

**VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS
UNIVERSITETAS**

Egidijus Pakalnis

**ORLAIVIO SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ
MODELIAVIMO TIKSLUMO ĮVERTINIMAS
REMIANTIS MATAVIMŲ REZULTATAIS**

Daktaro disertacija
Technologijos mokslai, matavimų inžinerija – 10T

Vilnius, 2005

Disertacija rengta 2001-2005 m. Vilniaus Gedimino technikos universitete.

Darbo mokslinis vadovas:

prof. habil. dr. Jonas STANKŪNAS (Vilniaus Gedimino technikos universitetas,
technologijos mokslai, matavimų inžinerija – 10T).

ORLAIVIO SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ MODELIAVIMO TIKSLUMO
ĮVERTINIMAS REMIANTIS MATAVIMŲ REZULTATAIS

TURINYS

1. ĮVADAS.....	5
2. SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ ANALIZĖS METODAI	8
2.1. Prandtl klasikinė nešančios linijos teorija.....	8
2.2. Netiesinių reiškinių įvertinimas.....	8
2.3. Skaitiniai nešančios linijos teorijos sprendiniai, lyginant su paneliniais ir CFD metodais.	9
2.4. Kiti modifikuotos nešančios linijos metodai.....	10
2.5. Naujausi Prandtl nešančios linijos sprendimai.....	13
2.6. Išvados.....	14
3. PROFILIO NETIESINIŲ AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ MATAVIMO REZULTATŲ ĮVERTINIMAS MODELIUOJANT BAIGTINIO ILGIO SPARNĄ	15
3.1. Sparno modelis.....	15
3.2. Sparno baigtinės geometrijos įvertinimas.....	17
3.3. Sparno profilių netiesinių aerodinaminių parametru įvertinimas	22
3.4. Priartėjimo procedūra.....	23
3.5. Sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimas.....	26
3.6. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimas.....	26
3.7. Skaičiavimo paklaidų įvertinimas	27
3.8. Proceso konvergavimo sąlyga.....	29
3.9. Sprendimo kreivės sąlyginis nuolydis.....	32
3.10. Išvados	34
4. STAČIAKAMPIŲ, NEDIDELIO STRĖLIŠKUMO IR TRAPECINIŲ SPARNŲ AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ SKAIČIAVIMO IR MATAVIMO REZULTATŲ ANALIZĖ	35
4.1. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatai, naudojant profilių aerodinaminių parametru matavimo rezultatus	36
4.2. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatai, naudojant profilių aerodinaminius parametrus, apskaičiuotus programa X-FOIL	41
4.3. Strėlinių ir trapecinių sparnų skaičiavimo rezultatai	44
4.4. Sparno aerodinaminių parametru matavimo rezultatų palyginimas su matematinio modeliavimo rezultatais bei kitų autorių gautais rezultatais	48

4.5. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas, sparno modelyje panaudojus profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatus	48
4.6. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas, sparno modelyje panaudojus profilio aerodinaminius parametrus apskaičiuotus programa X-FOIL	57
4.7. Trapecinių ir strėlinių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas	61
4.8. Išvados	65
5. SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ PAKLAIĐŲ ANALIZĖ IR SKAIČIAVIMŲ PATIKIMUMAS	67
5.1. Profilio ir sparno modelio elementų keliamosios jėgos koeficientų atitikimas	67
5.2. Sparno aerodinaminių parametru skaičiavimo paklaidos	69
5.3. Iteracinio proceso konvergencija	81
5.4. Išvados	85
6. BENDROSIOS IŠVADOS	86
LITERATŪRA	87
PRIEDAS	

1. ĮVADAS

Temos aktualumas

Pilotuojamiems orlaiviams keliami vienodi skrydžio saugumo reikalavimai nepriklausomai nuo jų dydžio ir skrydžio greičio. Sparčiai vystantis mažų greičių aviacijai aktualu mažinti tokių orlaivių projektavimo, gamybos ir bandymų išlaidas, išlaikant tą patį skrydžio saugumo lygį. Kadangi orlaivio skrydžio savybes daugiausia nulemia sparno aerodinaminės savybės, ypač aktualu pigiai ir greitai kurti sparnus mažų greičių orlaiviui. Tam reikalingas patikimas, sąlyginai paprastas sparno projektavimo metodas, kurio tikslumas būtų pagrindžiamas sparno profilių matavimų rezultatais aerodinaminiam vamzdyje. Mažų greičių orlaivio projektavimo procese tiesioginių sparno matavimų rezultatų aerodinaminiam vamzdyje panaudojimas yra apribotas, nes dėl didelės sparnų įvairovės kiekvieno sparno atveju būtina atlikti unikalius kompleksinius matavimus.

Čia išvardintos aplinkybės sudarė sąlygas pradėti tyrimus, skirtus pritaikyti matavimų inžinerijoje naudojamus matavimų metodus matematiškai modeliuojant orlaivio sparno aerodinamines jėgas.

Darbo tikslas ir uždaviniai

Darbo tikslas – remiantis sparno profilio matavimais ir matematiniu modeliavimu sukurti ir ištirti orlaivio sparno aerodinaminių parametru analizės metodą, vertinantį sparną sudarančių profilių charakteristikas aprašomas netiesinėmis lygtimis.

Siekiant šio tikslo keliami tokie uždaviniai:

1. vieno iš šiuo metu naudojamų skaičiavimo metodų pagrindu sudaryti matavimais patikrintą skaitinį baigtinio ilgio sparno modelį;
2. sparno modelį papildyti algoritmu, įvertinančiu netiesinius sparną sudarančių profilių aerodinaminius parametrus, su galimybe naudoti tiek skaitinių metodų tiek matavimų rezultatus;
3. atlikti įvairios geometrijos sparnų skaičiavimus, kai aptekancio srauto savybės yra skirtingos ir gautų rezultatų pagrindu nustatyti iteracinio proceso ypatybes, rezultatų paklaidas bei patikimumą;
4. lyginant gautus rezultatus su sparno aerodinaminių jėgų matavimų rezultatais, nustatyti metodo taikymo ribas.

Tyrimų objektas ir metodai

Tyrimų objektas yra orlaivio sparno aerodinaminių parametru analizės metodas, pagrįstas netiesinių sparną sudarančių profilių charakteristikų matavimo ir skaičiavimo rezultatais. Analizuojama profilių aerodinaminių parametru matavimo rezultatų paklaidų įtaka gautam sparno keliamosios ir pasipriešinimo jėgos sprendiniui. Tiriamos metodo iteracinio proceso ypatybės, gaunamų rezultatų paklaidos ir vienareikšmiškumas, metodo taikymo ribos.

Metodo analizei taikomas baigtinio ilgio sparno aerodinaminių parametru skaičiavimo algoritmas, vienu iš keleto galimų variantų įvertinantis netiesines sparną sudarančių profilių charakteristikas. Skaičiavimo algoritmas sudarytas sukurių tinklelio, kitaip vadinamo sukurių žingsnio, metodo pagrindu.

Tyrimui naudojami skaitinės analizės ir matavimų metodai.

Mokslinis naujumas

Sudarytas baigtinio ilgio sparno modelis, papildytas iki šiol nenaudotu netiesinių profilio aerodinaminių parametrų matavimo ir skaičiavimo rezultatų įvertinimo algoritmu. Skaičiavimo metodas papildytas originalia sprendimo proceso konvergavimo ir rezultatų patikimumo sąlygų nustatymo metodika.

Praktinė vertė

Darbe siūlomas skaičiavimo metodas gali būti naudojamas įvairių orlaivių sparnų projektavimui. Metodas gali būti ypač naudingas tose orlaivių projektavimo stadijose, kuriose reikia greitai išanalizuoti daug įvairių sparno geometrijos variantų. Taip pat metodas gali būti panaudotas pagamintų sparnų teorinių aerodinaminių parametrų nustatymui.

Darbo ryšys su kitais tyrimais aviacinės mechanikos katedroje

Reikalavimai orlaiviui iškyla iš jo paskirties ir apima reikalingas skrydžio savybes. Orlaivio skrydžio savybės labai priklauso nuo nešančių plokštumų aerodinaminių savybių. Tikslus šių savybių nustatymas svarbus tiek projektavimo etape tiek analizuojant jau pagamintų orlaivių darbą įvairiais skrydžio etapais. Sparno savybių teorinis nustatymas – kompleksinis darbas, apimantis sparno geometrijos, apkrovų, deformacijų ir aerodinaminių koeficientų skaičiavimus. Didelis dėmesys skiriamas sparną sudarančių profilių tyrimui. Šia kryptimi atliktas ypač svarbus dr. E. Lasausko darbas [30], kuriame pasiūlytas profilio aerodinaminių rodiklių skaičiavimo kombinuotas algoritmas M. Drelos ir P. Dinio bei M. Maughmerio skaitinių metodų pagrindu.

Kitaip nei dr. E. Lasausko atliktuose sparno profilio tyrimuose, šiame darbe siūlomas baigtinio ilgio sparno aerodinaminių parametrų analizės metodas. Tuo būdu dr. E. Lasausko atlikti profilių tyrimai pratęsimi sparno aerodinaminių parametrų teorinio nustatymo linkme.

Darbo aprobacija

Darbo rezultatai buvo paskelbti ir svarstomi:

- Tarptautinėje konferencijoje „Aviacija 2001”, Vilnius, 2001.
- RTU 43rd International Scientific Conference, Riga, 2002.
- Konferencijoje „Aviacija 2003”, Vilnius, 2003.
- International Scientific Conference “Production Engineering and Transport”, Riga, 2003.
- Sixth International Seminar on “Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education”, Riga, 2004.

Publikacijos recenzuojamuose leidiniuose

1. **Pakalnis E.** Analysis of XFOIL Calculation Results of Hinge Moment Coefficients for an Airfoil Group. *Transport and Engineering. Aviation transport*. Scientific proceedings of Riga Technical University, Vol 6, 2002, p. 136–144. ISSN 1407-8015.
2. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Method to Evaluate Non-linear Effect in Calculation of a Finite Span Wing. *Transport and Engineering. Aviation transport*.

- .Scientific proceedings of Riga Technical University, Vol 6, 2003, p. 223–228. ISSN 1407-8015.
3. **Pakalnis E.** Lift And Drag Force Calculation Methods Using Non-Linear Section Data. History And Resent Research. *Aviation*, Vol VIII, No 2. Vilnius: Technika, 2004, p. 9–13. ISSN 1648-7788.
 4. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Convergence of Lift Force Calculation of a Tapered Wing Using Non-Linear Section Data. *Mechanika*, Nr. 1 (51), 2005, p. 61–65. ISSN 1392-1207.
 5. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Analysis Of Calculation Results Of Lift And Drag Forces For Several Wings Using Non-Linear Section Data. *Aviation*, Vol IX, No 1. Vilnius: Technika, 2005, p. 26 – 31. ISSN 1648-7768.
 6. **Pakalnis E., Stankūnas J.** Mažų greičių lėktuvo sparno aerodinaminių parametų skaičiavimo tikslumas. *Geodezija ir kartografija*, XXXI tomas, Nr. 2, 2005, p. 76 – 79. ISSN 1392-1541.

Publikacijos kituose leidiniuose

7. **Pakalnis E.** Matematinių modelių naudojimas lėktuvų pastovumui analizuoti. Iš: Trečiosios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva be ateities“, įvykusios Vilniuje 2000 m. balandžio 26 d., medžiaga. AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS. Vilnius: Technika, 2000, p. 32–39.
8. **Pakalnis E.** Tiesinių metodų taikymo ribos skaičiuojant profilio FX-67-K-150/17 išilginio momento ir šarnyrnio momento koeficientus. Iš: Ketvirtosios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva be ateities“, įvykusios Vilniuje 2001 m. balandžio 24 d., medžiaga. AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS. Vilnius: Technika, 2001, p. 30–37.
9. **Strodomskis A., Pakalnis E. ir Lasauskas E.** Sklandytuvo išilginis pastovumas ir pavaldumo statinės charakteristikos. Iš: Ketvirtosios Lietuvos jaunųjų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva be ateities“, įvykusios Vilniuje 2001 m. balandžio 24 d., medžiaga. AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS. Vilnius: Technika, 2001, p. 73–81.
10. **Lasauskas E., Pakalnis E., Stankūnas J.** Netiesinių lygčių sistema sparno keliamajai jėgai skaičiuoti. *Aviation*, Vol 6. Vilnius: Technika, 2002, p. 50–54. ISSN 1392-6276.

2. SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ ANALIZĖS METODAI

Šio skyriaus medžiaga pateikta straipsnyje „*Lift And Drag Force Calculation Methods Using Non-Linear Section Data. History And Recent Research*” [43].

2.1 Prandtl klasikinė nešančios linijos teorija

L. Prandtl klasikinė nešančios linijos teorija, išvystyta 1911-1918 metais, yra daugumos metodų, naudojamų skaičiuojant plokščių, mažo strėliškumo, vidutinio ir didelio proilgio sparnų keliamosios jėgos pasikeitimą, pagrindas. Pagal L. Prandtl teoriją, sparno cirkuliacija modeliuojama viena nestrėline nešančia linija (prisijungusiu sūkuriu). Išilgai sparno šio sūkuriu stiprumas kinta, todėl nustatytuose sparno pjūviuose nueina vadinamieji laisvieji sūkuriu, indukuojantys greičius išilgai nešančios linijos. Nešančios linijos teorija leidžia apskaičiuoti sūkuriu stiprumo pasiskirstymą, atitinkantį indukcinis greičius ir efektyvius atakos kampus. Tuo tikslu daroma prielaida, kad sparną formuojančių profilių keliamosios jėgos ir atakos kampo priklausomybė yra tiesinė. Paprastai šios priklausomybės nuolydis yra artimas 2π (6,28).

Kaip buvo minėta, nešančios linijos teorijos pagrindas yra tiesinė priklausomybė tarp sparno pjūvio keliamosios jėgos ir jo atakos kampo. Įvertinus šią prielaidą, taip pat prielaidą, kad nešanti linija yra tiesi, teorija pateikia keliamosios ir indukcinės pasipriešinimo jėgos, veikiančios baigtinius paviršius, pasiskirstymo analitinį sprendinį. Šis sprendinys yra cirkuliacijos pasiskirstymas, išreikštas begaline sinusų eilute. Paprastai eilutė sutrumpinama iki baigtinės, jos koeficientus apskaičiuojant iš sąlygos, kad nešančios linijos lygtis turi būti tenkinama keliuose sparno pjūviuose, kurių skaičius yra lygus eilutės dedamųjų skaičiui. H. Glauert [14] pirmasis pateikė tiesioginį nešančios linijos teorijos sprendimo metodą. Dažnai naudojamą, paremtą Gauso kvadratų metodu, sprendimo būdą pirmasis paskelbė H. Multhopp [36]. Gerokai vėliau M. L. Rasmussen ir D. E. Smith [53] pateikė daug greičiau konverguojantį metodą, paremtą Furjė eilutės išplėtimu, panašų į K. Karamcheti [17] paskelbtą metodą.

2.2 Netiesinių reiškinų įvertinimas

Manoma, kad I. Tani [62] pirmasis išvystė sėkmingą būdą netiesiniam keliamosios jėgos nuolydžiui įvertinti formuluojant nešančios linijos teoriją. Jo darbe pirmą kartą pateikiamas prisijungusių sūkurių (Γ) pasiskirstymas išilgai sparno. Šis pasiskirstymas naudojamas indukcinis greičiams ir atitinkamai efektyviesiems atakos kampams apskaičiuoti išilgai nešančios linijos. Po to efektyvieji atakos kampai leidžia nustatyti vietinio pjūvio keliamosios jėgos koeficientą (C_l), naudojant netiesinę žinomą profilio C_l - α priklausomybę.

Iš C_l pasiskirstymo išilgai sparno apskaičiuojamas naujas cirkuliacijos Γ pasiskirstymas. Iteracinis procesas vykdomas, kol Γ pasiskirstymas konverguoja. 1947 m. šį metodą išpopuliarino J. C. Sivells ir R. H. Neely paskelbtas darbas [59]. Jų darbe pateikiamas detalus metodo aprašymas nestrėliniams pasirenkamos formos sparnams ir profilių keliamosios jėgos nuolydžiams. J. C. Sivells ir R. H. Neely metodą taikė sparnams iki srauto atitrūkimo, t.y. iki tokio atakos kampo, kuriam esant bet kurio sparno pjūvio C_l tapdavo lygus C_{lmax} .

J. C. Sivells ir R. H. Neely metodas - tai sparno charakteristikų skaičiavimo metodas naudojant netiesines profilio charakteristikas, kurio pagrindas yra nešančios linijos teorija.

Indukciniai atakos kampai apskaičiuojami tiesiogiai iš keliamosios jėgos pasiskirstymo išilgai sparno, naudojant H. Multhopp daugiklių sistemą

$$\alpha_i = \frac{180}{4\pi \sin \theta} \sum n A_n \sin n\theta, \quad (2.1)$$

čia A_n koeficientai yra nustatomi iš žinomų keliamosios jėgos pasiskirstymo išilgai sparno taškų.

Taip pat keliamosios jėgos pasiskirstymas išilgai sparno yra išreiškiamas trigonometrinių funkcijų eilute

$$\frac{c_l \cdot c}{b} = \sum A_n \sin n\theta, \quad (2.2)$$

čia: c_l – pjūvio keliamosios jėgos koeficientas;
 c – pjūvio styga;
 b – sparno mostas;
 A_n – trigonometrinių funkcijų eilutės koeficientai;
 $\cos \theta = 2y/b$, kur y – pjūvio vietos koordinatė išilgai sparno.

J. C. Sivells ir R. H. Neely naudoja tradicinę L. Prandtl nešančią liniją sparno keliamajai jėgai modeliuoti, todėl jų metodui būdingi nešančios linijos teorijos apribojimai, t.y. metodas negali būti taikomas strėliniams ar turintiems skersinį V kampą sparnams.

Remdamasis W. R. Sears [57] paskelbtu darbu, Von Karman pastebėjo, kad L. Prandtl nešančios linijos lygtis pateikia nespacificinius sprendinius tais atvejais, kai keliamosios jėgos kreivės nuolydis tampa neigiamas. Šie nespacificiniai sprendiniai apima tiek simetrinį, tiek nesimetrinį keliamosios jėgos pasiskirstymą net ir tada, kai ir sparno geometrija, ir aptekantis srautas yra simetriški.

1939 m. Von Karman pastaba buvo išrutuliuota ir paskelbta R. S. Shrairer, dirbusio vadovaujant W. R. Sears, tezėse [56]. W. R. Sears pateikė kai kuriuos R. S. Shrairer gautus plokščio, nesusukto, 10,19 proilgio, elipsinio sparno rezultatus po srauto atitrūkimo. Rezultatuose pateikiami sprendiniai apima nesimetrinius keliamosios jėgos pasiskirstymus (papildomai klasikiniams simetriniams sprendiniams) su atitinkamai dideliais skersiniais momentais siauram atakos kampų diapazonui iš karto po srauto atitrūkimo.

2.3 Skaitiniai nešančios linijos teorijos sprendiniai, lyginant su paneliniais ir CFD metodais

Skaitiniai L. Prandtl nešančios linijos teorijos sprendimo metodai naudojami ir tobulinami iki šiol. Geriausiai žinomi B. W. McCormick [33] ir J. D. Anderson ir kt. [3] tyrimai šia linkme. Informacijos apie jų darbus taip pat galima rasti W. F. Phillips ir D. O. Snyder paskelbtame straipsnyje [48].

B. W. McCormick [33] pristato skaitinį metodą, kuris gali būti naudojamas vienam paviršiui, turinčiam tiesią nešančią liniją. Metodas paremtas Kutta-Žukovskio dvimačio dėsnio taikymu trimačiam srautui, neįvertinant srauto nukreipimo žemyn dėl prisijungusiųjų sūkurių. Šiuo metodu gauti rezultatai identiški gautiems tiesioginiais sprendimo metodais, naudojant trigonometrines eilutes.

J. D. Anderson ir kt. [3] taip pat sukūrė skaitinį nešančios linijos sprendimo metodą, nenaudojantį prielaidos apie keliamosios jėgos priklausomybės nuo atakos kampo tiesiškumą. Metodo rezultatai gerai sutampa su pavienio tiesaus keliančio paviršiaus matavimų rezultatais, kai atakos kampai yra iki ir virš srauto atitrūkimo ribos. Tačiau metode daroma prielaida, kad nešanti linija yra tiesi ir ignoruojamas srauto nukreipimas žemyn dėl prisijungusiųjų sukurių. Dėl šių priežasčių metodas gali būti taikomas tik pavienei tiesiai sparno plokštumai be strėliškumo ir skersinio V.

Kitaip nei klasikinės nešančios linijos sprendinys, W. F. Phillips ir D. O. Snyder metode [48] nenaudojama prielaida apie tiesinę keliamosios jėgos ir atakos kampo priklausomybę. Sparnas modeliuojamas skaitiniu nešančios linijos metodu [20]. Palyginimui su panelinių metodų rezultatais W. F. Phillips ir D. O. Snyder panaudojo PMARC metodą [19], [4]. Šis skaičiavimo metodas buvo sukurtas NASA Ames tyrimų centre ir yra laikomas vienu iš efektyviausių skaitinių panelinių metodų. PMARC naudoja plokščią kvadratinį elementą (panelį) su vienodu šaltinių ir dipolių išdėstymų. Šiame kode taip pat įvertinamas sukurių pėdsako susisukimas, naudojant nestabilaus sukurių pėdsako vystymosi teoriją. Palyginimui su neklampiais skaičiuojamosios skysčių dinamikos (CFD) rezultatais W. F. Phillips ir D. O. Snyder pasirinko WIND kodą [8]. Kodas naudoja baigtinio tūrio teoriją Oilerio lygtims spręsti struktūriniame modelio tinklelyje. Visais trimis metodais apskaičiuotas keliamosios jėgos koeficientas buvo gautas artimas nustatytam matavimais aerodinaminiam vamzdyje. Taip pat reikėtų pabrėžti, kad tiesaus sparno indukcinį pasipriešinimą, lyginant su matavimais, skaitinis nešančios linijos metodas ir PMARC nustatė tiksliai, tačiau WIND kodas pateikė šiek tiek didesnę. Strėliniam sparnui (45 laipsniai) nė vienu iš metodų nebuvo galima nustatyti indukcinio pasipriešinimo reikiamu tikslumu. PMARC nustatytas indukcinis pasipriešinimas buvo 40% mažesnis nei nustatytas matavimais. Skaitinio nešančios linijos metodo ir CFD nustatytas indukcinis pasipriešinimas gautas apie 25% didesnis nei nustatytas matavimais.

Priežastis, kodėl skaitinis nešančios linijos metodas nustato per didelį indukcinį pasipriešinimą strėliniam sparnui, bet ne tiesiam, yra strėlinio sparno aerodinaminio centro padėtis. Nešančios linijos teorija reikalauja, kad prisijungusio sukurių vieta sutaptų su sparno aerodinaminio centru stygos atžvilgiu. Paprastai daroma prielaida, kad nešanti linija eina per stygų ketvirčio taškus, kur, remiantis plono profilio teorija, yra teorinis aerodinaminis centras. Realiai J. Weber ir G. G. Brebner [65] matavimų rezultatai rodo, kad didelio strėliškumo sparno aerodinaminis centras arti šakninės stygos pasislenka daugiau link galinės briaunos nei yra stygų ketvirčio taškas (taip pat nešanti linija išlinksta į priekį ties sparno galais). Nustačius šį faktą, buvo pakoreguota skaitiniuose nešančios linijos metoduose naudojama aerodinaminio centro padėtis. Kaip pavyzdį galima paminėti J. P. Barnes [5] paskelbtą darbą, kuriame jis pristato strėlinių ir trapecinių sparnų aerodinaminio centro padėties pasikeitimo įvertinimo techniką. Nepaisant empirinių korekcijų, šiuo metu nėra patikimos metodikos didelio strėliškumo sparno aerodinaminiam centrui nustatyti arti jo šakninės stygos.

2.4 Kiti modifikuotos nešančios linijos metodai

W. Mutteperl [37] ir J. Weisinger [66] darbai padėjo pagrindus vadinamajam baigtinių žingsnių arba sukurių žingsnio metodui, kuris taip pat buvo išvystytas iš L. Prandtl nešančios linijos teorijos kaip skaitinis sprendimo metodas. Nuo L. Prandtl teorijos metodas skiriasi kontrolinių taškų padėtimi trijų ketvirtųjų stygos taškuose vietoj stygos ketvirčio. Vėliau G. S. Campbell [9] ir J. A. Blackwell [7] jų metodą supaprastino.

Supaprastinta vietoj ištisinės nešančios linijos įvedus diskretinę pasagos tipo sukurių sistemą. Gautas metodas leido pjūvio (dvimačius) klampaus srauto rezultatus susieti su

neklampaus srauto sparno (trimate) teorija tam, kad būtų galima nustatyti bendrus įvairių sparno geometrijos atvejų, įskaitant skersinį V, galines sparno plokštumas, pilonus, taip pat biplano schemą ir t.t., aerodinaminis koeficientus. Šis metodas lyginant su tradiciniais paneliniais metodais turi privalumų, nes yra gerokai greitesnis ir apima kritinius klampus atvejus sparno mechanizacijai, didinančiai keliamąją jėgą.

Modifikuotos nešančios linijos metodas taip pat buvo panaudotas C. P. Van Dam, J. C. Vander Kam ir J. K. Paris darbe [64], skaičiuojant apkrovos pasiskirstymą pasirenkamiems sparnams ir keliančiųjų plokštumų kombinacijoms ikigarsiniame suspaudžiamame sraute. Minėti autoriai padarė išvadą, kad naudotas metodas užtikrina koncepcinėje ir pradineje projektavimo stadijoje pakankamą skaičiavimo tikslumą ir yra pakankamai greitas tūkstančiams iteracijų išanalizuoti.

J. P. Barnes [5] savo darbe pristato vienus iš paskutiniųjų tyrimų, atspindinčių sukuri žingsnio metodą. Gautais rezultatais J. P. Barnes įrodo, kad skaičiuojant keliamosios jėgos kreivės nuolydį sukuri žingsnio metodas gali būti tikslesnis nei alternatyvus CFD metodas. Jis pristato EVSM – pusiau empyrinį sukuri žingsnio metodą, empyriškai koreguojantį nešančios linijos padėtį ir formą.

