno mostą (Inam *et al.* 2010), optimizuojant sparno formą prijungiant vertikalius sparnų galiukus (Boermans, Van Garrel 1994; Maughmer 2003), sparnų galuose įrengiant cigaro formos degalų bakus (Rogers 2007), (Céron-Muñoz *et al.* 2013) ir panašiai.

Profilinis pasipriešinimas priklauso nuo sparno profilio formos, atakos kampo, greičio, oro srauto parametrų ir sparno paviršiaus glotnumo. Kadangi sklaidytuvus nenaudoja variklio sukuriamos traukos, norint pagerinti sklendimo charakteristikas esant kreiseriniams greičiams būtina sumažinti profilinį pasipriešinimą, nes sparno profilinis pasipriešinimas sudaro apie ketvirtį viso sklaidytuvo pasipriešinimo, kai keliamosios jėgos koeficiento reikšmės yra didelės, ir daugiau negu pusę viso pasipriešinimo, kai keliamosios jėgos koeficiento reikšmės mažos.

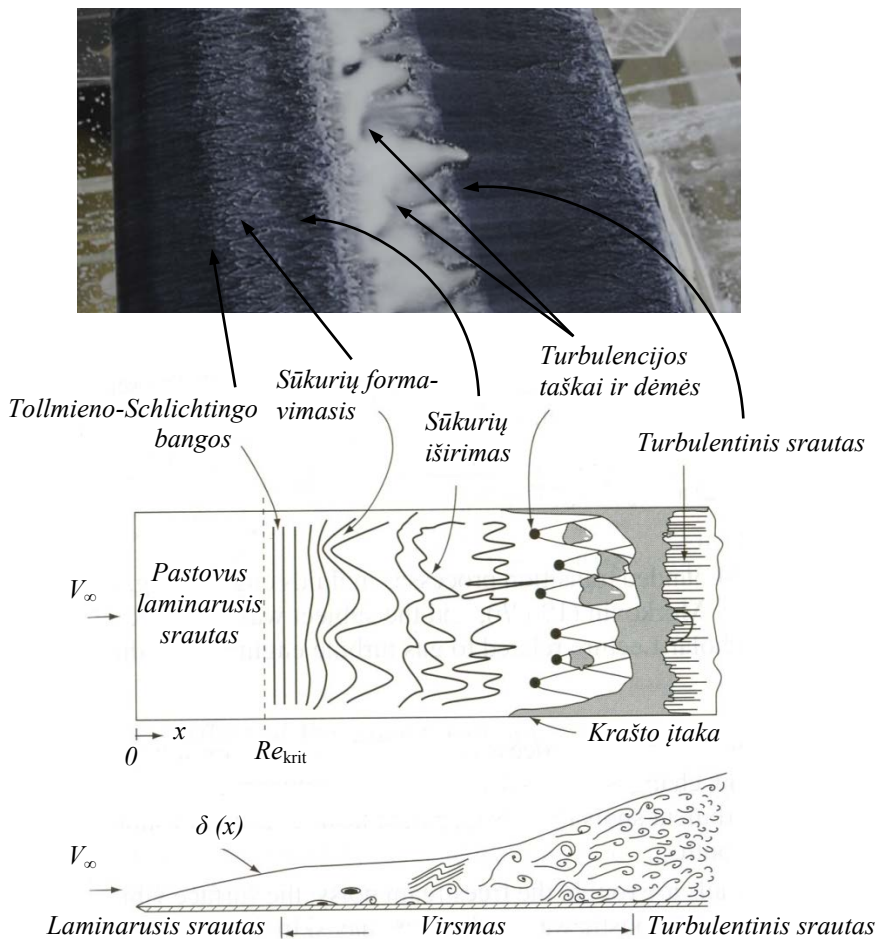
Profilinį pasipriešinimą sudaro trinties ir slėgio pasipriešinimas (Gur *et al.* 2010). Trinties pasipriešinimas susijęs su oro klampumu pasienio sluoksnyje, o slėgio pasipriešinimas su slėgio jėgų skirtumu prieš aptekamą kūną ir už jo.

1.3. Laminarusis turbulentinis virsmas

Sklaidytuvų sparnų profilių Reinoldso skaičių diapazonas yra maždaug nuo $0,5 \times 10^6$ iki $3,0 \times 10^6$. Kai Reinoldso skaičiai mažesni nei $2,0 \times 10^6$, profilio paviršiuje susidaro sudėtinga pasienio sluoksnio struktūra.

Pasienio sluoksnis gali būti laminarusis ir turbulentinis. Tam tikromis sąlygomis srautas gali būti atsiskyręs (Thomas 1999). Pasienio sluoksnis nuo sąstingio taško (kuriame srautas išsiskiria į dvi dalis) arti priekinės sparno profilio briaunos prasideda kaip laminarusis pasienio sluoksnis. Toliau pasroviui, priklausomai nuo sąlygų, jis tampa nestabilus ir virsta turbulentiniu arba atsiskiria nuo paviršiaus.

Literatūroje virsmu dažniausiai vadinamas pats laminariojo srauto suirimas ir turbulentinio srauto susidarymas. Tačiau iš tikrųjų tai ilga fizikinių procesų seka, sauganti laminarųjį srautą (White 2011). 1.2 paveiksle pavaizduotas aptekančios plokštelės srauto virsmas, kuris priklauso nuo Reinoldso skaičiaus. Aptekančio profilio srauto virsmą ir atsiskyrimą veikia ne tik Reinoldso skaičius, bet ir slėgio kitimas srauto kryptimi bei pasienio sluoksnio būseną. Tame pačiame 1.2 paveiksle parodytas ir NACA 2415 profilio aptekėjimas, kuris eksperimentiškai vizualizuotas naudojant aliejaus plėvelės techniką (Genc *et al.* 2012).



1.2 pav. Laminariojo turbulentinio virsmo proceso schema (White 2011) ir eksperimentiškai ištirtas NACA 2415 profilio aptekėjimas (Genc *et al.* 2012)

Fig. 1.2. Schematic process of laminar turbulent transition (White 2011) and experimentally visualization of NACA 2415 airfoil (Genc *et al.* 2012)

1.2 paveiksle matyti, kad pirmiausia kūną apteka pastovus laminarusis srautas, besitęsiantis nuo priekinėje briaunoje esančio sąstingio taško. Dėl be galo mažų ir atsitiktinių išorinių trikdžių (paviršiaus vibracijos, triukšmo, laisvo srauto turbulencijos, paviršiaus šiurkštumo ir pan. (Lian, Shyy 2007; Aupoix *et al.* 2011)) laminarusis pasienio sluoksnis paprastai greitai tampa nestabilus. Ši vieta dažniausiai apibūdinama kritiniu Reinoldso skaičiumi (Schlichting, Gersten 2006).

Deja, bet tikslią kritinę Reinoldso skaičiaus reikšmę sparno profiliui labai sunku apskaičiuoti (Anderson 2011), nes realaus srauto sąlygos priklauso nuo profilio formos ir šiurkštumo, slėgio pasiskirstymo ir kitų veiksnių (Crabtree 1959; Aubertine *et al.* 2004; Gad-el-Hak 2007).

Pasiekus kritinį Reinoldso skaičių, susidaro plokščiosios Tollmieno-Schlichtingo bangos, iš kurių vėliau pradeda formotis nepastoviosios laminariosios erdvinės bangos ir vietiniai sūkuriai. Šių vietinių sūkurių vietoje prasideda turbulencija ir susidaro turbulentiniai taškai bei dėmės. Galiausiai turbulentiškos dėmės susijungia sudarydamos turbulentinį pasienio sluoksnį.

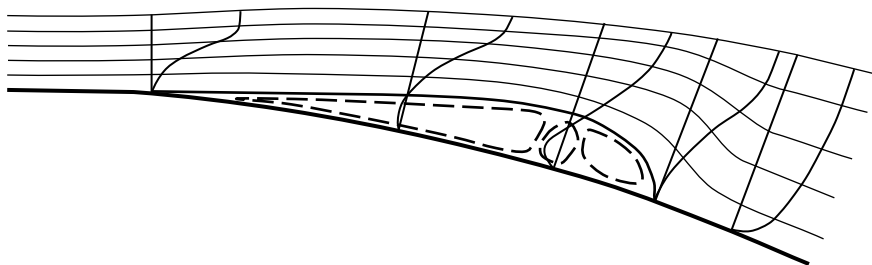
Todėl atsižvelgiant į ilgą fizikinių procesų seką, terminą „laminarusis turbulentinis virsmas“ reikia suprasti plačiąją prasme, tai yra visų reiškinių visumą, dėl kurių suyra laminarusis srautas ir susidaro turbulentinis pasienio sluoksnis.

1.4. Laminariojo atsiskyrimo burbulas

Srauto greitis arti kūno paviršiaus lemia pasienio sluoksnio kinetinę energiją. Laminariajame pasienio sluoksnyje, tolstant nuo kūno paviršiaus, greitis didėja lėčiau negu turbulentiniame. Srauto kinetinė energija mažesnė negu turbulentiniame pasienio sluoksnyje (Sturm *et al.* 2012). Todėl laminarusis pasienio sluoksnis negali nugalėti stipresnio slėgio didėjimo srauto kryptimi ir turi gerojai didesnę tendenciją atitrūkti nuo paviršiaus negu turbulentinis pasienio sluoksnis (Popov *et al.* 2008).

Priklausomai nuo Reinoldso skaičiaus ir statinio slėgio kitimo išilgai srauto, virsmas gali įvykti arba prisijungusiam pasienio sluoksnyje, arba atsiskyrusiam šlyties sluoksnyje. Virsmui įvykus atsiskyrusiam šlyties sluoksnyje susiformuoja laminariojo atsiskyrimo burbulas (Mayle 1991).

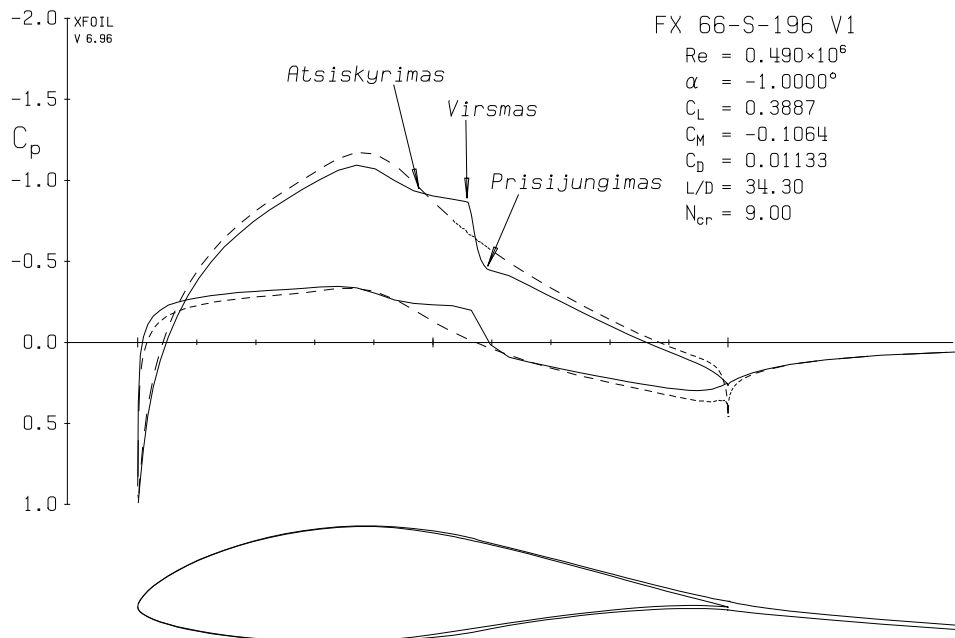
Laminarusis atsiskyrimo burbulas įvyksta tuomet, kai nuo paviršiaus atskiria laminarusis pasienio sluoksnis dėl didelio teigiamo (nepalankaus) slėgio gradiento (Hetsch, Rist 2009; Weddle *et al.* 2012). Dėl pasienio sluoksnį veikiančių trikdžių greičio epiūra pasienio sluoksnyje tampa nepastovi ir virsmas įvyksta laisvame šlyties sluoksnyje (Horstmann *et al.* 1984). Turbulentinis šlyties sluoksnis intensyviai perduoda išorinio srauto judesio kiekį profilio paviršiaus link ir sudaro sąlygas turbulentiniam šlyties sluoksniui kartotinai prisijungti prie profilio paviršiaus. Tarp laminariojo atsiskyrimo ir turbulentinio kartotino prisijungimo susidaro uždara srauto sritis – laminariojo atsiskyrimo burbulas (1.3 pav.). 1.3 paveiksle pavaizduota tipinė profilio vieta, kur srautas atsiskiria ir vėl prisijungia. Paveiksle parodytos greičių epiūros ant profilio paviršiaus su priešingos krypties srautu atsiskyrimo burbule. Laisvas šlyties sluoksnis tęsiasi tarp viršutinio pasienio sluoksnio krašto ir laminariojo atsiskyrimo burbulo (Jahnmiri 2011).



1.3 pav. Laminariojo atsiskyrimo burbulas

Fig. 1.3. Laminar separation bubble

1.4 paveiksle parodytas skaitine programa XFOIL sumodeliuotas FX 66-S-196 V1 profilio slėgio koeficiento kitimas stygos atžvilgiu. Vertikaliojoje ašyje atidėtas slėgio koeficientas C_p , o horizontaliojoje – atstumas profilio stygos kryptimi. Viršutinė kreivė vaizduoja slėgio koeficiento kitimą viršutiniame paviršiuje, apatinė kreivė – apatiniame paviršiuje. Kadangi viršutinėje sparno profilio dalyje dažniausiai būna neigiamas slėgio koeficientas, todėl neigiamos slėgio koeficiento reikšmės atidedamos į viršų.



1.4 pav. FX 66-S-196 V1 profilio slėgio koeficiento kitimas stygos atžvilgiu

Fig. 1.4. Pressure distribution for FX 66-S-196 V1 airfoil

Profilio aptekėjimo klampumas pasireiškia tik ploname sluoksnyje prie profilio paviršiaus – pasienio sluoksnyje. Dėl klampiojo srauto pasienio sluoksnio išstūmimo storio slėgio pasiskirstymas profilio paviršiuje susidaro kitoks negu neklampiajame sraute. 1.4 paveiksle ištisinė kreivė parodo slėgio koeficiento kitimą klampiajame, o punktyrinė linija – neklampiajame sraute.

1.4 paveikslo viršutiniame profilio paviršiuje 47 % stygos ilgio nuo priekinės briaunos aiškiai matomas slėgio kitimo klampiajame sraute vietinis nukrypimas nuo slėgio kitimo neklampiajame sraute. Toks pats vietinis nukrypimas matomas apatiniame paviršiuje 43 % stygos atstumu nuo priekinės briaunos. Šie nukrypimai rodo, kad klampiajame sraute įvyksta laminarusis turbulentinis virsmas ir susiformuoja laminariojo atsiskyrimo burbulas.

Laminariojo atsiskyrimo vieta ir burbulo dydis priklauso nuo profilio formos, atakos kampo, laisvo srauto turbulencijos ir Reinoldso skaičiaus (Swift 2009). Kai laminariojo atsiskyrimo burbulo ilgis yra kelių profilio stygos procentų eilės (Gad-el-Hak 2007) arba kai burbulo vietoje greitai didėja išorinio srauto slėgis, pakartotinai prisijungiantis turbulentinis pasienio sluoksnis būna palyginti storas, praradęs daug energijos ir profilio pasipriešinimas pastebimai padidėja. Tai sumažina ir aerodinaminę profilio kokybę (Aholt, Finaish 2011).

Didėjant atakos kampui, slėgis viršutiniame sparno profilio paviršiuje vis mažėja, bet iki galinės briaunos jis vėl turi padidėti beveik iki atmosferinio. Kai atakos kampas pasiekia tam tikrą ribą, pasienio sluoksnis nebepajėgia nugalėti slėgio didėjimo galinės briaunos link ir atsiskiria nuo sparno paviršiaus pradžioje prie galinės briaunos. Toliau didėjant atakos kampui, keliamoji jėga didėja lėčiau, nes vis didėja atsiskyrusio srauto sritis. Galiausiai keliamoji jėga pasiekia maksimumą ir pradeda mažėti, nors atakos kampas didėja.

Srauto atsiskyrimas nuo aptekamo sparno profilio yra įprastas reiškinys ne tik sklandytuvuose, bet ir lėktuvuose, įvairiuose turbininiuose mechanizmuose, vėjo jėgainėse ir kt. (Aholt, Finaish 2011). Dėl srauto atsiskyrimo padidėja pasipriešinimas ir energijos nuostoliai, sumažėja keliamoji jėga, sumažėja lėktuvo stabilumas, atsiranda vibracijos ir triukšmas (Nakano *et al.* 2007; Ricci, Montelpare 2005; Ricci *et al.* 2007; Zhang *et al.* 2008). Šis reiškinys dažniausiai nepageidaujamas, o aviacijoje net žalingas ir pavojingas (Schlichting, Gersten 2006).

Sparno profilių projektuotojai stengiasi sumažinti profilinį pasipriešinimą išlaikant laminarųjį srautą kuo ilgiau, bet paskui reikia išvengti srauto atsiskyrimo, kuris padidina profilinį pasipriešinimą (Rist, Augustin 2006). Keičiantis atakos kampui, slėgis viršutiniame paviršiuje keičiasi taip, kad, parinkus tinkamą viršutinio kontūro formą, galima kontroliuoti laminariojo pasienio sluoksnio atitrūkimo tendenciją (Pifer, Bramesfeld 2012). Tokiu būdu galima išvengti arba bent sumažinti srauto atsiskyrimą, kad jis nesukeltų papildomo pasipriešinimo. Profilio apačioje slėgio kitimo priklausomybė nuo atakos kampo yra kitokia. Todėl profilių projektuotojai naudoja dirbtinį trikdį, kuris gali sukelti priverstinį

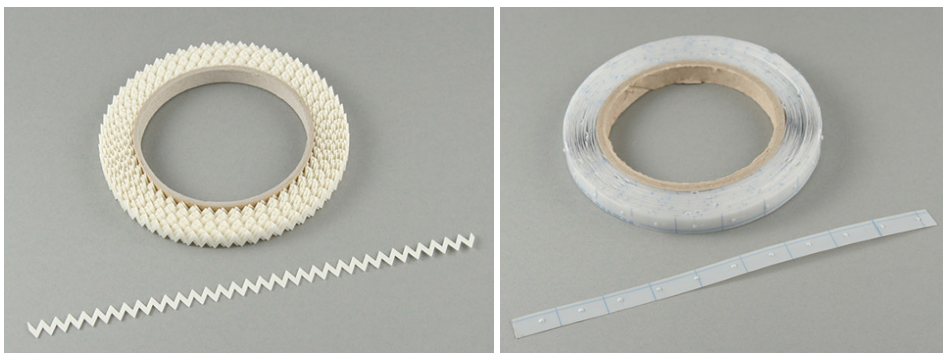
virsmą. Nenaudojant dirbtinio trikdžio, laminarusis srautas atsiskirtų sukeldamas papildomą pasipriešinimą. Nors dirbtinis trikdys gali neleisti atsirasti laminariojo atsiskyrimo burbului, tačiau būtina įvertinti, kad dėl jo atsiradęs papildomas trinties pasipriešinimas būtų mažesnis nei dėl laminariojo atsiskyrimo burbulo atsiradęs papildomas pasipriešinimas (Lyon *et al.* 1997a).

1.5. Dirbtiniai trikdžiai

Papildomo pasipriešinimo, kurį sukelia laminariojo atsiskyrimo burbulas, galima išvengti sumažinus arba visiškai panaikinus šį burbulą. Tai galima padaryti dviem būdais – natūraliu virsmu, taip pakeičiant profilio geometriją, kad virsmas įvyktų prieš burbulo atsiradimo vietą ir priverstiniu virsmu, kurį sukelia dirbtinis trikdys. Šis dirbtinis trikdys dažniausiai pritvirtinimas prieš laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymo vietą ir gali iškart sukelti virsmą į turbulentinį srautą.

Deja, bet nėra bendros dirbtinių trikdžių klasifikacijos. Labai plačiai juos bandė suklasifikuoti Morkovin (1985). Kiti autoriai išskiria valdomus ir nevaldomus trikdžius (Ricci *et al.* 2011; Jahanmiri 2011; Genc 2013), bet visiškai neįvertina skirtingos šių dirbtinių trikdžių fizikinės prasmės. Vis dėlto dirbtinius trikdžius reikėtų klasifikuoti į mechaninius, pneumatinius ir akustinius.

Mechaniniai trikdžiai (1.5 pav.) yra paprasčiausi ir ekonomiškiausi (Ricci *et al.* 2007). Dažniausiai jie pritvirtinami (priklijuojami) prie sparno profilio paviršiaus kaip paprasčiausia tiesi lipni juostelė (kitai vadinami dvimačiais). Taip pat jie gali būti įvairių formų – kaip zigzago tipo juostelė arba vienodai išdėstyti pavieniai iškilmimai (trimačiai) (1.5 pav.). Esant mažiems Reinoldso skaičiams kaip mechaninis trikdys gali būti naudojamas švitrinis popierius, įvairios vielelės, silicio granulės ir pan. (Rona, Soueid 2010).



1.5 pav. Mechaniniai trikdžiai (<http://www.theaerodyne.com/>)
Fig. 1.5. Mechanical turbulators (<http://www.theaerodyne.com/>)

Eksperimentiniai tyrimai Delft technologijos universitete parodė, kad zig-zago tipo trikdys pritvirtintas prieš atsiskyrimo burbulo susidarymo vietą yra daug efektyvesnis nei paprasta tiesi juostelė (Simons 1999). Todėl dažniausiai naudojamos zig-zago tipo juostelės (Flandro *et al.* 2012), kurias gamintojai gamina įvairių dydžių. Šios juostelės priklijuojamos tose paviršiaus vietose, kur norima, kad sukeltų turbulentinį virsmą (pvz., prie sklandytuvo eleronų arba užsparnio atsilenkimo linijos).

Optimaliai parinktas dirbtinis trikdys gali panaikinti laminariojo atsiskyrimo burbulą net be padidėjusio pasipriešinimo. Deja, atsiskyrimo burbulo dydis ir vieta turi tendenciją kisti priklausomai nuo atakos kampo ir Reinoldso skaičiaus (Ricci *et al.* 2007). Tuomet fiksuotas mechaninis dirbtinis trikdys yra kompromisas tarp kintančių skrydžio sąlygų.

Mechaninių dirbtinių trikdytųjų efektyvumas taip pat priklauso ir nuo jo minimalaus storio (Lyon *et al.* 1997a). Dirbtinio trikdytūjos storis turi būti pakankamas, kad sukeltų virsmą, bet negali būti per storas, kad nesukeltų papildomo pasipriešinimo. Šis storis priklauso nuo trikdytūjos tvirtinimo vietos, nes tostant nuo sparno noselės pasienio sluoksnio storis didėja. Reinoldso skaičius, taip pat veikia pasienio sluoksnio storį: esant tai pačiai profilio stygai didelis Reinoldso skaičius lems plonesnį pasienio sluoksnį nei mažesnis Reinoldso skaičius. Deja, bet nėra mokslinės literatūros apie dirbtinio trikdytūjos efektyvumo priklausomybę nuo jo storio sklandytuvų sparnų profilių Reinoldso skaičių diapazone.

Procesas, kuriuo mechaninis trikdys sukelia pasienio sluoksnio virsmą, nėra dar pakankamai gerai suprantamas, tačiau aišku, kad dirbtiniai trikdytūjos sukuria sūkurius arba verpetus (sūkurines bangas), kurie sukelia virsmą (Flandro *et al.* 2012). Toks nepakankamas supratimas lemia šių trikdytųjų optimizavimo sunkumą. Be to, vienam profiliui optimizuota konkretaus dirbtinio trikdytūjos forma gali būti visiškai netinkama kitam profiliui (Lyon *et al.* 1997a). Tačiau pagrindinė problema išlieka optimalios tvirtinimo vietos radimas (Lyon *et al.* 1997b).

Kitas metodas, taikomas virsmui sukelti, yra vadinamasis pneumatinis trikdys (Pfenninger, Vemuru 1990), kuris gali būti kontroliuojamas arba automatiškai, arba pasinaudojus nuotolinio valdymo sistema. Toks dirbtinis trikdys žinomas jau gana seniai (Simons 1999).

Pneumatinis trikdys sudarytas iš daugybės vienodai išgręžtų skylučių sparno paviršiuje, kurios reikalingos mažam oro kiekiui išleisti į pasienio sluoksnį. Oro slėgis sparno viduje dažniausiai šiek tiek didesnis nei ant išorinio viršutinio paviršiaus. Todėl oras gali būti išleidžiamas pro skylutes į pasienio sluoksnį (Simons 1999). Jei oro kiekis pakankamas, susidaręs turbulentinis pleištas sukelia virsmą ir taip sumažina profilinį pasipriešinimą. Oro tekėjimas pro skylutes gali būti valdomas Pito vamzdeliais arba slėgio skirtumu tarp viršutinio ir apatinio sparno paviršių. Pagrįstai parinkus skylučių vietą apatiniame sparno paviršiuje, oro kiekis gali būti kontroliuojamas automatiškai ir priklausomai nuo atakos

kampo. Pneumatinių dirbtinių trikdžių trūkumas yra ne tik sudėtingas ir brangus įrengimas, bet ir labai didelis jautrumas dulkėms, purvui ir poliravimo vaškui, kurie gali užkimšti mažas skylutes.

Iš principo tokį patį poveikį galima pasiekti ne tik išpučiant, bet ir siurbiant orą pro kiaurymę iš išorės (Horstmann *et al.* 1984). Deja, nėra pakankamai tai patvirtinančių eksperimentinių rezultatų.

Akustiniai trikdžiai. Tiriant pasienio sluoksnį mažos turbulencijos aerodinaminuose vamzdžiuose pastebėta, kad pasienio sluoksnis yra jautrus triukšmui (garso bangoms) (Simons 1999). Todėl tokį patį poveikį laminariojo atsiskyrimo burbului kaip mechaniniai trikdžiai teoriškai galima pasiekti naudojant garso bangas, turinčias tam tikrą dažnį. Garso bangos gali destabilizuoti pasienio sluoksnį prieš jam atsiskiriant nuo profilio paviršiaus (Ricci *et al.* 2007).

Pagrindinis akustinio trikdžio pranašumas yra galimybė jį naudoti visais skrydžio režimais, kai mechaniniai trikdžiai veiksmingi tik tam tikrose padėtyse (Correa *et al.* 2010). Yarusėvyč *et al.* (2007) eksperimentiniai bandymai parodė, kad galima užvėlinti pasienio sluoksnio atsiskyrimą ir sumažinti srauto atsiskyrimo vietos dydį. Tačiau atlikti tyrimai (Ricci *et al.* 2007; Correa *et al.* 2010; Atobe, Ikeda 2010; Acikel *et al.* 2012; Benton *et al.* 2012) įrodė, kad galima tik sumažinti, o ne visiškai panaikinti laminariojo atsiskyrimo burbulą, nes neegzistuoja konkretus dažnis, kuris gali paveikti virsmą iš laminariojo į turbulentinį srautą. Vis dėlto hipotezė dėl reikiamo garso bangos dažnio, kuris panaikina laminariojo atsiskyrimo burbulą, dar nėra atmesta.

Yra keletas eksperimentinių metodų, kurie taikomi aerodinaminuose vamzdžiuose ir laisvo skrydžio eksperimentuose, įvertinant dirbtinių trikdžių įtaką.

1.6. Eksperimentiniai tyrimai laisvo sklandytuvo skrydžio metu

Sprendžiant aerodinamines problemas labai naudinga eksperimentiškai įgyta informacija (Barlow *et al.* 1999). Profilių aerodinaminės charakteristikos eksperimentiškai tiriamos bandymais aerodinaminuose vamzdžiuose ir laisvo skrydžio metu.

Sparnų profilių eksperimentiniuose tyrimuose labai svarbios yra bandymų sąlygos ir tikslūs matavimo metodai. Matuoti aerodinamines jėgas, veikiančias nejudantį modelį aerodinaminio vamzdžio tyrimo kameroje yra daug lengviau nei tas pačias jėgas matuoti laisvo skrydžio metu (Russo 2011). Todėl paprasčiausias, bet nebūtinai pigiausias būdas – išankstinis būsimųjų orlaivių ar sparno modelių tyrimas, juos apipučiant oro srautu aerodinaminuose vamzdžiuose.

Vis dėlto, šie tyrimai yra labai jautrūs, nes beveik neišvengiama modelį laikančios ar pagalbinės matavimo įrangos įtakos, pvz., aerodinaminio vamzdžio sienelių (Russo 2011). Aerodinaminuose vamzdžiuose įvairūs orlaivių komponentai gali būti bandomi atskirai, arba pašalinant kai kuriuos elementus nuo modelio, taip nesudarant grėsmės skrydžio saugai. Tokie tyrimai santykinai pigesni, juos gana paprasta planuoti, vykdyti ir analizuoti.

Tiriant sparnų profilius aerodinaminuose vamzdžiuose keliamoji jėga nustatoma matuojant slėgio pasiskirstymą profilio paviršiuje arba aerodinaminio vamzdžio sienelės ilgyje virš profilio ir žemiau profilio. Profilio pasipriešinimas nustatomas judesio kiekio metodu, matuojant statinio ir visuminio slėgio pasiskirstymą aerodinaminiamė pėdsake.

Kitas būdas – eksperimentiškai ištirti aerodinamines jėgas laisvo skrydžio metu naudojant skraidančią laboratoriją, kurioje įrengiama tam tikra tyrimų sistema, leidžianti tirti aerodinamines charakteristikas. Tokios laboratorijos yra brangios ir dažniausiai jas turi tik orlaivių projektavimo ir tyrimo gamyklos arba mokslo tyrimo institucijos (Miley 1974; Lowndes 1980; Körner, Horstmann 1987; Horstmann *et al.* 1988; Horstmann *et al.* 1990; Körner 1990; Redeker *et al.* 1990; Ewald *et al.* 1993; Rodzewicz, Sierputowski 2009; Rodzewicz, Głowacki 2012 ir kt.).

Lietuvoje taip pat buvo sukurta ir pagaminta skraidanti laboratorija SL-2P (1.6 pav.) (Lasauskas 1997). Pagrindiniai eksperimentai su skraidančia laboratorija SL-2P buvo atliekami 1988–1991 m. Šie bandymai buvo derinami su profilių skaičiavimais ir eksperimentais CAHI laminariajame aerodinaminiamė vamzdyje (dabar Rusijos Federacija). Rezultatai, gauti su skraidančia laboratorija SL-2P, buvo panaudoti kuriant sklandytuvo LAK-17 sparno profilius. Žiūrint iš šių dienų pozicijos, dar yra rezervų tobulinti šiuos profilius.

Sunkėjant Eksperimentinės sportinės aviacijos gamyklos padėčiai ir mažėjant aerodinamikos tyrimų poreikiui, darbai su skraidančia laboratorija SL-2P buvo nutraukti. Gamyklos sklandytuvų remonto cechą dviliemenį sklandytuvą vėl pertvarkė į du atskirus sklandytuvus, kurie buvo parduoti. Eksperimentinė skraidančios laboratorijos įranga perduota į Lietuvos aviacijos muziejų.

Daug paprasčiau eksperimentinius tyrimus laisvame skrydyje galima atlikti su sklandytuvu, kuriame arba ant jo sparno įrengta tam tikra eksperimentinė įranga. Toks tyrimų būdas taikomas gana dažnai, nes tyrimų kaina priklauso nuo siekiamo tikslo ir naudojamos įrangos. Yra atlikta nemažai įvairių eksperimentinių tyrimų laisvo sklandytuvo skrydžio metu (Peltzer *et al.* 2009; Schreivogel 2010; Souckova *et al.* 2010; Popelka *et al.* 2010, 2011 ir kt.).



1.6 pav. Skraidanti laboratorija SL-2P ore (Lasauskas 1997)

Fig. 1.6. Fly-Lab SL-2P (Lasauskas 1997)

Eksperimentiniai tyrimai laisvo skrydžio metu yra labai svarbūs norint pagerinti sparno aerodinamines charakteristikas (Van Dam 2002). Tokie eksperimentiniai tyrimai ypač tinkami dirbtinio trikdžio efektyvumui nustatyti ir įvertinti užsparnio atsilenkimo įtaką, nes jie labiausiai veikia esamo sparno pasipriešinimą. Taip pat tokie tyrimai reikalingi analizuojant pagaminto sparno aerodinamines charakteristikas su projektavimo rezultatais ir eksperimentais, atliktais aerodinaminiam vamzdyje (Pifer, Bramesfeld 2012). Norint palyginti pagaminto sparno aerodinamines charakteristikas su teoriniais ir eksperimentiniais rezultatais, reikia išmatuoti visą pasipriešinimą. Skirtumų gali atsirasti dėl skirtingų srauto sąlygų laisvo skrydžio metu arba dėl paties sparno formos nukrypimo, atsirandančio dėl gamybos veiksmų ar senėjimo. Idealiausia, kai aerodinamikos inžinieriai gali išmatuoti pasipriešinimą laisvo skrydžio metu su panašiu tikslumu, koks gali būti pasiekiamas gerame aerodinaminiam vamzdyje.

Laisvame sklandytuvo skrydyje dirbtinių trikdžių įtaką galima įvertinti matuojant pasipriešinimą pėdsako tyrimo metodu arba aliejaus plėvelės technika. Taip pat gali būti ir kitokių eksperimentinių rezultatų gavimo būdų, tačiau jie taikomi rečiau arba tinkami tik konkrečiai problemai spręsti. Todėl kiekviena eksperimentinio tyrimo priemonė turi savo pranašumo sritį ir nė viena negali būti vadinama geriausia (Barlow *et al.* 1999).

1.7. Pėdsako tyrimo metodai

Vienas iš profilio pasipriešinimo matavimo metodų yra pėdsako tyrimas (Pifer, Bramesfeld 2012). Pėdsako tyrimo metu galima išmatuoti statinį slėgį ir sumažėjusį visuminį slėgį pėdsake už sparno profilio ir palyginti šias reikšmes su laisvo srauto visuminiu slėgiu. Šis slėgio skirtumas arba, tiksliau tariant, srauto judesio kiekio nuostoliai yra tiesiogiai susiję su profiliniu pasipriešinimu.

Pėdsako tyrimo metodas pagrįstas antruoju Niutono dėsnio, kurį galima suformuluoti paprasčiau – kūną veikiančios jėgos impulsas lygus kūno judesio kiekio pokyčiui. Taip suformuluotą antrąjį Niutono dėsnį patogiau taikyti tada, kai kūno greitis iki sąveikos yra žinomas ir reikia apskaičiuoti jo greitį po sąveikos.

Pėdsako tyrimo metodo principai pirmą kartą buvo suformuluoti Didžiosios Britanijos mokslininko William Froude (Froude 1872), kuris įrodė, kad vandenyje plaukiančio laivo trinties pasipriešinimas gali būti apskaičiuojamas naudojant judesio kiekį. Plėtodamas šią idėją jis apskaičiavo trintį, kuri atitiktų žinomo trinties sluoksnio storį ir padarė prielaidą, kad greičio epiūra trinties ruože yra tiesiška. Tačiau William Froude neišvedė aiškių integralinių formulių, pagal kurias būtų galima tiksliai apskaičiuoti pasipriešinimą.

Aerodinamikoje šis metodas pirmą kartą pritaikytas 1916 m. nagrinėjant plokštelės pasipriešinimą (Taylor 1918). 1925 m. Albert Betz sėkmingai pagrindė integralinę pėdsako išraišką profiliniam pasipriešinimui (Betz 1925). Įrodėdamas šią formulę, jis priėmė srautą kaip nespūdų ir klampų. 1936 m. B. M. Jones pasiūlė naują formulę (Jones 1936). Jis taikė tą pačią prielaidą kaip ir Albert Betz, bet įvedė dar vieną matuojamą plokštumą toli sraute už profilio, kurioje statinio slėgio pokytis yra lygus nuliui.

Nuo to laiko keletas autorių tikslino profilinio pasipriešinimo skaičiavimo metodiką. Po B. M. Jones 1956 m. K. Oswatitsch pasiūlė naują profilio pasipriešinimo nustatymo formulę (Oswatitsch 1956), tačiau tik vienam atvejui – kai keliamoji jėga lygi nuliui. 1972 m. E. C. Maskell pasiūlė savo pasipriešinimo išraišką (Maskell 1973), bet tinkamą tik nespūdžiam srautui.

1990 m. nagrinėdamas trijų matmenų spūdų srautą, J. van der Vooren pasiūlė dar vieną profilinio pasipriešinimo išraišką (Van der Vooren, Slooff 1990; Destarac, Van der Vooren 2004; Van der Vooren 2008), kuri gali būti taikoma trimačiam spūdžiam srautui. Vis dėlto J. van der Vooren gautas rezultatas yra identiškas B. M. Jones (Jones 1936) aprašytam atvejui.

Nagrinėdamas trimatį spūdų srautą ir siekdamas suformuluoti integravimo sumažinimo sritį pėdsake, K. A. Kusunose 1999 m. aprašė dar vieną profilinio pasipriešinimo metodą, pagrįstą maža sutrikdymo prielaida (Kusunose, Crowder 2002; Kusunose *et al.* 2005). Panašią formuluotę išplėtojo ir Case P. van Dam (Van Dam 1999; Chao, Van Dam 1999). K. A. Kusunose formuluotė pagrįsta apibendrintais Betz-Maskell metodais, kurie apima spūdų srautą.

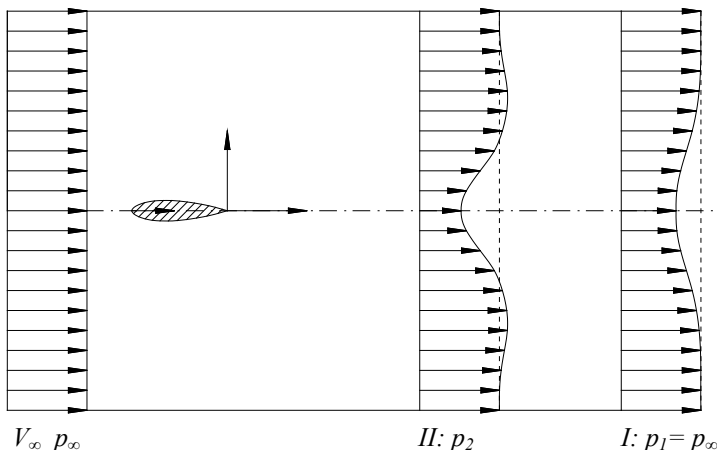
Tuo pačiu metu kaip ir K. A. Kusunose (Kusunose *et al.* 2005), ONERA (Office National d'Etudes et Recherches Aéronautiques – Prancūzijos nacionalinis aeronautikos tyrimų centras) suformulavo ir išplėtojo dar vieną metodą (Bailly, Godard 1999; Meheut, Bailly 2005, 2008). Tai trimatis spūdziojo srauto metodas, paremtas mažų sutrikdymų prielaida. Jų įtaka pasipriešinimui yra identiška kaip ir K. A. Kusunose atveju.

Dar vieną profilinio pasipriešinimo nustatymo metodą pasiūlė B. Lu ir M. B. Bragg (2000, 2002, 2003). Iš esmės jie modifikavo Case P. van Dam metodą (Van Dam 1999) atsižvelgdami į Goldstein (1936) analizę. B. Lu ir M. B. Bragg pasiūlytas metodas supaprastina pasipriešinimo nustatymą netiesiogiai įvertinant turbulencijos įtaką. Taip pat jie apytiksliai įvertino šio metodo paklaidas.

Šie skirtingi profilio pasipriešinimo metodai įrodo, kad galimas skirtingas pasipriešinimo apskaičiavimo išskirstymas, kuris remiasi skirtinga fizikine reikšme (Meheut, Bailly 2008). Vis dėlto dažniausiai taikomas (Jones 1936) pasiūlytas metodas.

Pėdsako tyrimo metodą aprašo daugelis autorių (Goldstein 1965; Schlichting, Truckenbrodt 2001; Houghton, Carpenter 2012; McLean 2013 ir kt.), bet, ko gero, geriausiai jis aprašytas monografijoje (Schlichting 1960).

1.7 paveiksle aplink profilį apibrėžtas kontrolinis paviršius. Kairėje profilio pusėje pavaizduotas laisvo srauto skersinis pjūvis. Čia laisvo srauto greitis V_∞ , statinis slėgis p_∞ ir visuminis slėgis p_0 . Už profilio esančiame II skersiniame pjūvyje, kuriame matavimai atliekami nedideliu atstumu už profilio, statinis slėgis p_2 matuojamoje vietoje skiriasi nuo statinio slėgio nesutrikdytame sraute p_∞ . Skersinis pjūvis I nutolęs nuo profilio tokiu atstumu, kad $p_1 = p_\infty$.



1.7 pav. Judesio kiekio nuostolių radimas iš pėdsako greičių epiūros (Schlichting 1960)

Fig. 1.7. Deduction of loss of momentum from the velocity profile in the wake (Schlichting 1960)

I pjūvio greičių epiūros įdubos plotas išreiškia visuminio slėgio arba judesio kiekio nuostolius. Suintegravus šį plotą galima gauti profilinį pasipriešinimą. Taikant pėdsako tyrimo metodą, išmatuojamas slėgis laisvame sraute ir už profilio, o skirtumas tarp slėgių rodo judesio kiekio nuostolius sraute. Šie nuostoliai įvyksta dėl pasienio sluoksnio sąveikos su profiliu. Nors ir sudėtinga išmatuoti greičius pėdsake, galima pasinaudoti Bernulio lygtimi, kuri išreiškia ryšį tarp greičio, statinio slėgio ir dinaminio slėgio (Anderson 2011):

$$p_0 = p + \frac{\rho V_\infty^2}{2} = p + q. \quad (1.2)$$

Naudojant šį ryšį, visuminio slėgio nuostoliai Δp pėdsake gali būti susiejami su profiliniu pasipriešinimu (Pifer, Bramesfeld 2012):

$$C_D \cong \frac{1}{cq_0} \int_{p_{0\infty}}^{p_0} (p_0 - p) dy. \quad (1.3)$$

Teoriškai slėgio trūkumą pėdsake reikia išmatuoti gana toli už profilio galinio krašto, kad statinis slėgis būtų toks pat kaip laisvame sraute prieš profilį. Dėl vientisumo dėsnio laisvame sraute, statinis ir visuminis slėgiai yra lengvai išmatuojami ir gali būti paimti bet kur laisvame sraute.

Atliekant eksperimentinius tyrimus aerodinaminiam vamzdyje arba laisvo skrydžio metu stengiamasi slėgį išmatuoti kuo arčiau už profilio. Dėl to būtina pakoreguoti pėdsako tyrimo metodiką.

1.8. Pėdsako tyrimo sistemos

Visa pėdsako tyrimo metodika pagrįsta ta pačia teorija. Vienintelis skirtumas yra tik naudojamas slėgio matavimo prietaisas. Dažniausiai naudojamos trys pėdsako tyrimo sistemos (Pifer, Bramesfeld 2012): įprastos pėdsako šukutės, skenavimo zondas ir integruojančios pėdsako šukutės.

