



VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS

ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS

AVIACIJOS TECHNOLOGIJŲ KATEDRA

Evaldas Taraškevičius

**SPARNO PROFILIO SU PLYŠINIU UŽSPARNIU AERODINAMINIŲ
CHARAKTERISTIKŲ SKAITINIS TYRIMAS IR PALYGINIMAS SU BANDYMŲ
REZULTATAIS**

**WING PROFILE WITH A SLOTTED FLAPS AERODINAMIC
CHARACTERISTICS OF THE NUMERICAL ANALYSIS AND COMPARISON
WITH THE TEST RESULTS**

Baigiamasis magistro darbas

Aviacijos mechanikos inžinerijos studijų programa, valstybinis kodas 621H42001

Aeronautikos inžinerijos studijų kryptis

Vilnius, 2016

Vilniaus Gedimino technikos universitetas
Antano Gustaičio aviacijos institutas
Aviacijos technologijų katedra

ISBN ISSN
Egz. sk.
Data-....-....

Aviacijos mechanikos studijų programos baigiamasis magistro darbas

Pavadinimas: Sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinis tyrimas ir palyginimas su bandymų rezultatais

Autorius Evaldas Taraškevičius

Vadovas doc. dr. Eduardas Lasauskas

Kalba

x lietuvių
užsienio

Anotacija

Baigiamajame magistro darbe atliekamas sparno profilio S414 su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinis tyrimas ir gautų rezultatų palyginimas su bandymo rezultatais. Išnagrinėta mokslinė literatūra, kurioje pateikiami skaitinių ir eksperimentinių rezultatų palyginimai. Darbe pateikiamas skaitinių aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo metodų palyginimas ir klasifikavimas. Atliekamas S414 sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinis tyrimas naudojantis „Javafoil“ programa. Gauti rezultatai palyginami su eksperimentiniais rezultatais, gautais Pensilvanijos valstijos universitete esančiame aerodinaminame vamzdyje. Įvertinus „Javafoil“ programos tinkamumą tokiems uždaviniams spresti, toliau darbe detaliau nagrinėjamas pasirinktas sparno profilis. Darbo pabaigoje pateikiamos baigiamojo darbo išvados.

Darbą sudaro: įvadas, baigiamojo darbo tyrimo objektas ir problemos aptarimas, mokslinės literatūros nagrinėjama tema aprašymas, taikomų tyrimų metodų aprašymas, tiriamoji dalis, išvados, literatūros sąrašas.

Darbo apimtis – 72 p. teksto be priedų, 64 iliustr., 5 lent., 41 bibliografinis šaltinis.

Atskirai pridedami darbo priedai.

Prasminiai žodžiai: S414, „Javafoil“, plyšinis užsparnis, eksperimentiniai rezultatai, skaitiniai rezultatai, rezultatų palyginimas, aerodinaminės charakteristikos.

Vilnius Gediminas Technical University
Antanas Gustaitis Institute of Aviation
Aviation technology department

ISBN ISSN
Copies No.
Date-....-....

Aviation mechanics study programme master thesis.

Title: Wing profile with a slotted flaps aerodynamic characteristics of the numerical analysis and comparison with test results

Thesis language

☒ Lithuanian
☐ Foreign (English)

Annotation

In this master thesis is performed wing profile S414 with slotted flaps aerodynamic characteristic of numerical analyzes and comparison with test results. In work is analyzed the scientific literature, where is comparisons of numerical and experimental results. Also is presented comparison and classification of aerodynamic characteristics calculations methods. Performed S414 wing profile with a slotted flap aerodynamic characteristics of a numerical study using JavaFoil program. The results are compared with experimental results obtained in the Penn State University wind tunnel. After clarified of the Javafoil program suitability for similar task performing, detail examination of chosen profile has been done. Work results presented in conclusions.

Structure: introduction, discussion on the thesis research subject and problems, description of the analyze of scientific literature, description of research methods, investigative part, conclusions, references.

Thesis consist of: 72 p. text without appendixes, 64 pictures, 5 tables, 41 bibliographical entries.

Appendixes included.

Keywords: S414, “Javafoil”, slotted flaps, experimental results, numerical results, comparison of results, aerodynamic characteristics.

Turinys

Įvadas	9
1. Baigiamojo darbo tyrimo objektas ir problemos aptarimas.....	11
2. Mokslinės literatūros nagrinėjama tema aprašymas	16
2.1 Srauto atitrūkimo kontroliavimo analizė taikant skaitinius analizavimo metodus ir gautų rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais.....	16
3.2 Plyšinio užsparnio aerodinaminių charakteristikų tyrimas	19
3.3 <i>Ishii</i> sparno profilio skaitmeniniai ir eksperimentiniai tyrimai	24
3.4 Teoriniai ir skaitiniai sparno profilio S414 tyrimai.....	25
3. Taikomų tyrimų metodų analizė.....	29
4.1 Tyrimo metodų apžvalga.....	29
4.2. Tyrimo metodų klasifikacija	30
4.3 Navier-Stokes metodas.....	32
4.4 Zoniniai metodai.....	33
4.5 Srovės zoniniai metodai	33
4.6 Atvirkštiniai metodai.....	34
4.7 Kompiuterinės projektavimo ir analizavimo sistemos	35
4.8 Panelinio metodo, taikomo „Javafoil“ programoje, aprašymas	39
4.9 Pasienio sluoksnių metodo, taikomo „Javafoil“ programoje, aprašymas	40
4. Tiriamoji dalis.....	43
5.1 Tyrimo metodikos aprašymas	43
5.2 Sparno ir užsparnio pagrindinių parametų pasirinkimas.....	43
5.3 Pagrindinių skaičiavimo rezultatų palyginimas su bandymų rezultatais.....	43
5.4 Sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų tyrimas „Javafoil“ programa	
52	
Išvados	67
Literatūros sąrašas.....	69
Priedai	72
1 Priedas. S414 sparno profilio ir užsparnio koordinatės	72

Santrumpos

AFC – srauto valdymo kontrolė (angl. *Active flow control*)

CFD – skaičiuojamoji skysčių dinamika (angl. *Computation fluid dynamics*)

NACA – Nacionalinis aeronautikos priežiūros komitetas (angl. *National Advisory Committee for Aeronautics*)

NASA – Nacionalinė aeronautikos ir kosmoso administracija (angl. *National Aeronautics and Space Administration*)

Lentelių sąrašas

1 lentelė. Slėgio matavimo vietų skaičius sparno dalyse	20
2 lentelė. Empirinių perėjimo kriterijų formulės	40
3 lentelė. Maksimalių keliamosios jėgos koef. ir kritinių atakos kampų palyginimas ($R = 1,5e6$)	47
4 lentelė. Maksimalių keliamosios jėgos koef. ir atakos kampų palyginimas ($R = 0,7e6$)	49
5 lentelė. Slėgio pasiskirstymo aplink profilį palyginimas	54

Paveikslų sąrašas

1 pav. S414 sparno profilis	11
2 pav. Sparno profilis su plyšiniu užsparniu	11
3 pav. Užsparnio įtaka profilio gaubtumui ir efektyviam atakos kampui (Lasauskas 2008).....	12
4 pav. Užsparnių įtaka keliamosios jėgos kreivei (Lasauskas 2008).....	12
5 pav. NACA 23012 sparno profilis įmontuotas į realaus dydžio aerodinaminiam vamzdyje (Eastman, Clay. 1935).....	13
6 pav. NACA 23012 Harrio ir Lowry naudojamas sparno profilio modelis (Harris, Lowry 1941)	13
7 pav. Sparno modelis su plyšiniu užsparniu aerodinaminiam vamzdyje (Foster <i>et al.</i> 1971.).....	14
8 pav. Vieno, dviejų ir trijų plyšių užsparnių sistemos	14
9 pav. Sparno ir užsparnio modelis su AFC sistema (Ciobaca <i>et al.</i> 2013).....	17
10 pav. <i>Airbus</i> aerodinaminis vamzdis ir testuojamas modelis (Ciobaca <i>et al.</i> 2013)	17
11 pav. Tinklas oro išpurškimo vietoje (Ciobaca <i>et al.</i> 2013)	18
12 pav. Srauto atitrūkimo linijos (Ciobaca <i>et al.</i> 2013)	18
13 pav. CFD ir eksperimentinių rezultatų palyginimas (Ciobaca <i>et al.</i> 2013).....	19
14 pav. Modifikuota sparno noselė (Foster <i>et al.</i> 1971)	20
15 pav. Srauto įsiurbimo įrenginio schema (Foster <i>et al.</i> 1971).....	21
16 pav. Srauto įsiurbimo įrenginių išdėstymo schema (Foster <i>et al.</i> 1971).....	21
17 pav. Originalaus ir naujo užsparnio slėgio pasiskirstymo (A) ir formos palyginimo (B) grafikai (Foster <i>et al.</i> 1971)	23
18 pav. <i>Ishii</i> sparno profilis.....	24
19 pav. Penn State universiteto aerodinaminio vamzdžio schema (Coder <i>et al.</i> 2013).....	27
20 pav. Sparno S414 modelis (Coder <i>et al.</i> 2014)	27
21 pav. Aerodinaminių vamzdžių schemas: a - atviras, b - uždaras	30
22 pav. Į elementus sudalintas profilį aptekantis srautas (Wesseling 2001).....	32
23 pav. 132x32 tinklelis aplink profilį (Drela, Giles 1987).....	34
24 pav. A - Pilnai atvirkštinis metodas, B - maišytas atvirkštinis metodas (Drela 1990).....	35
25 pav. Tinklelio generavimo pirminis (A) ir antras (B) etapai (CASER Training Workshop 2009).....	38
26 pav. Sparno profilis, sudalintas į paneles (Katz, Plotkin 2001)	39
27 pav. Skaičiuojamasis panelinio metodo profilio modelis (Drela 1989).....	39
28 pav. Pasienio sluoksnio schema	40
29 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas ($Cl-\alpha$, $R = 1,5e6$).....	44
30 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas ($Cd-Cl$, $R = 1,5e6$)	45
31 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas ($\alpha-Cm$, $R = 1,5e6$).....	45

32 pav. S414 sparno profilio slėgio koeficiento priklausomybė nuo santykinės stygos ($Re = 1,5e6$, $Cl = 0,515$, $Cd = 0,0140$, $Cm_{0,25} = 0,161$)	46
33 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 1,5e6$)	48
34 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 1,5e6$).....	48
35 pav. S4414 sparno profilio momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 1,5e6$).....	49
36 pav. „Javafoil“, MSES, OVERFLOW paklaidų palyginimas.....	50
37 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 0,7e6$)	50
38 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 0,7e6$).....	51
39 pav. S414 sparno profilio momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 0,7e6$).....	51
40 pav. S414 sparno profilio užsparnio atlenkimo kampas	53
41 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$).....	53
42 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$).....	53
43 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$).....	54
44 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant minimaliems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$).....	55
45 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. esant minimaliems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)	55
46 pav. Aerodinaminės kokybės nuo atakos kampo grafikas ($R = 1,5e6$).....	56
47 pav. Tarpelis tarp S414 sparno profilio ir užsparnio.....	57
48 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$).....	57
49 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. Keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$).....	58
50 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$).....	58
51 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Aerodinaminė kokybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($R = 1,5e6$)	59
52 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Išstūmimo storio priklausomybė nuo stigos ($R = 1,5e6$).....	59
53 pav. S414 vientisas ir plyšinis sparno profilis.....	60

54 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($R = 1,5e6$)	60
55 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 1,5e6$).....	61
56 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio slėgio koef. priklausomybė nuo stygos ($R = 1,5e6$)	61
57 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Reinoldso skaičiui.....	62
58 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo koef. esant skirtingam Reinoldso skaičiui	63
59 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Reinoldso skaičiui.....	63
60 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vietinio trinties koef. priklausomybė nuo stygos esant keliems Reinoldso skaičiams	64
61 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Slėgio koef. priklausomybė nuo stygos esant keliems atakos kampams ($R = 1,5e6$).....	64
62 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Macho skaičiui ($R = 1,5e6$).....	65
63 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo koef. esant keliems Macho skaičiams ($R = 1,5e6$)	65
64 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant keliems Macho skaičiams ($R = 1,5e6$).....	66

IVADAS

Visais laikais buvo siekiama sukurti kažką naujo, kažką tobulesnio. Ne išimtis ir aviacija. Visada siekiama inovacijų, kurios padidintų lėktuvų saugumą, padarytų orlaivį ekonomiškesnį, pagerintų jo skrydžio charakteristikas. Kuriamos naujos technologijos, nauja skrydžio stebėjimo ir kontroliavimo įranga, bandoma sukurti naujas lėktuvo liemens, sparnų formos. Kad būtų galima visas šias naujoves praktiškai įgyvendinti, reikia daug laiko, įvairiausių tyrimų ir analizių.

Šiame darbe kalbama apie sparno profilio su užsparniu aerodinamines charakteristikas, jų tyrimą teoriniu metodu ir gautų rezultatų palyginimą su aerodinaminiam vamzdyje gautais rezultatais. Viena iš seniausių ir plačiausiai išnagrinėtų tokių sistemų yra NACA 23012 sparno profilio kombinacija su plyšiniu užsparniu. Ši sistema buvo pritaikyta daugumoje lėktuvų, kai kurie iš jų skraido iki šių dienų. Pirmi šio sparno ir užsparnių sistemos tyrimai buvo atlikti XX a. pirmojoje pusėje. Sukūrus sparno profilį, buvo atliekami teoriniai jo skaičiavimai. Norint įsitikinti, ar skaičiavimai yra teisingi, reikėjo sparno ir užsparnių sistemą patikrinti eksperimentiniu metodu. Tada sparno profilis buvo patalpintas į aerodinaminį vamzdį ir atlikti eksperimentiniai bandymai. Palyginus teorinius ir eksperimentinius bandymus atsirado neatitikimų, kuriuos lėmė abiejų metodu taikymo metu atsirandančios paklaidos. Taip pat nebuvo galima teikti, kad bandymai aerodinaminiam vamzdyje visiškai atitinka realaus skrydžio metu esančias sąlygas. Dėl šios priežasties buvo pradėta galvoti, kaip teorinių ir eksperimentinių bandymų rezultatus gauti kuo tikslesnius. Buvo tikslinamos teorinės aerodinamikos formulės įvedant paklaidų koeficientus. Aerodinaminiam vamzdyje buvo siekiama išgauti tokias pat sąlygas, kokios yra realaus skrydžio metu. Tačiau priartėti prie realaus skrydžio metu esamų sąlygų aerodinaminiam vamzdyje yra sudėtinga, o gal ir visai neįmanoma. Buvo imtasi priemonių, kad sąlygos aerodinaminiam vamzdyje taptų kuo panašesnės į realaus skrydžio sąlygas. Tai buvo daroma į aerodinaminį vamzdį įmontuojant įvairiausias papildomas sistemas, kurios oro srautą mažiau iškraipo ir daro jį panašesnį į realų.

Vieni iš pradininkų, kurie daugiausiai prisidėjo prie plyšinio užsparnio tyrinėjimų, yra NASA mokslininkai. Pagrindiniai iš jų yra Eastman N. Jacobs ir William C. Clay, kurie atliko pirmuosius NACA 23012 profilio bandymus aerodinaminiam vamzdyje, D. N. Foster, H. P. A. H. Irwin ir B. R. Williams, kurie tyrė, kaip plokščiasis srautas apteka plyšinį užsparnį. Taip pat labai didelį indėlį įdėjo savo darbais ir Thomas A. Harris ir John G. Lowry, jie tyrinėjo sparno su plyšiniu užsparniu sistemą.

Šiame darbe pasirenkamas nagrinėti sparno profilis S414 naudojant „Javafoil“ programą, kurios autorius yra aeronautikos inžinierius Martin Hepperle. Šis sparno profilis, turintis stacionarų užsparnį, yra sukurtas naudoti sraigtasparnių mentėse. S414 yra ištirtas MSES ir OVERFLOW programomis ir gauti rezultatai palyginti su rezultatais, gautais šį profilį patalpinus į Pensilvanijos valstijos universitete esantį aerodinaminį vamzdį.

Lyginant pirmuosius aerodinaminių profilių tyrimus su šiais laikais atliekamais tyrimais, galima teigti, kad šiais laikais kur kas paprasčiau yra atlikti aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą naudojantis kompiuterinėmis programomis. Tačiau atsiranda būtinybė išsiaiškinti, ar patikimi yra rezultatai gauti kompiuterinėmis programomis. Todėl tyrimai atliekami ir aerodinaminiuose vamzdžiuose, kurie yra sparčiai tobulinami, ir abiem metodais gauti rezultatai yra lyginami. Bet susiduriama su problema, kad realūs aerodinaminių bandymų ir kompiuterinių programų apskaičiuoti rezultatai skiriasi. Šio darbo metu siekiama išsiaiškinti, ar tas skirtumas yra reikšmingas ir nuo kokių veiksnių jis priklauso.

Pagrindinis baigiamojo darbo tikslas:

Naudojant „Javafoil“ programą atlikti S414 sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą ir gautus rezultatus lyginant su bandymų rezultatais įvertinti programos tinkamumą tokiems uždaviniams spresti.

Pagrindiniai baigiamojo darbo uždaviniai:

- Išanalizuoti literatūrą, kurioje yra kalbama apie skaitiniais ir eksperimentiniais metodais gautų rezultatų palyginimą tarpusavyje.
- Išanalizuoti eksperimentinius ir skaitinius metodus, taikomus aerodinaminėms profilio charakteristikoms tirti.
- Aptarti pasirinkto sparno profilio su užsparniu (S414) literatūroje pateikiamus aerodinaminių charakteristikų rezultatus, gautus aerodinaminiame vamzdyje.
- Naudojantis „Javafoil“ programa atlikti S414 sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą ir gautus rezultatus palyginti su literatūroje pateikiamais eksperimentiniais ir skaitiniais rezultatais.
- Apibendrinti palygintus rezultatus.
- Išsiaiškinti, dėl kokių pagrindinių priežasčių atsiranda neatitikimų palyginant rezultatus.
- Įvertinti programos „Javafoil“ tinkamumą tokiems uždaviniams spręsti.
- Atlikti detalesnį S414 sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą naudojantis „Javafoil“ programa.

1. BAIGIAMOJO DARBO TYRIMO OBJEKTAS IR PROBLEMOS

APTARIMAS

Pagrindinis šio darbo tyrimo objektas yra sparno profilis su plyšiniu užsparniu. Pagrindinis darbo tikslas yra ištirti šį sparno profilį, atlikti aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą ir gautus rezultatus palyginti su bandymų rezultatais. Šis rezultatų palyginimas yra labai svarbus šio darbo uždavinys, nes pagrindinė šiame darbe sprendžiama problema ir yra parodyti, kaip skiriasi teoriniai ir praktiniai aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo rezultatai. Žinoma, kad ir kokie tikslūs yra skaitiniai aerodinaminių charakteristikų tyrimo rezultatai, tačiau jie vis tiek neprilygsta realiems bandymams, pavyzdžiui, bandymams, atliktiems aerodinaminiam vamzdyje. Tačiau gauti kuo panašesnius skaičiavimo rezultatus į bandymo metu gautus rezultatus, yra svarbus šio darbo uždavinys. Taip pat svarbu išsiaiškinti kriterijus, kodėl šie rezultatai skiriasi ir atsiranda ši problema.

Norint palyginti skaitinio tyrimo metu gautus rezultatus su bandymo rezultatais, pasirenkamas konkretus sparno profilis. Pasirenkamas S414 profilis (1 pav.), nes šis profilis dar nėra plačiai ištirtas, tačiau yra atlikti eksperimentiniai jo tyrimai, taip pat keli skaitiniai tyrimai su kompiuterinėmis programomis. Šis profilis išskirtinis ir tuo, kad turi stacionarų, nejudantį užsparnį, kuris bandomas pritaikyti sraigtasparnio mentėms.



1 pav. S414 sparno profilis

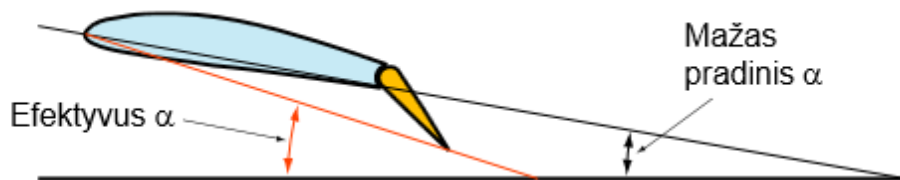
Taigi, nagrinėsime šį sparno profilį kartu su plyšiniu užsparniu (1 pav.). Paprastai išleidžiami užsparniai (2 pav.) yra naudojami keliamajai jėgai didinti, juos naudojant kilimo ir tūpimo metu, efektyviau išnaudojamas sparno profilis. Tačiau nagrinėjamu atveju užsparnis naudojamas išlaikyti nuo paviršiaus neatitrūkstantį srautą. Darbe apžvelgsime užsparnio komponavimo parametrus (plyšio dydį, atlenkimo kampą). Užsparnių yra kelios rūšys, mes tirsime plyšinį stacionarų užsparnį.



2 pav. Sparno profilis su plyšiniu užsparniu

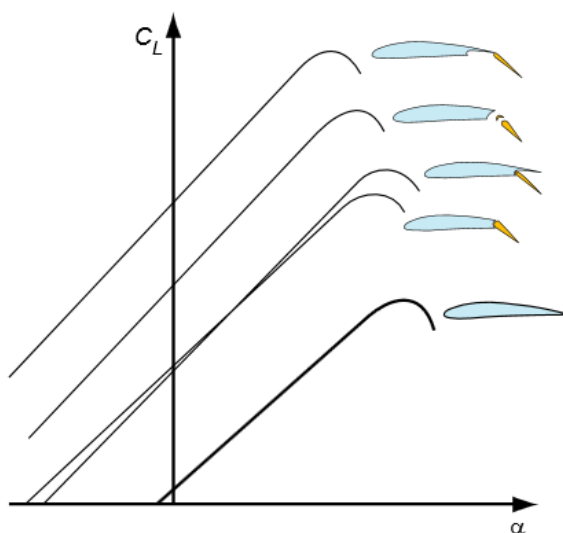
Atlenkus užsparnį, pasikeičia sparno gaubtumas ir efektyvus atakos kampas, kaip parodyta 3 paveikslėlyje.

Profilio momentas aerodinaminio centro atžvilgiu priklauso nuo profilio gaubtumo. Kuo didesnis profilio gaubtumas, tuo didesnis neigiamas momentas (neigiamas momentas atakos kampo mažėjimo kryptimi). Kai užsparnis atlenkiamas žemyn, padidėja profilio gaubtumas, o kartu padidėja neigiamas profilio momentas aerodinaminio centro atžvilgiu (Lasauskas. 2008).



3 pav. Užsparnio įtaka profilio gaubtumui ir efektyviam atakos kampui (Lasauskas 2008)

Užsparnių įtaka keliamosios jėgos koeficiento priklausomybei nuo atakos kampo pavaizduota 4 paveiksle. Atlenkus užsparnį žemyn, kreivė pasislenka aukštyn ir truputį mažesnių atakos kampų kryptimi. Kol atakos kampas neviršija kritinio, keliamosios jėgos koeficientas esant visiems atakos kampams padidėja vienodai. Maksimalus keliamosios jėgos koeficientas padidėja. Kritinis atakos kampas sumažėja (Lasauskas 2008).

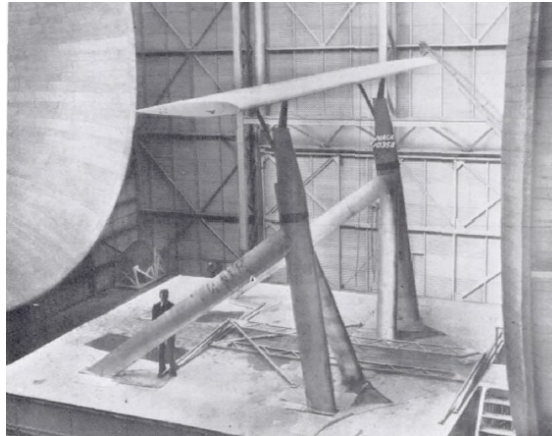


4 pav. Užsparnių įtaka keliamosios jėgos kreivei (Lasauskas 2008)

Pastebima, kad užsparniai padidina sparno keliamąją jėgą ir sumažina kritinį atakos kampą. Efektyviausias Faulerio užsparnis, mažiau efektyvus plyšinis ir mažiausiai efektyvūs skeltas ir paprastas užsparniai.

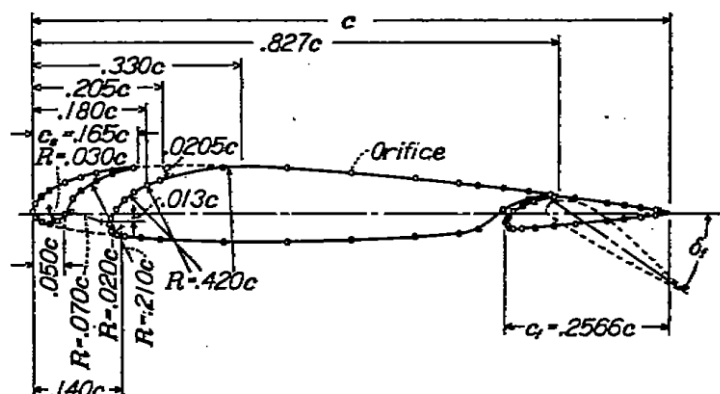
Užsparnių paskirtis yra maksimalaus keliamosios jėgos koeficiento didinimas. Dėl to sumažėja kilimo ir tūpimo greitis. Kai lėktuvo kilimo ir tūpimo greitis mažesnis, sumažėja įsibėgėjimo distancija kylant ir stabdymo distancija nutūpus (Lasauskas 2008). Žvelgiant į atliktų skaičiavimų aktualumą, nagrinėti sparno profilio aerodinamines charakteristikas kartu komponuojant sparną su užsparniu yra kur kas praktiškiau.

Vieni iš pirmųjų bandymų aerodinaminiam vamzdyje vyko 1935 m. su NACA 23012 sparno profiliu. Juos atliko Eastman N. Jacobs ir William C. Clay. Jie atliko bandymus sparno realaus dydžio aerodinaminiam vamzdyje, kuris turėjo galimybę keisti oro tankį (5 pav.). Bandymai buvo atlikti 1 000 000 – 8 000 000 Reinoldso skaičių intervale. Šie bandymai buvo ypač svarbūs, nes tai buvo vieni pirmųjų bandymų aerodinaminiam vamzdyje. Prieš bandymus Eastman N. Jacobs ir William C. Clay manė, kad šis profilis turės labai geras aerodinamines charakteristikas ir bus ateityje plačiai naudojamas. Šis bandymas buvo svarbus ir tuo, kad gautus rezultatus buvo galima palyginti su rezultatais gautais skaitiniais metodais.



5 pav. NACA 23012 sparno profilis įmontuotas į realaus dydžio aerodinaminiam vamzdyje (Eastman, Clay. 1935)

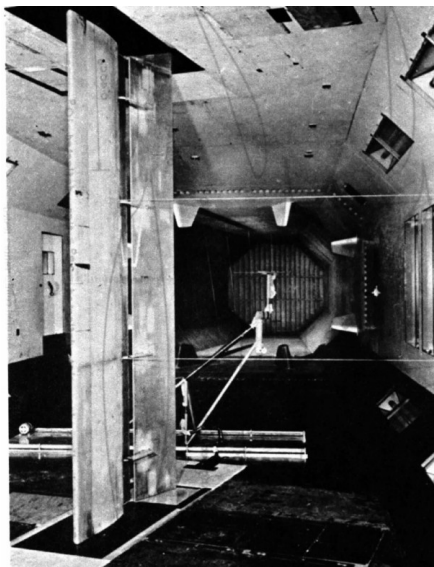
1941 m. Thomas A. Harris ir John G. Lowry atliktas tyrimas *Pressure Distribution Over an NACA 23012 Airfoil With a Fixed Slot and a Slotted Flap*. Šie du aerodinamikos specialistai atliko bandymus 10 pėdų skersmens aerodinaminiam vamzdyje, norėdami išsiaiškinti, kaip sparną su NACA 23012 profiliu (6 pav.) veikia aptekantis oro srautas. Jie matavo aptekancio oro srauto sukeltą slėgį profilio apatiniame ir viršutiniame paviršiuje. Taip pat buvo keičiami sparno atakos kampai ir visa tai atliekama esant kelioms skirtingoms plyšinio užsparnio padėtimis bei naudojant priešsparnį.



6 pav. NACA 23012 Harris ir Lowry naudojamas sparno profilio modelis (Harris, Lowry 1941)

Plyšinio tipo užsparnius gana detalai ištyrinėjo D. N. Foster, H. P. A. H. Irwin ir B. R. Williams darbe *The Two-Dimensional Flow Around a Slotted Flap*. Jų atliktame darbe aprašoma eksperimentiniai

matavimai ir teorinė analizė apie tai, kaip sparną su plyšiniu užsparniu apteka plokščiasis oro srautas (7 pav.).



7 pav. Sparno modelis su plyšiniu užsparniu aerodinaminiam vamzdyje (Foster *et al.* 1971.)

Naudojant kompiuterinę programą OWEFLOW, tarpelio įtaką tarp sparno ir užsparnio detalčiai išanalizavo Nicholas Liggett ir Marilyn J. Smithas darbe *Study of Gap Physics of Airfoils with Unsteady Flaps*.

Toliau kalbant apie užsparnių aerodinamines charakteristikas, reiktų paminėti A. D. Youngą. Jis jau 1953 m. atliko aerodinaminius bandymus su įvairių tipų užsparniais ir visa tai aprašė ataskaitoje *The aerodynamic characteristics of flaps*. Penktoje savo ataskaitos dalyje A. D. Youngas būtent ir aprašo plyšinį užsparnį ir jo aerodinamines charakteristikas.

1941 m. aerodinaminiam vamzdyje su profiliu ir 1-4 plyšiniais užsparniais bandymus atliko ir juos aprašė F. M. Rogallas ir Bartholomew S. Spanas. Jie bandymus atliko 10 pėdų aerodinaminiam vamzdyje su vienu, dviem, trim ir keturiais plyšiniais užsparniais vienoje užsparnių sistemoje (8 pav.). Savo tyrime jie nustatė, kad trijų užsparnių konfigūracija turėjo geriausias aerodinamines charakteristikas. Pabrėžtina tai, kad tuo metu lėktuvai dar nebuvo gaminami ir eksploatuojami su tokia užsparnių sistema. Todėl galima teikti, kad šie bandymai padarė didelę įtaką šio plyšinio užsparnio sistemos plėtojimui ir taikymui realiuose orlaiviuose.



8 pav. Vieno, dviejų ir trijų plyšių užsparnių sistemos

Kalbant apie neseniai atliktus panašius tyrimus galime paminėti V. Ciobacą, T. Kuhną ir R. Rudniką 2013m. atliktą darbą apie srauto atitrūkimo kontroliavimą esant didelei keliamajai jėgai sparnas-

liemuo konfigūracijoje. Skaičiavimai buvo atliekami trimatėje erdvėje imituojant mažą greitį atmosferos sąlygomis. Skaičiavimai CFD metodu, taikant DLR-TOU-kodą, užtruko keliolika dienų, o gauti rezultatai parodė skirtumą tarp šio metodo ir eksperimentinių būdu gautų rezultatų. Taip pat eksperimentinių ir skaitmeninių rezultatų palyginimą pateikia ir M. Anyoji, T. Nonomura straipsnyje *Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number flow Condition*. Jų darbe trimačiu didelių sūkurių skaitmeniniu metodu yra analizuojamas *Ishii* sparno profilis, lyginant gautus rezultatus su panašiais į jį NACA 0012 ir NACA 0002 profiliais. Taip pat pateikiami ir *Ishii* aerodinaminių charakteristikų palyginimai su eksperimentiniais rezultatais.

Svarbiausias šiam darbui yra James G. Coderio, Mark D. Maughmerio ir Dan M. Somerso 2014 metais atliktas tyrimas *Theoretical and Experimental Results for the S414, Slotted, Natural-Laminar-Flow Airfoil*. Šiame darbe taikant MSES ir OWERFLOW programinę įrangą tiriami keli panašūs sparno profiliai ir vieno iš jų, t.y. S414 profilio, gautų aerodinaminių charakteristikų rezultatai palyginami su Pensilvanijos valstijos universiteto aerodinaminame vamzdyje gautais rezultatais.

Taigi, šio darbo tikslas atlikti aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą S414 sparno profilio taikant „Javafoil“ programą ir gautus rezultatus palyginti su eksperimentiniais rezultatais ir kitomis programomis (MSES, OWERFLOW) gautais rezultatais. Jei norime palyginti šiuos rezultatus reikia, kad skaitmeniniu ir eksperimentiniu būdu tiriamas modelis ir jį veikiančios sąlygos būtų kuo panašesnės. Idealiausiu atveju – būtų visiškai tokios pat.

Kai kurie aptarti tyrimai buvo atlikti XX a. viduryje. Šiais laikais kur kas paprasčiau ir pigiau yra atlikti aerodinaminių charakteristikų skaitinį tyrimą ir viską apskaičiuoti kompiuterinėmis programomis. Tačiau eksperimentiniai bandymai laikomi tikslesniais, todėl pagrindinis šio darbo tikslas yra palyginti realiai atliktų bandymų su skaitiniu metodu apskaičiuotais rezultatais ir išsiaiškinti, kas lemia jų skirtumus ir ar gautas skirtumas yra reikšmingas.