Svarbiausios pusiau empyrinės korekcijos, įdiegtos EVSM, nustato nešančios linijos poslinkį tikslesnei aerodinaminio centro vietai įvertinti. J. P. Barnes aprašo keturias empyrines korekcijas:

1. strėlinių, trapecinių, taip pat ir nestrėlinių sparnų aerodinaminio centro korekcija;
2. nešančios linijos formos korekcija sparno šaknyje ir galuose. Ši korekcija neturi akivaizdžios įtakos skaičiuojant keliamosios jėgos kreivės nuolydį, tačiau skaičiuojant apkrovos pasiskirstymą daro įtaką tikslumui;
3. kontrolinių taškų linijos padėties korekcija, sumažinanti keliamosios jėgos kreivės nuolydį, skaičiuojant strėlinius pastovaus stygos ilgio sparnus;
4. korekcijos, įvertinančios užsparnio efektyvumo praradimą dėl sparno strėliškumo ir baigtinio ilgio.

S. T. Piszkin ir E. S. Levinsky [51] sukūrė netiesinį nešančios linijos metodą, kurio pagrindas - I. Tani sugalvotas iteracinis metodas [62]. Kaip ir anksčiau aprašyti metodai, jų metode naudojamas daugelis išilgai sparno išdėstytų pasagos tipo sukurių, kurių prisijungę sukuriai sutampa su vietine stygų ketvirčio linija. Kraštinė nulinio statmeno srauto sąlyga trijų ketvirčių stygos taške taikoma kiekvienam sukuriui. Kadangi naudojama tik viena sukurių eilė, metodo naudojimas apribotas vidutinio ir didelio proilgio sparnams. Šis metodas nuo klasikinės L. Prandtl nešančios linijos teorijos taip pat skiriasi kraštinės sąlygos pritaikymu.

Netiesinių keliamosios jėgos kreivės nuolydžių įvertinimui S. T. Piszkin ir E. S. Levinsky naudoja iteracinę procedūrą. Kiekvienos iteracijos metu indukciniai greičiai, apskaičiuoti iš Γ pasiskirstymo, naudojami kito žingsnio Γ pasiskirstymo pasikeitimui nustatyti, įvertinant profilio keliamosios jėgos kreivę. Šis pasikeitimas, padaugintas iš slopinimo koeficiento C , pridedamas prie senojo Γ pasiskirstymo. Tokiu būdu gaunamas naujas Γ pasiskirstymas kitai iteracijai. Slopinimo koeficientas $C < 1$ reikalingas iteraciniam procesui stabilizuoti, nepaisant to, kad tokiu atveju procesas konverguoja po didesnio iteracijų skaičiaus. Kitaip nei tradicinės nešančios linijos teorijoje, šiuo metodu efektyvusis pjūvio atakos kampas nėra tiesiogiai skaičiuojamas. Tirdami savo metodą S. T. Piszkin ir E. S. Levinsky aptiko, kad yra galimi keletas konverguojančių sprendinių, įskaitant keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno pjūklo formos virpesių pavidalu (panašūs rezultatai pateikiami ir kitų autorių [35]). Siekiant išvengti šių virpesių, metode naudojama speciali

logika, iš naujo pradedanti iteracinį procesą su pradiniais Γ pasiskirstymu, turinčiu nulinią indukuotą atakos kampą pjūviui, kuriame buvo nustatytas srauto atitrūkimas.

J. B. Tseng ir C. E. Lan [63] sudarė visiškai kitoki, netiesinių pjūvio charakteristikų įvertinimo būdą. Nepaisant to, kad jų pagrindinė tyrimų kryptis buvo sukurti srautai apie mažo proilgio naikintuvo sparną esant dideliems atakos kampams, pasienio sluoksnio atsiskyrimo efektą jie įvertino iteracinio proceso metu mažindami kiekvieno pjūvio atakos kampą. Šis sumažinimas kiekvienam pjūviui nustatomas iš keliamosios jėgos koeficiento skirtumo tarp potencinio srauto sprendinio ir klampaus srauto panaudojus netiesinę profilio keliamosios jėgos koeficiento priklausomybę nuo atakos kampo.

Visų metodų, kurie naudoja netiesines pjūvio charakteristikas, pagrindinis tikslas yra nustatyti galutinį trimačio srauto sprendinį, kurio Γ pasiskirstymas išilgai sparno atitiktų kiekvieno pjūvio efektyviųjų atakos kampų pasiskirstymą ir kiekvieno pjūvio C_l ir C_m atitiktų profilio netiesines charakteristikas, esant šiems atakos kampams. R. Mukherjee, A. Gopalarathnam ir S. W. Kim [35] išpildo šią sąlygą, surasdami efektyviųjų kiekvieno sparno pjūvio profilio kreivumo sumažinimą. Šiuo atveju naudojamas Niutono daugiadimensinis iteracinis procesas, kuris savaime įvertina kiekvieno pjūvio keliamosios jėgos sumažinimo įtaką (dėl sumažinto profilio kreivumo) kitiems pjūviams. Autoriai daro išvadą, kad jų metodo tikslumui ir pritaikymo riboms įvertinti yra reikalingas palyginimas su matavimų rezultatais.

K. Jacob savo darbe [16] pateikia kitą būdą profilio netiesinėms charakteristikoms įvertinti, skaičiuojant baigtinio ilgio sparną. Jo metode susiejama trimačio keliančiojo paviršiaus neklampaus srauto teorija ir dvimatė profilio teorija, apimanti pasienio sluoksnio skaičiavimus bei išstūmimo modelį srauto atitrūkimui nustatyti. Iteracinė procedūra leidžia nustatyti mažo strėliškumo, bei vidutinio ir didelio proilgio sparnų aerodinaminius parametrus. Baigtinis sparno ilgis įvertinamas naudojant tiesinę nešančio paviršiaus teoriją su profilio charakteristikomis klampiam srautui. Netiesinės profilio savybės įvertinamos toliau nurodoma eilės tvarka.

1. Indukciniai kiekvieno pjūvio atakos kampai apskaičiuojami iš trimačio nešančio paviršiaus teorijos. Efektyvieji atakos kampai nustatomi taip

$$\alpha_e = \alpha_g - \Delta\alpha, \quad (2.3)$$

čia:

$$\Delta\alpha = F \cdot \Delta\alpha^{**} + (1-F)\Delta\alpha^*, \quad F=0,33, \quad (2.4)$$

$$\Delta\alpha^* = \alpha^* - (\alpha^*)_{2-d}, \quad (2.5)$$

$$\Delta\alpha^{**} = \alpha^{**} - (\alpha^{**})_{2-d}, \quad (2.6)$$

kur indukciniai trimačio srauto atakos kampai α^* ir α^{**} apskaičiuojami iš tiesinių lygčių sistemos, pagrįstos trimačio nešančio paviršiaus teorija. Dvimačiai atakos kampai apskaičiuojami taip:

$$(\alpha^*)_{2-d} = (C_l - C_m) / 2\pi, \quad (2.7)$$

$$(\alpha^{**})_{2-d} = (C_l + 8C_m) / 2\pi. \quad (2.8)$$

2. Iš dvimačio profilio teorijos apskaičiuojamas pjūvio keliamosios jėgos koeficientas C_l efektyviajam atakos kampui α_e .

3. Naudojant pjūvių stygų ilgius sudaromas naujas C_l pasiskirstymas.
4. Procedūra kartojama.
Iteracinis procesas sustabdomas, jei

$$|\gamma^{(j)} - \gamma^{(j+1)}| / \text{Max}|\gamma| \leq \varepsilon, \quad (2.9)$$

čia

$$\gamma = C_l \cdot c / 2s, \quad (2.10)$$

kur

c – pjūvio stygos ilgis,
 s – sparno mostas.

Maksimalus iteracijų skaičius buvo apribotas iki 50 ir nustatytas santykinis rezultato pasikeitimo dydis vienos iteracijos ribose $\varepsilon = 0,0003$ ((2.9) išraiška), kuriam pasiekti prireikė nuo 20 iki 40 iteracijų.

2.5 Naujausi L. Prandtl nešančios linijos sprendimai

W. F. Phillips savo publikacijoje [49] pateikia praktišką analitinį sprendinį geometriniam ir aerodinaminiam susukimui įvertinti, skaičiuodamas baigtinio ilgio sparną, kai Macho skaičius yra mažas. Begalinės eilutės formos sprendinio pagrindas yra L. Prandtl klasikinė nešančios linijos teorija. Šios eilutės Furjė koeficientai pateikiami išraiška, priklausančia tik nuo sparno geometrijos. Skaičiavimo rezultatai parodė, kad geometrinis arba aerodinaminis sparno susukimas nedaro įtakos bet kokios sparno formos keliamosios jėgos kreivės nuolydžiui. Taip pat buvo nustatyta, kad bet kokios sparno formos aerodinaminis susukimas sukelia indukcinį pasipriešinimą, esant nuliniam keliamosios jėgos koeficientui. Išskyrus specialų elipsinės sparno formos atvejį, aerodinaminis susukimas gali būti panaudotas indukcinio pasipriešinimo sumažinimui. W. F. Phillips pateikia optimalaus aerodinaminio susukimo pasiskirstymo išilgai sparno išraišką. Autorius teigia, kad panaudojus šią išraišką galima suprojektuoti bet kokios formos sparną, kurio indukcinis pasipriešinimas duotam keliamosios jėgos koeficientui bus toks pat minimalus, kaip ir to paties proilgio elipsinės formos sparno be aerodinaminio susukimo.

Kitoje 2004 metų publikacijoje [50] W. F. Phillips, R. N. Alley ir W. D. Goodrich papildė analitinį L. Prandtl nešančios linijos teorijos sprendinį galimybe skaičiuojant panaudoti pokrypio ir posūkio momentus, taip pat ir keliamąją bei indukcinio pasipriešinimo jėgas, atsiradusias dėl valdymo plokštumų atsilenkimo, lėktuvo pokrypio ar sparno susukimo. Šis metodas, kaip teigia autoriai, gali būti naudojamas skaičiuojant sparną tiek su įprastinės schemos eleronais, tiek su valdomu sparno susukimu. Taip pat šis metodas naudojamas viso sparno mosto susukamoms valdymo plokštumoms, vadinamiesiems „twisteronams“ (angl.: *twisterons*), skaičiuoti. Šios plokštumos tuo pačiu metu gali būti naudojamos pokrypio valdymui, maksimalios keliamosios jėgos arba minimalios indukcinės pasipriešinimo jėgos generavimui.

2.6 Išvados

L. Prandtl klasikinė nešančios linijos teorija praėjusiame amžiuje išsivystė į keletą baigtinio sparno skaičiavimo metodų. Apžvelgti kitų autorių darbai parodo, kad patobulinus L. Prandtl pasiūlytą sparno modelį ir panaudojus šiuolaikinę skaičiavimo techniką, galima gauti didelio proilgio baigtinio ilgio sparno skaičiavimo rezultatus, tikslumu prilygstančius šiuolaikiniams paneliniams ir skaičiuojamosios dujų dinamikos metodų rezultatams. Naujausi tyrimai patvirtina, kad surandami nauji nešančios linijos teorijos tobulinimo metodai, leidžiantys įvertinti kompleksinius sparno geometrijos variantus bei sudėtingesnes aptekančio srauto sąlygas.

Tuo būdu pasirinktas sukuri žingsnio metodas yra aktualus iki šiol ir geriausiai tinka išskeltiems darbo uždaviniams spręsti pritaikant matavimų inžinerijoje naudojamus eksperimentinių tyrimų metodus matematiškai modeliuojant orlaivio sparno aerodinamines jėgas.

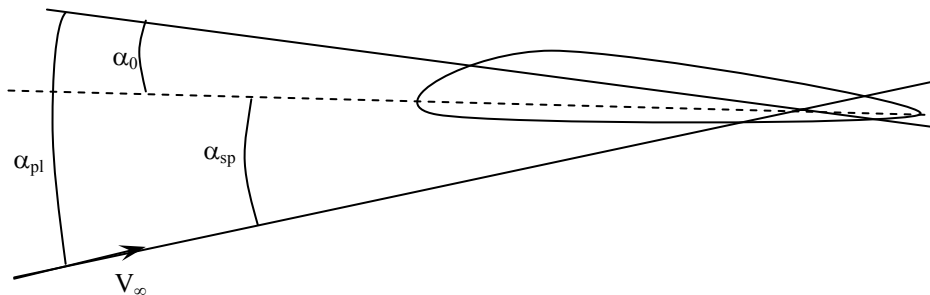
Apžvelgus kitų autorių tyrimus taip pat galima teigti, kad sparno modeliavimas diskretine pasagos formos sukuri sistema leidžia profilių aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus tiesiogiai susieti su baigtinio ilgio sparno aerodinaminėmis charakteristikomis. Tokių metodų, kurie naudoja netiesines pjūvio charakteristikas, pagrindinis tikslas yra nustatyti galutinį trimačio srauto sprendinį, kurio sukuri intensyvumo pasiskirstymas išilgai sparno atitiktų kiekvieno pjūvio efektyviųjų atakos kampų pasiskirstymą ir kiekvieno pjūvio keliamosios jėgos koeficientas atitiktų profilio keliamosios jėgos koeficientą, esant šiems atakos kampams. Šiam tikslui paprastai naudojamas iteracinis procesas. Toks sparno aerodinaminių parametrų analizės metodas reikalauja mažesnių skaičiavimo laiko sąnaudų lyginant su baigtinių elementų metodais, tačiau nėra pakankamai duomenų apie gaunamų rezultatų patikimumą. Dauguma autorių apsiriboja gautų rezultatų palyginimu su skaičiuojamojo sparno matavimų rezultatais aerodinamiame vamzdyje, neanalizuodami skaičiavimo paklaidų ir rezultatų patikimumo. Dėl šių priežasčių rezultatų patikimumo sąlygų nustatymas ir skaičiavimo paklaidų įvertinimas yra vienas iš darbo uždavinių analizuojant metodo iteracinį procesą.

3. PROFILIO NETIESINIŲ AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ MATAVIMO REZULTATŲ ĮVERTINIMAS MODELIOJANT BAIGTINIO ILGIO SPARNĄ

Siūlomas metodas sudarytas iš baigtinio sparno modelio, papildyto algoritmu, įvertinančiu netiesines sparną sudarančių profilių charakteristikas, su galimybe naudoti tiek skaitinių, tiek matavimų metodų rezultatus. Pagrindinė šio skyriaus medžiaga išspausdinta straipsniuose „*Method To Evaluate Nonlinear Effect In Calculation Of A Finite Span Wing*” [42], „*Netiesinių lygčių sistema sparno keliamajai jėgai skaičiuoti*” [32] ir „*Convergence of Lift Force Calculation of a Tapered Wing Using Non-Linear Section Data*” [45].

3.1. Sparno modelis

Pasirinktas sparno modeliavimas plokščiais elementais (paneliais) ir pasagos formos sūkuriais sudaro pagrindą daugumai skaitinių baigtinio ilgio sparno skaičiavimo metodų. Šis metodas yra santykinai paprastas, bet apima visus elementus, naudojamus sudėtingesniuose paneliniuose metoduose, ir yra tinkamas sparno formos efektui modeliuoti, skaičiuojant oro srauto sukeltas jėgas, veikiančias sparną.



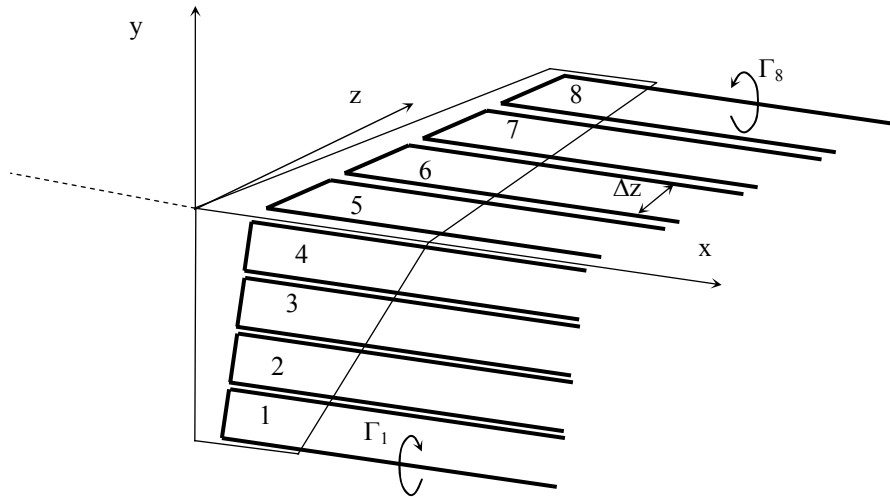
3.1 pav. Plokštelės pastatymo kampas

Sparnas modeliuojamas plokštelėmis [32], kurių pastatymo kampas sutampa su nulinės sparną sudarančių profilių keliamosios jėgos kampu (3.1 pav.). Įvertinus, kad nesimetrinio profilio nulinės keliamosios jėgos atakos kampas paprastai yra neigiamas, plokštelės ir sparno atakos kampai susiejami lygybe

$$\{\alpha_{pl}\} = \{\alpha_{sp} - \alpha_0\}. \quad (3.1)$$

Išilgai mosto sparnas sudalinamas į tam tikrą vienodo pločio plokštelių skaičių. Darbe buvo pasirinktas 14 plokštelių skaičius (po 7 kiekvienai sparno pusei), leidžiantis simetrinės keliamosios jėgos pasiskirstymą išilgai sparno aprašyti trigonometrinių funkcijų eilute, naudojant 7 koeficientus: $A1, A3, A5, A7, A9, A11$ ir $A13$.

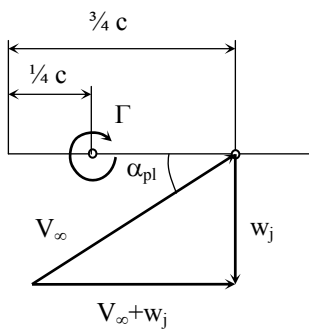
Keliamajai ir pasipriešinimo jėgoms modeliuoti naudojami pasagos tipo sūkuriai, kurie išdėstomi taip, kad prisijungęs sūkurys sutaptų su sparno $\frac{1}{4}$ stygos linija (3.2 pav. parodyti 8 sparną sudarantys sūkuriai), t.y. simetrinio profilio (plokštelės) slėgio centru [21] ir nuo jo galų x -ašies kryptimi link begalybės nueitų du laisvieji sūkuriai.



3.2 pav. Sparno modeliavimas pasagos tipo sūkuriais

Kontroliniai taškai išdėstomi $\frac{3}{4}$ stygos linijoje, remiantis sąlyga, kad šiuose taškuose sutampa sūkurį ir plokštelę aptekančių srautų kryptys [21] (3.3 pav.)

$$\frac{w_j}{V_\infty} = \sin \alpha_{pl,i} \quad (3.2)$$



3.3 pav. Kontrolinio taško sąlyga

Remiantis Bio-Savart dėsnio [21], kontroliniame taške j sūkurio, išdėstyto elemente i , indukuotas greitis yra lygus

$$w_j = \frac{\Gamma_i}{4\pi} A_{ij}, \quad (3.3)$$

čia A_{ij} – sparno geometrijos koeficientas, įvertinantis kontrolinio taško j padėtį pasagos tipo sūkurio i -ajame elemente atžvilgiu (žr. 3.2 skyrių).

Sugretinę (3.1) ir (3.2) gauname

$$\frac{\Gamma_i}{V_\infty} \cdot \frac{A_{ij}}{4\pi} = \sin \alpha_{pl,i}, \quad (3.4)$$

čia $\alpha_{pl,i}$ – i -ojo sparno modelio elemento atakos kampas (3.1 pav.).

Sparno dalies, kurios ilgis sparno mosto kryptimi yra Δz , keliamoji jėga yra lygi

$$\Delta L_i = \rho \frac{V_\infty^2}{2} \cdot C_{li} \cdot \Delta z_i \cdot c_i. \quad (3.5)$$

Pagal Kutos-Žukovskio dėsnį, tos pačios sparno dalies keliamoji jėga

$$\Delta L_i = \rho \cdot V_\infty \cdot \Gamma_i \cdot \Delta z_i. \quad (3.6)$$

Iš (3.3), (3.4) ir (3.5)

$$\frac{c_i \cdot A_{ij}}{4} \cdot C_{li} = 2\pi \sin \alpha_{pl,i}. \quad (3.7)$$

Kontroliniuose taškuose įvertinus visų sparną modeliuojančių sukurių įtaką, lygybės (3.6) pagrindu gaunama tiesinių lygčių sistema:

$$[b] \cdot \{C_l\} = 2\pi \{\sin \alpha_{pl}\}, \quad (3.8)$$

čia

$$[b] = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} & \dots & b_{1n} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} & \dots & b_{2n} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} & \dots & b_{3n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{n1} & b_{n2} & b_{n3} & \dots & b_{nn} \end{bmatrix}, \quad \{C_l\} = \begin{Bmatrix} C_{l1} \\ C_{l2} \\ C_{l3} \\ \dots \\ C_{l,n} \end{Bmatrix}, \quad \{\sin \alpha_{pl}\} = \begin{Bmatrix} \sin \alpha_{pl1} \\ \sin \alpha_{pl2} \\ \sin \alpha_{pl3} \\ \dots \\ \sin \alpha_{pl,n} \end{Bmatrix}, \quad (3.9)$$

kur

$$b_{ij} = \frac{c_i \cdot A_{ij}}{4}. \quad (3.10)$$

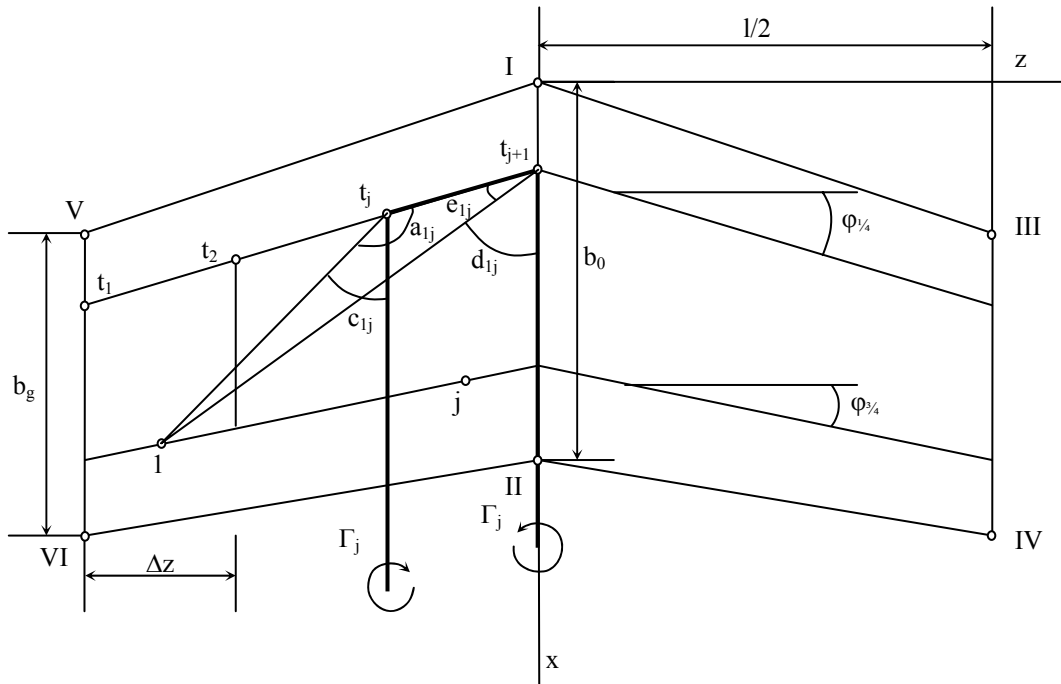
Tiesinės lygčių sistemos (3.8) sprendinys – keliamosios jėgos koeficientai skirtinguose sparno pjūviuose.

3.2. Sparno baigtinės geometrijos įvertinimas

Bendru atveju sparno geometrijos skaičiavimo modulis įvertina sparną modeliuojančių elementų padėtį vienas kito atžvilgiu ir elementuose išdėstytų sukurių įtaką kontroliniuose taškuose. Kadangi darbe nebuvo keliamas tikslas skaičiavimo metodą maksimaliai pritaikyti visiems įmanomiems sparno geometrijos variantams, čia buvo sudarytas paprastesnis sparno geometrijos įvertinimo modulis, pritaikytas stačiakampiems, trapeciniams, strėliniams sparnams be geometrinio susukimo ir skersinio V kampo. Modifikavus koeficientų A_{ij} skaičiavimui naudojamas lygtis, metodas gali būti praplėstas arba pritaikytas kitokių sparno

formų skaičiavimui, nes 3.1 skyriuje aprašytas modelis tinka visiems viensparnės schemos atvejams.

3.4 pav. pateikta skaičiuojamoji sparno modelio schema sudaroma taip, kad koordinatų sistemos pradžia sutaptų su sparno šakninės stygos pradžia. x ašis sutapdinama su modelio elemento styga, z nukreipiama sparno mosto kryptimi. Taškai I – VI riboja sparno formą; t_1, t_2, \dots, t_{j+1} prisijungusių sukurių galų taškai, sutampantys su laisvųjų sukurių pradžia; $i=1, 2, \dots, j$ kontroliniai sparno modelio elementų taškai.



3.4 pav. Sparno geometrijos įvertinimas: j -ojo sukurio įtaka 1-ajame kontroliniame taške

Reikalingi pradiniai duomenys:

1. sparno mostas l , m;
2. šakninė styga b_0 , m;
3. galinė styga b_g , m;
4. elementų skaičius (visam sparno mostui) z_{sk} ;
5. sparno strėliškumas $1/4$ stygų linijos atžvilgiu $\varphi_{1/4}$, radianais.