Įprastos pėdsako šukutės sudarytas iš eile sudėtų Pito vamzdelių, kurie surenka slėgio duomenis per visą pėdsaką (Goett 1939). Individualus slėgis matuojamas manometru, atskiru slėgio davikliu ar skenavimo vožtuvu. Taip kiekviena slėgio reikšmė pėdsake gali būti tiksliai išmatuota prieš paimant vidurkį. Įprastų pėdsako šukutė pranašumas tas, kad jomis galima aiškiai nustatyti pėdsako aukštį ir formą. Tačiau ši sistema nėra labai patogi, nes jai reikia nemažai įrangos. Atskiri vamzdeliai kiekvienam slėgio zondui ir individualūs slėgio davikliai arba skenavimo vožtuvai neleidžia šios sistemos naudoti sklandytuvo laisvo skrydžio tyrimams.

Skenuojančio zondo atveju (Bicknell 1939; Montoya *et al.* 1974a, 1974b, 1978) mechaninė pavara judina pėdsako tyrimo zondą išilgai pėdsako pločio ir taip leidžia išmatuoti slėgį kiekvienoje pėdsako vietoje. Matavimai gali būti atlikti mažiau nei per 5–10 s priklausomai nuo paties skenavimo mechanizmo. Skenuojančio zondo sistema patogi tuo, kad nereikia kelių slėgio daviklių, o užtenka tik vieno slėgio daviklio. Matavimo tikslumas išlieka toks pat. Taip pat vietoj vieno skenuojančio zondo galima naudoti skenuojančias pėdsako šukutes (Berns 1988). Vis dėlto skenavimo zondo sistema yra sudėtinga, nes zondui tiriant pėdsaką be galo sunku išlaikyti pastovias skrydžio sąlygas. Šiuo atveju slėgio matavimo paklaidas veikia piloto ar sklandytojo patirtis.

Integruojančios pėdsako šukutės yra santykinai paprastesnės, todėl tinkamesnės laisvo skrydžio tyrimams (Johnson 1983, 1989). Integruojančios pėdsako šukutės gana panašios į įprastų pėdsako šukučių sistemą, išskyrus tai, kad individualūs vamzdeliai sujungti į vieną bendrą kolektorių, kuriame slėgis „pneumatiškai“ suvidurkinamas (Althaus 1995). Anot Silverstein ir Katzoff (1940), išlaikant pusiausvyros sąlygas, kolektoriaus slėgis lygus vamzdelių slėgių sumos vidurkiui:

$$p_{0av} = \frac{1}{n} \sum_n p_{0n}, \quad (1.4)$$

čia p_{0av} – visuminis slėgis kolektoriuje; n – pėdsako šukučių vamzdelių skaičius; p_{0n} – kiekvieno vamzdelio visuminis slėgis.

Didelis kolektorius gali iki minimumo sumažinti bet kokius vidinius srautus, kurie priešingu atveju galėtų sukelti matavimo paklaidas, priklausančias nuo laisvo srauto greičio ir atakos kampo.

Integruojančios pėdsako šukutės tvirtinamos ant sparno galinio krašto tam, kad apimtų visą pėdsako plotą. Visi šukučių vamzdeliai turi būti to paties ilgio ir skersmens.

Labiausiai laisvo skrydžio matavimams tinka integruojančios pėdsako šukutės, nes yra santykinai paprastesnės ir gali išmatuoti slėgį visame pėdsake tuo pačiu metu. Srautą skenuojančio zondo sistema laisvo skrydžio metu gali tapti tikru iššūkiu, nes būtina išlaikyti pastovias sparno aptekėjimo sąlygas, kol bus išmatuotas visas pėdsakas. Šiai sistemai reikia nemažai papildomos ir gana sudėtingos įrangos. To nereikia integruojančioms pėdsako šukutėms, o tai yra didelis pranašumas.

1.9. Pirmojo skyriaus išvados ir disertacijos uždavinių formulavimas

1. Tikslusis maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas leidžia tiksliau įvertinti lėktuvo ar sklandytuvo minimalų skrydžio greitį. Taip sudaromos sąlygos įvertinti projektuojamų ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas, profilio tinkamumą sklandytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei.

2. Atlikus literatūros analizę paaiškėjo, kad profilinis pasipriešinimas priklauso nuo laminariojo pasienio sluoksnio ilgio viršutiniame ir apatiniame paviršiuje, nuo to, ar virsmas įvyksta su burbulu, ar be jo, ir nuo to, ar yra turbulentinio pasienio sluoksnio atsiskyrimas prie galinės briaunos.

3. Laminariojo atsiskyrimo burbulą efektyviausia panaikinti arba sumažinti naudojant dirbtinius trikdžius. Tačiau pats dirbtinis trikdys negarantuoja, kad visais skrydžio režimais efektyviai sumažins pasipriešinimą.

4. Atlikus dirbtinių trikdžių analizę pasiūlyta dirbtinių trikdžių klasifikacija. Iš jos paaiškėjo, kad paprasčiausi ir ekonomiškiausi yra mechaniniai trikdžiai. Jų efektyvumas priklauso nuo tvirtinimo vietos ir dirbtinio trikdžio formos. Deja, bet visiškai nėra mokslo tiriamųjų darbų apie dirbtinių trikdžių tvirtinimo vietą ir beveik nėra literatūros, kuria remiantis būtų galima įvertinti, kokia dirbtinio trikdžio forma geriausia.

5. Išanalizavus eksperimentinių tyrimų metodiką, pasirinkti eksperimentiniai tyrimai sklandytuvo laisvo skrydžio metu. Tiriant profilinį pasipriešinimą geriausia taikyti pėdsako tyrimo metodiką. Tam pasirinkta integruojančių pėdsako šukučių sistema, kuri yra santykinai paprastesnė ir gali iškart išmatuoti slėgį visame pėdsake.

Atsižvelgiant į šias išvadas, darbo tikslui pasiekti būtina išspręsti tokius uždavinius:

1. Naudojant skaitinius ir eksperimentinius metodus ištirti ir nustatyti dirbtinių trikdžių formas, tvirtinimo vietos ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos įtaką sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms.

2. Atlikus skaitinius modeliavimus ir eksperimentinius tyrimus, palyginti su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais rezultatais.

3. Ištirti dirbtinių trikdžių efektyvumo didinimo galimybę.

4. Ištirti ir patikslinti maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodo tikslumą esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

Fiksuoto virsmo įtakos profiliniam pasipriešinimui skaitiniai tyrimai

Norint efektyviai skaitiškai tirti profilių aerodinamines charakteristikas, būtina taikyti sparčius ir tinkamus skaitinio modeliavimo metodus. Tai leidžia sumažinti ne tik laiko sąnaudas, bet ir kainą.

Šiame skyriuje išnagrinėti skaitiniai sparno profilio aerodinaminių charakteristikų modeliavimo metodai. Atsižvelgiant į tai, kad nėra vieno efektyvaus skaitinio metodo sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms modeliuoti, atlikti skaitiniai tyrimai su visais metodais, kurie realizuoti įvairiose skaitinėse programose. Aprašytos pasirinktose skaitinėse programose taikomos modeliavimo metodikos. Atlikti skaitiniai tyrimai ir lyginamoji analizė tarp įvairių skaitinių modeliavimo metodų gautų rezultatų.

Iš tyrimo rezultatų nustačius, kuris skaitinio modeliavimo metodas geresnis, juo remiantis atlikti tiriamų sparno profilių aerodinaminių charakteristikų skaitiniai tyrimai. Ištirta laminariojo atsiskyrimo burbulo, fiksuoto laminariojo turbulentinio virsmo ir jo vietos įtaka sparno profiliniam pasipriešinimui.

Šio skyriaus medžiaga paskelbta autoriaus publikacijose (Naujokaitis 2008; Lasauskas, Naujokaitis 2009; Naujokaitis, Lasauskas 2009) ir trijose tarptautinėse bei devyniose respublikinėse konferencijose.

2.1. Skaitiniai sparno profilio aerodinaminių charakteristikų modeliavimo metodai

Profilio aptekėjimas yra sena klasikinė aerodinamikos problema. Ją nagrinėjant sprendžiamas tiesioginis ir atvirkštinis aerodinamikos uždavinys.

Sprendžiant tiesioginį aerodinamikos uždavinį, yra žinoma profilio forma ir esant konkrečioms srauto parametrams – tankiui, klampumui ir atakos kampui, ieškomi srauto parametrai profilio paviršiuje, iš kurių nustatomas profilio keliamosios jėgos koeficientas, pasipriešinimo koeficientas ir momento koeficientas.

Sprendžiant atvirkštinį uždavinį yra žinomos pageidaujamos profilio charakteristikos ir ieškoma forma tokio profilio, kuris turėtų šias charakteristikas. Šis uždavinys ne visada turi sprendinį. Kartais tokio uždavinio sprendinys yra nerealus, pvz. susikertantis profilio kontūras.

Todėl teoriškai profilio aptekėjimas nagrinėjamas taikant skaitinius metodus. Visi sparno profilio analizės klampiajame sraute skaitinio modeliavimo modeliai gali būti išskirti į tris metodų grupes (Drela 1990a):

1. Bendrieji Navjė ir Stokso lygčių sprendimai.
2. Neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos metodai (zoniniai sąveikaujantys metodai).
3. Neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu metodai be sąveikos (zoniniai nesąveikaujantys metodai).

Neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu metodai be sąveikos (zoniniai nesąveikaujantys metodai) (Eppler, Somers 1980; Eppler 1990, 1999, 2006) yra labai spartūs, tačiau juos taikant negalima įvertinti labai svarbaus klampiojo išstūmimo efekto. Tai turi įtakos nustatant formos pasipriešinimą ir keliamąją jėgą esant srauto atitrūkimui.

Šie metodai taip pat netinka, kai profilio srauto aptekėjimas yra artimas garso greičiui, mažam Reinoldso skaičiui ar srauto atitrūkimui. Tokiam aptekėjimui reikia taikyti Navjė ir Stokso arba zoninius sąveikaujančiuosius metodus, kurie gali tiksliai atkurti klampiojo išstūmimo mechanizmo fiziką.

Neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos metoduose išstūmimo efektas išoriniam neklampiajam aptekėjimui yra artimas išstumiamo kūno ar išpūtimo pro paviršių modeliui. Abu šie modeliai atkuria teisingą plono pasienio sluoksnio išstūmimo efektą (Lighthill 1958) ir praktikoje paprastai yra gana tikslius.

Yra nemažai šios grupės metodų, kuriuos tyrė Kusunose *et al.* (1991); Cebeci *et al.* (1992); Cebeci (1993); Le Balleur, Neron (1993); Arnold, Thiele (1994) ir kt. Tikriausiai vienas geriausių zoninių sąveikaujančių tarp klampiojo ir neklampiojo srauto metodų (Van Dam 2002) yra M. Drela pasiūlytas metodas (Drela 1990b; 1993).

Priešingai, bendrieji Navjė ir Stokso lygčių sprendimai modeliuoja išstūmimo efektą tiksliai ir neatsižvelgiant į klampaus sluoksnio storį. Deja, bet Navjė ir Stokso lygčių sprendimai reikalauja nuo šimto iki tūkstančio kartų didesnių skaičiavimo išteklių nei zoniniai metodai ir yra tiesiog per lėti. Pavyzdžiui, taikant zoninius metodus su šiuolaikiniais kompiuteriais užtenka kelių sekundžių ar minučių, kad gautume reikiamus rezultatus, o naudojant Navjė ir Stokso lygtis prireikia kelių valandų ar net dienų.

Atsižvelgiant į tai, kad nėra vieno efektyvaus skaitinio metodo sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms modeliuoti, būtina atlikti skaitinius tyrimus su visais metodais, kurie realizuoti įvairiose skaitinėse programose.

Neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos metodas (zoniniai sąveikaujantys metodai) realizuotas skaitinėse programose XFOIL 6.96 ir RFOIL 1.1; neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu be sąveikos metodas (zoniniai nesąveikaujantys metodai) realizuotas R. Eppler programoje; bendrieji Navjė ir Stokso lygčių sprendimai realizuoti programoje FLUENT 6.3.

2.2. Skaitinio modeliavimo metodika programoje XFOIL

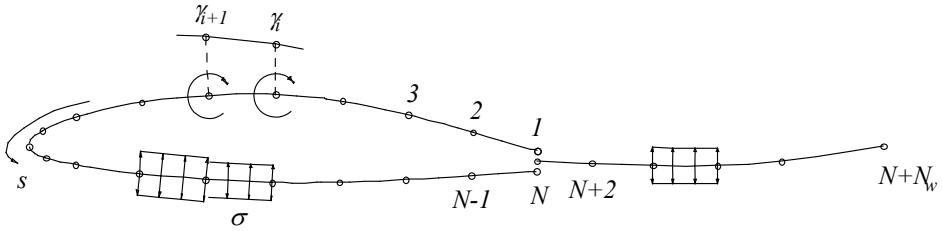
XFOIL – interaktyvioji programa, skirta izoliuotiems sparno profiliams kurti ir analizuoti iki garso greičio (Drela, Giles 1987; Drela 1989, 2003; Drela, Youngreen 2001).

Pradiniai duomenys yra profilio geometrija ir aptekėjimo sąlygos: atakos kampas ir Reinoldso skaičius. Programoje XFOIL apjungta keletas skaičiavimo metodų: potencialiniame sraute ypatybių metodas, klampiame sraute integralinis pasienio sluoksnio metodas ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos nustatymo metodas. Šių metodų tarpusavio sąveika yra modeliuojama priartėjimų būdu.

2.2.1. Neklampiojo srauto aprašymas

Programoje XFOIL naudojamas ypatybių metodo skaitinis variantas, tai yra atkarpų metodas.

Profilio kontūras ir pėdsako trajektorija sudalijami tiesiomis atkarpomis su N mazgų ant profilio ir N_w mazgų ant pėdsako trajektorijos (2.1 pav.). Kiekvienoje profilio atkarpoje yra išilgai atkarpos tiesiškai kintantis sukuringumas $\gamma_i (1 \leq i \leq N)$. Kiekvienoje profilio ir pėdsako atkarpoje yra pastovaus intensyvumo šaltiniai $\sigma_i (1 \leq i \leq N + N_w - 1)$.



2.1 pav. Profilio ir pėdsako atkarpos (Drela 1989)

Fig. 2.1. Airfoil and wake paneling (Drela 1989)

Kadangi pasienio sluoksnio parametrai turi įtakos išoriniam srautui, skaičiuojama priartėjimų būdu. Esant pirmajam priartėjimui, šaltinių intensyvumas lygus nuliui. Kituose priartėjimuose šaltinių srautu modeliuojamas pasienio sluoksnio ir pėdsako išstūmimo storis. Kiekvienos juostos šaltinių intensyvumas σ_i yra skirtingas (2.1 pav.).

Profilio aptekėjimas gaunamas sumuojant laisvąjį lygiagretųjį srautą, γ intensyvumo sukurių sluoksnio profilio paviršiuje srautą ir σ intensyvumo šaltinių sluoksnio profilio paviršiuje ir pėdsake srautą. Tokio srauto tėkmės funkcija užrašoma taip:

$$\Psi(x, y) = u_\infty y - v_\infty x + \frac{1}{2\pi} \int y(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \theta(s; x, y) ds, \quad (2.1)$$

čia s – koordinatė išilgai sukurių ir šaltinių sluoksnio; r – vektoriaus, esančio tarp koordinatės s ir lauko taško x, y , modulis; θ – impulso netekimo storis.

Jei profilis turi galinę baigtinio storio briauną, tuomet galinės briaunos plyšyje turi būti pastovaus intensyvumo šaltiniai σ_{TE} ir pastovaus intensyvumo sukuriai γ_{TE} .

Tolygiam galinio krašto aptekėjimui turi būti išlaikytos šios sąlygos:

$$\sigma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) \left| \hat{s} \cdot \hat{t} \right|, \quad (2.2)$$

$$\gamma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) \left| \hat{s} \times \hat{t} \right|, \quad (2.3)$$

čia $\hat{t}$ – vektorinis dydis, esantis išilgai profilio galinio krašto.

Profiliui su tiesiomis atkarpomis, lygtis (2.1) srauto tėkmės funkcijai bet kuriame lauko taške (x, y) gali būti išreikiama taip:

$$\begin{aligned}
\Psi(x, y) = & u_{\infty} y - v_{\infty} x + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N+N_w-1} \Psi_j^{\sigma}(x, y) 2\sigma_j + \\
& + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N-1} \Psi_j^{\gamma+}(x, y) (\gamma_{j+1} + \gamma_j) + \Psi_j^{\gamma-}(x, y) (\gamma_{j+1} - \gamma_j) + \\
& + \frac{1}{4\pi} (\Psi_N^{\sigma}(x, y) |\hat{s} \cdot \hat{t}| + \Psi_N^{\gamma+}(x, y) |\hat{s} \times \hat{t}|) (\gamma_1 - \gamma_N)
\end{aligned} \quad (2.4)$$

Srauto tėkmės funkcijos nariai lengvai randami nustačius vietines atkarpų koordinates.

$$\Psi_j^{\gamma+}(x, y) = \bar{x}_1 \ln r_1 - \bar{x}_2 \ln r_2 + \bar{x}_2 - \bar{x}_1 + \bar{y}(\theta_1 - \theta_2); \quad (2.5)$$

$$\Psi_j^{\gamma-}(x, y) = \left[(\bar{x}_1 + \bar{x}_2) \Psi_j^{\gamma+} + r_2^2 \ln r_2 - r_1^2 \ln r_1 + \frac{1}{2} (\bar{x}_1^2 - \bar{x}_2^2) \bar{y} \right] \frac{1}{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}; \quad (2.6)$$

$$\Psi_j^{\sigma}(x, y) = \bar{x}_2 \theta_2 - \bar{x}_1 \theta_1 + \bar{y} \ln \frac{r_1}{r_2}. \quad (2.7)$$

Iš sąlygos, kad visuose profilio kontūro mazguose tėkmės linijos reikšmė būtų pastovi ir lygi Ψ_0 , gaunama tiesinė lygčių sistema:

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \gamma_j - \Psi_0 = -u_{\infty} y_i + v_{\infty} x_i - \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b_{ij} \sigma_j; \quad 1 \leq i \leq N. \quad (2.8)$$

Kai profilių mazgų koordinatės x_i, y_i ir pėdsako mazgų koordinatės yra žinomos, matricų a_{ij} ir b_{ij} elementai yra apibrėžti. Šią lygčių sistemą papildžius Kutta ir Žukovskio galinės briaunos sąlyga

$$\gamma_i + \gamma_N = 0, \quad (2.9)$$

gaunama tiesinė $(N+1) \times (N+1)$ lygčių sistema, iš kurios galima rasti γ_i reikšmes profilio N mazguose ir tėkmės funkcijos Ψ_0 reikšmę.

$$(\gamma_3 - 2\gamma_2 + \gamma_1) - (\gamma_{N-2} - 2\gamma_{N-1} + \gamma_N) = 0. \quad (2.10)$$

Analizuojant profilį, lygčių sistema išsprendžiama dviem atakos kampams, kurie yra 0° ir 90° . Tuomet sūkuringumo intensyvumą profilio kontūro mazguose bet kokiam atakos kampui galima gauti tiesiogiai:

$$\gamma_i = \gamma_{0i} \cos \alpha + \gamma_{90i} \sin \alpha + \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b'_{ij} \sigma_j; \quad 1 \leq i \leq N. \quad (2.11)$$

Kai sūkuringumo lygtyje šaltinių intensyvumas lygus nuliui ($\sigma_i = 0$), iš jos galima tiesiogiai gauti sprendinį neklampiajam srautui, esant bet kuriam atakos kampui. Klampiajame sraute šaltinių intensyvumas iš anksto nežinomas, todėl sūkuringumo lygtį reikia spręsti priartėjimo būdu kartu su pasienio sluoksnio lygtimis.

2.2.2. Klampiojo srauto aprašymas

Laminariajam ir turbulentiniam pasienio sluoksnio srautui buvo išplėtota integralinė dviejų lygčių formuluotė, pagrįsta konservatyvumo dėsniu. Virsmo nustatymas pagrįstas trikdžių amplitudės teorija ir yra įtrauktas ne tik į laminariąją formuluotę, bet ir kaip papildoma lygtis naudojama nagrinėjant turbulentinio srauto savybes.

Dviejų lygčių energijos išekvojimo metodai jau anksčiau buvo taikomi daugelio autorių darbuose, pvz. Le Balleur (1981) ir Whitfield (1978). Tinkamai suformuluotos dviejų lygčių metodų savybės atitinkamai aprašo ploną atsiskyrimo sritį. Vienos lygties metodas, toks kaip Thwaito (pateiktas Cebeci, Bradshaw 1977), negali būti taikomas aprašant atsiskyrusį aptekėjimą, neatsižvelgiant į formos parametro įtaką vietiniam slėgio gradientui.

Esama formuluotė paremta standartinėmis integralinio momento ir kinetinės energijos formos parametro lygtimis:

$$\frac{d\theta}{d\xi} + (2 + H - M_e^2) \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} = \frac{C_f}{2}, \quad (2.12)$$

$$\theta \frac{dH^*}{d\xi} + [2H^{**} + H^*(1 - H)] \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} = 2c_D - H^* \frac{C_f}{2}, \quad (2.13)$$

čia H – formos parametras; H^* – kinetinės energijos formos parametras; H^{**} – tankio formos parametras; M_e – Macho skaičius pasienio sluoksnio riboje; u_e – greitis pasienio sluoksnio riboje; ξ, η – plono šlyties sluoksnio koordinatės; c_D – energijos išekvojimo koeficientas.

Lygtis (2.13) yra lengvai gaunama sujungus standartinę integralinę momento lygtį (2.12) su kinetinės energijos netekimo storio lygtimi:

$$\frac{d\theta^*}{d\xi} + \left(\frac{\delta^{**}}{\theta^*} + 3 - M_e^2 \right) \frac{\theta^*}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} = 2c_D, \quad (2.14)$$

čia δ^* – išstūmimo storis; θ^* – kinetinės energijos netekimo storis.

Uždarumas. Užbaigiant integralines pasienio sluoksnio lygtis (2.12) ir (2.13), galima tarti, kad yra funkcinė priklausomybė:

$$H^* = H^*(H_k, M_e, \text{Re}_\theta), \quad H^{**} = H^{**}(H_k, M_e), \quad (2.15)$$

$$C_f = C_f(H_k, M_e, \text{Re}_\theta), \quad c_D = c_D(H_k, M_e, \text{Re}_\theta), \quad (2.16)$$

čia Re_θ – impulso netekimo storio Reinoldso skaičius; H_k – kinematinis formos parametras, nustatomas, kai tankis pastovus visam pasienio sluoksniui. Tuomet tarpusavio ryšys tarp lygčių (2.15) ir (2.16) apibrėžiamas nustatant greičio epiūros formą. Čia naudotą kinematinį formos parametą H_k galima nustatyti pagal Whitfield (1977) iš adiabatinio aptekėjimo ore:

$$H_k = \frac{H - 0,290M_e^2}{1 + 0,113M_e^2}. \quad (2.17)$$

Laminarusis uždarumas. Ryšys tarp lygčių (2.15) ir (2.16) gali būti nustatytas iš keleto epiūrų šeimų. Laminariajam aptekėjimui esama formuluotė panaudoja Falknerio ir Skano vieno parametro profilių šeimą, kad būtų galima nustatyti toliau esančius ryšius:

$$H^* = 1,515 + 0,076 \frac{(4 - H_k)^2}{H_k}, \quad H_k < 4, \quad (2.18)$$

$$H^* = 1,515 + 0,040 \frac{(H_k - 4)^2}{H_k}, \quad H_k > 4, \quad (2.19)$$

$$\text{Re}_\theta \frac{C_f}{2} = -0,067 + 0,01977 \frac{(7,4 - H_k)^2}{H_k - 1}, \quad H_k < 7,4, \quad (2.20)$$

$$\text{Re}_\theta \frac{C_f}{2} = -0,067 + 0,022 \left(1 - \frac{1,4}{H_k - 6} \right)^2, \quad H_k > 7,4, \quad (2.21)$$

$$\text{Re}_\theta \frac{2c_D}{H^*} = 0,207 + 0,00205(4 - H_k)^{5,5}, \quad H_k < 4, \quad (2.22)$$

$$\text{Re}_\theta \frac{2c_D}{H^*} = 0,207 + 0,003 \frac{(H_k - 4)^2}{(1 + 0,02(H_k - 4)^2)}, \quad H_k > 4. \quad (2.23)$$

Tankio storio formos parametro H^{**} išraiška turbulentiniam aptekėjimui gali būti nustatoma remiantis Whitfield (1978). Ši išraiška taip pat tinka ir lami-

nariajam aptekėjimui. Pagrįsta, kad formos parametras H^{**} turi gana mažą įtaką aptekėjimui artimam garso greičiui ir visiškai nereikšminga mažam ikigarsiniam greičiui:

$$H^{**} = \left(\frac{0,064}{H_k - 0,8} + 0,251 \right) M_e^2. \quad (2.24)$$

Turbulentinis uždarumas. Turbulentinio uždarumo ryšiai esamai formuluotei įgyjami naudojant paviršiaus trinties pasipriešinimo ir greičio profilio formules (Swafford 1983):

$$F_c C_f = 0,3e^{-1,33H_k} \left[\log_{10} \left(\frac{\text{Re}_\theta}{F_c} \right) \right]^{-1,74-0,31H_k} + \\ + 0,00011 \left[\tanh \left(4 - \frac{H_k}{0,875} \right) - 1 \right], \quad (2.25)$$

čia

$$F_c = (1 + 0,2M_e^2)^{1/2}. \quad (2.26)$$

$$\frac{u}{u_e} = \frac{u_\tau}{u_e} \frac{s}{0,09} \arctan(0,09y^+) + \left(1 - \frac{u_\tau}{u_e} \frac{s\pi}{0,18} \right) \tanh^{1/2} \left[a \left(\frac{\eta}{\theta} \right)^b \right], \quad (2.27)$$

kai

$$\frac{u_\tau}{u_e} = \left| \frac{C_f}{2} \right|^{1/2}, \quad s = \frac{C_f}{|C_f|}, \quad y^+ = \frac{u_\tau}{\frac{\mu_e}{\rho_e}} \eta, \quad (2.28)$$

čia u_τ – šlyties greitis prie paviršiaus; μ_e – klampumas pasienio sluoksnio riboje; ρ_e – tankis pasienio sluoksnio riboje.

a ir b – nekintami dydžiai, gaunami netiesiogiai pakeičiant lygybę (2.28) į standartines impulso netekimo ir išstūmimo storio išraiškas.

Naudojant lygybę (2.28) įgyjami ryšiai tarp H^* , H_k ir Re_θ :

$$H_k = 1,505 + \frac{4}{\text{Re}_\theta} + \left(0,165 - \frac{1,6}{\text{Re}_\theta^{1/2}} \right) \frac{(H_0 - H_k)^{1,6}}{H_k}, \quad H_k < H_0, \quad (2.29)$$

$$H_k = 1,505 + \frac{4}{\text{Re}_\theta} + (H_k - H_0) \times \left[\frac{0,04}{H_k} + \frac{0,007 \log \text{Re}_\theta}{\left(H_k - H_0 + \frac{4}{\log \text{Re}_\theta} \right)^2} \right], \quad H_k > H_0 \quad (2.30)$$

čia

$$H_0 = 4, \quad \text{Re}_\theta < 400, \quad (2.31)$$

$$H_0 = 3 + \frac{400}{\text{Re}_\theta}, \quad \text{Re}_\theta > 400. \quad (2.32)$$

Energijos išekvojimo koeficientas c_D yra išreiškiamas kaip paviršiaus ir pėdsako sluoksnių suma:

$$c_D = \frac{C_f}{2} U_s + C_\tau (1 - U_s). \quad (2.33)$$

Šlyties įtempimų koeficientas C_τ yra šlyties įtempių matas pėdsako sluoksnyje, o U_s – ekvivalentiškai normalizuotas sienelės poslinkio greitis, išreiškiamas šia formule:

$$U_s = \frac{H^*}{2} \left(1 - \frac{4}{3} \frac{H_k - 1}{H} \right). \quad (2.34)$$

Kiekvienas iš dviejų narių c_D išraiškoje (2.33) susideda iš šlyties ir greičio narių. Trinties pasipriešinimo koeficientas C_f priklauso tik nuo vietinio pasienio sluoksniu parametru. Šlyties įtempių koeficientas C_τ nepriklauso nuo vietinių sąlygų ir Reinoldso reikšmės pėdsako sluoksnyje. Žinoma, čia atsižvelgiama į reliatyviai lėtai kintančias sąlygas, ypač esant mažiems Reinoldso skaičiams.

Remiantis Green *et al.* (1977) tyrimais ši lėta reakcija modeliuojama žemiau esančia C_τ lygtimi, kuri faktiškai yra supaprastinta (Bradshaw, Ferriss 1971) šlyties lygties forma:

$$\frac{\delta}{C_\tau} \frac{dC_\tau}{d\xi} = 4,2 \left(C_{\tau_{EQ}}^{1/2} - C_\tau^{1/2} \right). \quad (2.35)$$

Nominalusis pasienio sluoksnio storis δ ir pusiausvyros šlyties įtempių koeficientas $C_{\pi Q}$ yra nustatomi iš toliau esančių priklausomybių:

$$\delta = \theta \left(3,15 + \frac{1,72}{H_k - 1} \right) + \delta^*, \quad (2.36)$$

$$C_{\pi Q} = H^* \frac{0,015 (H_k - 1)^3}{1 - U_s \frac{H^2}{H_k^2}}. \quad (2.37)$$

Energijos išekvojimo koeficiento lygtis (2.33), poslinkio greičio lygtis (2.34) ir pusiausvyros šlyties įtempių priklausomybė (2.37) gaunamos iš gerai žinomų $G - \beta$ pusiausvyros pasienio sluoksnio padėties (Clauser 1954) postulataų. Empirinė $G - \beta$ priklausomybė:

$$G = 6,7 \sqrt{1 + 0,75\beta}, \quad (2.38)$$

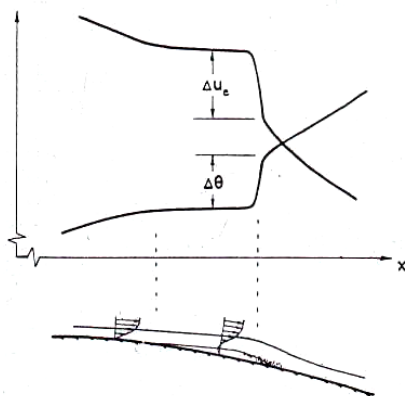
čia

$$G \equiv \frac{H_k - 1}{H_k} \frac{1}{\sqrt{\frac{C_f}{2}}}, \quad \beta \equiv -\frac{2}{C_f} \frac{\delta^*}{u_e} \frac{du_e}{d\xi}. \quad (2.39)$$

Turbulentinio pasienio sluoksnio ar pėdsako nuokrypis nuo pusiausvyros padėties (2.38) pataisomas lygtimi (2.35). Kai aptekėjimas keičiasi lėtai C_τ artėja prie $C_{\pi Q}$ ir empirinis uždaro ryšys grįžta į savo pusiausvyros formą.

Pagrindinės integralinės lygybės (2.12) ir (2.13) ir visi turbulentinio uždaro ryšiai tinka laisvam srautui, kai trinties pasipriešinimo koeficientas C_f yra lygus nuliui. Taigi esamoje formuluotėje turbulentinis pėdsakas natūraliai laikomas kaip du pasienio sluoksniai be sienelių įtempio. Laminarusis pėdsakas nesusiformuoja esant aerodinaminiam aptekėjimui, todėl čia jis nenagrinėjamas.

Virsmas. Pagrindinė problema, analizuojant mažo Reinoldso skaičiaus profilus, yra tikslus virsmo nustatymas. Ši virsmo vieta atsiskyrimo burbulė smarkiai nulemia burbulo dydį ir su juo susijusius nuostolius. Tipinis atsiskyrimo burbulas charakterizuojamas greičiu u_e pasienio sluoksnio riboje ir impulso netekimo storiu – θ . Prisijungus laminariajam burbului šios reikšmės pakinta dydžiais Δu_e ir $\Delta \theta$ (2.2 pav.).



2.2 pav. Pokytis ties burbulo prisijungimu (Drela, Giles 1987)

Fig. 2.2. Jumps at bubble reattachments (Drela, Giles 1987)

Lygtis, kuri susieja pokytį, yra lengvai įgyjama integruojant integralinę momento lygtį (2.12) virš šio mažo srauto nuotolio $\Delta\xi$, nepaisant trinties pasipriešinimo koeficiento C_f :

$$\frac{\Delta\theta}{\theta} \cong -(2 + H - M_e^2) \frac{\Delta u_e}{u_e}. \quad (2.40)$$

Ši lygtis rodo, kad didelis pirminio formos parametro H prisijungimas sukelia didelį impulso netekimo storio pokytį. Kai H labai staigiai išauga atsiskyrimo burbulo laminariojoje dalyje, tuomet iš lygties (2.40) aišku, kad impulso netekimo storio pokytis taps jautresnis burbulo ilgiui ir tiksliai virsmo vietai pačiame burbule. Kadangi profilio pasipriešinimas yra tiesiogiai veikiamas bet kokio impulso netekimo storio pokyčio, tikslus ir patikimas virsmo nustatymo metodas yra būtinas kiekybiniam pasipriešinimui nustatyti mažo Reinoldso skaičiaus profilams su atsiskyrimo burbulu.

Taikant šį metodą taikoma trikdžių amplitudžių augimo teorija, paremta Orro ir Sommerfeldo lygtimi, kuri iš tikrųjų yra e^9 metodas, išplėtotas Smith, Gamberoni (1956) bei Van Ingen (1956). Remiantis šiuo e^9 metodu, galima daryti prielaidą, kad virsmas įvyksta, kai nepastoviausia Tollmieno ir Schlichtingo banga pasienio sluoksnyje išauga esant toms pačioms aplinkybėms. Dažniausiai tariama, kad $e^9 \cong 8100$. Norint apskaičiuoti šį trikdžių didėjimo veiksnį, sutrikdymo augimo greitis turi būti susijęs su vietinio pasienio sluoksnio parametrais. Naudojant Falknerio ir Skano epiūrų šeimą, Orro ir Sommerfeldo lygtis gali būti išspręsta naudojant trikdžių amplitudžių didėjimo kreivės formos parametrus ir nepastoviams dažniam.

Gleyzes *et al.* (1985) nustatė, kad integruoto dažnio gaubiančiosios yra artimos tiesioms linijoms:

$$\tilde{n} = \frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta}(H_k) [\text{Re}_\theta - \text{Re}_{\theta_0}(H_k)], \quad (2.41)$$

čia $\tilde{n}$ – trikdžių augimo kintamasis virsmo metu.

Santykis $d\tilde{n}/d\text{Re}_\theta$ ir kritinis Reinoldso skaičius Re_{θ_0} gali būti išreikšiami lygybėmis:

$$\frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta} = 0,01 \left\{ [2,4H_k - 3,7 + 2,5 \tanh(1,5H_k - 4,65)]^2 + 0,25 \right\}^{1/2}; \quad (2.42)$$

$$\log_{10} \text{Re}_{\theta_0} = \left(\frac{1,415}{H_k - 1} - 0,489 \right) \tanh \left(\frac{20}{H_k - 1} - 12,9 \right) + \frac{3,295}{H_k - 1} + 0,44. \quad (2.43)$$

2.3 paveiksle parodyta, kad gaubiančiosios randamos naudojant abi lygtis su tikromis trikdžių didėjimo kreivėmis.

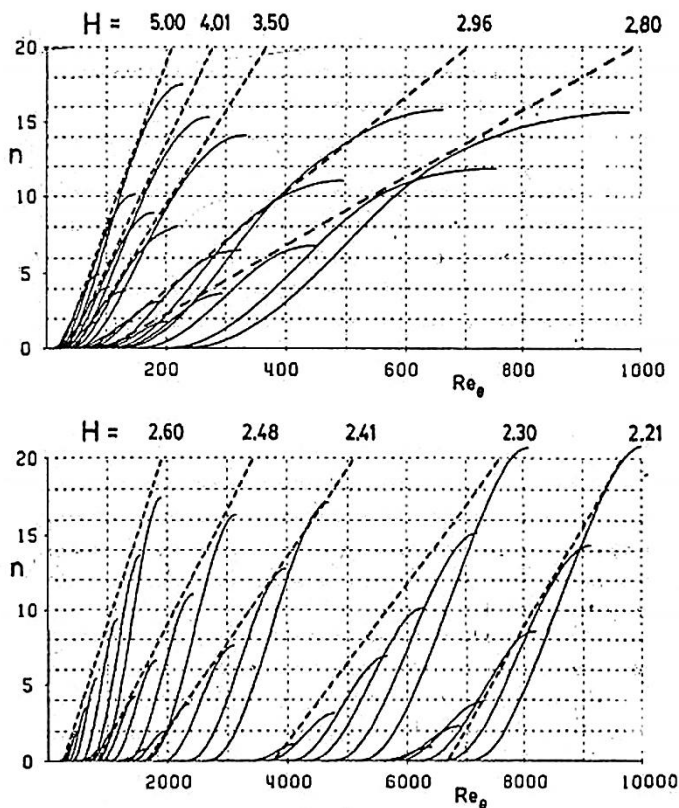
Paprastam aptekėjimui kinematinis formos parametras H_k yra pastovus, o impulso netekimo storio Reinoldso skaičius Re_θ yra specifiskai susietas su srauto koordinate ξ . Taigi lygtis (2.41) tiesiogiai išreiškia amplitudės santykį $\tilde{n}$ kaip koordinatės ξ funkciją. Tariaama, kad virsmas įvyksta, kai $\tilde{n} = 9$. Nepanašiams aptekėjimams trikdžių amplitudė skaičiuojama integruojant vietinio srauto trikdžių amplitudę iš nestabilaus taško.

Gleyzes *et al.* (1985) integravo santykio lygybę (2.42):

$$\tilde{n} = \int_{\text{Re}_{\theta_0}}^{\text{Re}_\theta} \frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta} d\text{Re}_\theta. \quad (2.44)$$

Tai paaiškina, kad lygtis (2.44) nėra tinkama nustatant virsmą atsiskyrimo burbule dėl impulso netekimo storio Reinoldso skaičius Re_θ didelio pasikeitimo prie visų tipinio burbulo laminarijų vietų. Taigi lygtis (2.44) klaidingai teigia, kad atsiskyrimo burbule įvyksta tik labai mažas amplitudžių didėjimas. Daug geriau integruoti trikdžių amplitudžių didėjimo dažnį naudojant keletą pagrindinių Falknerio ir Skano epiūrų šeimos savybių. Trikdžių amplitudžių didėjimo dažnis atsižvelgiant į koordinatės ξ funkciją nustatomas taip:

$$\frac{d\tilde{n}}{d\xi} = \frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta} \frac{d\text{Re}_\theta}{d\xi} = \frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta} \frac{1}{2} \left(\frac{\xi}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} + 1 \right) \frac{\rho_e u_e \theta^2}{\mu_e \xi} \frac{1}{\theta}. \quad (2.45)$$



2.3 pav. Orr ir Sommerfeldo trikdžių amplitudžių didėjimo kreivės (Drela, Giles 1987)

Fig. 2.3. Orr–Sommerfeld spatial amplification curves (Drela, Giles 1987)

Naudojant empirinius ryšius:

$$\frac{\rho_e u_e \theta^2}{\mu_e \xi} \equiv l(H_k) = \frac{6,54 H_k - 14,07}{H_k^2}, \quad (2.46)$$

$$\frac{\xi}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} \equiv m(H_k) = \left(0,058 \frac{(H_k - 4)^2}{H_k - 1} - 0,068 \right) \frac{1}{l(H_k)}, \quad (2.47)$$

trikdžių amplitudė, atsižvelgiant į koordinatės ξ funkciją, išreiškiama kaip kinematinio formos parametro H_k ir impulso netekimo storio θ funkcija:

$$\frac{d\tilde{n}}{d\xi}(H_k, \theta) = \frac{d\tilde{n}}{d\text{Re}_\theta}(H_k) \frac{m(H_k) + 1}{2} l(H_k) \frac{1}{\theta}. \quad (2.48)$$

Tiksli amplitudės santykio $\tilde{n}$ išraiška įgauna tokią formą:

$$\tilde{n}(\xi) = \int_{\xi_0}^{\xi} \frac{d\tilde{n}}{d\xi} d\xi, \quad (2.49)$$

čia ξ_0 – taškas, kuriame $Re_{\theta} = Re_{\theta 0}$.

Esamoje formuluotėje lygtis (2.49) nėra naudojama tiesiogiai. Vietoj to diferencialinė forma (2.48) yra diskretizuota ir išspręsta kaip dalis globalios Niutono sistemos. Taip $\tilde{n}$ yra laikomas kaip dar vienas pasienio sluoksnio kintamasis. Tai svarbu patikimai ir greitai skaičiuojant, kai amplitudės didėjimo lygtis (2.48) yra sujungta su integralinėmis pasienio sluoksnio lygtimis (2.12) ir (2.13) tame pačiame atsiskyrimo burbule.

Programoje XFOIL išsprendus sukuringumo lygčių sistemą priartėjimo būdu kartu su pasienio sluoksnio lygtimis, gaunamas slėgio koeficiento kitimas profilio paviršiuje.

Keliamosios jėgos ir momento koeficientai skaičiuojami tiesiogiai integruojant slėgį profilio paviršiuje. Pasipriešinimo koeficientas skaičiuojamas pagal Squirro ir Youngo formulę ne profilio galinėje briaunoje, bet paskutiniame aerodinaminio pėdsako taške.

2.3. Skaitinio modeliavimo metodika programoje RFOIL

Profilių charakteristikų analizei taip pat naudojamas Delft technologijos universiteto profilių kūrimui modifikuotas skaitinės modeliavimo programos XFOIL 5.4 versijos programinis paketas. Ši modifikuota programa buvo pavadinta RFOIL (Timmer, Rooij 2003).

Šios programos modifikavimo tikslas – išplėsti XFOIL programinį paketą, kuris galėtų įvertinti sukimosi efektą profilio charakteristikoms. Pirmiausia buvo sustiprinta dviejų dimensijų maksimalios keliamosios jėgos įtaka profilio charakteristikoms. Skaitinis stabilumas turbulentiniam pasienio sluoksniui buvo pasiektas panaudojus Schlichtingo greičio epiūras vietoj Swaffordo. Be to, buvo pritaikytas šlyties koeficientas Greeno turbulentinio pasienio sluoksnio modelio lygtyse, o nukrypimas nuo pusiausvyros aptekėjimo buvo sujungtas su pasienio sluoksnio formos parametru (Rooij 1996).

Timmer ir Rooij (2003) pateikė profilio aerodinaminių charakteristikų skaičiavimus su programomis XFOIL ir RFOIL. Rezultatai kiek skiriasi, tačiau poliarės ir keliamosios jėgos priklausomybės nuo atakos kampo kinta panašiai.