2. MOKSLINĖS LITERATŪROS NAGRINĖJAMA TEMA APRAŠYMAS

Apžvelgiant literatūrą šia tema, reiktų paminėti, kad tai daugiausiai mokslinių tyrimų ataskaitos. Viena iš tokių ataskaitų yra apie šiame darbe nagrinėjamą S414 sparno profilį su plyšiniu užsparniu. Kai kurie šiame darbe minimi tyrimai yra atlikti dar XX a. viduryje, kiti tyrimai yra gana nauji. Dalis skaičiavimo metodų laikui bėgant išliko nepakitę, kiti buvo patobulinti. Modernėjant kompiuterinei technikai buvo pradėtas plačiau taikyti CFD metodas, naudojantis Navier Stokes lygtis.

Trumpai aptarsime literatūrą, kurioje yra nagrinėjami sparnai su plyšiniais užsparniais, lyginami eksperimentiniai ir skaitiniu būdu gauti rezultatai. Taip pat, išnagrinėsime skirtingais skaitmeniniais metodais gautus rezultatus ir juos palyginsime. Plačiau išnagrinėsime sparno profilio S414 eksperimentinius ir kelių skaitinių metodų rezultatus, pateikiamus literatūroje. Toliau darbe palyginsime „Javafoil“ kompiuterine programa gautus S414 sparno profilio aerodinaminių charakteristikų rezultatus su eksperimentiniais rezultatais pateiktais literatūroje.

2.1 Srauto atitrūkimo kontroliavimo analizė taikant skaitinius analizavimo metodus ir gautų rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais

Vokiečių mokslininkai prisidėjo prie aktyvaus srauto atitrūkimo kontroliavimo tyrimų esant didelei keliamajai jėgai. V. Ciobaca, T. Kuhnas ir R. Rudnikas 2013 metais pristatė tyrimo rezultatus atliktus pasinaudojant skaitiniais kompiuteriniais analizavimo metodais trimatėje erdvėje. Jų tyrimo objektas yra sparnas su plyšiniu užsparniu. Daugumoje šiuolaikinių civilinių orlaivių naudojama tokia sistema, todėl tyrimo rezultatai yra aktualūs ir gali būti panaudoti ateityje projektuojant ar tobulinant tokias sistemas.

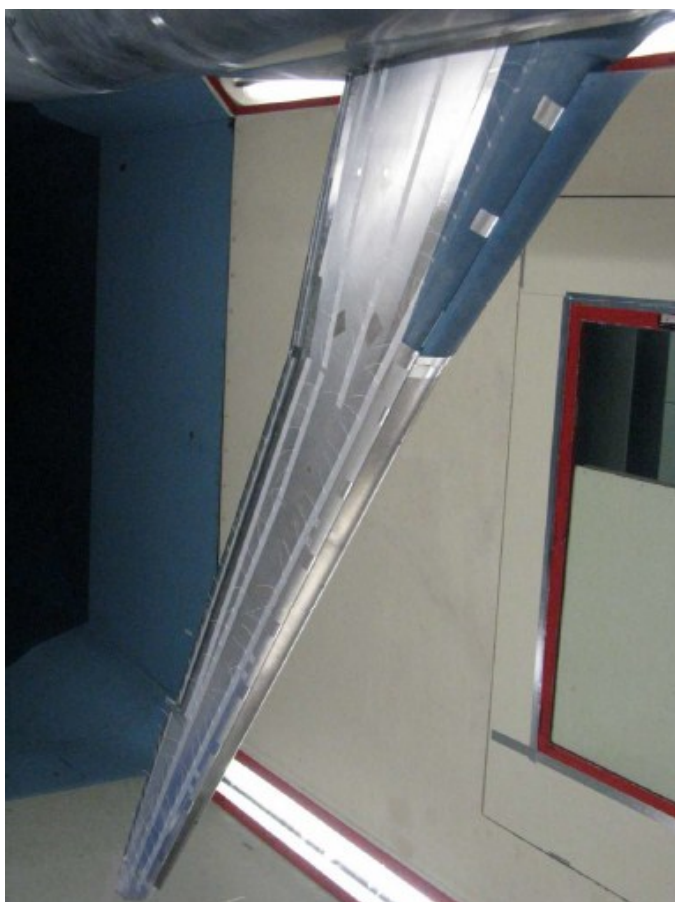
Sparno ir užsparnio sistemoje, naudojant plyšinius užsparnius tūpimo ar kilimo metu, atsiranda srauto atitrūkimas nuo užsparnio viršutinio paviršiaus. Norint pašalinti šį reiškinį buvo sugalvota technologija srauto, kuris apteka užsparnį valdymui (AFC). Šiame tyrime tokia sistema buvo analizuojama kompiuterine CFD programa ir eksperimentiniu metodu. 9 paveikslėlyje pateikiamas bandomo sparno ir užsparnio modelis. Į užsparnio sistemą tiekiamas suspaustas oras, kuris reikiamu dažniu išpurškiamas pro viršutiniame užsparnio paviršiuje esančias angas, taip sumažindamas atitrūkstantį srautą. Išpurškimo kameros plotis yra 0,3 mm, o ilgis svyruoja ir priklauso nuo padėties ant užsparnio. Šios kameros išdėstytos taip, kad išpurškiamas oras sudarytų 30° santykį kampą su užsparnio paviršiumi ir padengtų apie 80% viso viršutinio užsparnio paviršiaus.



9 pav. Sparno ir užsparnio modelis su AFC sistema (Ciobaca *et al.* 2013)

Tyrimo pagrindinis tikslas išsiaiškinti, koku dažnumu turi būti išpurškiamas oras užsparnio paviršiuje, kad srauto atitrūkimas būtų minimalus.

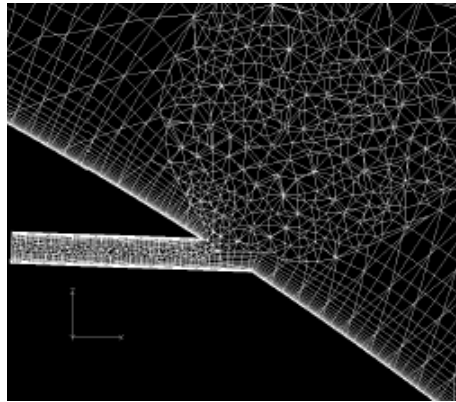
Eksperimentiniams tyrimams buvo naudojamas Vokietijoje, Bremene, esantis *Airbus* aerodinaminis vamzdis, kurio matmenys yra 2,1 m x 2,1 m. Sparno sujungto su lėktuvo liemeniu modelis ir aerodinaminio vamzdžio vaizdas matomas 10 paveikslėlyje.



10 pav. *Airbus* aerodinaminis vamzdis ir testuojamas modelis (Ciobaca *et al.* 2013)

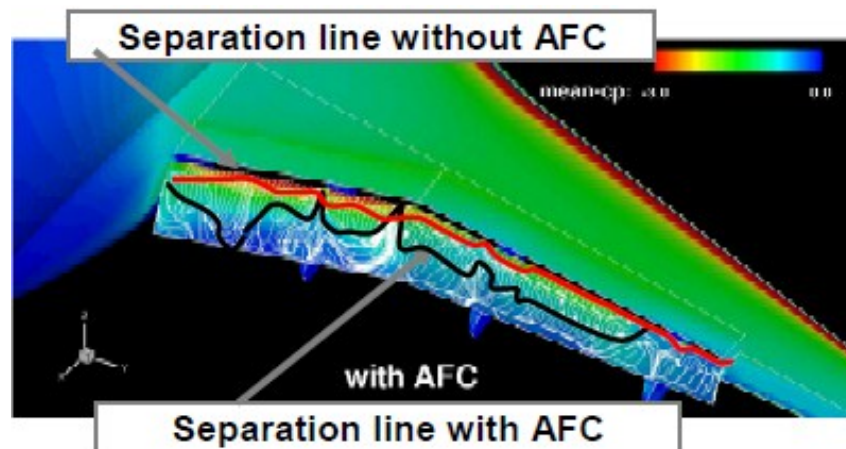
Atlikus bandymus be AFC sistemos, nustatomi pradiniai parametrai su kuriais būtų galima palyginti AFC sistemos efektyvumą. Aerodinamiame vamzdyje modelis testuojamas esant $M = 0,2$ ir $Re = 1,5e6$ sąlygoms. Toliau modelis testuojamas su AFC sistema.

Kompiuteriniam CFD skaičiavimui didelę įtaką turi tinklo parinkimas. Tinklui generuoti naudojama CENTAUR programinė įranga. Sugeneruotą tinklą sudaro 5 milijonai taškų, o modeliui su AFC sistema tinklo taškų skaičius išauga iki 30 milijonų. Išpurškimo skerspjūvio vietoje tinklo išdėstymas pavaizduotas 11 paveikslėlyje.



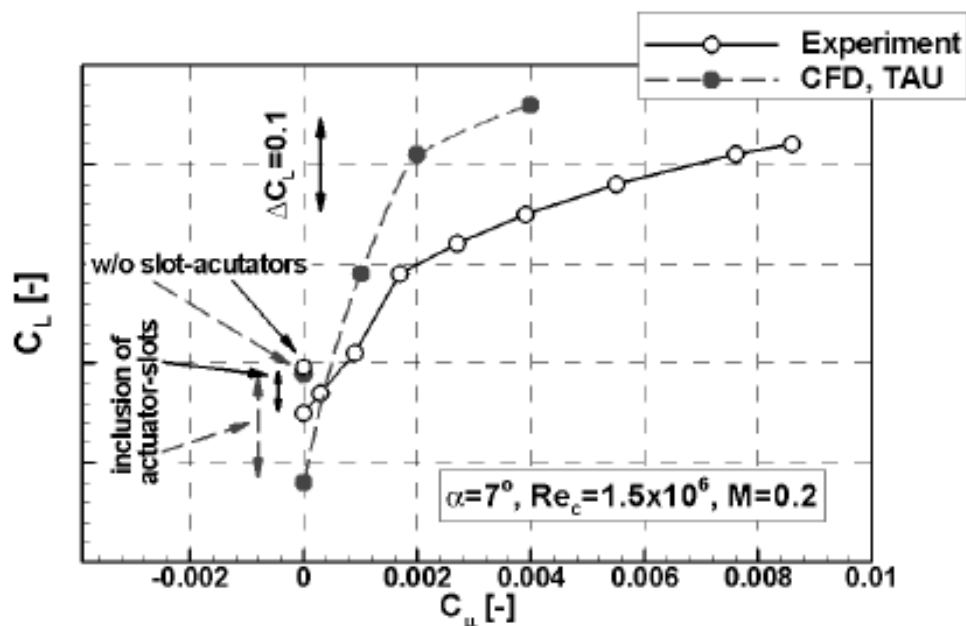
11 pav. Tinklas oro išpurškimo vietoje (Ciobaca *et al.* 2013)

Skaičiavimai atliekami taikant URANS simulatorių, DLR-TOU-kodą. Analizės rezultatai pateikiami 12 paveikslėlyje, kuriame matome raudona linija pažymėtą ribą nuo kurios atitrūksta srautas nenaudojant AFC sistemos ir juodą liniją, kurioje srautas atitrūksta nuo užsparnio paviršiaus naudojant AFC sistemą.



12 pav. Srauto atitrūkimo linijos (Ciobaca *et al.* 2013)

Straipsnio išvadose pateikiamas grafikas rezultatų palyginimų, gautų aerodinaminame vamzdyje ir CFD metodu, esant tiems patiems parametrų (13 pav.). Abu eksperimentai parodė keliamosios jėgos prieaugį naudojant AFC sistemą. CFD metodu gauti rezultatai rodo didesnę keliamosios jėgos koeficiento prieaugį, nes analizuojamas išpurškiamas srautas skaičiavimams supaprastinti laikomas idealus. Tačiau atsižvelgiant į reikiamus resursus ir biudžetą lyginant su eksperimentiniais tyrimais vamzdyje, CFD analize gauti rezultatai laikomi priimtini. Tačiau CFD metodo minusas, kad tokiems skaičiavimams sugaištas laikas skaičiuojamas savaitėmis.



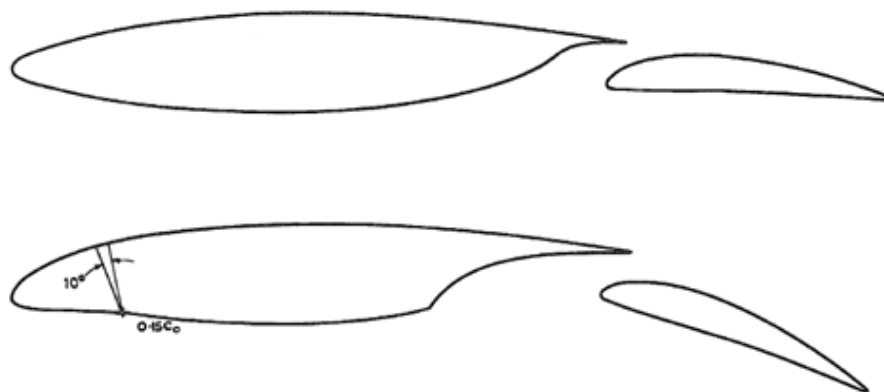
13 pav. CFD ir eksperimentinių rezultatų palyginimas (Ciobaca *et al.* 2013)

3.2 Plyšinio užsparnio aerodinaminių charakteristikų tyrimas

Šiam darbui kiti gana svarbūs rezultatai yra plyšinio užsparnio aerodinaminių charakteristikų tyrimai. Dabar plačiau panagrinėsime Fosterio, Irwino ir Williamso darbą *The Two-Dimensional Flow Around a Slotted Flap*, kuriame yra kalbama apie plyšinio užsparnio aerodinamines charakteristikas. Bandymai atlikti 1971 metais.

Plyšinio tipo užsparnis buvo plačiai ištirtas jau 1947 m. A. D. Youngo. Tačiau praėjus 30 metų ir tobulėjant technikai ir sparnų profiliams atsirado efektyvesnių užsparnių poreikis. Fosteris, Irwinas ir Williamsas naujais metodais bando išsiaiškinti, kokia turėtų būti efektyvesnio užsparnio forma ir jo pastatymo kampas, kad pagerėtų sparno su plyšiniu užsparniu keliamosios jėgos koeficientas ir kartu sumažėtų pasipriešinimo jėgos koeficientas. Savo bandymuose jie daugiausia dėmesio skyrė išsiaiškinti, kaip plokščiasis srautas apteka plyšinį užsparnį. Jų eksperimentai išskirtiniai ir tuo, kad jie sparno profilį ir užsparnį laikė dviem atskirais paviršiais, kuriuos aptekantys oro srautai susikerta. Atsižvelgiant į šią prielaidą savo skaičiavimams jie taikė metodą, kurį aprašo A. M. O. Smithas (Smith 1966).

Šis tyrimas susidėjo iš dviejų bandymų serijų. Pirmiausia nagrinėjamas sparno modelis su plyšiniu užsparniu, kai užsparnis išleistas 30° kampu. Pagal ankstesnius tyrimus, šis kampas nurodomas kaip optimalus plyšinio užsparnio išleidimo kampas. O kad šiuo bandymu išvengtų panašių rezultatų į prieš tai buvusių tyrimų ir galbūt gautų geresnius rezultatus, jie pakeitė priekinės sparno briaunos formą. Sparno priekinę noselę palenkė 10° (14 pav.).



14 pav. Modifikuota sparno noselė (Foster *et al.* 1971)

Antroje bandymų serijoje plačiau tyrinėjamas oro srautas už užsparnių. Ši bandymų serija mums nėra aktuali.

Nagrinėsime plačiau tik pirmąją jų bandymų seriją, kurioje jie plačiau nagrinėjo geometrinę užsparnių poziciją ir visas užsparnį veikiančias jėgas sparno atžvilgiu. Parinktai konkrečiai geometrinei užsparnių pozicijai jie detalčiai išnagrinėjo klampųjų pasienio sluoksnį virš užsparnio.

Taigi, buvo pasirinktas užsparnis, kurio styga sudarė 40 % nepailgintos sparno stygos ir turėjo gaubtą galinę briauną, kuri buvo ties 87 % nepailgintos sparno stygos. Užsparnio forma buvo pasirinkta beveik atsitiktinai. Išsamus slėgio pasiskirstymas buvo matuojamas modelio vidurinėje linijoje. Matavimo vietų skaičius konkrečiose sparno dalyse pateikiamas 1 lentelėje.

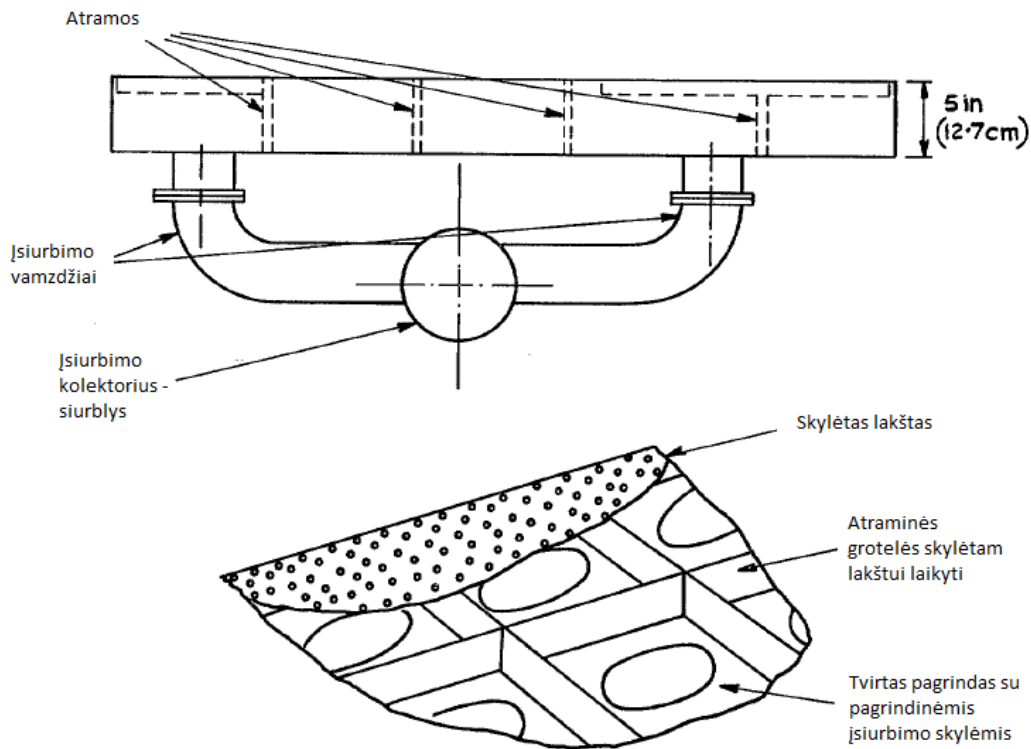
1 lentelė. Slėgio matavimo vietų skaičius sparno dalyse

Komponentas		Slėgio matavimo vietų skaičius
Priešsparnis		25
Pagrindinė sparno dalis	Paprasta priekinė sparno briauna	62
	Priekinėje palenktoje sparno briaunoje	64
	Priekinėje sparno briaunoje už priešsparnio	55
Užsparnis		34

Pritaikytas paprasčiausias slėgio matavimo metodas susidedantis iš slėgio matuoklių ir keitiklių. Siekiant išvengti histerezės efekto keitikliuose, kiekviename slėgio matuoklyje gaunama reikšmė buvo padidinama.

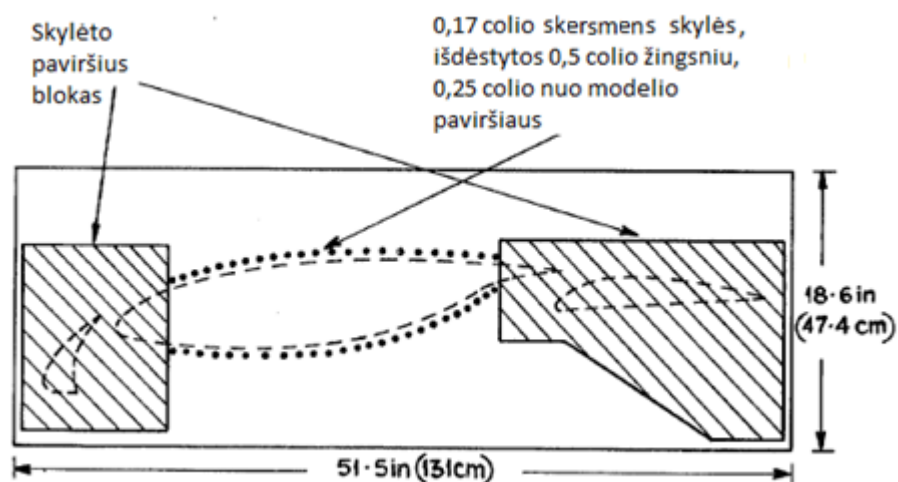
Stengtasi pasiekti kiek galima artimesnes sąlygas į plokštuminio oro srauto. Norint tai pasiekti, reikėjo kontroliuoti oro srautų atsiskyrimą pasienio sluoksniuose ties viršutiniu ir apatiniu aerodinaminio

vamzdžio paviršiumi. Šis atsiskyres oro srautas, šiuo atveju žalingas oro srautas, darė nepageidaujamą įtaką visai bandomai sistemai ir neigiamai veikė bandymo rezultatus. Šis efektas buvo pašalintas pritaikant kelis patobulinimus. Vienas iš jų – tai į viršutinį ir apatinį aerodinaminio vamzdžio paviršių ties užsparniais ir priešsparniais buvo įtaisyti oro siurbimo įrenginiai (15 pav.) su dideliu debetu ($2,6 \text{ m}^3/\text{s}$), kuriuos buvo galima pritaikyti individualiam sparno modeliui.



15 pav. Srauto įsiurbimo įrenginio schema (Foster *et al.* 1971)

Šio įrenginio vieta schemiškai pavaizduota 16 paveiksle. Taip pat schemeje pavaizduotas ir kitas patobulinimas, kurį sudaro skylutės aplink patį sparno profilį. Šie būdai taip pat sumažina ir sparno įtvirtinimo efektą, dėl kurio taip pat atsiranda iškraipyti oro srautai.



16 pav. Srauto įsiurbimo įrenginių išdėstymo schema (Foster *et al.* 1971)

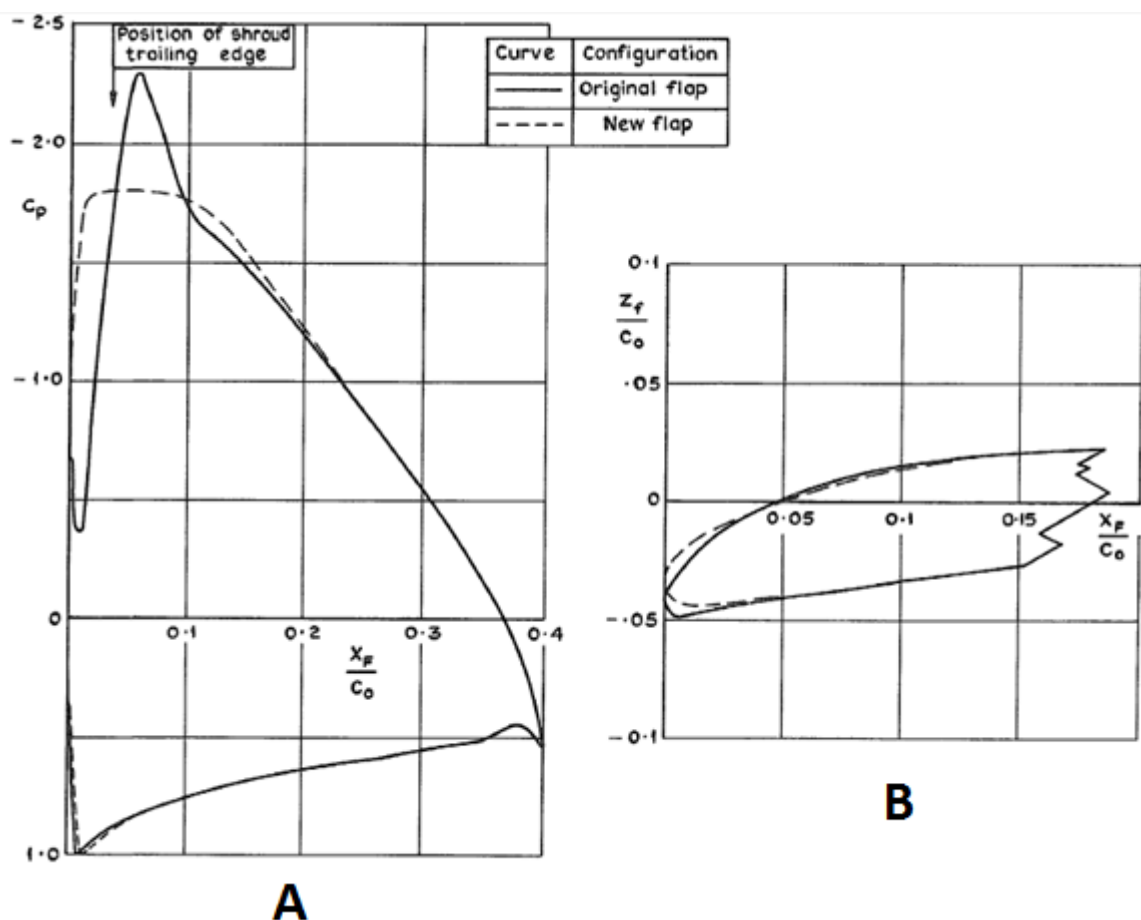
Fosteris, Irwinas ir Williamsas atliko bandymus ne tik keičiant užsparnių pastatymo kampą ar keičiant viso sparno atakos kampą, bet dar ir ištyrė plyšio didumo tarp sparno ir užsparnio įtaką aerodinaminėms charakteristikoms. Tarpelio didumą jie išreiškė santykiu su viso sparno stygos ilgiu ir atliko bandymus jam esant 0,5–4,0 % stygos ilgio. Iš keliamosios jėgos ir pasipriešinimo jėgos koeficiento grafikų nuo atakos kampo ir plyšio tarp sparno profilio ir užsparnio priklausomybės buvo galima matyti, kad keliamosios jėgos koeficientas palaipsniui didėja iki tol, kol plyšys pasiekia 2,3 % C_0 , o toliau dar didėjant plyšiui, keliamosios jėgos koeficientas mažėja. Lyginant keliamosios ir pasipriešinimo jėgų koeficientų priklausomybės grafikus, taip pat buvo pastebėta, kad geriausias santykis (didžiausias keliamosios jėgos koeficientas ir mažiausias pasipriešinimo jėgos koeficientas) yra plyšiui esant tarp 2,0 % C_0 ir 2,5 % C_0 . Geresnės šios charakteristikos pasiekiamos naudojant priešsparnį, tačiau to nenagrinėsime.

Kita įdomi šio eksperimento dalis yra teorinių skaičiavimų palyginimas su bandymo aerodinaminiam vamzdyje rezultatais. Skaičiavimai atlikti naudojant neklampaus srauto teoriją. Iš gautų grafikų buvo nustatyta, kad visi teorinių skaičiavimų rezultatai yra didesni už eksperimentinius rezultatus. Atakos kampui kintant nuo 0° iki 12° teoriškai apskaičiuoto užsparnių keliamosios jėgos koeficiento reikšmė nekinta, o eksperimentiškai ištirta ši reikšmė, artėjant prie 12° atakos kampo, pradžioje išlieka pastovi, o atakos kampui pasiekus 8° pradeda kristi. Panaši tendencija pastebima nagrinėjant ir paties sparno profilio keliamosios jėgos koeficientą. Teoriškai apskaičiuota šio koeficiento reikšmė pagal tiesinę priklausomybę didėja didėjant atakos kampui, tačiau bandymo rezultatai rodo, kad keliamosios jėgos koeficientas didėja tik iki tol, kol atakos kampas pasiekia 11°, tuomet krenta. Sudėjus užsparnio ir sparno keliamosios jėgos koeficientus į vieną, skirtumas tarp apskaičiuotų ir eksperimentinių rezultatų dar labiau padidėja. Iš bendro sparno ir užsparnio keliamosios jėgos grafiko nuo atakos kampo matyti, kad skirtumas tarp apskaičiuotų ir bandymo metu gautų rezultatų yra apie 0,4 C_L .

Toliau nagrinėjant grafikus, kuriuose pavaizduota keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo tarpelio tarp sparno ir užsparnio dydžio, buvo padaryta išvada, kad teoriniai ir eksperimentiniai rezultatai taip pat skiriasi. Tiriamo tarpelio dydis didėja nuo 0,5 % iki 4,0 % C_0 . Atlikus teorinius skaičiavimus, gauti rezultatai rodo, kad užsparnio keliamosios jėgos koeficientas didėja didėjant tarpeliui, o sparno keliamosios jėgos koeficientas atvirkščiai – mažėja tiesine priklausomybe. Tačiau eksperimentas rodo kitokius rezultatus. Užsparnio keliamosios jėgos koeficientas iš pradžių staigiai didėja ir vėliau pasiekęs 2,0 % C_0 plyšio dydžio - didėja ne taip staigiai. Panašiai atrodo ir eksperimentinis sparno keliamosios jėgos koeficiento grafikas. Iš pradžių didėjant plyšiui didėja ir keliamosios jėgos koeficientas, pasiekia maksimumą ties 2,0 % C_0 ir pradeda mažėti. Susumavus sparno ir užsparnio eksperimentinių bandymų rezultatų ir teorinių skaičiavimų rezultatus matome, kad bendras skirtumas tarp šių rezultatų išlieka panašus, kaip buvo nagrinėjama keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo, ir prie maksimalios keliamosios jėgos koeficiento reikšmės skirtumas išlieka apie 0,4 C_L .

Ataskaitoje taip pat nagrinėjama ir oro srauto sukeliama slėgio pasiskirstymas užsparniuose, kai užsparnis yra išleistas 30° kampu. Iš grafikų, buvo pastebėta, kad teorinio skaičiavimo metu gauti rezultatai vizualiai atitinka eksperimentinio bandymo rezultatus. Grafikų formos yra labai panašios, tačiau teoriniu metodu gautas maksimalus slėgio taškas iškyla aukščiau negu bandymo metu gautas maksimalus taškas.

Toliau analizuojami du grafikai parodė, kokią įtaką slėgio pasiskirstymui turi plyšys tarp sparno ir užsparnio. Eksperimento metu gautose kreivėse matyti, kad kai tarpelis sudaro $1,0\% C_0$, jo maksimalaus slėgio reikšmė yra kur kas mažesnė už kitų kreivių. Taip yra todėl, kad tarpelis yra per mažas ir vyksta stiprus srautų maišymasis tarp sparno ir užsparnio pasienio sluoksnių. Maišymasis visiškai nevyksta esant $4,0\% C_0$ tarpeliui. Norėdami pagerinti užsparnio aerodinamines charakteristikas, jie šiek tiek patobulino užsparnių profilio formą. Kaip atrodo seno ir patobulinto užsparnio slėgio pasiskirstymo grafikas matome 17 paveiksle.



17 pav. Originalaus ir naujo užsparnio slėgio pasiskirstymo (A) ir formos palyginimo (B) grafikai (Foster *et al.* 1971)

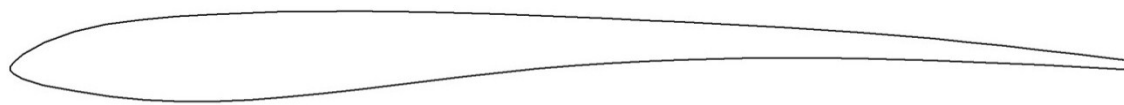
Kaip matome iš grafikų, nežymiai pasikeitė tik užsparnio priekinės briaunos forma. Tačiau iš kito grafiko matome, kad to pakako, kad slėgio pasiskirstymas taptų tolygesnis.

Naudojantis Thwaites'o (Thwaites 1960) aprašytu metodu, buvo atlikti profilio laminarinio pasienio sluoksnio skaičiavimai, oro srauto į paviršių trinties bandymai ir teoriniai skaičiavimai.

Apibendrinant visą jų atliktą darbą, galima pasakyti, kad jie gana detalai išnagrinėjo plyšinio užsparnio aerodinamines charakteristikas. Praktiškai išbandė ir apskaičiavo kelias sparno ir užsparnių konfigūracijas, nustatė optimalų užsparnio išleidimo kampą. Savo eksperimente jie plačiai tyrinėjo tarpelio tarp sparno ir užsparnio dydį, nustatė optimalų, kuris yra apie 2,3 % C_0 . Esant tokiam tarpelio dydžiui, keliamosios jėgos koeficientas yra maksimalus, nevyksta srauto, atitekančio nuo sparno ir užsparnio paviršiaus, pasienio srautų maišymasis. Srautas aptekantis visą sparno ir užsparnio sistemą yra tolygus. Šiek tiek pakeistas užsparnio profilis leido tolygiau pasiskirstyti slėgio koeficientui priekinėje užsparnio noselėje. O pagrindinis dalykas, kodėl šie eksperimentai yra aktualūs šiam darbui, tai kad buvo atlikta ne tik bandymai aerodinaminiam vamzdyje, bet ir teoriniai skaičiavimai. Kaip ir buvo galima manyti, vieni rezultatai nuo kitų skiriasi. Pagrindinė priežastis, kodėl teoriniai rezultatai skiriasi nuo eksperimentinių, yra tai, kad teoriniu metodu nagrinėjamas neklampus srautas ir skaičiuojant šiuo būdu daug sąlygų, reikalingų skaičiavimams, yra idealizuojamos. Dėl šios priežasties skaičiavimams naudojamas metodas neatitinka realaus srauto sąlygų. Tačiau negalime teikti, kad eksperimentiniu metodu gauti rezultatai yra visiškai teisingi. Jie taip pat turi paklaidų ir neatitikimų su realaus skrydžio metu veikiančiomis sąlygomis. Bet nepaisant viso to, skaičiavimai atliekami neklampiam sraute gali būti naudojami pradiniam projektavimo etape, nes nereikalauja daug resursų ir yra pakankamai tikslūs.