Elemento ilgis vienodas visiems elementams (3.4 pav.)

$$\Delta z = \frac{l}{z_{sk}}. \quad (3.11)$$

Sparno proilgis

$$\lambda = \frac{l^2}{0,5l(b_0 + b_g)}. \quad (3.12)$$

Sparno kampinių mazgų $I - VI$ koordinatės surandamos pagal schemą, parodytą (3.4 pav.):

$$x_I = 0; \quad (3.13)$$

$$x_{II} = b_0; \quad (3.14)$$

$$x_{III} = 0,25b_0 + 0,5l \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{1/4}) - 0,25b_g; \quad (3.15)$$

$$x_{IV} = x_{III} + b_g; \quad (3.16)$$

$$x_V = x_{III}; \quad (3.17)$$

$$x_{VI} = x_{IV}; \quad (3.18)$$

$$z_I = 0; \quad (3.19)$$

$$z_{II} = 0; \quad (3.20)$$

$$z_{III} = 0,5l; \quad (3.21)$$

$$z_{IV} = 0,5l; \quad (3.22)$$

$$z_V = -z_{III}; \quad (3.23)$$

$$z_{VI} = -z_{IV}. \quad (3.24)$$

Kontrolinių taškų $i=I, 2... j$ koordinatės (3.4 pav.):

$$x_i = x_{VI} - 0,25b_g - (i - 0,5) \cdot \Delta z \frac{x_{IV} - 0,25b_g - 0,75b_0}{0,5l}, \text{ kai } i \leq \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.25)$$

$$x_i = 0,75b_0 + (i - \frac{z_{sk}}{2} - 0,5) \cdot \Delta z \frac{x_{IV} - 0,25b_g - 0,75b_0}{0,5l}, \text{ kai } i > \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.26)$$

$$z_i = z_{VI} + (i - 0,5) \cdot \Delta z. \quad (3.27)$$

Prisijungusio sūkurių galų $t_1, t_2... t_{j+1}$ koordinatės (3.4 pav.):

$$x_{ti} = x_V + 0,25b_g - (i - 1) \cdot \Delta z \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{1/4}), \text{ kai } i \leq \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.28)$$

$$x_{ti} = 0,25b_g + (i - \frac{z_{sk}}{2} - 1) \cdot \Delta z \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{1/4}), \text{ kai } i > \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.29)$$

$$z_{ti} = z_V + (i - 1) \cdot \Delta z. \quad (3.30)$$

3.4 pav. parodyti kampai a_{ij} ir e_{ij} reikalingi įvertinti prisijungusiojo sūkurių įtaką kontroliniame taške, c_{ij} ir d_{ij} - laisvųjų sūkurių įtaką. Čia ir toliau žymėjimas ij nusako j -ojo sūkurių įtaką i -ajame elemente.

Kampai a_{ij} (3.4 pav.):

jei $j \leq \frac{z_{sk}}{2}$:

$$a_{ij} = \operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{tj}}{z_i - z_{tj}} \right| + \varphi_{1/4}, \text{ kai } i \geq j; \quad (3.31)$$

$$a_{ij} = \pi - \left(\operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{ij}}{z_i - z_{ij}} \right| - \varphi_{1/4} \right), \text{ kai } i < j; \quad (3.32)$$

jei $j > \frac{z_{sk}}{2}$:

$$a_{ij} = \operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{ij}}{z_i - z_{ij}} \right| - \varphi_{1/4}, \text{ kai } i \geq j; \quad (3.33)$$

$$a_{ij} = \pi - \left(\operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{ij}}{z_i - z_{ij}} \right| + \varphi_{1/4} \right), \text{ kai } i < j. \quad (3.34)$$

Kampai e_{ij} (3.4 pav.):

jei $j \leq \frac{z_{sk}}{2}$:

$$e_{ij} = \operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{j+1}}{z_i - z_{j+1}} \right| - \varphi_{1/4}, \text{ kai } i \leq j; \quad (3.35)$$

$$e_{ij} = \pi - \left(\operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{j+1}}{z_i - z_{j+1}} \right| + \varphi_{1/4} \right), \text{ kai } i > j; \quad (3.36)$$

jei $j > \frac{z_{sk}}{2}$:

$$e_{ij} = \operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{j+1}}{z_i - z_{j+1}} \right| + \varphi_{1/4}, \text{ kai } i \leq j; \quad (3.37)$$

$$e_{ij} = \pi - \left(\operatorname{arctg} \left| \frac{x_i - x_{j+1}}{z_i - z_{j+1}} \right| - \varphi_{1/4} \right), \text{ kai } i > j. \quad (3.38)$$

Kampai c_{ij} (3.4 pav.):

$$c_{ij} = \left| a_{ij} - \frac{\pi}{2} - \varphi_{1/4} \right|, \text{ kai } j \leq \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.39)$$

$$c_{ij} = \left| a_{ij} - \frac{\pi}{2} + \varphi_{1/4} \right|, \text{ kai } j > \frac{z_{sk}}{2}. \quad (3.40)$$

Kampai d_{ij} (3.4 pav.):

$$d_{ij} = \left| \frac{\pi}{2} - (e_{ij} + \varphi_{1/4}) \right|, \text{ kai } j \leq \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.41)$$

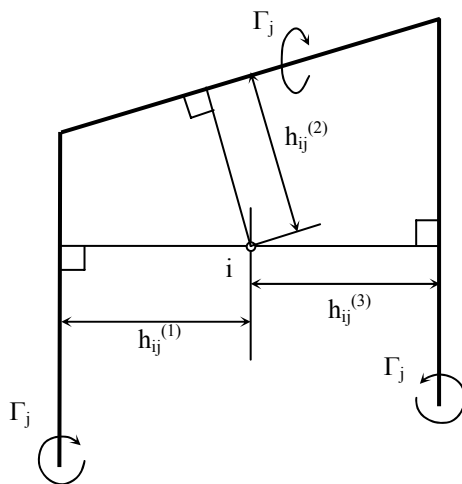
$$d_{ij} = \left| \frac{\pi}{2} - (e_{ij} - \varphi_{1/4}) \right|, \text{ kai } j > \frac{z_{sk}}{2}. \quad (3.42)$$

3.5 pav. parodytas kiekviename sparne modelio elemente išdėstytas pasagos formos sūkurys, susidedantis iš vieno prisijungusiojo sūkurio ir dviejų laisvųjų sūkurių. Kaip buvo minėta anksčiau, prisijungęs sūkurys sutapdinamas su sparno stygos $\frac{1}{4}$ linija. Šiame paveiksle parodyti atstumai tarp elemento kontrolinio taško ir tame pačiame elemente esančio pasagos sūkurio dedamųjų.

Atstumai tarp kontrolinio taško ir laisvojo sūkurio $h_{ij}^{(1)}$ (3.5 pav.):

$$h_{ij}^{(1)} = (j - i + 0,5) \cdot \Delta z, \text{ kai } i \leq j; \quad (3.43)$$

$$h_{ij}^{(1)} = -(i - j - 0,5) \cdot \Delta z, \text{ kai } i > j. \quad (3.44)$$



3.5 pav. Atstumai iki sūkurio dedamųjų

Atstumas tarp kontrolinio taško ir prisijungusiojo sūkurio $h_{ij}^{(2)}$ (3.5 pav.)

$$h_{ij}^{(2)} = \sin e_{ij} \cdot \sqrt{(z_{ij+1} - z_i)^2 + (x_i - x_{ij+1})^2}. \quad (3.45)$$

Atstumas tarp kontrolinio taško ir laisvojo sūkurio $h_{ij}^{(3)}$ (3.5 pav.):

$$h_{ij}^{(3)} = -(j - i - 0,5) \cdot \Delta z, \text{ kai } i \leq j; \quad (3.46)$$

$$h_{ij}^{(3)} = (i - j + 0,5) \cdot \Delta z, \text{ kai } i > j. \quad (3.47)$$

Stygos, einančios per kontrolinius taškus, ilgis:

$$c_i = b_g + (i - 0,5) \cdot \Delta z \cdot \frac{b_0 - b_g}{0,5l}, \text{ kai } i \leq \frac{z_{sk}}{2}; \quad (3.48)$$

$$c_i = b_g + (z_{sk} - i + 0,5) \cdot \Delta z \cdot \frac{b_0 - b_g}{0,5l}, \text{ kai } i > \frac{z_{sk}}{2}. \quad (3.49)$$

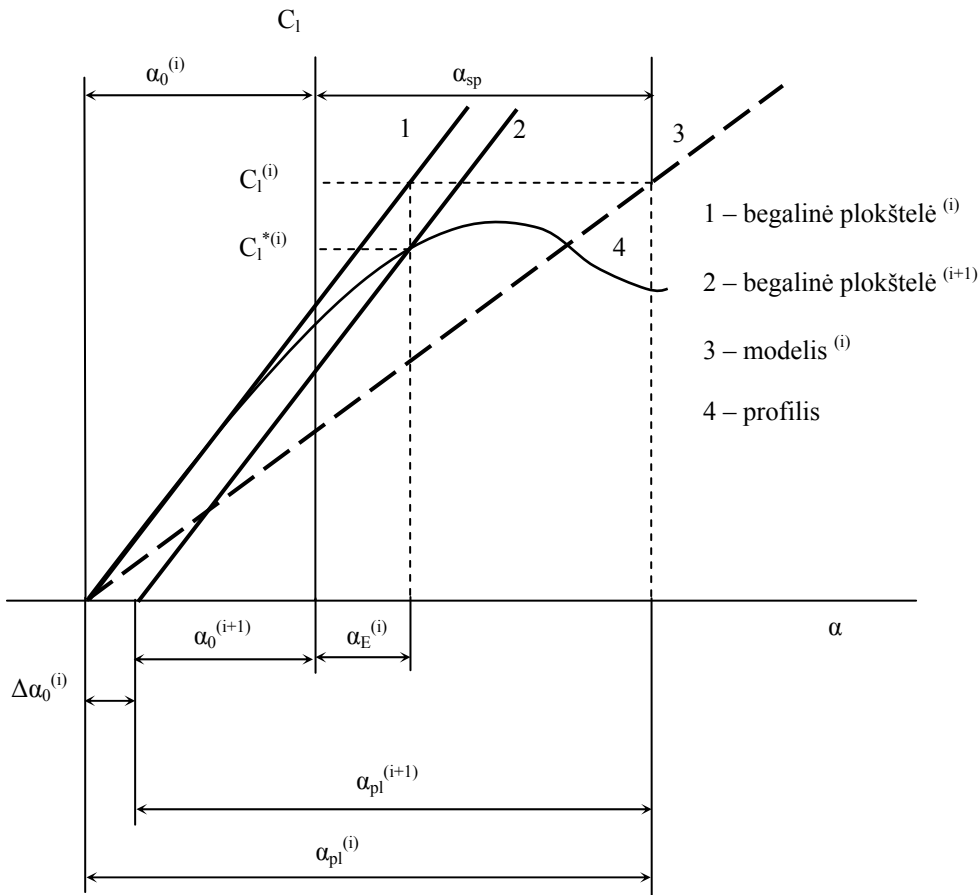
Sparno geometrijos koeficientas, įvertinantis kontrolinio taško j padėtį, pasagos tipo sūkurio esančio i -ajame elemente, atžvilgiu

$$A_{ij} = \frac{1}{h_{ij}^{(1)}} (\cos d_{ij} + 1) + \frac{1}{h_{ij}^{(2)}} (\cos a_{ij} + \cos e_{ij}) + \frac{1}{h_{ij}^{(3)}} (\cos c_{ij} + 1). \quad (3.50)$$

3.3. Sparno profilių netiesinių aerodinaminių parametrų įvertinimas

Dėl realaus srauto klampumo efektyvusis sparną sudarančių profilių kreivumas yra mažesnis, todėl gaunama mažesnė keliamoji jėga nei neklampaus srauto atveju. Šis keliamosios jėgos sumažėjimas modeliuojamas plokštelių pastatymo kampų sumažinimu (3.6 pav.)

$$\{\alpha_{pl}^{(i+1)}\} = \{\alpha_{pl}^{(i)} - \Delta\alpha_0^{(i)}\}. \quad (3.51)$$



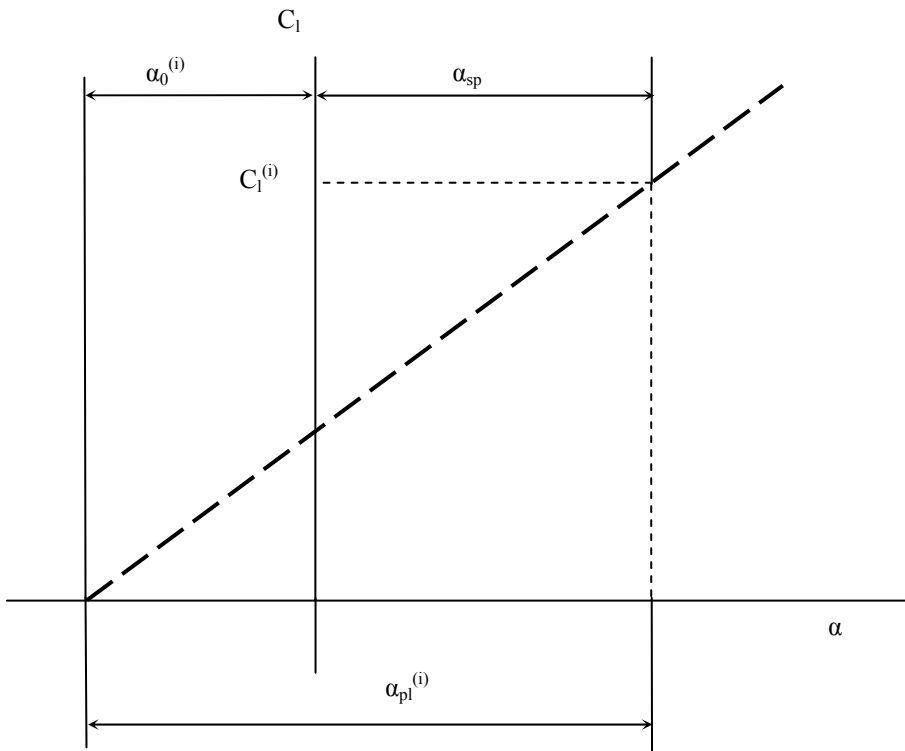
3.6 pav. Profilio keliamosios jėgos koeficiento įvertinimas sparno modelyje

Atakos kampo pokytis $\Delta\alpha_0^{(i)}$ nustatomas priartėjimo būdu.

3.4. Priartėjimo procedūra

Pirmas žingsnis

Išsprendus tiesinių lygčių sistemą (3.8) gaunami keliamosios jėgos koeficientai sparno pjūviuose $\{C_l^{(i)}\}$ (3.7 pav.).



3.7 pav. Priartėjimo procedūra: 1-as žingsnis

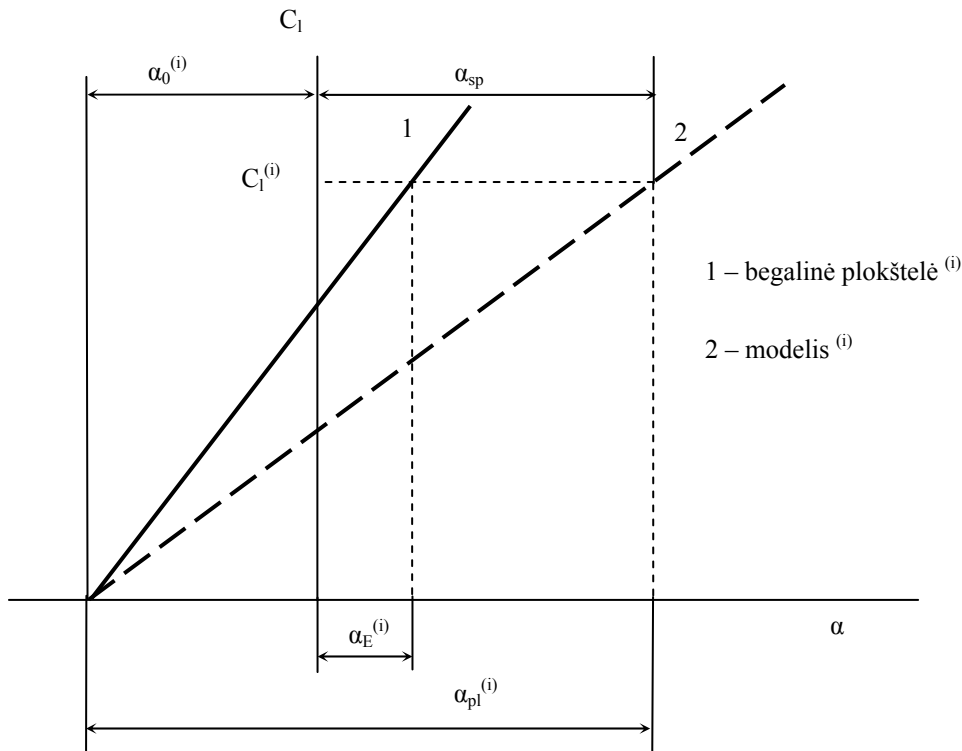
Pirmame priartėjime plokštelės pastatymo kampas pjūvyje (3.1) prilyginamas profilio nulinės keliamosios jėgos atakos kampui

$$\{\alpha_0^{(1)}\} = \{\alpha_{0,prof}\}. \quad (3.52)$$

Antras žingsnis

Apskaičiuojami ekvivalentiniai atakos kampai (3.8 pav.) – kampai, kuriems esant begalinės plokštelės keliamoji jėga atitinka $\{C_l^{(i)}\}$ sprendinį

$$\{\alpha_E^{(i)}\} = \left\{ \frac{C_l^{(i)}}{2\pi} + \alpha_0^{(i)} \right\}. \quad (3.53)$$



3.8 pav. Priartėjimo procedūra: 2-as žingsnis

Trečias žingsnis

Iš žinomų profilio duomenų nustatomi keliamosios jėgos koeficientai $\{C_l^{*(i)}\}$, atitinkantys ekvivalentinius atakos kampus (3.9 pav.). Profilio duomenys turi atitikti skaičiuojamąjį sparno atvejį (Re skaičius). Naudojamos profilio $C_l = f(\alpha)$ ir $C_{d0} = f(\alpha)$ aerodinaminės savybės, nustatytos matavimais aerodinamiame vamzdyje arba apskaičiuotos skaitiniais metodais. Šios aerodinaminės savybės sudaromos esant atakos kampo žingsniui $0,1^\circ$. Tarpinės reikšmės gaunamos darant prielaidą, kad $0,2^\circ$ intervale profilio aerodinaminės savybės yra tiesinės.

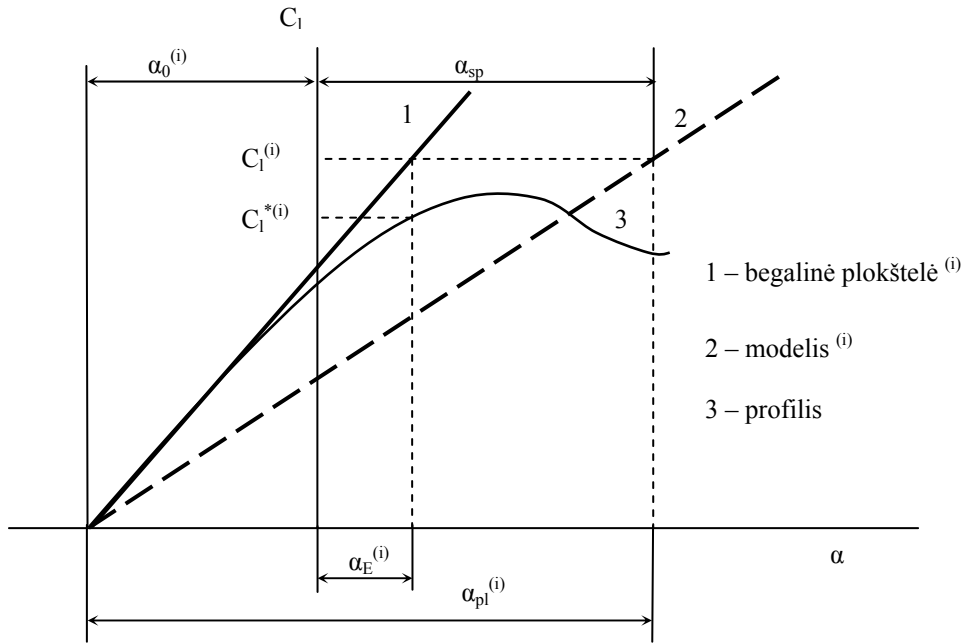
Taip pat šiame žingsnyje apskaičiuotas keliamosios jėgos koeficientas palyginamas su gautu iš realios profilio aerodinaminės savybės

$$\{D^{(i)}\} = \left\{ \left| \frac{C_l^{(i)} - C_l^{*(i)}}{C_l^{(i)}} \right| \cdot 100 \right\}. \quad (3.54)$$

Maksimali gauta skirtumo reikšmė lyginama su pasirinkta riba:

$$D_{maks}^{(i)} \leq D_{lim}, \text{ čia } D_{lim} = 0,03\%. \quad (3.55)$$

Čia $0,03\%$ riba pasirinkta skaičiavimo rezultatų palyginimui su K. Jacob rezultatais [16]. Bendru atveju riba nustatoma atsižvelgiant į profilio aerodinamių parametrų matavimo paklaidas.



3.9 pav. Priartėjimo procedūra: 3-ias žingsnis

Jei sąlyga (3.55) tenkinama, laikoma, kad $\{C_l^{(i)}\}$ yra keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymo išilgai sparno rezultatas, jei ne, pereinama prie ketvirtojo žingsnio – skaičiavimas tęsiamas.

Ketvirtas žingsnis

Apskaičiuojamas reikalingas begalinės plokštelės pastatymo kampo pokytis (vienos iteracijos ribose)

$$\{\Delta\alpha_0^{(i)}\} = \left\{ \frac{C_l^{(i)} - C_l^{*(i)}}{2\pi} \right\}. \quad (3.56)$$

Tuo būdu realaus profilio aerodinaminės savybės taškas $(C_l^{*(i)}, \alpha_E^{(i)})$ modeliuojamas tiese (3.6 pav.), atitinkančia begalinę plokštelę, kurios pastatymo kampas

$$\{\alpha_0^{(i+1)}\} = \{\alpha_0^{(i)} + \Delta\alpha_0^{(i)}\}. \quad (3.57)$$

Penktas žingsnis

Lygtimi (3.1) apskaičiuojami nauji plokštelių pastatymo kampai

$$\{\alpha_{pl}^{(i+1)}\} = \{\alpha_{sp} - \alpha_0^{(i+1)}\}. \quad (3.58)$$

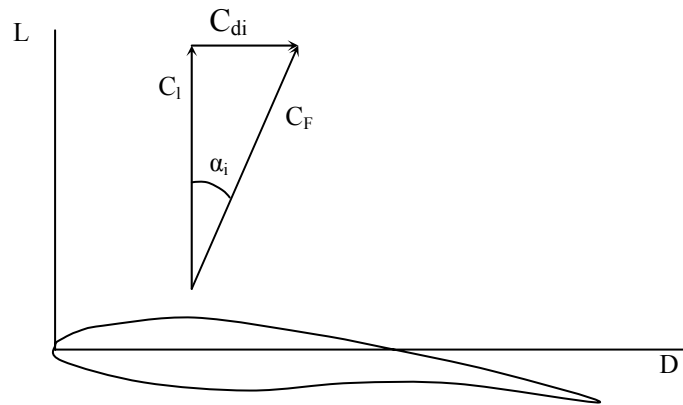
Grįžtama prie pirmo žingsnio – sprendžiama tiesinė lygčių sistema (3.8) su naujais plokštelių pastatymo kampais. Procedūra kartojama iki bus patenkinta sąlyga (3.55).

3.5. Sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimas

Suradus keliamosios jėgos pasiskirstymą sparno moste $\{C_l^{(i)}\}$, sparno keliamosios jėgos koeficientas apskaičiuojamas taip

$$C_L = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^{14} C_{l,i} \cdot c_i \cdot \Delta z. \quad (3.59)$$

3.6. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimas



3.10 pav. Indukcinis atakos kampas sparno pjūvyje

Trimačio sparno atveju keliamosios jėgos vektorius lyginant su dvimačiu atveju pasukamas atgal (3.10 pav.). Tokiu būdu susidaro indukcinė pasipriešinimo jėga [21]. Kampas, kuriuo vietinis pjūvio atakos kampas sumažėja dėl laisvųjų sūkurių įtakos, vadinamas indukciniu α_i . Didėjant sparno mostui šis kampas mažėja ir begalinio mosto atveju tampa lygus nuliui.

Indukcinės pasipriešinimo jėgos koeficientas

$$\{C_{di}^{(i)}\} = \{C_l^{(i)} \cdot \operatorname{tg} \alpha_i^{(i)}\}. \quad (3.60)$$

Indukcinis atakos kampas apskaičiuojamas kaip skirtumas tarp baigtinio ilgio sparno modelio atakos kampo ir begalinės plokštelės atakos kampo (3.6 pav.)

$$\{\alpha_i^{(i)}\} = \{\alpha_{sp} - \alpha_E^{(i)}\}. \quad (3.61)$$

Visa pasipriešinimo jėga susideda iš indukcinės ir profilinio pasipriešinimo jėgos [21], todėl bendros pasipriešinimo jėgos koeficientas

$$\{C_d^{(i)}\} = \{C_{di}^{(i)} + C_{d0}^{(i)}\}. \quad (3.62)$$

Profilinio pasipriešinimo jėgos koeficientas $\{C_{d0}^{(i)}\}$ surandamas iš sparną sudarančių profilių duomenų, kai atakos kampas yra $\{\alpha_E^{(i)}\}$.