2.4. Skaitinio modeliavimo metodika R. Eppler programoje

Richard Eppler metodas plėtojamas jau daugiau kaip 45 metus (Eppler, Somers 1980; Eppler 1990, 1999, 2006). Jis sujungia atkarpų metodą neklampiajame sraute aplink profilį ir integralinį pasienio sluoksnio metodą. Tai labai efektyvus metodas, kuris taikomas, kai Reinoldso skaičius kinta nuo 3×10^4 iki 5×10^7 . Šiame R. Eppler metode spūdumo pataisa greičio pasiskirstymui galioja tol, kol aptekėjimas tampa viršgarsinis.

Profilio analizei neklampiajame sraute taikomas atkarpų metodas su paraboliniu sukurių pasiskirstymu. Atkarpų geometrija apibrėžiama profilio koordinatėmis, kurias užrašo vartotojas. Aptekėjimo savybės, kai linijinis tangentinis greitis lygus nuliui, skaičiuojamos kiekvienai profilio koordinatei (atkarpų pabaigos taškuose, o ne viduryje). Tuomet analizuojama prie dviejų atakos kampų – 0° ir 90° . Norimam atakos kampui aptekėjimas apskaičiuojamas iš šių dviejų sprendinių superpozicijos principu. Visas šis procesas nereikalauja jokių kraštinių sąlygų ar profilio koordinatų glotninimo, nes visiškai pakanka originalių profilio koordinatų. Tačiau, norint gauti tikslesnius rezultatus, galima tarp koordinatų įterpti papildomus taškus.

Laminarusis turbulentinis pasienio sluoksnis apskaičiuojamas naudojant integralines judesio kiekio ir energijos lygtis. Apytiksliai gauti sprendiniai iš laminariojo pasienio sluoksnio puikiai sutampa su tiksliaisiais sprendiniais. Turbulentinis pasienio sluoksnio metodas pagrįstas trinties pasipriešinimo, energijos išsikvojimo ir formos parametro dėsniais. Atsiskyrimas nustatomas remiantis formos parametru, kuris pagrįstas energijos ir impulso netekimo storiu. Tačiau šis formos parametras turi priešingą kryptį nei formos parametras, kuris paremtas išstūmimo ir impulso netekimo storiu.

Pradinėje programos versijoje laminariajam turbulentiniui virsmui buvo naudojamas empirinis vietinis kriterijus, kuris susideda iš Reinoldso skaičiaus, pagrįsto vietinėmis sąlygomis bei impulso netekimo storiu ir formos parametru. Vėliau buvo pritaikytas naujas empirinis virsmo kriterijus, kuris atsižvelgė į nestabilaus pasienio sluoksnio istoriją. Dabartinėje programos versijoje naudojamas e'' kriterijus pagal individualius dažnius. Keliamosios jėgos ir momento koeficientai nustatomi iš neklampiojo srauto. Tuomet šiems koeficientams pritaikoma klampumo pataisa ir įvedama keliamosios jėgos koeficiento pataisa dėl srauto atsiskyrimo. Taip pat galima įvertinti pasienio sluoksnio išstūmimo efekto greičio pasiskirstymą keliamosios jėgos ir momento koeficientams. Pasienio sluoksnio charakteristikos galiniuose atkarpų taškuose naudojamos apskaičiuojant profilio pasipriešinimo koeficientą pagal Squire ir Youngo formulę. Paprastai teorinis nustatymas puikiai sutampa su eksperimentiniais tyrimais.

2.5. Skaitinio modeliavimo metodika programoje FLUENT

Turbulentinis srautas charakterizuojamas kintamu greičių lauku. Šie kitimai maišosi pernešdami tokius dydžius, kaip judesio kiekis, energija ir kt. Kadangi šie kitimai gali būti labai maži, bet dažnai pasikartojantys, jie yra per daug sudėtingi, kad būtų galima tiesiogiai juos modeliuoti atliekant praktinius inžinerinius skaičiavimus. Vietoj to tikslios pagrindinės lygtys gali būti apibendrintos ir supaprastintos arba neįvertinančios mažų veiksmų įtakos, taip modifikuojant aibę lygčių, kurias paprasčiau išspręsti tiek laiko, tiek kainos atžvilgiu. Vis dėlto modifikuotos lygtys įtraukia papildomus nežinomus kintamuosius dydžius, o turbulencijos modeliai reikalingi nustatant šiuos kintamuosius žinomuose nariuose.

Deja, nėra vieno universalaus turbulentinio srauto modeliavimo metodo, kuris tiktų visoms problemoms ir atvejams spręsti. Turbulentinio srauto modelio pasirinkimas priklauso nuo sraute vykstančių fizikinių procesų, skaičiavimo tikslumo poreikio, turimų skaičiavimo išteklių, modeliavimo laiko sąnaudų ir kitų veiksmų. Todėl renkantis metodą, kuriuo modeliuojamas turbulentinis srautas, būtina suprasti kiekvieno metodo galimybes, pranašumus ir trūkumus.

Programoje FLUENT (6.3 versija) galimi keli turbulencijos modeliai – vienos lygties Spalart-Allmaras, dviejų lygčių $k-\varepsilon$ ir $k-\omega$, ir kiti.

Spalart-Allmaras modelis yra palyginti paprastas vienos lygties metodas (Spalart, Allmaras 1992; Spalart 2000; Spalart, Rumsey 2007), kuris modeliuoja pernešimo lygtis kinematiniam sukurių klampumui. Tai sujungia palyginti naują vienos lygties modelių klasę, kurioje nebūtina skaičiuoti ilgio dydžio, susieto su vietiniu šlyties sluoksnio storio.

Standartinis $k-\varepsilon$ modelis (Launder, Shima 1989) yra pusiau empirinis modelis, pagrįstas pernešimo modelio lygtimis – turbulencijos kinetine energija k ir turbulencijos disipacija ε . Pernešimo modelio turbulencijos kinetinė energija k nustatoma iš tiksliai apibrėžtos lygties, o turbulencijos disipacija ε įgyjama remiantis fizikiniu samprotavimu ir išlaikant mažą panašumą su jo paties matematiškai tikslia kopija. Išvedant $k-\varepsilon$ modelį daroma prielaida, kad srautas yra visiškai turbulentinis, o klampumo įtaka nedidelė. Vėliau šiam modeliui pritaikyta spūdumo korekcija (Kaul 2011).

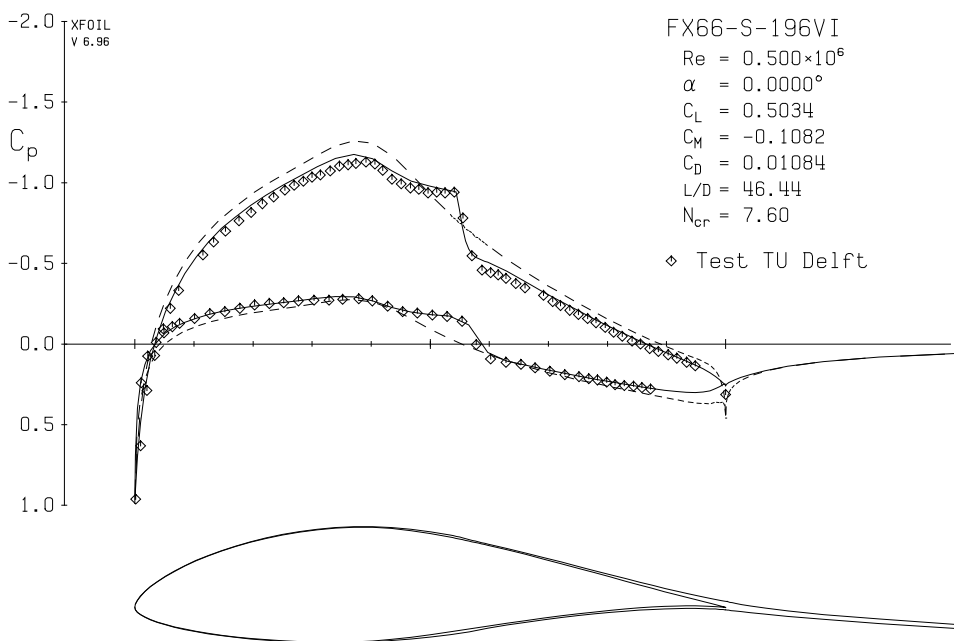
Standartinis $k-\omega$ modelis programoje FLUENT pagrįstas Wilcox $k-\omega$ modeliu (Wilcox 1994, 2006, 2008), kuris įtraukia mažų Reinoldso skaičių įtakos modifikacijas, spūdumą ir šlytį. $k-\omega$ modelis yra empirinis, pagrįstas pernešimo modelio lygtimis – turbulencijos kinetine energija k ir specifiniu disipacijos santykiu ω . Vienas iš šio modelio tikslų – rasti minimalų kritinį Reinoldso skaičių, kuriam esant pradeda formuotis Tolmieno ir Schlichtingo bangos. Vis dėlto šis modelis netinkamas atsiskyrusiam srautui (Shyy *et al.* 2011).

2.6. Laminariojo atsiskyrimo burbulo skaitiniai tyrimai

Pirmiausia atlikti skaitiniai tyrimai, kurių metu buvo siekiama išsiaiškinti, kuris skaitinio modeliavimo metodas tinkamiausias sparno profilio aerodinaminių charakteristikų ir laminariojo atsiskyrimo burbului modeliuoti.

Iš ankstesnių tyrimų rezultatų matyti, kad neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos skaitinio modeliavimo metodika realizuota programoje XFOIL geba sumodeliuoti laminariojo atsiskyrimo burbulą (Naujokaitis, Lasauskas 2009).

2.4 paveiksle parodytas FX 66–S–196 VI profilio slėgio kitimas sumodeliuotas skaitine programa XFOIL (ištisinė linija). Šios reikšmės palygintos su publikuotais eksperimentiniais tyrimais Delft technologijos universiteto uždarojo kontūro aerodinamiame vamzdyje (rombai) (Gooden 1979).



2.4 pav. FX 66–S–196 VI profilio slėgio kitimas, sumodeliuotas skaitine programa XFOIL (ištisinė linija) ir eksperimentiškai gauti rezultatai (rombai) (Gooden 1979), kai $\alpha = 0^\circ$, $Re = 0,5 \times 10^6$, ir $N_{krit} = 7,6$

Fig. 2.4. Calculated by XFOIL code (straight line) and experimentally measured (rhombs) (Gooden 1979) pressure distribution for FX 66–S–196 VI airfoil, when $\alpha = 0^\circ$, $Re = 0,5 \times 10^6$, and $N_{crit} = 7,6$

Iš 2.4 paveikslo matyti, kad skaitiniai rezultatai puikiai sutampa su eksperimentiniais rezultatais. Taip pat matyti, kad XFOIL geba modeliuoti laminarųjį turbulentinį virsmą ir laminariojo atsiskyrimo burbulą.

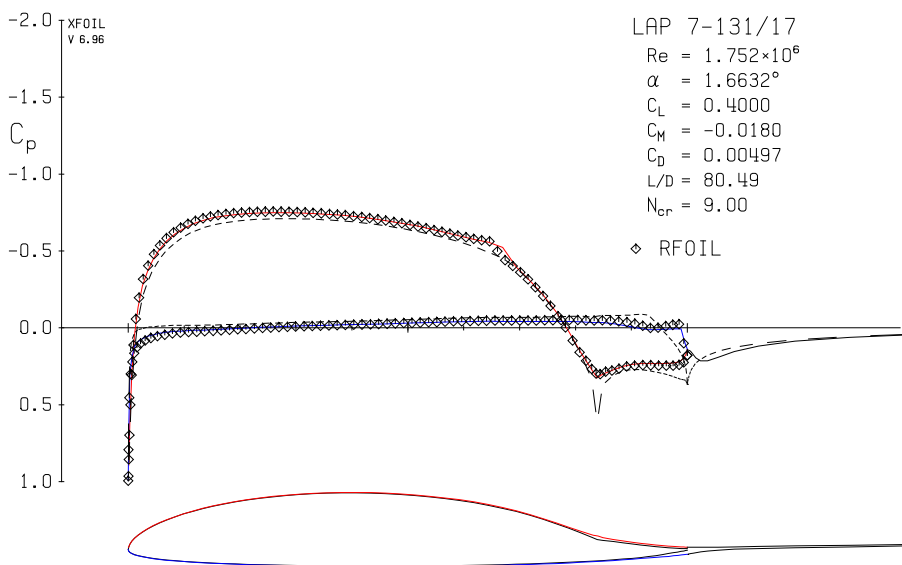
Pagal nustatytuosius parametrus skaitinėje programoje XFOIL visuomet naudojama „standartinė“ e^n metodo reikšmė, kuri lygi $N_{krit} = 9$. Tai sparčiausiai didėjančio dažnio, kuris sukelia virsmą, didėjimo koeficiento logaritmų gaubiamoji. Tinkama šio parametro reikšmė priklauso nuo aplinkoje esančio trikdymo lygio ir imituoja trikdymo įtaką virsmui. Amplitudės kitimas skaičiuojamas nuo profilio paviršiaus vietos, kurioje prasideda nestabilumo sritis. Kai amplitudės didėjimo koeficientas pasiekia kritinę reikšmę, tariama, kad prasideda turbulentinis pasienio sluoksnis. Kritinė n reikšmė nustatoma iš eksperimentų. Todėl šis metodas vadinamas pusiau teoriniu e^n metodu.

Norint, kad gauti skaitiniai rezultatai sutaptų su eksperimentinėmis reikšmėmis, reikia nurodyti fiksuotą virsmo vietą arba pačiam vartotojui parinkti virsmo kriterijaus reikšmę. Šiuo atveju (2.4 pav.), žinant eksperimentinių tyrimų rezultatus, randama, kad virsmas įvyksta, kai $N_{krit} = 7,6$.

Atliekant skaitinius tyrimus programomis XFOIL 6.96, RFOIL 1.1, R. Eppler (2006 m.) programa ir FLUENT 6.3 būtina įvertinti ar skaitinio modeliavimo metodika šiose programose įvertina laminarųjį turbulentinį virsmą ir laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymą. Gauti skaitinio tyrimo rezultatai pateikti 2.5–2.14 paveiksluose, iš kurių matyti LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, gautas programomis XFOIL 6.96, RFOIL 1.1, R. Eppler programa ir FLUENT 6.3. Visi skaitiniai tyrimai atlikti, kai Reinoldso skaičius buvo $Re = 1,752 \times 10^6$, o keliamosios jėgos koeficientas $C_L = 0,4$.

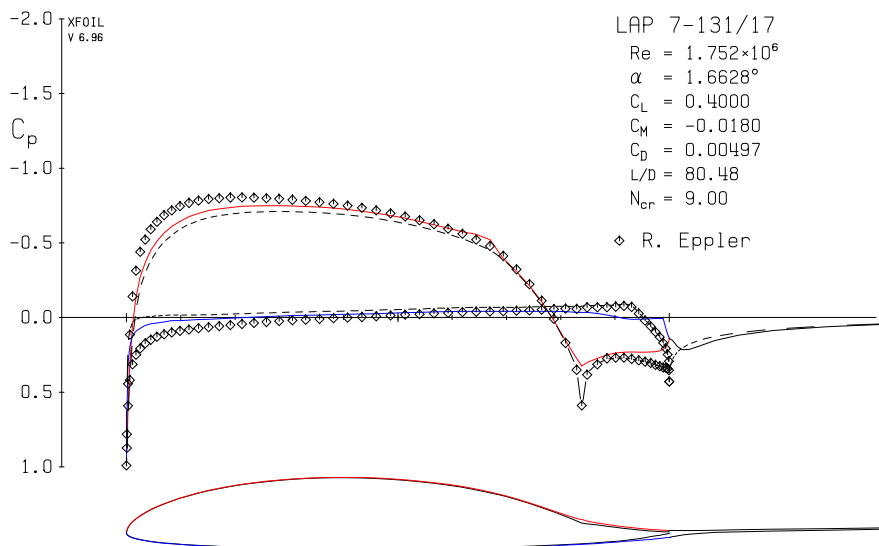
2.5 paveiksle parodytas slėgio koeficiento kitimas, gautas programomis XFOIL (viršutinio paviršiaus slėgio kitimas vaizduojamas ištisine raudona linija, apatinio – mėlyna linija) ir RFOIL (rombai). Matyti, kad rezultatai identiški. Gal būtų galima išskirti tik laminariojo turbulentinio virsmo susidarymo vietą ant viršutinio profilio paviršiaus – RFOIL programa sumodeliavo 2 % stygos atstumu arčiau noselės. Abiejose skaitinėse programose naudojama neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos skaitinio modeliavimo metodika, todėl ir slėgio kitimas sumodeliuojamas toks pat.

2.6 paveiksle parodytas slėgio koeficiento kitimas tarp XFOIL ir R. Eppler programomis gautų rezultatų. Matyti, kad rezultatai nesutampa. R. Eppler programa apskaičiuotas slėgio kitimas (rombai) nuo profilio noselės iki 30 % stygos atstumo ant viršutinio profilio paviršiaus yra 10 % mažesnis (nuo raudonos ištisinės linijos) ir tiek pat didesnis ant apatinio profilio paviršiaus (nuo mėlynos ištisinės linijos). Toliau slėgio kitimas sutampa su XFOIL neklampaus srauto rezultatais (juoda punktyrinė linija). Tam įtakos turi R. Eppler programoje taikoma keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo metodika. Šiek tiek sumažinus atakos kampą R. Eppler programoje galima būtų gauti visišką sutapimą.



2.5 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas skaitinėmis programomis XFOIL (ištisinė linija) ir RFOIL (rombai)

Fig. 2.5. Calculated by the XFOIL code (straight line) and the RFOIL code (rhombs) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



2.6 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas skaitine programoma XFOIL (ištisinė linija) ir R. Eppler programa (rombai)

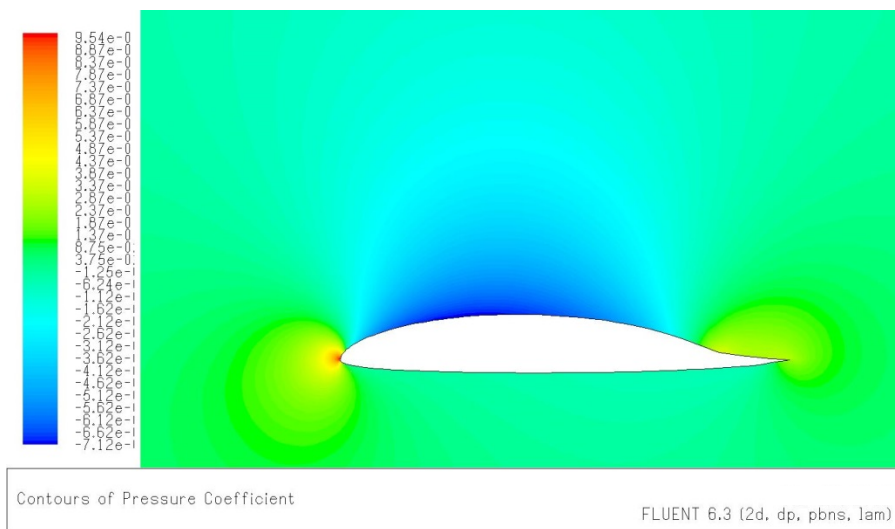
Fig. 2.6. Calculated by the XFOIL code (straight line) and R. Eppler program system (rhombs) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil

Skaitiniai rezultatai gauti programomis XFOIL ir FLUENT pateikti 2.7–2.14 paveiksluose. Atliekant skaitinius modeliavimus programa FLUENT, pirmausia reikia aplink profilį esančią srauto sritį sudalyti baigtiniais elementais, t. y. nubraižyti tinklėlį. Jį galima braižyti įvairiomis programomis: TGrid, GAMBIT, GeoMesh, PreBFC, ICEMCFD, I-deas, NASTRAN, PATRAN, ARIES arba bet kokia kita tinklėlio braižymo programa. Galimos įvairios tinklėlių formos: C, O, H ir įvairūs jų deriniai (Hirsch 2007). Šiuos tinklėlius galima sudalyti įvairiais baigtiniais elementais. Deja, nėra vieno tinklėlio, tinkamo visiems atvejams. Todėl skaitiniams tyrimams nubraižyti C ir O formos tinklėliai GAMBIT programa. Atlikus skaitinius modeliavimus paaiškėjo, kad C formos tinklėlis yra tinkamesnis profilio aerodinaminėms charakteristikoms modeliuoti ir analizuoti.

2.7 paveiksle parodytas LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas laminarijame sraute skaitine programa FLUENT. Palyginus šį slėgio koeficiento kitimą su programa XFOIL (2.8 pav.), kuria modeliuotas klampusis srautas, matyti, kad FLUENT gautas slėgio koeficiento kitimas (2.8 pav. rombai) sutampa su XFOIL sumodeliuotu neklampiuoju srautu (2.8 pav. punktyrinė linija). Šis programos FLUENT modeliavimo metodas netinkamas, nes realiai profilį nuo sąstingio taško apteka laminarusis srautas, kuris vėliau dėl įvairių trikdžių virsta turbulentinu.

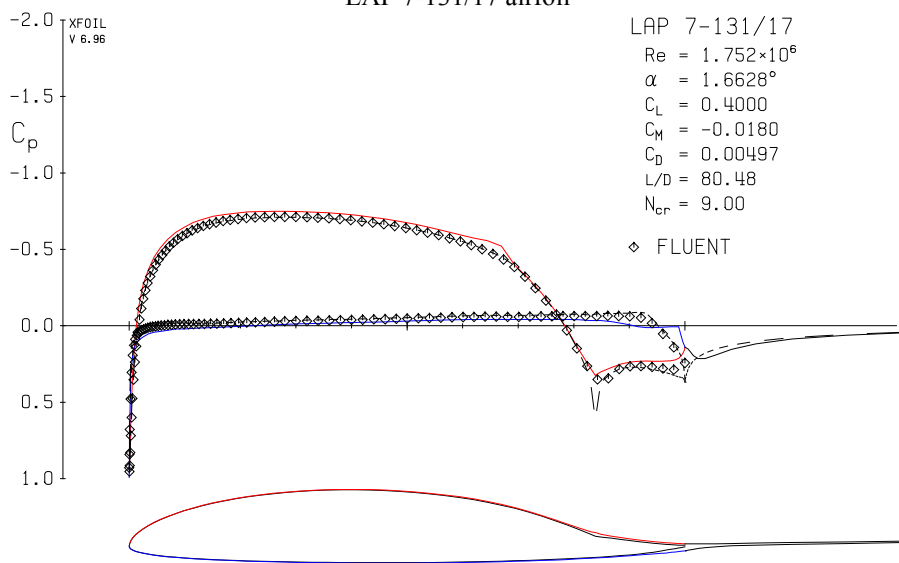
2.9–2.14 paveiksluose parodytas LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas programa FLUENT įvairiais turbulentinio srauto modeliavimo metodais ir šių rezultatų palyginimas su programa XFOIL gautais rezultatais.

2.9 paveiksle parodytas LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas sumodeliuotas programa FLUENT vienos lygties Spalart-Allmaras turbulencijos metodu, 2.11 paveiksle – dviejų lygčių $k-\varepsilon$ turbulencijos metodu, 2.13 paveiksle – dviejų lygčių $k-\omega$ turbulencijos metodu. Iš pirmo žvilgsnio didelio skirtumo nematyti, tačiau, palyginus šiuos slėgio koeficiento kitimo rezultatus su programa XFOIL gautais rezultatais (2.10, 2.12 ir 2.14 pav.), matyti, kad skirtumo esama. Nė vienas iš trijų taikytų turbulencijos modeliavimo metodų neatitiko programa XFOIL gautų rezultatų ir nesugebėjo sumodeliuoti laminariojo atsiskyrimo burbulo tiek ant viršutinio profilio paviršiaus, tiek ant apatinio paviršiaus. Ties programa XFOIL sumodeliuota atsiskyrimo burbulo vieta visi programa FLUENT gauti rezultatai buvo panašūs programa XFOIL sumodeliuotam neklampiam srautui (punktyrinė linija). Šiek tiek išsiskyrė $k-\varepsilon$ turbulencijos metodu sumodeliuotas slėgio koeficiento kitimas. 2.12 paveiksle matyti, kad slėgio ekstremumas, esantis ties profilio nosele, yra didesnis nei programa XFOIL gauti duomenys, o slėgio kitimas ant viršutinio profilio paviršiaus ties užsparniu beveik sutampa.



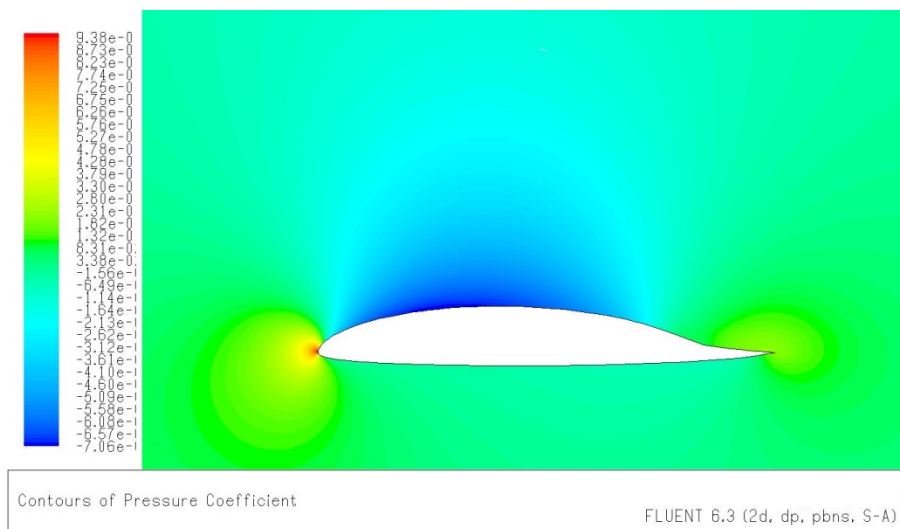
2.7 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas laminariajame sraute skaitine programa FLUENT

Fig. 2.7. Calculated by the FLUENT code (laminar flow) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



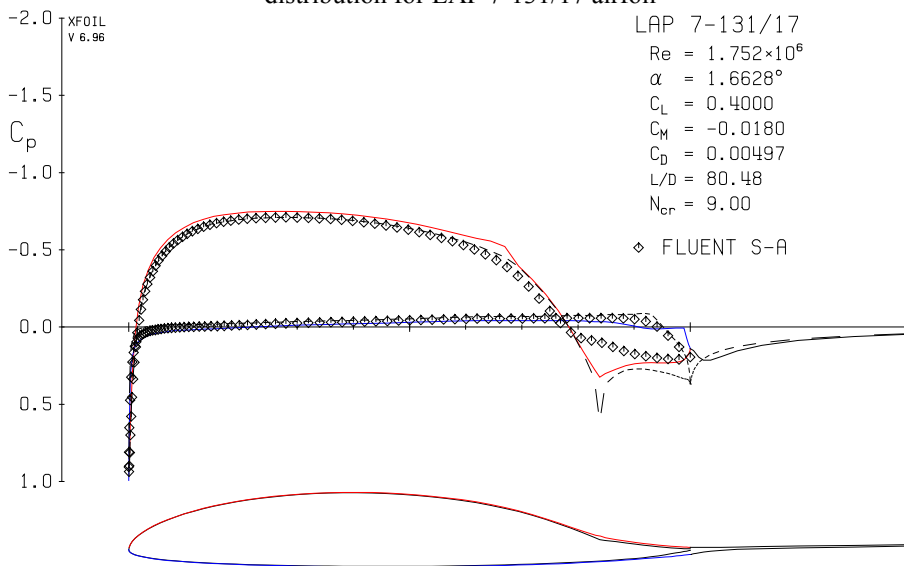
2.8 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas programa XFOIL (ištisinė linija) ir laminariajame sraute programa FLUENT (rombai)

Fig. 2.8. Calculated by the XFOIL code (straight line) and the FLUENT code (rhombs, laminar flow) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



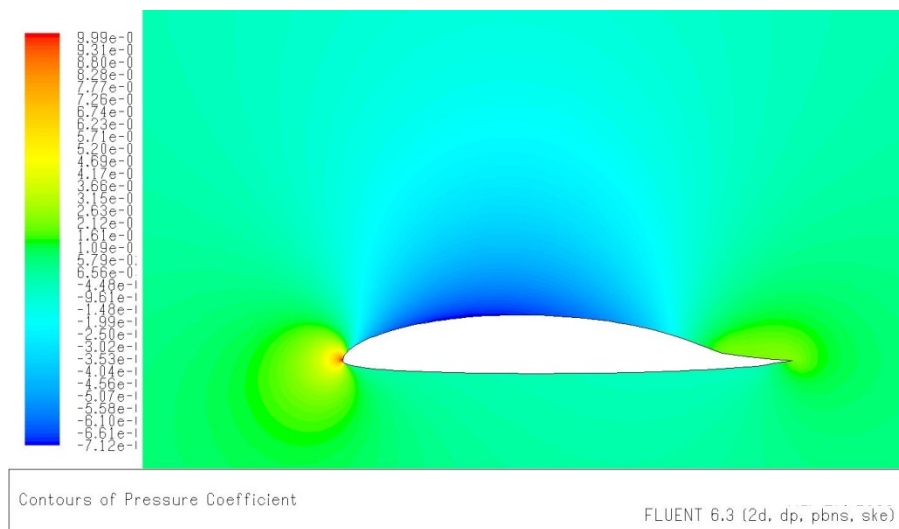
2.9 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas Spalart-Allmaras turbulencijos metodu skaitine programa FLUENT

Fig. 2.9. Calculated by the FLUENT code (Spalart-Allmaras turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



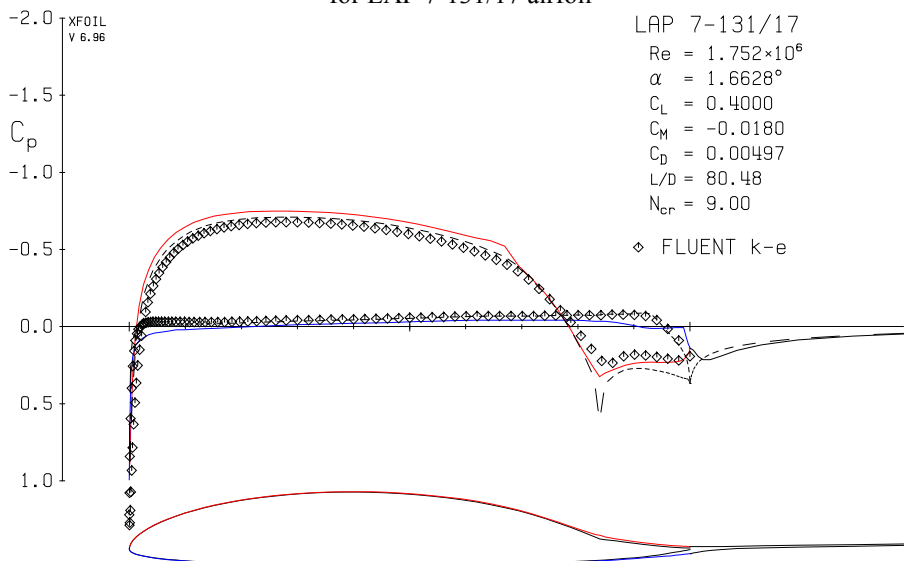
2.10 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas programa XFOIL (ištisinė linija) ir Spalart-Allmaras metodu programa FLUENT (rombai)

Fig. 2.10. Calculated by the XFOIL code (straight line) and the FLUENT code (rhombs, Spalart-Allmaras turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



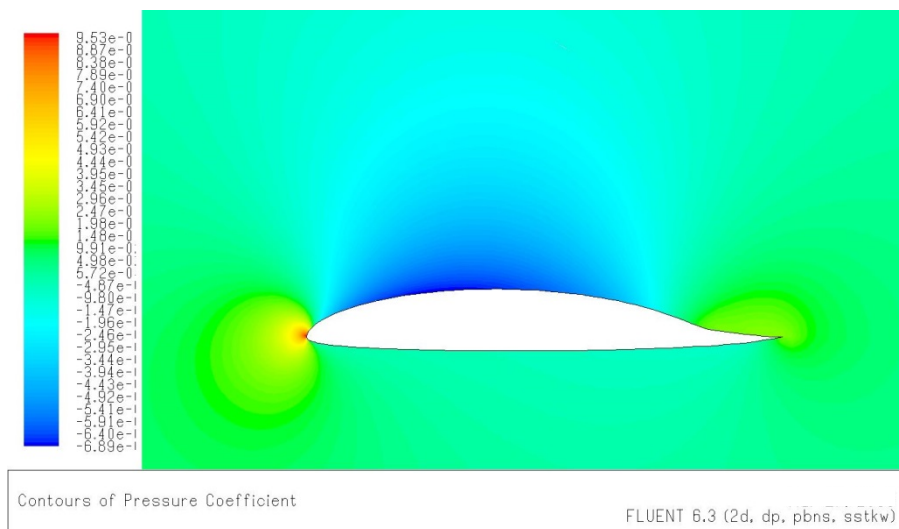
2.11 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas $k-\varepsilon$ turbulencijos metodu skaitine programa FLUENT

Fig. 2.11. Calculated by the FLUENT code ($k-\varepsilon$ turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



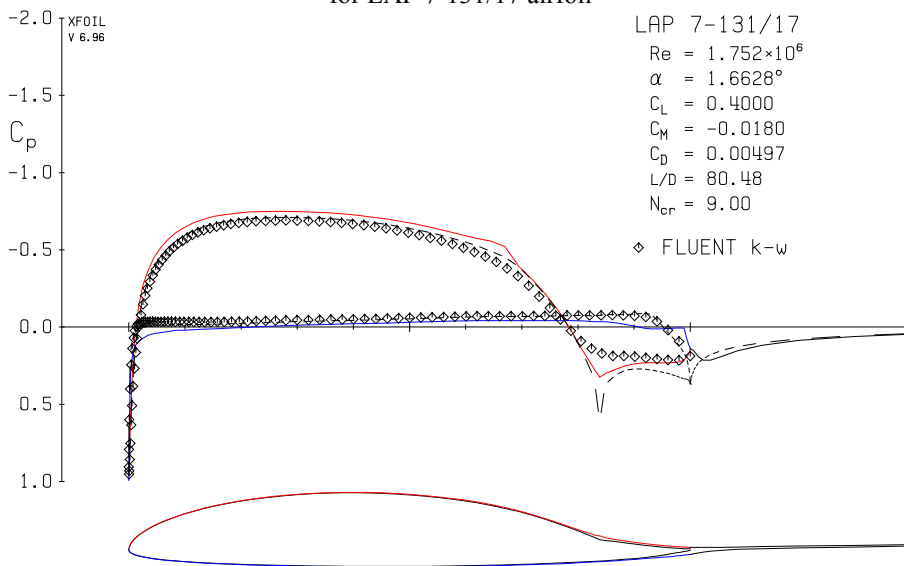
2.12 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas programa XFOIL (ištisinė linija) ir $k-\varepsilon$ metodu programa FLUENT (rombai)

Fig. 2.12. Calculated by the XFOIL code (straight line) and the FLUENT code (rhombs, $k-\varepsilon$ turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



2.13 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas $k-\omega$ turbulencijos metodu skaitine programa FLUENT

Fig. 2.13. Calculated by the FLUENT code ($k-\omega$ turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil



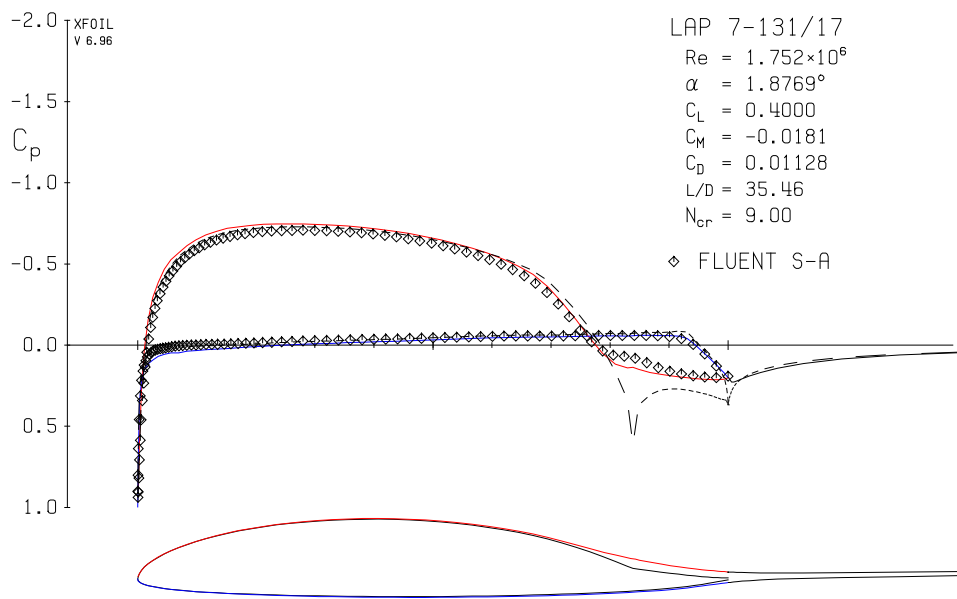
2.14 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas programa XFOIL (ištisinė linija) ir $k-\omega$ metodu programa FLUENT (rombai)

Fig. 2.14. Calculated by the XFOIL code (straight line) and the FLUENT code (rhombs, $k-\omega$ turbulence model) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil

Atlikti skaitiniai tyrimai tarp skaitinių programų XFOIL ir FLUENT parodė, kad programa FLUENT nėra tinkama sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms modeliuoti esant vidutiniams Reinoldso skaičiams, nes negali įvertinti laminariojo turbulentinio virsmo ir laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymo. Kadangi skaitinė programa FLUENT srautą sumodeliuoja kaip turbulentinį, buvo atlikta lyginamoji analizė, kai programoje XFOIL fiksuojamas virsmas ties profilio nosele, taip iškart modeliuojant sparno profilį turbulenti-niame sraute. Gauti rezultatai palyginti su programoje FLUENT esančiais turbu-lentinio srauto Spalart-Allmaras, $k-\varepsilon$ ir $k-\omega$ turbulencijos metodais. Visais atve-jais gautas panašus slėgio kitimas, kuris sutampa.

2.15 paveiksle matyti, kad, lyginant su Spalart-Allmaras turbulencijos me-todu, slėgio kitimo rezultatai sutampa. Išsiskiria tik slėgio kitimas ties užsparniu ant profilio viršutinio paviršiaus. Tam įtakos galėjo turėti tinklelio sudalinimas baigtiniais elementais, kurį šioje vietoje reikėtų labiau sutankinti.

Vadinasi, galima teigti, kad skaitine programa FLUENT galima modeliuoti turbulentinį srautą ir profilio aerodinamines charakteristikas esant dideliems Reinoldso ir Macho skaičiams.



2.15 pav. LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas, sumodeliuotas fiksuotu virsmu nuo profilio noselės programa XFOIL (ištisinė linija) ir Spalart-Allmaras turbulencijos metodu programa FLUENT (rombai)

Fig. 2.15. Calculated by the XFOIL code with fixed transition from leading edge (straight line) and the FLUENT code with Spalart-Allmaras turbulence model (rhombs) pressure distribution for LAP 7-131/17 airfoil

Atlikti skaitiniai tyrimai parodė, kad Navjė ir Stokso lygčių sprendiniai nėra geresni nei zoniniai sąveikaujantys metodai. Tą patį gana seniai įrodė ir Holst (1988). Klausmeyer, Lin (1997) įrodė, kad zoniniai tarp klampiojo ir neklampiojo srauto sąveikaujantys metodai yra net efektyvesni nei Navjė ir Stokso lygčių sprendimai.

Galbūt tai ir stebina, tačiau bet kokio klampiojo aerodinamikos sprendinio tikslumas priklauso nuo laminariojo turbulentinio virsmo modelio.

Laminariojo turbulentinio virsmo modeliai taikomi sprendžiant įvairius uždavinius, balansuojant tarp tikslumo reikalavimų ir skaitinio modeliavimo resurso galimybių naudojimo. Vis dėlto labai svarbi laminariojo turbulentinio virsmo įtaka nėra įvertinama daugelyje šiandienos inžinerinių Navjė ir Stokso lygčių sprendimo metodų (Di Pasquale *et al.* 2009). Priežastis gana paprasta – tiesiog nėra tiek virsmo modeliavimo metodų, kiek pasiūlyta paties turbulentinio srauto modelių. Todėl daug paprasčiau srautą modeliuoti iškart kaip turbulentinį, neįvertinant laminariojo turbulentinio virsmo.

Dauguma Navjė ir Stokso lygčių sprendimų turbulencijos modelių gali būti tinkami prisijungusiam pasienio sluoksnio srautui modeliuoti. Tačiau jie visai netikslūs modeliuojant atsiskyrusį srautą ir pėdsaką (Van Dam 2002). Rumsey ir Gatski (2001) pritaikė keletą turbulencijos modelių aptekančiam sparno profiliui modeliuoti ir vis dar stengiasi juos pagerinti.

Dar viena problema – laminarusis atsiskyrimo burbulas. Didelė pažanga padaryta šioje srityje, tačiau laminariojo atsiskyrimo burbulas yra mažas ir nepastovus. Dėl to naudoti Navjė ir Stokso lygčių sprendinius yra problemiška (Van Dam 2002). Taip pat modeliavimą apsunkina eksperimentinių rezultatų trūkumas, kuris parodytų laminariojo atsiskyrimo burbulo vietą ir ilgį (McGranahan, Selig 2003).

Navjė ir Stokso metodai nepatikimai įvertina maksimalią keliamąją jėgą arba kritinį atakos kampą, kuriam esant ji pasiekama (Rumsey, Ying 2002).

Kritiškai profilio pasipriešinimo nustatymą naudojant Navjė ir Stokso lygčių sprendinius įvertino ir Van Dam (1999). Jis įrodė, kad šis metodas netinkamas tiksliam atsiskyrusiam srautui modeliuoti. Pirma šio nepakankamo tikslumo priežastis susijusi su turbulencijos modelių trūkumu. Kita priežastis gali būti didelio lygmens skaitmenų sklaida naudojant sprendinyje palengvinantį konvergavimą, susijusį su šio sudėtingo srauto problemomis. Norint pagerinti šio metodo tikslumą, būtina sutankinti sprendinio tinklėlį ir naudoti labai daug taškų ne tik aplink profilio paviršių, įvertinant pasienio sluoksnį, bet ir pėdsaką (jo plotį ir ilgį). Tą patvirtina ir Rumsey, Ying (2002).

Yra keletas priežasčių, dėl kurių ši situacija susidarė (Di Pasquale *et al.* 2009). Pirma, virsmo procesas apima didelę skirtingų dydžių grupę, kurioje energijos ir judesio kiekio perdavimą labiausiai veikia nelinijiniai (inertiški) procesai, susidarantys tarp skirtingų dydžių sukurių. Taip virsmas tampa itin

priklausomas nuo fizinių srauto savybių, tokių kaip slėgio gradientas ir laisvo srauto turbulencijos lygis.