3.3 *Ishii* sparno profilio skaitmeniniai ir eksperimentiniai tyrimai

Japonų mokslininkai M. Anyoji, T. Nonomura 2014 metais *Ishii* sparno profilį (18 pav) išanalizavo naudodami aerodinaminį vamzdį ir didelių sukurių modeliavimo metodą esant mažam Reinoldso skaičiui. Savo darbe jie palygino gautus rezultatus su standartiniais NACA 0012 ir NACA 0002 profiliais. Taip pat buvo nagrinėjama *Ishii* profilio formos charakteristikų efektas srautui, bei aptariamos aerodinaminės profilio savybės. Sudėtingi srauto reiškiniai (srauto atsiskyrimas, perėjimas) atsiranda sparno paviršiuje ir stipriai įtakoja aerodinaminį profilio efektyvumą. Atsirandantys laminariniai atsiskyrimo burbulai vaidina svarbų vaidmenį slėgio pasiskirstyme ant sparno paviršiaus.



18 pav. *Ishii* sparno profilis

Šis sparno profilis buvo kuriamas siekiant jį naudoti orlaiviams, kurie galėtų skraidyti Marse. Kad atitikti Marse esančias sąlygas, sparnas buvo analizuojamas esant mažam Reinoldso skaičiui (10^4 - 10^5). Esant tokiam Reinoldso skaičiui aerodinaminė kokybė smarkiai pablogėja.

Skaitiniai skaičiavimai buvo atliekami dviem būdais:

1. *Ishii* sparno profilis turi maksimalų storį 7,1 % ties 0,25 % sparno stygos ilgio ir maksimalų išgaubtumą 2,3 % ties 0,62 % stygos ilgio. Skaičiavimuose Macho skaičius yra lygus 0,2.

Srauto spūdumo efektas rezultatuose yra nepaisomas. Reinoldso skaičius nustatytas ties 23 000. Atakos kampas keičiamas nuo 0 iki 9°. Priimama, kad srautas yra pastovus.

2. Naudojamas LANS3D simulatorius, kuris trimatėje erdvėje spūdumą aprašo Navier-Stokes lygtimis ir naudojant bendrąsias kreivių koordinates, kaip valdymo lygtis.

Eksperimentinių bandymų nustatymai:

1. Eksperimentas buvo atliekamas Marso aerodinaminiam vamzdyje, Tohoku universitete. Šis modifikuotas aerodinaminis vamzdis yra įstatytas į vakuumą sudarančią kamerą.
2. Naudojama dviejų komponentų balanso sistema, kuri susideda iš dviejų apkrovos elementų skirtų atlikti keliamosios ir pasipriešinimo jėgos matavimus.
3. Slėgis sparno paviršiuje buvo matuojamas pasinaudojant slėgiui jautriais dažais. Šie dažai susideda iš liuminescentinių molekulių ir rišamosios medžiagos. Šių dažų veikimo principas paremtas deguonies koncentracija ant paviršiaus, kuri proporcinga aplinkos slėgiui.
4. Naudojamas dvimatis *Ishii* sparno profilio modelis pagamintas iš aliuminio, kurio stygos ilgis 50 mm ir mojis 100 mm.
5. Macho skaičius apytiksliai nustatytas 0,2, o Reinoldso skaičius apytiksliai $2,4 \times 10^4$. Bendras srauto slėgis – 11 kPa. Atakos kampas keičiamas nuo -5 iki 15°.

Įvertinus CFD būdu gautus skaičiavimo rezultatus, teigiama, kad jie sutampa su keliamosios jėgos ir pasipriešinimo jėgos rezultatais gautais eksperimentiniu būdu. Apytiksliai yra 1° skirtumas keliamosios jėgos grafike ties smukos kampu. CFD rezultatuose neužfiksuotas keliamosios jėgos padidėjimas, kuris matomas eksperimentiniuose rezultatuose. Pasipriešinimo jėgos grafike esant mažiems atakos kampams išryškėja minimalus rezultatų skirtumas, tačiau apibendrinus visus CFD metodu gautus rezultatus nustatyta, kad šie gana tiksliai sutampa su eksperimento rezultatais.

Slėgio pasiskirstymo kreivė su eksperimentiniais rezultatais buvo palyginta esant trims skirtingiems atakos kampams. Esant didžiausiam atakos kampui (9°) rasta ryškesniu neatitikimų. Tai paaiškinama sparno slėgio matavimo ties galine briauna metodo klaida. Remiantis tuo, kad keliamosios jėgos grafike irgi matyti neatitikimas tarp rezultatų esant 9° kampui, manoma, kad tai ir sukėlė neatitikimus slėgio pasiskirstymo grafike.

Nepaisant šių mažų neatitikimų, galima teigti, kad CFD rezultatai yra teisingi ir atitinkantys eksperimentinio tyrimo rezultatus.

3.4 Teoriniai ir skaitiniai sparno profilio S414 tyrimai

James G. Coder, Mark D. Maughmer ir Dan M. Somers 2014 metais aprašė atliktą sparno profilio S414 tyrimą. Šis natūralaus laminarinio srauto profilis su plyšiniu užsparniu buvo sukurtas

naudoti sraigtasparnių mentėse. Savo darbe šie mokslininkai šį profilį analizuoja skaitiniais metodais, MSES ir OVERFLOW programomis. Gauti rezultatai lyginami su Pelsinvanijos valstijos universitete esančio mažo greičio ir mažo turbulentiškumo aerodinaminiam vamzdyje gautais rezultatais.

Šis sparno profilis su plyšiu sukurtas taip, kad būtų gautas mažesnis profilio pasipriešinimo koeficientas. Plyšys tarp sparno ir užsparnio profilių leidžia slėgio atkūrimą ir natūralų laminarinį srautą visame profilio paviršiuje, kuris yra neįmanomas naudojant sparną sudarytą iš vieno profilio. Šis plyšinis sparno su užsparniu profilis buvo sukurtas specialiai mažų sraigtasparnių rotoriams, kurių mentelės pasižymi didesniu standumu, sukimui.

S414 buvo kuriamas taip, kad atitiktų du pirminius reikalavimus:

- Keliamosios jėgos koeficientas turėjo pasiekti maksimalią 1,25 reikšmę esant Macho skaičiui 0,3 ir Reinoldso skaičiui $0,97 \times 10^6$. Taip pat 1,20 maksimalų keliamosios jėgos koeficientą ties Macho skaičiumi 0,4 ir Reinoldso skaičiumi $1,29 \times 10^6$.
- Pasipriešinimo koeficientas turėjo išlikti mažas nuo keliamosios jėgos koeficiento, ties 0,1 - 0,7 Macho skaičiumi ir $2,26 \times 10^6$ Reinoldso skaičiumi, iki keliamosios jėgos koeficiento 0,65 esant 0,45 Macho skaičiui ir $1,45 \times 10^6$ Reinoldso skaičiui.

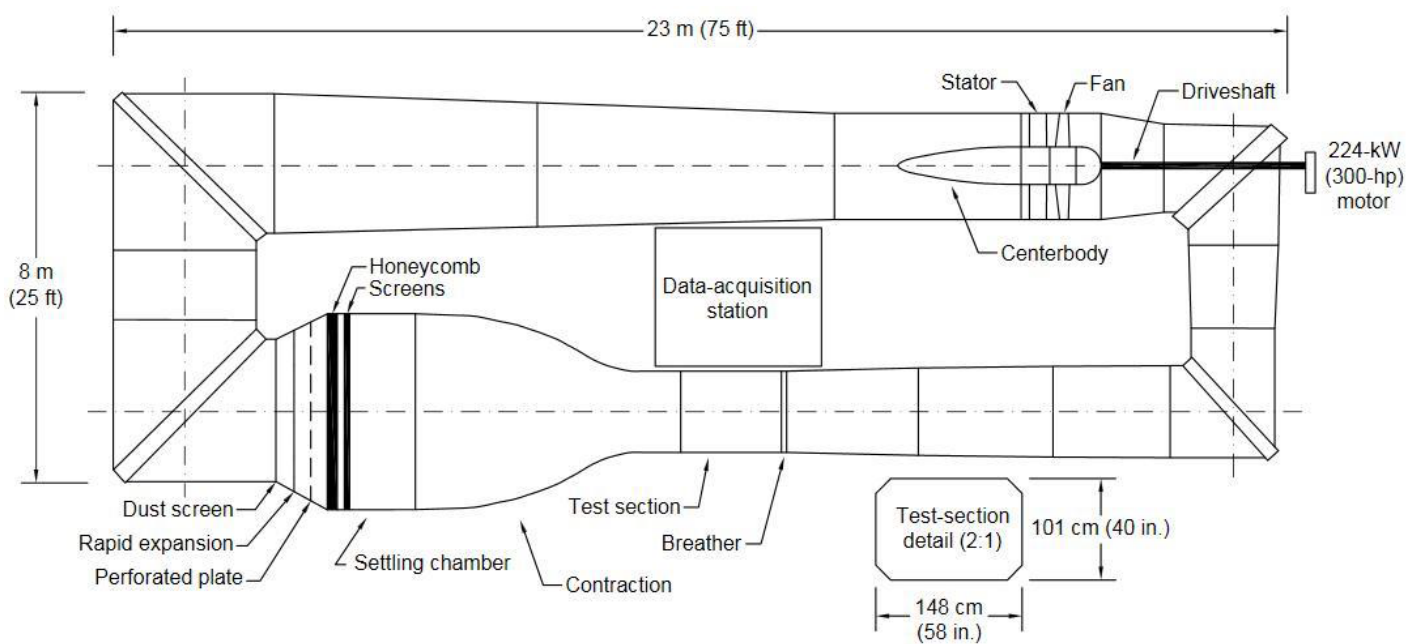
Tiek sparno, tiek užsparnio profiliai buvo kuriami pasinaudojant Eplerio profilių projektavimo ir analizavimo kodą.

Šis sparno profilis buvo analizuojamas dviem teoriniais metodais:

- MSES 3.05. Šioje programoje taikomas kodas sujungia Eulerio sprendimo metodus išoriniam srautui ir pasienio sluoksnių metodą esant klampiam srautui. Programa gali analizuoti elementus sudarytus iš kelių profilių.
- OVERFLOW 2.2e. Šioje programoje galimas trimatis elementų analizavimas Reinoldso vidutinėmis Navier-Stokes lygtimis. Taip pat yra galimybė atlikti dvimatę analizę. Programoje galima pasirinkti sprendimą iš plataus metodų turbulentinių modelių įvairovės. Šiai programai skaičiavimams būtinas tinklėlis buvo sugeneruotas *Chimera Grid Tools* programa.

Ekspperimentinio bandymo procedūra:

- Įrenginio aprašymas. Sparno profilis S414 buvo testuojamas Pensilvanijos valstijos žemo greičio, žemo turbulentiškumo aerodinaminiam vamzdyje. Bandymo sekcija yra stačiakampio formos, kurios aukštis 101,3 cm, o plotis 147,6 cm. Aerodinaminio vamzdžio schema pateikiama 19 paveikslėlyje. Maksimalus greitis vamzdyje siekia 67 m/s. Sparno profilio modelis vamzdyje montuojamas vertikaliai ir prijungiamas prie kompiuteriu kontroliuojamų įrenginių, kurie leidžia keisti sparno atakos kampą.



19 pav. Penn State universiteto aerodinaminio vamzdžio schema (Coder *et al.* 2013)

- Testuojamas S414 modelis (20 pav.). Sparnas ir užsparnis buvo pagaminti iš aliuminio naudojant skaitmenines frezavimo stakles. Sparno styga yra 457,2 mm, o mojis 107,95 cm. Ant apatinio ir viršutinio paviršių ties sparno viduriu išdėstytos 0,51 mm skersmens slėgio angos.



20 pav. Sparno S414 modelis (Coder *et al.* 2014)

- Eksperimento metodas. Aerodinaminės charakteristikos matuojamos slėgio jutikliais, reikšmės, gautos jais, verčiamos į skaitmeninį signalą. Matavimo metu atsirandančios paklaidos: $\Delta C_l = \pm 0,005$, $\Delta C_m = \pm 0,002$, esant mažam pasipriešinimo koeficientui $\Delta C_d = \pm 0,00005$, o artėjant prie smukos $\Delta C_d = \pm 0,00015$.
- Aerodinaminio vamzdžio tinkamumas. Norint patvirtinti, kad naudojamas aerodinaminis vamzdis yra tinkamas matavimams, jame išbandomas sparno profilis E387. Gauti

rezultatai palyginami su Olandijoje esančio aerodinaminio vamzdžio rezultatais, su tokiu pačiu profiliu. Abiem vamzdžiais gauti rezultatai puikiai sutampa.

Tiek eksperimentiniu tiek skaitiniais metodais atliekami skaičiavimai esant keliems Reinoldso skaičiams ($0,7 \times 10^6$ iki $1,5 \times 10^6$) ir atakos kampui keičiantis nuo -5° iki 20° .

Gauti rezultatai visais trimis metodais sutampa. Šiek tiek išsiskiria keliamosios jėgos koeficiento rezultatai prie didesnių atakos kampų, kur abejomis programomis jie gaunami didesni už eksperimentinius rezultatus. OVERFLOW programa užfiksuoja staigesnis keliamosios jėgos kritimas prie atakos kampo, kuriame atsiranda smuka. Abejomis programomis pervertinama maksimali keliamoji jėga. Momento koeficientas visų trijų metodų yra panašus, tačiau skaitinių metodų rezultatuose jis yra didesnis. Pasipriešinimo koeficiento ir atakos kampo kreivėse matyti geras sutapimas esant mažiems atakos kampams, kuriems didėjant didėja skirtumas ir tarp programomis ir eksperimento metu gautų kreivių.

Slėgio pasiskirstymo ant profilio paviršiaus kreivės lyginamos esant dviem Reinoldso skaičiams $0,7 \times 10^6$ ir $1,5 \times 10^6$. Abiem atvejais OVERFLOW ir MSES pateikia nepaprastai gerą sutapimą su eksperimentiniais rezultatais ant sparno ir užsparnio elementų. Vienintelė vieta, kurioje atsiranda nesutapimai yra srauto įėjimo į tarpelį vieta, tačiau nesutapimai yra palyginti maži.

Bendrai vertinant abu teorinius metodus ir jais gautus rezultatus, teigiama, kad jie yra priimtini ir teisingi, nes nėra didelio ir reikšmingo skirtumo tarp jų ir eksperimentinių rezultatų.

Toliau šiame darbe bus nagrinėjamas šis S414 sparno profilį su „Javafoil“ programine įranga ir gauti rezultatai bus lyginami tiek su šiame straipsnyje pateikiamais eksperimentiniais, tiek su teoriniais rezultatais. „Javafoil“ programoje taikomi skaičiavimo metodai skiriasi nuo MSES ir OVERFLOW programose taikomų metodų, todėl pasinaudodami šiame straipsnyje pateikiamais rezultatais išsiaiškinsime, kaip tiksliai skaičiavimus atlieka „Javafoil“ programoje taikomas metodas. Apie metodus taikomus šiose programose pakalbėsime kitame skyriuje.

3. TAIKOMŲ TYRIMŲ METODŲ ANALIZĖ

4.1 Tyrimo metodų apžvalga

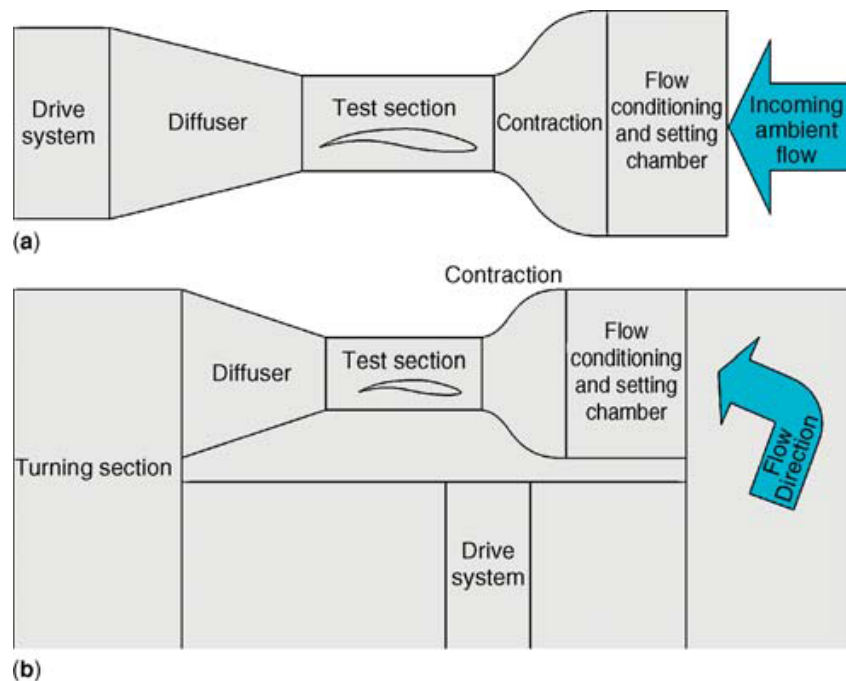
Tirti, kaip oras apteka įvairius paviršius yra keli būdai. Vienas iš būdų yra modelio tikrinimas aerodinaminiam vamzdyje. Objektas gali būti apklijuojamas siūlais ir yra stebimi bei registruojami vaizdai. Siūlai tiesiogiai atspindi oro srauto judėjimą toje vietoje: tiesūs siūlai, esantys išilgai srauto, rodo esant laminarinį srautą; besiplaikstantys ar net apsisukę prieš srautą – turbulentinį (Stone, Ball 2004). Šis metodas gali būti naudojamas ne tik siūlų, bet ir stebint dūmų aptekėjimą paviršiuje. Norint išmatuoti jėgas, atsirandančias modelio paviršiuje, reikalinga matavimo įranga, kuri būtų įtvirtinta pačiame modelyje ir matuotų sukiamo oro slėgio reikšmes į aptekamą paviršių.

Aerodinaminis vamzdis apibrėžiamas, kaip prietaisas naudojamas tirti ir matuoti objektų aerodinamines savybes. Jie dažniausiai naudojami lėktuvų ir automobilių aerodinaminėms savybėms tirti. Tiriant lėktuvų savybes, siekiama išsiaiškinti aerodinamines charakteristikas, kai žinomas testuojamo paviršiaus profilis.

Aerodinaminiam vamzdyje dažniausiai naudojami tiriamų objektų modeliai. Tiriamas modelis turi būti tiksli realaus objekto kopija, turi būti reikiamas oro greitis, oro tekėjimo režimas turi atitikti režimą realiomis skrydžio sąlygomis. Modelis neturi užimti daugiau kaip 10 % aerodinaminio vamzdžio skerspjūvio ploto, kuriame atliekami matavimai. Susiduriama su problema, kad mažinant modelį didėja matavimų paklaidos, lėktuvų bandymams skirtų aerodinaminių vamzdžių matavimo skerspjūvis siekia dešimtis kvadratinų metrų plotą. Dar didesni reikalavimai keliama kosminių tyrimų aerodinaminiam vamzdžiams. Jie turi sukurti atitinkamą oro slėgį ir temperatūrą (iki -160°).

Aerodinaminiai vamzdžiai gali būti dviejų tipų: atviri (a) ir uždari (b) (21 pav.).

- Atvirose aerodinaminuose vamzdžiuose panaudotas oras išmetamas į patalpą arba į atmosferą, taip prarandama visa orui šildyti, vėsinti, pūsti sunaudota energija, todėl atviri aerodinaminiai vamzdžiai paprastai būna tik maži – keliolikos metrų ilgio.
- Uždarieji aerodinaminiai vamzdžiai yra sudėtingesni – oras juose cirkuliuoja ratu, todėl taupoma energija. Bandymai tokiuose aerodinaminuose vamzdžiuose yra brangūs, tačiau leidžia tirti mažai žinomus reiškinius.



21 pav. Aerodinaminių vamzdžių schemos: a - atviras, b - uždaras

Pastebėta, kad oro srautas, tekantis aerodinaminiuose vamzdžiuose, nevisiškai atitinka realias sąlygas, kurios gaunamos skrydžio metu. Dėl šios priežasties atsiranda rezultatų paklaidos.

Pagrindinės paklaidos aerodinamiame vamzdyje atsiranda dėl (*Problem in Wind Tunnel Testing Techniques* 1973):

- Bandymo metu atsirandančio turbulentinio srauto;
- Vamzdžio sienelių varžomo srauto;
- Srautų iškraipymo ir susikirtimo;
- Netolygaus srauto paskirstymo visame vamzdžio skerspjūvyje.

Bandymai aerodinamiame vamzdyje naudojami kaip paskutiniai patikrinimai. Prieš šį patikrinimą skaičiavimams atlikti paprastai taikomi kiti, pigesni metodai. Šiuo metu dažniausiai naudojamos kompiuterinės programos.

Mokslininkas Markas Drela (1989) teigia, kad visus srauto skaičiavimo metodus galima priskirti vienai iš trijų kategorijų. Drela straipsnyje *Elements of design methodology* suklasifikuoja klampaus srauto analizavimo metodus. Aptaria kiekvienos grupės trūkumus ir pranašumus. Panagrinėja konkrečius analizavimo metodus.

4.2. Tyrimo metodų klasifikacija

Šioje dalyje panagrinėsime taikomus tyrimo metodus, kurie yra naudojami aerodinaminėms charakteristikoms skaičiuoti. Visus šiuos metodus galima suklasifikuoti į vieną iš trijų kategorijų (Drela 1990):

1. Navier-Stokes metodai;

2. Sąveikaujantis zoninis metodas, kai sąveikauja klampus ir neklampus srautas;
3. Nesąveikaujantis neklampus metodas ir pasienio sluoksnių metodai.

Kiekviena šių kategorijų pasižymi tik jai būdingomis skaičiavimo charakteristikomis.

Tokie metodai, kaip nesąveikaujantieji neklampūs ir pasienio sluoksnių metodai (Eppler *et al.* 1980) yra greiti, tačiau jais nėra įvertinamas labai svarbus dalykas – klampiojo išstūmimo efektas. Tai vaidina svarbų vaidmenį nustatant sparno pasipriešinimą ir keliamosios jėgos pasiskirstymą, kai profilį aptekantis srautas atitrūksta nuo profilio sienelių. Dėl šių priežasčių, šis metodas yra netinkamas ir nenaudojamas modelį skaičiuojant prie artimo garsui greičio, esant mažam Reynoldso skaičiui ir esant artimam smukos greičiui.

Norint gauti tikslesnius rezultatus, išvardintomis sąlygomis, būtina juos patikslinti Navier-Stokes lygčių paremtais metodais arba sąveikaujančiais zoniniais metodais. Šių kategorijų metodai leidžia tiksliau atkurti klampųjų išstūmimo efektą.

Sąveikaujančiose zoniniuose metoduose, klampusis išstūmimo efektas apytiksliai gaunamas, išoriniame neklampiam sraute, panaudojant modelį, kai iš kūno yra išstumiamas srautas. Šis modelis duoda teisingą išstūmimo efekto rezultatą tik plono klampaus sluoksnio ribose. Šis modelis paprastai yra gana tikslus, lyginant jį su praktikoje gautais rezultatais (Lighthill 1958).

Skirtumas su Navier-Stokes (Maksymiuk 1987; Matsushima 1987) metodo modeliais yra tas, kad čia išstūmimo sluoksnis gali būti bet kokio storio. Deja, šie Navier-Stokes metodai reikalauja du ar tris kartus daugiau skaičiavimo išteklių nei zoniniai metodai. Dėl šios priežasties metodas yra laikomas per lėtas ir nepatogus profilio projektavimo analizės įrankis.

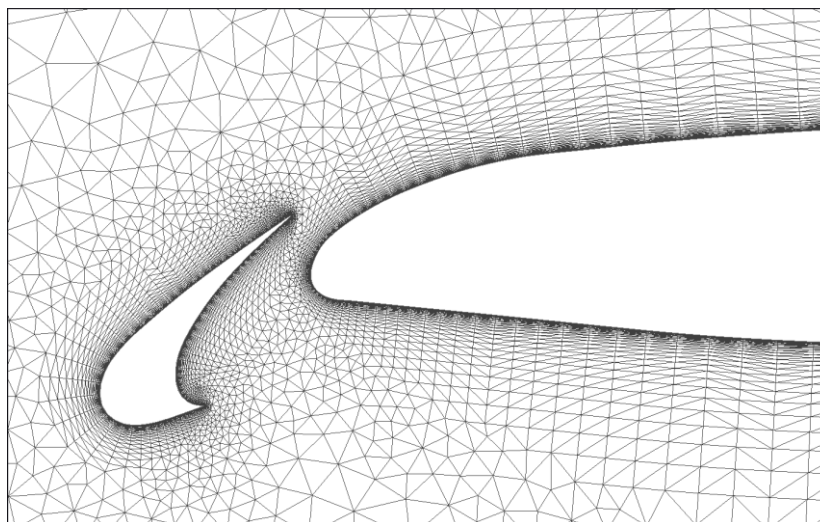
Buvo atlikti tyrimai (Holst 1988) ir pateikti rezultatai, kurių dėka, buvo galima palyginti šiuos profilių analizės metodus. Svarbiausia šių tyrimų išvada yra ta, kad naudojant Navier-Stokes lygtis ir nepaisant ilgų jų skaičiavimo trukmės, gautų rezultatų tikslumas nebuvo geresnis už tikslumą gautą skaičiuojant zoniniais metodais. Būtent toks tikslumų skirtumas nestebina, nes sprendinio, kurį turime gauti klampiam sraute tikslumas priklauso nuo turbulencijos modelio. Zoniniam metodui formuojamas srauto išstūmimo mechanizmo apytikslis modelis ir prielaida apie nereikšmingą normalinį slėgio gradientą pasienio sluoksnyje, turi mažesnę efektą už neužtikrintą turbulencijos modelį, net jei srautas atsiskiria nuo profilio ar yra smūgio bangos. Beveik visada, kai kyla abejonės dėl išstūmimo modelio ar nulinio normalinio slėgio gradiento, tokios pat abejonės kyla ir dėl turbulencijos modelio.

Dėl palyginti mažos kainos ir didelio tikslumo zoninis metodas tampa vienu iš pagrindinių metodų taikomų atliekant profilių skaičiavimus. Navier-Stokes metodai dažniausiai naudojami, kai tiriami profiliai turintys daugiaelemečius jėgos didinimo elementus, tokius kaip užsparniai ar priešsparniai (Drela 1990).

4.3 Navier-Stokes metodas

Šiam metodui naudojamos lygtis aprašo judėjimą klampiam sraute ir parodo kaip tarpusavyje susiejami tokie parametrai, kaip greitis, slėgis, temperatūra ir tankis. Sudaromos lygtys yra paremtos Oilerio lygtimis, papildomai įvertinant srauto klampumą. Lygtis yra sudėtingos. Darant daugybę apytikslių skaičiavimų ir supaprastinimų šios lygtis yra sunkiai išsprendžiamos be kompiuterių pagalbos. Naudojantis kompiuteriais šis metodas tapo patrauklesnis, nes pasitelkiant baigtinių skirtumų, baigtinių elementų ir spektrinius metodus, šie uždaviniai tapo lengviau išsprendžiami. Šių lygčių sprendimas naudojantis kompiuterinėmis programomis vadinamas CFD analizė (Wesseling 2001; Loicikansky 1978).

Dažniausiai Navier-Stokes lygtys taikomos modeliuojant orų prognozes, vandenyno srovių tekėjimą, vandens tekėjimą vamzdžiuose, oro aptekėjimą aplink sparną. Analizuojant profilio aptekėjimą CFD programoje (pvz.: ANSYS) profilį aptekantis srautas sudalinamas į atskirus elementus (22 pav.) ir kiekvienam elementui rašoma lygtis.



22 pav. Į elementus sudalintas profilį aptekantis srautas (Wesseling 2001)

Navier-Stokes lygtys susideda iš tolydžių kintamų laike masės tvermės (1), trijų momentų tvermės (2, 3, 4) ir energijos tvermės (5) lygčių (Katz, Plotkin 2001). Šiose lygtyse yra tris nepriklausomai kintančios koordinatės x, y, z ir laikas t .

Tolydumo lygtis:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

Trys momentų tvermės lygtys:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = \sum F_x = -\frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{1}{Re_r} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = \sum F_y = -\frac{\partial \rho}{\partial y} + \frac{1}{Re_r} \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = \sum F_z = -\frac{\partial \rho}{\partial z} + \frac{1}{Re_r} \left(\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \quad (4)$$

Energijos tvermės lygtis:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} \\ &= -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} - \frac{1}{Re_f Pr_f} \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\ &+ \frac{1}{Re_f} \left[\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) \right. \\ &\left. + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right] \end{aligned} \quad (5)$$

Čia: ρ – oro tankis; p – slėgis; t – laikas; Pr_f – Prandtlo skaičius; Re_r – Reinoldso skaičius; q – šilumos srautas; τ – įtempiai; E_T – pilnutinė energija; u, v, w – greičio komponentai; x, y, z – koordinatės.

4.4 Zoniniai metodai

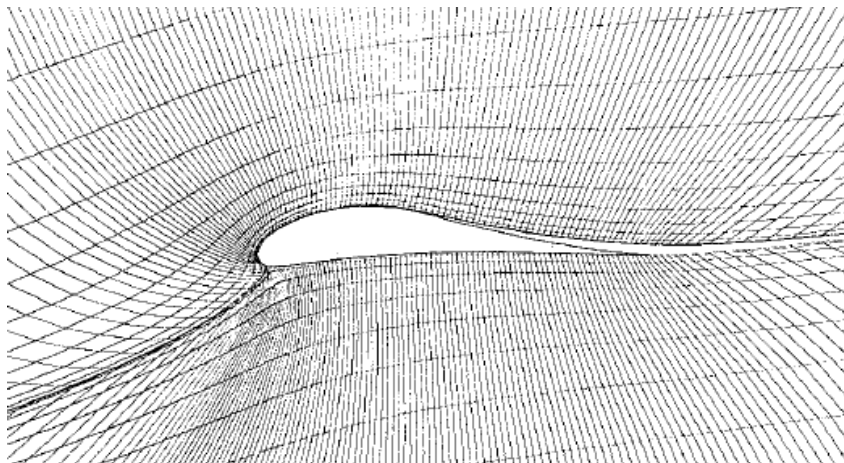
Zoniniai metodai skirstomi į sąveikaujančius zoninius metodus, kai sąveikauja klampus ir neklampus srautas ir į nesąveikaujančius neklampus metodus kartu su pasienio sluoksnių metodais. Pagrindinis skirtumas tarp šių dviejų zoninių metodų yra tas, kad sąveikaujančiuose zoniniuose skaičiavimo metoduose išoriniam srautui yra įvertinamas pasienio sluoksnio išstūmimo storis, o nesąveikaujančiuose skaičiavimo metoduose nėra pasienio sluoksnio įtakos išoriniam srautui. Šie du metodai skirstomi dar smulkiau. Pateikiama trumpa jų apžvalga.

4.5 Srovės zoniniai metodai

Dauguma zoninių metodų buvo sukurti klampiam sraute esančio profilio analizavimo problemoms spręsti. Šiuos metodus apžvelgė ir palygino R. C. Lockas ir B. R. Williamsas. Vieni iš pagrindinių naudojamų metodų yra šie:

- GBK kodas. Šis kodas sprendžia nekonservatyvias lygtis naudodamas kompleksines funkcijas ir greitąjį Puasono sprendinį.

- Nash-MacDonaldo pasienio sluoksnių metodas yra naudojamas turbuliantiniame sraute. Gautas pasienio sluoksnio išstūmimo storis yra pridamas prie profilio kontūro, kad būtų gaunama nauja efektyvi profilio forma. Skaičiavimai atliekami iš naujo ir procesas kartojama tol, kol išstūmimo storis po interakcijos neviršija tam tikros ribos.
- GRUMFOIL kodas. Tai zoninis metodas, kurio pagalba klampus/neklampus srautas privedamas prie klampaus srauto. Šis kodas remiasi baigtinių skirtumų potencialiomis srauto lygtimis, sudarytomis klampiam srautui. Integralinis metodas įtraukiamas skaičiuoti laminarinį ir turbulentinį srautą pasienio sluoksnyje. Šiais dviem būdais gauti rezultatai padeda sujungti klampių ir neklampių srautų laukus.
- ISES kodas. Tai vienas iš dažniausiai naudojamų kodų. Šis kodas paremtas Oilerio lygtimis, sudalinant srovės linijas į tinklėlį aplink aptekamą profilį taip, kad tinklelio linija būtų statmena srovės linijai (23 pav.). ISES kode pasienio sluoksnio efektas išoriniam srautui modeliuojamas perstumiant ir pakeičiant profilio formą. Integralinis disipacijos metodas pateikia laminarinius ir turbulentinius pasienio sluoksnius ir už profilio atsirandantį aerodinaminį pėdsaką. O naudojant e^n tipo formuluotę nustatomas laminarinio srauto perėjimo į turbulentinį srautą taškas. Šis modelis leidžia tiksliai modeliuoti profilius aptekančius srautus prie mažų Reinoldso skaičių.