Sparno pasipriešinimo jėgos koeficientas

$$C_D = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^{14} C_{d,i} \cdot c_i \cdot \Delta z. \quad (3.63)$$

3.7. Skaičiavimo paklaidų įvertinimas

Keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo paklaida

Sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos priklauso nuo jų sudarančių profilių keliamosios jėgos koeficientų, kurie gali būti nustatomi eksperimentiniu būdu – matuojant profilio aerodinaminius parametrus aerodinamiame vamzdyje, tikslumo. Tokiu atveju keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida sparno pjūvyje įvertinama kaip netiesioginių matavimų paklaida:

$$\{\Delta C_l^{(i)}\} = 2\pi \cdot [b]^{-1} \cdot \left\{ \sqrt{\left(\frac{\partial \sin \alpha_{pl}^{(i)}}{\partial C_l} \right)^2 \cdot \Delta C_l^{(i)2} + \left(\frac{\partial \sin \alpha_{pl}^{(i)}}{\partial C_l^*} \right)^2 \cdot \Delta C_l^{*2}} \right\}, \quad (3.64)$$

čia dalinės išvestinės, įvertinus (3.82) ir (3.56):

$$\frac{\partial \sin \alpha_{pl}^{(i)}}{\partial C_l} = \frac{1}{2\pi} \cos(\alpha_{sp} - \alpha_{0,prof} - \Delta \alpha_0^{(i)}); \quad (3.65)$$

$$\frac{\partial \sin \alpha_{pl}^{(i)}}{\partial C_l^*} = -\frac{1}{2\pi} \cos(\alpha_{sp} - \alpha_{0,prof} - \Delta \alpha_0^{(i)}). \quad (3.66)$$

Į (3.64) įstatę (3.65) ir (3.66), gauname

$$\{\Delta C_l^{(i)}\} = [b]^{-1} \cdot \left\{ \sqrt{2 \cos^2(\alpha_{sp} - \alpha_{0,prof} - \Delta \alpha_0^{(i)}) \cdot (\Delta C_l^{(i)2} + \Delta C_l^{*2})} \right\}, \quad (3.67)$$

čia:

$[b]^{-1}$ - matrica, atvirkštinė geometrinių koeficientų matricai $[b]$;

ΔC_l^* - profilio keliamosios jėgos koeficientų matavimo paklaida, apimanti atsitiktinę ir sistemine paklaidos dalis. Nuo iteracijų skaičiaus šis dydis nepriklauso. Profilių keliamosios jėgos koeficientus skaičiuojant X-FOIL programa, ši paklaida taip pat yra pastovi ir lygi

$$\Delta C_l^* = \frac{0,5}{10^{zl}}, \quad (3.68)$$

čia zl - X-FOIL rezultato, naudojamo skaičiuojant sparno pjūvių C_l , ženklų skaičius po kablelio.

Neišreikštinė ΔC_l atžvilgiu lygtis (3.67) sprendžiama skaitiniais-iteraciniais metodais. Šiam sprendimui nustatoma 10 kartų didesnė leistina paklaida nei absoliutus skirtumas tarp apskaičiuoto pjūvio keliamosios jėgos koeficiento ir profilio keliamosios jėgos koeficiento

$$\varepsilon = \frac{C_l \cdot D}{1000}. \quad (3.69)$$

Įvertinus (3.59), sparno keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida

$$\Delta C_L = \frac{\Delta z}{S} \sqrt{\sum (\Delta C_l \cdot c)^2}. \quad (3.70)$$

Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida

Iš (3.62) ir (3.60):

$$\{C_d^{(i)}\} = \{C_l^{(i)} \cdot \operatorname{tg} \alpha_i^{(i)} + C_{d0}^{(i)}\}. \quad (3.71)$$

Iš čia pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida sparno pjūvyje

$$\{\Delta C_d^{(i)}\} = \left\{ \sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha_i^{(i)} \cdot (\Delta C_l^{(i)})^2 + \frac{(C_l^{(i)})^2}{\cos^4 \alpha_i^{(i)}} \cdot (\Delta \alpha_i^{(i)})^2 + (\Delta C_{d0})^2} \right\}. \quad (3.72)$$

Remiantis (3.61) galima teigti, kad indukcinio atakos kampo skaičiavimo paklaida

$$\{\Delta \alpha_i^{(i)}\} = \{\Delta \alpha_E^{(i)}\} \quad (3.73)$$

arba pagal (3.53) ir (3.57)

$$\{\Delta \alpha_E^{(i)}\} = \left\{ \sqrt{\frac{2 \cdot (\Delta C_l^{(i)})^2 + (\Delta C_l^*)^2}{4\pi^2} + (\Delta \alpha_{0,prof})^2} \right\}. \quad (3.74)$$

Įvertinus (3.74), išraišką (3.72) galima patikslinti:

$$\{\Delta C_d^{(i)}\} = \left\{ \sqrt{tg^2 \alpha_i^{(i)} \cdot (\Delta C_l^{(i)})^2 + \frac{(C_l^{(i)})^2}{\cos^4 \alpha_i^{(i)}} \cdot \left(\frac{2 \cdot (\Delta C_l^{(i)})^2 + (\Delta C_l^*)^2}{4\pi^2} + (\Delta \alpha_{0,prof})^2 \right)} + (\Delta C_{d0})^2 \right\} \quad (3.75)$$

čia ΔC_{d0} - profilinio pasipriešinimo jėgos koeficiento matavimo paklaida. Nuo iteracijų skaičiaus šis dydis nepriklauso. Profilinės pasipriešinimo jėgos koeficientus skaičiuojant X-FOIL programa, jų paklaida taip pat yra pastovi ir lygi

$$\Delta C_{d0} = \frac{0,5}{10^{zd}}; \quad (3.76)$$

zd - X-FOIL rezultato, naudojamo sparno pjūvių C_l skaičiavime, ženklų skaičius po kablelio;

$\Delta \alpha_{0,prof}$ - profilio nulinės keliamosios jėgos atakos kampo paklaida gaunama iš matavimo duomenų. Profilio koeficientus skaičiuojant X-FOIL programa, $\Delta \alpha_{0,prof} = 0,05$ laipsnio.

Įvertinus (3.63), sparno pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida

$$\Delta C_D = \frac{\Delta z}{S} \sqrt{\sum (\Delta C_d \cdot c)^2}. \quad (3.77)$$

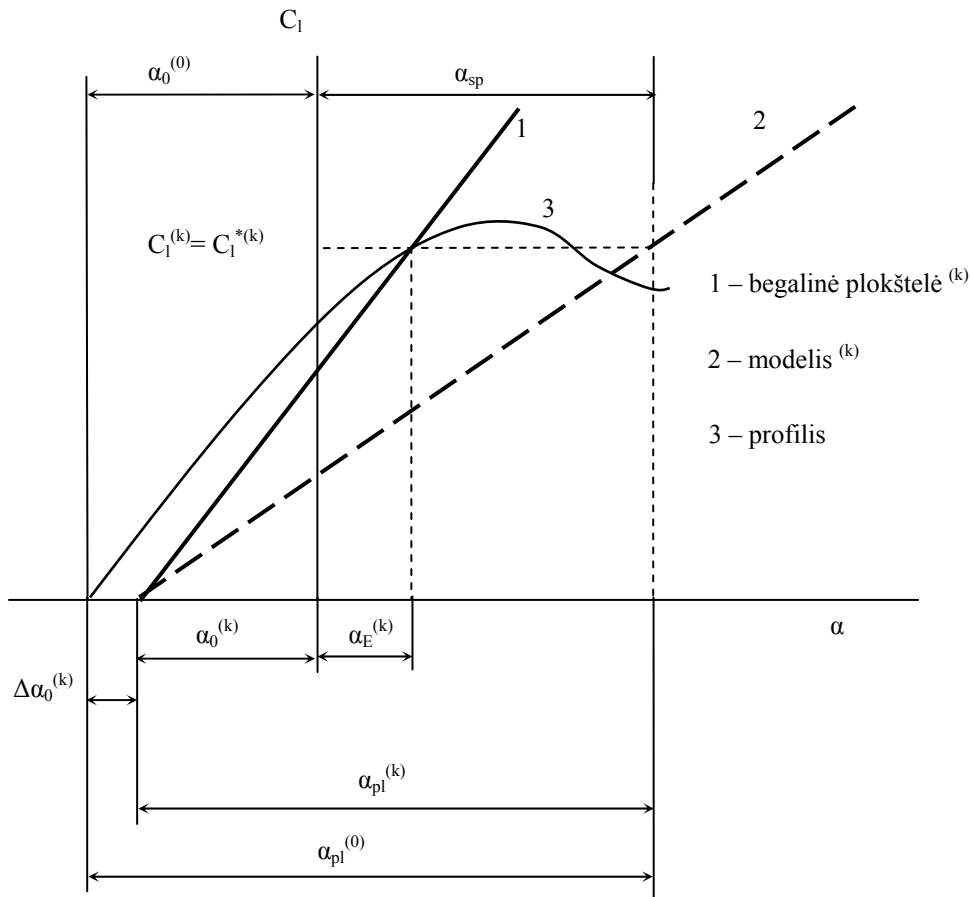
Keliamosios jėgos koeficientų skirtumo skaičiavimo paklaida

Keliamosios jėgos koeficientų skirtumas skaičiuojamas pagal (3.54) formulę, todėl skaičiavimo paklaida nustatoma taip

$$\{\Delta D^{(i)}\} = \left\{ \sqrt{\left(100 \frac{C_l^{*(i)}}{(C_l^{(i)})^2} \right)^2 \cdot (\Delta C_l^{(i)})^2 + \left(\frac{100}{C_l^{(i)}} \right)^2 \cdot (\Delta C_l^*)^2} \right\}. \quad (3.78)$$

3.8. Proceso konvergavimo sąlyga

Keliamosios jėgos koeficientai lygčių sistemoje (3.8) yra neišreikštinė funkcija, nes plokštelių pastatymo kampai sparno pjūviuose nėra iš anksto žinomi. Jų nustatymui naudojamas iteracinis procesas, plačiau aprašytas 3.4 skyriuje. Grafiškai iteracinio proceso rezultatas pavaizduotas 3.11 pav. Čia k – iteracijų skaičius, po kurio išpildoma (3.55) sąlyga.



3.11 pav. Keliamosios jėgos koeficiento sprendinys sparno pjūvyje

Viena iš iteracinio proceso konvergavimo sąlygų pateikta (3.79) išraiškoje. Ši sąlyga buvo tikrinama po kiekvienos iteracijos visame $\Delta\alpha_0$ diapazone, nes vienos iteracijos ribose realią profilio charakteristiką buvo galima pakeisti palyginti paprastu matematinio modeliu.

$$\{q^{(i)}\} < 1, \quad (3.79)$$

čia

$$\{q^{(i)}\} = \left| \{C_l^{(i)}\}' \right|. \quad (3.80)$$

Neišreikštinė $\{C_l^{(i)}\}$ funkcija gaunama tiesiogiai iš tiesinių lygčių sistemos (3.8)

$$\{C_l^{(i)}\} = [b]^{-1} \cdot \{2\pi \sin \alpha_{pl}^{(i)}\}, \quad (3.81)$$

čia

$[b]^{-1}$ - matrica, atvirkštinė geometrinių koeficientų matricai $[b]$.

Iš (3.80) ir (3.81)

$$\{q^{(i)}\} = [b]^{-1} \cdot \{2\pi \sin \alpha_{pl}^{(i)}\}'.$$

Įvertinus (3.53), (3.57) ir (3.58) plokštelės pastatymo kampas

$$\{\alpha_{pl}^{(i)}\} = \left\{ \alpha_{sp} - \alpha_E^{(i)} + \frac{C_l^{(i)}}{2\pi} \right\}. \quad (3.82)$$

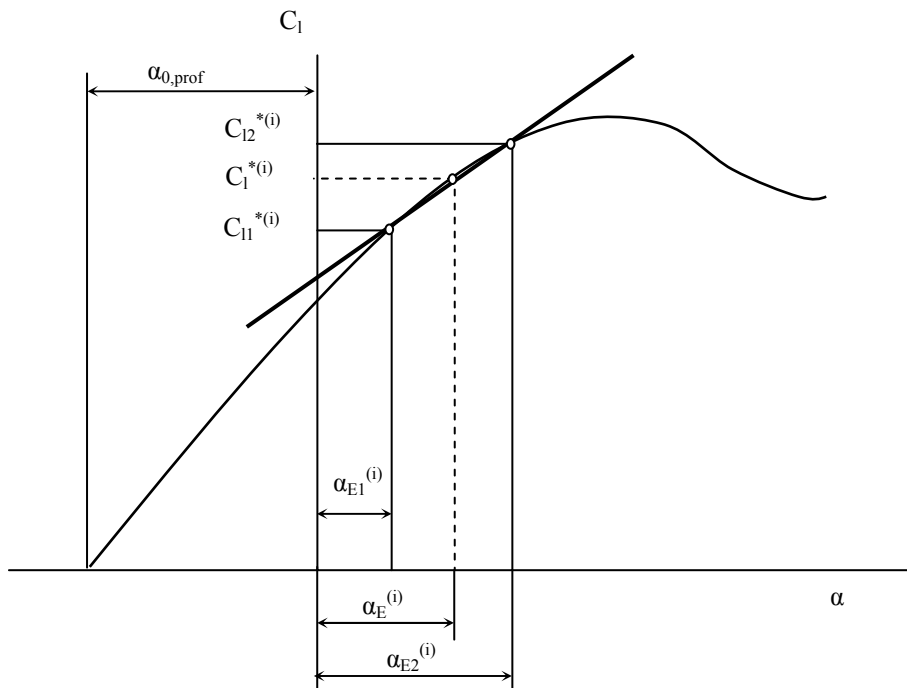
Dydis $C_l^{*(i)}$ taip pat yra $C_l^{(i)}$ funkcija, kuri turi būti įtraukta į (3.82) išraišką. Vertinant šį faktą, daroma prielaida, kad realaus profilio charakteristika $0,2^\circ$ atakos kampo intervale gali būti pavaizduota tiese

$$\{C_l^{*(i)}\} = \{C_{l\alpha}^{*(i)} \cdot \alpha_E^{(i)} + C^{(i)}\}, \quad (3.83)$$

čia ((3.12)):

$$\{C_{l\alpha}^{*(i)}\} = \left\{ \frac{\partial C_l^{*(i)}}{\partial \alpha_E^{(i)}} \right\} \approx \left\{ \frac{C_{l2}^{*(i)} - C_{l1}^{*(i)}}{\alpha_{E2}^{(i)} - \alpha_{E1}^{(i)}} \right\} \text{ liestinės krypties koeficientas,} \quad (3.84)$$

$$\{C^{(i)}\} = \left\{ \frac{C_{l1}^{*(i)} \cdot \alpha_{E2}^{(i)} - C_{l2}^{*(i)} \cdot \alpha_{E1}^{(i)}}{\alpha_{E2}^{(i)} - \alpha_{E1}^{(i)}} \right\} \text{ liestinės konstanta.} \quad (3.85)$$



3.12 pav. Profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės liestinė

Kampai $\alpha_{E1}^{(i)}$ ir $\alpha_{E2}^{(i)}$:

$$\{\alpha_{E1}^{(i)}\} = \{\alpha_E^{(i)} - rad(0,1)\}, \quad \{\alpha_{E2}^{(i)}\} = \{\alpha_E^{(i)} + rad(0,1)\}. \quad (3.86)$$

Ekvivalentinis atakos kampas pagal (3.53) ir (3.56) nustatomas taip

$$\{\alpha_E^{(i)}\} = \left\{ \alpha_{0,prof} + \frac{C_l^{(i)}}{\pi} - \frac{C_l^{*(i)}}{2\pi} \right\}. \quad (3.87)$$

Pasinaudojus (3.82) ir (3.83) lygtimis, gaunama plokštelės atakos kampo priklausomybė nuo apskaičiuoto keliamosios jėgos koeficiento ir profilio netiesinių charakteristikų

$$\{\alpha_{pl}^{(i)}\} = \left\{ \alpha_{sp} + \frac{C_l^{(i)}}{2\pi} - \frac{C_l^{*(i)} - C^{(i)}}{C_{l\alpha}^{*(i)}} \right\}. \quad (3.88)$$

Lygčių (3.79), (3.80), (3.81) ir (3.88) pagrindu gaunama galutinė iteracinio proceso konvergavimo sąlygos išraiška

$$[b]^{-1} \cdot \left\{ \cos \left(\alpha_{sp} + \frac{C_l^{(i)}}{2\pi} - \frac{C_l^{*(i)} - C^{(i)}}{C_{l\alpha}^{*(i)}} \right) \right\} < \{1\}. \quad (3.89)$$

(3.89) sąlyga tikrinama kiekvienos iteracijos metu.

Tam, kad būtų galima naudoti minėtą iteracinio proceso konvergavimo sąlygą, (3.81) funkcija privalo turėti tolydžią išvestinę visame skaičiuojamų atakos kampų diapazone, t.y.:

$$C_{l\alpha}^{*(i)} \neq 0. \quad (3.90)$$

Ši sąlyga netenkinama visuose profilio keliamosios jėgos kreivės ekstremumuose. Dėl šios priežasties konvergavimo sąlyga (3.89) tuose taškuose negali būti naudojama.

Atmetus profilio kreivės ekstremumus, (3.90) sąlyga naudojama nustatyti dirbtiniams sprendiniams, t.y. tokiam rezultatui, kuris buvo gautas pasibaigus turimiems profilio keliamosios jėgos kreivės taškams, nes tokiu atveju toliau didėjant atakos kampui skaičiavimo programa naudoja paskutinį tašką, t.y. tarsi profilio keliamosios jėgos charakteristika būtų pratęsta horizontaliai.

3.9. Sprendimo kreivės sąlyginis nuolydis

Sprendimo kreivė – tai $C_l = f(\alpha)$ kreivė, susidedanti iš lygčių sistemos (3.8) iteracinio sprendimo taškų. Šios kreivės ir profilio $C_l = f(\alpha)$ kreivės susikirtimo taškas atitinka sprendimo rezultatą pasirinktame sparno pjūvyje. Sprendimo kreivės matematinė funkcija

Čia nuolydis vadinamas sąlyginiu dėl anksčiau minėtų supaprastinimų. Realus sprendimo kreivės nuolydis skiriasi ir vienos iteracijos ribose turi būti skaičiuojamas taip

$$tg\varphi_{realus}^{(i)} = \frac{C_l^{(i)} - C_l^{(i+1)}}{\alpha_E^{(i+1)} - \alpha_E^{(i)}}. \quad (3.94)$$

Iš (3.93) išraiškos matyti, kad $\varphi = 0 \dots 90^\circ$, kai $tg \gamma = 0 \dots 2\pi$. Tuo būdu neigiamas $tg \varphi$ dydis nurodo teoriškai galimą, tačiau neturinčią fizinės prasmės situaciją, kai sprendimo modelio tiesės nuolydis viršija begalinės plokštelės $C_l = f(\alpha)$ tiesės nuolydį, t.y. kai $tg \gamma > 2\pi$. Atsižvelgiant į tai, atmetami visi sąlygos netenkinantys sprendiniai

$$tg\varphi^{(i)} > 0. \quad (3.95)$$

Šios sąlygos dėka užtikrinamas keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo rezultatų vienareikšmiškumas.

3.10. Išvados

Sudarytas baigtinio ilgio sparno modelis apima visus elementus, naudojamus sudėtingesniuose paneliniuose metoduose ir yra tinkamas tokioms sparno formos geometrinėms savybėms modeliuoti:

- sparno proilgiui;
- sparno strėliškumui;
- sparno susiaurėjimui.

Modifikavus geometrinių koeficientų A_{ij} skaičiavimui naudojamas lygtis, metodas gali būti praplėstas arba pritaikytas kitokių sparno formų skaičiavimui, nes šie koeficientai yra atskirti nuo srauto charakteristikų ir priklauso tik nuo geometrinių sparno parametrų.

Siūlomame metode keliamosios jėgos sumažėjimas dėl srauto klampumo modeliuojamas atskirų sparno modelio elementų pastatymo kampų sumažinimu. Reikalingi elementų pastatymo kampai nustatomi priartėjimo būdu, su sąlyga, kad keliamosios jėgos koeficientas modelio elemente atitinka sparno profilio keliamosios jėgos koeficientą nustatytos paklaidos ribose (pvz.: kai santykinis skirtumas yra 0,03%).

Iš anksto nežinant sparno modelio elementų pastatymo kampų sparno pjūviuose keliamosios jėgos koeficientai apskaičiuojami iteracinio proceso būdu. Būtina pabrėžti, kad keliamosios jėgos sprendinys viename sparno pjūvyje daro įtaką visam sparnui. Dėl šios sparno modelio ypatybės keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo rezultatų patikimumui įvertinti būtina naudoti tris sąlygas: iteracinio proceso konvergencijos sąlygą, profilio kreivės nuolydžio sąlygą ir sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio sąlygą.

Iteracinio proceso konvergencijos sąlyga užtikrina keliamosios jėgos koeficientų sprendinį sparno pjūviuose. Profilio kreivės nuolydžio sąlygos dėka atmetami dirbtiniai sprendiniai. Keliamosios jėgos koeficientų sparno pjūviuose skaičiavimo rezultatų vienareikšmiškumą užtikrina sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio sąlyga.

4. STAČIAKAMPIŲ, NEDIDELIO STRĖLIŠKUMO IR TRAPECINIŲ SPARNŲ AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ SKAIČIAVIMO IR MATAVIMO REZULTATŲ ANALIZĖ

Dalis šiame skyriuje pateikiamų rezultatų išspausdinta straipsniuose „*Analysis of XFOIL Calculation Results of Hinge Moment Coefficients for an Airfoil Group*” [41], „*Method to Evaluate Nonlinear Effect in Calculation of a Finite Span Wing*” [42] ir „*Analysis Of Calculation Results Of Lift And Drag Forces For Several Wings Using Nonlinear Section Data*” [44].

Šiame skyriuje pateikiami 24 įvairių sparnų (4.1 lentelė) skaičiavimo rezultatai. Tarpusavyje sparnai skiriasi savo forma, prailgėjimu, strėliškumu, profiliu ir aptekancio srauto charakteristikomis. Atskiriami skaičiavimo rezultatai gauti naudojant programa X-FOIL apskaičiuotas profilių charakteristikas. Šiuo atveju skaičiavimo rezultatai taip pat priklauso nuo minėtos programos galimybių.

4.1 lentelė. Skaičiuoti sparnai

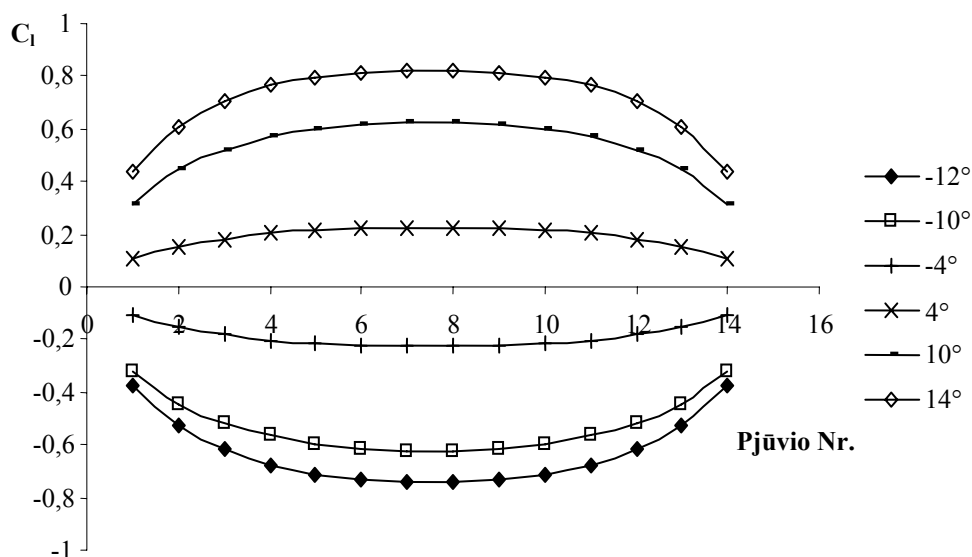
Sparnas	Profilis	$Re \times 10^6$	AR	$\phi_{0,25}$	b_0/b_g	Naudoti profilio aerodinaminiai parametrai	Rezultatai lyginami su: A – kitų autorių rezultatais, E - matavimais
1	Plokštelė	0,08	3	0	1	Eksperimentiniai	E
2	Plokštelė	0,14	3	0	1	Eksperimentiniai	E
3	NACA4415	2,1	3,1	0	1	Eksperimentiniai	A ir E
4	NACA4415	2,1	6,2	0	1	Eksperimentiniai	A
5	NACA4415	2,1	6,2	10°	1	Eksperimentiniai	
6	NACA4415	2,1	6,2	20°	1	Eksperimentiniai	A
7	NACA4415	2,1	8	0	1	Eksperimentiniai	
8	NACA4415	2,1	12,4	0	1	Eksperimentiniai	
9	NACA4415	2,1	10	0	1,5	Eksperimentiniai	
10	NACA4415	2,1	10	0	2	Eksperimentiniai	
11	NACA4415	2,1	10	0	2,5	Eksperimentiniai	
12	NACA4415	2,1	10	10°	2,5	Eksperimentiniai	
13	NACA4415	2,1	10	20°	2,5	Eksperimentiniai	
14	NACA0012	ND*	10	0	1	Eksperimentiniai	A
15	NACA0012	ND*	10	0	3	Eksperimentiniai	A
16	FX63-137	0,004	7,25	0	1	X-FOIL	E
17	NACA0006	0,004	7,25	0	1	X-FOIL	E
18	NACA0009	0,004	7,25	0	1	X-FOIL	E
19	NACA0012	0,004	7,25	0	1	X-FOIL	E
20	NACA2412	2,7	5	0	1	X-FOIL	A ir E
21	NACA0018/0009	3,09	6	0	2	X-FOIL	
22	NACA0018/0009	3,09	8	0	2	X-FOIL	
23	NACA0018/0009	3,09	10	0	2	X-FOIL	
24	NACA0018/0009	3,09	12	0	2	X-FOIL	

* ND- nėra duomenų.

Šiame skyriuje pateikiami skaičiavimo rezultatai apima tik daugiausia informacijos suteikiančius skaičiavimo atvejus. Visi skaičiavimo rezultatai skaitine forma pateikiami lentelėse (priedas).