Antra, virsmas įvyksta skirtingose situacijose dėl įvairių aplinkos sąlygų. Gali būti natūralus virsmas, apeinantis virsmas ar atsiskyres priverstinis virsmas.

Trečia problema kyla dėl to, kad visuotinai įprastas ir tradicinis Navjė ir Stokso lygčių sprendimas neleidžia pačiam vartotojui lengvai aprašyti tarpinio srauto, kuriame tiesinis ir netiesinis poveikiai yra svarbūs ir susiję tiesiogiai. Taip pat dažnai atmetamas tiesinių trikdžių augimas, dėl ko labai sudėtinga jį pritaikyti pačiam virsmo procesui.

Dėl didelių skaičiavimo sąnaudų, susijusių su sudėtingos geometrijos analizavimu, ir sprendinio tikslumo trūkumų kritinėmis srauto sąlygomis Navjė ir Stokso lygčių sprendimai nėra labai praktiški sprendžiant aerodinamines problemas (Slotnick *et al.* 2000).

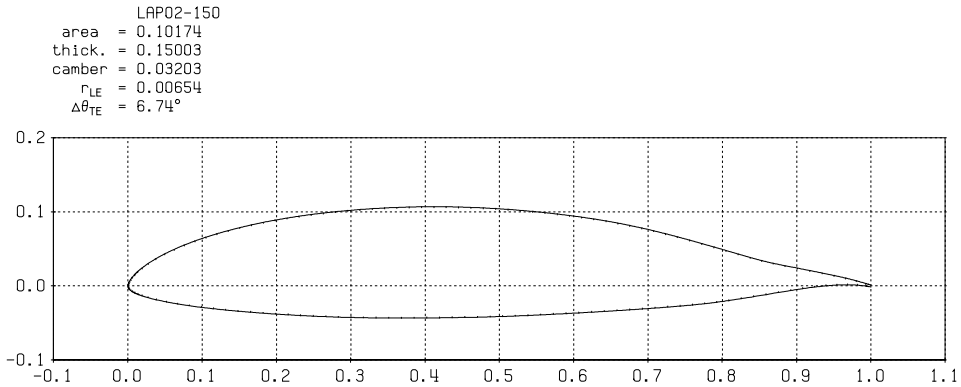
Nepaisant dabartinės pažangos, Navjė ir Stokso lygčių sprendinių tikslumas nėra pakankamas, kad leistų patikimai įvertinti sparno profilio pasipriešinimą (Destarac 2003, 2008; Destarac, Van der Vooren 2004; Meheut, Bailly 2008; Morrison 2010, 2013; Gur *et al.* 2010). Todėl Navjė ir Stokso metodus reikia toliau plėtoti ir tobulinti, norint įvertinti virsmo įtaką profilio aptekėjimui (Postdam, Le Pape 2008; Aranake *et al.* 2012).

Dėl to daugelis autorių, modeliuodami profilio aptekėjimą Navjė ir Stokso lygčių sprendiniais, gautus rezultatus lygina su zoniniais sąveikaujančiais tarp klampiojo ir neklampiojo srauto metodų (Windte *et al.* 2006; Popelka *et al.* 2011) ir kt.

Atsižvelgiant į ištirtus skaitinio modeliavimo metodus, skaitiniams tyrimams pasirinktas neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos metodas (zoniniai sąveikaujantys metodai), realizuotas skaitinėmis programomis XFOIL 6.96 ir RFOIL 1.1, ir neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu be sąveikos (zoniniai nesąveikaujantys metodai) metodas realizuotas R. Eppler programa.

2.7. Fiksuoto virsmo įtakos profiliniam pasipriešinimui skaitiniai tyrimai

Tiriant laminariojo turbulentinio virsmo įtaką profiliniam pasipriešinimui pirmiausia atlikti skaitiniai modeliavimai. Tam buvo pasirinktas sklandytuvo LAK-20T sparno profilis LAP 02-150. Sparno profilis LAP 02-150 (2.16 pav.) sukurtas Lietuvoje, UAB „Sportinė aviacija ir Ko“. Tai pagrindinis šio sklandytuvo profilis, besitęsiantis tarp 0,48 m ir 4,60 m nuo sklandytuvo simetrijos plokštumos. 2.16 paveiksle horizontaliojoje ašyje atidėta profilio styga, o vertikaliojoje – santykinis storis.



2.16 pav. Sklandytuvo LAK-20T sparno profilis LAP 02-150

Fig. 2.16. The LAP 02-150 airfoil of the LAK-20T sailplane

Sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms skaičiuoti pasirinkta skaitinio modeliavimo programa XFOIL. Atliekant skaičiavimus klampiajame sraute, reikia pasirinkti Reinoldso skaičių. Šioje programoje Reinoldso skaičių galima nurodyti keliais būdais. Pirmuoju būdu nurodomas fiksuotas Reinoldso skaičius, kuris atitinka bandymus aerodinaminiam vamzdyje. Šiuo atveju srauto greitis yra pastovus, o keliamoji jėga keičiasi. Antrasis būdas tinka horizontaliam lėktuvo ar sklandytuvo skrydžiui vienodame aukštyje skirtingais greičiais. Šiuo atveju keliamoji jėga yra pastovi, o Reinoldso skaičius priklauso nuo keliamosios jėgos koeficiento. Tam nurodomas dydis $Re = \sqrt{C_L}$, kurį galima pavadinti vienetiniu Reinoldso skaičiumi.

Mus domina antrasis tipas, nes nežinomas sklandytuvo skridimo greitis. Pirmiausia apskaičiuojamas Reinoldso skaičius (Anderson 2011):

$$Re = \frac{V \times c}{\nu}, \quad (2.50)$$

čia V – sklendimo greitis; c – profilio styga; ν – oro kinematinis klampumo koeficientas.

Kai skrydžio metu sklandytuvo svoris yra pastovus ir keičiasi sklendimo greitis, Reinoldso skaičius priklauso nuo keliamosios jėgos koeficiento. Sklendimo greitį galima gauti iš keliamosios jėgos formulės įvertinant, kad keliamoji jėga apytiksliai lygi sklandytuvo svariui (Anderson 2011):

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_L S \rho}}, \quad (2.51)$$

čia m – sklandytuvo masė; g – laisvojo kritimo pagreitis, priklausantis nuo skrydžio aukščio ir skaičiuojamas pagal standartinės atmosferos formules; ρ – oro tankis.

Sklandytuvo nusistovėjusio sklendimo greitį, kai keliamosios jėgos koeficientas lygus vienetui, galima apskaičiuoti taip:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2mg}{S\rho}}. \quad (2.52)$$

Nusistovėjusio sklendimo greitį išreiškiame taip:

$$V = \frac{V_1}{C_L}. \quad (2.53)$$

Ištačius šią greičio išraišką į Reinoldso skaičiaus formulę (2.50), galima gauti:

$$Re = \frac{V_1 \times c}{\nu \times \sqrt{C_L}}. \quad (2.54)$$

Kai keliamosios jėgos koeficientas lygus vienetui, formulė tampa tokia:

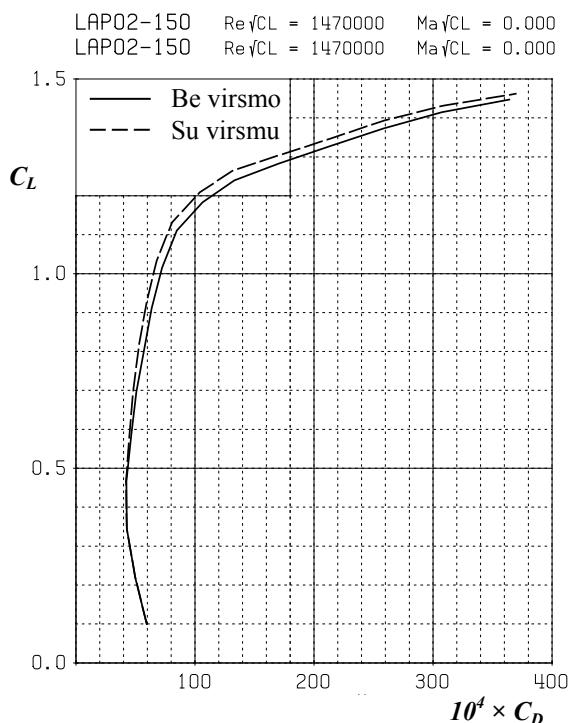
$$Re_1 = \frac{V_1 \times c}{\nu} = Re \times \sqrt{C_L}. \quad (2.55)$$

Atsižvelgiant, kad sklandytuvo LAK-20T sparno profilis LAP 02-150 tęsiasi tarp 0,48 m ir 4,60 m sparno nuo sklandytuvo simetrijos plokštumos, pasirenkamas 1,5 m atstumas nuo simetrijos ašies, kuriame profilio styga yra 0,81 m. Taip pat ši styga pasirenkama ir atsižvelgiant į eksperimentinių tyrimų atlikimą, kad tiriamoje sparno vietoje nebūtų oro stabdžių. Žinant sklandytuvo sparno stygą ir visą masę, kuri lygi 720 kg, pagal formules (2.52) ir (2.55) apskaičiuojamas vienetinis Reinoldso skaičius ($Re = 1,47 \times 10^6$), kuriam esant atliekami skaitiniai modeliavimai programa XFOIL.

Tiriant dirbtinio trikdžio įtaką profiliniam pasipriešinimui, užtenka apskaičiuoti dvi profilio poliares – su dirbtiniu trikdžiu ir be jo. Deja, bet skaitinė programa XFOIL negali sumodeliuoti dirbtinio trikdžio ir įvertinti jo geometriją. Programoje XFOIL galima tik fiksuoti virsmą viename profilio paviršiaus taške. Taip srautas iš laminariojo iškart virsta turbulentine. Tokiu būdų neįvertinama dirbtinio trikdžio geometrija.

Šiuo atveju virsmas fiksuojamas toje vietoje, kur tvirtinamas dirbtinis trikdys. Pagal sklandytuvo LAK-20T gamintojo nurodymas dirbtinis zigzago tipo trikdys tvirtinimas 78 % stygos atstumu.

Gauti skaitiniai rezultatai pateikti 2.17 paveiksle. Jame matyti dvi poliarės: viena su fiksuotu virsmu (punkttyrinė linija), kita be fiksuoto virsmo (ištisinė linija). Vertikaliojoje grafiko ašyje atidėtas keliamosios jėgos koeficientas, o horizontaliojoje – pasipriešinimo koeficientas, padaugintas iš 10^4 . Norint gauti tikrąją pasipriešinimo koeficiento reikšmę, reikia grafike matomą reikšmę padalinti iš 10^4 .



2.17 pav. Sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 su fiksuotu virsmu ir be jo poliarės apskaičiuotos skaitine programa XFOIL

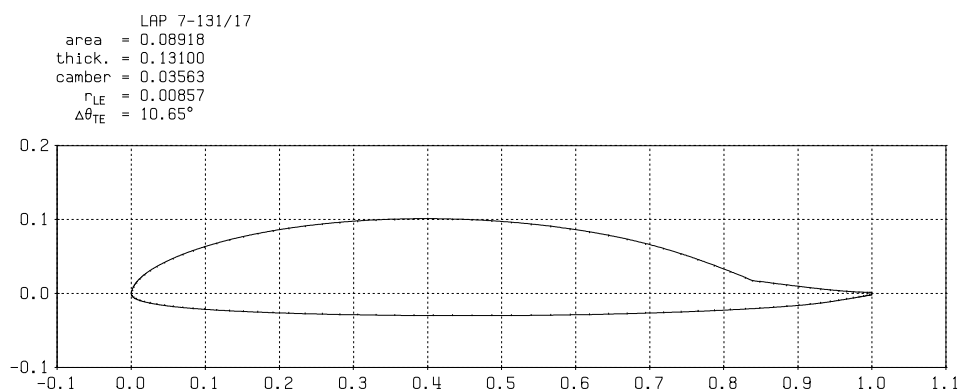
Fig. 2.17. Calculated by the XFOIL code polars with and without fixed transition of the LAP 02-150 airfoil of the LAK-20T sailplane

Matyti, kad esant dideliems sklandytuvo greičiams (keliamosios jėgos koeficientas mažas) pasipriešinimas sutampa tiek su fiksuotu virsmu, tiek be fiksuoto virsmo. Minimalus pasipriešinimo koeficientas skiriasi tik 0,9 % ir yra su fiksuotu virsmu 0,00421, o be fiksuoto virsmo – 0,00425. Didžiausias skirtumas tarp pasipriešinimo yra, kai keliamosios jėgos koeficientas lygus 0,8. Šis pasipriešinimo koeficiento skirtumas sudaro 8,1 %. Galima teigti, kad norint efektyviai ir santykinai paprastai sumažinti sparno profilio pasipriešinimą, būtina fiksuojant virsmą neleisti susidaryti laminariojo atsiskyrimo burbului.

2.8. Fiksuoto virsmo vietos įtakos profiliniam pasipriešinimui skaitiniai tyrimai

Atlikti skaitiniai tyrimai su LAK-20T sklandytuvo LAP 02-150 sparno profiliu patvirtino, kad esant vidutiniams sklandytuvo greičiams fiksuotas virsmas gali sumažinti profilinį pasipriešinimą. Tačiau remiantis Lyon *et al.* (1997a) yra du pagrindiniai parametrai, lemiantys dirbtinio trikdžio efektyvumą – tvirtinimo vieta ir dirbtinio trikdžio geometrija.

Tad lieka neaišku, kurioje sparno profilio vietoje reikia pritvirtinti dirbtinį trikdį (šiuo atveju fiksuoti virsmą), kad profilinis pasipriešinimas būtų mažiausias. Šiam tikslui pasiekti atlikti skaitiniai tyrimai su sklandytuvo LAK-17B sparno profiliu LAP 7-131/17 (2.18 pav.). Šis profilis taip pat sukurtas Lietuvoje, UAB „Sportinė aviacija ir Ko“. Tai pagrindinis šio sklandytuvo profilis, besitęsiantis tarp 1,2 m ir 4,6 m nuo simetrijos plokštumos.



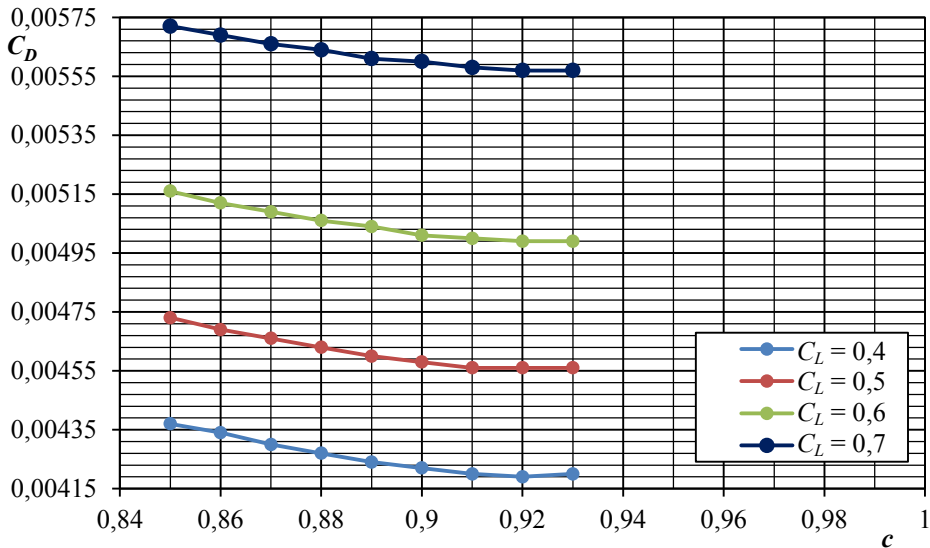
2.18 pav. Sklandytuvo LAK-17B sparno profilis LAP 7-131/17

Fig. 2.18. The LAP 7-131/17 airfoil of the LAK-17B sailplane

Atsižvelgiant į laisvo skrydžio eksperimentų atlikimo galimybes ir sudėtingumą buvo būtina pasirinkti tik konkretų skrydžio režimą, kuriame sparno profilio pasipriešinimas būtų didžiausias.

Tam atlikti skaičiavimai skaitinio modeliavimo programa XFOIL. Pirmiausia pagal formules (2.52) ir (2.55) apskaičiuotas vienetinis Reinoldso skaičius $Re = 1,12 \times 10^6$, kuriam esant keliamosios jėgos koeficientas lygus vienetui. Tuomet modeliuojant buvo rasta LAP 7-131/17 profilio pasipriešinimo priklausomybė nuo fiksuoto virsmo vietos, kai keliamosios jėgos koeficientas kito. Rezultatai pateikti 2.19 paveiksle.

Iš 2.19 paveikslo matyti, kad visais atvejais pasipriešinimas mažėja iki 92 % stygos atstumu fiksuoto virsmo. Vadinasi, skaitinius modeliavimus reikia atlikti be fiksuoto virsmo ir kai virsmas fiksuojamas 92 % stygos atstumo.

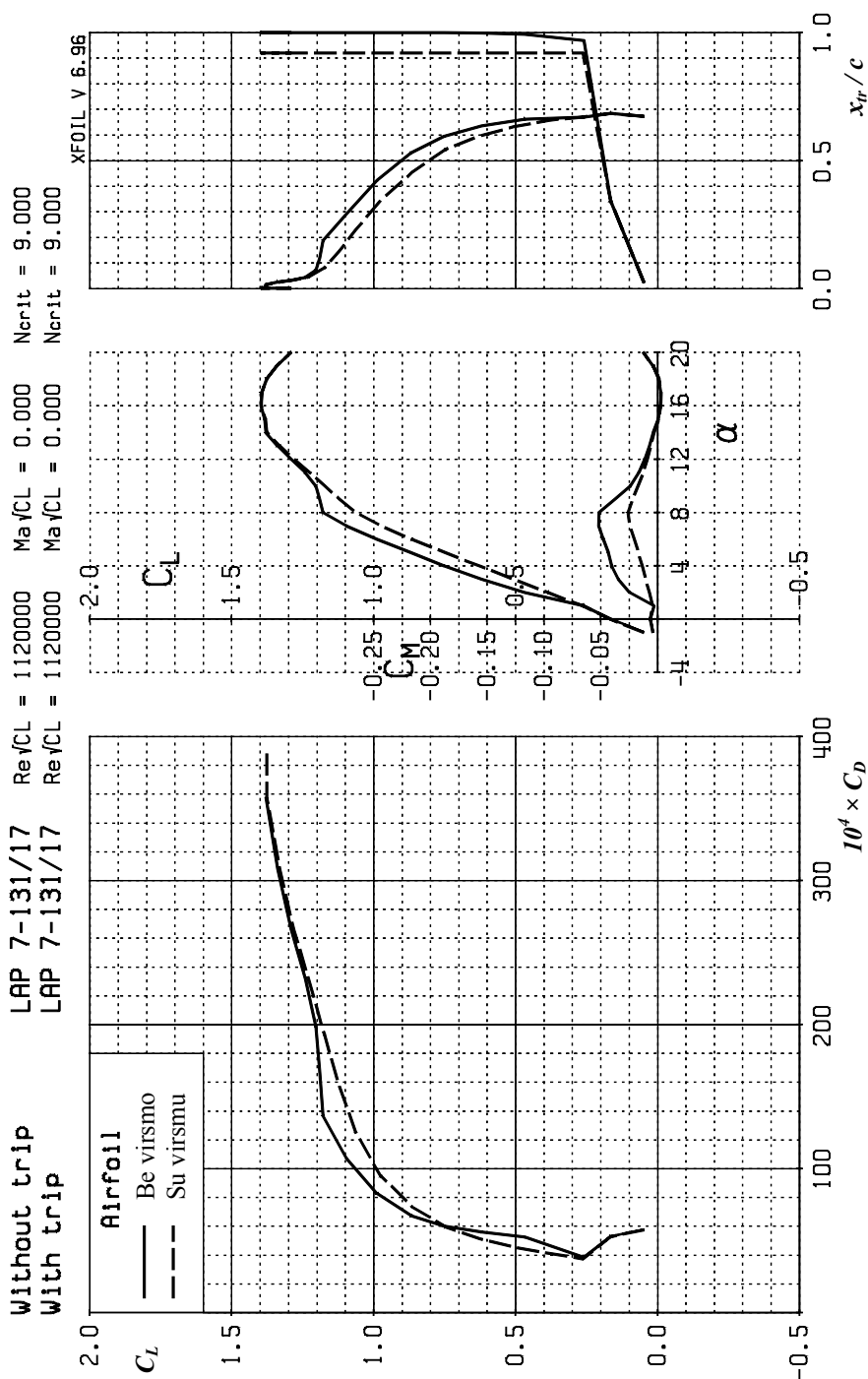


2.19 pav. LAP 7-131/17 profilio pasipriešinimo priklausomybė nuo fiksuoto virsmo vietos, kai keliamosios jėgos koeficientas skirtingas

Fig. 2.19. The drag dependence on location of fixed transition, at different lift of the LAP 7-131/17 airfoil

2.20 paveiksle pateikta profilio LAP 7-131/17 aerodinaminių charakteristikų suvestinė apskaičiuota skaitinio modeliavimo programa XFOIL be fiksuoto virsmo ir su juo. Suvestinėje yra trys grafikai.

2.20 paveikslo kairiajame grafike pateikta profilio poliarė. Matyti, kad LAP 7-131/17 profilio su fiksuotu virsmu minimalus pasipriešinimo koeficientas mažesnis 3 % už tą patį profilį be fiksuoto virsmo. Taip pat matyti, kad mažo pasipriešinimo srityje fiksuotas virsmas yra efektyvus, nes pasipriešinimas sumažėja net 13,8 %, kai keliamosios jėgos koeficientas yra 0,5. Keliamosios jėgos koeficientui pasiekus 0,75, o atakos kampui padidėjus iki 4–5°, profilio su fiksuotu virsmu pasipriešinimas padidėja. Dėl fiksuoto virsmo atsiradęs papildomas pasipriešinimas tampa didesnis 19 % nei pasipriešinimas, atsiradęs dėl laminariojo atsiskyrimo burbulo. Tačiau tai nėra labai svarbu, nes sklandytuvai su neutralia užsparnio padėtimi, esant didesniems nei 4° atakos kampams, nesklando. Todėl ir tolesnis poliarės nagrinėjimas nebeaktualus.



2.20 pav. LAP 7-131/17 profilio charakteristikų suvestinė be priverstinio virsmo ir su priverstiniu virsmu
Fig. 2.20. Comparison of calculated data of LAP 7-131/17 airfoil with and without fixed transition

Profilio poliarės arba keliamosios jėgos koeficiento ir pasipriešinimo koeficiento santykis vadinamas aerodinamine kokybe. Didžiausia aerodinaminė kokybė skiriasi 2,4 % ir profilio su fiksuotu virsmu didžiausia aerodinaminė kokybė yra 126, o be fiksuoto virsmo – 129.

2.20 paveikslo viduriniame grafike parodytos dvi priklausomybės. Keliamosios jėgos ir momento koeficientų priklausomybės nuo atakos kampo. Atakos kampas atidėtas horizontaliojoje ašyje, ir ši ašis yra bendra abiem priklausomybėms.

Kai atakos kampas lygus nuliui, abiem atvejais keliamosios jėgos koeficientas nekinta ir yra 0,1649. Kai atakos kampas yra apie $1,5^\circ$, keliamosios jėgos koeficientas pradeda nebesutapti. Toliau didėjant atakos kampui, šis skirtumas išauga ir sudaro 13 %. Tačiau, kaip buvo minėta, šis režimas sklandytuvui įtakos neb turi. Profilio su fiksuotu virsmu maksimalus keliamosios jėgos koeficientas didesnis tik 0,1 %, o kritinis atakos kampas abiem atvejais nekinta ir yra 16° .

Momento koeficientas matuojamas stygos ketvirčio taško atžvilgiu. Momento koeficientas yra teigiamasis, jeigu jis veikia atakos kampo didinimo kryptimi. Įprastinių profilių momento koeficientas yra neigiamasis, todėl grafikuose neigiamosios momento koeficiento reikšmės dažniausiai atidedamos į viršų.

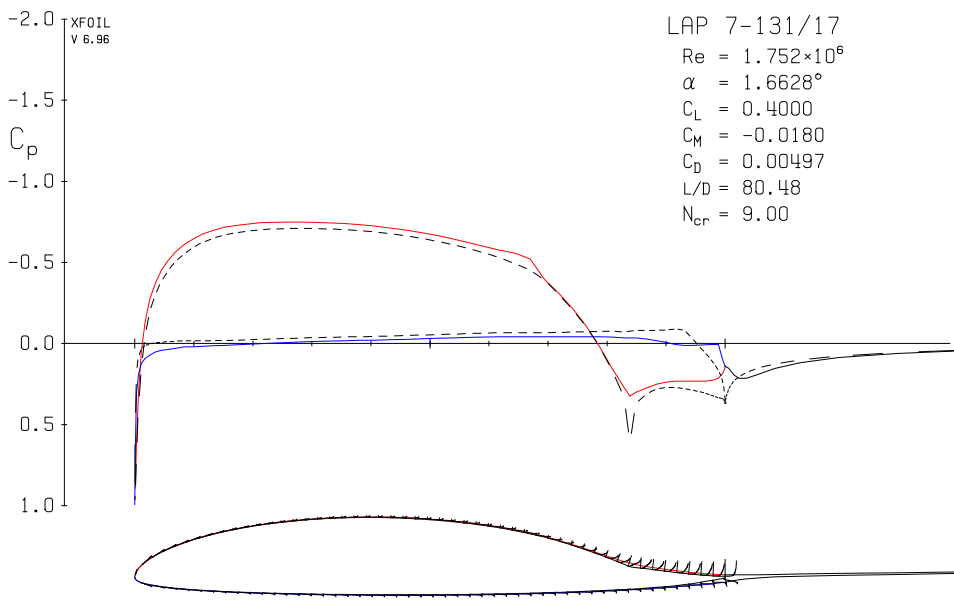
Profilio be fiksuoto virsmo momento koeficientas didesnis 79 %. Apskritai didelis momento koeficientas nėra gerai, nes didina sparno sukimo momentą. Tačiau momento koeficiento reikšmės, nesiekiančios 0,10, neturi didelės įtakos sklandytuvo sparną veikiančioms apkrovoms.

2.20 paveikslo dešiniajame grafike parodyta laminariojo turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo keliamosios jėgos koeficiento viršutiniame ir apatiniame profilio paviršiuje. Horizontaliojoje ašyje atidėtas atstumas stygos kryptimi. Nulis reiškia profilio noselę, vienetas – profilio uodegėlę. Vertikaliojoje ašyje atidėtas keliamosios jėgos koeficientas. Kreivė, artėjanti profilio priekinės briaunos link, kai keliamosios jėgos koeficientas didėja, rodo laminariojo turbulentinio virsmo vietą viršutiniame profilio paviršiuje. Kita kreivė rodo virsmo vietą apatiniame paviršiuje.

Iš laminariojo turbulentinio virsmo ant viršutinio profilio paviršiaus kreivių matyti, kad profilio su fiksuotu virsmu virsmas įvyksta 20 % arčiau profilio noselės nei be fiksuoto virsmo, kai keliamosios jėgos koeficientas lygus vienetui. Geriau, kai laminarusis turbulentinis virsmas įvyksta kuo toliau nuo profilio noselės, nes taip išlaikomas ilgesnis laminarusis srautas. Laminariojo srauto trintis mažesnė, tad mažesnis ir pasipriešinimas.

Iš 2.20 paveikslo matyti, kad didžiausia laminariojo atsiskyrimo burbulo įtaka profiliniam pasipriešinimui yra, kai keliamosios jėgos koeficientas lygus 0,4. Todėl, esant šiam keliamosios jėgos koeficientui, verta išnagrinėti profilio slėgio kitimą be fiksuoto virsmo ir su fiksuotu virsmu.

2.21 paveiksle parodyta, kaip kinta slėgis klampiajame ir neklampiajame srautuose sparno profilio LAP 7-131/17 stygos ilgyje, esant Reinoldso skaičiui $Re = 1,752 \times 10^6$, kuris apskaičiuotas, kai keliamosios jėgos koeficientas $C_L = 0,4$. Čia ištisinė raudona kreivė parodo slėgio koeficiento kitimą ant viršutinio profilio paviršiaus, o mėlyna – ant apatinio. Punktyrinė juoda linija rodo slėgio kitimą neklampiajame sraute.



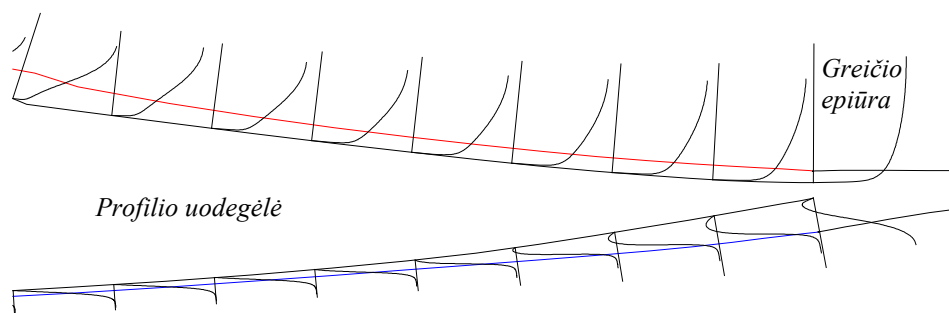
2.21 pav. Slėgio koeficiento kitimas LAP 7–131/17 profilio paviršiuje, kai $C_L = 0,4$ ir $Re = 1,752 \times 10^6$

Fig. 2.21. Pressure distribution of the LAP 7-131/17 airfoil, when $C_L = 0,4$ and $Re = 1,752 \times 10^6$

Iš 2.21 paveikslo matyti, kad slėgio kitimas klampiajame ir neklampiajame srautuose ne visai sutampa. Viršutiniame profilio paviršiuje 67 % stygos ilgio nuo priekinės briaunos aiškiai matomas slėgio kitimo klampiajame sraute vietinis nukrypimas nuo slėgio kitimo neklampiajame sraute. Toks pats vietinis nukrypimas matomas apatiniame paviršiuje ties 92 % stygos atstumu nuo priekinės briaunos. Šie nukrypimai rodo, kad klampiajame sraute įvyksta laminarusis turbulentinis virsmas ir susiformuoja laminariojo atsiskyrimo burbulas.

2.21 paveiksle taip pat parodytos aplink profilį esančios laminariojo ir turbulentinio pasienio sluoksnio greičių epiūros. Tos pačios turbulentinio pasienio sluoksnio greičių epiūros prie profilio uodegėlės pavaizduotos ir 2.22 paveiksle.

2.22 paveiksle nuo profilio uodegėlės nutolusios raudona ir mėlyna kreivė rodo pasienio sluoksnio išstūmimo storį. Iš greičių epiūrų ant viršutinio profilio paviršiaus matyti, kad srautas yra turbulentinis. Ant apatinio profilio paviršiaus pirmosios penkios greičių epiūros rodo, kad srautas yra laminarusis. Tuomet greičių epiūros pasisuką į priešingą pusę ir išlieka tokios iki pat profilio galinio krašto. Tai rodo, kad šioje vietoje susiformavo vadinamasis sproges burbulas.

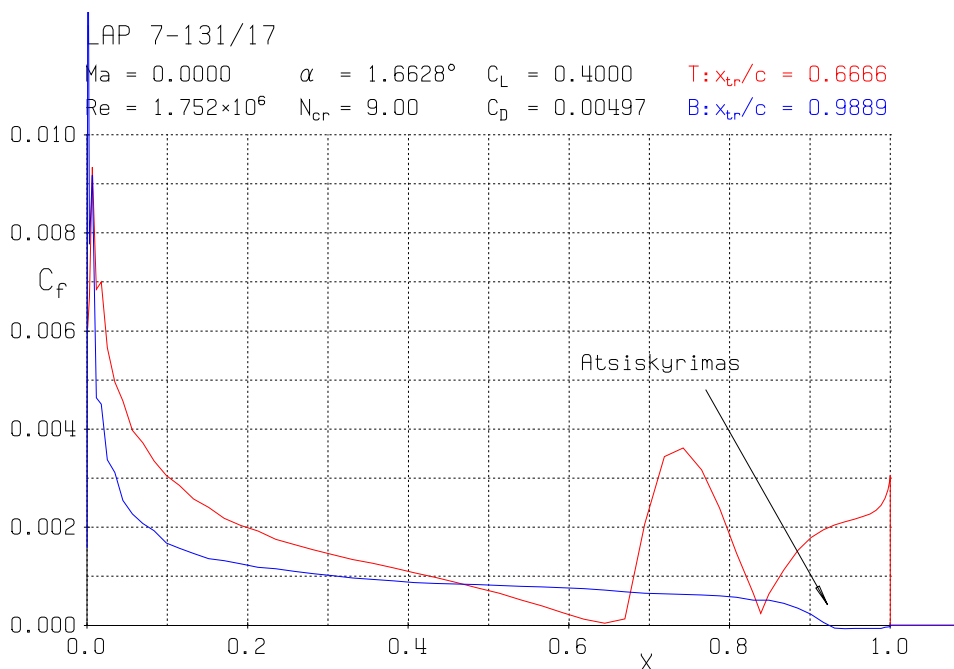


2.22 pav. Greičio epiūros ant LAP 7-131/17 profilio uodegėlės paviršiaus
Fig. 2.22. Velocity profiles of LAP 7-131/17 airfoil surface at trailing edge

Nuo to, kaip sparčiai didėja greitis prie pat paviršiaus, priklauso trinties pasipriešinimas. Kuo sparčiau didėja greitis, tuo didesnis pasipriešinimas. 2.23 paveiksle pavaizduota trinties koeficiento C_f kitimas profilio stygos atžvilgiu. Vertikaliajoje ašyje atidėtas trinties koeficientas C_f , o horizontaliojoje – atstumas stygos ilgyje. Grafike esančios kreivės rodo trinties koeficiento kitimą viršutiniame (raudona kreivė) ir apatiniame (mėlyna kreivė) profilio paviršiams.

2.23 paveiksle matyti, kad viršutinio profilio paviršiaus trinties koeficientas prie noselės yra didelis. Tai galima paaiškinti greičio epiūromis. Kol prie noselės pasienio sluoksnis yra plonas, greičio gradientas vertikaliąja kryptimi yra didelis, todėl ir trintis didelė. Tolstant nuo noselės trinties koeficientas mažėja iki 66,6 % stygos atstumo ir tuomet staigiai padidėja. Tai rodo, kad įvyko laminarusis turbulentinis virsmas. Vėliau trinties koeficientas pradeda mažėti. Vėl padidėja ties 83 % stygos, kai dėl užsparnio pasikeičia profilio geometrija.

Apatiniam profilio paviršiui trinties koeficientas tolstant nuo noselės mažėja iki 92 % stygos atstumo. Tuomet tapo neigiamas. Tai lėmė srauto pasisukimas į priešingą pusę, dėl ko trintis tapo neigiama. Šioje vietoje susiformavo vadinamasis sproges burbulas, nes srautas atsiskyrė ir nebespėjo prisijungti iki pat profilio uodegėlės. Profilio apatiniame paviršiuje susidaręs 8 % stygos ilgio laminariojo atsiskyrimo burbulas padidino pasipriešinimą. Iš 2.23 paveikslo matyti, kad turbulentinio pasienio sluoksnio pasipriešinimas yra didesnis ir šiomis srauto sąlygomis visas profilio pasipriešinimas yra 0,00497.



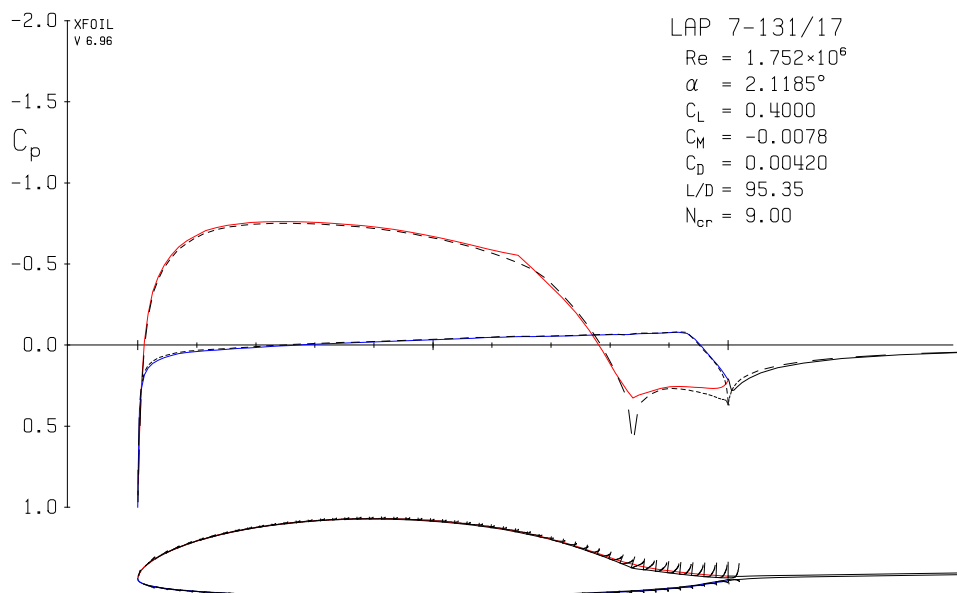
2.23 pav. Trinties koeficiento kitimas LAP 7-131/17 profilio stygos ilgyje
Fig. 2.23. Skin friction distribution on LAP 7-131/17 airfoil chord length

Kadangi laminariojo pasienio sluoksnio atsiskyrimo vieta apatiniame paviršiuje beveik nepriklauso nuo atakos kampo, tai dirbtinai fiksuojant virsmą toje vietoje galima sumažinti profilio pasipriešinimą. 2.19 paveiksle matyti, kad virsmą efektyviausia fiksuoti 92 % stygos atstumu.

2.24 paveiksle parodytas LAP 7-131/17 profilio slėgio koeficiento kitimas profilio paviršiuje, kai laminarusis ir turbulentinis virsmas apatiniame paviršiuje fiksuotas 92 % stygos atstumu nuo priekinės briaunos.

Iš 2.24 paveikslo matyti, kad lyginat su 2.21 paveikslu, ant viršutinio profilio paviršiaus laminarusis turbulentinis virsmas susidaro 1,2 % stygos atstumu anksčiau. Tai lėmė, kad esant tam pačiam Reinoldso skaičiui, išlaikant tą patį keliamosios jėgos koeficientą ir fiksuojant virsmą, atakos kampas padidėjo tik $0,4557^\circ$ – nuo $1,6628^\circ$ iki $2,1185^\circ$.

Slėgio koeficiento kitimas klampiajame sraute apatiniame paviršiuje beveik sutampa su slėgio kitimu neklampiajame sraute. Reiškia, ilgo laminariojo atsiskyrimo burbulo (šiuo atveju nesprogusio) nebeliko. Pasipriešinimo koeficientas nuo 0,00497 pasikeitė iki 0,00420, t. y. sumažėjo 16,8 %.



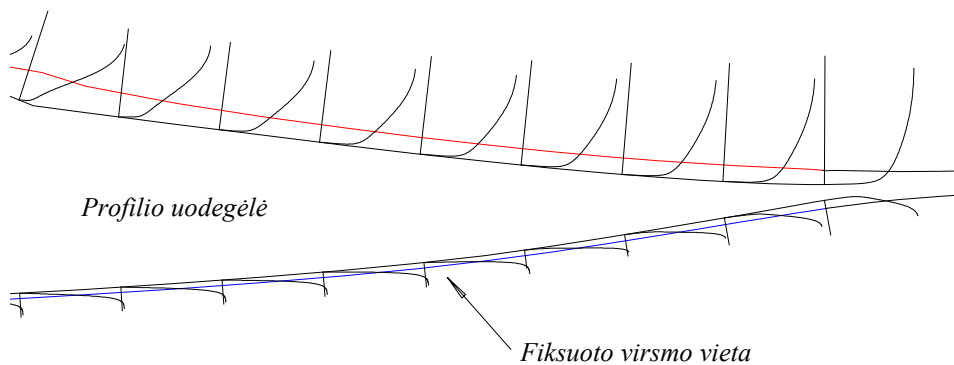
2.24 pav. Slėgio koeficiento kitimas LAP 7–131/17 profilio paviršiuje, kai $C_L = 0,4$ ir $Re = 1,752 \times 10^6$, kai virsmas ant apatinio paviršiaus fiksuotas 92 % stygos atstumu

Fig. 2.24. Pressure distribution of the LAP 7-131/17 airfoil, when $C_L = 0,4$ and $Re = 1,752 \times 10^6$, when transition fixed on bottom surface at 92% chord

Šiuo režimu slėgio koeficientas apatiniame profilio paviršiuje iki galinės profilio briaunos (iki stygos 92 %) didėja labai nedaug. Tokiu būdu sumažėjo profilio pasipriešinimas. Viršutiniame paviršiuje slėgio koeficiento kitimas parenkamas toks, kad maksimali keliamoji jėga būtų didesnė.

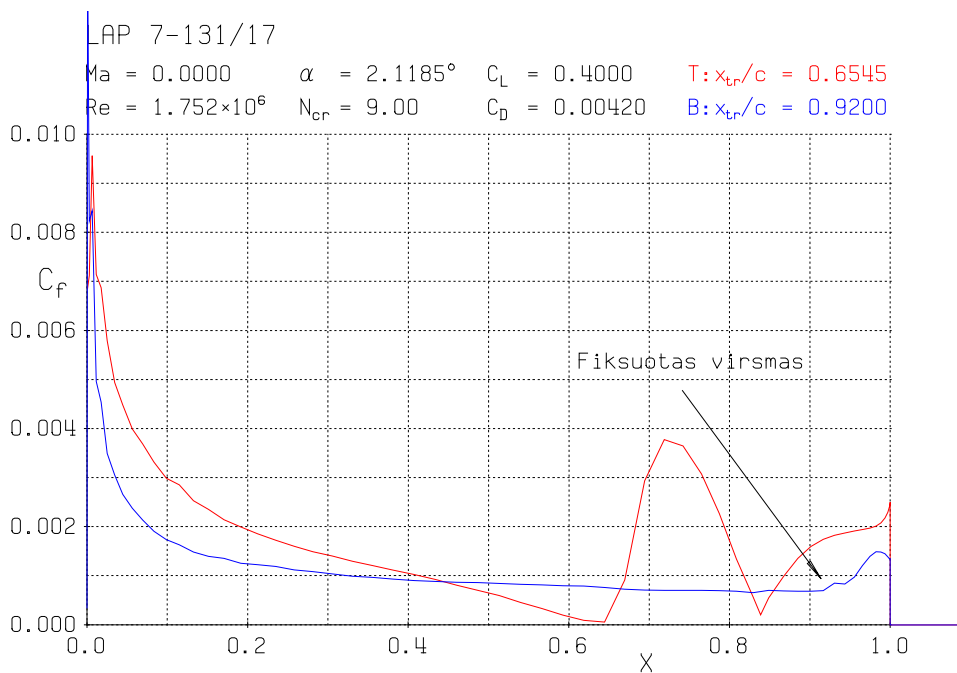
2.25 paveiksle parodytos greičių epiūros, kai virsmas apačioje fiksuotas 92 % stygos atstumu. Iš greičio epiūrų ant apatinio profilio paviršiaus matyti, kad nesusidaro sprogęs burbulas ir iškart įvyksta virsmas į turbulentinį srautą. Taip pat pastebima, kad greičio epiūros mažesnės nei 2.22 paveiksle esančios greičio epiūros be fiksuoto virsmo.