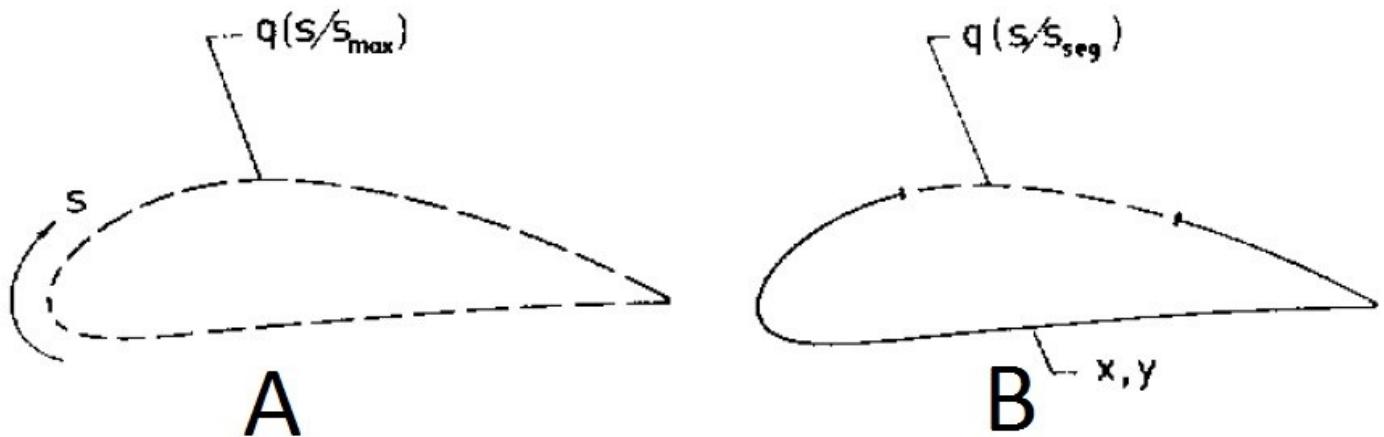
23 pav. 132x32 tinklelis aplink profilį (Drela, Giles 1987)

4.6 Atvirkštiniai metodai

Srovių atvirkštiniai metodai yra paremti įvairiomis pagrindinėmis kitų metodų formuluotėmis. Paprasčiausiuose methoduose yra taikoma nedidelių trikdžių prielaida. Šis metodas taip pat taikomas ir

skaičiuojant artimo garsui greičio ribose. Nors šis metodas ir naudingas projektuotojui, nes jis parodo profilio geometrijos įtaką slėgio pasiskirstymui paviršiuje, tačiau jis tinkamai nepavaizduoja priekinės profilio briaunos. Ant priekinės briaunos slėgio pasiskirstymo charakteristika yra svarbi tiriant sparną klampiam sraute. Dėl šios priežasties nedidelių trikdžių prielaidos metodas prastai tinka sparnų profilių kūrimui ir analizavimui.

Visas atvirkštinių metodų formuluotes galime suskirstyti į pilnai atvirkštinių arba maišytų atvirkštinių metodų kategorijas (24 pav.).



24 pav. A - Pilnai atvirkštinis metodas, B - maišytas atvirkštinis metodas (Drela 1990)

Pilnai atvirkštiniame metode visa sparno profilio geometrija yra skaičiuojama pagal greičio $q(\frac{s}{s_{max}})$ pasiskirstymą visame profilio paviršiuje. Čia greičio pasiskirstymas daro įtaką visai geometrijai ir atvirkščiai, profilio geometrija daro įtaką greičiui profilio paviršiuje. Labiausiai šis metodas praktikoje yra naudojamas, kaip preliminarus naujų sparno profilių kūrimo metodas.

Maišytas atvirkštinis metodas naudojamas jau sukurtos geometrijos, tam tikrų vietų, analizei ir modifikavimui.

4.7 Kompiuterinės projektavimo ir analizavimo sistemos

Kad visi šie minėti metodai būtų lengviau prieinami vartotojams, jie integruojami į aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo ir analizavimo kompiuterines programas. Atliksime kelių tokių programų apžvalgą:

XFOIL

XFOIL yra programa skirta profilių kūrimui ir jų analizavimui klampiam ir neklampiam sraute esant iki garsiniam greičiui. Programa analizuoti profilių charakteristikas naudoja zoninius sąveikaujančius metodus. Programa veikia pagal XFOIL kodą, kurį sukūrė M. Drela. Neklampiam sraute skaičiuoti naudojamas panelinis metodas su tiesiniu sūkuringumo kitimu panelės ilgyje kartu su Karman-

Tsienio spūdimų korekcija. Srauto pasiskirstymo perkėlimas ant profilio ir srauto atsirandančio už profilio, leidžia modeliuoti klampių sluoksnių įtaką potencialiam srautui. Dviejų lygčių sistemų išsklaidymo integralinis metodas naudojamas įvertinti klampus sluoksnius. Laminarinio ir turbuliantinio srautų virsmai apibrėžiami naudojant e^9 tipo formuluotę ir taip nustatomas perėjimo taškas. Pasienio sluoksnių ir perėjimo taško lygtys, kartu su neklampaus srauto lauko lygtimis, sprendžiamos tuo pat metu naudojant Niutono metodą (Drela 1989). Pagrindinės šios programos funkcijos:

- Esamų profilių analizė, klampiam arba neklampiam sraute, leidžia skaičiuoti ir analizuoti:
 - Priverstinius arba laisvus srautų perėjimus;
 - Perėjimo atsiskyrimo burbulus;
 - Ribotą galinės briaunos atsiskyrimą;
 - Leidžia prognozuoti keliamosios ir pasipriešinimo jėgų reikšmes už CL_{max} ;
 - Galimas Karman-Tsienio spūdimų korekcija;
 - Leidžia atlikti skaičiavimus prie pastovaus ar kintančio Reynoldso ir Macho skaičių.
- Profilių kūrimas ir tobulinimas, norint pakeisti greičio pasiskirstymą profilio paviršiuje, galimas dviem sąveikaujančiais metodais:
 - Pilnai atvirkštiniu metodu, kuris paremtas kompleksinio atvaizdavimo formuluote;
 - Maišytomis atvirkštiniais metodais, kuris XFOILE paremtas paneliniu metodu.
- Profilio tobulinimas keičiant tokius geometrijos parametrus, kaip:
 - Maksimalų storį ir išgaubtumą, aukščiausio taško poziciją;
 - Priekinės briaunos kreivumą ir profilio storį;
 - Stygos linijos ir geometrinės linijos padėtis;
 - Užsparnių atlenkimo kampas;
 - Keičiant pačios geometrijos formas.
- Derinti skirtingus profilius.
- Įrašyti ir nuskaityti profilių koordinatų ir poliarių failus.
- Grafiškai pateikti geometriją, slėgių pasiskirstymo ir poliarių grafikus.

XFLR5

XFLR5 programa naudoja zoninius sąveikaujančius metodus. Šioje programoje naudojamas panašus profilių analizavimo principas, kaip XFOIL. Skaičiavimo algoritmai yra identiški, tačiau XFLR5 programa turi vartotojui priimtinesnę sąsają.

Aerodinaminių charakteristikų skaičiavimui, esant mažam Reinoldso skaičiui, programa naudoja tris metodus:

1. Keliančiosios linijos metodą.
2. Sūkurių tinklelio metodą.
3. 3D panelių metodą.

Šios programos kodas turi kelias skirtingas paprogrames:

- atskirų lėktuvo dalių projektavimas ir analizė,
- viso lėktuvo projektavimas bei analizė,
- OPER. Profilių tiesioginės analizės paprogramė,
- MDES. Profilių kūrimas pilnai atvirkštiniu metodu,
- QDES. Profilių kūrimas maišytais atvirkštiniais metodais.

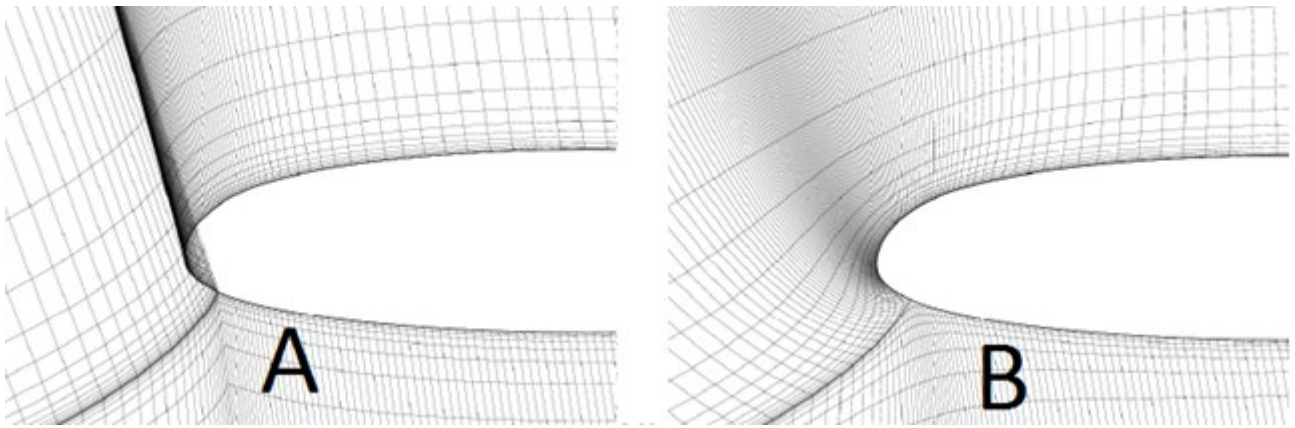
XLFR5 naudoja modifikuotą XFOIL Fortron kodą, kuris yra pakeistas į C programavimo kalbos kodą (*XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers* 2009).

MSES

Šios programos autorius yra Markas Drela. MSES programa skirta sąveikaujančiais metodais skaičiuoti didelę keliąją jėgą turinčius daugiaelementinius profilius (Drela 2007). Programa naudojama skaičiuoti profilių aptekėjimą ikigarsiniame ir artimame garso greičiui sraute. Aerodinaminių parametrų skaičiavimas klampiam ir neklampiam sraute paremtas Oilerio metodu, kurį modifikavo ir savo programoje pritaikė Markas Drela. Aplink profilį automatiškai būdu, naudojant srovės linijų koordinatų sprendinį, sudaromas tinklelis, kuris prisitaiko prie besikeičiančio srauto linijų. Tinklelis sudaromas dviem etapais. Pirmajame etape vyksta pradinis paviršiaus tinklelio sudarymas, pradiniai tinklelio taškai išdėstomi palei srovės linijas ir ant profilio paviršiaus. Srovės lauke sukuriamos tarpiniai srauto linijų mazgai. Vėliau tinklelis koreguojamas ir išlyginamas. Panaikinama visos kilpos, mazgeliai ir užlaidos, kurios atsirado pradinio tinklelio generavimo metu (25 pav.). Šio etapo pabaigoje visas tinklelis būna suderintas taip, kad atitiktų srauto srovės linijas neklampiam nespūdžiam sraute.

Programa taip pat leidžia:

- Prognozuoti daugiaelementinių ir vieno elemento profilių keliąją jėgą ir pasipriešinimą;
- Prognozuoti vietinių srautų, tokių kaip pasienio sluoksnis, srauto atitrūkimo ir srautų perėjimo, savybes;
- Tyrinėti geometrijos įtaką aerodinaminėms savybėms.



25 pav. Tinklelio generavimo pirminis (A) ir antras (B) etapai (CASER Training Workshop 2009)

„Javafoil“

„Javafoil“ yra santykinai paprasta ir nesudėtinga programa, kuri taiko kelis tradicinius metodus profilių analizavimui. Programos autorius yra M. Hepperle. Programa skaičiuoja zoniniais nesąveikaujančiais ir pasienio sluoksnių metodais. Programos pagrindą sudaro šie du metodai:

1. Potencialaus srauto analizė, kuri yra atliekama paneliniu metodu. Atsižvelgiant į profilio koordinates, yra apskaičiuojamas vietinio neklampaus srauto greitis palei profilio paviršių esant norimam atakos kampui.
2. Pasienių sluoksnių analizė atliekama sudalijant profilio apatinį ir viršutinį paviršius tam tikru žingsniu pradedant nuo sąstingio taško. Toliau sprendžiama diferencialinė lygtis ir gaunami įvairūs pasienio sluoksnių parametrai. Šis metodas dar vadinamas integralų metodu. Srauto virsmų ir atsiskyrimo lygtys ir kriterijai remiasi Eplerio metodais (Eppeler *et al.* 1980).

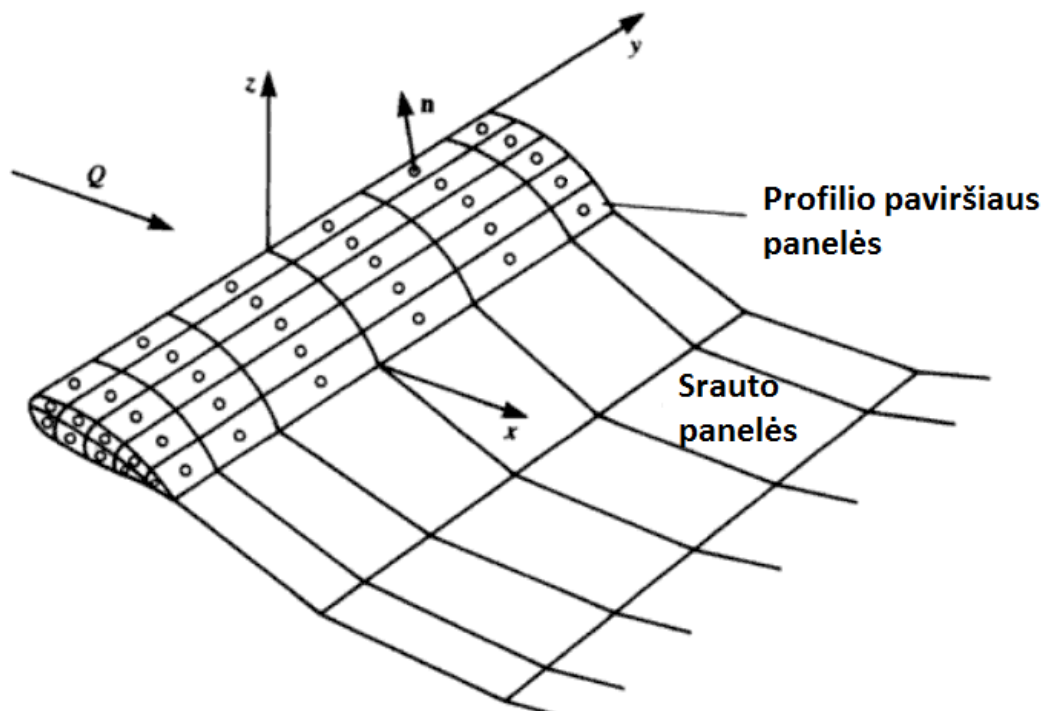
Karmano ir Tsienio standartinė suspaudžiamumo korekcija įtraukta tam, kad skaičiuojant būtų sušvelnintas Macho skaičiaus efektas. Jei srautas yra ikigarsiniame greičių diapazone, tai skaičiavimai išlieka gana tikslūs. „Javafoil“ metodai neleidžia analizuoti profilių aptekėjimų viršgarsiniame greityje, o rezultatai tiksliausi gaunami, kai Macho skaičius yra tarp 0 ir 0,5.

Programoje naudojamas toks aerodinaminių profilio charakteristikų analizavimo algoritmas:

1. Apskaičiuojamas srauto greičių pasiskirstymas ant profilio paviršiaus (panelinis metodas). Vėliau integruojant gaunami keliamosios jėgos ir momentų koeficientai.
2. Tada skaičiuojama srauto, esančio arčiau profilio paviršiaus, elgsena (pasienių sluoksnių metodas). Duomenys gauti iš šių skaičiavimų gali būti naudojami profilio pasipriešinimui.
3. Norint gauti rezultatus tam tikrame atakos kampų diapazone, šie veiksmai kartojami.

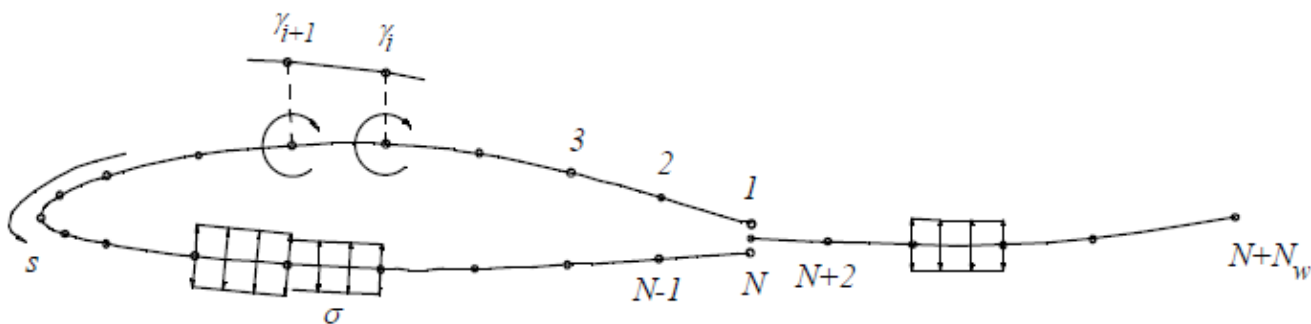
4.8 Panelinio metodo, taikomo „Javafoil“ programoje, aprašymas

Profilio geometrija yra padalijama į tiesias, atskiras paneles (26 pav.). Matematiškai kiekvienoje panelėje yra indukuojamas išpūtimo greitis ir gaunamas išstūmimo storis. Šis greitis gali būti išreikštas gana paprastomis lygtimis, kurios susideda iš geometrinių atstumų tarp panelių ir kampų, esančių tarp panelių išdėstymo. Visi šie parametrai yra surašomi į matricą. Taip pat į matricą įtraukiama srauto būklė ant profilio paviršiaus, kaip indukuotasis išpūtimo greitis. Šiam pasienio greičių modeliavimui būtina priimti sąlygą, kad srautas apteka palei pat profilio paviršių. Sudarius tokį modelį pradžios srauto kryptimi Q , sudaroma tiesinė lygčių sistema ir iš jos gaunami nežinomi greičio intensyvumo išpūtimo šaltiniai σ (26 pav.), ties kiekvienos panelės paviršiumi (Katz, Plotkin 2001).



26 pav. Sparno profilis, sudalintas į paneles (Katz, Plotkin 2001)

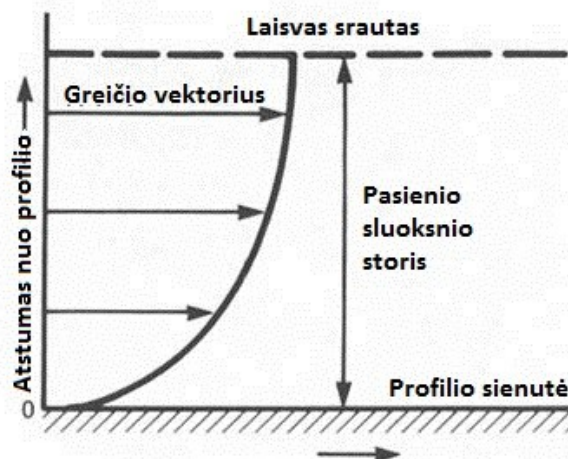
Yra keli skirtingi skaičiavimai paneliniu metodu (27 pav.). Ši programa naudoja būdą, kuris yra paremtas tiesiškai kintančiu sukuringumu γ , pasiskirsčiusiu profilio paviršiuje.



27 pav. Skačiuojamasis panelinio metodo profilio modelis (Drela 1989)

4.9 Pasienio sluoksnių metodo, taikomo „Javafoil“ programoje, aprašymas

Norint apskaičiuoti profilio pasipriešinimą turimame sraute (tam tikras atakos kampas ir Reinoldso skaičius), būtina analizuoti klampusį pasienio sluoksnį (28 pav.). Iš judesio kiekio praradimo, šiame mažame pasienio sluoksnyje ant profilio paviršiaus, galima apskaičiuoti profilio pasipriešinimą. Jei pasikeičia greičių pasiskirstymas pasienio sluoksnyje kartu su atakos kampu, tai keičiasi ir profilio pasipriešinimas, o keičiant Reinoldso skaičių, keičiasi pasienio sluoksnio storis.



28 pav. Pasienio sluoksnio schema

Taigi, pasienių sluoksnio metodas naudoja greičių išpūtimo pasiskirstymą, kuris buvo gautas paneliniu metodu. Šis pasienių sluoksnio metodas neatsižvelgia į laminarinius atsiskyrimo burbulus ir didelio masto srautų atsiskyrimą, metodas tinkamiausias esant Reinoldso skaičiui tarp 500 000 ir 20 000 000.

Jei įvyksta atsiskyrimas, tai pasienio sluoksnių metodu gauti rezultatai panaudojus empirines formules naudojami koreguoti keliamosios jėgos, pasipriešinimo ir momentų koeficientus.

Procesas, prasidėjęs stagnacijos taške ir einantis išilgai kiekvieno paviršiaus, gali būti paskaičiuojamas paprastomis integralinėmis pasienio sluoksnio formulėmis. Integracija paremta Rungės ir Kuto schema su automatinio žingsnio mažinimo stabilizacija. Šis metodas eidamas galinės briaunos link tikrina, ar įvyko virsmas iš laminarinio į turbulentinį srautą ir ar įvyko srauto atsiskyrimas. Tai gali užimti šiek tiek daugiau laiko, bet šis metodas veikia patikimiau nei Niutono metodas (Katz, Plotkin 2001).

Toliau pateikiami empiriniai perėjimo kriterijai, kuriuo vadovautis pasirenka pats vartotojas.

2 lentelė. Empirinių perėjimo kriterijų formulės

Metodas	Perėjimo sąlyga	Rekomendacija
Eplerio (Eppler, Somers 1980)	$\ln(Re_{\delta_2}) \geq 18,4 \cdot H_{32} - 21,74 - 0,36 \cdot r$	$Re > 1 \cdot 10^5$

Eplerio (Guglielmo, Selig 1996)	$\ln(Re_{\delta_2}) \geq 18,4 \cdot H_{32} - 21,74 - 0,36 \cdot r + 0,125 \cdot (H_{32} - 1,573)^2$	$Re > 1 \cdot 10^5$
Michailo (Cebeci 1999)	$Re_{\delta_2} \geq 1,174 \cdot \left(1 + \frac{22,4}{Re_s}\right) \cdot Re_s^{0,46}$	$Re > 1 \cdot 10^6$
Michailo (Cebeci 1999)	$Re_{\delta_2} \geq 1,535 \cdot Re_s^{0,46}$	$Re > 1 \cdot 10^6$
Granvilo	Naudojamas papildomas vietinio slėgio gradiento parametras K (Pohlauseno parametras) $K = \frac{\delta_2^2}{\nu} \cdot \frac{\partial u}{\partial s} = \delta_2^2 \cdot Re \cdot \frac{\partial u}{\partial s} = \delta_2 \cdot Re_{\delta_2} \cdot \frac{\partial u}{\partial s}$ Daroma prielaida, kad nestabilumas įvyksta, kai $K > K_{nestabilumo}$ $Re_{\delta_2} \leq 650$ $K_{nestabilumo} = -0,47079 + 0,11066 \cdot \ln(Re_{\delta_2}) - 0,0058591 \cdot \ln^2(Re_{\delta_2})$ $Re_{\delta_2} > 650$ $K_{nestabilumo} = 0,69414 - 0,23992 \cdot \ln(Re_{\delta_2}) + 0,205000 \cdot \ln^2(Re_{\delta_2})$ Nestabilumo srityje perėjimas įvyksta, kai $K > K_{perėjimo}$ $Re_{\delta_2} < 750$ $K_{perėjimo} = -0,0925 + 7,0 \cdot 10^{-5} \cdot Re_{\delta_2}$ $750 \leq Re_{\delta_2} \leq 1100$ $K_{perėjimo} = -0,12571 + 1,14286 \cdot 10^{-4} \cdot Re_{\delta_2}$ $Re_{\delta_2} > 1100$ $K_{perėjimo} = 1,59381 - 0,45543 \cdot Re_{\delta_2} + 0,032534 \cdot \ln^2(Re_{\delta_2})$	$Re > 1 \cdot 10^6$

Drela e ⁿ	Apskaičiuojamas apytiksliai koeficientas n $\tilde{n} = \frac{\partial \tilde{n}}{\partial Re_{\delta_2}} \cdot (Re_{\delta_2} - Re_{\delta_{2,kr}})$ Perėjimas prasideda, kai $Re_{\delta_2} > Re_{\delta_{2,kr}}$ $\frac{\partial \tilde{n}}{\partial Re_{\delta_2}} = 0,01 \cdot \sqrt{(2,4 \cdot H_{12} + 2,5 \cdot \tanh(1,5 \cdot H_{12} - 4,65 - 3,7))^2 + 0,25}$ $\log_{10}(Re_{\delta_{2,kr}}) = \left(\frac{1,415}{H_{12} - 1} - 0,489 \right) \cdot \tanh\left(\frac{20}{H_{12} - 1} - 12,9 \right) + \frac{3,295}{H_{12} - 1} + 0,44$	
Arnalo e ⁿ	Apskaičiuojamas apytiksliai koeficientas n $\tilde{n} = \frac{\partial \tilde{n}}{\partial Re_{\delta_2}} \cdot (Re_{\delta_2} - Re_{\delta_{2,kr}})$ Perėjimas prasideda, kai $Re_{\delta_2} > Re_{\delta_{2,kr}}$ $\frac{\partial \tilde{n}}{\partial Re_{\delta_2}} = a_1 + a_2 \cdot H_{12} + a_3 \cdot H_{12}^2$ $\log_{10}(Re_{\delta_{2,kr}}) = b_1 + b_2 \cdot H_{12} + b_3 \cdot H_{12}^2$	

Jei laminarinio srauto atsiskyrimas programoje yra aptinkamas, metodas persijungia į turbulentinio srauto režimą ir tęsia skaičiavimus. Kai aptinkamas turbulentinio srauto atsiskyrimas, pasienio sluoksnių integravimas yra nutraukiamas ir toliau skaičiavimai tęsiami atsižvelgiant į empirinį pasipriešinimą, pridedant jį prie viso atitrūkimo ilgio srities.

4. TIRIAMOJI DALIS

5.1 Tyrimo metodikos aprašymas

Sparno profilį su užsparniu S414 analizuosime skaitiniu metodu, naudodamiesi „Javafoil“ 2.23 programinę įrangą. Ši programa atlieka skaičiavimus zoniniais nesąveikaujančiais ir pasienio sluoksnių metodais. Būtent tiriamojoje dalyje ir stengiamasi išsiaiškinti, ar šie metodai leidžia pakankamai tiksliai atlikti skaitinius tyrimus ir ar programą bei ją gautus rezultatus galima laikyti patikimais. Kad programa būtų pripažinta tinkama, ji turi pereiti tris vertinimo etapus (Russell *et al.* 2015):

1. Patikrinimas. Tai procesas, kurio metu siekiama nustatyti, ar skaičiavimo modelis tiksliai atspindi pagrindinį matematinį modelį ir jo sprendimą.
2. Patvirtinimas. Tai procesas, kurio metu nustatoma, kaip tiksliai skaičiuojamas modelis ir gauti rezultatai atitinka numatytąjį realų modelį ir jo rezultatus.
3. Sertifikavimas. Tai procesas, kuriame atsižvelgiant į patikrinimo ir patvirtinimo etapus vertinamas taikomo metodo tinkamumas ir tikslumas.

Šiame darbe programos „Javafoil“ taikomų metodų tinkamumas ir tikslumas bus sprendžiamas atsižvelgiant į šiuos tris etapus.

Profilis bus tiriamas esant Reinolso skaičiui nuo $0,5 \times 10^6$ iki $1,5 \times 10^6$, atakos kampui nuo -5 iki 20° . Taip pat profilio aerodinaminės charakteristikos bus apskaičiuotos esant keliems Macho skaičiams. Gauti rezultatai bus palyginti su eksperimentiniais rezultatais ir MSES bei OVERFLOW programų rezultatais, kurie pateikiami anksčiau aprašytame straipsnyje (Coder *et al.* 2014).

5.2 Sparno ir užsparnio pagrindinių parametrų pasirinkimas

Norint, kad „Javafoil“ programa gauti rezultatai atitiktų eksperimentinius rezultatus pirmiausia reikia kuo tikslesnio sparno profilio modelio. Šiame darbe naudojamos sparno ir užsparnio profilių koordinatės gautos grafiniu būdu. Koordinatės pateikiamos 1 priede.

5.3 Pagrindinių skaičiavimo rezultatų palyginimas su bandymų rezultatais

„Javafoil“ programa gali skaičiavimus atlikti keliais metodais. Srauto atitrūkimui galimas Calcfoil arba Eplerio modelis. Panagrinėsime ir su eksperimentiniais rezultatais palyginsime juos abu.

Srauto perėjimo metodų, pateikiamų programoje, yra daugiau (jie aprašyti 4.9 skyriuje), tačiau mes nagrinėsime tik standartinį Eplerio skaičiavimo modelį.

Toliau pateikiami grafikai (29, 30, 31 pav.), kuriuose lyginami Eplerio ir Calcfoil srauto atitrūkimo metodais gauti rezultatai su eksperimentiniais. Šis palyginimas leis nustatyti tikslesnį

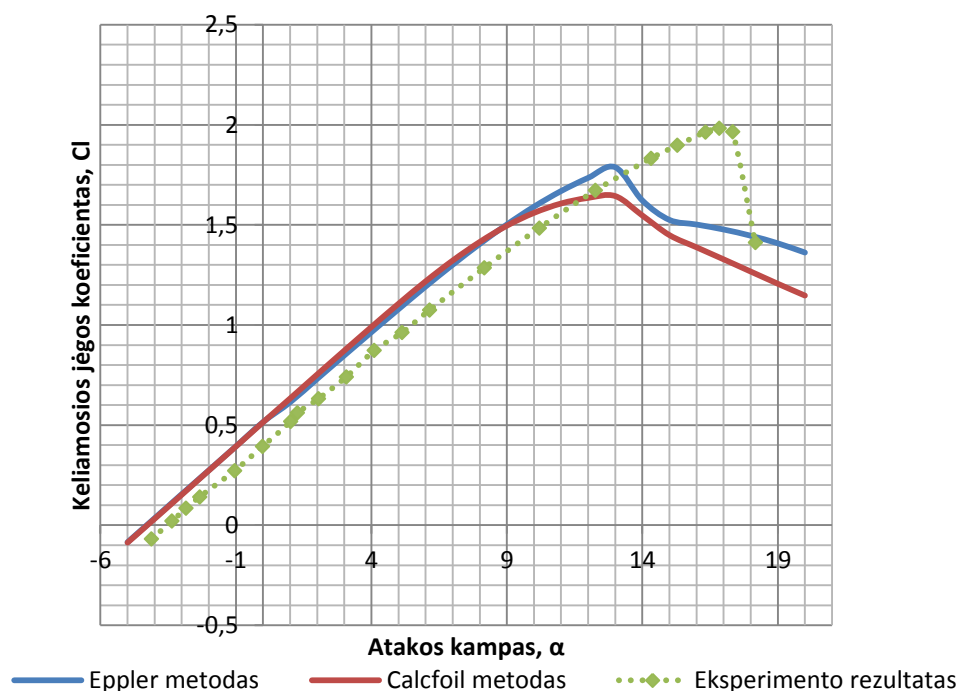
skaičiavimo metodą, kuriuo ir bus skaičiuojamos visos aerodinaminės sparno charakteristikos toliau šiame darbe.

Keliamosios jėgos nuo atakos kampo grafike (29 pav.) matyti, kad abiems „Javafoil“ programos metodais gaunamos keliamosios jėgos koeficiento kreivės visame atakos kampų diapazone iki kritinių jų atakos kampų pasižymi didesnėmis reikšmėmis už eksperimentinę kreivę. Taip pat matoma, kad aerodinaminame vamzdyje atlikto eksperimento metu kritinis atakos kampas yra apytiksliai 4° didesnis nei gautas „Javafoil“ programa. Iš dviejų nagrinėjamų skaičiavimo metodų didesnį kritinį atakos kampą ir didesnę keliamosios jėgos koeficientą parodė Eplerio metodu gauti rezultatai.