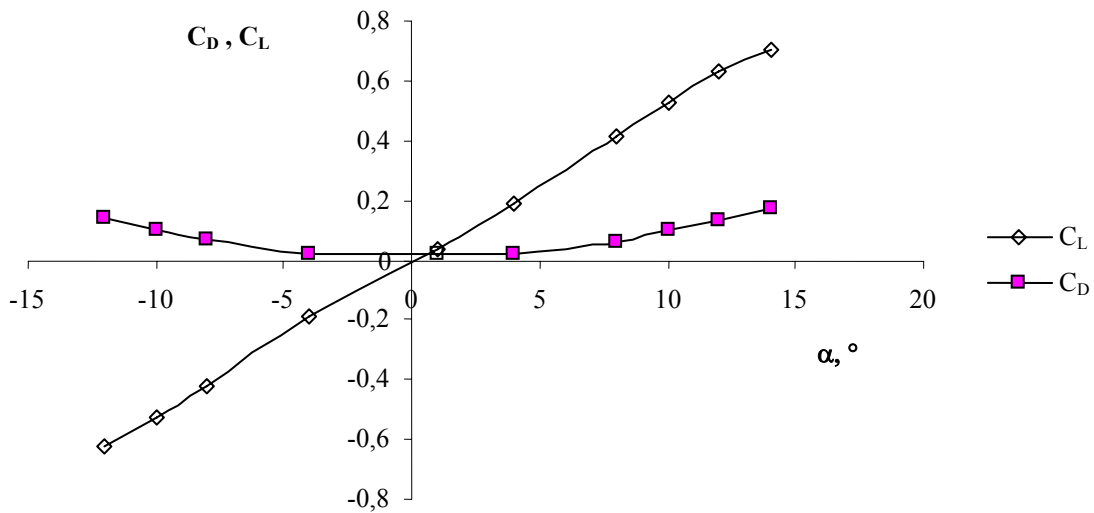
4.1. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatai, naudojant profilių aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus

Paveiksluose 4.1 pav.– 4.4 pav. pateikiami mažo proilgio ir mažo Reinoldso skaičiaus plokščių sparnų skaičiavimo rezultatai, kurie gauti panaudojus Alain Pelletier ir Thomas J. Mueller išmatuotas eksperimentines profilio charakteristikas [46]. Šių autorių pateikiami eksperimentiniai tyrimai buvo atlikti Notre Dame universiteto Hessert aerokosminių tyrimų centre. Tam panaudotas mažų greičių ir mažos turbulencijos aerodinaminis vamzdis su 61 x 61 cm bandymų dalies skerspjūviu. Sparnų bandymams buvo naudojamos aliuminio galinės plokštės, viena iš jų buvo nuimama imituojant pusiau baigtinio ilgio sparno modelį. Visi modeliai buvo tvirtinami $\frac{1}{4}$ stygos taške. Plyšys tarp modelio ir galinių plokščių nustatytas apie 0,8 mm. Sparno modeliai pagaminti iš aliuminio su 1,93% santykinu storiu, elipsine priekine briauna (5:1) ir 3° trapeicine (arba taip pat 5:1 elipsine) galine briauna. Keliamoji ir pasipriešinimo jėgos nustatomos jėgų balanso metodu. Apskaičiuotos matavimo rezultatų paklaidos: 0,2°- 0,3° atakos kampui ir 6% keliamosios ir pasipriešinimo jėgos koeficientams.



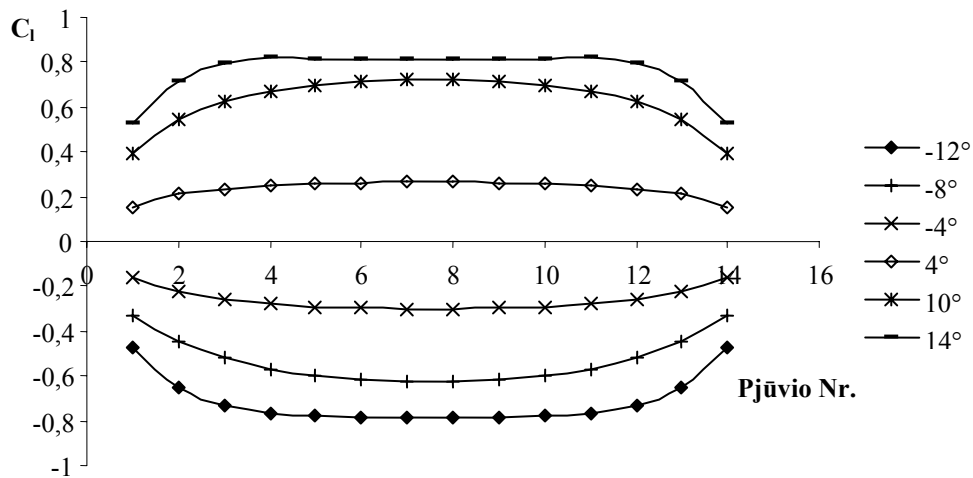
4.1 pav. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$. Naudoti plokštelės aerodinaminių parametrų matavimų rezultatai, $\Delta C_l=6\%$

Šiuos duomenis panaudojus skaičiuojant, keliamosios ir pasipriešinimo jėgos koeficientų paklaidos sutampa su nustatytomis profilio charakteristikų paklaidomis (6%), nes skaičiavimo paklaidos yra žymiai mažesnės. Paveiksluose nurodoma ši paklaida, susijusi su panaudotais aerodinaminių parametrų matavimo rezultatais, o skaičiavimo paklaidos pateikiamos lentelėse (priedas).



4.2 pav. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$. Naudoti plokštelės aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai, $\Delta C_L=\Delta C_D=6\%$

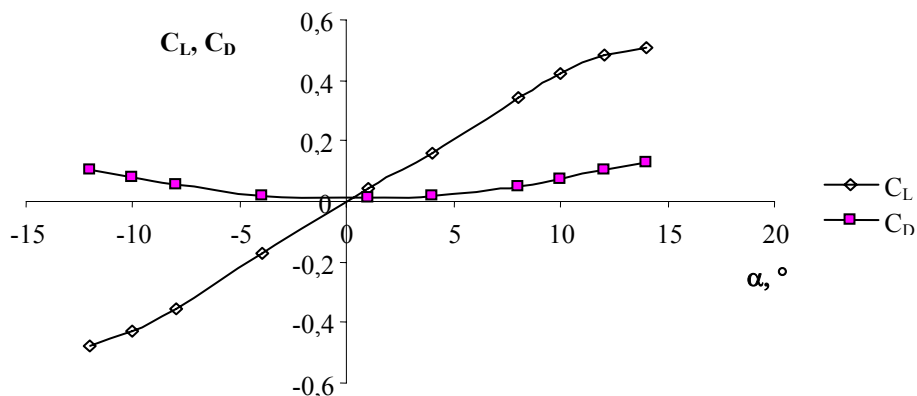
Lyginant rezultatus, pateiktus 4.2 pav. ir 4.4 pav. matyti, kad kai Re skaičius yra didesnis, gaunamas mažesnis keliamosios jėgos koeficientas. 4.3 pav. galima išvelti keliamosios jėgos koeficiento sumažėjimą link sparno vidurio, didėjant sparno atakos kampui, kas būdinga visiems stačiakampiems sparnams be geometrinio sparno susukimo.



4.3 pav. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140\ 000$. Naudoti plokštelės aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai, $\Delta C_l=6\%$

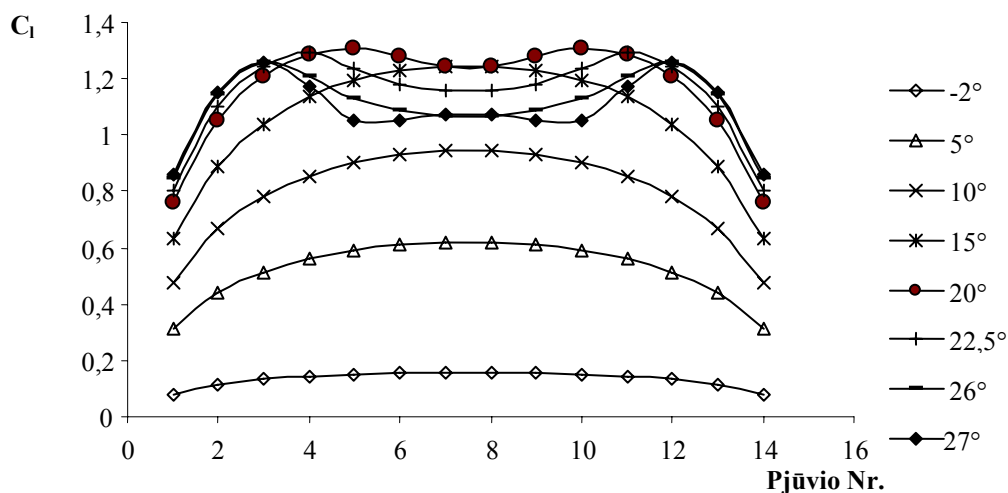
Paveiksluose 4.1 pav.– 4.4 pav. pateikti sparnų, kurie galėtų būti naudojami mikro skraidančiuose aparatuose (MSA), skaičiavimo rezultatai. Šiuo metu pastebimas didelis susidomėjimas tokiais aparatais. Laikoma, kad MSA sparno mostas neturėtų viršyti 15,2 cm, svoris 100 – 200 g [67]. Planuojamas MSA panaudojimas žvalgybiniais tikslais, juos

aprūpinant akustiniais, vaizdo, cheminiais ar biologiniais davikliais. Tokio aparato skrydžio trukmė turėtų būti nuo 20 min. iki 2 val., o maksimalus greitis iki 48 km/h. Tokiomis sąlygomis, Reinoldso skaičius MSA šakninės stygos atžvilgiu yra $2 \times 10^4 - 2 \times 10^5$. Tokiems sparno aptekėjimo atvejams galima surasti labai mažai duomenų, ypač kai sparno proilgis yra mažas. Selig ir kt. [58] pateikia keleto profilių aerodinamines charakteristikas, kai Re skaičius yra nuo 6×10^4 iki 3×10^5 .



4.4 pav. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140\ 000$. Naudoti plokštelės aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai, $\Delta C_L = \Delta C_D = 6\%$

NACA4415 stačiakampių sparnų skaičiavimui (4.5 pav.–4.7 pav.) buvo panaudoti K. Jacob publikuoti šio profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai [16], kuriuos pirmą kartą pateikė I. H. Abbott, A. E. Doenhoff ir L. S. Stivers [1].



4.5 pav. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=3,1$, $Re=2,1 \times 10^6$. Naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

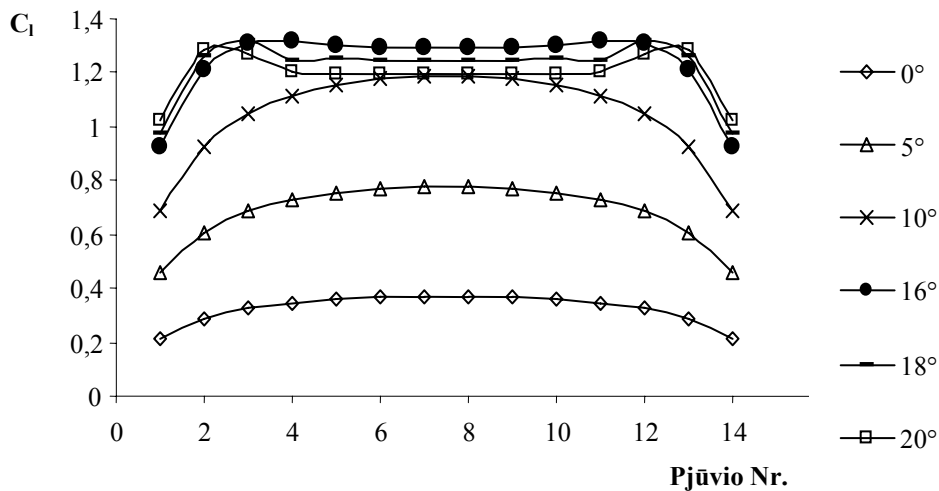
Aerodinaminių parametrų matavimai atlikti Langley dvimačiame mažos turbulencijos aerodinamiame vamzdyje, turinčiame 91×219 cm stačiakampę bandymų dalį. Bandymams buvo naudojami mediniai modeliai, kurių stygos ilgis 61 cm. Keliamoji jėga buvo nustatoma

iš slėgio matavimų vamzdžio grindyse ir lubose. [1]. Teoriškai slėgio laukas tęsiasi iki begalybės tiek srauto kryptimi, tiek prieš jį, todėl ne visa keliamoji jėga yra įvertinama integruojant slėgio matavimus tam tikrame aerodinaminio vamzdžio ilgyje. Dėl šios priežasties įvestas korekcijos faktorius, nurodantis santykį tarp išmatuotos ir realios keliamosios jėgos, esant bet kokiam keliamosios jėgos pasiskirstymui. Pirmiausia buvo nustatomas korekcijos faktoriaus reikšmė taškiniam sūkuriui. Po to apskaičiuojama vidutinė jo reikšmė išilgai modelio stygos [1].

Pasipriešinimo jėga buvo nustatoma iš statinio ir viso slėgio matavimų modelio srauto pėdsake. Buvo daroma prielaida, kad slėgio pasiskirstymas modelio pėdsake gali būti aprašomas normalinio pasiskirstymo kreive [1].

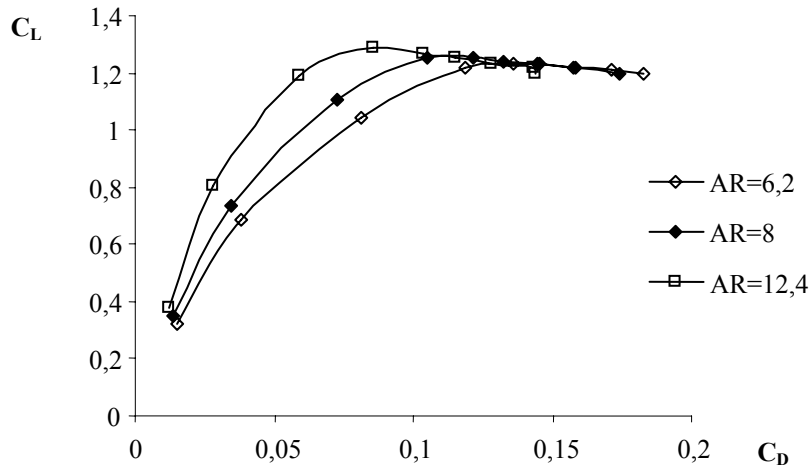
I. H. Abbott, A. E. Doenhoff ir L. S. Stivers [1] taip pat pateikia korekcijos faktorių skaičiavimo metodiką aerodinaminio vamzdžio sienelių įtakai įvertinti. Dėl srauto suspaudimo tarp modelio ir sienelės ši įtaka yra dvejopa: 1) šioje vietoje padidėja laisvojo srauto greitis, 2) iškraipomas tikrasis keliamosios jėgos pasiskirstymas. Be to, korekcijos faktoriumi įvertinama ir modelio įtaka statinio slėgio matavimui prieš modelį.

Minėti autoriai nepateikia matavimų rezultatų paklaidų įvertinimo.



4.6 pav. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

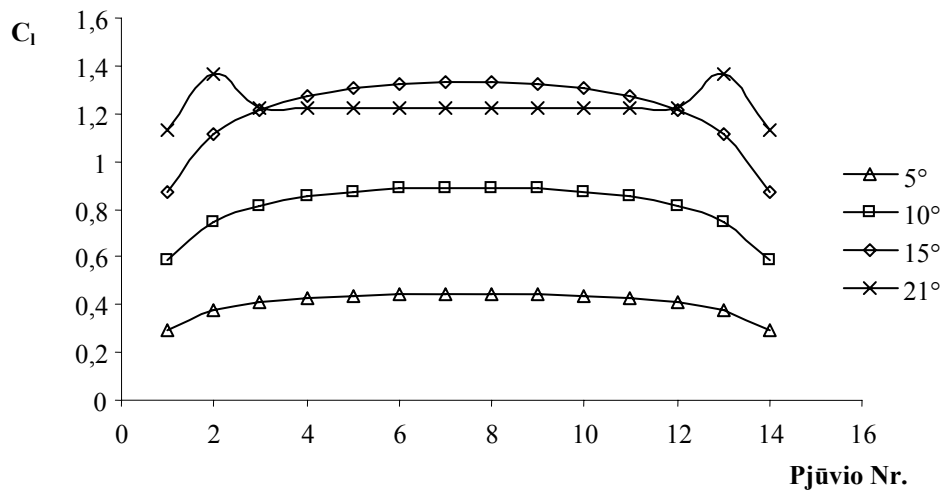
Lyginant 4.5 pav. ir 4.6 pav. reikia pastebėti, kad didėjant atakos kampui nuo skirtingo proilgio sparnų srautas atitrūksta nevienodai. Tai parodo keliamosios jėgos koeficiento sumažėjimas. Didesnio stačiakampio sparno proilgio atveju srautas atitrūksta anksčiau, atakos kampui pasiekus 16° . 4.6 pav. matyti, kad srautas pamažu pradeda atitrūkti didesnėje sparno zonoje, pradedant nuo vidurio nei mažesnio sparno proilgio atveju (4.5 pav.). Tai parodo beveik vienodas keliamosios jėgos sumažėjimas 4 – 11 pjūviuose atakos kampui pasiekus 20° (4.6 pav.). Tuo tarpu mažo sparno proilgio atveju keliamosios jėgos koeficientai šiuose pjūviuose gerokai skiriasi ir kai atakos kampai yra didesni.



4.7 pav. NACA4415 stačiakampis sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$. Naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

4.7 pav. iliustruoja naudoto skaičiavimo metodo galimybes, įvertinant baigtinį sparno ilgį. Šiame paveiksle pateiktas skirtingų proilgių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas. Kaip ir buvo tikėtasi, didesnio proilgio sparno pasipriešinimas yra mažesnis, esant tai pačiai keliamajai jėgai. Be to, didėjant sparno proilgiui didėja maksimalus keliamosios jėgos koeficientas.

4.8 pav. pateikti stačiakampio sparno su NACA0012 profiliu skaičiavimo rezultatai. Šiuo atveju skaičiuojant buvo panaudoti Rinku Mukherjee ir Ashok Gopalarathnam [35] publikuoti šio profilio rezultatai.

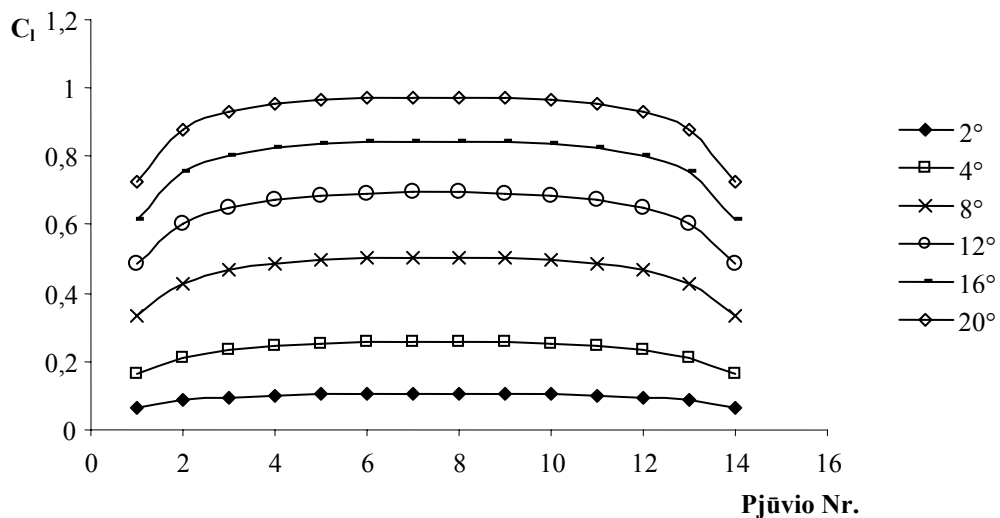


4.8 pav. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Kadangi sparno proilgis yra didelis, atakos kampui pasiekus 21° , srautas tolygiai atitrūksta visu sparno ilgiu, išskyrus galinius sparno pjūvius (4.8 pav.). Ši savybė būdinga visisems didelio proilgio sparnams ir jau buvo pastebėta NACA4415 sparno atveju.

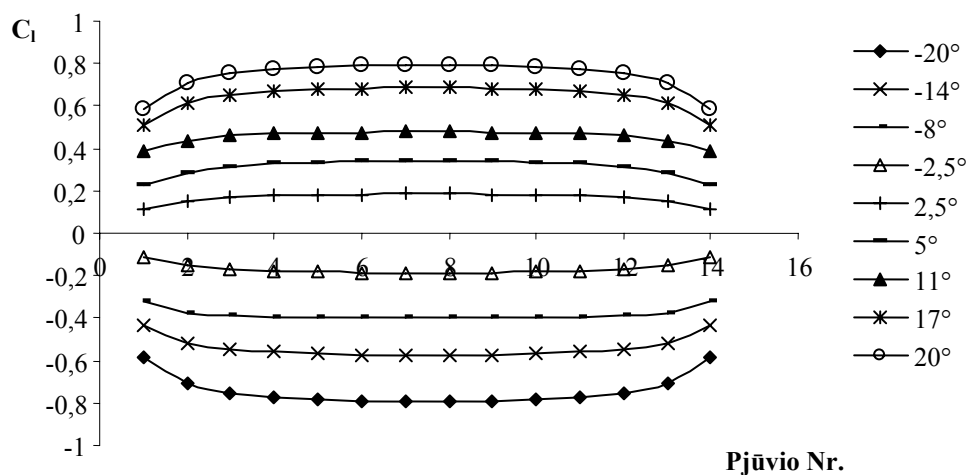
4.2. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatai, naudojant profilių aerodinaminius parametrus, apskaičiuotus programa X-FOIL

Ne visada galima gauti patikimus profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus, atitinkančius reikalingą sparno aptekėjimo atvejį. Tokiu atveju buvo naudojama iki-garsinių profilių projektavimo ir analizės programa X-FOIL [12] (versija 6.93). Pirmoji programos versija buvo sukurta 1986 m. Programoje suderintas aukštesnių eilių panelinių metodų skaičiavimo greitis su klampaus/neklampaus srauto sąveikos metodu, kuris buvo naudojamas M. Drela ir M. Giles sukurtoje ISES projektavimo programoje [11]. Tiesioginiuose ir atvirkštiniuose (skaičiuojant reikalingą profilio geometriją) skaičiavimuose naudojamas tiesinis sūkurinis panelinis metodas („Linear - Vorticity Panel Method“) su Karman – Tsien suspaudžiamumo pataisa („Karman – Tsien compressibility correction“). Klampaus sluoksnio įtaka potencinei tėkmei modeliuojama profilio paviršiuje ir pėdsake išdėstant šaltinius. Specialus metodas („Two-Equation Lagged Dissipation Integral Method“) naudojamas klampiems sluoksniams modeliuoti. Perėjimo taškas iš laminarinio į turbulentinį pasienio sluoksnį nustatomas naudojant e^9 stiprinimo formulę („ e^9 Amplification Formulation“). Pasienio sluoksnio ir perėjimo lygtys sprendžiamos tuo pačiu metu su neklampiu tėkmės lauku naudojant bendrąjį Niutono metodą. Atlikus klampaus srauto skaičiavimą naudojant šį metodą ir lyginant gautus rezultatus su matavimų rezultatais matyti, kad atitikimas yra patenkinamas, tačiau skaičiavimo tikslumas mažėja, mažėjant Re skaičiui (buvo atlikti skaičiavimai $Re=0,6 \times 10^5$, 1×10^5 , 2×10^5). Be to, buvo nustatyta, kad, siekiant gauti konverguojančias reikšmes srauto atitrūkimo ir perėjimo zonose, reikia sutankinti panelius [12].

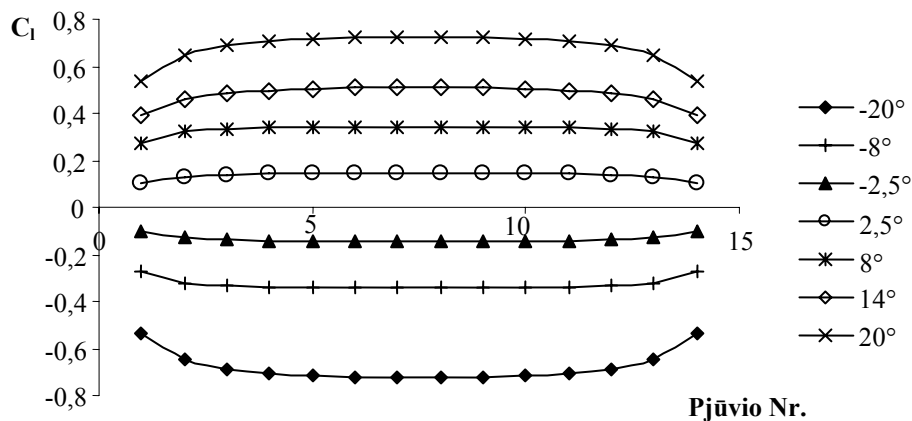


4.9 pav. FX63-137 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$

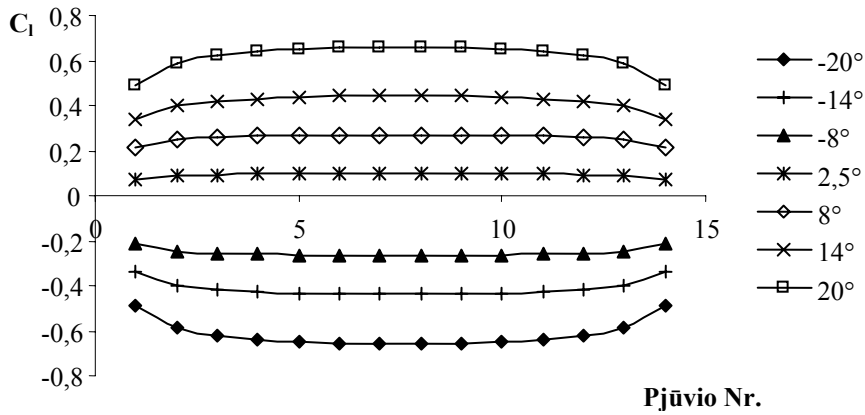
Ankstesni profilių šarnyrinio momento koeficiento tyrimai patvirtino, kad X-FOIL galimybės yra ribotos [40], [41], todėl į tai turi būti atsižvelgta vertinant skaičiavimo rezultatus, pateiktus 4.9 pav. – 4.12 pav. Šiuose paveiksluose pateikiami stačiakampių sparnų skaičiavimo atvejai, kai $Re=4000$ (tokios aptekancio srauto sąlygos paprastai atitinka mikro skraidančių aparatų atvejį). Šių rezultatų palyginimas su kitų autorių gautais rezultatais arba aerodinaminių parametrų matavimo rezultatais tik iliustruoja ribotas X-FOIL galimybes (4 skyrius).