2.26 paveiksle parodyta trinties koeficiento priklausomybė nuo profilio stygos, kai virsmas ant apatinio profilio paviršiaus fiksuotas 92 % stygos atstumu. Lyginant apatinio profilio paviršiaus trinties koeficientą su 2.23 paveiksle esančiu trinties koeficientu be fiksuoto virsmo pastebima, kad trinties koeficientas teigiamas, bet didesnis. Tai rodo, kad nesusidarė priešingos krypties srautas. Vadinasi pasipriešinimas tapo mažesnis.



2.25 pav. Greičio epiūros ant LAP 7-131/17 profilio uodegėlės paviršiaus, kai virsmas ant apatinio paviršiaus fiksuotas 92 % stygos atstumu

Fig. 2.25. Velocity profiles of LAP 7-131/17 airfoil surface at trailing edge, when transition fixed on bottom surface at 92% chord



2.26 pav. Trinties koeficiento kitimas LAP 7-131/17 profilio stygos ilgyje, kai virsmas ant apatinio paviršiaus fiksuotas 92 % stygos atstumu

Fig. 2.26. Skin friction distribution on LAP 7-131/17 airfoil chord length, when transition fixed on bottom surface at 92% chord

Gali kilti klausimas, kodėl profilinis pasipriešinimas sumažėjo 16,8 %, jei trinties pasipriešinimas padidėjo 5,5 %. Nereikia pamiršti, kad profilinį pasipriešinimą sudaro ne tik trinties, bet ir slėgio pasipriešinimas. Nors šiuo atveju profiliui su fiksuotu virsmu trinties pasipriešinimas padidėjo 5,5 %, nuo 0,00284 iki 0,00300, bet slėgio pasipriešinimas sumažėjo 55,9 %, nuo 0,00213 iki 0,00120.

Iš 2.21 ir 2.24 paveikslų matyti, kad priverstinis virsmas arba dirbtinis trikdys yra būtinas, norint sumažinti profilinį pasipriešinimą.

2.9. Antrojo skyriaus išvados

1. Atlikti skaitiniai tyrimai parodė, kad šiandien labai plačiai taikomi Navjė ir Stokso lygčių sprendinių metodai, realizuoti skaitinėje programoje FLUENT 6.3, nėra tinkami sparno profilio aerodinaminių charakteristikų modeliavimui esant vidutiniams Reinoldso skaičiams, nes srautą modeliuoja kaip turbulentinį ir neįvertina laminariojo turbulentinio virsmo ir laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymo. Tam įtakos turi laminariojo turbulentinio virsmo proceso sudėtingumas ir modeliavimo metodų trūkumas.

2. Skaitine programa FLUENT 6.3 galima modeliuoti turbulentinį srautą ir sparno profilio aerodinamines charakteristikas esant dideliems Reinoldso ir Macho skaičiams.

3. Atsižvelgiant į ištirtus skaitinio modeliavimo metodus, skaitiniams tyrimams pasirinktas neklampiojo srauto ir klampiojo srauto sąveikos metodas (zoniniai sąveikaujantys metodai), realizuotas skaitinėse programose XFOIL 6.96 ir RFOIL 1.1, ir neklampiojo srauto su pasienio sluoksniu be sąveikos (zoniniai nesąveikaujantys metodai) metodas, realizuotas R. Eppler programoje.

4. Norint, kad skaitinėje programoje XFOIL modeliuojamos laminariojo turbulentinio virsmo skaitinės reikšmės sutaptų su eksperimentiniais rezultatais, reikia virsmo efektą modeliuoti priverstiniu virsmu arba pačiam vartotojui nurodyti virsmo kriterijaus reikšmę.

5. Atlikti skaitiniai tyrimai parodė, kad fiksuojant laminarųjį turbulentinį virsmą galima sumažinti sparno profilio pasipriešinimą. Sparno profilio LAP 7-131/17 pasipriešinimo koeficientas su fiksuotu virsmu sumažėjo 16,8 %, t. y. pasikeitė nuo 0,00497 iki 0,00420.

6. Skaitiniais metodais ištirta, kad virsmą ant LAP 7-131/17 profilio apatinio paviršiaus reikia fiksuoti 90 % stygos atstumu nuo noselės.

Dirbtinių trikdžių įtakos profiliniam pasipriešinimui tyrimai

Atlikus sparno profilių aerodinaminių charakteristikų analizę išsiaiškinta, kad profilinis pasipriešinimas paprastai sudaro apie pusę viso pasipriešinimo, kai sklandytuvas skrenda dideliu greičiu, ir apie ketvirtį, kai skrydžio greitis mažas. Profilinis pasipriešinimas priklauso nuo laminariojo pasienio sluoksnio ilgio viršutiniame ir apatiniame paviršiuje, nuo to, ar virsmas įvyksta su burbulu, ar be jo, ir nuo to, ar yra turbulentinio pasienio sluoksnio atsiskyrimas prie galinės briaunos. Todėl norint sumažinti profilinį pasipriešinimą reikia vengti laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymo. Tam galima panaudoti dirbtinį trikdį, kuris iškart sukelia laminarųjį turbulentinį virsmą ir neleidžia susidaryti laminariojo atsiskyrimo burbului. Tačiau būtina ištirti dirbtinio trikdžio įtaką profiliniam pasipriešinimui naudojant ne tik įvairius skaitinio modeliavimo metodus, bet ir eksperimentinius tyrimus.

Šiame skyriuje tiriamos dirbtinių trikdžių formos, tvirtinimo vietos ir laminariojo turbulentinio virsmo vietos įtaka sparno profilio aerodinaminėms charakteristikoms. Aprašoma eksperimentinių tyrimų metodika ir įranga. Pateikiami skaitinio modeliavimo ir eksperimentinių tyrimų rezultatai ir jų lyginamoji analizė. Taip pat skaitinių modeliavimų rezultatai palyginami su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais tyrimais.

Šio skyriaus rezultatai paskelbti autoriaus publikacijose (Naujokaitis 2008; Lasauskas, Naujokaitis 2009; Naujokaitis, Lasauskas 2009) ir trijose tarptautinėse ir devyniose respublikinėse konferencijose.

3.1. Eksperimentinių tyrimų sklandytuvo laisvo skrydžio metu metodika

Išanalizavus eksperimentinius tyrimus sklandytuvo laisvo skrydžio metu pasirinktas pėdsako tyrimo metodas pagal Jones (1936) metodiką, nes tai dažniausiai taikomas metodas dėl savo paprastumo ir lengvo sparno profilio pasipriešinimo apskaičiavimo. Tačiau pagal šią metodiką norint apskaičiuoti sparno profilio pasipriešinimą reikia slėgio trūkumą pėdsake išmatuoti toli už profilio galinio krašto, kad statinis slėgis būtų toks pat kaip laisvame sraute prieš profilį (1.7 pav.) (Schlichting 1960).

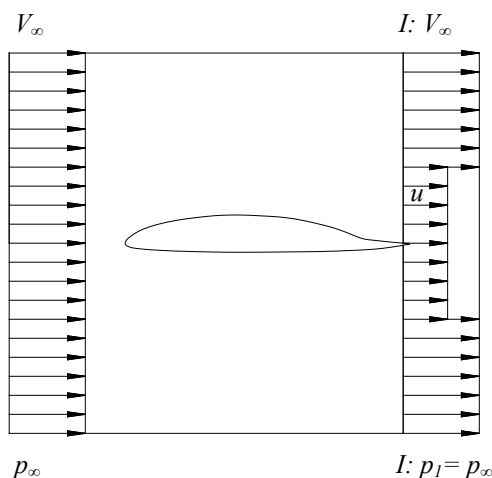
Atliekant eksperimentinius tyrimus aerodinaminiam vamzdyje arba laisvo skrydžio metu stengiamasi slėgį išmatuoti kuo arčiau už profilio. Deja, bet laisvo skrydžio eksperimentuose labai sudėtinga išmatuoti statinį slėgį toli už sparno profilio galinio krašto. Dažniausiai tai atliekama skraidančiose laboratorijose, nes įprastame sklandytuve labai sunku sumontuoti eksperimentinę įrangą dėl skrydžio saugumo reikalavimų.

Pirmasis šią problemą išsprendė amerikietis Richard H. Johnson (Johnson 1983, 1989), kuris pasiūlė sklandytuvo laisvo skrydžio metu integruojančias pėdsako šukutes uždėti tiesiog ant sparno galo. Savo eksperimentiniuose tyrimuose Richard H. Johnson matuodavo sklandytuvo skrydžio greitį ir skirtumą tarp visuminio slėgio ir integruojančių pėdsako šukučių slėgio. Savo pasiūlyta metodika Richard H. Johnson išanalizavo nemažai įvairių gamintojų ir skirtingų klasių sklandytuvų, tarp jų ir UAB „Sportinė aviacija ir Ko“ sklandytuvus LAK-12 (Johnson 1996) ir LAK-17A (Johnson 2001a, 2001b).

Richard H. Johnson eksperimentų tikslas – nustatyti užsparnio padėties įtaką sklandytuvo aerodinaminėms charakteristikoms, parinkti optimalią užsparnių padėtį kiekvienam planuotam skrydžio greičiui. Deja, norint įvertinti dirbtinio trikdžio efektyvumą, profilio glotnumą ir profilio jautrumą užterštumui neužtenka išmatuoti tik šiuos greičius. Tam būtina apskaičiuoti pasipriešinimą. Todėl pasipriešinimui apskaičiuoti naudojant integruojančias pėdsako šukutes, kurios tvirtinamos ant sparno profilio galo, būtina laikytis sąlygos, kad statinis slėgis matuojamoje vietoje lygus statiniam slėgiui laisvame sraute. Tokiu būdu integruojančios pėdsako šukutės nebeintegruoja sparno profilio pėdsake esančio visuminio slėgio, o matuoja sparno profilio pasienio sluoksnio vidutinį visuminį slėgį.

Teoriškai slėgio trūkumą pėdsake reikia išmatuoti toli už profilio galinio krašto, kad statinis slėgis būtų toks pat kaip laisvame sraute prieš profilį (Jones 1936; Schlichting 1960). Tačiau Harry J. Goett įrodė, kad pėdsako tyrimo vieta nuo profilio galinio krašto gali sukelti tik labai mažas paklaidas (Goett, Bullivant 1938; Goett 1939). Tai įrodydamas jis ištyrė tris skirtingus simetrinius NACA serijos profilius su skirtingais atstumais nuo profilio galinio krašto, kurie kito nuo $0,05c$ iki $3,00c$ ir nustatė, kad profilio pasipriešinimo paklaidos ne didesnės nei $0,5\%$. Taip Harry J. Goett įrodė, kad pėdsako tyrimo vieta turi mažą įtaką pasipriešinimo nustatymui. Tokias pačias išvadas padarė ir Timothy T. Takahashi (Takahashi 1997).

Atsižvelgiant į šias nedideles paklaidas galima tarti, kad integruojančių pėdsako šukučių vietoje esantis statinis slėgis p_I lygus laisvo srauto statiniam slėgiui p_∞ . Šiuo atveju gaunama pasienio sluoksnio tyrimo metodo schema skiriasi nuo pėdsako tyrimo metodo. Atsižvelgiant į tai, kad integruojančios pėdsako šukutės pritvirtintos ant sparno uodegėlės, visas pasienio sluoksnis privalo patekti į jas. Todėl gaunama stačiakampė srauto greičio įdubimo forma (3.1 pav.).

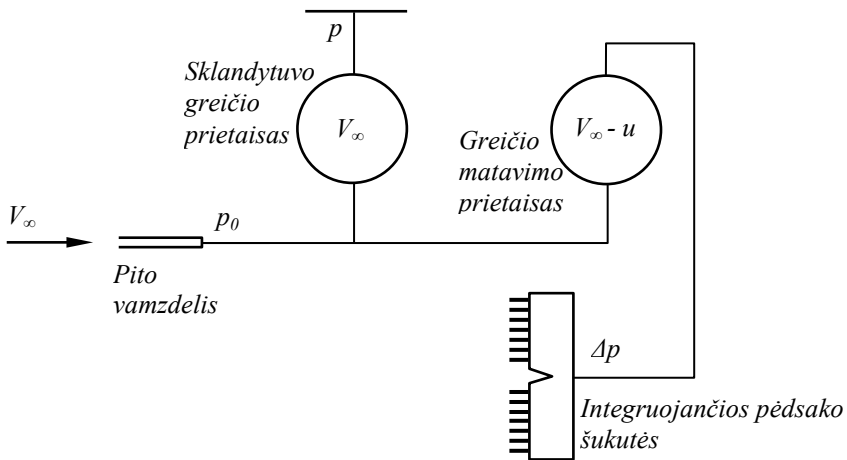


3.1 pav. Pasionio sluoksnio tyrimo metodika, kai integruojančios pėdsako šukutės tvirtinamos ant sparno profilio uodegėlės

Fig. 3.1. Boundary layer method, when integrating wake rake is attached to airfoil trailing edge

Atsižvelgiant į šią sąlygą ir skaičiuojant pasipriešinimą, reikia išmatuoti visuminio slėgio nuostolius stačiakampiam įdubime. Tam galima sudaryti principinę pasienio sluoksnio metodo matavimo sistemą (3.2 pav.).

3.2 paveiksle esančioje schemoje sklandytuvo skrydžio greitį gauname išmatavę skirtumą tarp visuminį slėgį matuojančio Pito vamzdelio ir statinį slėgį matuojančio statinio slėgio vamzdelio. Šį greitį rodo kiekviename sklandytuve esantis greičio matavimo prietaisas. Skirtumą tarp visuminį slėgį matuojančio Pito vamzdelio ir pasienio sluoksnio visuminio slėgio vidurkį matuojančių integruojančių pėdsako šukučių galima matuoti taip pat greičio matavimo prietaisu. Tačiau čia reikalingas jautresnis greičio matavimo prietaisas, pvz., sraigtasparnio, nes jie skraido ir mažais greičiais. Vietoj Pito vamzdelio galima naudoti Kielio vamzdelį, kuris nėra jautrus net 20 laipsnių atakos kampo pasikeitimui, todėl idealiai tinka ten, kur srauto kryptis nežinoma arba kinta keičiantis skrydžio sąlygoms.



3.2 pav. Principinė pasienio sluoksnio metodo matavimo sistema

Fig. 3.2. Principal boundary layer method measurement system

Taikant pėdsako tyrimo metodą galima apskaičiuoti sklandytuvo sparno profilio pasipriešinimą su dirbtiniu trikdžiu ir be jo. Remiantis Bernulio lygtimi galima užrašyti:

$$p_0 = \frac{\rho V_\infty^2}{2} + p_\infty - \left(\frac{\rho V_s^2}{2} + p \right), \quad (3.1)$$

čia V_s – ekvivalentinis nuostolių greitis.

Laikantis sąlygos, kad integruojančių pėdsako šukučių vietoje esantis statinis slėgis p lygus laisvo srauto statiniam slėgiui p_∞ , galima užrašyti:

$$\frac{\rho V_Q^2}{2} = \frac{\rho V_\infty^2}{2} - \frac{\rho V_s^2}{2}, \quad (3.2)$$

čia V_Q – judesio kiekio nuostolių greitis.

Pasipriešinimo koeficientą galima apskaičiuoti remiantis Anderson (2011):

$$C_D = \frac{D}{\frac{\rho V_\infty^2}{2} S} \quad (3.3)$$

arba išreikšti taip:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}. \quad (3.4)$$

Visą pasipriešinimą galima išreikšti šia formule (Schlichting 1960):

$$D = b\rho \int_{y=-\infty}^{+\infty} u(V_\infty - u) dy, \quad (3.5)$$

čia u – vidutinis pėdsako greitis.

Judesio kiekio nuostolius pasienio sluoksnyje, lyginant su potencialiniu srautu, galima išreikšti taip (Schlichting 1960):

$$\theta = \rho \int_0^\infty u(V_\infty - u) dy. \quad (3.6)$$

Įstatę (3.6) lygtį į (3.5) lygtį gauname:

$$C_D = \frac{2b\rho \int_{y=-\infty}^{+\infty} u(V_\infty - u) dy}{\frac{\rho V_\infty^2}{2} bc}, \quad (3.7)$$

čia b – sparno profilio plotis.

Tuomet galima išreikšti pasipriešinimą pasienio sluoksnyje:

$$C_D = \frac{4}{c} \int_{y=-\infty}^{+\infty} \frac{u}{V_\infty} \left(1 - \frac{u}{V_\infty}\right) dy. \quad (3.8)$$

Naudojant šią formulę galima apskaičiuoti pasipriešinimą pagal pakoreguotą metodiką. Tai yra matuojant visuminio slėgio nuostolius ne pėdsake, bet pasienio sluoksnyje.

3.2. Eksperimentinių tyrimų sklandytuvo laisvo skrydžio metu įranga

Daugelis autorių, atlikdami eksperimentinius tyrimus sklandytuvo laisvo skrydžio metu su pėdsaką integruojančiomis šukutėmis, pasiūlydavo savo pėdsaką integruojančių šukučių konstrukcinius variantus (Berns 1988; Plaisance 1997; Jansen 2000; Popelka *et al.* 2011 ir kt.), tačiau visų šių įrenginių principas yra toks pat.

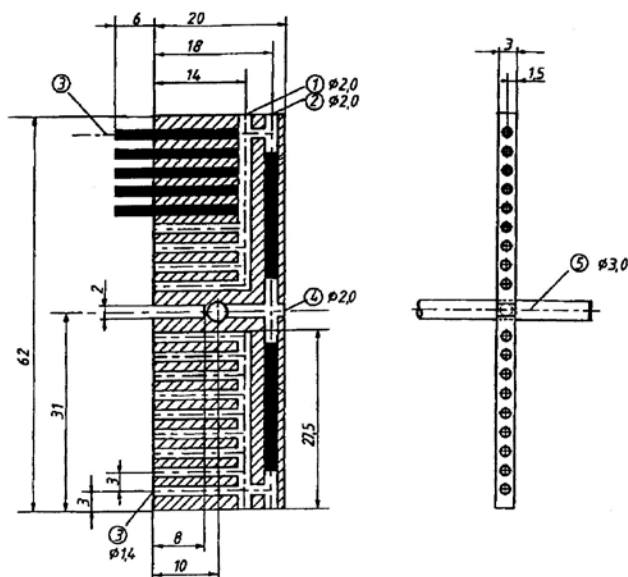
Pirmasis paprasčiausias integruojančias pėdsaką šukutes tinkamas sparno profilio pasipriešinimo matavimui laisvame sklandytuvo skrydyje pasiūlė Richard H. Johnson (Johnson 1968, 1983, 1989). Šios integruojančios pėdsako šukutės buvo sudarytos iš aliumininės plokštelės be išsikišusių vamzdelių ir pritvirtintos prie sparno galinio krašto. Taip buvo galima išmatuoti visuminio slėgio nuostolius viršutinėje ir apatinėje sparno pusėje. D. Althaus ištyrė šias pasiūlytas integruojančio pėdsako šukutes Štutgarto universiteto aerodinaminiam vamzdyje (Althaus 1990, 1995) ir įrodė, kad jos nėra tinkamos, nes sukelia didelių paklaidų. Visų pirma jos negali išmatuoti tikro visuminio slėgio, nes nėra išsikišančių vamzdelių. Antra, tokią šukučių konstrukciją iškart suintegruoja abiejų sparno paviršių slėgi.

Šiai problemai išspręsti Althaus (1995) pasiūlė pėdsaką integruojančias šukutes su dviem atskirais kolektoriais, kuriose slėgis viršutinei sparno pusei ir apatinei pusei būtų suintegruotas atskirai. Tik tada šie atskiri kolektoriai gali būti sujungti to paties skersmens vamzdeliais. Tad slėgis iš abiejų kolektorių išeina jau suvidurkintas.

Laisvo skrydžio eksperimentiniams tyrimams, anot Althaus (1995) pasiūlytą schemą (3.3 pav., matmenys nurodyti milimetrais), buvo pagamintos pėdsaką integruojančios šukutės (3.4 pav.).

Pagamintas šukutes sudaro aliumininė plokštelė, kurios aukštis – 62 mm, plotis – 20 mm, o storis – 3 mm. Jas sudaro du kolektoriai – viršutinei sparno pusei ir apatinei. Kiekvienas kolektorius turi devynias išgręžtas kiaurymes, kurių skersmuo – 1,4 mm, o gylis – 14 mm. Į šias kiaurymes įstatyti vamzdeliai, kurie išsikišę 6 mm. Šios devynios kiaurymės sueina į vieną kolektorių. Per atskirą kiaurymę sujungti viršutinis ir apatinis kolektoriai, iš kurių per vieną bendrą vamzdelį išeina suvidurkintas slėgis.

Detalesnė šių integruojančių pėdsako šukučių konstrukcija aprašyta Althaus (1995).



3.3 pav. Pėdsaką integruojančios šukutės (Althaus 1995)

Fig 3.3. Integrating wake rake (Althaus 1995)



3.4 pav. Pėdsaką integruojančios šukutės ant sklandytuvo sparno

Fig 3.4. Installation of integrating wake rake on the wing trailing edge

Ekspimentinių tyrimų įrangą pagal 3.2 paveiksle esančią principinę matavimo schemą sudaro pėdsaką integruojančios šukutės, kurios turi būti pritaisytos prie sparno galinio krašto. Integruojančios pėdsako šukutės greičio prietaisui perduoda suintegruotą visuminį slėgį. Taip pat į šį greičio prietaisą patenka visuminis slėgis, išmatuotas visuminio slėgio Pito arba Kielio vamzdelio (3.5 pav.). Tokių būdų gauname visuminio slėgio nuostolius, iš kurių pagal formulę (3.8) apskaičiuojame sparno profilio pasipriešinimą.



3.5 pav. Ekspimentinė įrangą ant sklandytuvo LAK-17B sparno

Fig 3.5. Experimental equipment on wing of LAK-17B sailplane

Sklandytuvo greitį rodo jo greičio matavimo prietaisai. Jis parodo skirtumą tarp visuminį slėgį matuojančio sklandytuvo Pito vamzdelio ir statinį slėgį matuojančio statinio slėgio vamzdelio.

Sklandytuvo LAK-17B prietaisų lenta parodyta 3.6 paveiksle. Joje matyti sklandytuvo greičio prietaisai ir matavimams naudojamas sraigtasparnio greičio matavimo prietaisai.



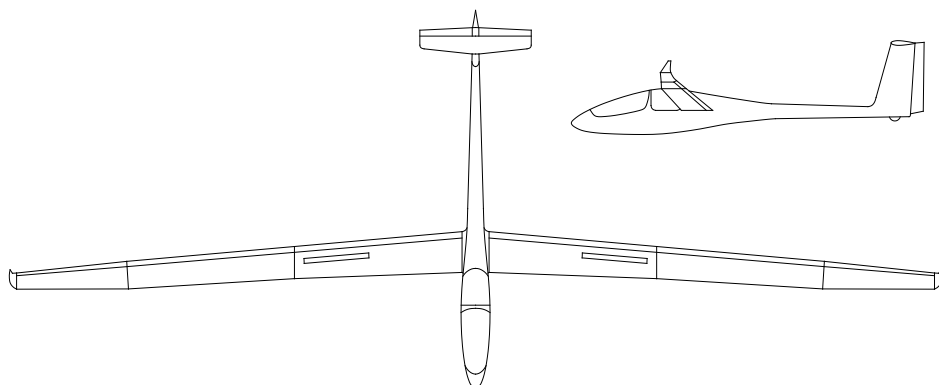
3.6 pav. LAK-17B sklandytuvo prietaisų lenta ir matavimams naudotas sraigtasparnio greičio prietaisas

Fig 3.6. Equipment panel of LAK-17B sailplane and airspeed indicator of helicopter

3.3. Eksperimentiniams tyrimams naudoti sklandytuvai

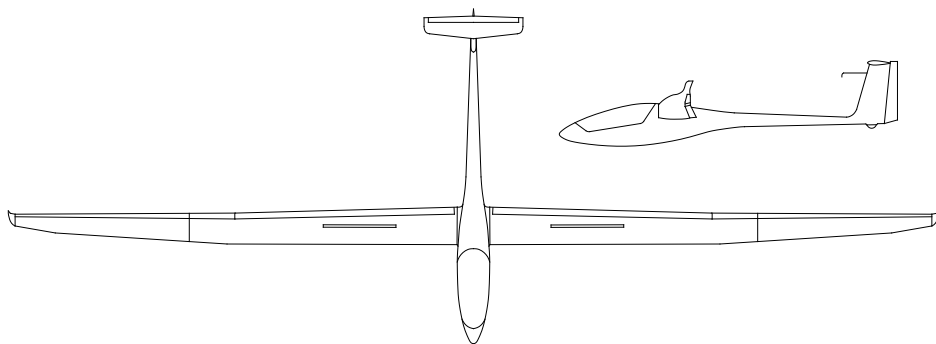
Eksperimentiniai tyrimai buvo atlikti su UAB „Sportinė aviacija ir Ko“ Lietuvoje pagamintais sklandytuvais LAK-20T ir LAK-17B.

LAK-20T – naujas atviros klasės dvivietis varžybų sklandytuvai (3.7 pav.). Sklandytuvo konstrukcija yra įprastos aerodinaminės konfigūracijos su „T“ formos uodega ir sparnais, kurie lengvai išlenkti į priekį. Dėl lengvai keičiamų sparno galų sklandytuvo sparno mostas gali būti 23 m arba 26 m ilgio. Sparną sudaro keturios dalys – dvi centrinės ir dvi išorinės. Sklandytuvo konstrukcija sukurta taip, kad būtų galima įrengti variklį. Sklandytuvai pagaminti iš kompozitinių medžiagų, o sparno lonžeronas suklijuotas iš anglies strypelių.



3.7 pav. Sklandytuvas LAK-20T
Fig 3.7. The LAK-20T sailplane

LAK-17B yra 15 arba 18 metrų mojo sklandytuvas (3.8 pav.). Tai vidur-sparnis sklandytuvas su „T“ formos uodega, įtraukiama važiuokle ir 200 l vandens balastu. Sparną sudaro keturios dalys – dvi centrinės ir dvi išorinės su vertikaliais sparno galiukais. Sparno konstrukcija – monokokinė su vienu lonžeronu. Sklandytuvas pagamintas iš mišriųjų kompozitinių medžiagų – kevlaro, anglies ir stiklo pluoštų.



3.8 pav. Sklandytuvas LAK-17B
Fig 3.8. The LAK-17B sailplane

3.4. Dirbtinių trikdžių įtakos profiliniam pasipriešinimui tyrimai

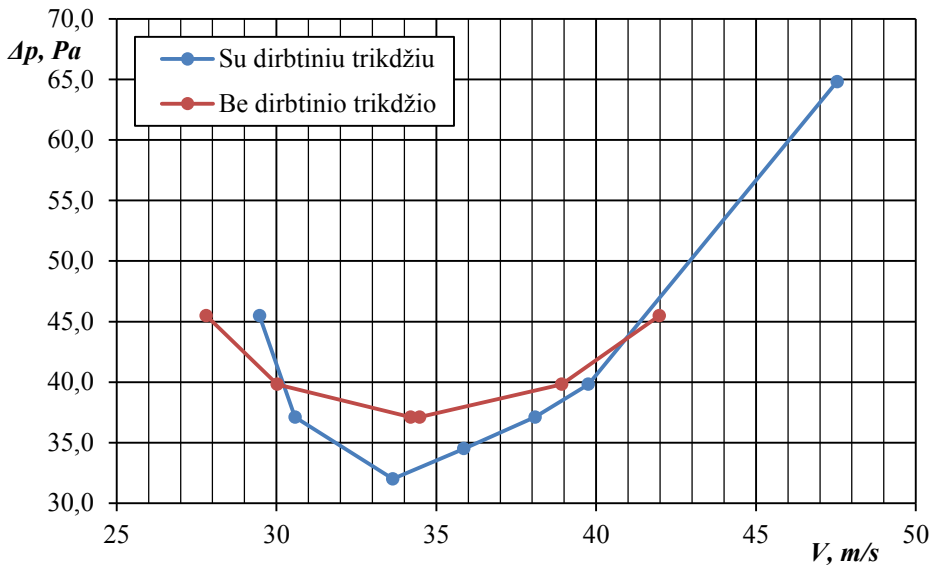
Eksperimentiniai tyrimai atlikti laikantis tokių pačių sąlygų kaip ir skaitiniai tyrimai. Integruojančios pėdsako šukutės pritvirtintos toje sparno vietoje, kurioje sparno styga – 0,81 m. Sklandytuvo greitis apskaičiuojamas iš vienetinio Reindoldso skaičiaus ir yra 26,5 m/s.

Pirmiausia laisvo LAK-20T sklandytuvo skrydžio metu buvo atliktas skrydis be zigzago tipo dirbtinio trikdžio. 3.9 paveiksle matyti integruojančios pėdsako šukutės ant sklandytuvo LAK-20T sparno ir pašalintas dirbtinis trikdys. Kitas skrydis buvo atliktas su zigzago tipo dirbtiniu trikdžiu. Jo pritvirtinimo vieta palikta pagal gamintojo nurodymus – 78 % stygos atstumu.



3.9 pav. Integruojančios pėdsako šukutės ant sklandytuvo LAK-20T sparno prieš skrydį
Fig 3.9. Installation of integrating wake rake on the wing trailing edge of the LAK-20T sailplane before free flight

Šiuo eksperimentiniu tyrimu buvo siekta išmatuoti sklandytuvo greitį V ir sparno profilio visuminio slėgio nuostolius Δp pėdsaką integruojančiomis šukutėmis. Gauti eksperimentiniai rezultatai pateikti 3.10 paveiksle. Čia matyti dvi kreivės: sparno profilio visuminio slėgio nuostolių su dirbtiniu trikdžiu ir be dirbtinio trikdžio priklausomybė nuo sklandytuvo greičio. Sklandytuvo skrydžio greitis atidėtas horizontaliojoje ašyje, o sparno profilio visuminio slėgio nuostoliai – vertikaliojoje.



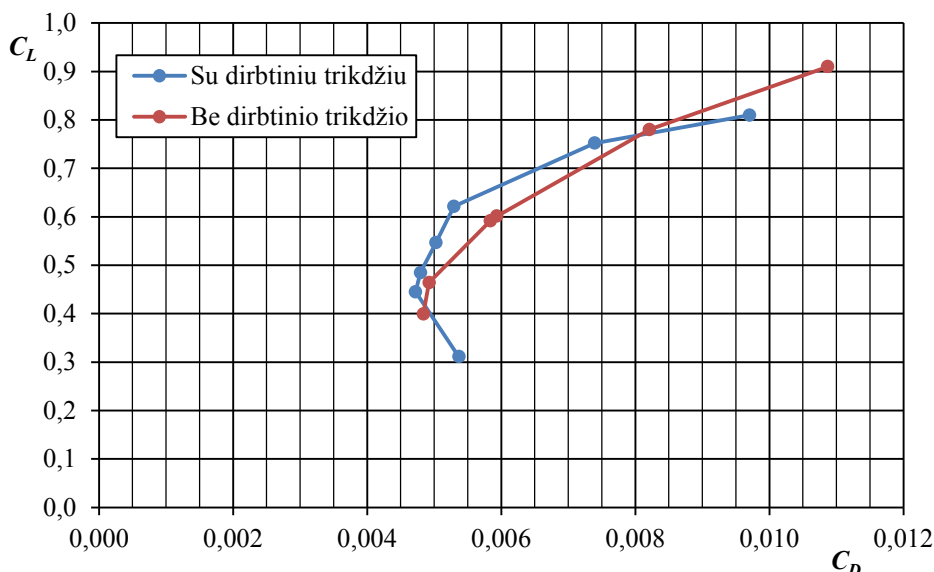
3.10 pav. Sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 visuminio slėgio nuostolių priklausomybė nuo sklandytuvo skridimo greičio

Fig. 3.10. Pitot pressure deficit dependence on sailplane speed of the LAP 02-150 airfoil of LAK-20T sailplane

3.10 paveiksle matyti, kad didžiausias visuminio slėgio nuostolių skirtumas tarp sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 su dirbtiniu trikdžiu ir be dirbtinio trikdžio yra net 14,8 %. Kuo mažesni slėgio nuostoliai, tuo mažesnis pasipriešinimas. Taip pat matyti, kad su zigzago tipo dirbtiniu trikdžiu pasipriešinimas mažesnis esant vidutiniams sklandytuvo greičiams – nuo 30 m/s iki 42 m/s. Minimalus sklandytuvo LAK-20T skridimo greitis 25 m/s, o maksimalus – 76 m/s.

Esant mažiems sklandytuvo greičiams vyrauja indukcinis pasipriešinimas (1.1 pav.), o profilinio pasipriešinimo įtaka nedidelė. Esant dideliems sklandytuvo greičiams, nesusidaro laminariojo atsiskyrimo burbulo, nes srautas iš laminariojo iškart virsta į turbulentinį. Dėl to efektyviausia dirbtinį trikdį taikyti vidutiniams skridimo greičiams.

Į formulę (3.8) įstačius eksperimentinius rezultatus (iš 3.10 pav.), galima apskaičiuoti sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 pasipriešinimą su dirbtiniu trikdžiu ir be jo. Pasipriešinimo koeficiento priklausomybė nuo keliamosios jėgos koeficiento parodyta 3.11 paveiksle. Čia keliamosios jėgos koeficientas apskaičiuotas iš keliamosios jėgos formulės (Anderson 2011).

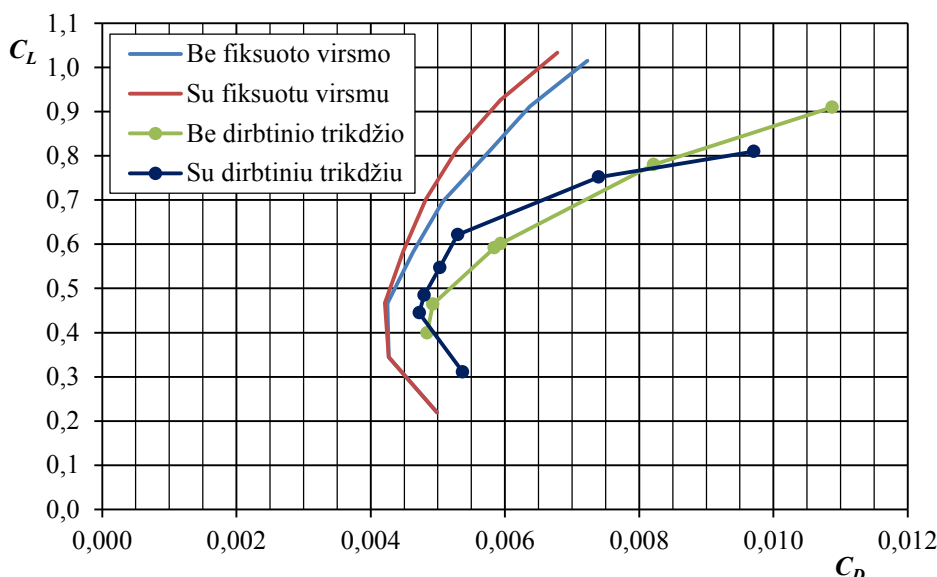


3.11 pav. Sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 su dirbtiniu trikdžiu ir be jo poliarės, apskaičiuotos iš eksperimentinių duomenų

Fig 3.11. Experimentally measured polars with and without turbulator of the LAP 02-150 airfoil of LAK-20T sailplane

3.11 paveiksle matyti, kad esant mažam skrydžio greičiui (keliamosios jėgos koeficiento reikšmės didelės) pasipriešinimas yra didesnis su dirbtiniu trikdžiu. Didėjant skrydžio greičiui (keliamosios jėgos koeficiento reikšmės mažėja) sparno profilio pasipriešinimas su dirbtiniu trikdžiu 11,4 % mažesnis nei be jo. Tik esant dideliame skridimo greičiui pasipriešinimas su dirbtiniu trikdžiu vėl padidėja. Tai dar kartą įrodo, kad dirbtinis trikdys gali efektyviai sumažinti sparno profilio pasipriešinimą.

Iš eksperimentinių tyrimų sklandytuvo laisvo skrydžio metu ir skaitinių modeliavimų atliktų programa XFOIL gautos sparno profilio poliarės parodytos 3.12 paveiksle. Matyti, kad tarp profilio su dirbtiniu trikdžiu ir fiksuotu virsmu minimalus pasipriešinimo koeficientas skiriasi 11,5 %. Didesnis minimalus pasipriešinimo koeficientas gautas eksperimentiškai ir yra 0,00472, o skaičiavimai parodė, kad pasipriešinimas yra 0,00421. Eksperimentiškai nustatytas profilio be dirbtinio trikdžio minimalus pasipriešinimo koeficientas yra 0,00484 ir 13 % didesnis, nei skaitiškai sumodeliuotas profilio be fiksuoto virsmo minimalus pasipriešinimo koeficientas 0,00425.



3.12 pav. Sklandytuvo LAK-20T sparno profilio LAP 02-150 poliarės
Fig 3.12. The polars of the LAP 02-150 airfoil of the LAK-20T sailplane

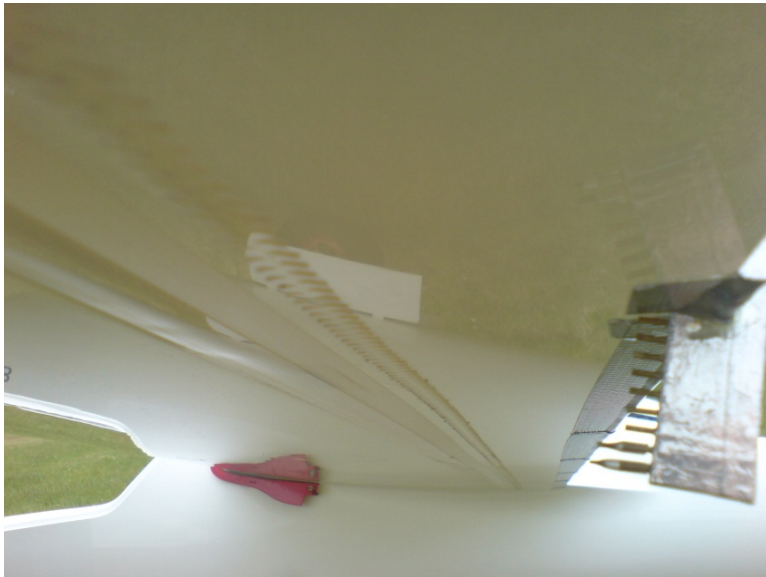
3.5. Dirbtinių trikdžių tvirtinimo vietos priklausomybės nuo profilinio pasipriešinimo tyrimai

Atlikti skaitiniai ir eksperimentiniai tyrimai su LAK-20T sklandytuvo LAP 02-150 sparno profiliu patvirtino, kad esant vidutiniams sklandytuvo greičiams dirbtinis trikdys gali sumažinti profilinį pasipriešinimą. Tačiau, anot Lyon *et al.* (1997a), yra du pagrindiniai parametrai, lemiantys dirbtinio trikdžio efektyvumą: tvirtinimo vieta ir dirbtinio trikdžio geometrija.

Atliktus skaitinius modeliavimus buvo būtina patikrinti eksperimentiškai. Tam buvo pasirinktas sklandytuvas LAK-17B, kurio sparno profilis LAP 7-131/17. Tai pagrindinis šio sklandytuvo profilis, besitęsiantis tarp 1,2 m ir 4,6 m nuo simetrijos plokštumos.

Eksperimentinius tyrimus sklandytuvo laisvo skridimo metu buvo būtina atlikti tomis pačiomis sumodeliuotomis srauto sąlygomis, kai keliamosios jėgos koeficientas $C_L = 0,4$. Žinant sklandytuvo svorį, sparno plotą ir stygą, galima apskaičiuoti reikiamą sklandytuvo greitį. Šiuo atveju sklandytuvo LAK-17B apskaičiuotas skridimo greitis $V = 36$ m/s. Jam esant reikia atlikti eksperimentinius tyrimus ir įvertinti dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietą.

Pirmiausia eksperimentiniai tyrimai buvo atlikti be zigzago dirbtinio trikdžio. Vėliau sklandytuvo LAK-17B sparno apatiniame paviršiuje laminarusis turbulentinis virsmas fiksuotas dirbtiniu trikdžiu – zigzago tipo juosta, kuri buvo tvirtinama (klijuojama) įvairiu atstumu nuo priekinės briaunos (3.13 pav.).

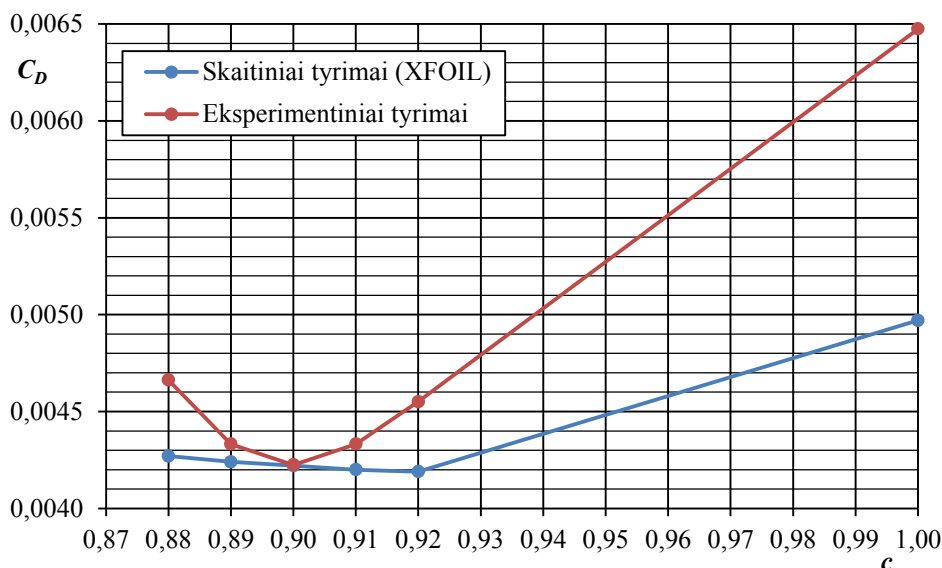


3.13 pav. Integruojančios pėdsako šukutės ant sklandytuvo LAK-17B sparno
(vaizdas iš sparno apačios)

Fig 3.13. Installation of integrating wake rake on the wing trailing edge of the LAK-17B sailplane (view from bottom of wing)

Gauti eksperimentiniai rezultatai pateikti 3.14 paveiksle. Čia matyti dvi kreivės. Mėlynos spalvos kreivė rodo skaitiniais tyrimais sumodeliuotą sparno profilio pasipriešinimo priklausomybę nuo priverstinio virsmo vietos stygos atžvilgiu. Raudonos spalvos kreivė rodo iš eksperimentinių duomenų apskaičiuoto pasipriešinimo priklausomybę nuo dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos. Vertikaliojoje ašyje atidėtas pasipriešinimo koeficientas, o horizontaliojoje – atstumas profilio stygos ilgyje.