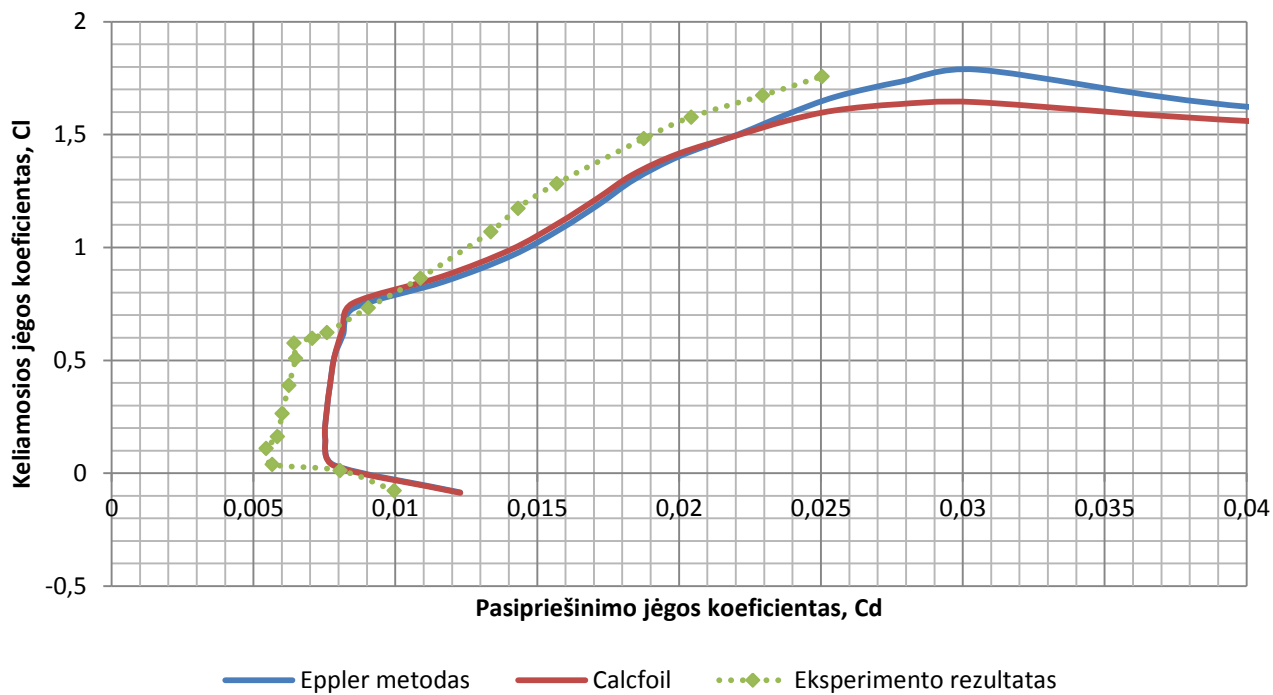
Keliamosios jėgos ir pasipriešinimo jėgos koeficientų grafikas (30 pav.), kuris yra gautas Eplerio ir Calcfoil metodais, yra labai panašūs. Taip pat jie puikiai atkartoja ir eksperimentinių rezultatų kreivę, tačiau visame grafike galima matyti, kad jie rodo didesnę pasipriešinimo jėgos koeficientą.

Momento koeficiento nuo atakos kampo grafike (31 pav.) matyti, kad Eplerio metodas atkartoja eksperimentinio bandymo rezultatų kreivės formą. Atsiradus srauto atitrūkimui momento koeficiento reikšmė staigiai didėja. Šios tendencijos nematome kreivėje, kurią atspindi Calcfoil metodu gauti rezultatai.

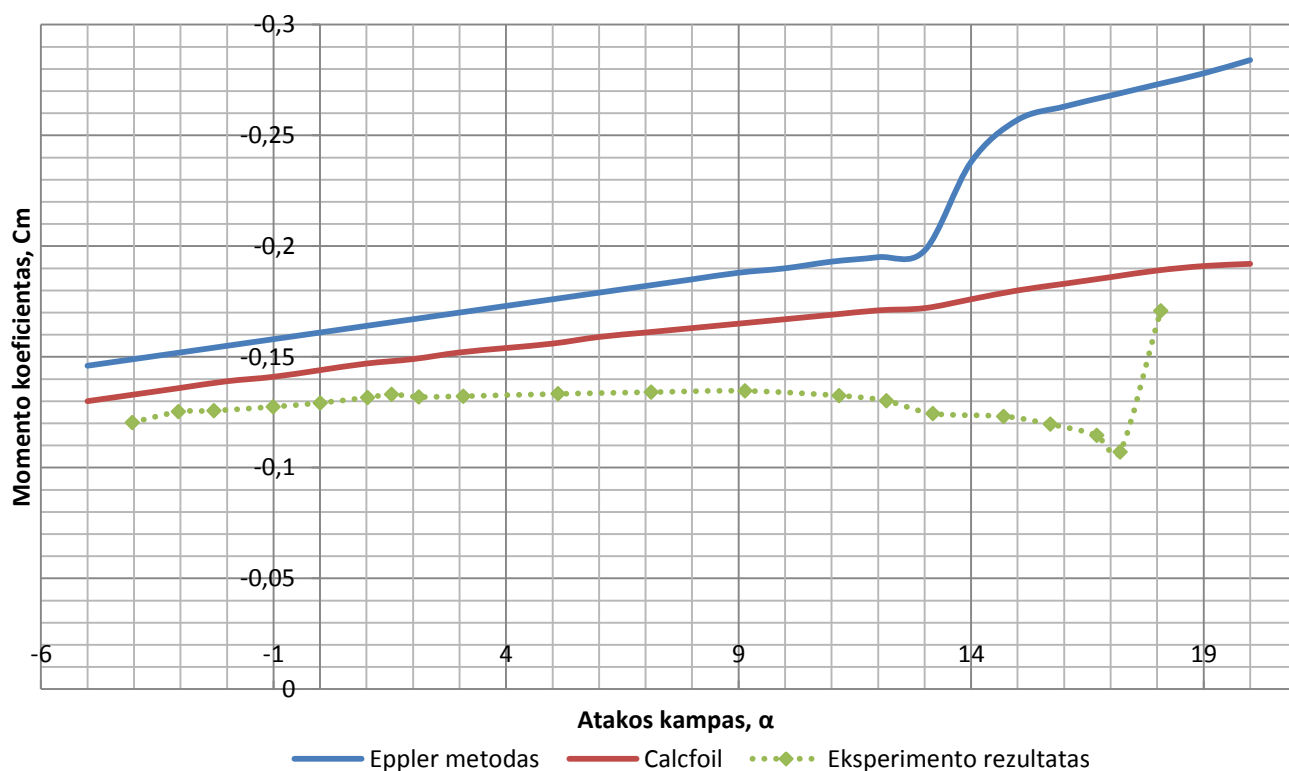
Dviejuose grafikuose iš trijų matome „Javafoil“ programoje naudojamų srauto atitrūkimo metodų rezultatų žymesnius nesutapimus. Eplerio metodu gauti rezultatai yra artimesni eksperimentiniams bandymams, todėl pagal šiuos grafikus darome prielaidą, kad tiksliau eksperimentinius rezultatus atitinka skaičiavimai, atlikti Eplerio metodu. Šį metodą ir naudosime atlikdami tolesnius skaičiavimus „Javafoil“ programoje.



29 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas (C_l - α , $R = 1,5e6$)



30 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas (C_d - C_l , $R = 1,5e6$)

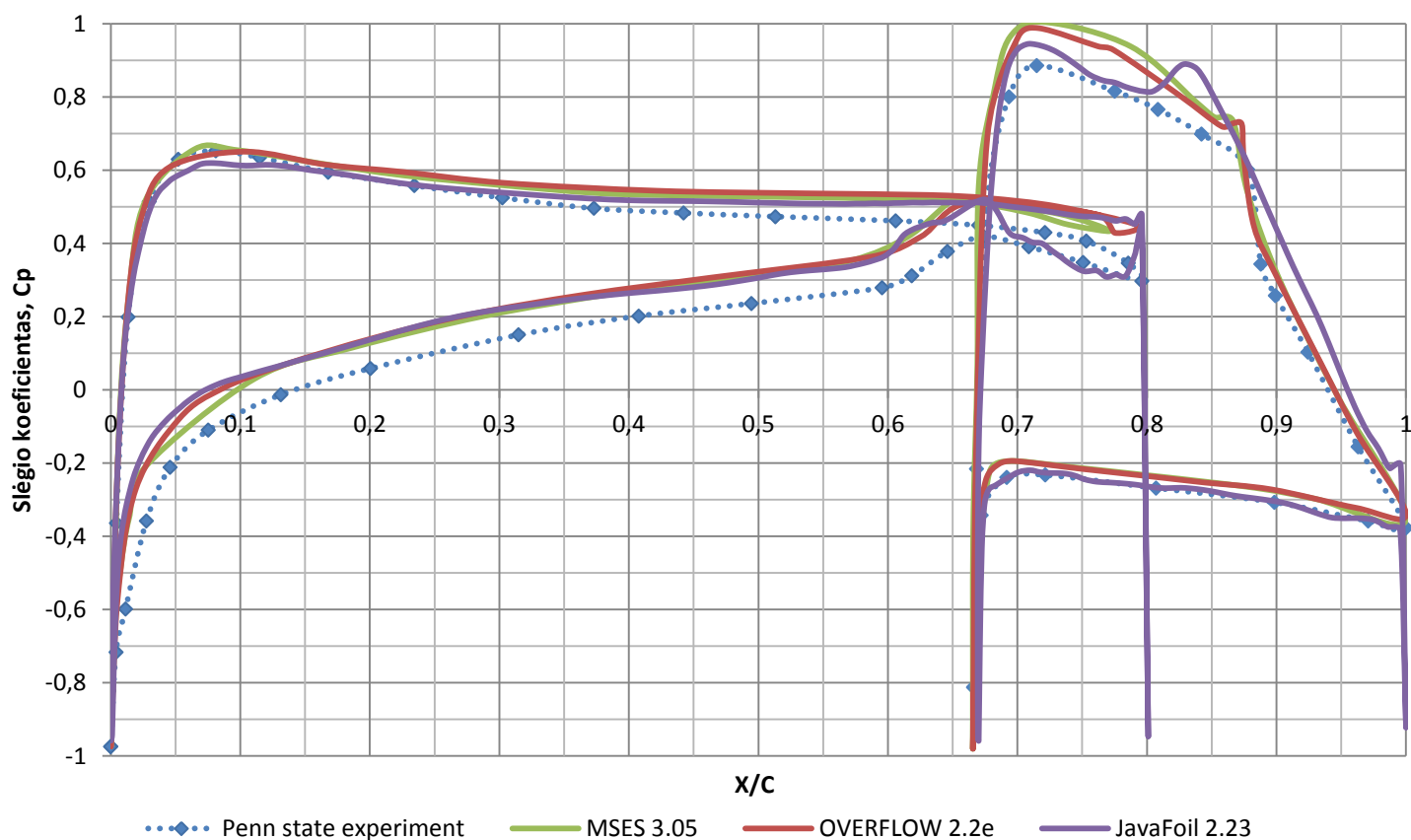


31 pav. S414 profilis. Smukos metodų ir eksperimentinių rezultatų palyginimas (α - C_m , $R = 1,5e6$)

Toliau pateikiami grafikai, kuriuose lyginami „Javafoil“ programa (taikant Eplerio smukos modelį) gauti rezultatai su nagrinėjamo sparno profilio S414 eksperimentiniais rezultatais ir James G. Coderio, Mark D. Maughmerio ir Dan M. Somerso straipsnyje pateikiamais rezultatais, kurie gauti MSES ir OVERFLOW programomis. Slėgio koeficiento grafiko palyginimas atliekamas esant Reinoldso

skaičiui $1,5 \times 10^6$, o kitos pagrindinės aerodinaminės charakteristikos esant $Re = 0,7 \times 10^6$ ir $Re = 1,5 \times 10^6$.

Slėgio pasiskirstymą ant profilio santykinės stygos apatinio ir viršutinio paviršiaus atžvilgiu, parodo 32 paveikslėlis. Jame pateikiami Penn State aerodinaminio vamzdžio bandymų rezultatai, MSES, OVERFLOW ir nagrinėjamos „Javafoil“ programų rezultatai. Kaip matyti visų slėgio kreivių kitimas yra panašus. Pastebima ir tai, kad visais skaitiniais metodais gautos kreivės sparno paviršiuje gana tiksliai sutampa tarpusavyje, o eksperimentinė kreivė parodo pastebimai mažesnes reikšmes. Skirtumas didesnis ant viršutinio profilio paviršiaus. Atvirkštinė tendencija pastebima ant užsparnio paviršių. Viršutiniame užsparnio profilio paviršiuje slėgis pasiskirsto panašiai visuose keturiuose metoduose, tačiau apatiniame matyti, kad eksperimento metu gautas slėgis yra mažesnis už skaitinių metodų gautą slėgį. Šioje vietoje artimiausias rezultatas į eksperimentinius yra skaičiavimo rezultatas gautas „Javafoil“ programa. Apibendrinant visą slėgio pasiskirstymo grafiką, galima teigti, kad visų skaitinių metodų rezultatai, tame tarpe ir šiame darbe nagrinėjamo „Javafoil“ metodo rezultatai, gerai atitinka Pensilvanijos valstijoje esančio aerodinaminio vamzdžio eksperimentinius rezultatus.



32 pav. S414 sparno profilio slėgio koeficiento priklausomybė nuo santykinės stygos ($Re = 1,5e6$, $Cl = 0,515$, $Cd = 0,0140$, $Cm_{0,25} = 0,161$)

Toliau panagrinėsime pagrindines profilio poliarės atakos kampui kintant nuo -5 iki 20° ir esant $Re = 1,5 \times 10^6$. Šios poliarės pateikiamos (33, 34, 35 pav.) grafikuose.

Keliamosios jėgos koeficiento grafike nuo atakos kampo (33 pav.) pastebimi vienodi rezultatai esant atakos kampui nuo -5° iki 13° . Programos „Javafoil“ rezultatai rodo, kad 13° sparno profiliui S414 yra kritinis atakos kampas. Eksperimentiniais rezultatais gautas kritinis atakos kampas šiam profiliui yra ties 17° , MSES ir OVERFLOW programomis apskaičiuotas kritinis atakos kampas yra atitinkamai ties $17,5^\circ$ ir $18,5^\circ$. Visomis skaitinėmis programomis gautos keliamosios jėgos koeficiento reikšmės atkarpoje, kurioje šis koeficientas yra tiesiogiai proporcingas atakos kampui, yra didesnės nei eksperimentinės reikšmės. Maksimalios keliamosios jėgos ir kritinio atakos kampo reikšmių palyginimas pateikiamas 3 lentelėje.

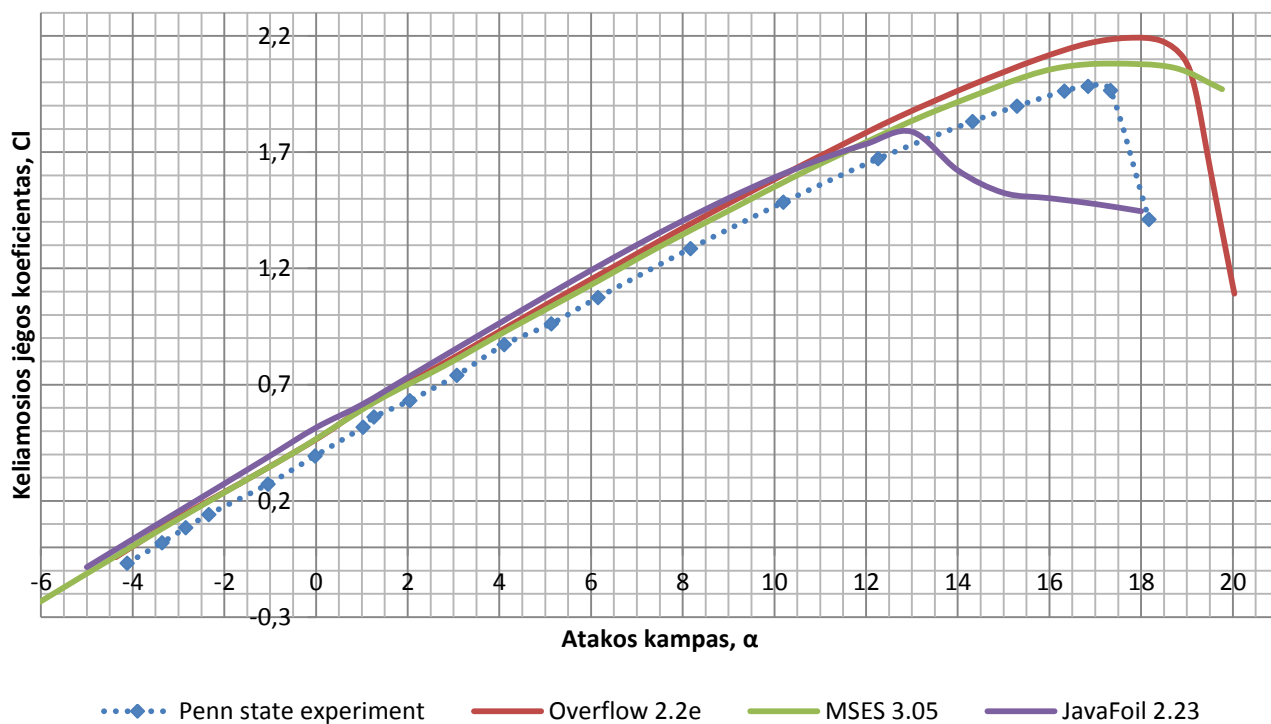
3 lentelė. Maksimalių keliamosios jėgos koef. ir kritinių atakos kampų palyginimas ($R = 1,5e6$)

Metodo pavadinimas	$\alpha_{kr}, ^\circ$	Skirtumas, %	C_{lmax}	Skirtumas, %
„Penn State“	17	0	1,95	0
MSES	17,5	2,9	2,08	6,7
OVERFLOW	18,5	8,8	2,19	12,3
„Javafoil“	13	23,3	1,79	8,2

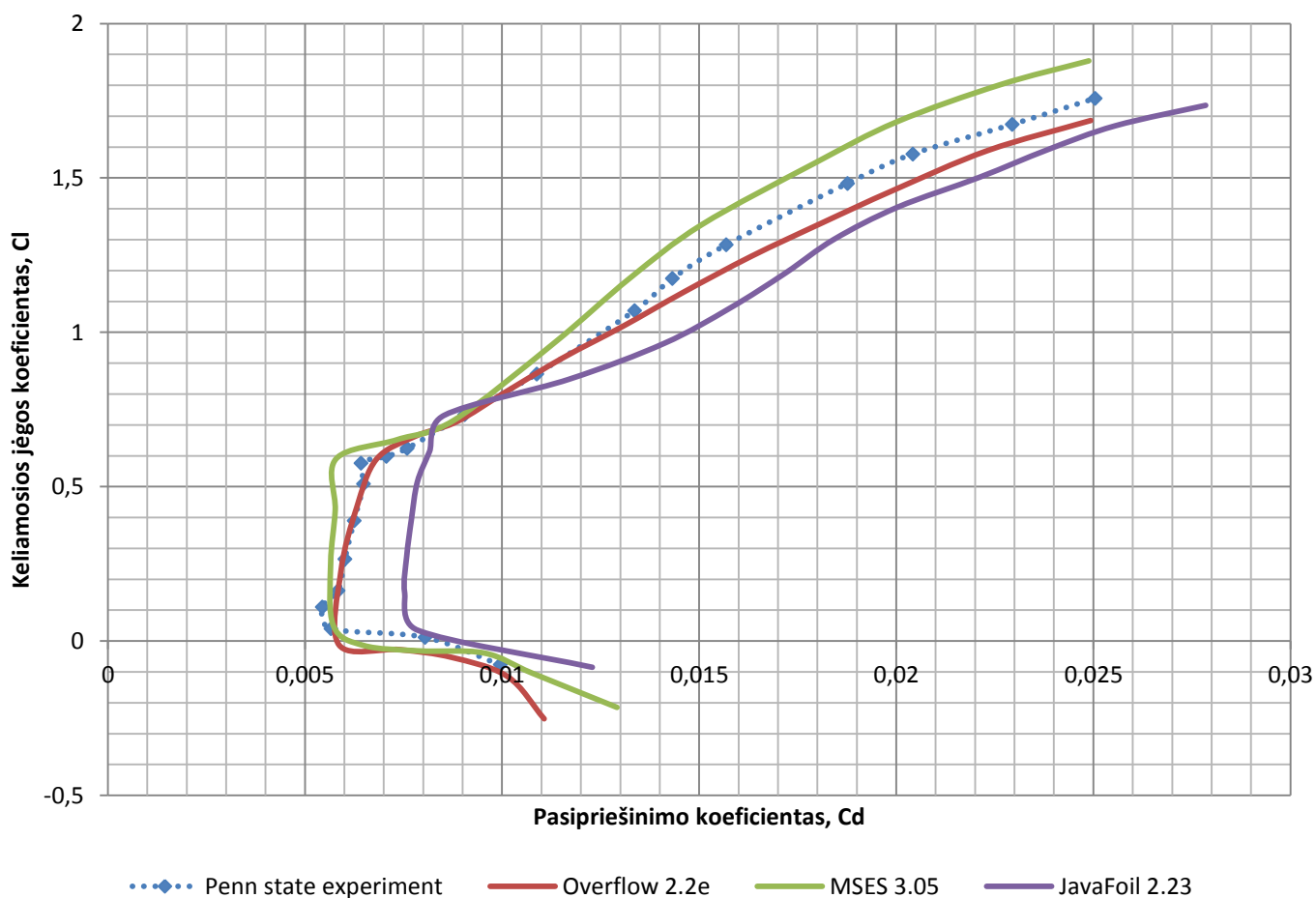
Kaip matyti iš lentelės, nors ir kritinis atakos kampas skiriasi nuo eksperimentinių rezultatų 23,3 %, tačiau gaunama keliamosios jėgos koeficiento maksimali reikšmė skiriasi vos 8,2%. Taigi, nagrinėjamame grafike gaunamas didesnis visų skaitinių metodų rezultatų skirtumas tik esant atakos kampui didesniai nei 13° . Iki šios reikšmės „Javafoil“ programa gauti rezultatai gerai sutampa, lyginant juos su eksperimentiniais rezultatais.

Nagrinėjant keliamosios jėgos koeficiento ir pasipriešinimo koeficiento grafikus (34 pav.) matyti, kad visais keturiais metodais gauti rezultatai gerai sutampa dvejose poliarės taškuose, kai $C_l \approx 0$ ir $C_l \approx 0,7$. Visuose kituose grafiko taškuose skaitinių metodų rezultatai yra išsidėstę aplink eksperimento metu gautą kreivę. Geriausiai šią kreivę atkartoja CFD metodą taikančios OVERFLOW programos rezultatai. „Javafoil“ rezultatai rodo didesnę pasipriešinimo koeficiento reikšmę visame skaičiavimų diapazone. Nepaisant šios paklaidos tiek eksperimentine, tiek „Javafoil“ programa gautos kreivės vizualiai atitinka viena kitą, tik dėl geometrinių profilio ir skaitinio metodo paklaidų, skaitiniu būdu gauta kreivė yra perstumta į dešinę grafiko pusę.

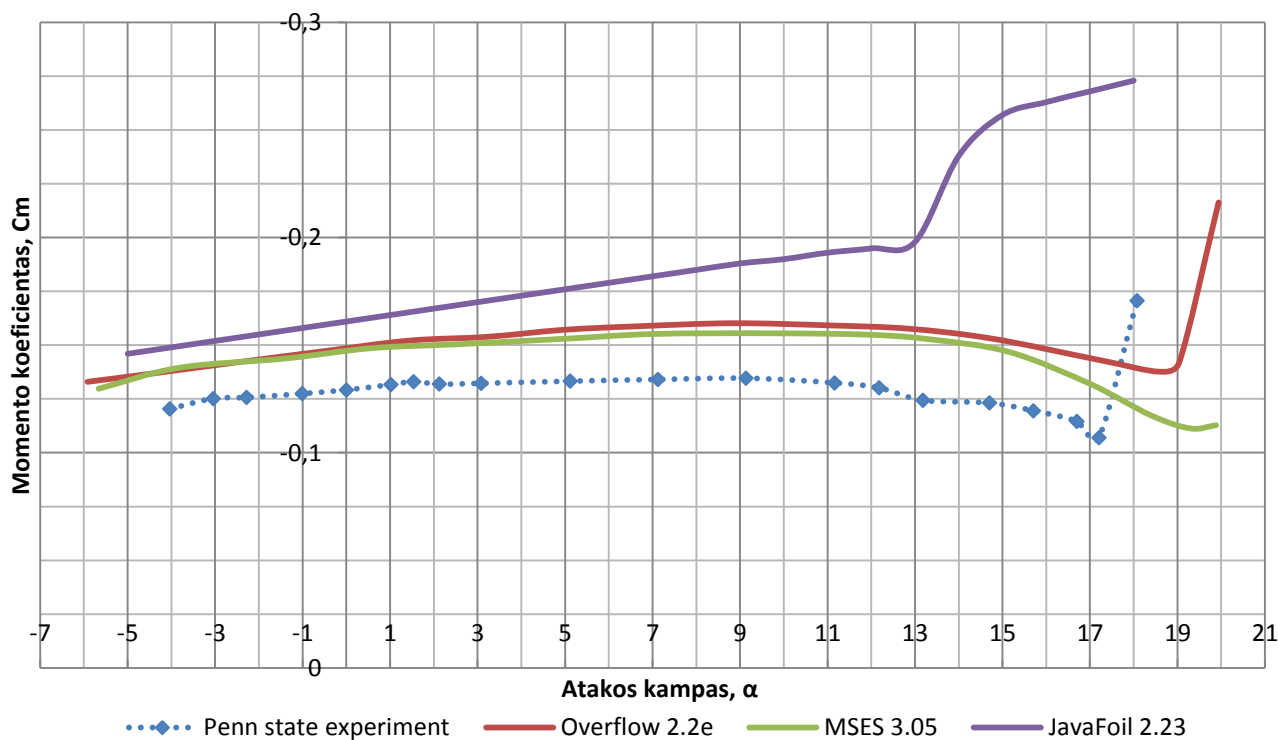
Lyginant momento koeficiento nuo atakos kampo grafiką (35 pav.) matoma, kad kreivės, gautos visais keturiais metodais, išsidėsto panašiai. Kol atakos kampas nepasiekia kritinės reikšmės, momento koeficientas kinta labai nežymiai, kai pasiekama kritinė atakos kampo reikšmė, momento koeficientas staigiai pradeda kilti. Kaip ir prieš tai dviejuose aprašytuose grafikuose, taip ir šiame, geresnį sutapimą su eksperimentiniais rezultatais vaizduoja programa OVERFLOW, naudojanti baigtinių elementų metodą, ir sąveikaujantį zoninį metodą naudojanti MSES programa. Programa „Javafoil“ naudojanti nesąveikaujantį zoninį metodą, taip pat esant atakos kampui mažesniai už kritinį, gerai atitinka sparno profilio momento koeficientą.



33 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 1,5e6$)



34 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 1,5e6$)



35 pav. S4414 sparno profilio momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 1,5e6$)

Nagrinėjant tuos pačius grafikus tik esant mažesniai Reynoldso skaičiui ($Re = 0,7 \times 10^6$), pastebima visiškai tokia pati grafikų tendencija. Nors parametrai ir pasikeitė, skaičiavimus atlikus esant mažesniai Reynoldso skaičiui, bet lyginant keturių metodų kreives tarpusavyje gaunami labai panašūs rezultatai, kaip buvo gauti palyginus esant Reynoldso skaičiui $1,5 \times 10^6$.

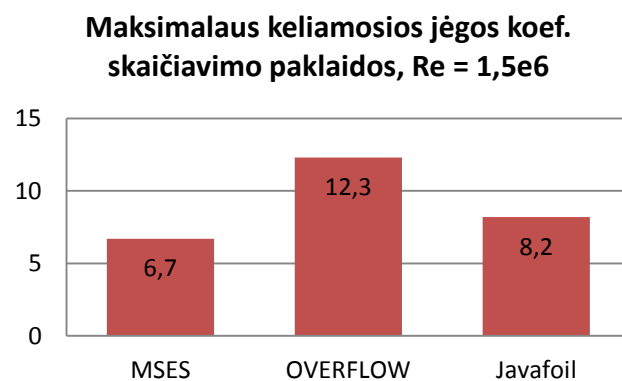
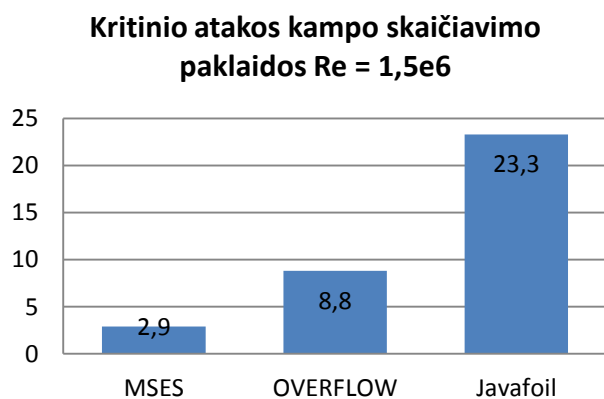
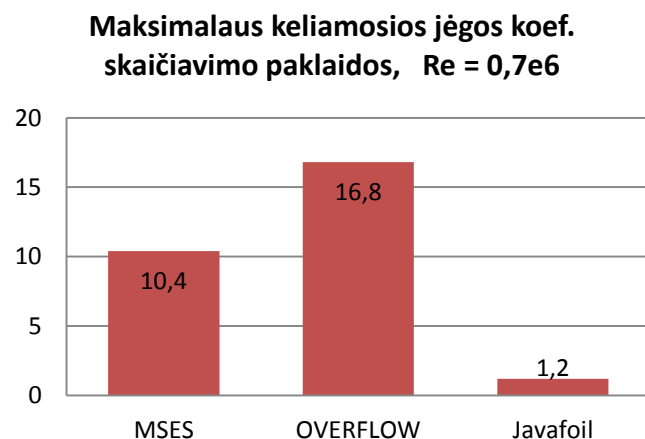
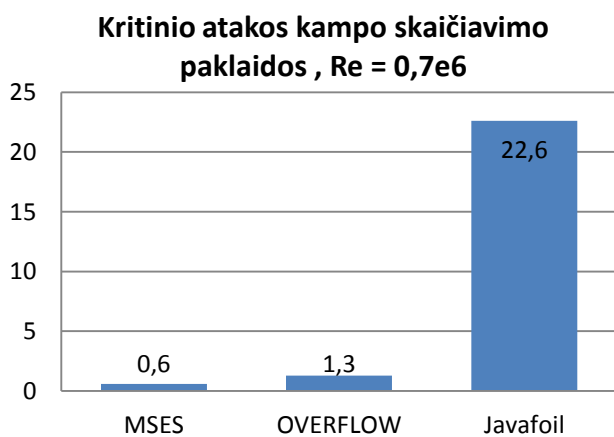
Keliamosios jėgos koeficiento nuo atakos kampo grafikui (37 pav.), kai $Re = 0,7 \times 10^6$, atliekame tokį patį metodų reikšmių atitikimą kaip atlikome ir esant $Re = 1,5 \times 10^6$. Palyginsime kritinio atakos kampo ir maksimalios keliamosios jėgos koeficiento parametrų reikšmes, gautas trimis skaitiniais metodais su eksperimentinio bandymo reikšmėmis (4 lentelė).

4 lentelė. Maksimalių keliamosios jėgos koef. ir atakos kampų palyginimas ($R = 0,7e6$)

Metodo pavadinimas	$\alpha_{kr}, ^\circ$	Skirtumas, %	C_{lmax}	Skirtumas, %
„Penn State“	15,5	0	1,73	0
MSES	15,6	0,6	1,91	10,4
OVERFLOW	15,3	1,3	2,02	16,8
„Javafoil“	12	22,6	1,71	1,2

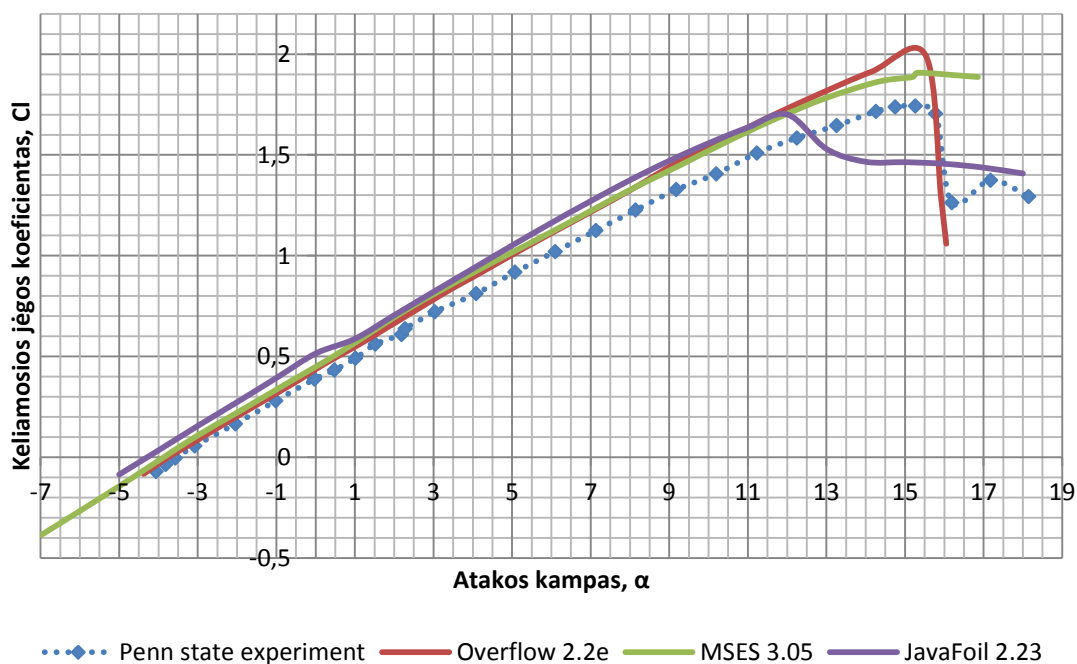
Iš lentelėje pateikiamų duomenų ir keliamosios jėgos koeficiento nuo atakos kampo grafiko matyti, kad MSES ir OVERFLOW programos tiksliau apskaičiavo kritinį atakos kampą, bet „Javafoil“ programa tiksliau surado maksimalią keliamosios jėgos koeficiento reikšmę.