4.10 pav. NACA0006 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$

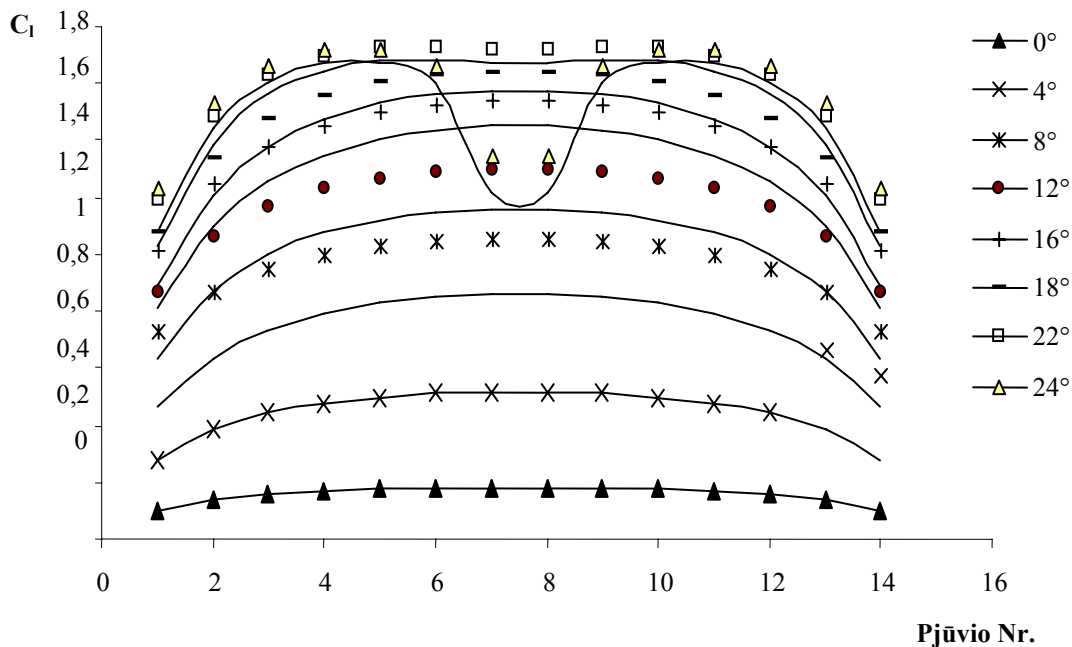


4.11 pav. NACA0009 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$

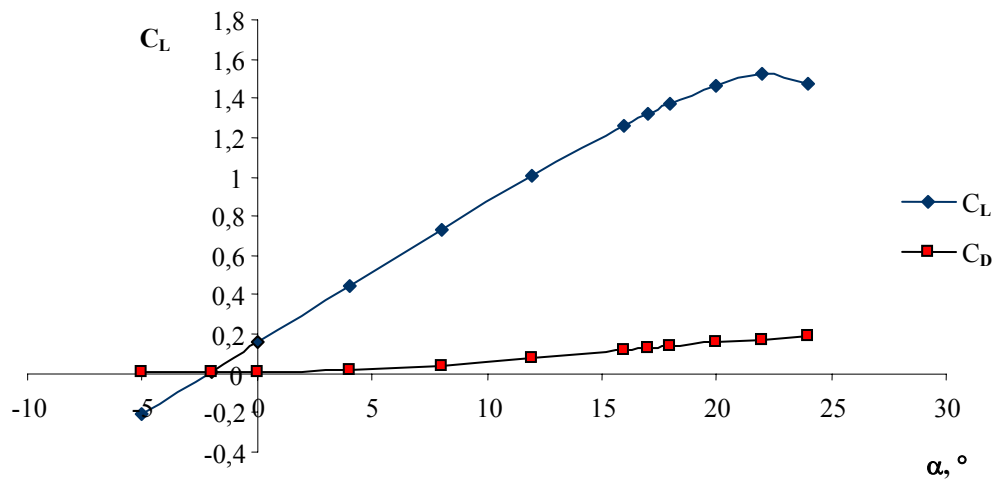


4.12 pav. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$

4.13 pav. pavaizduotas atvejis, kada X-FOIL užtikrina patikimus profilio charakteristikų skaičiavimo rezultatus. Šiame paveiksle išsiskiria srauto atitrūkimo pradžia vidurinėje sparno dalyje, atakos kampui pasiekus 22° . Atakos kampui padidėjus iki 24° , sparno viduryje (6 ir 7 pjūviai) keliami jėga labai sumažėja. Tuo tarpu sparno galuose (1, 2, 3 ir 4 pjūviai) keliami jėga vis dar auga.



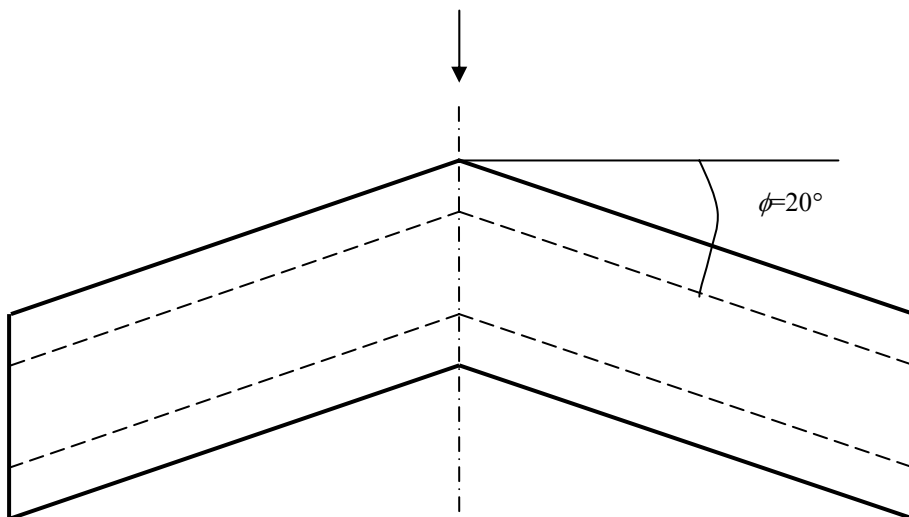
4.13 pav. NACA2412 stačiakampis sparnas, $AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$



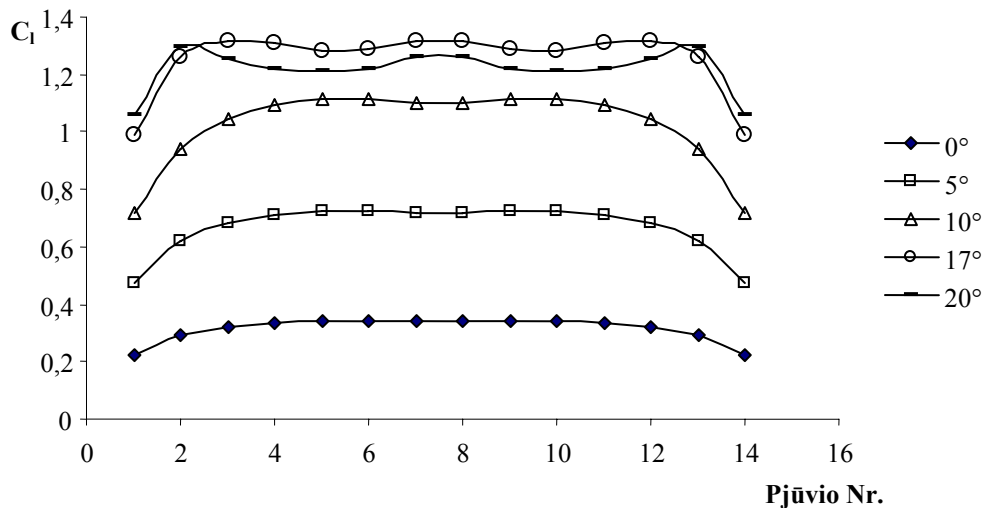
4.14 pav. NACA2412 stačiakampis sparnas, $AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$

4.3. Strėlinių ir trapecinių sparnų skaičiavimo rezultatai

4.15 pav. pavaizduoto strėlinio sparno skaičiavimui taip pat buvo panaudoti K. Jacob publikuoti [16] NACA4415 profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai, kurių atlikimo metodika plačiau aprašyta 4.1 skyriuje.



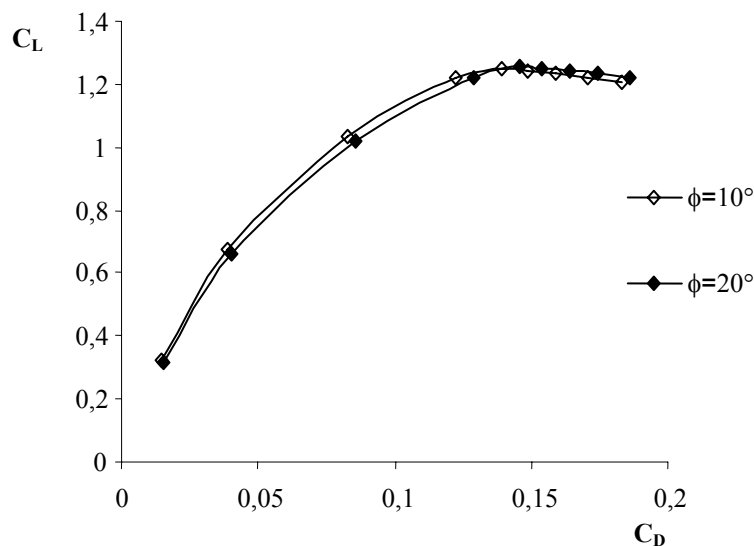
4.15 pav. NACA4415 strėlinis sparnas $\phi=20^\circ$, $AR=6,2$



4.16 pav. NACA4415 strėlinis sparnas $\phi=20^\circ$, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

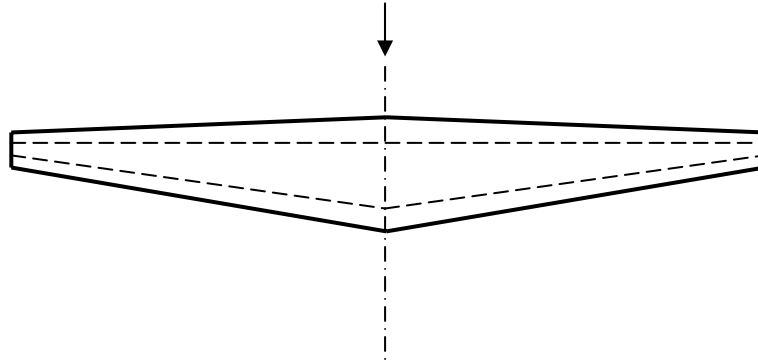
Lyginant su stačiakampiais sparnais, strėlinio sparno atveju didėjant atakos kampui, keliamoji jėga sparčiau auga 3, 4, 5 ir 6 sparno pjūviuose (4.16 pav.), t. y. toliau nuo sparno vidurio. Atitinkamai šiuose pjūviuose srautas atitrūksta pirmiausia, atakos kampui padidėjus iki 17° .

4.17 pav. palyginamos skirtingo strėliškumo sparnų poliarės. Šiuo atveju poliarių skirtumai yra labai neįžymūs.

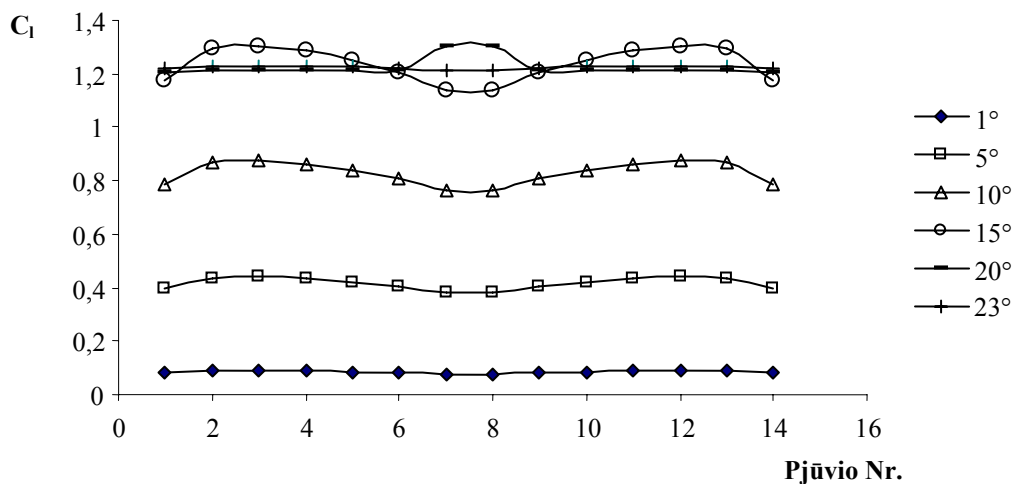


4.17 pav. NACA4415 strėlinis sparnas $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Toliau pateikti 4.18 pav. pavaizduoto trapecinio sparno su NACA0012 profiliu skaičiavimo rezultatai. Šiuo atveju skaičiuojant buvo panaudoti Rinku Mukherjee ir Ashok Gopalarathnam [35] publikuoti rezultatai šiam profiliui.

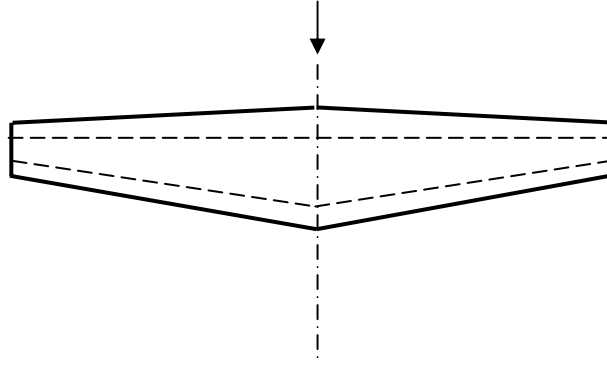


4.18 pav. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $\phi=0^\circ$, $AR=10$



4.19 pav. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

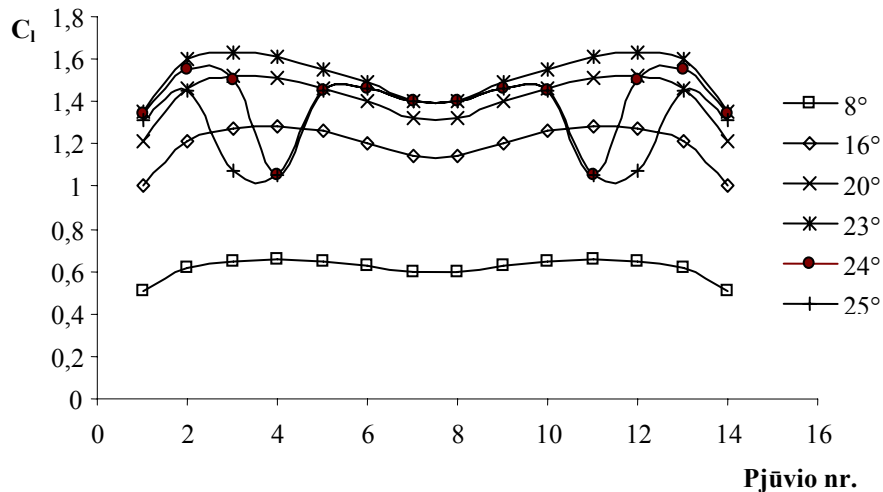
Kaip ir strėlinių sparnų atveju, nuo trapecinio sparno srautas pirmiausia atitrūksta 2, 3, 4 ir 5 pjūviuose. Mažesnio sparno proilgio atveju (4.21 pav.) atitrūkimo zona mažesnė ir didėjant atakos kampui vystosi link sparno galų.



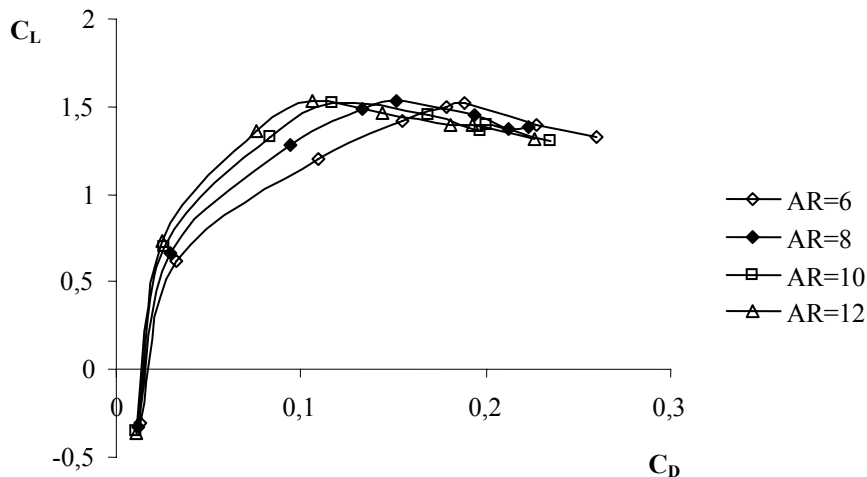
4.20 pav. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $AR=6$, $Re=3,09 \times 10^6$

4.21 pav. pateiktas mažesnio susiaurėjimo ir proilgio trapecinio sparno 4.20 pav. keliamosios jėgos koeficientų pasiskirstymas. Sparno modeliui buvo panaudotas NACA0018 profilis šaknyje palaipsniui pereinantis į NACA0009 profilį sparno gale. Tarpiniai profiliai apskaičiuoti iš sąlygos, kad profilio koordinatės sparno pjūviuose keičiasi tiesiškai. Profilių keliamosios ir pasipriešinimo jėgos koeficientai apskaičiuoti programa X-FOIL. Dėl pakankamai didelio Re skaičiaus, šiuo atveju X-FOIL rezultatus galima laikyti patikimais.

To paties sparno skirtingų proilgių poliarės patiekiamos 4.22 pav.



4.21 pav. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $AR=6$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



4.22 pav. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

4.22 pav. palyginamos trapecinio sparno skirtingų proilgių poliarės. Didėjant sparno proilgiui pasipriešinimo jėgos koeficientas mažėja, kai keliamoji jėga yra ta pati, tačiau, kitaip nei stačiakampio sparno atveju, maksimalus keliamosios jėgos koeficientas beveik nepasikeičia.

4.4. Sparno aerodinaminių parametų matavimo rezultatų palyginimas su matematinio modeliavimo rezultatais bei kitų autorių gautais rezultatais

Šiame skyriuje gauti sparnų skaičiavimo rezultatai palyginami su kitų autorių rezultatais ir sparno aerodinaminių parametų matavimo rezultatais. Palyginimui sparno aerodinaminiai parametrai pateikiami grafiškai. Atsižvelgiant į matavimo rezultatų paklaidas, priimta, kad skaičiavimo rezultatai gerai atitinka kitų autorių arba eksperimentinius rezultatus tada, kai skirtumai tarp palyginamų charakteristikų nėra didesni kaip 6%:

$$\delta C = \frac{C - C_E}{\max(C_E)} 100, \% \quad (4.1)$$

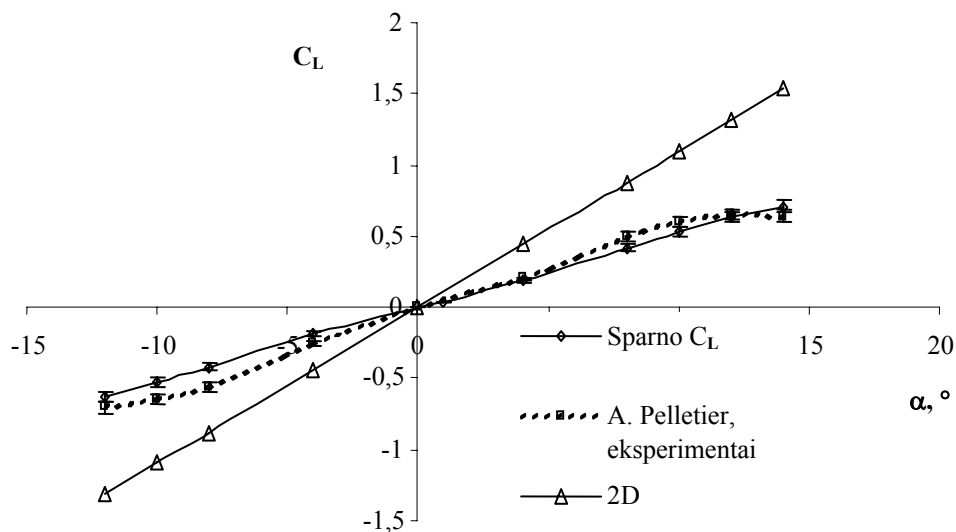
čia: C – apskaičiuotas pasipriešinimo arba keliamosios jėgos koeficientas;
 C_E – kitų autorių arba matavimo rezultatas.

Maksimali C_E koeficiento reikšmė naudojama siekiant išvengti priartėjimo prie neapibrėžtos situacijos, kai $C_E=0$.

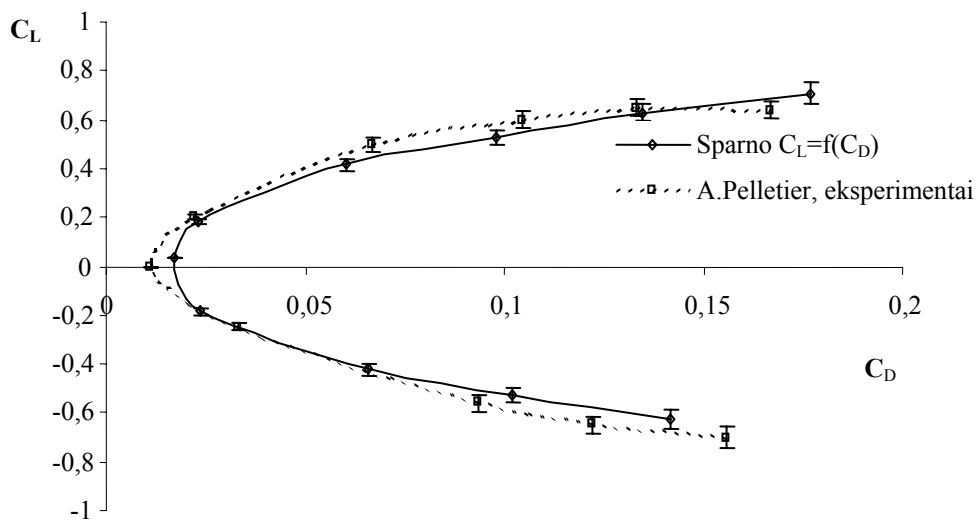
4.5. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas, sparno modelyje panaudojus profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatus

4.23 pav. - 4.27 pav. stačiakampių plokštelių skaičiavimo rezultatai, kai Reinoldso skaičiai yra maži, lyginami su Alain Pelletier ir Thomas J. Mueller aerodinaminių parametru

matavimo rezultatais [46]. Plačiau jų eksperimento sąlygos buvo aprašytos 4.1 skyriuje. Vertikalios linijos šiuose paveiksluose nurodo skaičiuojant panaudotų profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatų nuokrypas.

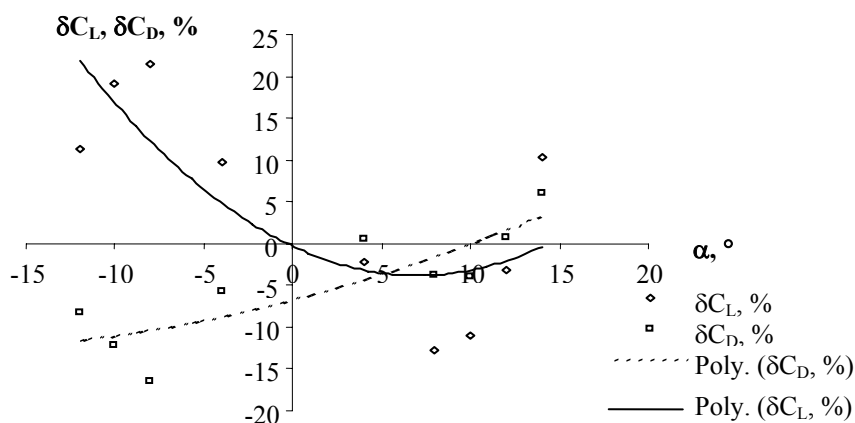


4.23 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai

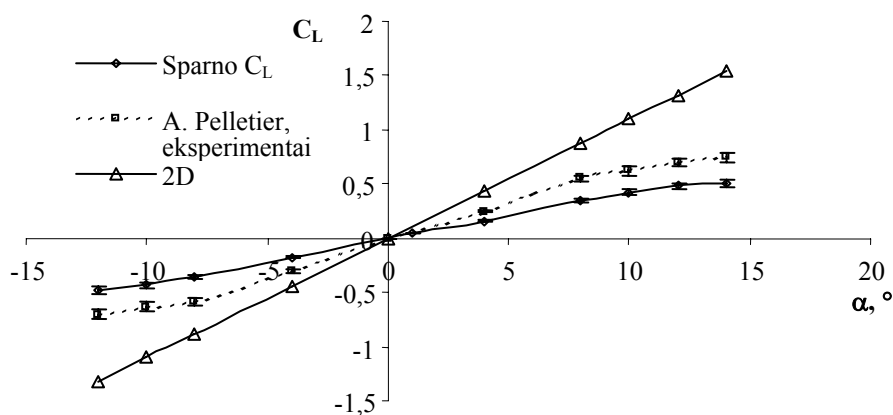


4.24 pav. Poliarės palyginimas su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai

Naudotas skaičiavimo metodas gerai įvertina baigtinį sparno ilgį. Tai patvirtina 4.23 pav. ir 4.26 pav., kuriuose galima palyginti begalinės plokštelės (2D) ir baigtinio sparno keliamosios jėgos koeficientus. Absoliutūs skirtumai tarp apskaičiuotų ir išmatuotų keliamosios jėgos koeficientų nėra dideli. Įvertinus tai, kad matavimai atlikti su iki 6% paklaida, palyginimui buvo apskaičiuoti santykiniai aerodinaminių jėgų koeficientų skirtumai, kurie pateikti 4.25 pav. ir 4.28 pav. Iš šių grafikų matyti, kad skaičiuojant gauti mažesni aerodinaminių jėgų koeficientai nei nustatyti eksperimentiškai. Be to, santykiniai skirtumai, lyginant su 6% paklaida, yra dideli, todėl negalima teigti, kad metodas pateikia pakankamai tikslius $AR=3$ proilgio ir $Re=140000$ sparnų rezultatus. Lyginant skirtingų Re skaičių atvejus matyti, kad didesni nukrypimai nuo matavimo rezultatų gaunami, kai Re skaičius yra didesnis. Tačiau negalima remtis šiuo vieninteliu atveju darant apibendrinančią išvadą dėl Re skaičiaus įtakos skaičiavimo rezultatų tikslumui. Tam reikia atlikti išsamesnį stačiakampių sparnų tyrimą, kai Re skaičiai yra maži.