3.14 paveiksle matyti, kad skaitinių ir eksperimentinių tyrimų rezultatai skiriasi. Didžiausias profilio pasipriešinimo skirtumas yra prie profilio uodegėlės ir sudaro 26,2 %. Galbūt šis skirtumas atsirado dėl to, kad pėdsaką integruojančios šukutės tvirtinamos ne visai ties sparno uodegėlės kraštu, bet noselės link. Taip pat šį skirtumą sukėlė ir skaitinio modeliavimo metodika – programa XFOIL negali tiksliai modeliuoti sprogusio burbulo ir viršutinio turbulentinio ir apatinio laminariojo srauto susijungimo.



3.14 pav. Skaitiniais tyrimais sumodeliuoto fiksuoto virsmo ir eksperimentiškai ištirtu dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos priklausomybės nuo profilio stygos

Fig. 3.14. Dependence of computationally modeled fixed transition and experimentally analysed turbulator location on profile chord

Kitas skirtumas – tai vieta, kurioje yra mažiausias pasipriešinimas. Skaitiniais tyrimais sumodeliuota, kad mažiausias pasipriešinimas yra tada, kai priverstinis virsmas fiksuojamas 92 % stygos atstumu. Eksperimentiškai ištirta, kad dirbtinis trikdys turi būti tvirtinamas ties 90 % stygos.

Skaitiniais tyrimais sumodeliuotas mažiausias pasipriešinimas yra 0,00419 ir nuo eksperimentiškai gauto mažiausio pasipriešinimo 0,00422 skiriasi tik 0,8 %.

Atlikti eksperimentiniai tyrimai laisvame sklandytuvo skrydyje patvirtino, kad dirbtinis trikdys gali efektyviai sumažinti pasipriešinimą. Kaip parodė eksperimentiniai rezultatai, iki 42 %.

Iš 3.14 paveikslo matyti, kad fiksuojant virsmą skaitinio modeliavimo programa XFOIL negalima tiksliai apskaičiuoti dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos. Palyginus skaitinių ir eksperimentinių tyrimų rezultatus, galima teigti, kad zig-zago tipo dirbtinį trikdį reikia tvirtinti 2 % prieš laminarųjį tubulentinį virsmą, kuris modeliuojamas skaitiškai. Dirbtinį trikdį reikia tvirtinti prieš skaitiškai sumodeliuotą virsmą, nes laikoma, kad virsmas įvyksta nuo dirbtinio trikdžio galinio krašto (Lyon *et al.* 1997a).

3.6. Dirbtinių trikdžių formos įtakos profiliniam pasipriešinimui tyrimai

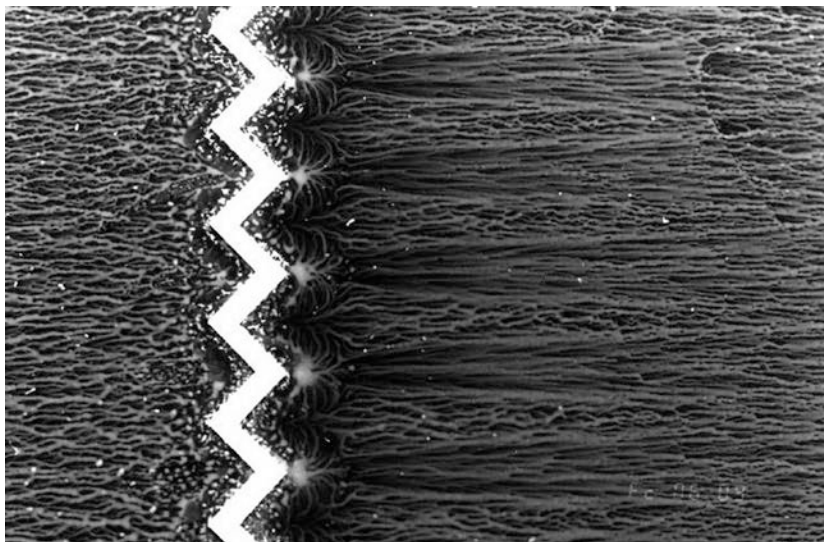
Kaip minėta, antrasis veiksnys, darantis įtaką dirbtinio trikdžio efektyvumui, yra dirbtinio trikdžio geometrija (Lyon *et al.* 1997a). Tad atlikus eksperimentinius tyrimus laisvame sklaidytuvo skrydyje su zigzago tipo dirbtiniu trikdžiu kilo klausimas, kiek profilinis pasipriešinimas priklauso nuo dirbtinio trikdžio formos.

Publikuoti eksperimentiniai tyrimai atlikti su keliomis dirbtinių trikdžių formomis – skirtingu aukščiu, pločiu ir geometrija (forma). Taip pat skirtinga pritvirtinimo vieta (Lyon *et al.* 1997b). Atsižvelgiant į dirbtinių trikdžių formos projektavimo sunkumą, eksperimentiniai tyrimai atlikti tik su keliais dirbtiniais trikdžiais – mažų trikampėlių juostele; didelių trikampėlių juostele; siaura, vidutine ir plačia zigzago tipo juostele; pusmėnulio formos zigzago juostele ir su apvaliais iškilimais. Deja, eksperimentiniai tyrimai buvo atlikti tik esant nedideliams Reinoldso skaičiams ($Re = 100\ 000\text{--}300\ 000$) ir nedideliams atakos kampams. Taip pat dirbtiniai trikdžiai buvo tvirtinami tik profilio viršuje, 10–50 % stygos atstumu. Šie eksperimentiniai tyrimai visiškai netinkami tiriant sklaidytuvo aerodinamines charakteristikas.

Minėti eksperimentiniai tyrimai buvo atliekami, kai dirbtinio trikdžio plotis buvo 12,7 mm. Žiūrint iš praktinės pusės, tai gana platus dirbtinis trikdys. Todėl buvo mažinamas dirbtinio trikdžio plotis, paliekant tą patį aukštį ir tvirtinimo vietą. Galima teigti, kad dirbtinio trikdžio plotis turi tik labai nedidelę įtaką virsmo charakteristikoms (Lyon *et al.* 1997a). Kitaip tariant, svarbiausias kriterijus, nustatant dirbtinio trikdžio charakteristikas, yra dirbtinio trikdžio galinio krašto vieta (3.15 pav.).

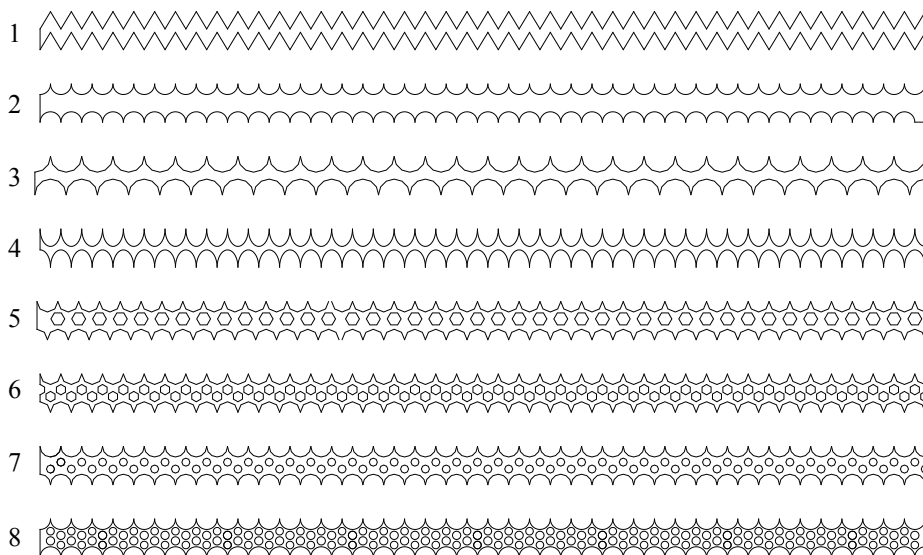
Atsižvelgiant į tai, projektuojamų dirbtinių trikdžių plotis paliktas kaip standartinio zigzago tipo dirbtinio trikdžio – 11 mm, aukštis – 0,5 mm. Suprojektuoti aštuoni dirbtiniai trikdžiai parodyti 3.16 paveiksle. Pirmasis dirbtinis trikdys yra standartinis zigzago tipo juostelės trikdys ir parodytas tik dėl palyginimo.

Suprojektuoti dirbtiniai trikdžiai buvo tiriami tik eksperimentiškai, nes skaitinio modeliavimo programa XFOIL gali sumodeliuoti tik fiksuotą virsmą. Atsižvelgiant į eksperimentinių tyrimų atlikimo sudėtingumą, buvo pasirinktos tos pačios tyrimo sąlygos, kaip ir tiriant zigzago tipo dirbtinio trikdžio efektyvumą. Visi dirbtiniai trikdžiai buvo pritvirtinami (prikljuojami) 90 % stygos atstumu, nes eksperimentiniai tyrimai parodė, kad šioje vietoje zigzago tipo dirbtinis trikdys efektyviausias. Šiuo atveju šis dirbtinis trikdys priimtas kaip etalonas, kad būtų galima patikrinti kitų dirbtinių trikdžių efektyvumą ir atlikti lyginamąją analizę.



3.15 pav. E374 profilio aptekėjimo vizualizacija su plačiu zigzago trikdžiu (tvirtinimo vieta $x/c = 30\%$; $h = 0,76$ mm; $Re = 200\,000$) (Lyon *et al.* 1997a)

Fig. 3.15. Close up of flow visualization performed on E374 airfoil with wide zigzag turbulator ($x/c = 30\%$; $h = 0,76$ mm; $Re = 200\,000$) (Lyon *et al.* 1997a)



3.16 pav. Suprojektuoti dirbtiniai trikdžiai (Nr. 2–8)

Fig. 3.16. Designed turbulators (Nr. 2 – 8)

Atliekant šiuos eksperimentinius tyrimus LAK-17B sklandytuvas buvo su vandens balastu, todėl sklandytuvo masė padidėjo 200 kg. Nuo vandens balasto priklauso sklandytuvo sparno įkrova (Thomas 1999). Optimalaus sparno įkrova priklauso nuo meteorologinių sąlygų. Įkrova pasirenkama atsižvelgiant į vyraujančius termikus. Jei termikai silpni, skrendama be vandens balasto, jei termikai stiprūs, su vandens balastu.

3.17 paveiksle parodytas vienas iš suprojektuotų dirbtinių trikdžių ant LAK-17B sklandytuvo prieš skrydį.



3.17 pav. Suprojektuotas dirbtinis trikdys ant LAK-17B sklandytuvo sparno prieš skrydį (vaizdas iš sparno apačios)

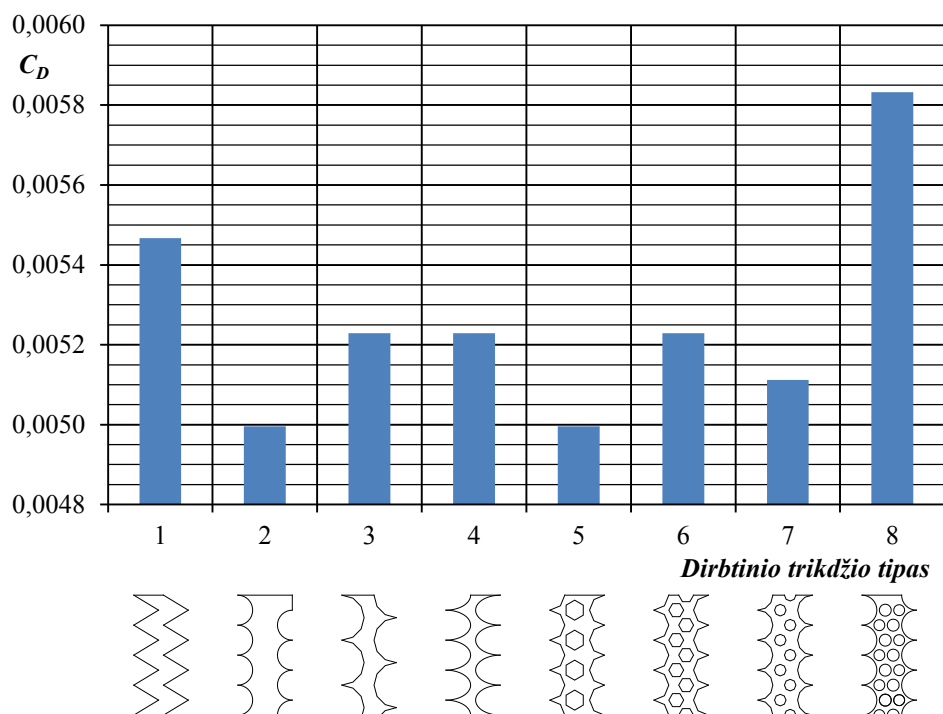
Fig. 3.17. Designed turbulator on the wing trailing edge of LAK-17B sailplane (view from bottom of wing)

3.18 paveiksle parodyta iš eksperimentinių rezultatų apskaičiuota pasipriešinimo priklausomybė nuo dirbtinių trikdžių formos.

Lyginant su prieš tai atliktais eksperimentiniais tyrimais, kai sklandytuvas buvo be vandens balasto, profilio pasipriešinimas su zigzago tipo dirbtiniu trikdžiu padidėjo 25,6 % – nuo 0,004224 iki 0,005467.

Iš 3.18 paveikslo matyti, kad galima sukurti efektyvesnius dirbtinius trikdžius nei šiuo metu naudojamas zigzago tipo dirbtinis trikdys.

Lyginant banguotus dirbtinius trikdžius su zigzago formos dirbtiniu trikdžiu, matyti, kad platesnis banguotas trikdys (Nr. 2) efektyvesnis 9 %, o siauresni banguoti trikdžiai (Nr. 3 ir Nr. 4) efektyvesni tik 4,4 %.



3.18 pav. Sparno profilio pasipriešinimo priklausomybė nuo dirbtinių trikdžių formos

Fig. 3.18. Airfoil drag dependence on turbulator type

Iš platesnio banguoto trikdžio (Nr. 2) išpjausčius apvalias skylutes, pastebėta, kad dirbtinis trikdys su retesnėmis skylutėmis (Nr. 7) efektyvesnis 6,7 %, kai dirbtinis trikdys su tankesnėmis tokio paties skersmens skylutėmis (Nr. 8) yra net 6,4 % blogesnis nei zigzago tipo.

„Kampuotai“ banguoti dirbtiniai trikdžiai taip pat efektyvesni nei zigzago tipo dirbtinis trikdys. „Kampuotai“ banguotas dirbtinis trikdys su išpjaustytais didesniais taisyklingais šešiakampiais (Nr. 5) efektyvesnis 9 %, p dirbtinis trikdys su mažesniais taisyklingais šešiakampiais (Nr. 6) efektyvesnis tik 4,4 %.

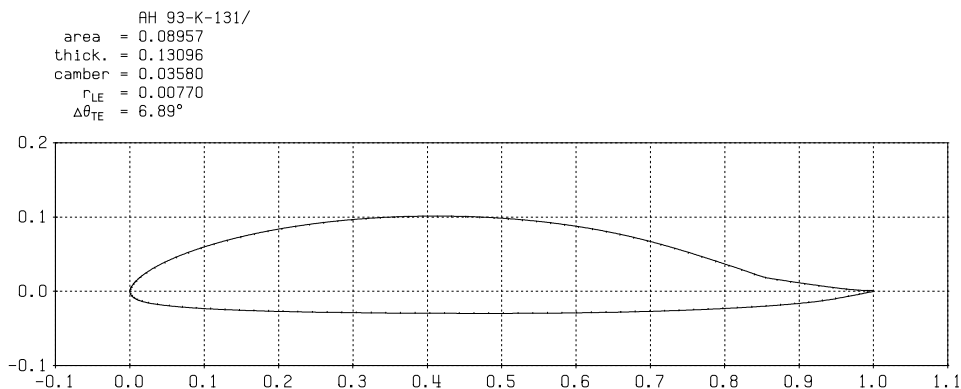
Vadinasi, galima teigti, kad, projektuojant dirbtinį trikdį su skylutėmis, nereikia tankinti skylių, nes didesnis skylių skaičius sukelia didesnę turbulenciją, taip padidindamas dirbtinio trikdžio pasipriešinimą. Taip pat pasipriešinimą didina ir didesnis aštrių kampų skaičius. Tai matyti lyginant dirbtinį zigzago trikdį ir platesnį banguotą trikdį (Nr. 2).

3.7. Sparno profilių aerodinaminių charakteristikų analizė

Nesant galimybės ištirti sklandytuvo LAK-17B sparno profilio LAP 7-131/17 aerodinamiame vamzdyje, galima jo aerodinamines charakteristikas palyginti su tai pačiai šeimai priklausančiais profiliais. Vienas iš tokių profilių – AH 93-K-131/15 profilis.

Šių sparno profilių kūrimo idėja – laminarųjį pasienio sluoksnį apatiniame profilio paviršiuje užtęsti kiek galima toliau (Boermans, Van Garrel 1994).

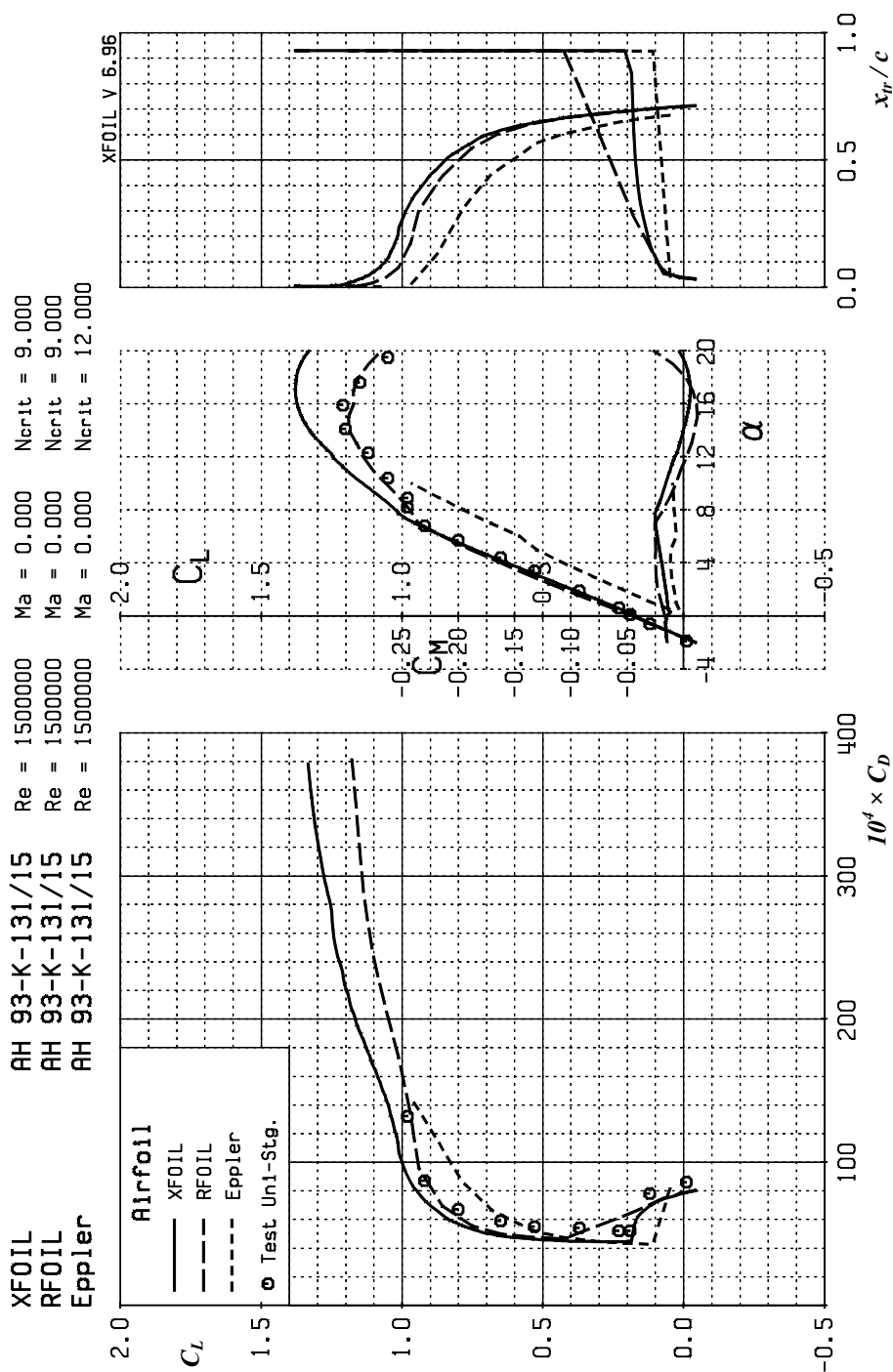
AH 93-K-131/15 profilį (3.19 pav.) sukūrė Štutgarto universiteto aerodinaminio vamzdžio tyrimo laboratorijos direktorius D. Althaus. Tai vienas iš daugelio jo sukurtų profilių (Althaus 1996b), naudojamų sklandytuvuose.

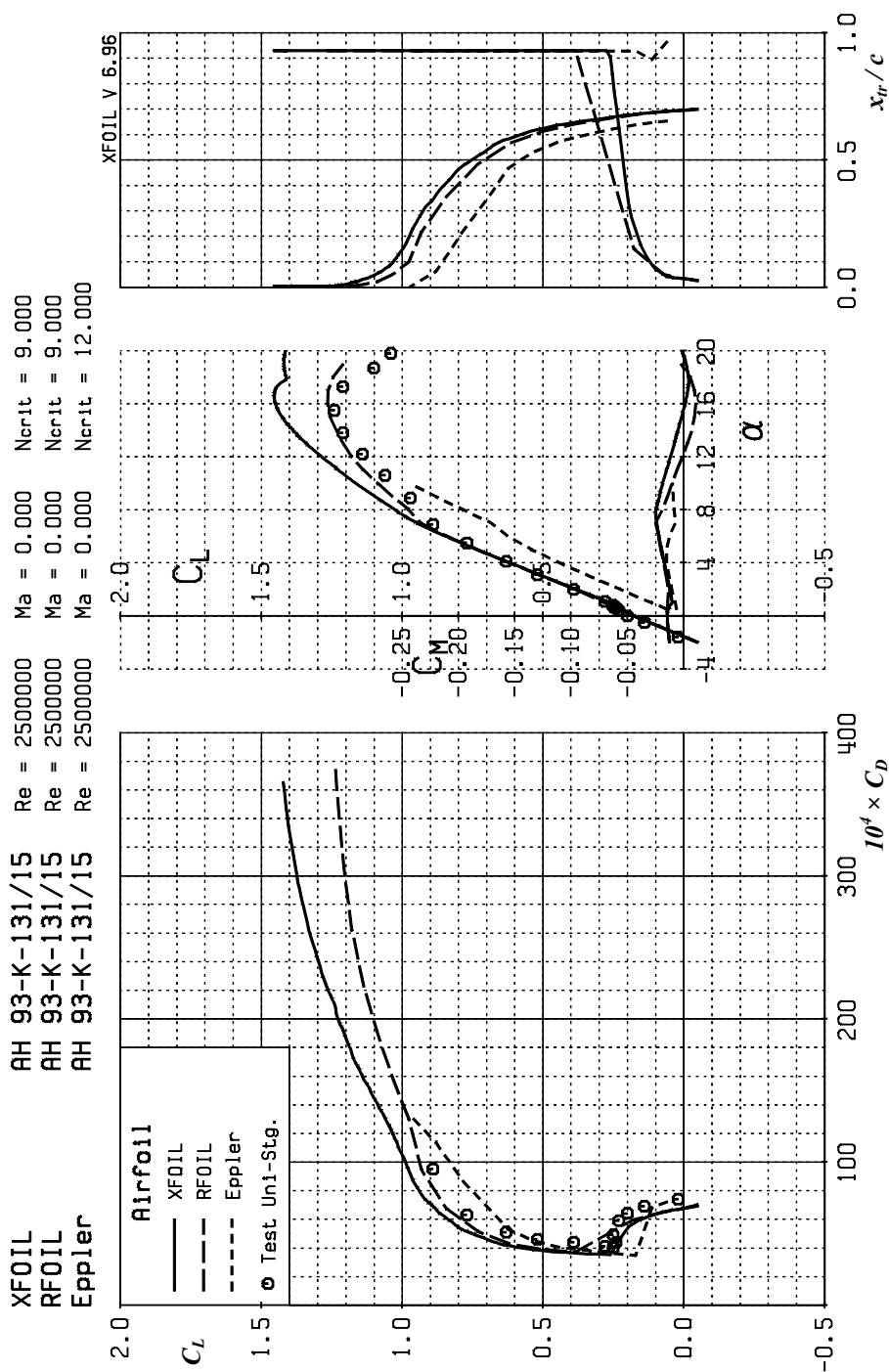


3.19 pav. AH 93-K-131/15 profilis
Fig. 3.19. The AH 93-K-131/15 airfoil

Profilio AH 93-K-131/15 analizė buvo atliekama, kai atakos kampas kito nuo -2 iki $+20$ laipsnių, o Reinoldso skaičius buvo $Re = 1,5 \times 10^6$ ir $Re = 2,5 \times 10^6$. Šiuo atveju Reinoldso skaičius buvo pasirinktas pagal atliktus eksperimentinius rezultatus. Pirmiausia naudojant skaitines programas XFOIL, RFOIL ir R. Eppler programą buvo apskaičiuotos teorinės profilio charakteristikų reikšmės. Vėliau apskaičiuotos teorinės reikšmės palygintos su publikuotais eksperimentiniais rezultatais, kurie gauti Štutgarto universiteto atvirojo kontūro aerodinamiame vamzdyje (Althaus 1996b).

Gautų aerodinaminių charakteristikų suvestinės pateiktos 3.20 ir 3.21 paveiksluose. Pirmiausia pastebima, kad tiek apskaičiuotų, tiek eksperimentiškai gautų poliarių kitimas yra panašus.

3.20 pav. AH 93-K-131/15 profilio charakteristikų suvestinė, kai $Re = 1,5 \times 10^6$ Fig 3.20. Data of AH 93-K-131/15 airfoil at $Re = 1,5 \times 10^6$



3.21 pav. AH 93-K-131/15 profilio charakteristikų suvestinė, kai $Re = 2,5 \times 10^6$

Fig 3.21. Data of AH 93-K-131/15 airfoil at $Re = 2,5 \times 10^6$

Esant $Re = 1,5 \times 10^6$ minimalus profilio pasipriešinimo koeficientas, apskaičiuotas skaitiniais metodais (programomis XFOIL, RFOIL ir Eppler), yra mažesnis nei eksperimentiniai rezultatai. Iš teoriškai apskaičiuotų duomenų matyti, kad mažiausias profilio pasipriešinimas R. Eppler gauta programa ir nuo eksperimentinių rezultatų skiriasi net 0,0009, arba 19 %. Šiek tiek didesnės minimalaus pasipriešinimo koeficiento reikšmės gautos naudojant programas RFOIL ir XFOIL, atitinkamai 11 % ir 16 %. Tačiau RFOIL gauta minimalaus pasipriešinimo sritis yra prie 0,16 didesnio keliamosios jėgos koeficiento nei XFOIL, o tai sudaro 46 %.

Esant $Re = 2,5 \times 10^6$ minimalus profilio pasipriešinimo koeficientas, apskaičiuotas skaitiniais metodais, taip pat mažesnis nei eksperimentiniai rezultatai, tačiau šis skirtumas mažesnis. Iš teoriškai apskaičiuotų duomenų matyti, kad mažiausias profilio pasipriešinimas gautas R. Eppler programa ir nuo eksperimentinių rezultatų skiriasi 13 %. Programomis RFOIL ir XFOIL gautas minimalus pasipriešinimo koeficientas mažesnis atitinkamai 8 % ir 13 %. Čia taip pat RFOIL gauta minimalaus pasipriešinimo sritis yra prie 0,12 didesnio keliamosios jėgos koeficiento nei XFOIL, o tai sudaro 38 %.

Nors skaitinėse programose XFOIL ir RFOIL pasipriešinimas skaičiuojamas tuo pačiu metodu, bet sumodeliuojamas skirtingas efektyvus aptekėjimas, kuris ir lemia skirtingą srauto atitrūkimo vietą. Lyginant teorinius rezultatus su eksperimentiniais galima pastebėti, kad su XFOIL teoriškai apskaičiuotas minimalus pasipriešinimo koeficientas iki atakos kampo 0° , esant $Re = 1,5 \times 10^6$, ir iki atakos kampo 2° , esant $Re = 2,5 \times 10^6$, geriau sutampa su Štutgarto universitete atliktų tyrimų rezultatais. Toliau didėjant atakos kampui, pasipriešinimas geriau sutampa su RFOIL programa, nors skaitiniais rezultatais gautas pasipriešinimas mažesnis ir mažėja didėjant Reinoldso skaičiui nuo 11 % iki 8 %.

Kai $Re = 1,5 \times 10^6$, maksimali aerodinaminė kokybė gauta programa XFOIL yra 141, o programa RFOIL – 135. Padidėjus Reinoldso skaičiui iki $Re = 2,5 \times 10^6$ atitinkamai padidėja iki 153 ir 144. Didžiausia profilio aerodinaminė kokybė gauta eksperimentiškai ir kintant Reinoldso skaičiui nuo $Re = 1,5 \times 10^6$ iki $Re = 2,5 \times 10^6$ didėja 3 % nuo 119 iki 123. Abiem atvejais didžiausia aerodinaminė kokybė yra mažesnė už teoriškai apskaičiuotą programą XFOIL. Šie teoriniai rezultatai, didėjant Reinoldso skaičiui, nuo eksperimentinių skiriasi atitinkamai nuo 17 % iki 22 % (XFOIL) ir nuo 13 % iki 16 % (RFOIL). R. Eppler programa gauta didžiausia aerodinaminė kokybė yra daug mažesnė. Didėjant Reinoldso skaičiui kinta nuo 103 iki 118. Šis skirtumas nuo eksperimentinių rezultatų atitinkamai sudaro 14 % ir 4 %.

Matyti, kad tiek Štutgarto universitete gautas keliamosios jėgos koeficientas, tiek apskaičiuotas XFOIL ir RFOIL skaitiniais metodais, kai atakos kampas lygus nuliui, išlieka toks pat net ir didėjant Reinoldso skaičiui.

Atakos kampo, kuriam esant keliamoji jėga lygi nuliui, reikšmė išlieka pastovi kintant Reinoldso skaičiui. Teoriškai gautos atakos kampo reikšmės, kurioms esant keliamoji jėga lygi nuliui, nekinta didėjant Reinoldso skaičiui ir yra $0,17^\circ$. Vidutinė atakos kampo reikšmė, gauta Štutgarto universiteto aerodinamiame vamzdyje, yra $0,19^\circ$. Ši reikšmė didesnė 10 % nei gauta skaitinėmis programomis XFOIL ir RFOIL. R. Eppler programa gauta, kad atakos kampas yra šiek tiek mažesnis, nors didėjant Reinoldso skaičiui skirtumas tarp kitų dviejų programų rezultatų mažėja. Taigi iš teorinių rezultatų matyti, kad didėjant Reinoldso skaičiui atakos kampas gautas programomis XFOIL ir RFOIL mažėja, o R. Eppler programa – išlieka nepakitęs.

Net ir kintant Reinoldso skaičiui ši tendencija išlieka tokia pati, kol atakos kampas pasiekia 7° reikšmę. R. Eppler programa nuo kitų skaitinio programų XFOIL ir RFOIL gautas keliamosios jėgos koeficientas didėjant atakos kampui nuo 1° iki 7° skiriasi nuo 0,3 iki 1,1. Galbūt šį skirtumą lėmė tai, kad šiose programose realizuotos skirtingos metodikos. Nuo šio atakos kampo skaitiniai rezultatai, gauti programomis XFOIL ir RFOIL, pradeda išsiskirti ir pasiekus maksimalią keliamąją jėgą šis skirtumas sudaro apie 14 %.

Pastebima, kad visais atvejais didėjant Reinoldso skaičiui maksimalus keliamosios jėgos koeficientas didėja, o kritinis atakos kampas mažėja. Šią ypatybę lemia virsmo judėjimas į priekį didėjant Reinoldso skaičiui. Didėjant Reinoldso skaičiui pasienio sluoksnis tampa plonesnis. Plonesnis srautas praranda mažiau energijos.

RFOIL programa apskaičiuotas maksimalus keliamosios jėgos koeficientas, esant $Re = 1,5 \times 10^6$, yra 1,6 % didesnis, o kai $Re = 2,5 \times 10^6$, mažesnis 2 % už Štutgarto universitete gautas reikšmes – 1,21 ir 1,24. XFOIL gautos reikšmės už eksperimentinius duomenis abiem atvejais yra didesnės ir didėjant Reinoldso skaičiui padidėja nuo 13 % iki 16 %.

D. Althauso (1996b) Štutgarto universitete išmatuotas kritinis atakos kampas didėjant Reinoldso skaičiui sumažėja 2,5 % nuo $15,5^\circ$ iki $15,9^\circ$. Šios kritinio atakos kampo reikšmės, kaip ir maksimalios keliamosios jėgos koeficiento, beveik sutampa su RFOIL programa gautais rezultatais ir, esant $Re = 1,5 \times 10^6$, yra didesnė 6 %, o kai $Re = 2,5 \times 10^6$, mažesnė 3 %. XFOIL gautos reikšmės už eksperimentinius duomenis abiem atvejais yra didesnės ir didėjant Reinoldso skaičiui sumažėja nuo 9 % iki 7 %.

R. Eppler programa gauta keliamosios jėgos priklausomybės nuo atakos kampo kreivė yra didesnė nei kiti skaitiniai metodai ir eksperimentiniai rezultatai. Šis skirtumas atsirado dėl nevienodos turbulentinio srauto skaičiavimo metodikos, kuri lemia srauto atitrūkimo vietą. R. Eppler programa prie atitrūkusio srauto nemodeliuoja, o tik pusiau empiriškai nustato keliamosios jėgos koeficientą ir įveda jo korekciją.

Už kritinio atakos kampo matyti, kad esant $Re = 1,5 \times 10^6$, eksperimentiniai duomenys puikiai sutampa su RFOIL rezultatais, o kai $Re = 2,5 \times 10^6$, eksperimentiniai duomenys šiek tiek mažesni. Abiem atvejais XFOIL programa gauti rezultatai daug didesni, nes XFOIL nebegali tiksliai konverguoti reikšmių, 5 % didesnių už kritinį atakos kampą.

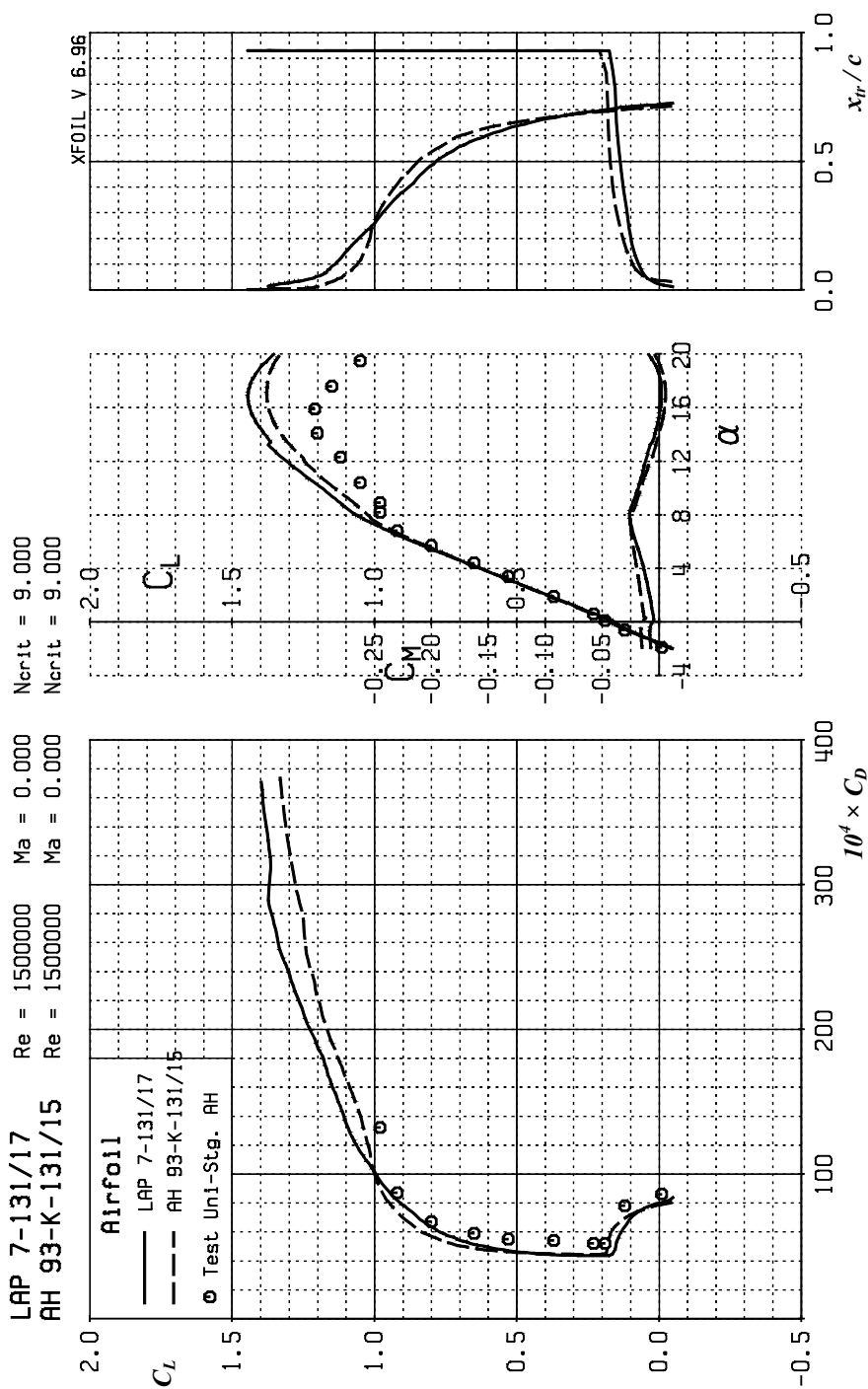
Momento koeficientas beveik pastovus apie ketvirčio stygos tašką, kol neįvyksta turbulentinis atsiskyrimas. Tai rodo, kad aerodinaminis centras yra šalia ketvirčio stygos taško. Čia įvyksta tik nežymus sumažėjimas, kai padidėja Reinoldso skaičius. Kuo profilio momento koeficientas yra mažesnis, tuo sparno sukimo momentas bus mažesnis.

Iš grafikų matyti, kad mažo pasipriešinimo srityje laminarusis turbulentinis virsmas apskaičiuotas programomis XFOIL ir RFOIL beveik sutampa, o R. Eppler programa parodė, kad šis virsmas, didėjant atakos kampui, įvyksta šiek tiek anksčiau. Tam įtakos turi laminariojo turbulentinio virsmo kriterijus. Programose XFOIL ir RFOIL dažniausiai taikoma reikšmė $N_{krit} = 9$. Tai įvairių dažnių amplitudės didėjimo koeficiento logaritmų gaubiamoji. R. Eppler programoje šis virsmo kriterijus yra $N_{krit} = 12$, nes čia skaičiuojamas individualių dažnių amplitudės augimas. Norint tiksliau apskaičiuoti laminariojo turbulentinio virsmo vietą, reikia pačiam vartotojui nurodyti virsmo kriterijaus reikšmę. Deja, bet šią reikšmę galima sužinoti tik iš eksperimentinių slėgio kitimo duomenų.

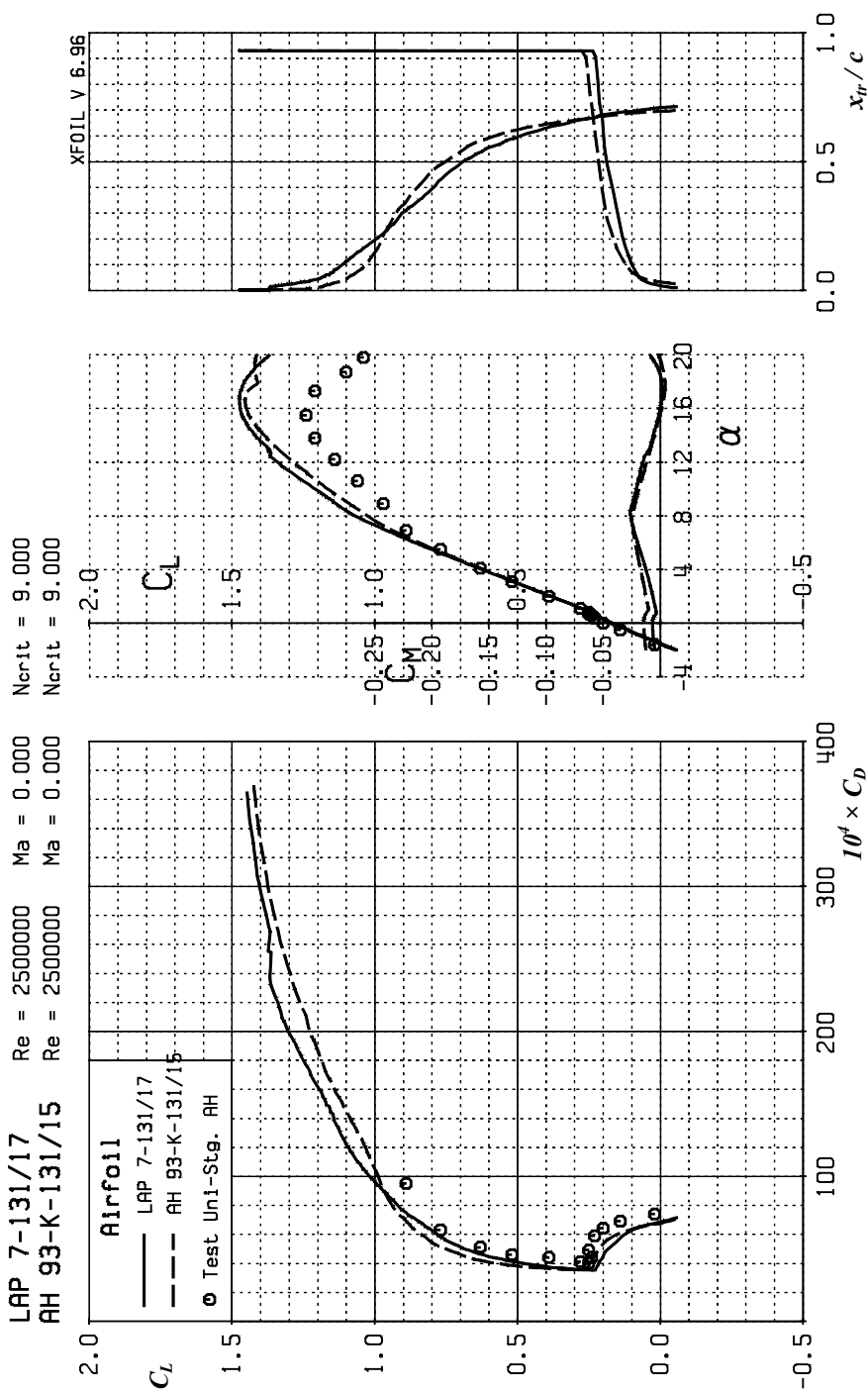
Išanalizuotas AH 93-K-131/15 profilio aerodinamines charakteristikas galima palyginti su sklandytuvo LAK-17B profilio LAP 7-131/17 charakteristikomis. 3.22 ir 3.23 paveiksle pateiktos LAP 7-131/17 ir AH 93-K-131/15 profilių aerodinaminių charakteristikų suvestinės gautos programa XFOIL, kai atakos kampas kito tarp -2 ir $+20$ laipsnių, o Reinoldso skaičius buvo $Re = 1,5 \times 10^6$ ir $Re = 2,5 \times 10^6$. Čia taip pat pateikti AH 93-K-131/15 profilio publikuoti eksperimentiniai rezultatai, kurie gauti Štutgarto universiteto aerodinaminiam vamzdyje (Althaus 1996b). Atsižvelgiant į tai, kad AH 93-K-131/15 profilio teoriškai apskaičiuotos ir eksperimentiškai gautos charakteristikos buvo išnagrinėtos anksčiau, čia jos nebus detalizuojamos. Eksperimentiniai rezultatai pateikti dėl bendros informacijos.