Atlikime gautų paklaidų palyginimą procentine išraiška (36 pav.), kai $Re = 0,7 \times 10^6$ ir $1,5 \times 10^6$ matyti, kad mažėjant Reynoldso skaičiui gaunamas ir mažesnis skirtumas tarp „Javafoil“ programos ir eksperimentinių rezultatų.

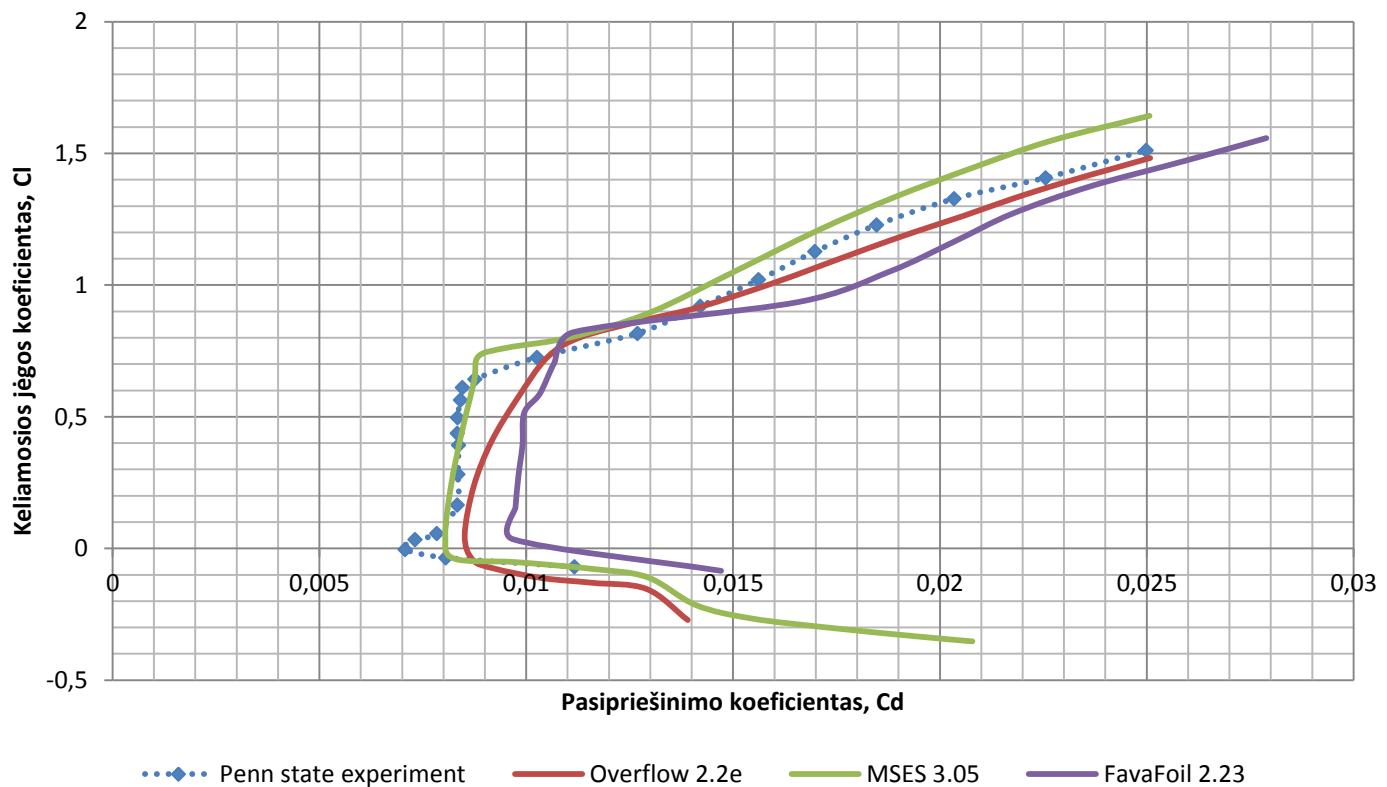


36 pav. „Javafoil“, MSES, OVERFLOW paklaidų palyginimas

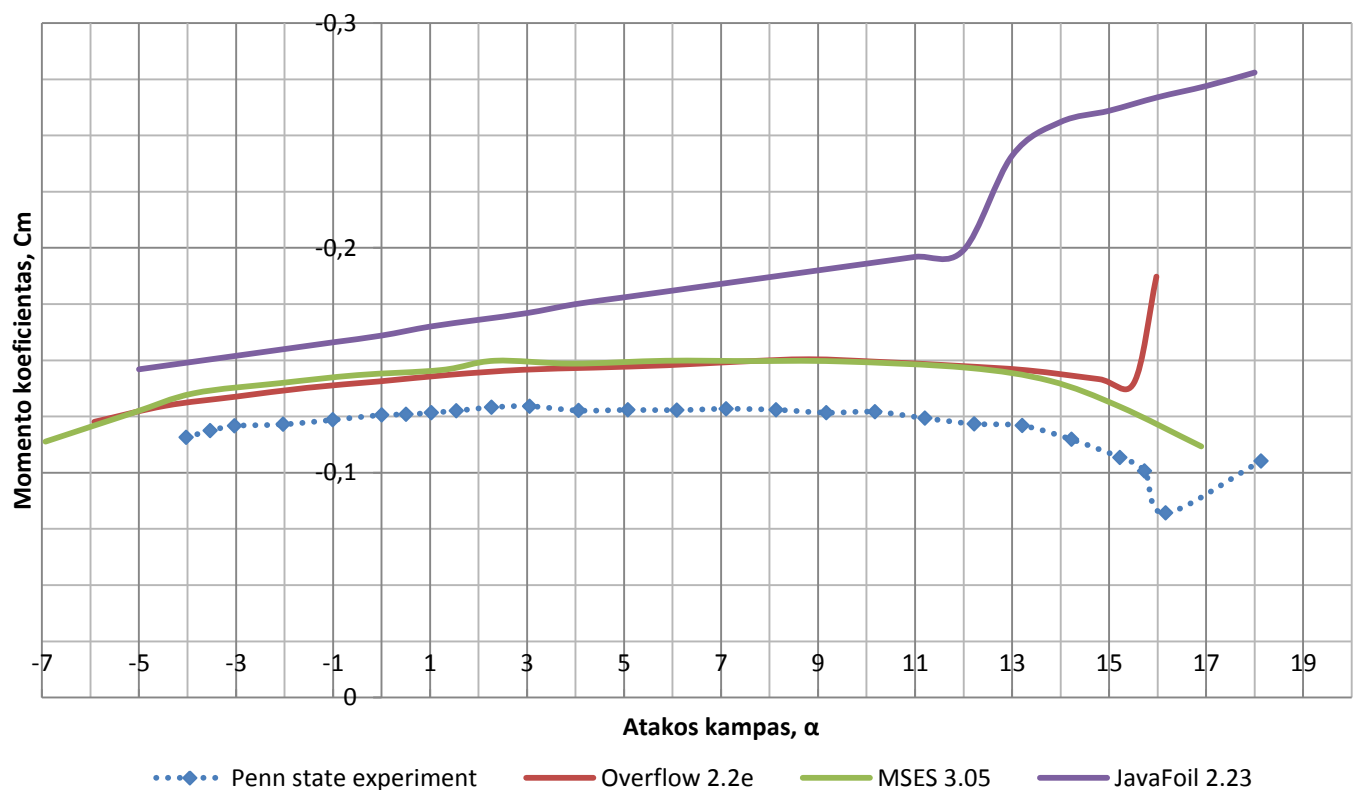
Kalbant apie keliamosios jėgos ir pasipriešinimo koeficiento grafiką (38 pav.), pastebimas ne toks geras sutapimas OVERFLOW programos ir eksperimentinio metodo, koks jis buvo esant didesniam Reynoldso skaičiui.



37 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 0,7e6$)



38 pav. S414 sparno profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 0,7e6$)



39 pav. S414 sparno profilio momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($Re = 0,7e6$)

Apibendrinant visus keturių metodų gautus rezultatus ir jų palyginimą, reikia pažymėti, kad aerodinaminame vamzdyje taip pat yra paklaidų, kurios daro įtaką gaunamiems rezultatams. Metodų paklaidų atsiranda ir naudojamose programose, todėl gauti panašius rezultatus ne visada pavyksta. Mūsų

nagrinėjamu atveju panašiausius rezultatus parodė MSES programa, kuri naudoja sąveikaujančius zoninius metodus, ir OVERFLOW programa, kuri atlieka skaičiavimus CFD metodu taikant Navier-Stokes lygtis. Mūsų profilio analizavimui pasirinkta programa nėra tokia tiksli, nes taiko nesąveikaujančius neklampus zoninius metodus. Taigi viena iš priežasčių, kodėl skiriasi „Javafoil“ ir eksperimentiniai rezultatai yra tai, kad skaičiuojant aerodinamines charakteristikas, programoje taikomu metodu, nėra įvertinama pasienio sluoksnio įtaka išoriniam srautui. Taip pat prie paklaidų prisideda ir geometriniai profilio netikslumai gauti profilį apdorojant grafiniu būdu.

Nepaisant šių paklaidų, skaičiuojant „Javafoil“ programa, gaunama gana tiksli maksimali keliamosios jėgos koeficiento reikšmė, taip pat gerai sutampa ir rezultatai gauti esant mažiems atakos kampams (apytiksliai iki 11°). Visuose nagrinėtuose grafikuose eksperimentinių rezultatų kreives vizualiai atitiko ir atkartojo mūsų skaičiuojama programa gautų rezultatų kreivės.

Didžiausias neatitikimas buvo pastebimas esant kritiniam atakos kampui. Programomis MSES, OVERFLOW ir eksperimentiniais rezultatais gauta ši reikšmė buvo kur kas didesnė (apytiksliai 4°). Tačiau toks kritinio atakos kampo neatitikimas pastebimas ir kitų mokslininkų, kurie analizavo teorinių ir eksperimentinių rezultatų panašumus (Sarfaraj Nawaz Shaha, M. Sadiq A. Pachapuri. 2015, Jeff Scott. 2006).

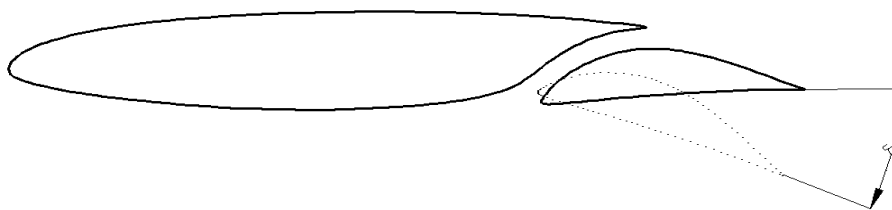
Taigi, apibendrinant palygintus rezultatus galima teigti, kad „Javafoil“ programa gauti rezultatai atitinka rezultatus, gautus aerodinaminiam vamzdyje. Didžiausias neatitikimas pastebimas esant mažiems atakos kampams. Didžiausias neatitikimas atsiranda dėl metodo trūkumų skaičiuojant modelį ties srauto atitraukimo nuo profilio vietos, kritinio atakos kampo.

5.4 Sparno profilio su plyšiniu užsparniu aerodinaminių charakteristikų tyrimas „Javafoil“ programa

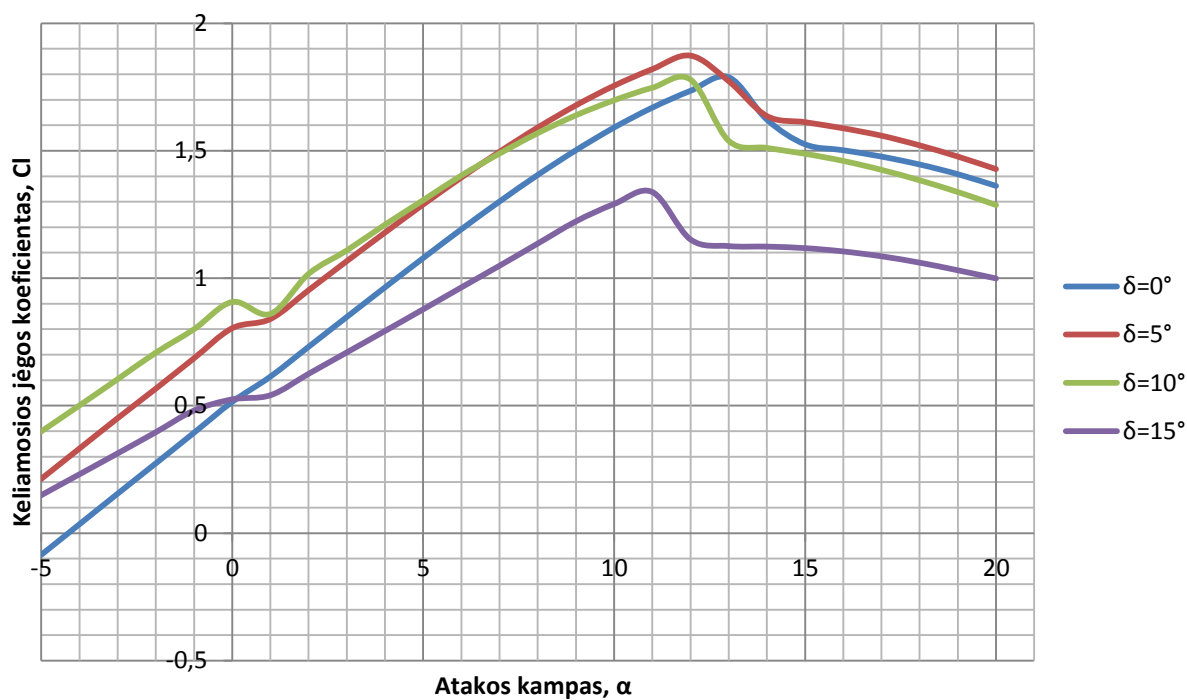
Šiame skyriuje plačiau tyrinėjamos sparno profilio S414 aerodinaminės charakteristikos remiantis „Javafoil“ programos duomenimis. Ankstesniame skyriuje išsiaiškinta, kad šia programa gauti rezultatai gerai sutampa su rezultatais, gautais MSES ir OVERFLOW programomis ir eksperimentiniais tyrimais. Todėl galima atlikti detalesnį šio plyšinio sparno aerodinaminių charakteristikų tyrimą keičiant kai kuriuos sparno geometrinius parametrus, Reinoldso skaičių, Macho skaičių.

Nors šis sparno ir užsparnio modelis dažniausiai dėl techninių apribojimų sraigasparnių mentelėse naudojamas nejudamas, ir užsparnis būna stacionariai įtvirtintas sparno atžvilgiu, tačiau panagrinėsime, kokias aerodinamines charakteristikas turėtų šis sparnas, jei būtų naudojamas kaip įprastas plyšinis užsparnis.

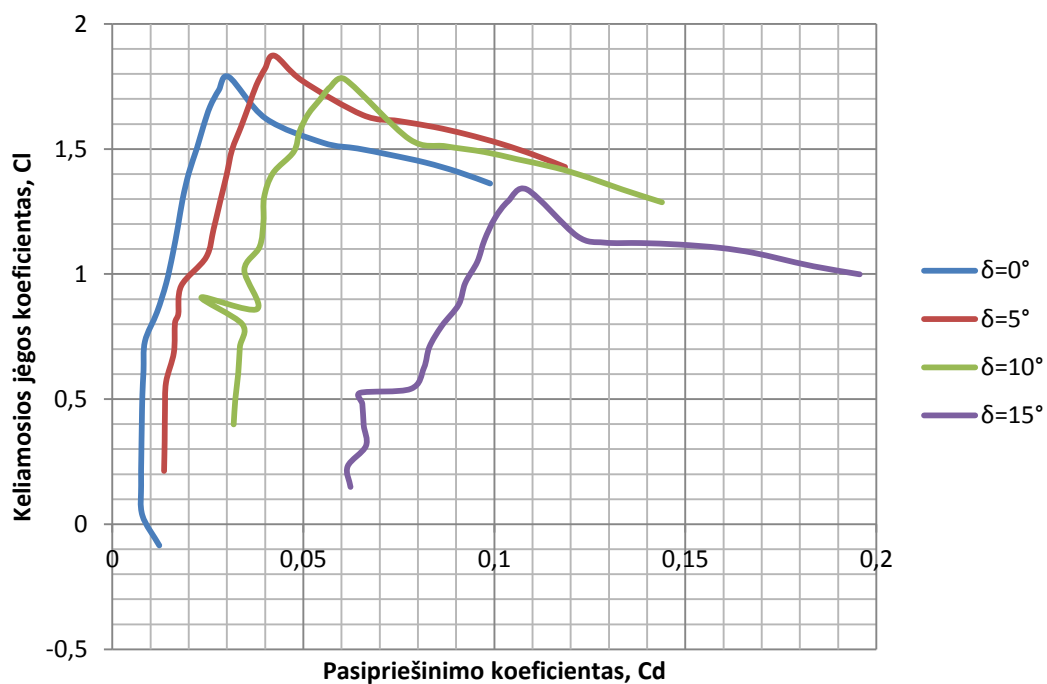
Analizuojamas užsparnio atlenkimo kampas (40 pav.), kai atlenkimo kampas δ lygus 0, 5, 10 ir 15 laipsnių, o Reinoldso skaičius yra $1,5 \times 10^6$.



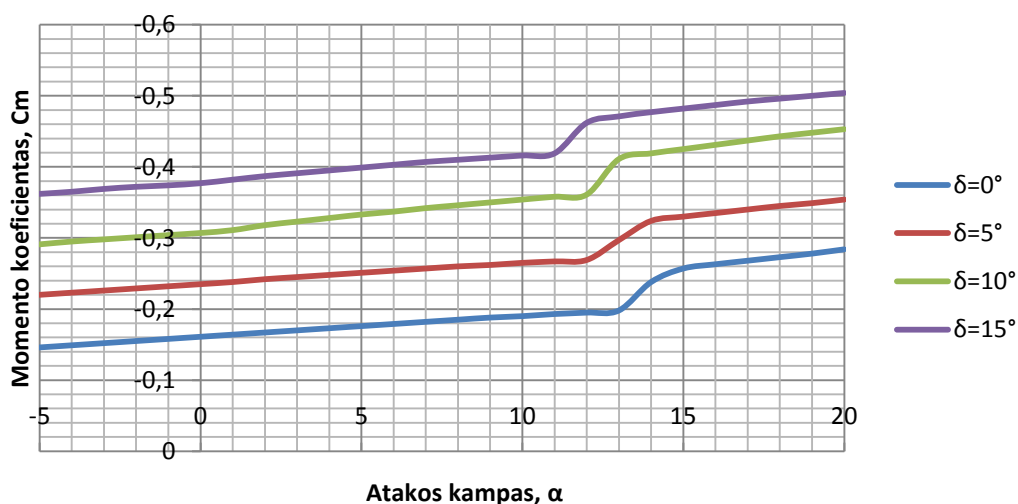
40 pav. S414 sparno profilio užsparnio atlenkimo kampas



41 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)



42 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)

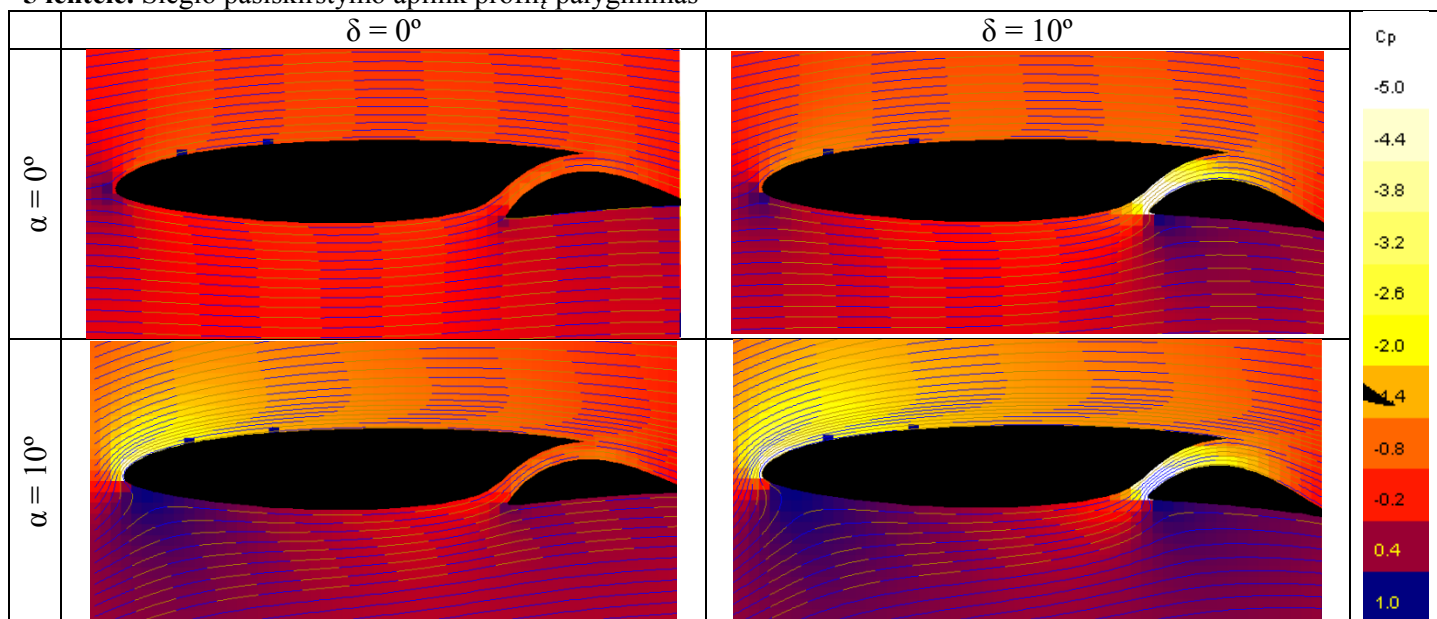


43 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingiems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)

Iš grafikų (41, 42, 43 pav.) matome, kad atlenkė užsparnį 5° ir 10° gauname geresnes keliamosios jėgos koeficiento reikšmes, tačiau kritinis atakos kampas nežymiai sumažėja. Pasipriešinimo koeficientas didinant užsparnio atlenkimo kampą taip pat didėja. Momento koeficientas didėja tiesine priklausomybe nuo užsparnio atlenkimo kampo. Esant atlenkimo kampui 15° užsparnis nėra toks efektyvus, nes keliamosios jėgos koeficientas nuo atakos kampo stipriai nukrenta, o pasipriešinimo koeficientas labai išauga. Todėl tinkamiausias atlenkimo kampas tokiam užsparniui būtų 10° .

5 lentelėje pateikiamas palyginimas slėgio pasiskirstymo aplink S414 sparno profilį, kai užsparnis stovi 0° ir 10° kampu. Matyti, kad slėgis plyšelyje labai sumažėja, kai užsparnis yra atlenkiamas.

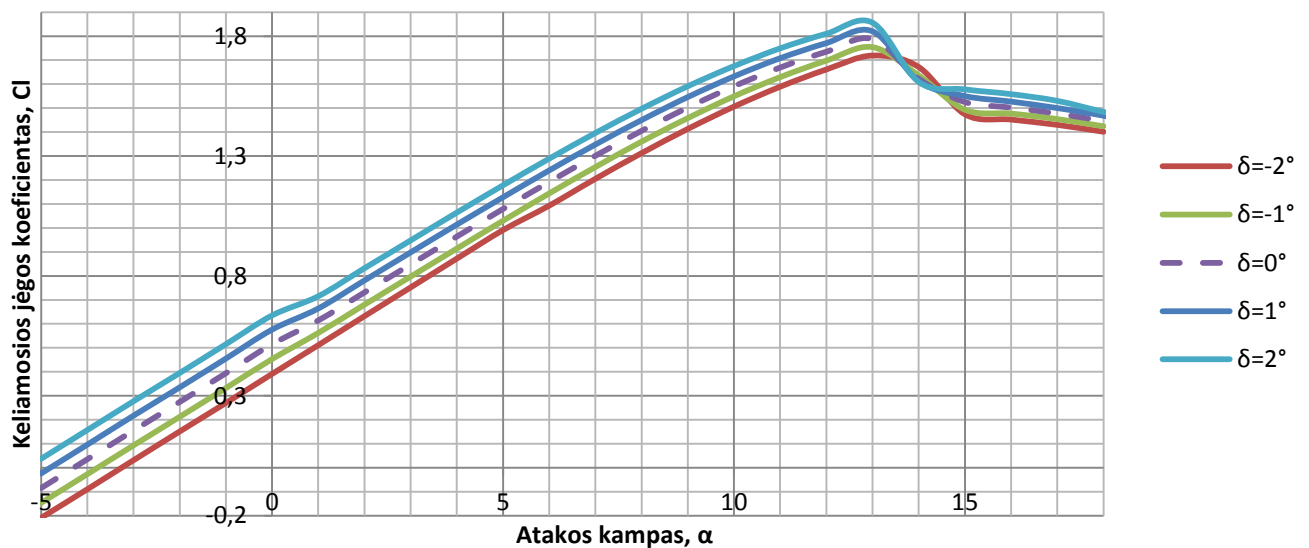
5 lentelė. Slėgio pasiskirstymo aplink profilį palyginimas



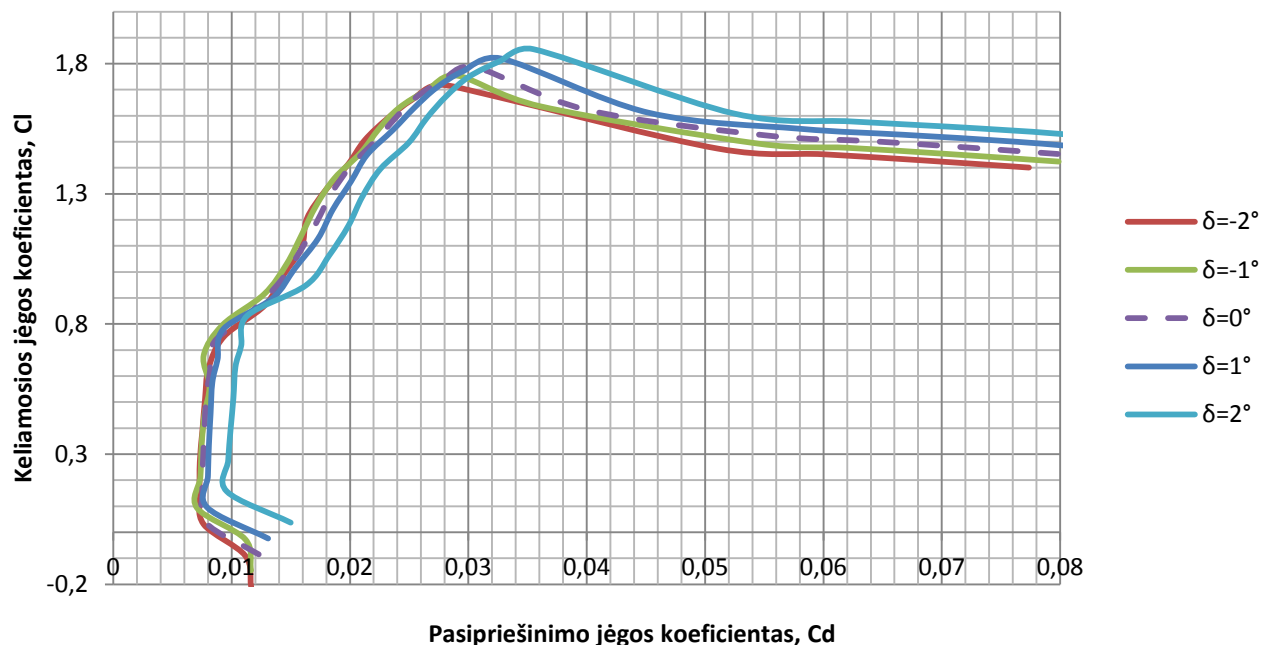
Panagrinėjome atvejį, kai užsparnis atlenkiamas dideliu kampu. Tačiau šio sparno ir plyšinio užsparnio sistema yra suprojektuota taip, kad užsparnis būtų visada pastatytas tuo pačiu kampu.

Pamėginkime išsiaiškinti, ar šis iki šiol nagrinėtas pastatymo kampas yra efektyviausias. Tai padarysime užsparnį pakreipdami minimaliu kampu nuo -2° , kai užsparnis atlenktas į viršų ir iki $+2^\circ$ – į apačią.

Iš toliau pateiktų keliamosios jėgos koeficiento nuo atakos kampo ir pasipriešinimo koeficiento grafikų (44, 45 pav.) sunku nuspręsti, kuris užsparnio pastatymo kampas yra efektyvesnis. Logiška, kad užsparnis atlenktas 1 ir 2° kampu į apačią generuos didesnę keliamąją jėgą. Tačiau taip atlenktas užsparnis, kaip matyti iš kito grafiko (45), taip pat turės ir didesnį pasipriešinimo koeficientą. Kai užsparnio pastatymo kampas $\delta = 1^\circ$, pasipriešinimo koeficientas labai mažai skiriasi nuo pradinio pastatymo kampo ($\delta = 0^\circ$). Tačiau, kai $\delta = 2^\circ$ pasipriešinimo koeficientas pastebimai išauga.



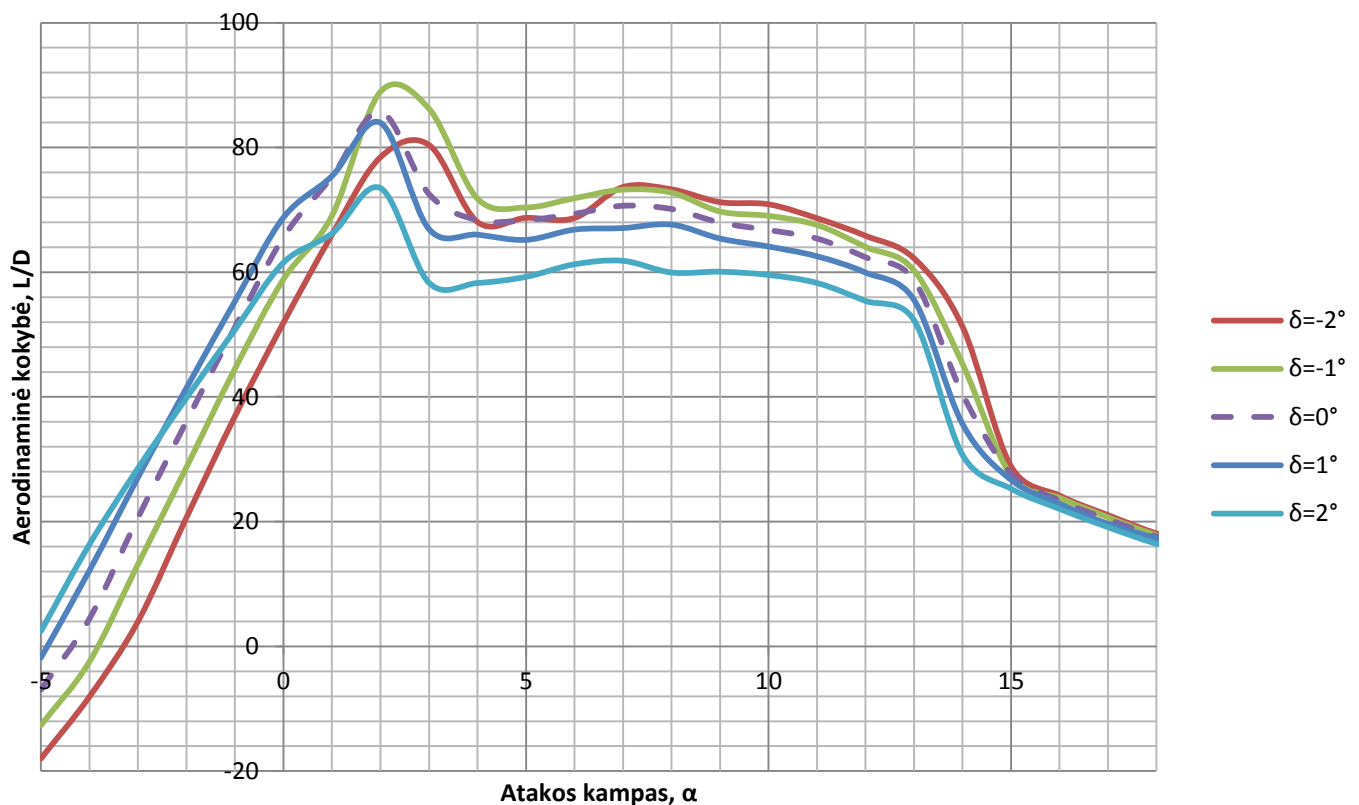
44 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant minimaliems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)



45 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. esant minimaliems užsparnio atlenkimo kampams ($Re = 1,5e6$)

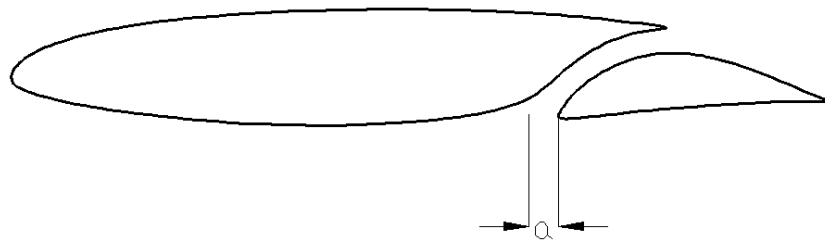
Kad nuspręsti ar užsparnio pastatymo kampas $\delta=1^\circ$ yra efektyvesnis už pradinį pastatymo kampą, kai $\delta=0^\circ$, nagrinėjame aerodinaminės kokybės nuo atakos kampo grafiką (46 pav.). Pastebima, kad užsparnio nuleisto žemyn 1° kampu ($\delta=1^\circ$) aerodinaminė kokybė esant atakos kampui nuo -5° iki 1° yra geresnė už užsparnio su pradiniu pastatymo kampu ($\delta=0^\circ$), viršijus atakos kampui 1° ji tampa nežymiai blogesnė. Tačiau šiame grafike galima pastebėti tai, ko nesimatė anksčiau nagrinėtuose grafikuose. Užsparnio padėtis, kai jis yra atlenktas 1° į viršų ($\delta=-1^\circ$), parodo geresnę aerodinaminę kokybę už pradinio pastatymo kampo ($\delta=0^\circ$), kai atakos kampas yra didesnis už $1,5^\circ$.