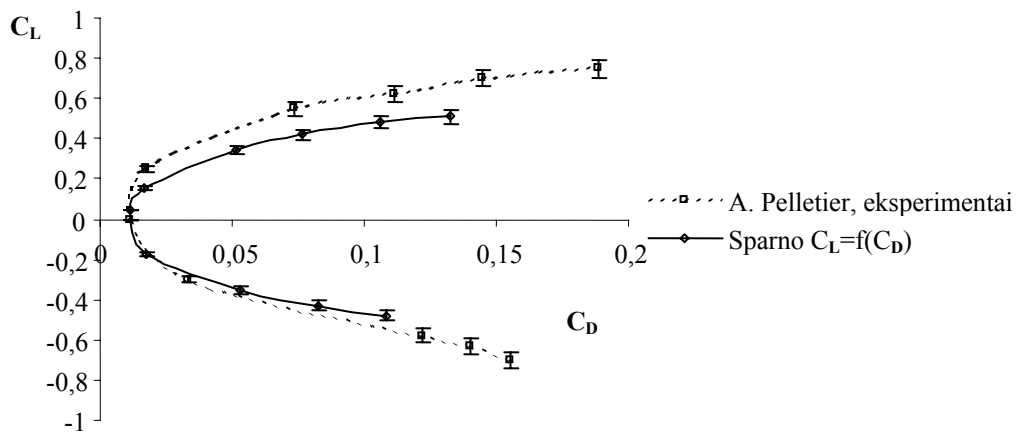


4.25 pav. Aerodinaminių jėgų koeficientų santykiniai skirtumai, lyginant su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

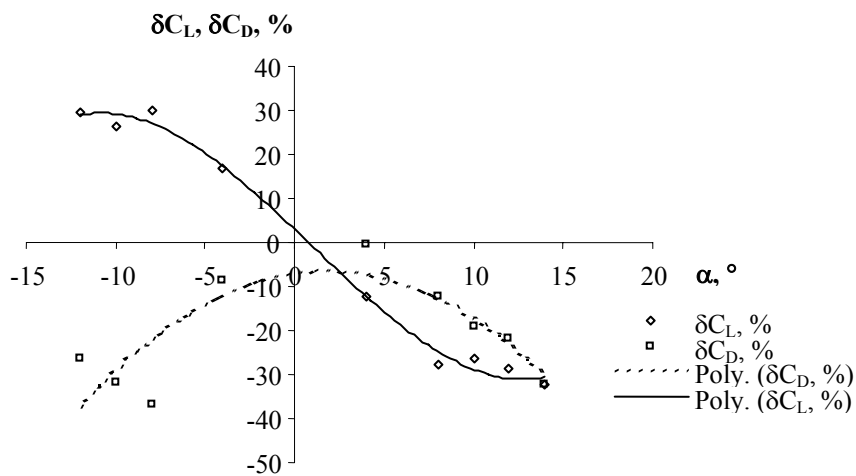


4.26 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140\ 000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

Iš 4.23 pav. - 4.25 pav. pateiktų rezultatų galima padaryti išvadą, kad stačiakampio sparno ($AR=3$, $Re=80000$), kurio profilis tiesi plokštelė, skaičiavimo rezultatai gerai atitinka A. Peletier matavimo rezultatus ribotame atakos kampų diapazone, kai $\alpha = -5^\circ \dots 15^\circ$.



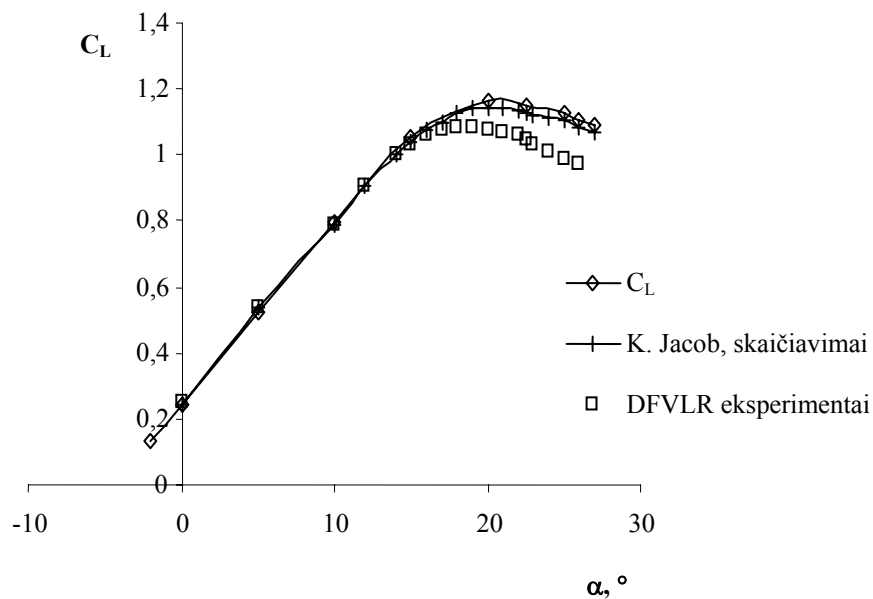
4.27 pav. Poliarės palyginimas su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140\,000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai



4.28 pav. Aerodinaminių jėgų koeficientų santykiniai skirtumai, lyginant su matavimo rezultatais. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140000$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Kitaip nei prieš tai nagrinėtu atveju, iš 4.26 pav. - 4.28 pav. pateiktų rezultatų negalima teigti, kad skaičiavimo rezultatai gerai atitinka A. Peletier matavimo rezultatus.

4.29 pav. NACA4415 stačiakampio sparno apskaičiuotas keliamosios jėgos koeficientas lyginamas su Klaus Jacob skaičiavimų rezultatais [16] ir matavimo aerodinamiame vamzdyje rezultatais [6], kuriuos K. Jacob taip pat pateikia savo darbe. Paveiksle matyti, kad apskaičiuotas keliamosios jėgos koeficientas yra labai artimas K. Jacob pateikiamiems rezultatams, tačiau abu metodai duoda didesnę keliamosios jėgos koeficientą nei buvo nustatytas eksperimentiškai. Pastebima skirtumo didėjimo tendencija, didėjant atakos kampui. [44] publikacijoje pateikiamas atskirų šio sparno pjūvių keliamosios jėgos koeficientų palyginimas, kai atakos kampas $\alpha=22,5^\circ$, iš kur matyti, kad didesni skirtumai tarp abiejų metodų rezultatų gaunami ties sparno galais. Tai galima paaiškinti tuo, kad K. Jacob savo metode naudoja keliamosios jėgos korekcijos koeficientus, skaičiuojamajam pjūviui artėjant link sparno galo.

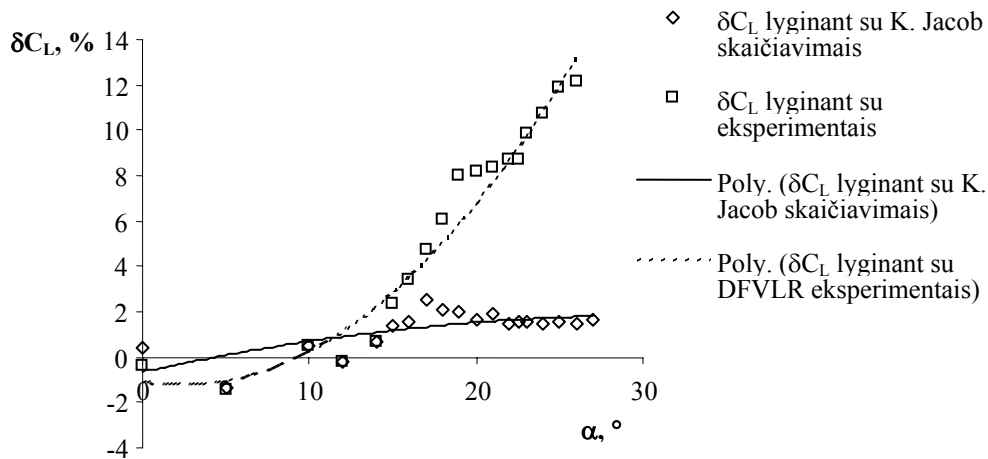


4.29 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=3,1$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinamių parametru matavimo rezultatai

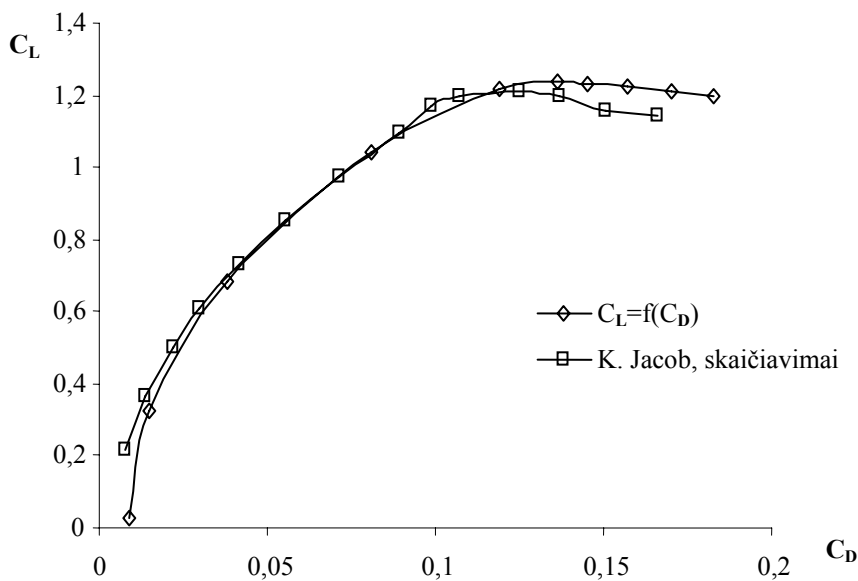
4.30 pav. pateikti sparno keliamosios jėgos koeficiento santykiniai skirtumai lyginant apskaičiuotas ir eksperimentines charakteristikas. Lyginant su K. Jacob skaičiavimais, skirtumai neviršija 3%. Virš 15° atakos kampo santykiniai skirtumai tarp apskaičiuotų ir išmatuotų charakteristikų didėja iki 14%.

Rezultatai, pateikti 4.29 pav. ir 4.30 pav., leidžia daryti išvadą, kad siūlomą metodą gauti NACA4415 stačiakampio sparno ($AR=3,1$, $Re=2,1 \times 10^6$) rezultatai gerai atitinka K. Jacob skaičiavimo rezultatus visame skaičiuotų atakos kampų diapazone ir matavimo rezultatus iki kritinio atakos kampo, t.y. kai $\alpha = 0^\circ \dots 17^\circ$.

4.31 pav. palyginami to paties sparno skaičiavimo rezultatai, kai sparno proilgis dvigubai didesnis. Taip pat pastebimi maži skirtumai tarp abiejų metodų. Santykiniai skirtumai virš $C_D=0,04$ maži ir neviršija 4%. Iki $C_D=0,04$ dėl mažos keliamosios jėgos koeficiento reikšmės santykiniai skirtumai didesni. Šio sparno matavimo aerodinamiame vamzdyje rezultatų nėra, todėl toks palyginimas nebuvo atliekamas.

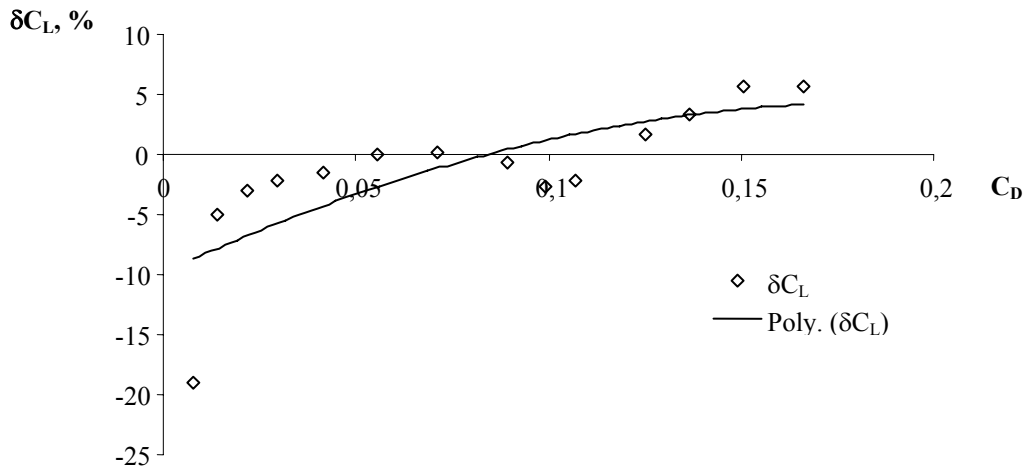


4.30 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykiniai skirtumai. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=3,1$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai



4.31 pav. Poliarės palyginimas. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

Matyti, kad 4.31 pav. pateikti rezultatai sutampa iki kritinio sparno atakos kampo. Virš kritinio atakos kampo siūlomas metodas pateikia didesnę keliamosios jėgos koeficientą, nei K. Jacob metodas. Taip pat reikia paminėti, kad pastebima ir pasipriešinimo jėgos koeficiento analogiška situacija.



4.32 pav. Poliarės santykiniai skirtumai. NACA4415 stačiakampis sparnas, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

4.33 pav. - 4.36 pav. pateiktas NACA0012 stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas su R. Mukherjee ir kt. [35] skaičiavimo rezultatais. Lygindami klampaus ir neklampaus srauto atvejus šie autoriai, nustatydami efektyvųjį profilio kreivumo sumažinimą kiekvienam sparno pjūviui, apskaičiuoja srauto intensyvumo pasiskirstymą išilgai sparno. Sparno pjūvis modeliuojamas plokšte su užsparniu, kurios kampams nustatyti naudojamos dvi kreivumo sumažinimo funkcijos

$$\delta_1 = \frac{\Delta C_l - [2(\pi - \theta_2) + 2 \sin \theta_2] \delta_2}{2\pi} \quad \text{ir} \quad \delta_2 = \frac{\Delta C_m}{0,25 \sin 2\theta_2 - 0,5 \sin \theta_2},$$

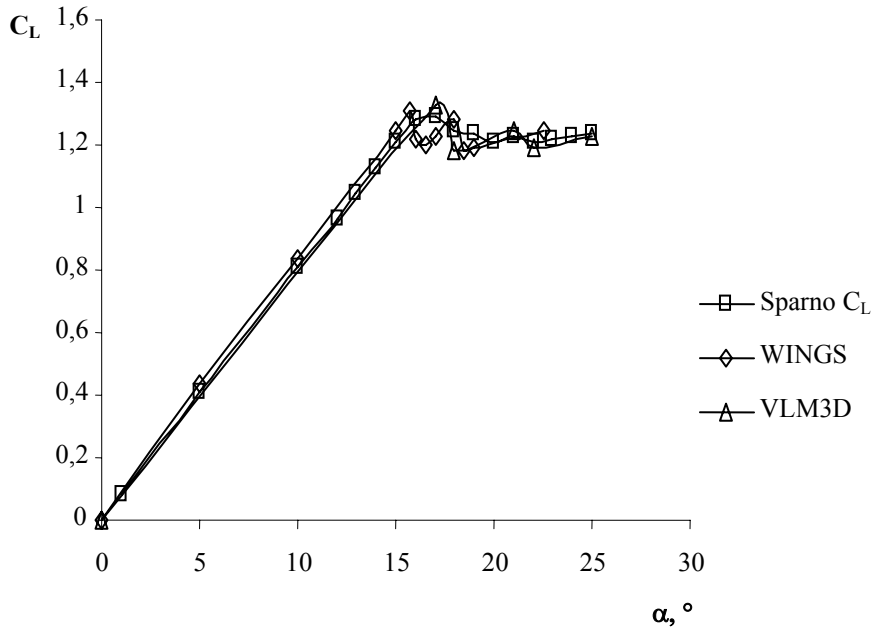
čia $\theta_2 = \cos^{-1}(1 - 2x_2)$ ir $x_2 = 0,8$.

Praktiškai δ_1 atitinka plokštelės atakos kampo pokytį ir yra apskaičiuojama iš keliamosios jėgos koeficiento skirtumo (klampaus ir neklampaus srauto atvejai), o δ_2 – užsparnio atsilenkimo kampą ir apskaičiuojama iš momento koeficiento skirtumo. Užsparnio sukimosi ašies padėtį nusako x_2 ir θ_2 .

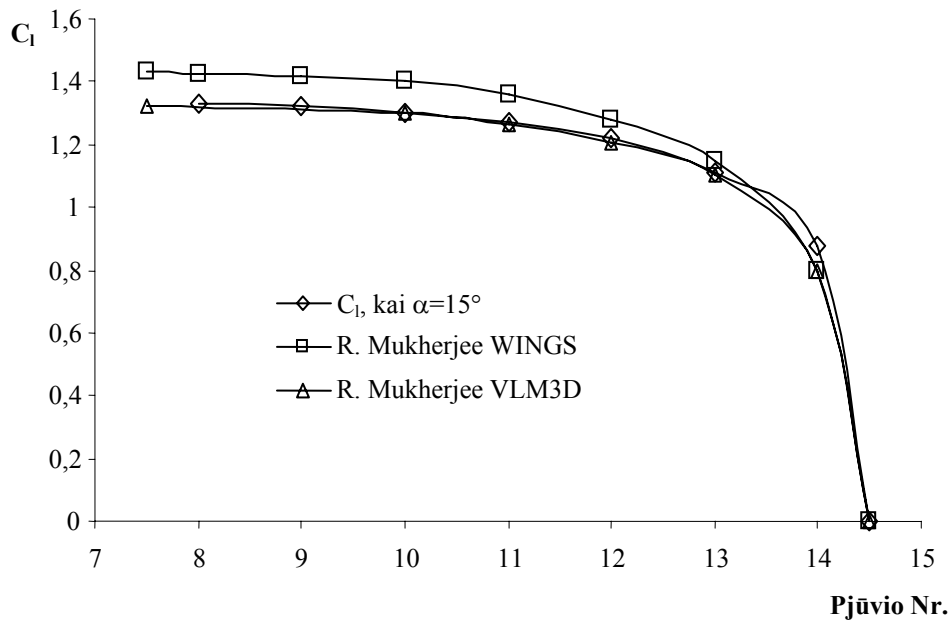
Šią netiesinių profilio charakteristikų įvertinimo procedūrą autoriai panaudojo dviejuose baigtinio ilgio sparno skaičiavimo metoduose: VLM3D ir WINGS. VLM3D – autorių duotas pavadinimas sukurių tinklelio metodui, WINGS metodas plačiau aprašomas [15] šaltinyje.

Abiem atvejais naudojamas Niutono daugiadimensinis iteracinis procesas, kuris savaime įvertina kiekvieno pjūvio keliamosios jėgos sumažinimo įtaką (dėl sumažinto profilio kreivumo) kitiems pjūviams.

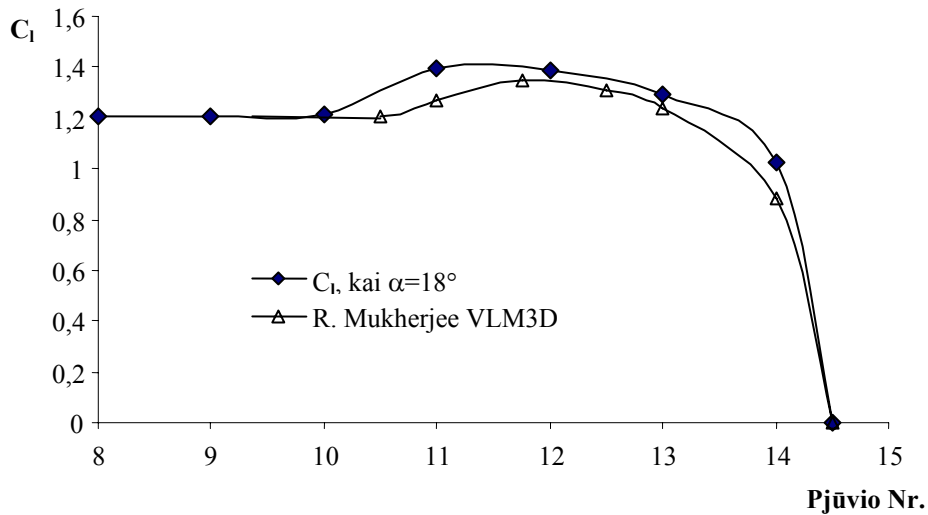
Palyginimui, R. Mukherjee ir kt. [35] gauti rezultatai naudojami 4.33 pav. - 4.36 pav. ir 4.47 pav. - 4.50 pav.



4.33 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

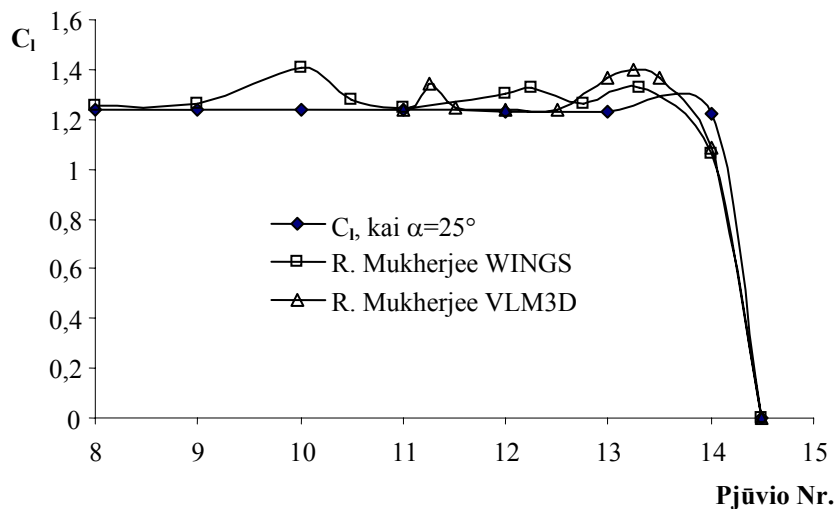


4.34 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas, kai $\alpha=15^\circ$. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

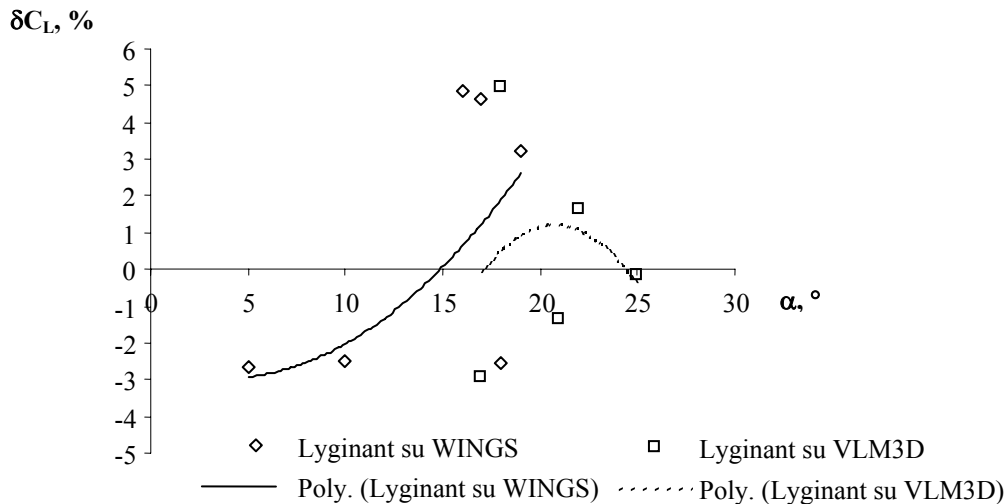


4.35 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas, kai $\alpha = 18^\circ$. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai

Kai $\alpha = 15^\circ$, skaičiavimo rezultatai labai artimi R. Mukherjee ir kt. gautiems rezultatams, naudojant VLM3D metodą (4.34 pav.). Šiuo atveju abu metodai pateikia mažesnę keliamosios jėgos koeficientą nei tie patys autoriai gavo naudodami WINGS metodą. Didesni skirtumai tarp siūlomo ir VLM3D metodų rezultatų pastebimi atakos kampui padidėjus iki 18° (4.35 pav.). Šiuo atveju sparno viduryje (5 – 10 pjūviai) abiejų metodų rezultatai vienodi ir didesni skirtumai atsiranda galiniuose sparno trečdaliuose.



4.36 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas, kai $\alpha = 25^\circ$. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



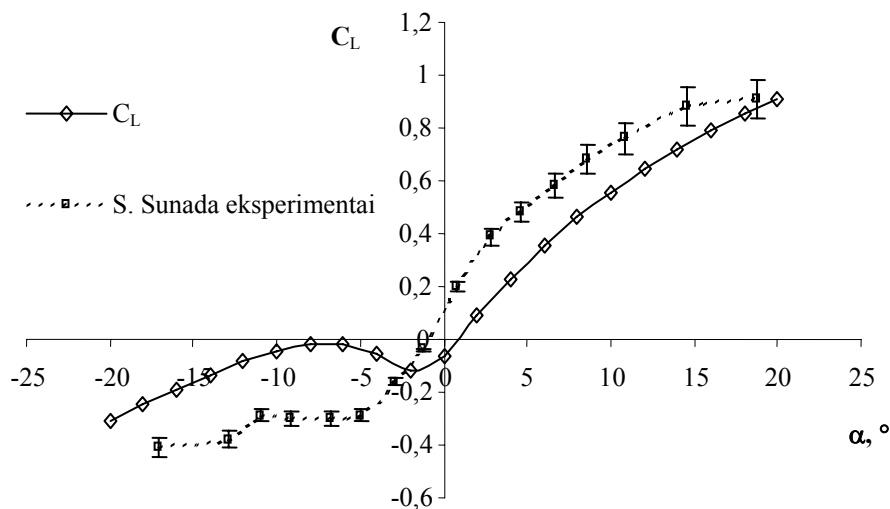
4.37 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykiniai skirtumai, lyginant su R. Mukherjee rezultatais. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

Vertinant rezultatus, pateiktus 4.33 pav. - 4.36 pav., galima daryti išvadą, kad naudoto metodo skaičiavimo rezultatai yra artimi R. Mukherjee ir kt. [35] gautiems to paties sparno rezultatams. Be to, mažesni santykiniai skirtumai gauti lyginant su VLM3D rezultatais, nei su WINGS rezultatais (4.37 pav.). Kadangi šie skirtumai neviršija 6%, galima laikyti, kad apskaičiuoti keliamosios jėgos koeficientai gerai atitinka R. Mukherjee ir kt. rezultatus. Dėl šio sparno aerodinaminių parametrų matavimo rezultatų stokos nebuvo galima nustatyti, kuriuo metodu gaunami rezultatai yra artimesni eksperimentiniams keliamosios jėgos koeficientams.