Esant $Re = 1,5 \times 10^6$ LAP 7-131/17 profilio minimalus pasipriešinimo koeficientas yra 0,00436 ir 1,8 % mažesnis už AH 93-K-131/15 profilio. Padidėjus Reinoldso skaičiui iki $Re = 2,5 \times 10^6$ abiejų profilių minimalus pasipriešinimo koeficientas sumažėja 9,2 % ir sutampa – 0,00353. Tačiau LAP 7-131/17 profilio minimalaus pasipriešinimo sritis yra prie 10 % mažesnio keliamosios jėgos koeficiento.

Minimalaus pasipriešinimo srityje LAP 7-131/17 profilio pasipriešinimo koeficientas mažesnis nei AH 93-K-131/15 profilio. Tik pasiekus keliamosios jėgos koeficiento reikšmę, lygią vienetui, LAP 7-131/17 profilio pasipriešinimo koeficientas tampa didesnis nei AH 93-K-131/15 profilio.



3.22 pav. AH 93-K-131/15 ir LAP 7-131/17 profilių charakteristikų suvestinė, kai $Re = 1,5 \times 10^6$
 Fig 3.22. Data of AH 93-K-131/15 and LAP 7-131/17 airfoils at $Re = 1,5 \times 10^6$



3.23 pav. AH 93-K-131/15 ir LAP 7-131/17 profilių charakteristikų suvestinė, kai $Re = 2,5 \times 10^6$
 Fig 3.23. Data of AH 93-K-131/15 and LAP 7-131/17 airfoils at $Re = 2,5 \times 10^6$

LAP 7-131/17 profilio didžiausia aerodinaminė kokybė, didėjant Reinoldso skaičiui nuo $Re = 1,5 \times 10^6$ iki $Re = 2,5 \times 10^6$, didėja 5,2 % nuo 130 iki 137. AH 93-K-131/15 profilio didžiausia aerodinaminė kokybė padidėja 8,1 % nuo 141 iki 153. LAP 7-131/17 profilio maksimali aerodinaminė kokybė skiriasi nuo AH 93-K-131/15 profilio atitinkamai 8,1 % ir 11 %.

Iš keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo matyti, kad abiejų profilių charakteristikų kitimas panašus. Didėjant Reinoldso skaičiui LAP 7-131/17 profilio keliamosios jėgos koeficientas, kai atakos kampas lygus nuliui, padidėja 6,1 % – nuo 0,1551 iki 0,1649. AH 93-K-131/15 profilio keliamosios jėgos koeficientas padidėja tik 1,6 % – nuo 0,1714 iki 0,1741. Didėjant Reinoldso skaičiui, skirtumas tarp šių profilių aerodinaminių charakteristikų atitinkamai sudaro 9,9 % ir 5,4 %.

Atakos kampo, kuriam esant keliamoji jėga lygi nuliui, reikšmė beveik išlieka pastovi kintant Reinoldso skaičiui ir abiem profilams yra $-1,55^\circ$.

Iš esmės abiejų profilių keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo kreivės yra panašios ir rezultatai ima skirtis tik keliamosios jėgos koeficientui padidėjus iki 0,8. Nuo šio keliamosios jėgos koeficiento abiejų profilių skaitiniai pradeda išsiskirti ir pasiekus maksimalią keliamąją jėgą šis skirtumas sudaro apie 4,7 %, esant $Re = 1,5 \times 10^6$, ir 1,4 %, esant $Re = 2,5 \times 10^6$.

Didėjant Reinoldso skaičiui LAP 7-131/17 profilio maksimalus keliamosios jėgos koeficientas padidėja 2 % – nuo 1,4461 iki 1,4751, o kritinis atakos kampas sumažėja 1,8 % – nuo $16,9^\circ$ iki $16,6^\circ$. AH 93-K-131/15 profilio keliamosios jėgos koeficientas padidėja 5,3 % – nuo 1,3791 iki 1,4549, o kritinis atakos kampas sumažėja 4,7 % – nuo $17,4^\circ$ iki $16,6^\circ$. Galima teigti, kad LAP 7-131/17 profilio maksimalus keliamosios jėgos koeficientas yra didesnis nei AH 93-K-131/15 profilio, tačiau kai 3 % yra mažesnis atakos kampas, esant $Re = 1,5 \times 10^6$, ir esant tam pat atakos kampui, kai $Re = 2,5 \times 10^6$.

Už kritinio atakos kampo esančių rezultatų galima nevertinti, nes, kaip buvo minėta, XFOIL nebegali tiksliai konverguoti reikšmių, 5 % didesnių už kritinį atakos kampą.

Paskutiniame aerodinaminių charakteristikų grafike parodyta laminariojo turbulentinio virsmo vietos priklausomybė nuo keliamosios jėgos koeficiento viršutiniame ir apatiniame profilio paviršiuje. Matyti, kad laminarusis turbulentinis virsmas abiejų profilių viršutiniame paviršiuje beveik sutampa iki keliamosios jėgos koeficiento 0,4. Paskui LAP 7-131/17 profilio laminarusis turbulentinis virsmas įvyksta šiek tiek anksčiau nei AH 93-K-131/15 profilio. Pasiekus keliamosios jėgos koeficientą, lygų 1, vėl AH 93-K-131/15 profilio virsmas įvyksta arčiau noselės.

Laminarusis turbulentinis virsmas apatiniame abiejų profilių paviršiuje panašus, tačiau AH 93-K-131/15 profilio laminarusis turbulentinis virsmas įvyksta esant didesniai keliamosios jėgos koeficientui ir atakos kampui.

3.8. Eksperimentinės įrangos ir tyrimų paklaidų įvertinimas

Tikriausiai niekada nebus įmanoma išvengti paklaidų, nes neįmanoma sukurti ne tik idealios matavimo ar tyrimo įrangos, bet ir idealių eksperimento atlikimo sąlygų. Vis dėlto, matuojant pasipriešinimą, atsiradusias paklaidas galima priskirti sisteminėms, kurių neįmanoma išvengti. Jos gali siekti 4 %, kai keliamosios jėgos koeficientas didelis, ir 10 %, kai keliamosios jėgos koeficientas mažas (Montoya *et al.* 1978). Šių paklaidų galima neįvertinti, kai pagal vienodą metodiką lyginamas kelių profilių pasipriešinimas.

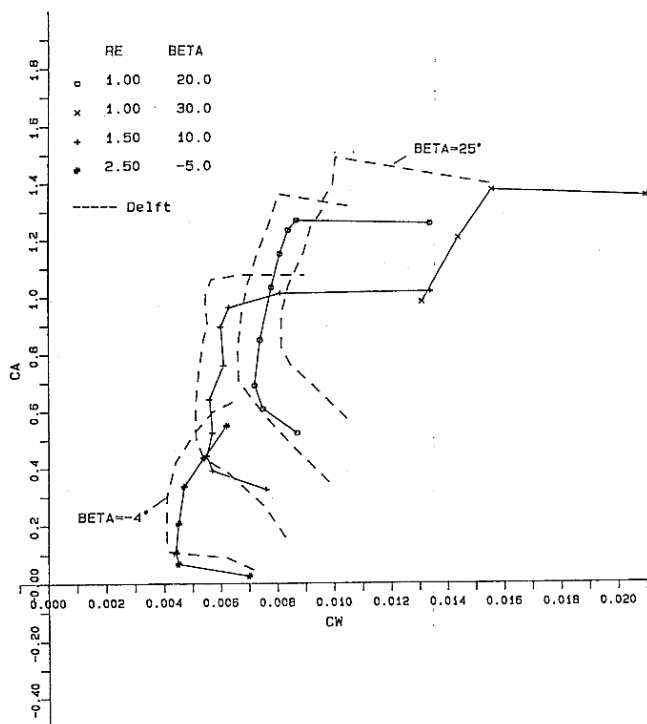
Taip pat sisteminės paklaidos gali atsirasti dėl slėgio matavimo pėdsake arba šiuo atveju pasienio sluoksnyje. Tam įtakos turi slėgio gradiento kitimas išilgai integruojančių pėdsako šukučių, laisvo srauto turbulencijos dydis, klampus ir srauto nukrypimas dėl pėdsaką integruojančių šukučių.

Kita paklaida, daranti įtaką matavimo duomenų tikslumui, yra susijusi su pėdsaką integruojančių šukučių tvirtinimu ant sparno galinio krašto ir priimta sąlyga, kad statinis slėgtis matuojamoje vietoje lygus statiniam slėgiui laisvame sraute. Kaip įrodė Goett, Bullivant (1938), Goett (1939) ir Takahashi (1997), ši paklaida yra ne didesnė kaip 0,5 %.

Kitų paklaidų gali atsirasti dėl slėgio matavimo prietaisų – Pito vamzdelio ir statinio slėgio vamzdelio. Tačiau šie vamzdeliai įmontuoti sklaidytuve ir dėl skrydžio saugumo visada privalo būti kalibruoti. Todėl šių paklaidų išvengta.

Iš eksperimentinių rezultatų ir jų lyginimo su skaitiniais rezultatais matyti, kad pasipriešinimo reikšmių skirtumas yra tokios pačios eilės, kaip skirtumas tarp eksperimentinių rezultatų, gautų dviejuose skirtinguose aerodinaminiuose vamzdžiuose (Althaus 1996b). Nors šis skirtumas sudaro apie 10 %, galima šių paklaidų nevertinti, tačiau jų išvengti neįmanoma. Pasipriešinimo koeficientas yra labai mažas, matuojamas tūkstantosiomis dalimis, todėl jį tiksliai išmatuoti laisvo skrydžio metu gana sudėtinga ir dažnai tai tampa tikru iššūkiu.

Net tą patį sparno profilio modelį tiriant skirtinguose aerodinaminiuose vamzdžiuose, pasipriešinimo koeficiento reikšmės gali skirtis. 3.24 paveiksle parodytos HQ 35 profilio poliarės, gautos eksperimentiškai Štutgarto universiteto atvirojo kontūro aerodinaminiam vamzdyje (Althaus 1996b) (3.24 pav. ištisinė linija) ir Delft technologijos universiteto uždarojo kontūro aerodinaminiam vamzdyje (Van Ingen, Boermans 1985) (3.24 pav. punktyrinė linija). Delft technologijos universitete gautos pasipriešinimo reikšmės, esant įvairiems užsparnio atsilenkimo kampams ir skirtingam Reinoldso skaičiui, yra mažesnės 10–18 %. Šis skirtumas galėjo atsirasti dėl skirtingos matavimo metodikos. Tačiau nepaisant šių skirtumų, laikoma, kad rezultatų sutapimas yra geras (Althaus 1996b).



3.24 pav. HQ 35 profilio poliarės (Althaus 1996b)

Fig. 3.24. The polars of the HQ 35 airfoil (Althaus 1996b)

Tos pačios eilės pasipriešinimo koeficiento skirtumas gautas atlikus lyginamąją analizę tarp skaitinių tyrimų ir publikuotų eksperimentinių rezultatų (Naujokaitis 2008; Lasauskas, Naujokaitis 2009). Šiuo atveju buvo analizuojamos kelių sparno profilių aerodinaminės charakteristikos. Atliktų skaitinių tyrimų rezultatai, gauti skaitinėmis programomis XFOIL, RFOIL ir R. Eppler programa, palyginti su publikuotais eksperimentiniais rezultatais, gautais Štutgarto universiteto aerodinaminiam vamzdyje (Althaus 1996b) ir Delft technologijos universiteto aerodinaminiam vamzdyje (Gooden 1979). Tos pačios eilės paklaidas tarp skaitinės programos XFOIL ir eksperimentinių tyrimų pastebi ir Evangelista *et al.* (1989).

Šio darbo metu tiriant profilio aerodinamines charakteristikas nebuvo įvertintas sklandytuvų sparno formos tikslumas. Tačiau atsižvelgiant į realių sparnų tikslumo matavimus (Gudžiūnas 2011) galima teigti, kad jis labai nedidelis. D. Gudžiūnas savo darbe (Gudžiūnas 2011) išanalizavo sklandytuvų LAK-17A ir LAK-19 sparno profilio LAP 92-130/15 formos įtaką aerodinaminėms charak-

teristikoms. Tam jis išmatavo šių sklandytuvų sparno profilį ir programa XFOIL apskaičiavo aerodinamines charakteristikas. Jas palygino su suprojektuoto profilio aerodinaminėmis charakteristikomis. Gautas aerodinaminių charakteristikų skirtumas nustebino, nes išmatuoto profilio maksimalus nuokrypis nuo originalaus profilio yra 2,46 mm. Šis skirtumas galėjo atsirasti dėl netolygaus sparnų padengimo dažais, poliravimo vašku ar net senėjimo, susijusio su sklandytuvo eksploatacija. Todėl šios įtakos aerodinaminėms charakteristikoms galima nevertinti.

Apibendrinant galima teigti, kad pasipriešinimo koeficiento paklaidos yra 10 % eilės, kai lyginami rezultatai, gauti skirtingomis metodikomis, ir tik kelių procentų eilės, kai lyginami rezultatai, gauti vienoda metodika.

3.9. Trečiojo skyriaus išvados

1. Tyrimais nustatyta, kad skaitiniais metodais negalima apskaičiuoti tikslios dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos. Eksperimentiškai ištirta, kad sklandytuvo greičių diapazone virsmas įvyksta 2 % stygos atstumu už dirbtinio trikdžio.

2. Eksperimentiniais tyrimais nustatyta, kad LAP 7-131/17 profilio dirbtinis trikdys gali iki 42 % sumažinti profilio pasipriešinimą. Tai 25,2 % daugiau, nei parodė atlikti skaitiniai tyrimai. Šį skirtumą galėjo įtakoti bandymų įranga ir skaitinio modeliavimo metodika realizuota programoje XFOIL, kuri negali tiksliai modeliuoti sprogsio burbulo ir viršutinio turbulentinio ir apatinio laminarinio srauto susijungimo.

3. Sukurtos ir eksperimentiškai ištirtos virsmą sukeliančios naujos formos dirbtinių trikdžių juostos su kuriomis profilio pasipriešinimas yra mažesnis iki 9 % lyginant su šiuo metu plačiai naudojamais zigzago tipo dirbtiniais trikdžiais.

4. Tyrimais nustatyta, kad skaitiniai metodai yra patikimi ir tikslūs, o rezultatai gaunami per keletą minučių. Skirtumas tarp skaitinių ir eksperimentinių tyrimų rezultatų nesiekia 10 %. Šis skirtumas yra tokios pačios eilės kaip skirtumas tarp eksperimentinių tyrimų, atliktų dviejuose skirtinguose aerodinamiuose vamzdžiuose.

Maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas

Didinant lėktuvo ar sklandytuvo maksimalią aerodinaminę kokybę, naudingo krovinio svorį, trumpinant kilimo ir tūpimo kelią, mažinant degalų sąnaudas, aplinkos taršą, triukšmą ir smukos greitį, labai svarbu pagerinti didelės keliamosios jėgos profilių aerodinamiką (Selig, Guglielmo 1997). Todėl nenuostabu, kad ši problema išlieka labai aktuali. Aerodinamikos inžinieriams labai svarbu iš anksto prognozuoti sparno profilių maksimalią keliamąją jėgą. Taip sudaromos sąlygos įvertinti ne tik projektuojamų, bet ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas, profilio tinkamumą sklandytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei.

Tiek eksperimentinėje, tiek skaičiuojamojoje aerodinamikoje sudėtinga nustatyti maksimalią keliamąją jėgą ir kritinį atakos kampą, prie kurio ji pasiekiamą (Rumsey, Ying 2002). Norint iš skaitinių rezultatų tiksliai nustatyti maksimalią keliamąją jėgą, būtina turėti maksimalios keliamosios jėgos kriterijų. Toks kriterijus gali būti slėgio skirtumo taisyklė (Greenman 1998).

Šiame skyriuje pateiktas maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas pagal slėgio skirtumo taisyklę. Atlikti skaitiniai tyrimai palyginti su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentiniais rezultatais. Pakoreguota metodika, kuri leidžia daug tiksliau prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą simetriniams ir gaubtiems profiliams esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

4.1. Sparno profilių slėgio skirtumo tyrimas

Maksimalią keliamąją jėgą galima prognozuoti remiantis W. Valarezo ir V. Chin išplėtotu pusiau empiriniu metodu (Valarezo, Chin 1994), leidžiančiu nustatyti maksimalios keliamosios jėgos koeficientą sparno profiliui pagal formulę (1.1). Šioje formulėje reikalingą slėgį galima apskaičiuoti bet kokia neklampiojo srauto modeliavimo programa, nes slėgio skirtumo taisyklė nereikalauja klampaus srauto (Van Dam 2002).

Norint patikrinti slėgio skirtumo taisyklę buvo pasirinkti profiliai, išskirti į tris grupes – gaubti (4.1 lentelė), gaubti ir skirti vėjo jėgainių mentėms (4.2 lentelė), simetriniai (4.3 lentelė). Šie profiliai pasirinkti dėl to, kad buvo ištirti Štutgarto universiteto atvirojo kontūro aerodinaminiam vamzdyje, o jų eksperimentiniai duomenys publikuoti (Althaus 1996a, 1996b).

4.1 lentelė. Gaubti profiliai

Table 4.1. Cambered airfoils

Profilis	Santykinis storis t , %	Santykinis gaubtumas f , %
AH 80-136	0,135	0,034
AH 82-150 A	0,150	0,033
AH 83-150 Q	0,150	0,041
AH 93-K131/15	0,130	0,035
AH 93-K130/15	0,130	0,035
AH 93-156	0,156	0,038
AH 95-160	0,160	0,056
FX S 03-182	0,182	0,028
FX 60-126 I	0,125	0,040
FX 63-143	0,143	0,030
FX 66-S-161	0,161	0,038
FX 66-S-196 V1	0,195	0,039
FX 67-K-150/17	0,149	0,047
FX 67-K-170/17	0,170	0,049
AUGUST 160	0,160	0,054
MUE 139	0,139	0,047
NN7 MK20	0,169	0,030
SM701	0,159	0,033
UAG 88-143/20	0,143	0,062
GOE 532	0,125	0,044
E603	0,189	0,033

4.2 lentelė. Gaubti profiliai, skirti vėjo jėgainių mentėms**Table 4.2.** Cambered airfoils for blades of wind turbines

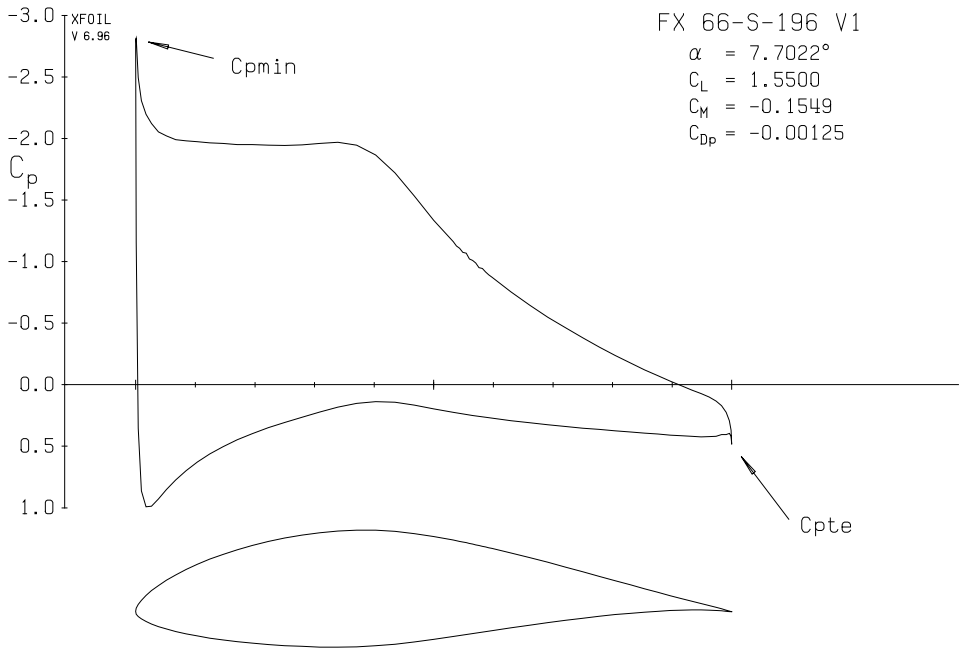
Profilis	Santykinis storis t , %	Santykinis gaubtumas f , %
AH 93-W-257	0,257	0,018
AH 93-W-300	0,300	0,011
FX 77-W-270	0,271	0,043
FX 79-W-151 A	0,152	0,038
FX 83-W-227	0,226	0,034
FX 84-W-097	0,097	0,028
FX 84-W-175	0,176	0,044
NACA 4415	0,150	0,040
NACA 63(4)-421	0,210	0,019

4.3 lentelė. Simetriniai profiliai**Table 4.3.** Symmetrical airfoils

Profilis	Santykinis storis t , %
LWK 79-100	0,100
LWK 80-080	0,080
LWK 80-100	0,100
LWK 80-120/K25	0,120
LWK 80-150/K25	0,150
FX 71-L-150 25	0,150
FX 76-100	0,100
FX 76-120	0,120
FX 79-L-100	0,100
AH 85-L-120/17	0,120
NACA 16-009	0,090
NACA 63(3)-418	0,180

Pagal Valarezo ir Chin (1994) metodo slėgio skirtumo taisyklę kiekvienam profiliui (4.1, 4.2 ir 4.3 lentelės) naudojant skaitinę programą XFOIL buvo apskaičiuotas minimalus slėgio koeficientas C_{pmin} ir slėgio koeficientas prie profilio galinio krašto C_{pte} neklampiajame sraute. Slėgio koeficientai buvo skaičiuojami, atsižvelgiant į atliktų eksperimentinių tyrimų (Althaus 1996a, 1996b), esant įvairiems Reinoldso skaičiams, maksimalias keliamosios jėgos koeficiento C_{Lmax} reikšmes.

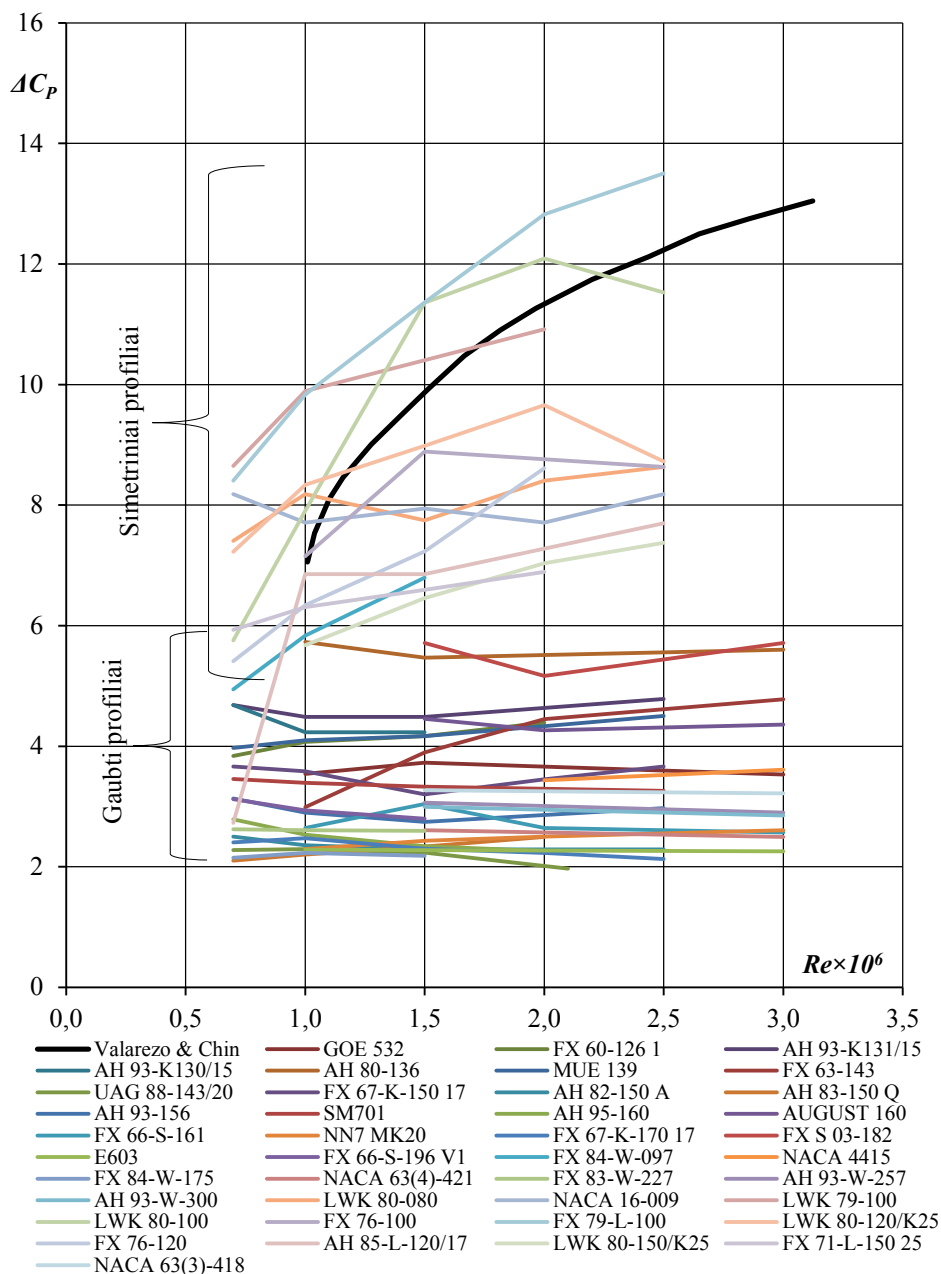
4.1 paveiksle matyti, kaip kinta slėgio koeficientas neklampiajame sraute FX 66-S-196 V1 profilio stygos ilgyje, kai keliamosios jėgos koeficientas $C_L = 1,55$. 4.1 paveiksle pavaizduotos maksimalaus slėgio koeficiento ir slėgio koeficiento prie profilio galinio krašto vietos, kuriose esančios slėgio koeficiento reikšmės panaudotos slėgio skirtumui skaičiuoti.



4.1 pav. FX 66-S-196 V1 profilio slėgio koeficiento kitimas neklampiajame sraute stygos atžvilgiu

Fig. 4.1. Dependence of FX 66-S-196 V1 airfoil pressure distribution in inviscid flow on profile chord

Analogiškai tokie skaičiavimai buvo atlikti visiems profiliams (4.1, 4.2 ir 4.3 lentelės), o gautos slėgio skirtumo ir Reinoldso skaičiaus priklausomybės pateiktos 4.2 paveiksle. Čia vertikaliojoje ašyje atidėtas slėgio skirtumas, o horizontaliojoje – Reinoldso skaičius. Juoda stora kreivė rodo (Valarezo, Chin 1994) nustatytą priklausomybę, pagal kurią galima visiems profiliams prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą. Deja, bet iš gautų rezultatų matyti, kad gauti rezultatai nesutampa su Valarezo ir Chin (1994) priklausomybe. Gaubti profiliai pasiskirstę grafiko apačioje tarp 2 ir 6 slėgio koeficiento skirtumo reikšmių. Simetriniai profiliai pasiskirstę daug aukščiau – nuo 6 iki 14 slėgio koeficiento skirtumo reikšmių. Vadinasi, Valarezo ir Chin (1994) pasiūlytas metodas netinka tiksliam profilio maksimalios jėgos prognozavimui.



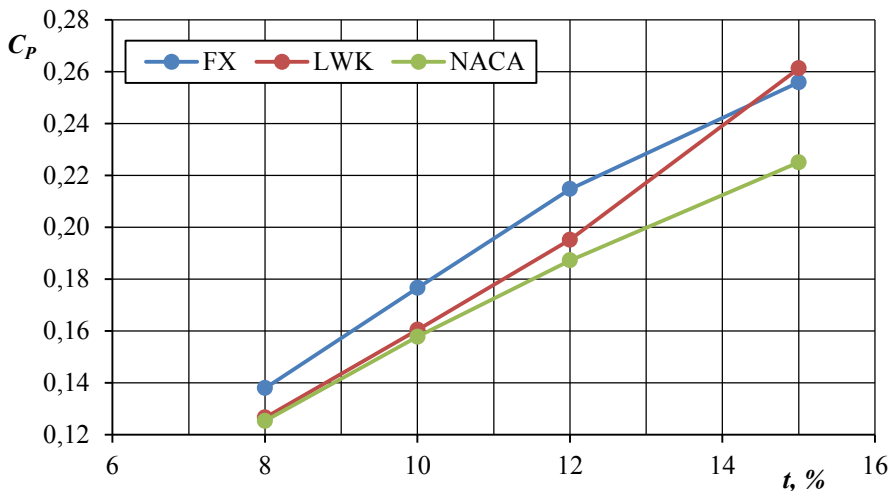
4.2 pav. Įvairių profilių slėgio skirtumo nuo Reinoldso skaičiaus priklausomybės

Fig. 4.2. Dependences of various airfoils pressure distribution on Reynolds numbers

4.2. Simetrinių profilių maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas

Atsižvelgiant į tai, kad simetriniai profiliai nėra gaubti, nes jų styga sutampa su vidurio linija, buvo ieškoma slėgio koeficiento skirtumo priklausomybės nuo profilio santykinio storio. Iš 4.2 paveikslo matyti, kad, didėjant profilio santykiniam storiui (nuo 10 % iki 15 %), profilio slėgio koeficiento skirtumas mažėja. Tam atlikta šių simetrinių profilių analizė ir išnagrinėtas slėgio koeficientas esant 98 % stygos atstumui.

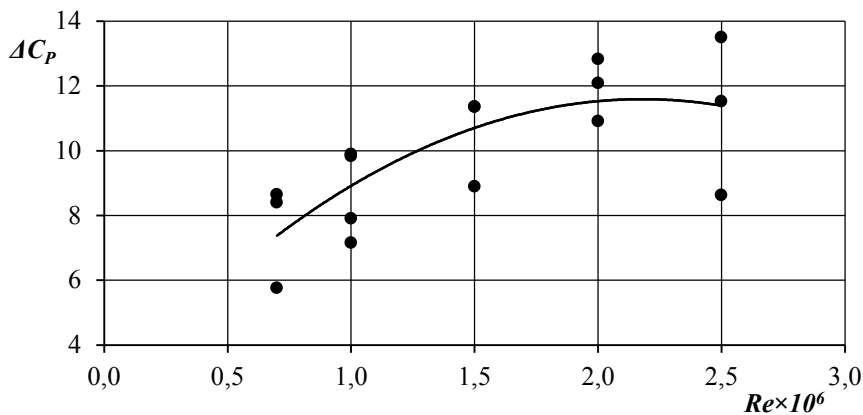
Apskaičiuoti FX, LWK ir NACA serijų simetrinių profilių slėgio koeficientai, esant 98 % stygos atstumui, pateikti 4.3 paveiksle. Matyti, kad, didėjant profilio santykiniam storiui, didėja ir slėgio koeficientas. Vadinasi, galima teigti, kad kuo didesnis profilio santykinis storis, tuo minimalus slėgio koeficiento skirtumas, kai keliamoji jėga maksimali, bus didesnis.



4.3 pav. FX, LWK ir NACA serijos simetrinių profilių slėgio koeficiento priklausomybės nuo santykinio profilio storio

Fig. 4.3. Dependences of FX, LWK and NACA type airfoils pressure coefficient on relative profile thickness

Atlikus šią analizę, galima kiekvienam profilio santykiniam storiui iš 4.2 paveikslo duomenų aproksimuoti daugianariu slėgio skirtumo priklausomybę nuo Reinoldso skaičiaus. 4.4 paveiksle pateikta priklausomybė, kai santykinis storis $t = 0,10 \%$. Tokie pat skaičiavimai atlikti, kai santykinis storis buvo $t = 0,12 \%$ ir $t = 0,15 \%$.



4.4 pav. Slėgio koeficiento skirtumo priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus, kai simetrinio profilio santykinis storis $t = 0,10\%$

Fig 4.4. Dependence of pressure distribution on Reynolds number, at $t = 0,10\%$ relative symmetrical airfoil thickness

Tuomet galima užrašyti apibendrintą slėgio koeficiento skirtumo priklausomybę nuo profilio santykinio storio ir Reinoldso skaičiaus:

$$\Delta C_p = a_2(t)re^2 + a_1(t)re + a_0(t), \quad (4.1)$$

čia $re = Re/10^6$, a_i – profilių santykinio storio polinomo koeficientų reikšmės, kurios pateiktos 4.4 lentelėje.

4.4 lentelė. Profilių santykinio storio polinomo koeficientų a_i reikšmės

Table 4.4. Polynomial values a_i of airfoil relative thickness

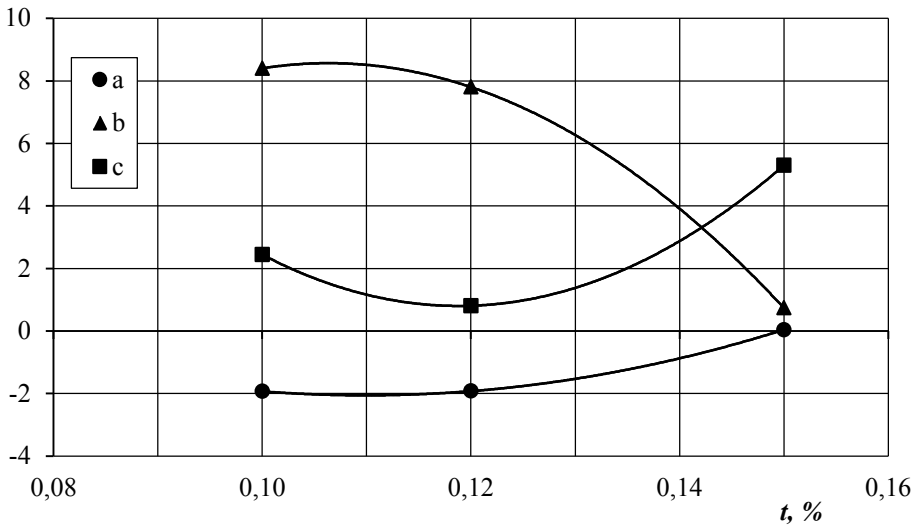
t	a_2	a_1	a_0
0,10	-1,9285	8,4019	2,4424
0,12	-1,9226	7,8021	0,8092
0,15	0,0418	0,7385	5,2964

Polinomų koeficientų reikšmių priklausomybę nuo profilio santykinio storio taip pat galima aproksimuoti kvadratinio daugianariu, kaip parodyta 4.5 paveiksle.

Tuomet galima užrašyti apibendrintų koeficientų a_i priklausomybę nuo profilio santykinio storio:

$$a_i = b_{2i}t^2 + b_{1i}t + b_{0i}. \quad (4.2)$$

Koeficientų b_i reikšmės pateiktos 4.5 lentelėje.



4.5 pav. a_2 , a_1 ir a_0 koeficientų priklausomybės nuo simetrinio profilio santykinio storio
Fig. 4.5. Dependences of a_2 , a_1 and a_0 on symmetrical airfoil relative thickness

4.5 lentelė. Apibendrintos profilių polinomo koeficientų reikšmės

Table 4.5. Generalized airfoil polynomial values for coefficients

	b_2	b_1	b_0
a_2	1303,7000	-286,5190	13,6864
a_1	-4109,2667	874,0487	-37,9103
a_0	4624,6667	-1099,0867	66,1044

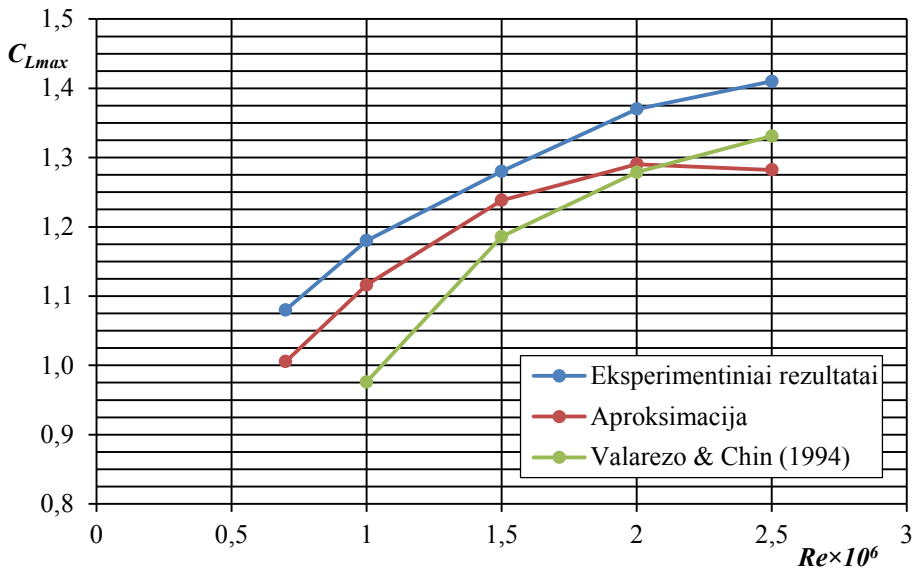
Tuomet simetriniams profiliams gauname slėgio koeficiento skirtumo priklausomybės nuo Reynoldso skaičiaus ir profilio santykinio storio išraišką:

$$\Delta C_p = f(t, re) \quad (4.3)$$

Išskleidę lygtį (4.1), galime užrašyti:

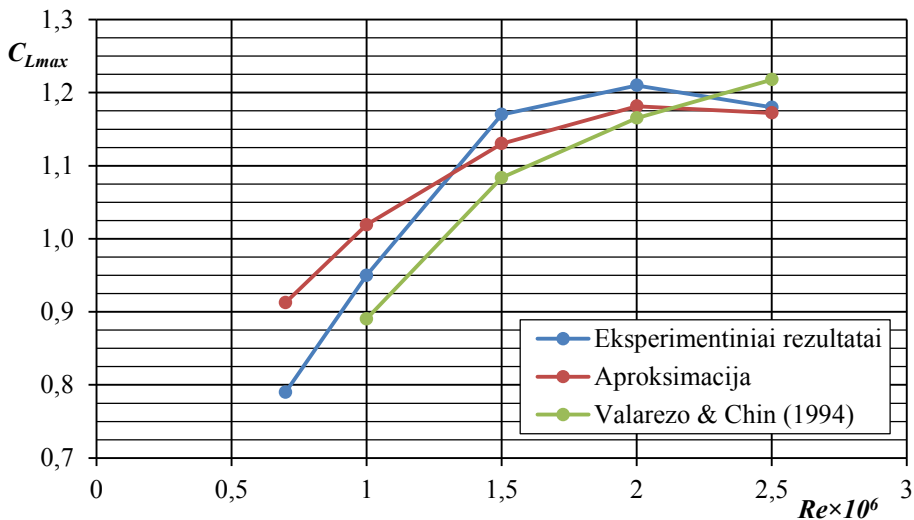
$$\Delta C_p = (b_{22}t^2 + b_{12}t + b_{02})re^2 + (b_{21}t^2 + b_{11}t + b_{01})re + (b_{20}t^2 + b_{10}t + b_{00}). \quad (4.4)$$

4.6 ir 4.7 paveiksluose pateiktas dviejų skirtingų simetrinių profilių maksimalios keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo Reynoldso skaičiaus pagal tris metodus: 1) iš bandymų rezultatų (Althaus 1996a, 1996b); 2) pagal gautą aproksimaciją; ir 3) Valarezo ir Chin (1994) metodu.



4.6 pav. FX 79-L-100 profilio maksimalios keliamosios jėgos priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus

Fig 4.6. The FX 79-L-100 airfoil maximum lift dependence on Reynolds number



4.7 pav. LWK 80-100 profilio maksimalios keliamosios jėgos priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus

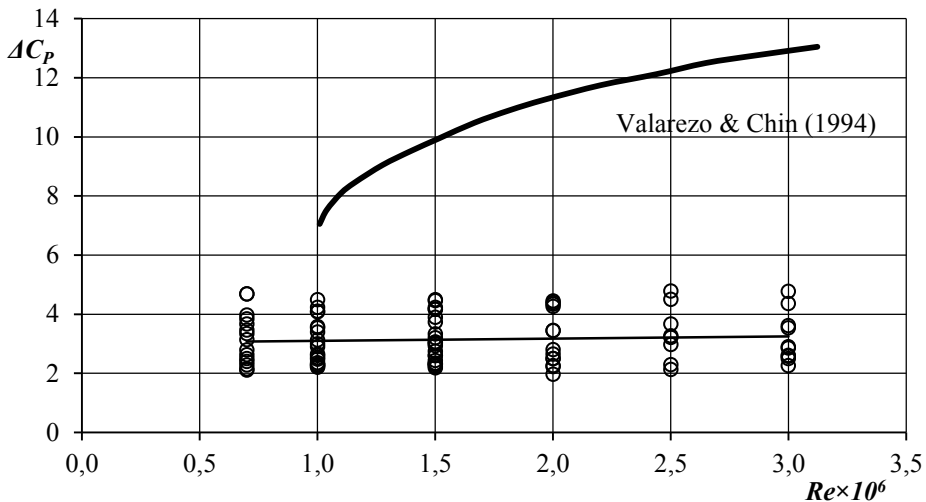
Fig 4.7. The FX 80-100 airfoil maximum lift dependence on Reynolds number

4.6 paveiksle matyti, kad aproksimacijos paklaida nuo eksperimentinių rezultatų, esant skirtingiems Reinoldso skaičiams, yra nuo 3 % iki 9 %, o Valarezo ir Chin (1994) metodo paklaidos yra nuo 6 % iki 17 %. 4.7 paveiksle matyti, kad aproksimacijos bei Valarezo ir Chin (1994) metodo paklaidos nuo eksperimentinių rezultatų yra vienodos – nuo 3 % iki 7 %. Atsižvelgiant į rezultatus, galima teigti, kad pasiūlyta aproksimacija gali tiksliau įvertinti maksimalią keliamąją jėgą simetriniams profiliams esant vidutiniams Reinoldso skaičiams.