Taigi, norint išsirinkti efektyviausią užsparnio pastatymo kampą, reikia atsižvelgti į tai prie kokių atakos kampų šis sparno profilis dažniausiai bus eksploatuojamas.

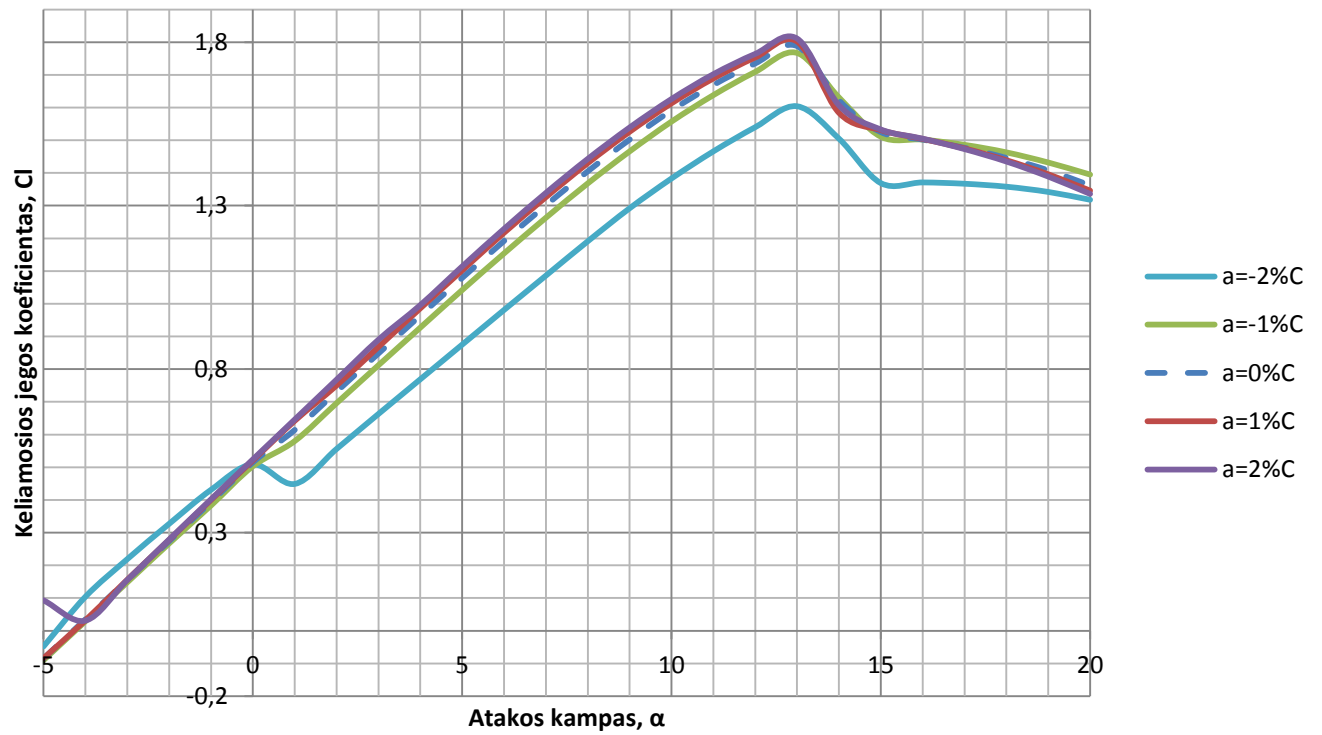


46 pav. Aerodinaminės kokybės nuo atakos kampo grafikas ($R = 1,5e6$)

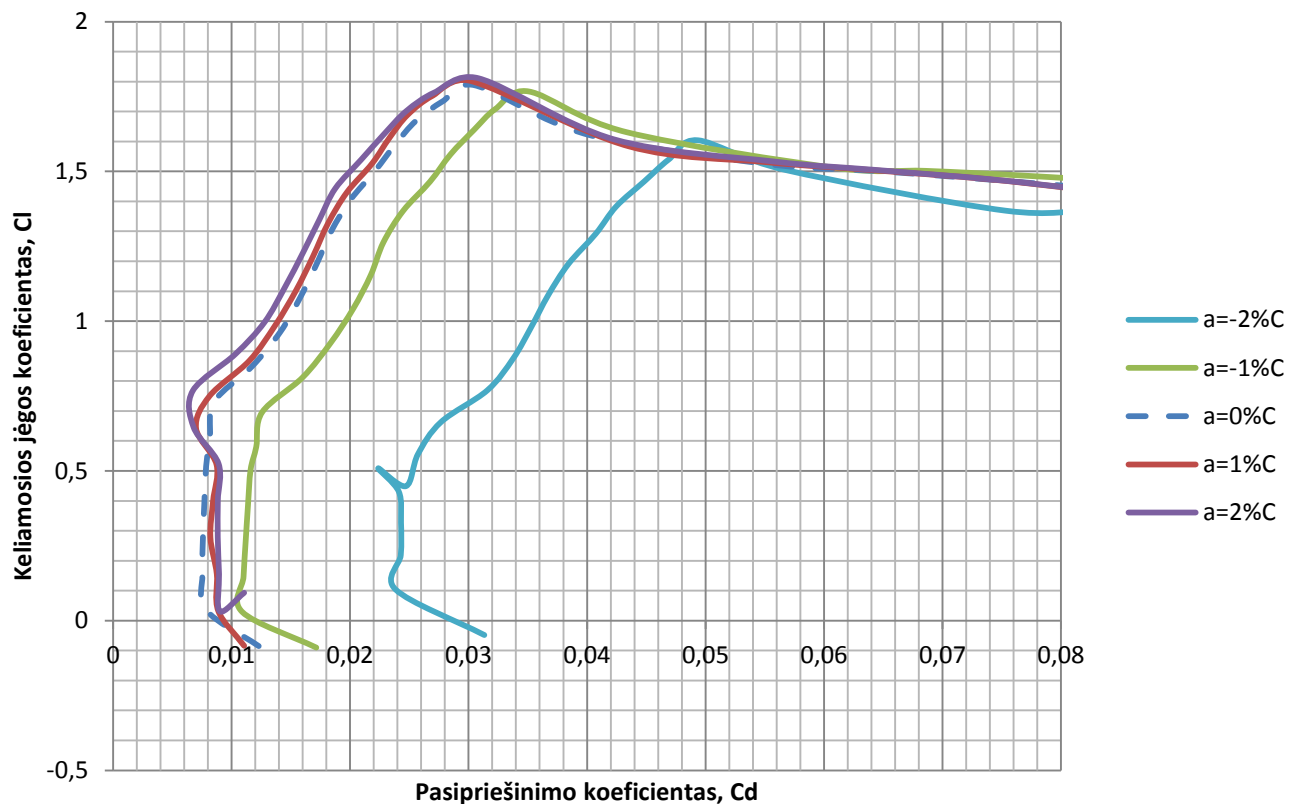
Atkreipkime dėmesį į dar vieną svarbų sparno su plyšiniu užsparniu parametą, tai yra tarpelio dydį a (47 pav.). Panagrinėsime jį minimaliai keisdami santykinės stygos atžvilgiu. Esant $Re = 1,5 \times 10^6$ atlikome skaičiavimus „Javafoil“ programa keisdami tarpelį visos stygos procentiniu atžvilgiu. Skaičiavimo grafikai, kai tarpelis keičiamas nuo -2% iki $+2\%$ stygos ilgio pateikti 48, 49 ir 50 paveikslėliuose.



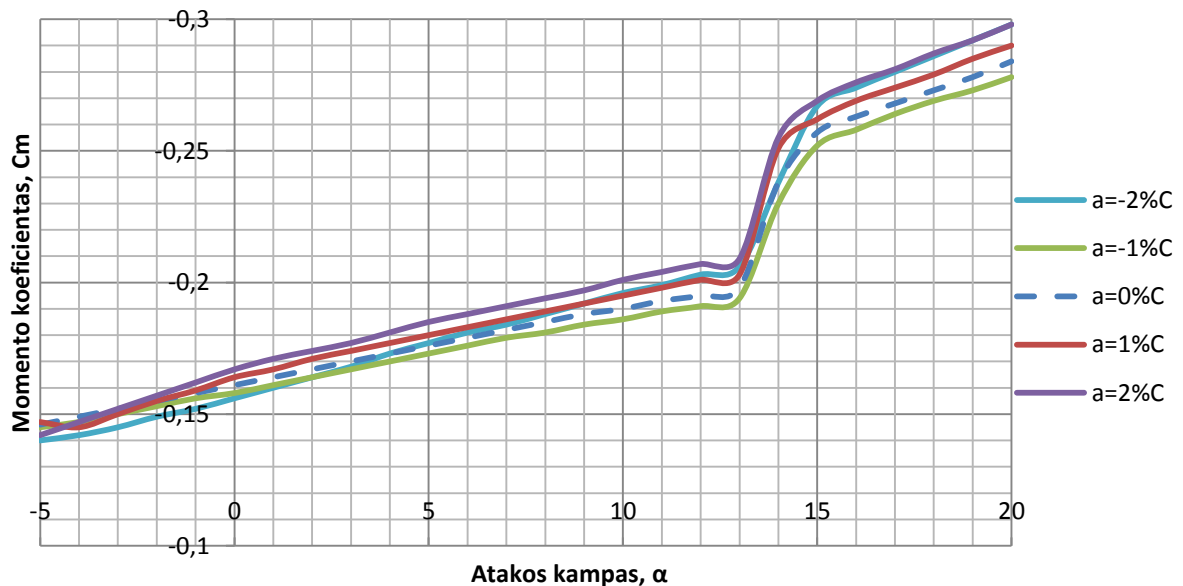
47 pav. Tarpelis tarp S414 sparno profilio ir užsparnio



48 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$)



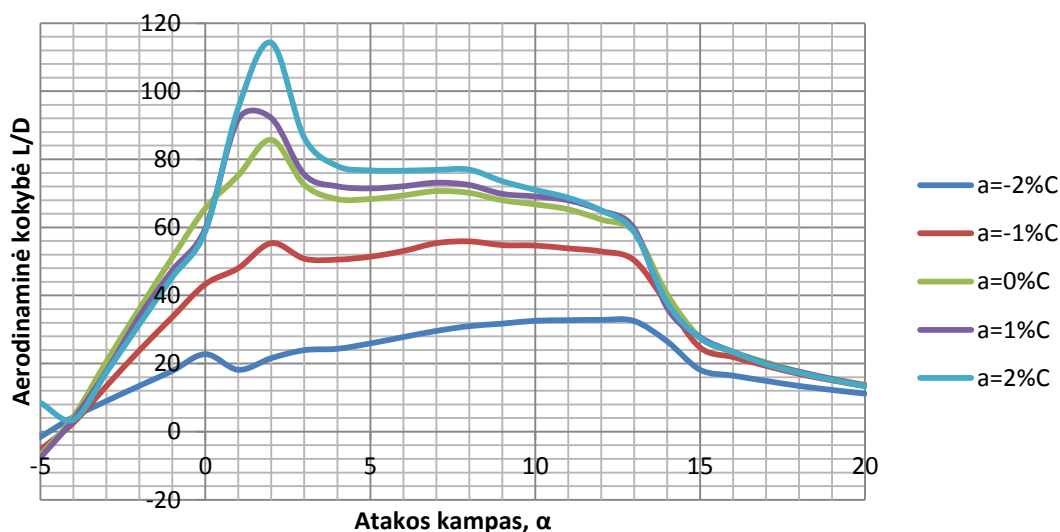
49 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. Keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$)



50 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($Re = 1,5e6$)

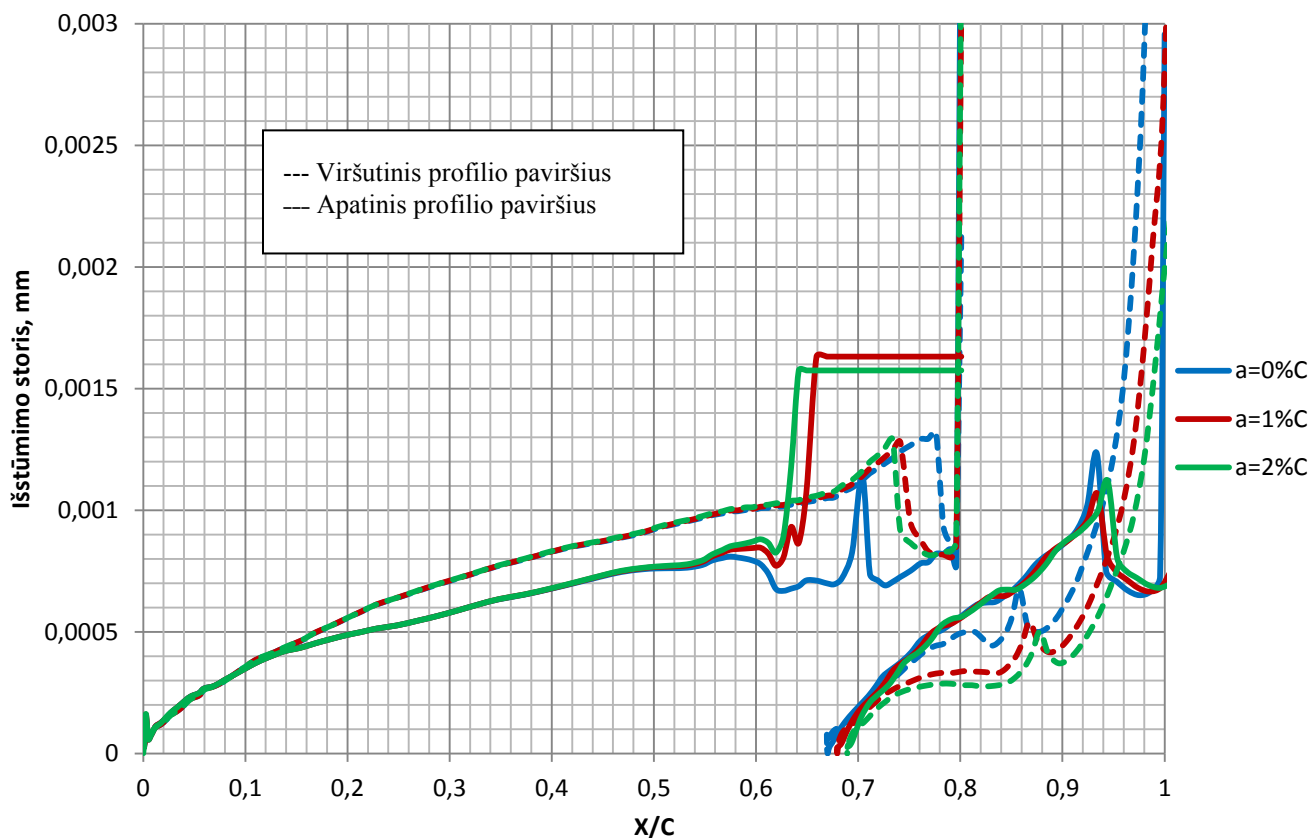
Iš gautų grafikų sunku pasakyti ar minimaliai pakeistas tarpelio dydis yra efektyvesnis. Tiesa pastebima priklausomybė, kad mažėjant tarpeliui blogėja aerodinaminės charakteristikos. Tarpeliui didėjant keliamosios jėgos koeficientas minimaliai padidėja, pasipriešinimo koeficientas taip pat minimaliai padidėja, o momento koeficientas pablogėja. Šiuo atveju sunku pasakyti ar kelių charakteristikų padidėjimas kompensuoja kitų pablogėjimą. Iš aerodinaminės sparno kokybės grafiko (51

pav.) matyti, kad didindami plyšį tarp sparno ir užsparnio gauname nežymiai geresnę aerodinaminę kokybę.



51 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Aerodinaminė kokybė nuo atakos kampo keičiant tarpelio dydį ($R = 1,5e6$)

Žymesnis aerodinaminės kokybės pagerėjimas pastebimas tik labai trumpame atakos kampų diapazone. Taigi nagrinėjant šį grafiką, gali pasirodyti, kad didesnis tarpelis yra efektyvesnis, bet taip nėra. Tarpeliui padidėjus 1% santykinės stygos ilgio atsiranda srauto atitrūkimas netoli sparno galinės briaunos. Tai matoma 52 paveikslėlyje.

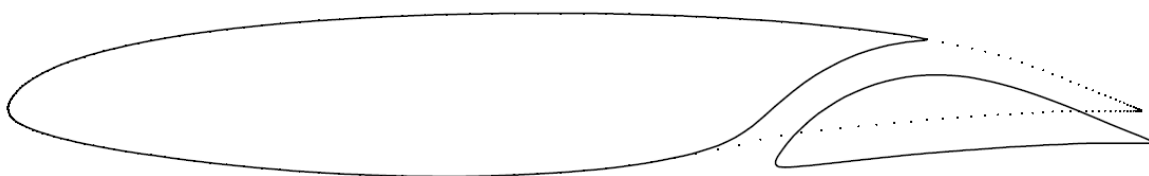


52 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Išstūmimo storio priklausomybė nuo stigos ($R = 1,5e6$)

Kaip matome, sparnas su pradiniu tarpeliu ($a = 0\%$) visiškai neturėjo srauto atitrūkimo ant sparno paviršiaus. Tarpelį padidinus 1% stygos ilgio atsirado srauto atitrūkimas ant apatinio profilio paviršiaus ties $0,67$ stygos ilgio. Kai tarpelis $a = 2\%$ srauto atitrūkimas vyksta dar anksčiau ($0,65c$). Ant užsparnio apatinio paviršiaus, didėjant tarpeliui, pokyčiai vyksta minimalūs ir beveik nepastebimi. Didėjant tarpeliui pastebimas tik didesnis išstūmimo storis pasienyje ant viršutinio užsparnio paviršiaus.

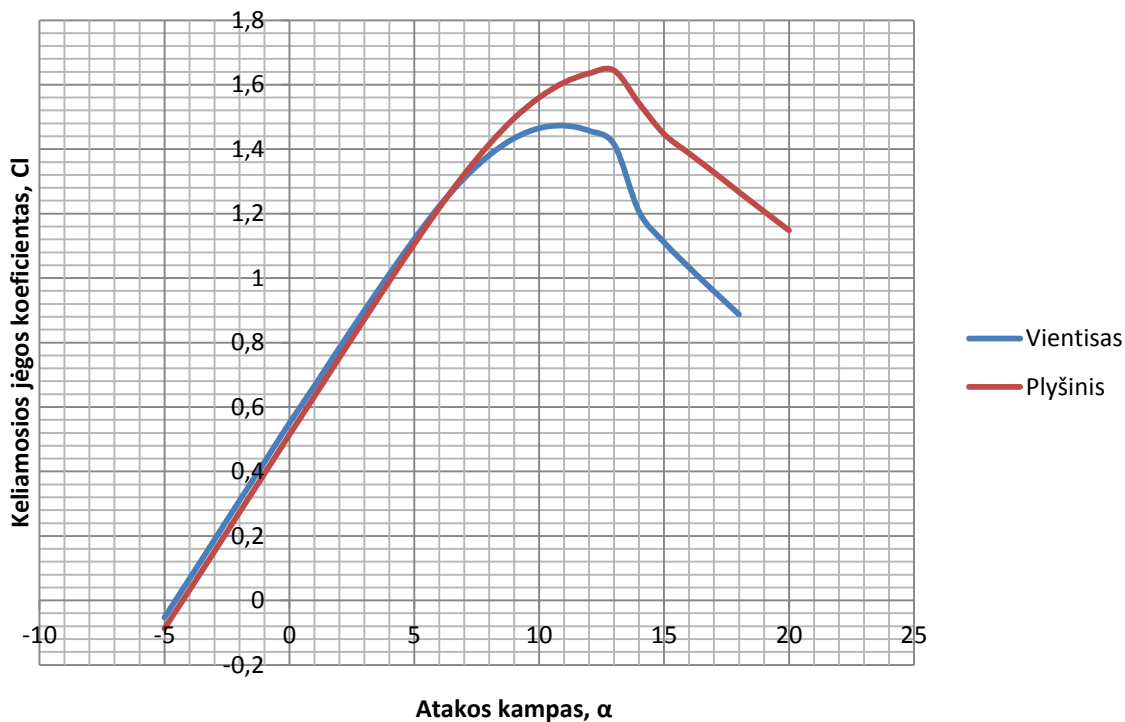
Taigi, kaip matome iš pateikiamų grafikų minimalios tarpelio variacijos neduoda pastebimai geresnių sparno aerodinaminių charakteristikų. Pagerėjus vienoms – kitos pablogėja. Todėl lieka sutikti, kad optimalus variantas yra pradinis ($a = 0\%$).

Toliau panagrinėsime, kokią įtaką aerodinaminėms charakteristikoms turi sparnas su plyšiniu užsparniu lyginant panašaus profilio vientisą sparną. Toks geometrinis profilių palyginimas pateikiamas 53 paveikslėlyje.

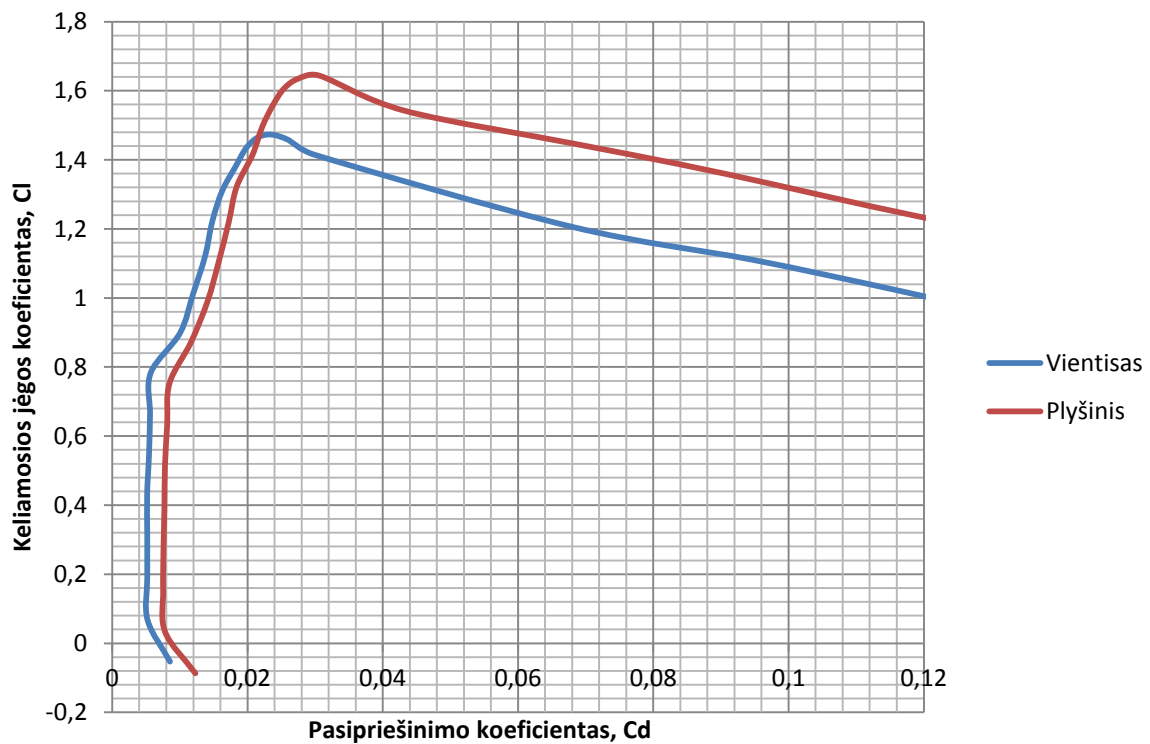


53 pav. S414 vientisas ir plyšinis sparno profilis

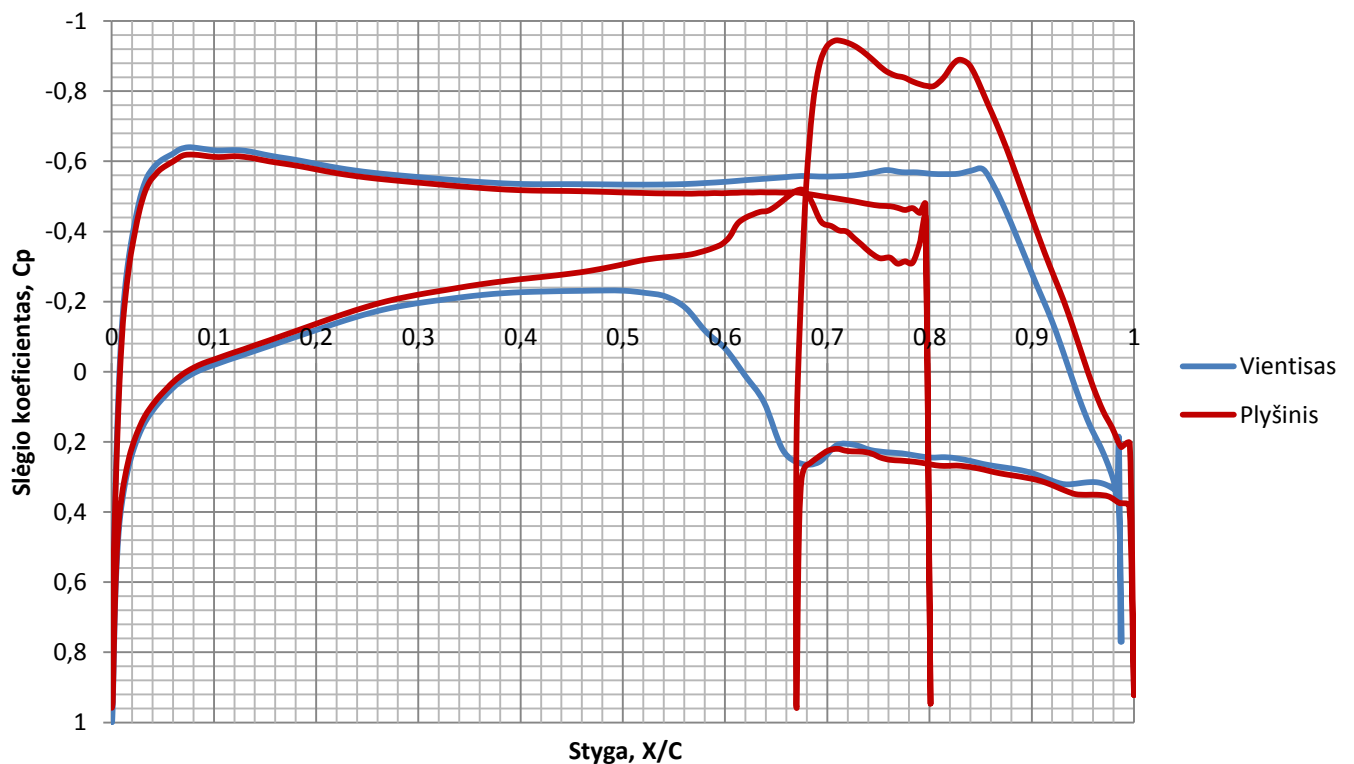
Paveiksle pateikiamas S414 sparno su plyšiniu užsparniu profilis ir taškeliais pažymimas sparno profilis, eliminavus tarpelį ir užsparnį sklandžiai sujungus su sparnu. Taikydami „Javafoil“ programą, paskaičiuosime ir palyginsime šių dviejų profilių charakteristikas (54, 55, 56 pav.).



54 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo ($R = 1,5e6$)



55 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo jėgos koef. ($Re = 1,5e6$)



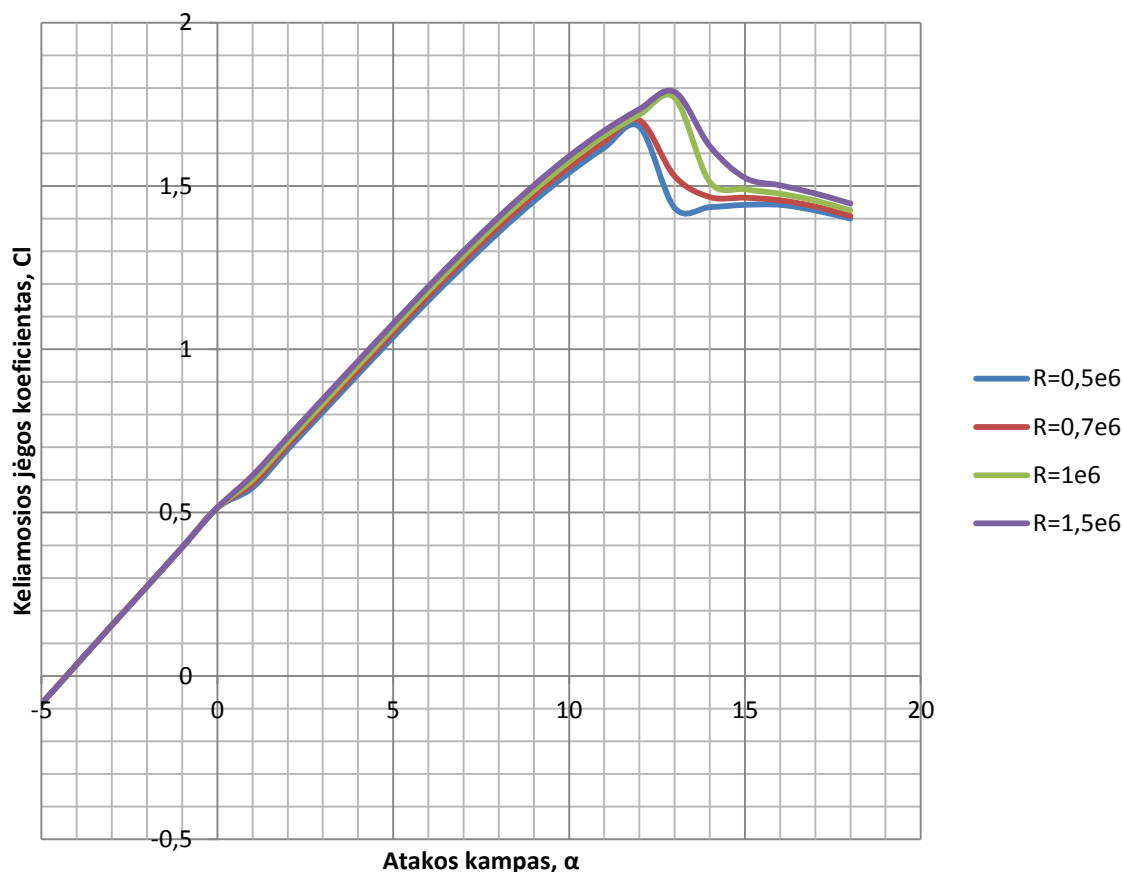
56 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vientiso ir plyšinio profilio slėgio koef. priklausomybė nuo stygos ($R = 1,5e6$)

Kaip jau išsiaiškinome, plyšiniai užsparniai yra skirti padidinti keliamajai jėgai. Tai patvirtina vientiso ir plyšinio sparno keliamosios jėgos koeficiento nuo atakos kampo grafikas (54 pav.). Išauga ne tik keliamosios jėgos koeficiento maksimali reikšmė, bet nežymiai padidėja ir kritinis atakos kampas.

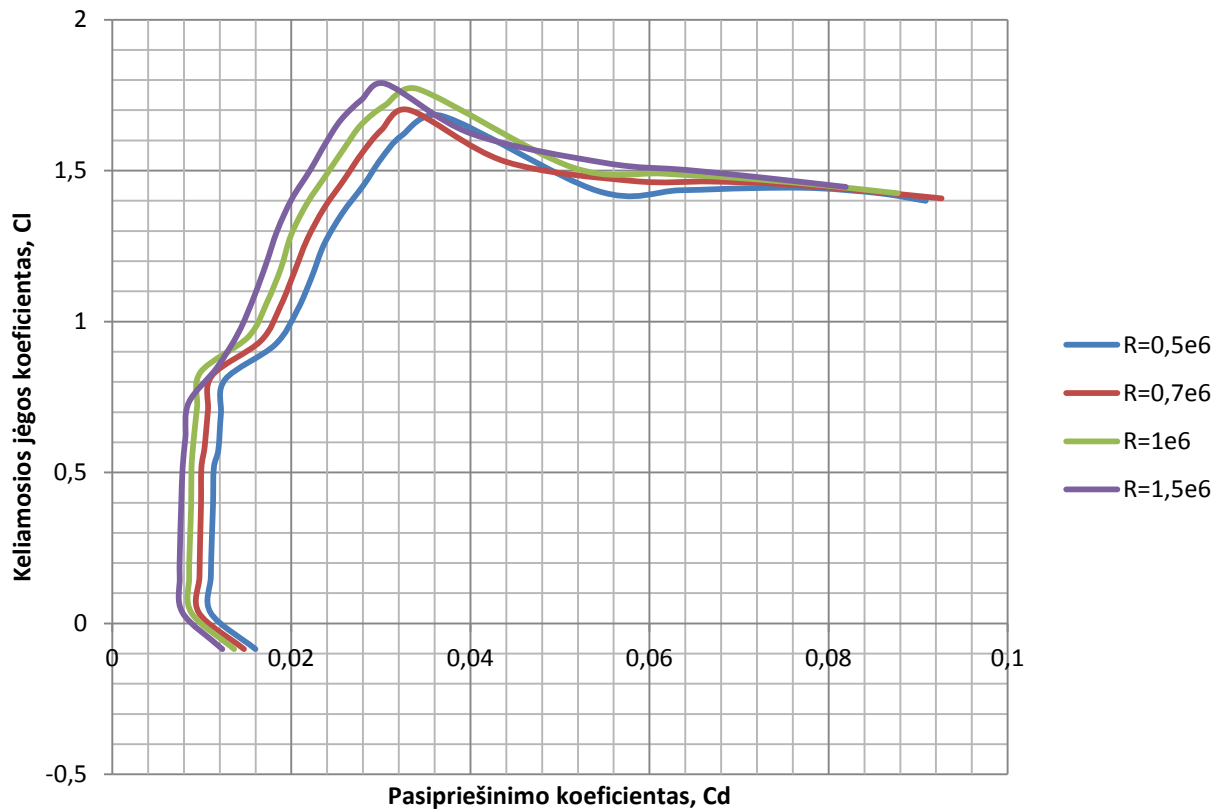
Vientiso sparno $\alpha_{kr} = 11,2^\circ$, o sparno su plyšiniu užsparniu $\alpha_{kr} = 13^\circ$. Reiktų paminėti, kad sparnas su plyšiniu užsparniu turi šiek tiek didesnį pasipriešinimo koeficientą (55 pav.), bet šį nežymų skirtumą kompensuoja geresnės prieš tai nagrinėtos savybės.

Tarpelio įtaka slėgio koeficientui ant sparno ir užsparnio paviršių vaizduojama 56 paveiksle. Skirtumas tarp šių dviejų grafikų matomas tik tarpelio vietoje. Sparno be tarpelio atžvilgiu C_p yra sklandžiai kintantis visame sparno paviršiuje, o plyšio atveju slėgio kreivė susideda iš dviejų dalių. Ant užsparnio paviršiaus pastebimas didesnės slėgio koeficiento reikšmės, o ant sparno galinės dalies prieš plyšelį – sumažėjusios.

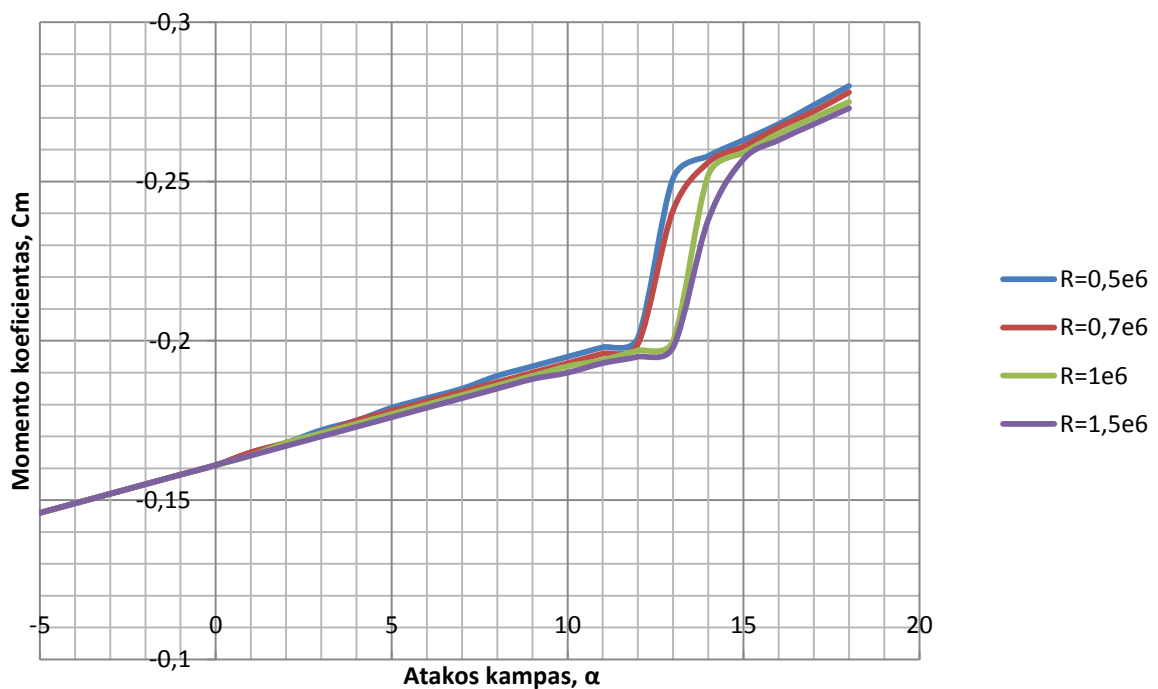
Toliau šiame darbe pateikiame S414 sparno profilio priklausomybę nuo Reinoldso skaičiaus (57, 58, 59 pav.). Pensilvanijos valstijoje esančiame aerodinamiame vamzdyje buvo atlikti bandymai, kai Reinoldso skaičius yra $0,7 \times 10^6$ ir $1,5 \times 10^6$. Žemiau pateikiami grafikai gauti su „Javafoil“ programa, esant kelioms Reinoldso skaičiaus reikšmėms.



57 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Reinoldso skaičiui



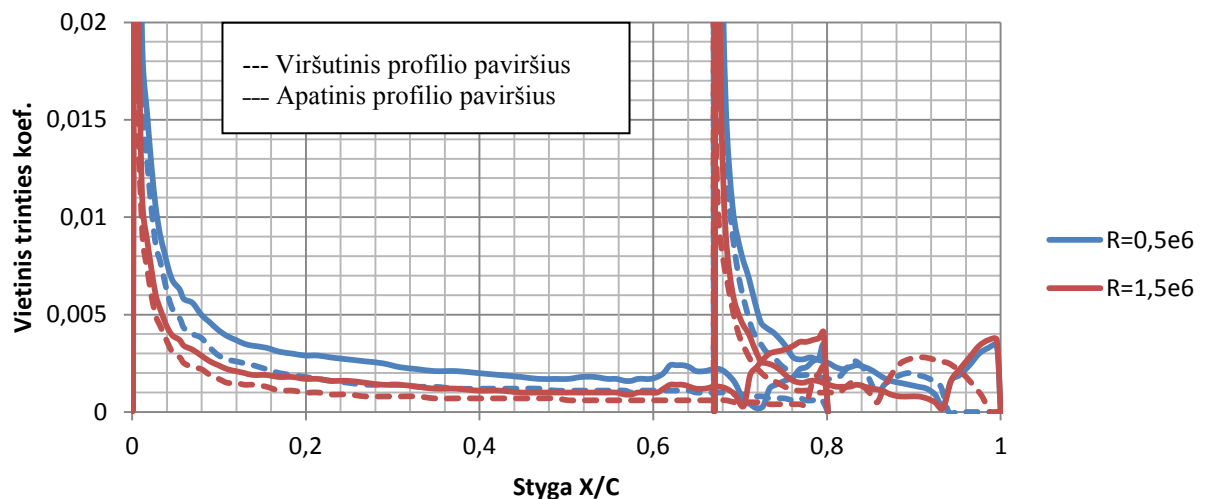
58 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo koef. esant skirtingam Reinoldso skaičiui



59 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Reinoldso skaičiui

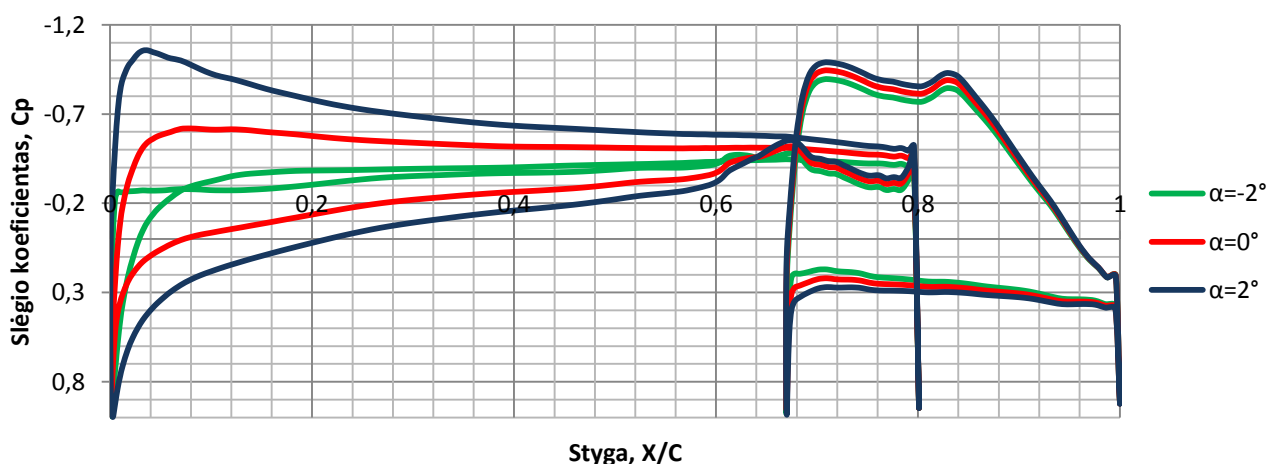
Grafikuose didelis ir reikšmingas pokytis, keičiantis Reinoldso skaičiui, nėra pastebimas. Šiek tiek didesnis skirtumas pastebimas vietinio trinties koeficiento, ties profilio paviršiumi grafike (60 pav.). Šis padidėjęs trinties koeficientas, esant mažesniai Reinoldso skaičiui, lemia didesnę profilio

pasipriešinimo koeficientą. Pateiktame grafike (60 pav.) vaizduojami tik pasipriešinimo koeficiento grafikai esant mažiausiam ($R = 0,5 \times 10^6$) ir didžiausiam ($R = 1,5 \times 10^6$) Reinoldso skaičiui. Maksimalios pasipriešinimo koeficiento reikšmės gaunamos profilių priekinėse briaunose ir ši maksimali reikšmė yra keliolika kartų didesnė už reikšmes esančias ant viso profilio paviršiaus. Kaip matome grafike, padidėjus Reinoldso skaičiui, paviršiaus trinties koeficientas sumažėja tiek ant viršutinio, tiek ant apatinio profilio paviršių.



60 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Vietinio trinties koef. priklausomybė nuo stygos esant keliems Reinoldso skaičiams

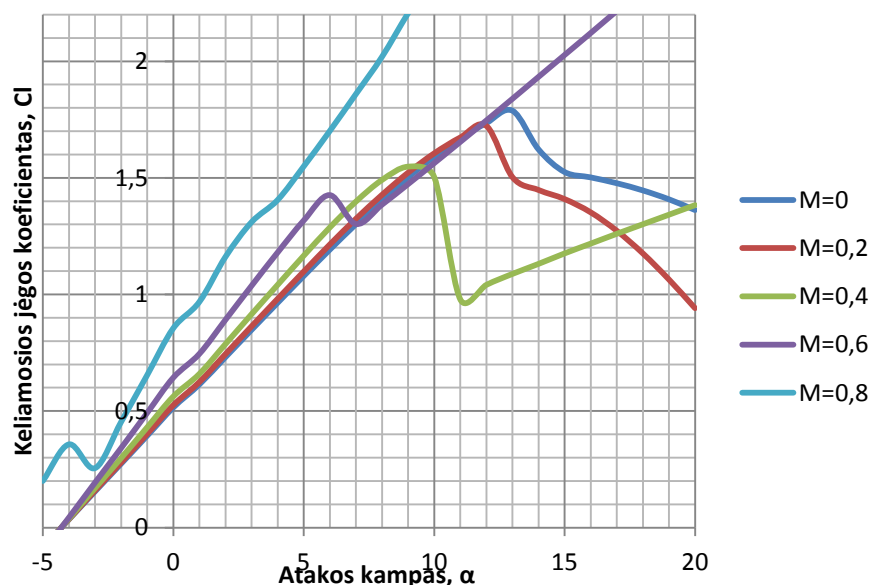
Nagrinėjamų profilių aerodinaminės jėgos ir momentai susidaro dėl dviejų pagrindinių priežasčių. Viena iš jų yra dėl trinties koeficiento profilio paviršiuje, kita, taip pat labai svarbi, tai slėgio pasiskirstymas kūno paviršiuje. Grafike (61 pav.) pateikiamas S414 sparno profilio su plyšiniu užsparniu slėgio pasiskirstymas esant keliems atakos kampams, rezultatai gauti esant $R = 1,5 \times 10^6$. Skaičiavimai atlikti „Javafoil“ programa.



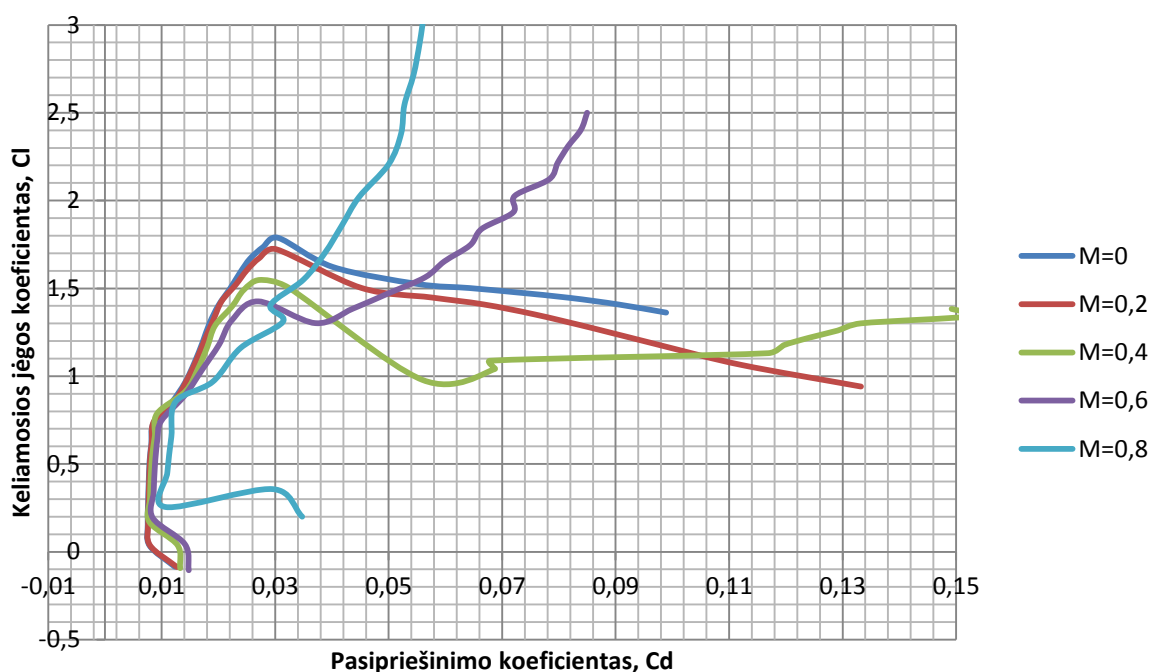
61 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Slėgio koef. priklausomybė nuo stygos esant keliems atakos kampams ($R = 1,5e6$)

Keičiantis atakos kampui, didesnis slėgio koeficiento skirtumas pastebimas tik sparno dalyje. Užsparnyje slėgio koeficientas kinta nežymiai.

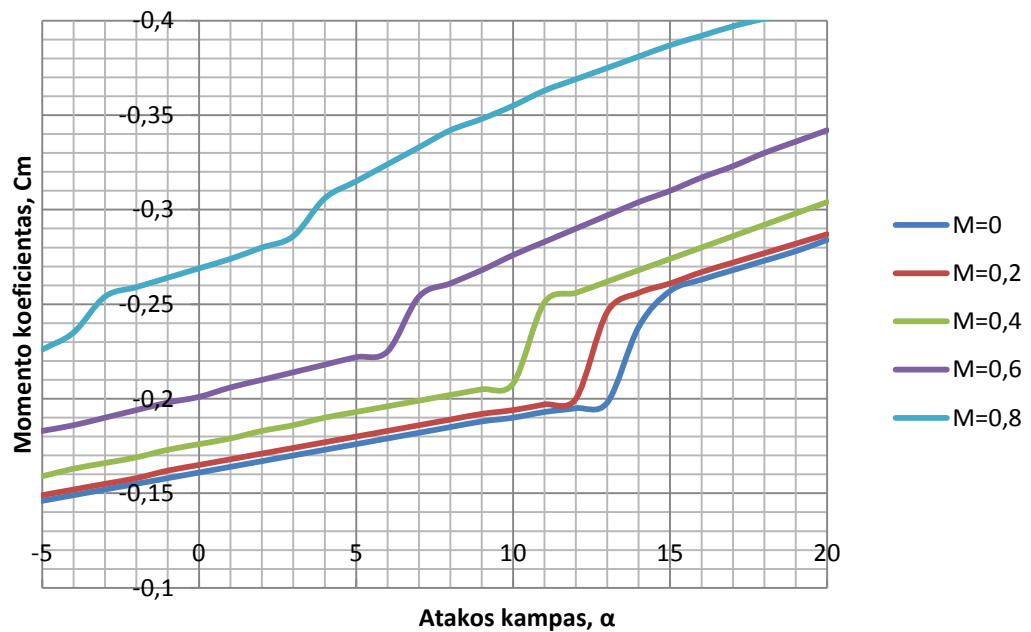
Taip pat slėgio koeficientas į profilio paviršių didėja ir didėjant Macho skaičiui. Pateikiami grafikai (62, 63, 64 pav.), kaip keičiasi aerodinaminės savybės keičiantis Macho skaičiui. Šie grafikai įgauna didelę svarbą nagrinėjant sparno profilius, kurie naudojami sraigasparnių mentyse. Sukantis rotorui, mažiausias Macho skaičius gaunamas šakninėje mentelių dalyje, didžiausias – mentelių galuose.



62 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant skirtingam Macho skaičiui ($R = 1,5e6$)



63 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Keliamosios jėgos koef. priklausomybė nuo pasipriešinimo koef. esant keliems Macho skaičiams ($R = 1,5e6$)



64 pav. S414 sparno profilio skaičiavimų rezultatai. Momento koef. priklausomybė nuo atakos kampo esant keliems Macho skaičiams ($R = 1,5e6$)

Iš grafikų matyti, kad didėjant Macho skaičiui sparno aerodinaminės charakteristikos prastėja. Iš šių gautų skaičiavimo rezultatų galima atmesti rezultatus, gautus, kai $M = 0,8$. „Javafoil“ programa galima skaičiuoti apytiksliai iki $M = 0,7$. Taip pat nereiktų pasikliauti ir rezultatais, gautais esant Macho skaičiui 0,6, nes jų tikslumas yra abejotinas. Analizuojant likusias kreives, kurias laikome patikimomis, galima pabrėžti, kad didėjant Macho skaičiui, krinta maksimali keliamoji jėga ir kritinis atakos kampas, didėja pasipriešinimo ir momento koeficientai.

IŠVADOS

Šis darbas, kuriame nagrinėjamas S414 sparno profilis su plyšiniu užsparniu ir gauti rezultatai lyginami su eksperimentiniais rezultatais, susidėjo iš kelių dalių:

- Pirmojoje dalyje išanalizavome literatūrą, kurioje kalbama apie skaitiniais ir eksperimentiniais metodais gautų rezultatų atitikimą tarpusavyje. Išsiaiškinome, kad skaitiniu metu gauti rezultatai nevisiškai atitinka eksperimentų, atliktų aerodinaminame tunelyje, rezultatus. To priežastimi tampa metodų netobulumas ir paklaidos.
- Išanalizavome metodus, taikomus sparno profilio aerodinaminėms savybėms analizuoti. Atskyrėme juos į eksperimentinius ir skaitinius. Skaitinius metodus aptarėme remdamiesi M. Drelos skaitinių metodų klasifikacija. Išsiaiškinome, kad „Javafoil“ programa naudoja nesąveikaujančių zoninių ir pasienio sluoksnių metodą.
- Aptarėme straipsnį, kuriame pateikiami nagrinėjamo profilio (S414) bandymų rezultatai, išsiaiškinome sąlygas, kuriomis aerodinaminame vamzdyje buvo gauti rezultatai: Reinoldso skaičius kinta nuo 700 000 iki 1 500 000, atakos kampas nuo -5° iki 20° .
- Nustatėme, kad „Javafoil“ programa gauti rezultatai gana gerai atitinka aerodinaminame vamzdyje gautus rezultatus bei MSES ir OVERFLOW programomis gautus rezultatus iki tol, kol atakos kampas pasiekia kritinę reikšmę. Gaunami tokie neatitikimai lyginant su eksperimentiniais rezultatais:
 - C_{lmax} , kai Reinoldso skaičius $0,7e6$: MSES – 10,4 %, OVERFLOW – 16,8 %, **Javafoil – 1,2 %**
 - C_{lmax} , kai Reinoldso skaičius $1,5e6$: MSES – 6,7 %, OVERFLOW – 12,3 %, **Javafoil – 8,2 %**
 - α_{kr} , kai Reinoldso skaičius $0,7e6$: MSES – 0,6 %, OVERFLOW – 1,3 %, **Javafoil – 22,6 %**
 - α_{kr} , kai Reinoldso skaičius $1,5e6$: MSES – 2,9 %, OVERFLOW – 8,8 %, **Javafoil – 23,3 %**
- Išsiaiškinome, kad didžiausią įtaką „Javafoil“ programos ir eksperimentinių rezultatų skirtumui daro supaprastintas „Javafoil“ programoje taikomas skaičiavimo metodas, kuris neįvertina pasienio sluoksnio įtakos išoriniam srautui.
- Toliau remdamiesi ištirtos programos duomenimis atlikome detalesnį S414 sparno profilio aerodinaminių charakteristikų tyrimą, aprašėme jo rezultatus. Gauti tokie rezultatai:

- Padidėja keliamoji jėga esant 5° ir 10° užsparnių atlenkimo kampams. Kampą padidinus iki 15° padidėja profilio pasipriešinimas ir sumažėja keliamosios jėgos koef.
- Minimalus užsparnio atlenkimas 1° ir 2° į apačią duoda geresnę profilio aerodinaminę charakteristiką esant nuo -5° iki 2° atakos kampui. Minimalus užsparnio atlenkimas – -1° ir -2° į viršų, duoda geresnę aerodinaminę charakteristiką esant didesniai nei 2° sparno atakos kampui.
- Didinant tarpelį tarp sparno ir užsparnio profilių 1 ir 2 % stygos ilgio, gaunamas ryškus aerodinaminės kokybės šuolis esant nuo 1 iki 3° atakos kampui, tačiau esant didesniai tarpeliui atsiranda srauto atitrūkimas ant apatinio profilio paviršiaus ties 65 – 67 % stygos ilgio.
- Lyginant sparno profilį su plyšiniu užsparniu ir be užsparnio, gaunami rezultatai, rodantys, kad plyšinis užsparnis pasižymi 11,6 % didesniu keliamosios jėgos koeficientu ir 18,2 % didesniu kritiniu atakos kampu.
- „Javafoil“ programa tinka pirminiam profilio projektavimo ir redagavimo etapui, skaičiavimai yra gana tikslūs, taikomas skaičiavimo metodas yra greitesnis už kitų skaitinių programų naudojamus metodus ir daug pigesnis už eksperimentinius metodus.

LITERATŪROS SĄRAŠAS

- Advisory Group for Aerospace Research and Development. 1973. *Problem in Wind Tunnel Testing Techniques*. London.
- Ambrasas, G. 2009. *Magistro baigiamojo darbo rengimo metodiniai nurodymai*. Vilnius: Technika.
- CASER Training Workshop. 2009. *MSES*. Aeronautical Research and Test Institute. Czech Republic, Prague.
- Cattafesta, L.; Bahr C. Mathew J. Fundamentals of Wind-Tunnel Design, *Department of Mechanical and Aerospace Engineering*, University of Florida, Gainesville, FL, USA
- Cebeci, T. 1999. An Engineering Approach to the Calculation of Aerodynamic Flows, *Springer*, ISBN 3-540-66181-6
- Ciobaca, V.; Kuhn, T.; Rudnik, R. 2013. Active Flow-Separation Control on a High-Lift Wing-Body Configuration, *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 1.
- Coder, G. J.; Maughmer, M. D.; Somers, D. M. 2014. Theoretical and Experimental Results for the S414, Slotted, Natural-Laminar-Flow Airfoil, *Journal of Aircraft*, Vol 51, No 6.
- Coder, G. J.; Maughmer, M. D.; Somers, D. M. 2013. Exploration of a Slotted Airfoil Laminar-Flow-Control Concept, *FY12 LEARN Phase I Technical Seminar*.
- Cummings, M. R.; Mason, W. H.; Morton, S. A.; Mcdaniel, D.R. 2015. *Applied computational aerodynamics*. Cambridge University Press.
- Drela, M. 1990. Elements of Airfoil Design Methodology, *ALAA Progress in Astronautics and Aeronautics Series*, Vol 125.
- Drela, M. 1989. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils, *Univ. Of Notre dame*, Notre Dame, IN.
- Drela, M. 2007. *A User's Guide to MSES 3.05*, MIT Department of Aeronautics and Astronautics.
- Drela, M.; Giles, M. B. 1987. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils, *ALAA Progress in Astronautics and Aeronautics Series*, Vol 25.
- Eppler, R.; Somers, D. M. 1980. A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils, *NASA TM-80210*, Aug.

- Eric, L.; Terry, N.. 2004. Extension of the Aerodynamic Design Program MSES for the Simulation of Boundary Layer Suction, *Delft University of Technology*.
- Eastman, N. J.; Clay, W. C. 1935. Report No. 530. Characteristics of the N. A. C. A. 23012 Airfoil From Tests in the Full-Scale and Variable-Density Tunnels, *Langley Field*, Va. 10 p.
- Foster, D. N.; Irwin, H. P. A. H.; Williams, B. R. 1971. The Two-Dimensional Flow Around a Slotted Flap, *Ministry Of Defence, Aeronautical Research Council, Reports and Memoranda*. London: Her Majesty's Stationery Office. 70 p.
- Guglielmo, J.; Selig, M. 1996. Spanwise Variations in Profile Drag for Airfoils at Low Reynolds Numbers, *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 4.
- Happian-Smith, J. 2002. An Introduction to Modern Vehicle Design. Massachusetts, USA: Reed Educational and Professional Publishing. 600 p. ISBN 07506 5044 3
- Harris, T. A.; Lowry, J. G. 1941. Report No. 732. Pressure distribution over an NACA 23012 airfoil with a fixed slot and a slotted flap, *Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics*. Washington: Langley Field. 14 p.
- Hepperle, M. 2014. *JavaFoil user's Guide*. 45 p.
- Holst, T. L. Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results, *Journal of Aircraft*, Vol 25, Dec. 1988.
- Young, A. D. 1947. „*The aerodynamic characteristics of flaps*.” A.R.C. 10766, R. & M. 2622.
- Young, A. D. 1953. Ministry Of Supply, Aeronautical Research Council, Reports and Memoranda. *The Aerodynamic Characteristics of flaps*. London: Her Majesty's Stationery Office. 56 p.
- Katz, J.; Plotkin, A. 2001. *Low-Speed Aerodynamics*. Second edition. Cambridge University Press. 613 p.
- Lasauskas, E. 2008. *Skrydžio principai: mokomoji knyga*. Vilnius: Technika. 182 p.
- Liggett, N.; Smith, M. J. 2013. Study of Gap Physics of Airfoils with Unsteady Flaps, *Journal of Aircraft*, Vol 50, No 2.
- Lighthill, M. J. 1958. On Displacement Thickness, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 4.
- Lock, R. C.; Williams B. R. 1987. Viscous-Inviscid Interactions in External Aerodynamics, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 24.
- Loiciansky, L.G. 1978. *Mechanics of Fluid and Gas*. Nauka, Moscow.

Masayuki Anyoji, Taku Nonomura. 2014. Computational and Experimental Analysis of a High-Performance Airfoil Under Low-Reynolds-Number flow Condition, *Journal of Aircraft*, Vol 51, No 6.

Matsushima, K.; Obayashi, S.; Hujii, K. 1987. *Navier-Stokes Computation of Transonic Flow Using the LU-ADI Method*. AIAA Paper 87-0421.

Scott, S. 2006. *NACA 0012 Lift Characteristics*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2016 m. sausio 15 d.]. Prieiga per internetą <<http://www.aerospaceweb.org/question/airfoils/q0259c.shtml>>

Smith, A. M. O.; Hess, J. L. 1966. Calculation of potential flow about arbitrary bodies, *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 8, Pergamon London.

Shaha, S. N.; Sadiq, M.; Pachapuri, A. 2015. NACA 2415-FINDING LIFT COEFFICIENT USING CFD, THEORETICAL AND JAVAFOIL, *International Journal of Research in Engineering and Technology*. Volume: 04 Issue: 07.

Smith, A.M.O.; Hess, J. L. 1966. Calculation of potential flow about arbitrary bodies, *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 8, Pergamon Press, London.

Stone, R.; Ball, J. K. 2004. *Automotive Engineering Fundamentals*. Pennsylvania, USA: SAE international. 636 p. ISBN0-7680-0987-1

Thwaites, B. 1960. *Incompressible aerodynamics. Fluid motion memoirs*. Clarendon Press.

Wenzinger, C.; Harris, J.; Thomas, A. 1939. *Wind-Tunnel Investigation of an N.A.C.A 23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps*. Rep. No. 664. NACA.

Wesseling, P. 2001. *Principles of computational fluid dynamics*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg.

XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. 2009. Guidelines for QFLR5 v0.03.

PRIEDAI

1 Priedas. S414 sparno profilio ir užsparnio koordinatės

X/C	Y/C	X/C	Y/C	X/C	Y/C	X/C	Y/C
0,800995	0,0601	0,047394	0,038214	0,567182	-0,04572	0,7562	0,020801
0,791045	0,062131	0,037458	0,03404	0,582109	-0,04278	0,738691	0,014126
0,776119	0,064478	0,027521	0,029075	0,59703	-0,03926	0,722304	0,005692
0,761183	0,066484	0,017499	0,022865	0,611961	-0,03494	0,70696	-0,00448
0,741269	0,068872	0,010043	0,016866	0,626892	-0,02906	0,692051	-0,01699
0,726346	0,070515	0,004994	0,011231	0,641823	-0,02065	0,679534	-0,03049
0,711423	0,07204	0,000846	0,00406	0,659237	-0,00696	0,673099	-0,03924
0,694009	0,073673	0,000095	0,000003	0,676644	0,008177	0,670129	-0,04426
0,676592	0,07515	0,001033	-0,00449	0,694049	0,021963	0,669322	-0,0472
0,659179	0,076455	0,004955	-0,00985	0,711455	0,033104	0,670065	-0,04933
0,626836	0,078479	0,009851	-0,01314	0,726376	0,040829	0,672514	-0,05074
0,611912	0,079256	0,0173	-0,01671	0,741298	0,047103	0,677906	-0,05118
0,596996	0,079942	0,027213	-0,02041	0,761195	0,053249	0,691424	-0,05031
0,582076	0,080546	0,037133	-0,02349	0,77612	0,056365	0,70993	-0,04853
0,567152	0,08107	0,047093	-0,02617	0,791045	0,058259	0,724049	-0,04698
0,547251	0,081655	0,059552	-0,02915	0,800995	0,059253	0,737747	-0,04546
0,517408	0,08229	0,079491	-0,03325			0,75211	-0,04386
0,487562	0,082636	0,099427	-0,03675	1	-0,02945	0,77145	-0,04184
0,447761	0,082637	0,119346	-0,03984	0,98767	-0,02432	0,788471	-0,04022
0,39802	0,081898	0,139257	-0,04265	0,969694	-0,01717	0,802306	-0,03897
0,348285	0,080364	0,169117	-0,04642	0,95009	-0,00901	0,818207	-0,03766
0,308479	0,078496	0,198976	-0,04974	0,931085	-0,00117	0,834614	-0,03641
0,268672	0,075966	0,228828	-0,0526	0,91299	0,005826	0,853252	-0,03505
0,228885	0,072684	0,268634	-0,05564	0,893924	0,012635	0,873508	-0,03369
0,199031	0,069635	0,308436	-0,05772	0,87546	0,018477	0,894626	-0,03246
0,169198	0,065938	0,34825	-0,0589	0,857888	0,023123	0,914799	-0,03143
0,139366	0,061417	0,398015	-0,05906	0,844458	0,025953	0,933678	-0,03063
0,119485	0,057811	0,447773	-0,05768	0,822029	0,02874	0,952948	-0,0302
0,099595	0,053606	0,487574	-0,05536	0,804612	0,029022	0,975212	-0,03016
0,079699	0,048686	0,517421	-0,05272	0,791457	0,028168	0,995507	-0,0302
0,059821	0,042699	0,547283	-0,04898	0,775122	0,025714	1	-0,0302