4.3. Gaubtų profilių maksimalios keliamosios jėgos prognozavimas

Iš 4.2 paveikslo buvo matyti, kad Valarezo ir Chin (1994) pasiūlytas maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodas visiškai netinka gaubtiesiems profiliams. 4.2 paveiksle pateiktas gaubtų profilių slėgio skirtumo priklausomybės nuo Reinoldso skaičiaus galima aproksimuoti tiese (4.8 pav.):

$$\Delta C_p = 0,0738re + 3,0258. \quad (4.5)$$

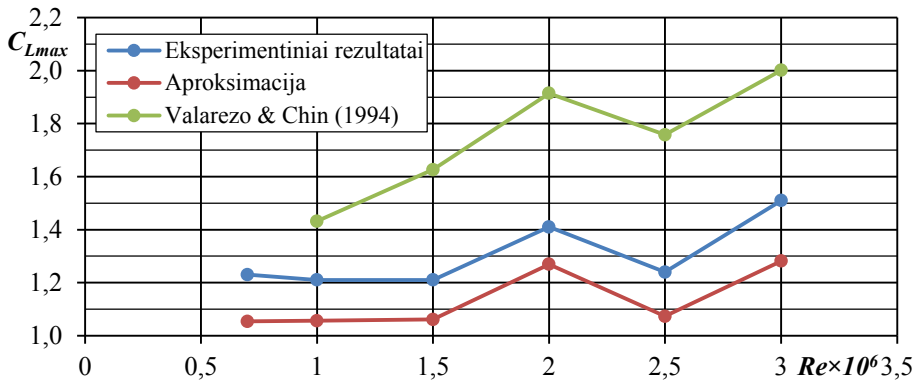


4.8 pav. Gaubtų profilių slėgio koeficiento skirtumo priklausomybės nuo Reinoldso skaičiaus

Fig. 4.8. Dependences of cambered airfoil pressure distribution on Reynolds number

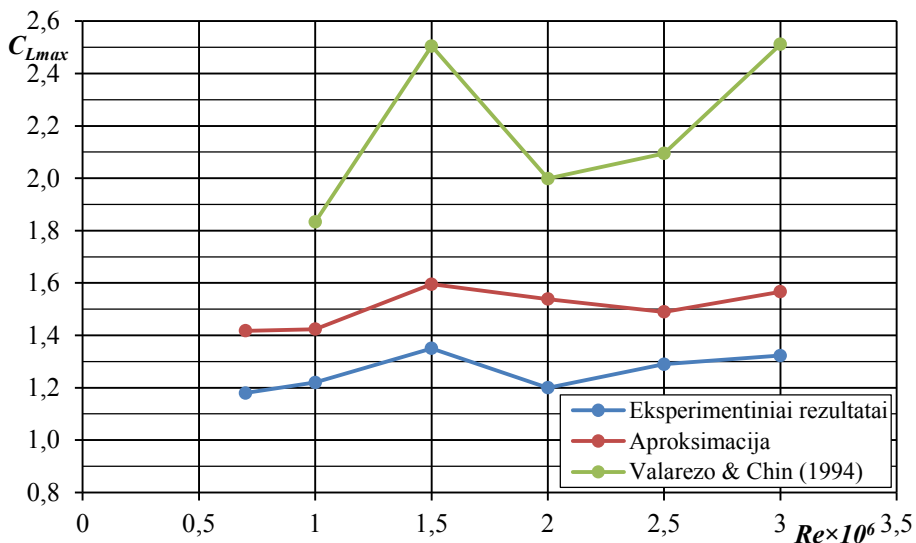
Į lygtį (4.5) įstatę norimą Reinoldso skaičių, galime prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą gaubtiesiems profiliams.

Galima patikrinti lygtį (4.5) į ją įstatant gaubtų profilių su mažiausiu ir didžiausiu slėgio koeficientų skirtumu duomenis. 4.9 paveiksle parodyta maksimalios keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus, kai slėgio koeficiento skirtumo reikšmės didžiausios, o 4.10 paveiksle, kai slėgio koeficiento skirtumo reikšmės mažiausios.



4.9 pav. Maksimalios keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus, kai slėgio koeficiento skirtumo reikšmės didžiausios

Fig. 4.9. Dependence of maximum lift on Reynolds number at highest pressure distribution values



4.10 pav. Maksimalios keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo Reinoldso skaičiaus, kai slėgio koeficiento skirtumo reikšmės mažiausios

Fig. 4.10. Dependence of maximum lift on Reynolds number at lowest pressure distribution values

Pasirinkus maksimalias slėgio koeficiento skirtumo reikšmes, skirtumas tarp eksperimentiškai gauto maksimalaus keliamosios jėgos koeficiento ir apskaičiuoto pagal pasiūlytą formulę yra 10–16 %, pasirinkus minimalias reikšmes – 14–23 %.

Naudojant Valarezo ir Chin (1994) pasiūlytas slėgio skirtumo reikšmes, paklaidos ribos siekia net nuo 16 % iki 62 %.

Deja, bet esant skirtingiems Reinoldso skaičiams nebuvo pastebėta jokių tendencijų nuo profilio geometrijos – santykinio gaubtumo, santykinio storio ir noselės spindulio. Tą parodė skaitinėmis programomis XFOIL ir RFOIL apskaičiuotas ir išanalizuotas maksimalus keliamosios jėgos koeficientas, kai Reinoldso skaičius kito nuo $Re = 0,7 \times 10^6$ iki $Re = 3 \times 10^6$. Kaip parodė atlikti tyrimai, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas, apskaičiuotas skaitiniais metodais XFOIL ir RFOIL nuo eksperimentinių rezultatų (Althaus 1996a, 1996b), gali skirtis iki 15 %.

4.4. Ketvirtojo skyriaus išvados

1. Atlikus skaitinius tyrimus programomis XFOIL ir RFOIL nustatyta, kad programose realizuotais skaitiniais metodais negalima tiksliai sumodeliuoti maksimalios keliamosios jėgos koeficiento. Paklaida gali siekti iki 15 %.

2. Atlikti tyrimai parodė, kad Valarezo ir Chin maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodo tikslumas esant vidutiniams Reinoldso skaičiams yra nedidelis. Šio metodo paklaidos simetriniams profiliams gali sudaryti iki 24 %, o gaubtiems profiliams – iki 62 %.

3. Pasiūlyta tikslesnė priklausomybė, tinkamesnė simetrinių ir gaubtų profilių maksimaliai keliamajai jėgai prognozuoti esant vidutiniams Reinoldso skaičiams. Didžiausios galimos paklaidos patikslintu maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodu simetriniams profiliams gali sudaryti iki 9 %, o gaubtiems profiliams – iki 23 %.

4. Norint dar tiksliau prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą gaubtiems profiliams, reikėtų įvertinti jų santykinį storį, gaubtumą ir noselės spindulį. Tačiau tuomet šis metodas tampa sudėtingesnis.

5. Vis dėlto maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodas nėra tinkamas tiksliam profilio maksimalios keliamosios jėgos nustatymui, nes neįvertina visų profilio srauto aptekėjimo sąlygų esant skirtingiems Reinoldso skaičiams.

Bendrosios išvados

1. Ištirti skaitinio modeliavimo metodai neįvertina tikslios dirbtinio trikdžio tvirtinimo vietos. Eksperimentiniais tyrimais nustatyta, kad sklandytuvo greičių diapazone virsmas įvyksta vidutiniškai 2 % stygos atstumu už dirbtinio trikdžio.

2. Sukurtos ir eksperimentiškai ištirtos virsmą sukeliančios naujos formos dirbtinių trikdžių juostos, su kuriomis profilio pasipriešinimas yra mažesnis iki 9 %, lyginant su šiuo metu plačiai naudojamais zigzago tipo dirbtiniais trikdžiais.

3. Eksperimentiniais tyrimais ištirta, kad LAP 7-131/17 profilio dirbtinis trikdys gali iki 42 % sumažinti profilio pasipriešinimą. Tai 25,2 % daugiau, nei parodė atlikti skaitiniai tyrimai. Šį skirtumą galėjo paveikti bandymų įranga ir skaitinio modeliavimo metodika realizuota skaitinėje programoje XFOIL, kuri negali tiksliai modeliuoti sprogusio burbulo ir viršutinio turbulentinio ir apatinio laminariojo srauto susijungimo.

4. Lyginant skaitiniais metodais apskaičiuotas profilio aerodinamines charakteristikas su eksperimentiškai gautomis bei mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentinių tyrimų rezultatais nustatyta, kad skaitiniai metodai realizuoti skaitinėse programose yra patikimi ir tikslūs. Šiuo atveju galimos didžiausios paklaidos siekia 10 %. Tai nėra lemiamos paklaidos, nes skirtumas tarp skaitinių metodų rezultatų ir eksperimentinių tyrimų yra tokios pačios eilės, kaip skirtu-

mas tarp eksperimentinių tyrimų, atliktų dviejuose skirtinguose aerodinaminiuose vamzdžiuose. Kai lyginami rezultatai, gauti vienoda metodika, paklaida yra tik kelių procentų eilės.

5. Atlikti tyrimai parodė, kad Valarezo ir Chin maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodo tikslumas esant vidutiniams Reinoldso skaičiams yra nedidelis. Šio metodo paklaidos simetriniams profiliams gali sudaryti iki 24 %, o gaubtiems profiliams – iki 62 %.

6. Pasiūlyta tikslesnė priklausomybė, tinkamesnė simetrinių ir gaubtų profilių maksimaliai keliamajai jėgai prognozuoti esant vidutiniams Reinoldso skaičiams. Didžiausios galimos paklaidos patikslintu maksimalios keliamosios jėgos prognozavimo metodu simetriniams profiliams gali sudaryti iki 9 %, o gaubtiems profiliams – iki 23 %. Tokiu būdu sudaromos sąlygos tiksliau įvertinti projektuojamų ir esamų profilių aerodinamines charakteristikas bei profilio tinkamumą sklaidytuvui, lėktuvui ar vėjo jėgainės mentei.

7. Norint dar tiksliau prognozuoti maksimalią keliamąją jėgą gaubtiems profiliams, reikėtų įvertinti jų santykinę storį, gaubtumą ir noselės spindulį. Tačiau tuomet šis metodas tampa sudėtingesnis.

Literatūra

Acikel, H., *et al.* 2012. An Experimental Study of Acoustic Disturbances Effect on Laminar Separation Bubble and Transition over an Aerofoil at Low Reynolds Number, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 39: 252–264.

Aholt, J.; Finaish, F. 2011. Active Flow Control Strategy of Laminar Separation Bubbles Developed over Subsonic Airfoils at Low Reynolds Numbers, in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 14 p.

Althaus, D. 1995. An Instrument for Drag Measurement in Flight - Optimization of Flap Settings, *Technical Soaring XIX*(1): 29–32.

Althaus, D. 1990. Nicht jeder Rechen ist recht. Ein einfacher integrierender Rechen für Widerstandsmessungen, *Aerokurier* (7), 94–95.

Althaus, D., 1996b. *Niedriggeschwindigkeitsprofile: profilentwicklungen und Polarenmessungen im Laminarwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart*. Braunschweig: F. Vieweg. 592 p.

Althaus, D. 1996a. *Stuttgarter Profilkatalog I*. Braunschweig: Vieweg&Sohn. 320 p.

Anderson, J. D. 2011. *Fundamentals of aerodynamics*. New York: McGraw-Hill. 1128 p.

Aranake, A.; Lakshminarayan, V.; Duraisamy, K., 2012. Assessment of Transition Model and CFD Methodology for Wind Turbine Flows, in *42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. New Orleans, LA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 22 p.

Arnold, F.; Thiele, F. 1994. Laplace interaction law for the computation of viscous airfoil flow in low- and high-speed aerodynamics, *AIAA Journal* 32(11): 2178–2185.

Atobe, T.; Ikeda, T. 2010. Flow instability around a 2D airfoil induced acoustic disturbances at low Reynolds numbers, in *27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*. Nice, France. 13 p.

Aubertine, C. D.; Eaton, J. K.; Song, S. 2004. Parameters controlling roughness effects in a separating boundary layer, *International Journal of Heat and Fluid Flow* 25(3): 444–450.

Aupoix, B., *et al.* 2011. Transition and Turbulence Modeling, *Journal Aerospace Lab* (2): 1–13.

Bailly, D.; Godard, J. 1999. Méthodologie expérimentale pour l'évaluation de la traînée techniques de post-traitement préparation d'essais. *Report ONERA RT116/1685 DA-AP/Y*. 7 p.

Le Balleur, J. C. 1981. Strong Matching Method for Computing Transonic Viscous Flows Including Wakes and Separations on Lifting Airfoils, *La Recherche Aérospatiale*, 21–45.

Le Balleur, J. C.; Neron, M. 1993. *A viscous-inviscid solver for high-lift incompressible flows over multi-element airfoils at deep separation conditions*. *Report AGARD CP 515*: 11.1–11.12.

Barlow, J. B.; Rae, W. H.; Pope, A. 1999. *Low-speed wind tunnel testing*. New York: John Wiley & Sons. 728 p.

Benton, S. I., *et al.* 2012. Acoustic Separation Control for a Laminar Flow Airfoil, in *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Nashville, Tennessee, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 10 p.

Berns, H. J. 1988. Überarbeitung einer kleinen Flugmeßanlage und ihre Verwendung zur untersuchung von Turbulatoren an Segelflugzeugen. *Diplomarbeit Nr. 88/3*. Braunschweig. 64 p.

Betz, A. 1925. A Method for the Direct Determination of Wing Section Drag, *Zeitschrift für Flugtechnik und motorluftschiffahrt*, 6. 42 p.

Bicknell, J. 1939. Determination of the profile drag of an airplane wing in flight at high Reynolds numbers. *Report 667*. 9 p.

Boermans, L. M. M. 2006. Research on Sailplane Aerodynamics at Delft University of Technology, *Technical Soaring* 30(1–2). 25 p.

- Boermans, L. M. M.; Van Garrel, A. 1994. Design and wind tunnel test results of a flapped laminar flow airfoil for high-performance sailplane applications, in *19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Anaheim, USA. 7 p.
- Bradshaw, P.; Ferriss, D. H. 1971. Calculation of boundary-layer development using the turbulent energy equation: compressible flow on adiabatic walls, *Journal of Fluid Mechanics* 46(01): 83–110.
- Cebeci, T. 1993. Calculation of multielement airfoils and wings at high lift. *Report AGARD CP 515*: 24.1–24.15.
- Cebeci, T.; Bradshaw, P. 1977. *Momentum transfer in boundary layers*. Washington: Hemisphere Pub. Corp. 416 p.
- Cebeci, T.; Jau, J.; Vitiello, D. 1992. An interactive boundary-layer approach to multielement airfoils at high lift, in *30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno. 12 p.
- Céron-Muñoz, H. D., *et al.* 2013. Experimental Investigation of Wing-Trip Devices on the Reduction of Induced Drag, *Journal of Aircraft*, 1–9.
- Chao, D. D.; Van Dam, C. P. 1999. Airfoil Drag Prediction and Decomposition, *Journal of Aircraft* 36(4): 675–681.
- Clauser, F.H. 1954. Turbulent Boundary Layers in Adverse Pressure Gradients, *Journal of the Aeronautical Sciences (Institute of the Aeronautical Sciences)* 21(2): 91–108.
- Correa, L. G. N., *et al.* 2010. Acoustic control of laminar separation bubbles, in *27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*. Nice, France. 7 p.
- Crabtree, L. 1959. The Formation of Regions of Separated Flow on Wing Surfaces. *Report 3122*. London: Aeronautical Research Council. 28 p.
- Van Dam, C. P. 1999. Recent experience with different methods of drag prediction, *Progress in Aerospace Sciences* 35(8): 751–798.
- Van Dam, C. P. 2002. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes, *Progress in Aerospace Sciences* 38(2): 101–144.
- Destarac, D. 2008. Drag extraction from numerical solutions to the equations of fluid dynamics: the far-field philosophy, in *43^{ième} Colloque d'aérodynamique appliquée de l'association aéronautique astronautique de France*. Poitiers. 15 p.
- Destarac, D. 2003. Far-Field/Near-Field Drag Balance and Applications of Drag Extraction in CFD, in *CFD-based Aircraft Drag Prediction and Reduction*. Rhode-Saint-Genese, Belgium. 62 p.
- Destarac, D.; Van der Vooren, J. 2004. Drag/thrust analysis of jet-propelled transonic transport aircraft; Definition of physical drag components, *Aerospace Science and Technology* 8(6): 545–556.
- Drela, M. 1993. Design and optimization method for multi-element airfoils, in *AIAA/AHS/ASEE Aerospace Design Conference*. Irvine, CA, USA. 7 p.

- Drela, M. 1990a. Elements of Airfoil Design Methodology, *Applied Computational Aerodynamics Progress in Astronautics and Aeronautics*, p. 167–189.
- Drela, M. 2003. Implicit Implementation of the Full e^n Transition Criterion, in *21st Applied Aerodynamics Conference*. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 8 p.
- Drela, M. 1990b. Newton solution of coupled viscous/inviscid multielement airfoil flows, in *AIAA 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and laser Conference*. Seattle, WA, USA. 12 p.
- Drela, M. 1989. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils, in *Lecture Notes in Engineering. Low Reynolds Number Aerodynamics*. Berlin: Springer-Verlag, 1–12.
- Drela, M.; Giles, M. B. 1987. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils, *AIAA Journal* 25(10): 1347–1355.
- Drela, M.; Younggreen, H. 2001. *XFOIL 6.9 User Guide*. Massachusetts Institute of Technology. 24 p.
- Eppler, R. 1990. *Airfoil design and data*. Berlin; New York: Springer-Verlag. 562 p.
- Eppler, R. 2006. *Airfoil Program System "PROFIL05". User's Guide*. Stuttgart. 75 p.
- Eppler, R. 1999. An Empirical Criterion for Laminar to Turbulent Boundary Layer Transition, *Technical Soaring XXIII*(2): 34–42.
- Eppler, R.; Somers, D. M. 1980. *A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils*. 140 p.
- Evangelista, R.; McGhee, J. R.; Walker, B. S. 1989. *Correlation of Theory to Wind-Tunnel Data at Reynolds Numbers below 500,000*. Notre Dame, Indiana, USA. 14 p.
- Ewald, B., et al. 1993. In-flight measuring techniques for laminar flow wing development, *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung* 17: 294–310.
- Flandro, G. A.; McMahon, H. M.; Roach, R. L. 2012. *Basic Aerodynamics Incompressible Flow*. Cambridge; New York: Cambridge University Press. 422 p.
- Froude, W. 1872. Experiments on the surface-friction experienced by a plane moving through water. *Report of the British Association for the Advancement of Science* 42: 118–125.
- Gad-el-Hak, M. 2007. *Flow control: passive, active, and reactive flow management*. Cambridge: Cambridge University Press. 444 p.
- Genc, M. S. 2013. Unsteady aerodynamics and flow-induced vibrations of a low aspect ratio rectangular membrane wing with excess length, *Experimental Thermal and Fluid Science* 44: 749–759.

Genc, M. S.; Karasu, I.; Acikel, H. H. 2012. An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers, *Experimental Thermal and Fluid Science* 39: 252–264.

Gleyzes, C.; Cousteix, J.; Bonnet, J. L. 1985. *Theoretical and Experimental Study of Low Reynolds Number Transition Separation Bubbles*. Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics. University of Notre Dame. 42 p.

Goett, H. J. 1939. Experimental Investigation of the Momentum Method for Determining Profile Drag. *Report Nr. 660*. Langley Memorial Laboratory: 365–371.

Goett, H. J. & Bullivant, W. K. 1938. Tests of NACA 0009, 0012, and 0018 Airfoils in the Full-Scale Tunnel. *Report Nr. 647*. Langley Memorial Laboratory: 97–106.

Goldstein, S. 1936. A Note on the Measurement of Total Head and Static Pressure in a Turbulent Stream, in *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences* 155(886): 570–575.

Goldstein, S. 1965. *Modern Developments in Fluid Dynamics*. New York: Dover Publications. 330 p.

Gooden, J. H. M. 1979. Experimental low-speed aerodynamic characteristics of the Worthman FX 66-S-196 V1 airfoil, *Technical Soaring V*(3): 21–31.

Green, J. E.; Weeks, D. J.; Brooman, J. W. F. 1977. Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method. *Report No. 3791*. London. 67 p.

Greenman, R. M. 1998. Two-dimensional high-lift aerodynamic optimization using neural networks. *Report Nr. NASA TM 112233*. 146 p.

Gudžiūnas, D. 2011. Sklandytuvo sparno profilio paklaidų įtakos skrydžio savybėms analizė. *Baigiamasis magistro darbas*. VGTU. 50 p.

Gur, O.; Mason, W. H.; Schetz, J. A. 2010. Full-Configuration Drag Estimation, *Journal of Aircraft* 47(4): 1356–1367.

Hess, J. L.; Friedman, D. M.; Clark, R. W. 1985. Calculation of compressible flow about three-dimensional inlets with auxiliary inlets, slats and vanes by means of a panel method. *Report Nr. NASA-CR-174975*. 197 p.

Hetsch, T.; Rist, U. 2009. An analysis of the structure of laminar separation bubbles in swept infinite geometries, *European Journal of Mechanics - B/Fluids* 28(4): 486–493.

Hirsch, C. 2007. *Numerical Computation of Internal and External Flows: The Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Oxford: Butterworth-Heinemann. 680 p.

Holst, T. L. 1988. Viscous transonic airfoil workshop compendium of results, *Journal of Aircraft* 25(12): 1073–1087.

Horstmann, K. H., *et al.* 1990. Flight Tests With a Natural Laminar Flow Glove on a Transport Aircraft, *AIAA Journal*: 385–392.

- Horstmann, K. H.; Quast, A.; Boermans, L. M. M. 1984. *Pneumatic Turbulators - A Device for Drag Reduction at Reynolds Numbers below 5 000 000*. Brussels: Defense Technical Information Center. 19 p.
- Horstmann, K. H.; Quast, A.; Redeker, G., 1988. Flight and Wind-Tunnel Investigations on Boundary Layer Transition at Reynolds Numbers up to 10 to the 7th, in *Proceedings of the 16th ICAS Congress*. Jerusalem, Israel, 979–986.
- Houghton, E. L.; Carpenter, P. W. 2012. *Aerodynamics for engineering students* 6th ed. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann. 740 p.
- Inam, M. I.; Mashud, M.; Selim, S. M. S. 2010. Induced Drag Reduction for Modern Aircraft without Increasing the Span of the Wing by Using Winglet, *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering* 10(3): 9–74.
- Van Ingen, J. L. 1956. A Suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the Boundary Layer Transition Region. Report Nr. VTH 74. Delft: Delft University of Technology, Dept. Aerospace Engineering. 78 p.
- Van Ingen, J. L. & Boermans, L. M. M. 1985. Research on Laminar Separation Bubbles at Delft University of Technology in Relation to Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, in *Proceedings of the Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics*. Notre Dame, 89–124.
- Yarusevych, S.; Sullivan, P. E.; Kawall, J. G. 2007. Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, *AIAA Journal* 45(4): 760–771.
- Jahanmiri, M. 2011. Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and Control. Report Nr. 2011:06. Goterborg, Sweden: Chalmers University of Technology. 24 p.
- Jansen, A. 2000. Wo liegt der optimale Schwerpunkt? *Aerokurier* (11): 54–55.
- Johnson, R. H. 1996. A Flight Test Evaluation of the LAK-12 20.4 Meter Sailplane, *Soaring* (7): 24–29.
- Johnson, R. H. 2001a. A Flight Test Evaluation of the LAK-17A Racing Class Sailplane, *Soaring*, (3): 36–37.
- Johnson, R. H. 2001b. A Flight Test Evaluation of the LAK-17A Racing Class Sailplane, *Soaring* (7): 22–25.
- Johnson, R. H. 1983. At Last: An Instrument That Reads Drag! *Soaring* (10): 14–19.
- Johnson, R. H. 1968. Sailplane Flight - Test Performance Measurement, *Soaring* (4): 23–29.
- Johnson, R. H. 1989. Sailplane Performance Flight Test Methods, *Soaring* (5): 26–37.
- Jones, B. M. 1936. Measurement of Profile Drag by the Pitot-Traversal Method. *ARC R&M No. 1688*, London. 46 p.

- Kaul, U. K. 2011. Effect of Inflow Boundary Conditions on the Turbulence Solution in Internal Flows, *AIAA Journal* 49(2): 426–432.
- Klausmeyer, S. M.; Lin, J. C. 1997. Comparative results from a CFD challenge over a 2D three-element high-lift airfoil. *Report Nr. NASA TM 112858*. Hampton, Virginia, USA: NASA Langley Research Center. 52 p.
- Körner, H. 1990. Natural Laminar Flow Research for Subsonic transport aircraft in the FRG, *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung* 14(4): 223–232.
- Körner, H.; Horstmann, K. H. 1987. *The Use of Airplanes for Aerodynamic Research at DFVLR-Institute for Design-Aerodynami*. Tullahoma, USA. 6 p.
- Kubrynski, K. 2012. Design of a Flapped Laminar Airfoil for High Performance Sailplane, in *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. New Orleans, LA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 12 p.
- Kusunose, K.; Crowder, J. P. 2002. Extension of Wake-Survey Analysis Method to Cover Compressible Flows, *Journal of Aircraft* 39(6): 954–963.
- Kusunose, K.; Maruyama, S.; Betz, A. 2005. *A wake integration method for airplane drag prediction*. Sendai, Japan: Tohoku University Press. 144 p.
- Kusunose, K.; Wigton, L.; Meredith, P. A. 1991. A rapidly converging viscous/inviscid coupling code for multi-element airfoil configurations, in *29th Aerospace Sciences Meeting*. Reno, NV, USA. 13 p.
- Lasauskas, E. 1997. Prienų aviacijos gamyklos skraidanti aerodinaminė laboratorija SL-2P, *Plieno sparnai* 4: 70–73.
- Lasauskas, E.; Naujokaitis, L. 2009. Analysis of three wing sections, *Aviation* 13(1): 3–10.
- Launder, B. E.; Shima, N. 1989. Second-moment closure for the near-wall sublayer – Development and application, *AIAA Journal* 27(10): 1319–1325.
- Lian, Y.; Shyy, W. 2007. Laminar-Turbulent Transition of a Low Reynolds Number Rigid or Flexible Airfoil, *AIAA Journal* 45(7): 1501–1513.
- Lighthill, M. J. 1958. On Displacement Thickness, *Journal of Fluid Mechanics* 4: 383–392.
- Lyon, C. A., et al. 1997a. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. Virginia Beach, Va.: SoarTech. 418 p.
- Lyon, C. A.; Selig, M. S.; Broeren, A. P. 1997b. Boundary layer trips on airfoils at low Reynolds numbers, in *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV, USA. 13 p.
- Loftin, L. K.; Von Doenhoff, A. E. 1951. Exploratory investigation at high and low subsonic Mach numbers of two experimental 6-percent-thick airfoils designed to have high maximum lift coefficients. *Report Nr. NACA-RM-L51F06*. 51 p.

- Lovell, D. A. 1977. A Wind-Tunnel Investigation of the Effects of Flap Span and Deflection Angle, Wing Planform and a Body on the High-Lift Performance of a 28 deg Swept Wing. *Report Nr. ARC CP 1372*. 200 p.
- Lowndes, J. C. 1980. Low-Cost Sailplane Developed for Tests, *Aviation Week & Space Technology*, 38–39.
- Lu, B.; Bragg, M. B. 2003. Airfoil Drag Measurement with Simulated Leading-Edge Ice Using the Wake Survey Method, in *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada. 13 p.
- Lu, B.; Bragg, M. B. 2000. Experimental Investigation of Airfoil Drag Measurement with Simulated Leading-Edge Ice Using the Wake Survey Method, in *18th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Denver, Colorado. 18 p.
- Lu, B.; Bragg, M. B. 2002. Experimental Investigation of the Wake-Survey Method for a Bluff Body with a Highly Turbulent Wake, in *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. St. Louis, Missouri. 13 p.
- Mayle, R. E. 1991. The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines, *Journal of Turbomachinery* 113(4): 509–536.
- Maskell, E. C. 1973. Progress Towards a Method for the Measurement of the Components of the Drag of a Wing of Finite Span. *Report Nr. 72232*. Royal Aircraft Establishment. 36 p.
- Maughmer, M. D. 2003. Design of Winglets for High-Performance Sailplanes, *Journal of Aircraft* 40(6): 1099–1106.
- McGranahan, B.; Selig, M. 2003. Surface Oil Flow Measurements on Several Airfoils at Low Reynolds Numbers, in *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 19 p.
- McLean, D. 2013. *Understanding aerodynamics: arguing from the real physics*. John Wiley & Sons. 550 p.
- Meheut, M.; Bailly, D. 2005. *Drag prediction and wake survey techniques*. CEAS Katnet Conference on Key Aerodynamic Technologies. Bremen, Germany. 8 p.
- Meheut, M.; Bailly, D. 2008. Drag-Breakdown Methods from Wake Measurements, *AIAA Journal* 46(4): 847–862.
- Miley, S. J. 1974. The use of gliders for airfoil section research and development. *AIAA Paper No. 74-1008*. Texas, USA. 36 p.
- Montoya, L. C.; Banner, R. D.; Bikle, P. F. 1978. Section drag coefficients from pressure probe traverses of a wing wake at low speeds, in *Aircraft Systems and Technology Conference*. Los Angeles, USA. 11 p.
- Montoya, L. C.; Brauns, D. A.; Cissell, R. E. 1974a. Flight experience with a pivoting traversing boundary-layer probe. *Report Nr. NASA TM X-56022*. California, USA: NASA Flight Research Center. 16 p.

Montoya, L. C.; Economu, M. A.; Cissell, R. E. 1974b. Use of a pitot-static probe for determining wing section drag in flight at Mach numbers from 0.5 to approximately 1.0. *Report Nr. NASA TM X-56025*. California, USA: NASA Flight Research Center. 22 p.

Morkovin, M. V. 1985. *Bypass transition to turbulence and research Desiderata. Transition in Turbines Symp.* Washington, USA. 44 p.

Morrison, J. 2013. Statistical Analysis of CFD Solutions from the Fifth AIAA Drag Prediction Workshop, in *51st AIAA Aerospace Sciences meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Grapevine, Texas, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 22 p.

Morrison, J. 2010. Statistical Analysis of CFD Solutions from the Fourth AIAA Drag Prediction Workshop, in *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Chicago, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 23 p.

Nakano, T., *et al.* 2007. Experimental study on flow and noise characteristics of NACA0018 airfoil, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 95(7): 511–531.

Naujokaitis, L. 2008. Profilio FX 66-S-196 V1 charakteristikų analizė, iš *11-osios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Mokslas – Lietuvos ateitis“ 2008 metų teminės konferencijos Aviacijos technologijos straipsnių rinkinys*, 65–76.

Naujokaitis, L.; Lasauskas, E. 2009. Laminariojo-turbulentinio virsmo vietos tyrimas FX 66-S-196 V1 sparno profilio paviršiuje, *Mokslas – Lietuvos ateitis = Science – future of Lithuania: Transporto inžinerija* 1(6): 120–124.

Oswatitsh, K. 1956. *Gas Dynamics*. New York: Academic Press. 610 p.

Di Pasquale, D.; Rona, A.; Garrett, S. 2009. A Selective Review of Transition Modelling for CFD, in *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*. San Antonio, Texas, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 10 p.

Peltzer, I.; Pätzold, A.; Nitsche, W. 2009. In-flight experiments for delaying laminar–turbulent transition on a laminar wing glove., in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 223(6), 619–626.

Pfenninger, W.; Vemuru, C. S. 1990. Design of low Reynolds number airfoils, *Journal of Aircraft* 27(3): 204–210.

Pifer, E. A.; Bramesfeld, G. 2012. Measuring Wing Profile Drag using an Integrating Wake Rake, *Technical Soaring* 36(3): 74–82.

Plaisance, C. 1997. *The development of an integrating wake rake for in-flight measurements of profile drag*. University Park, Pennsylvania, USA: Department of Aerospace Engineering, Pennsylvania State University. 62 p.

Popelka, L., *et al.* 2011. Boundary Layer Transition, Separation and Flow Control on Airfoils, Wings and Bodies in Numerical, Wind-Tunnel and In-Flight Studies, *Technical Soaring* 35(4): 101–107.

- Popelka, L., *et al.* 2010. Wing-Body Interaction: Numerical simulation, Wind-tunnel and In-flight Testing, *Technical Soaring* 34(2): 29–36.
- Popov, A. V.; Botez, R. M.; Labib, M. 2008. Transition Point Detection from the Surface Pressure Distribution for Controller Design, *Journal of Aircraft* 45(1): 23–28.
- Potsdam, M.; Le Pape, A. 2008. CFD Investigations on a NACA 0036 Airfoil with Active Flow Control, in *4th Flow Control Conference*. Seattle, WA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 15 p.
- Redeker, G., *et al.* 1990. Design of a Natural Laminar Flow Glove for a Transport Aircraft, *AIAA Journal*. 13 p.
- Ricci, R.; Montelpare, S. 2005. A quantitative IR thermographic method to study the laminar separation bubble phenomenon, *International Journal of Thermal Sciences* 44(8): 709–719.
- Ricci, R.; Montelpare, S.; Renzi, E. 2011. Study of mechanical disturbances effects on the laminar separation bubble by means of infrared thermography, *International Journal of Thermal Sciences* 50(11): 2091–2103.
- Ricci, R.; Montelpare, S.; Silvi, E. 2007. Study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble by IR thermography, *Experimental Thermal and Fluid Science* 31(4): 349–359.
- Rist, U.; Augustin, K. 2006. Control of Laminar Separation Bubbles Using Instability Waves, *AIAA Journal* 44(10): 2217–2223.
- Rodzewicz, M.; Głowacki, D. 2012. The EB-3 Fly-lab of the Warsaw University of Technology, *Archive of Mechanical Engineering* LIX(2): 175–198.
- Rodzewicz, M.; Sierputowski, P. 2009. The EB-2 Fly-Lab of the Warsaw University of Technology, *Technical Soaring* 33(3): 66–71.
- Rogers, D. F. 2007. Comparative Flight Tests With and Without Tip Tanks, *Journal of Aircraft* 44(5): 1740–1744.
- Rona, A.; Soueid, H. 2010. Boundary Layer Trips for Low Reynolds Number Wind Tunnel Tests, in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 13 p.
- Rooij, R. P. J. O. M. 1996. Modification of the boundary layer calculation in RFOIL for improved airfoil stall prediction. *Report Nr. IW-96087R*. Delft. 56 p.
- Rumsey, C. L.; Gatski, T. B. 2001. Recent Turbulence Model Advances Applied to Multi-element Airfoil Computations, *Journal of Aircraft* 38(5): 904–910.
- Rumsey, C. L.; Ying, S. X. 2002. Prediction of high lift: review of present CFD capability, *Progress in Aerospace Sciences* 38(2): 145–180.

- Russo, G. P. 2011. *Aerodynamic measurements: from physical principles to turnkey instrumentation*. Cambridge; Philadelphia, PA: Woodhead Publishing. 257 p.
- Schlichting, H. 1960. *Boundary Layer Theory*. 4th ed. New York: McGraw-Hill. 647 p.
- Schlichting, H.; Gersten, K. 2006. *Grenzschicht-Theorie*. Berlin: Springer. 800 p.
- Schlichting, H.; Truckenbrodt, E. 2001. *Aerodynamik des Flugzeuges. Erster Band: Grundlagen aus der Strömungsmechanik. Aerodynamik des Tragflügels (Teil I)* 3. Aufl., Berlin: Springer. 479 p.
- Schreivogel, P. 2010. Detection of laminar-turbulent transition in a free-flight experiment using thermography and hot-film anemometry, in *27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*. Nice, France. 8 p.
- Selig, M. S.; Guglielmo, J. J. 1997. High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design, *Journal of Aircraft* 34(1): 72–79.
- Shyy, W., et al. 2011. *Aerodynamics of low Reynolds number flyers*. Cambridge: Cambridge University Press. 196 p.
- Silverstein, A.; Katzoff, S. 1940. A Simplified Method for Determining Wing Profile Drag in Flight, *Journal of the Aeronautical Sciences* 7(7): 295–301.
- Simons, M. 1999. *Model Aircraft Aerodynamics*. Swanley: Nex Special Interests. 344 p.
- Slotnick, J. P., et al. 2000. Navier-Stokes analysis of a High Wing Transport high-lift configuration with externally blown flaps, in 18th Applied Aerodynamics Conference. Denver, CO, USA: AIAA. 12 p.
- Smith, A. M. O. 1975. High-Lift Aerodynamics, *Journal of Aircraft* 12(6): 501–530.
- Smith, A. M. O.; Gamberoni, N. 1956. Transition, Pressure Gradient, and Stability Theory. *Report Nr. ES 26388*. California, USA: Douglas Aircraft Co. 59 p.
- Souckova, N.; Matejka, M.; Popelka, L. 2010. Experimental Investigation and Numerical Analysis of Flow Past Airfoils with Spoilers and High Lift Devices, *Technical Soaring* 34(4): 110–117.
- Spalart, P. 2000. *Trends in turbulence treatments. Fluids 2000 Conference and Exhibit*. Denver, CO, USA. 45 p.
- Spalart, P.; Allmaras, S. 1992. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, in *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA, p. 16.
- Spalart, P.; Rumsey, C. L. 2007. Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations, *AIAA Journal* 45(10): 2544–2553.
- Sturm, H., et al. 2012. Boundary Layer Separation and Reattachment Detection on Airfoils by Thermal Flow Sensors, *Sensors* 12(12): 14292–14306.
- Swafford, T. W. 1983. Analytical approximation of two-dimensional separated turbulent boundary-layer velocity profiles, *AIAA Journal* 21(6): 923–926.

- Swift, K. M. 2009. An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble at Low Reynolds Numbers. *Thesis*. University of Tennessee Space Institute. 97 p.
- Taylor, G. I. 1918. Skin friction on a flat surface. *Report Nr. 604*. Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics. 11 p.
- Takahashi, T. T. 1997. On the decomposition of drag components from wake flow measurements, in *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 35th*. Reno, NV, USA. 17 p.
- Thomas, F. 1999. *Fundamentals of sailplane design*. 3rd ed. College Park, MD: College Park Press. 274 p.
- Timmer, W. A.; Rooij, R. P. J. O. M. 2003. Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils, in *41st Aerospace Sciences meeting and Exhibit*. Reno. 11 p.
- Torenbeek, E.; Wittenberg, H. 2009. *Flight physics: essentials of aeronautical disciplines and technology, with historical notes*. London: Springer. 535 p.
- Valarezo, W. O.; Chin, V. D. 1994. Method for the prediction of wing maximum lift, *Journal of Aircraft* 31(1): 103–109.
- Van der Vooren, J. 2008. On drag and lift analysis of transport aircraft from wind tunnel measurements, *Aerospace Science and Technology* 12(4): 337–345.
- Van der Vooren, J.; Slooff, J. 1990. CFD-Based Drag Prediction; State-of-the-art, Theory, Prospects. *TP 90247U*. NLR Technical Publication. 75 p.
- Weddle, A., et al. 2012. Control of Laminar Separation Bubble Using Electro-Active Polymers, in *6th AIAA Flow Conference*. New Orleans, LA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 12 p.
- White, F. M. 2011. *Viscous Fluid Flow*. New York: McGraw-Hill. 652 p.
- Whitfield, D. L. 1978. Analytical Description of the Complete Turbulent Boundary Layer Velocity Profile, in *11th Fluid and Plasma Dynamics Conference*. Seattle, USA. 12 p.
- Whitfield, D. L. 1977. Integral Solution of Compressible Turbulent Boundary Layers Using Improved Velocity Profiles. *Report Nr. AEDC-TR-78-42*. Tennessee, USA. 50 p.
- Wilcox, D. 2008. Formulation of the k- ω Turbulence Model Revisited, *AIAA Journal* 46(11): 2823–2838.
- Wilcox, D. 1994. Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model, *AIAA Journal* 32(2): 247–255.
- Wilcox, D. 2006. *Turbulence modeling for CFD*. La C nada, Calif: DCW Industries. 522 p.
- Windte, J.; Scholz, U.; Radespiel, R. 2006. Validation of the RANS-simulation of laminar separation bubbles on airfoils, *Aerospace Science and Technology* 10(6): 484–494.
- Zhang, W.; Hain, R.; K hler, C. J. 2008. Scanning PIV investigation of the laminar separation bubble on a SD7003 airfoil, *Experiments in Fluids* 45(4): 725–743.

Autoriaus publikacijų disertacijos tema sąrašas

Straipsniai recenzuojamose mokslo žurnaluose

Lasauskas, E.; Naujokaitis, L. 2009. Analysis of three wing sections. *Aviation*. Vilnius: Technika. 13(1): 3–10. (Compendex; CSA.). ISSN 1648-7788.

Naujokaitis, L.; Lasauskas, E. 2009. Laminarinio-turbulentinio virsmo vietos tyrimas FX 66-S-196 V1 sparno profilio paviršiuje. *Mokslas – Lietuvos ateitis = Science – future of Lithuania: Transporto inžinerija*. Vilnius: Technika. 1(6): 120–124. (IndexCopernicus). ISSN 2029-2341.

Naujokaitis, L.; Lasauskas, E. 2013. The influence of free and disturbed laminar-turbulent transition for the Wortmann FX 66-S-196 V1 and Eppler E 385 airfoils at low Reynolds numbers. *Mechanika*. Kaunas: Technologija. 19(3): 1–7. (*Priimta spausdinti.*)

Straipsniai kituose leidiniuose

Naujokaitis, L. 2008. Profilio FX 66-S-196 V1 charakteristikų analizė. 11-osios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Mokslas – Lietuvos ateitis“ 2008 metų teminės konferencijos Aviacijos technologijos (2008 m. balandžio 17 d.) straipsnių rinkinys. Vilniaus Gedimino technikos universitetas. Vilnius: Technika. 65–76. ISBN 9789955283089.

Laurynas NAUJOKAITIS

SPARNO PROFILIŲ AERODINAMINIŲ
CHARAKTERISTIKŲ TYRIMAS

Daktaro disertacija

Technologijos mokslai,
Mechanikos inžinerija (09T)

RESEARCH OF AERODYNAMIC
CHARACTERISTICS OF WING AIRFOILS

Doctoral Dissertation

Technological Sciences,
Mechanical Engineering (09T)

2013 05 03. 11,5 sp. I. Tiražas 20 egz.
Vilniaus Gedimino technikos universiteto
leidykla „Technika“,
Saulėtekio al. 11, LT-10223 Vilnius
<http://leidykla.vgtu.lt>
Spausdino UAB „Ciklonas“,
J. Jasinskio g. 15, 01111 Vilnius