4.6. Stačiakampių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas, sparno modelyje panaudojus profilio aerodinaminius parametrus, apskaičiuotus programa X-FOIL

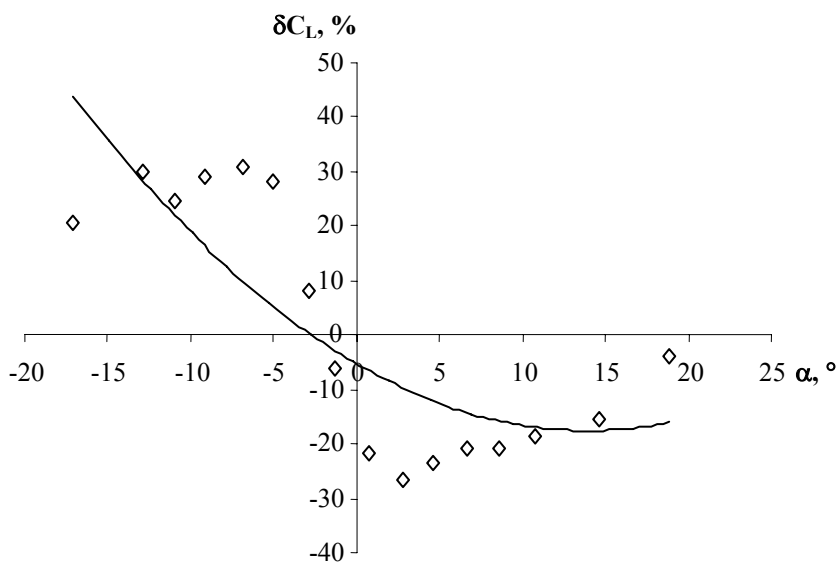
4.38 pav. – 4.42 pav. pateikiamas įvairių profilių sparnų aerodinaminių parametrų palyginimas su S. Sunada ir kt. [61] atliktais šių sparnų aerodinaminių parametrų matavimo rezultatais. Sparnų bandymai buvo atliekami vandens baseine (1710x1000x400). Apkrovos davikliu buvo matuojamos sparną veikiančios jėgos, jį traukiant išilgai baseino vertikalioje padėtyje. Visų sparnų mostas 290 mm, stygos ilgis 40 mm ir prailgėjimas 7,25. Jėgos iš sparno į apkrovos daviklį buvo perduodamos per 8 mm diametro cilindą, kurio dalis taip pat buvo nardinama į vandenį. Cilindrą veikiančios jėgos buvo išmatuotos atskirai ir atimtos apskaičiuojant sparną veikiančias jėgas (laikoma, kad cilindro įtaka sparnui yra maža). Autoriai teigia, kad sparno keliamosios ir pasipriešinimo jėgos koeficientų nustatymo paklaida dėl apkrovos daviklio, stiprintuvo, atakos kampo ir greičio matavimo paklaidų yra 8%.

Lyginant rezultatus, pateiktus 4.38 pav., matyti, kad siūlomas metodas neteisingai pateikia nulinės keliamosios jėgos tašką. Tai tiesiogiai susiję su X-FOIL programa apskaičiuotomis nesimetrinio FX63-137 profilio charakteristikomis. Kaip ir buvo minėta 4.2 skyriuje, šiuo atveju galima daryti išvadą, kad X-FOIL profilio skaičiavimo rezultatai yra netiksūs, kai Re skaičius yra labai mažas.



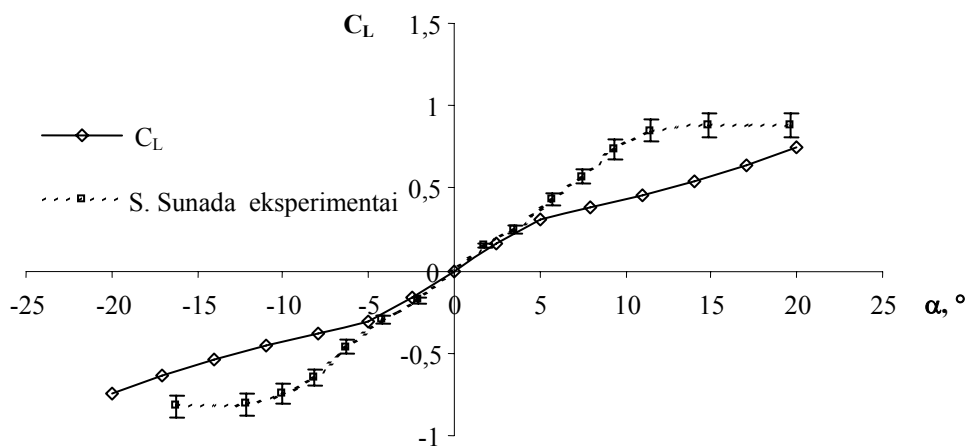
4.38 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. FX63-137 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

Siūlomame metode panaudojus tokias profilio charakteristikas, galutinis baigtinio ilgio sparno keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo rezultatas yra gerokai nutolęs nuo eksperimentinių tyrimų duomenų. Tai patvirtina apskaičiuoti santykiniai skirtumai (4.39 pav.). Lyginant su 8% paklaida (aerodinaminių parametų matavimo rezultatų paklaida) šie skirtumai yra dideli ir siekia +30%, kai atakos kampai neigiami arba – 30%, kai atakos kampai teigiami.

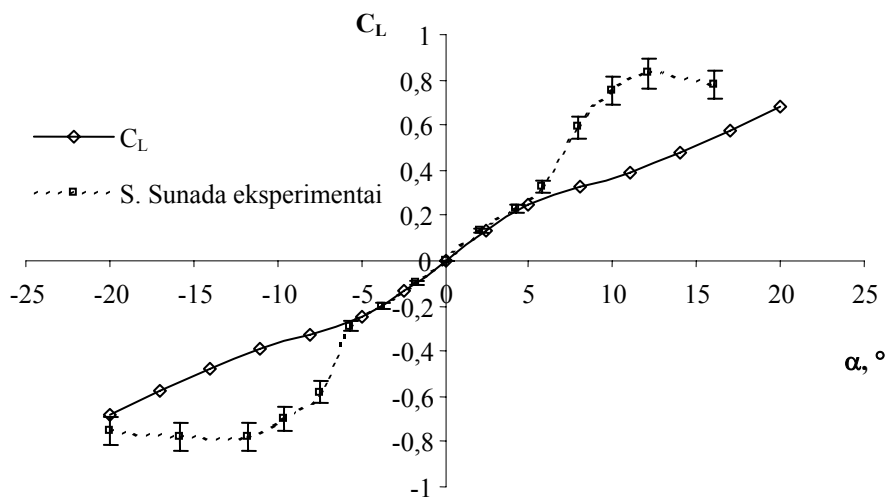


4.39 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykiniai skirtumai, lyginant su matavimo rezultatais. FX63-137 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

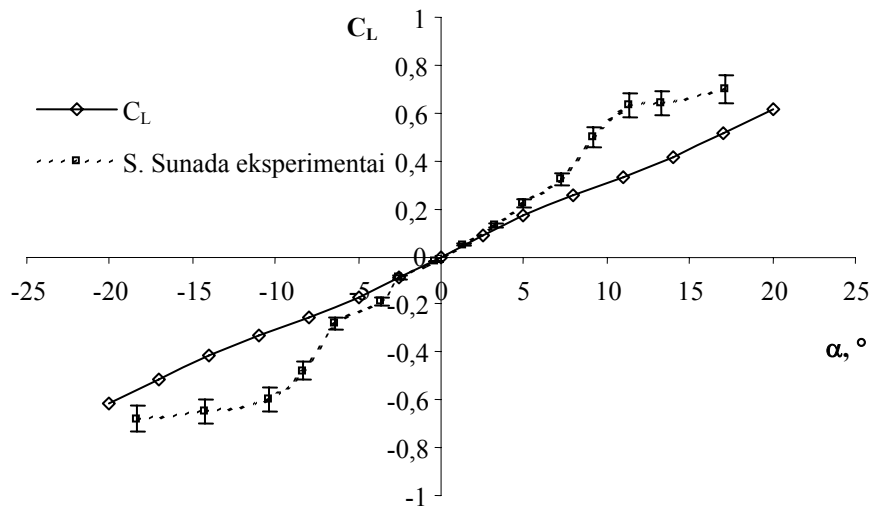
Panaši situacija kartojasi ir analizuojant sparnų su simetriniu profiliu rezultatus, kai $Re=4000$. Kitaip nei prieš tai aprašytu atveju, simetrinio profilio atveju X-FOIL rezultatai nustatant profilio nulinės keliamosios jėgos koeficientą yra tikslesni. Tai atsispindi galutiniuose sparno skaičiavimo rezultatuose (4.40 pav. - 4.42 pav.). Šie rezultatai parodo, kad apskaičiuoti sparno keliamosios jėgos koeficientai 8% paklaidos ribose sutampa su išmatuotais mažų atakos kampų diapazone ($\alpha = -5 \dots 5^\circ$).



4.40 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. NACA0006 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



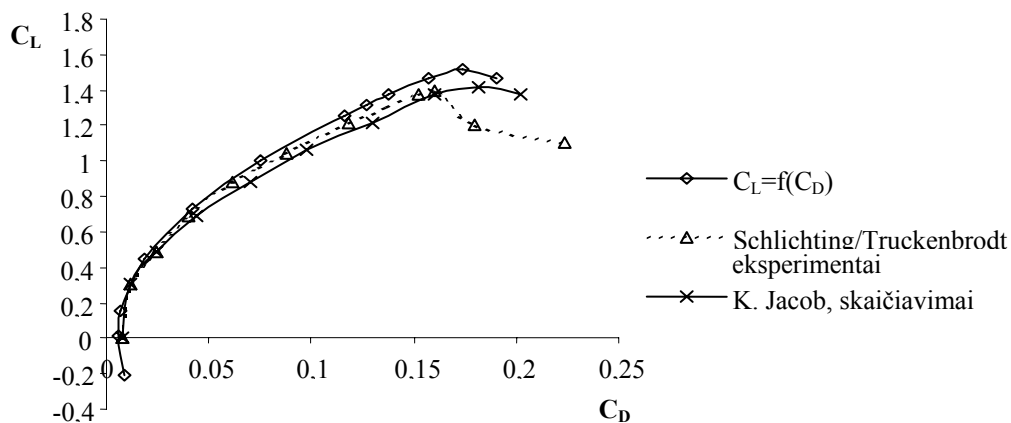
4.41 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. NACA0009 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



4.42 pav. Keliamosios jėgos koeficiento palyginimas. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

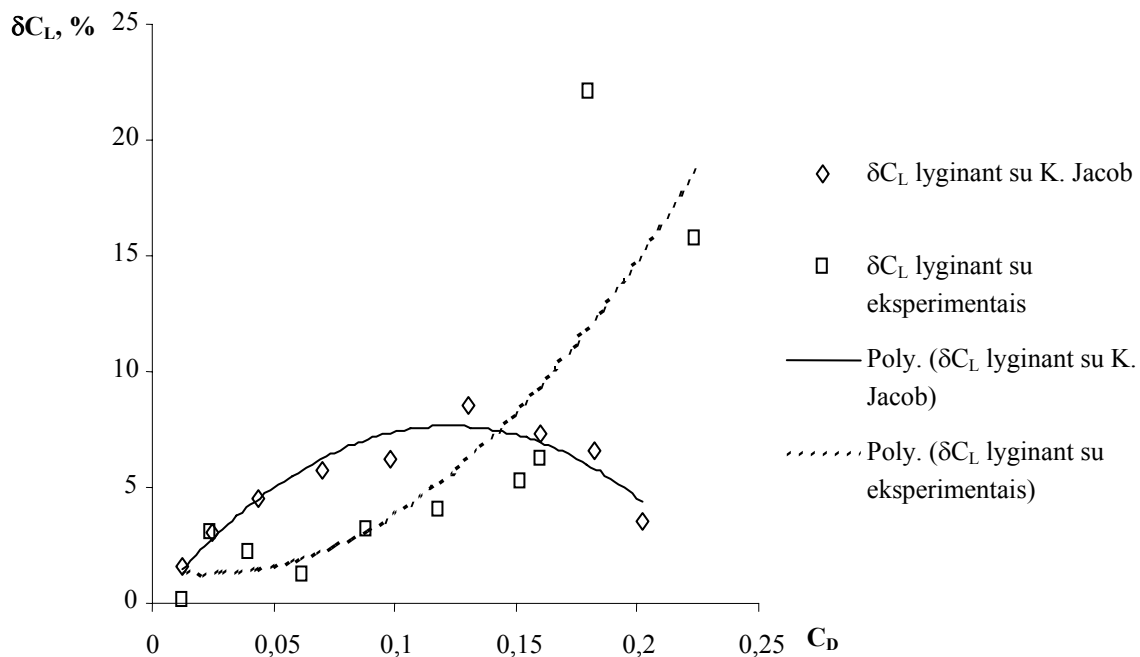
Tuo būdu 4.38 pav. - 4.42 pav. pateikti rezultatai iliustruoja ribotas X-FOIL programos galimybes skaičiuojant ypač mažo Re skaičiaus aptekėjimo atvejus. Tai parodo dideli apskaičiuotų sparno charakteristikų skirtumai nuo gautų matavimų aerodinamiame vamzdyje 4.39 pav. Palyginimui reikia atkreipti dėmesį į 4.43 pav., kuriame pateikti sparno skaičiavimo rezultatai, kai Re skaičius yra didesnis.

4.43 pav. pateiktas NACA2412 stačiakampio sparno poliarės palyginimas su K. Jacob skaičiavimų bei matavimo rezultatais [16]. Eksperimentinių bandymų sąlygos plačiau aprašytos 4.1 skyriuje, skaičiavimo metodika - 2 skyriuje.



4.43 pav. Poliarės palyginimas. NACA2412 stačiakampis sparnas, $AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

4.43 pav. matyti, kad iki kritinio atakos kampo abu metodai pateikia sparno aerodinaminių parametru matavimams artimus rezultatus. Skirtumas tas, kad apskaičiuotos poliarės nuolydis yra didesnis nei eksperimentinės, o K. Jacob skaičiavimais gautos poliarės – mažesnis. Tokia situacija gali būti aiškinama tuo, kad K. Jacob skaičiuodamas naudojo eksperimentines NACA2412 profilio charakteristikas, kurios šiek tiek skiriasi nuo gautų X-FOIL programa. Naudojant tas pačias profilių charakteristikas abu metodai pateikia beveik identiškus rezultatus (pvz.: 4.29 pav., 4.31 pav. ir 4.45 pav.). Virš kritinio atakos kampo abu metodai pateikia didesnę keliamosios jėgos koeficientą, t. y. neįvertina susidariusio oro burbulo atitrūkimo, kas būdinga NACA2412 profiliui [16].



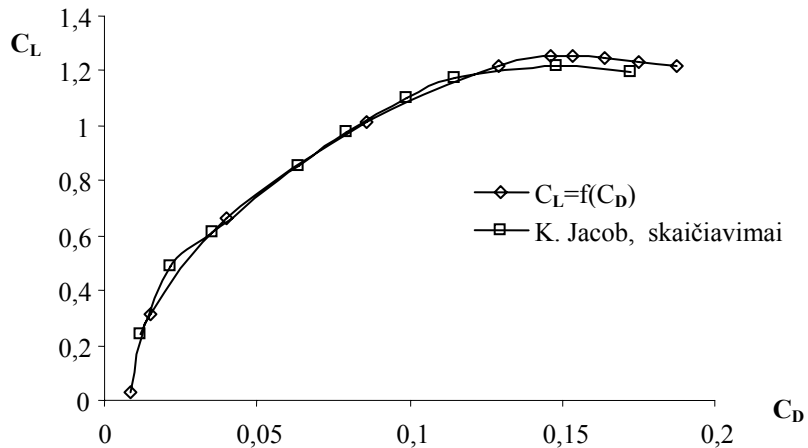
4.44 pav. Santykiniai poliarės skirtumai. NACA2412 stačiakampis sparnas, $AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

4.44 pav. pateikti santykiniai skirtumai leidžia daryti išvadą, kad apskaičiuoti NACA2412 stačiakampio sparno ($AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$) keliamosios jėgos koeficientai gerai atitinka K. Jacob to paties sparno rezultatus visame skaičiuoto atakos kampo diapazone, o matavimo rezultatus gerai atitinka, kai $\alpha=-5^\circ \dots 19^\circ$.

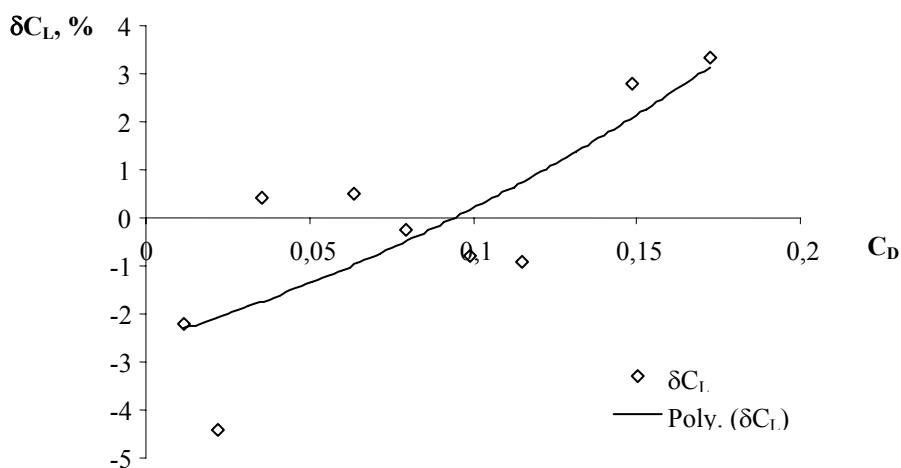
4.7. Trapecinių ir strėlinių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas

Sparno strėliškumo kampas siūlomame metode įvertinamas prisijungusiojo sūkurio padėtimi. Prisijungęs sūkurys išdėstomas išilgai sparno stygos ketvirčių linijos, todėl jo sudaromas kampas su x ašimi sutampa su sparno strėliškumo kampu. Toliau ši padėtis įvertinama skaičiuojant prisijungusiojo sūkurio įtaką bet kuriame kontroliniame taške.

Šiame skyriuje pateiktas tokių sparnų skaičiavimo rezultatų palyginimas su K. Jacob [16] ir R. Mukherjee [35] tyrimų rezultatais.



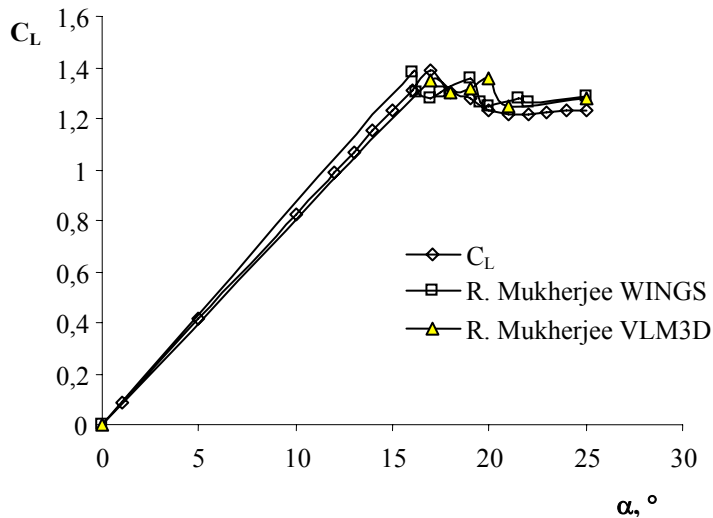
4.45 pav. Poliarės palyginimas. NACA4415 strėlinis sparnas $\phi=20^\circ$, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai



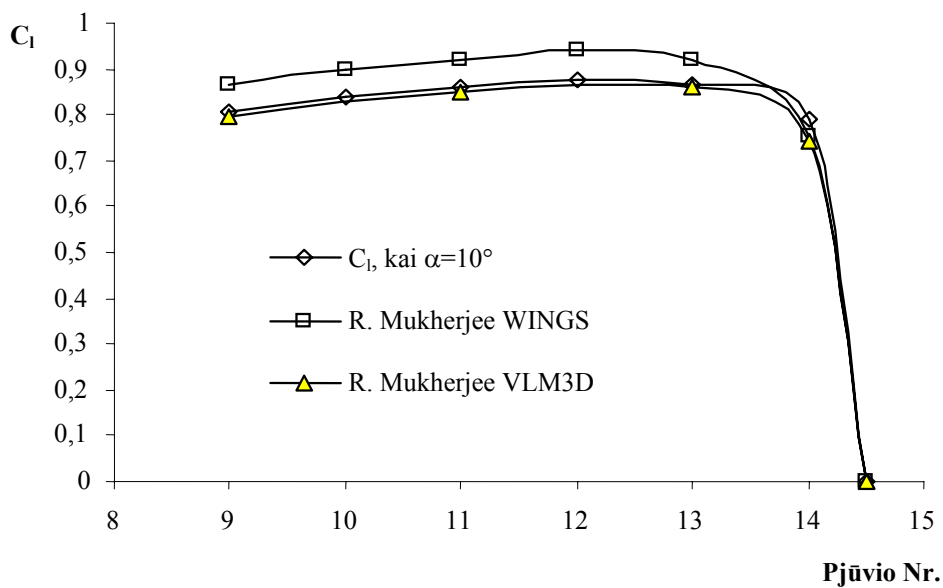
4.46 pav. Poliarės santykiniai skirtumai. NACA4415 strėlinis sparnas $\phi=20^\circ$, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

4.47 pav. - 4.50 pav. pateikiamas NACA0012 trapecinio sparno keliamosios jėgos koeficiento palyginimas su R. Mukherjee ir kt. [35], kurių skaičiavimo metodika plačiau buvo aprašyta 4.5 skyriuje, skaičiavimo rezultatais.

4.46 pav. matyti, kad santykiniai skirtumai tarp abiejų metodų yra maži (iki 4%), be to, galima išvelgti jų didėjimo tendenciją, didėjant atakos kampui.

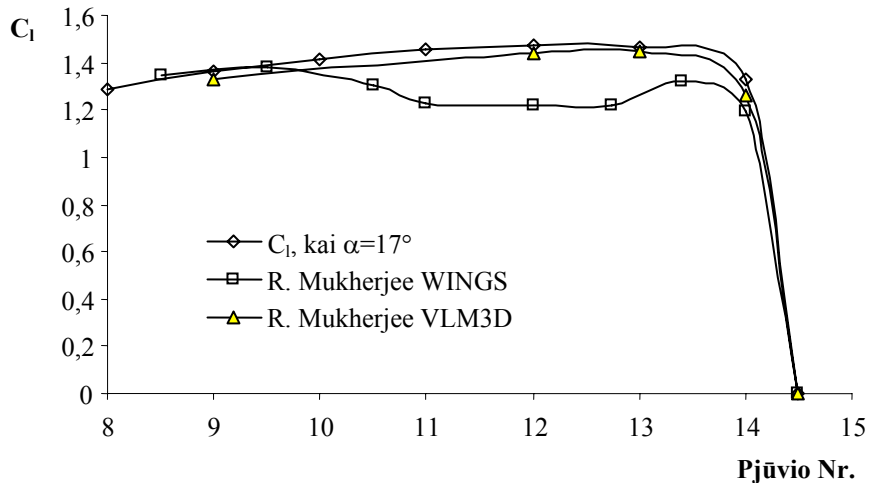


4.47 pav. Poliarės palyginimas. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

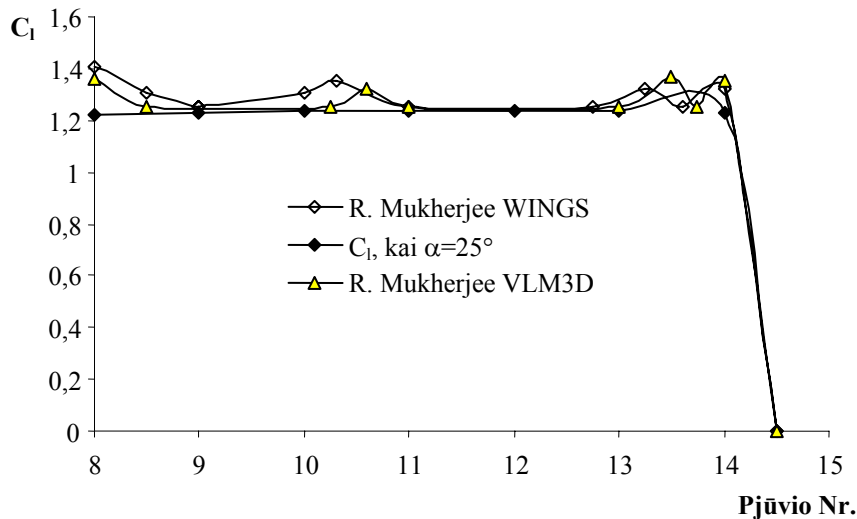


4.48 pav. Keliamosios jėgos koeficientų pasiskirstymo išilgai sparno palyginimas kai $\alpha=10^\circ$. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Apskaičiuotas keliamosios jėgos koeficiento pasiskirstymas išilgai sparno sutampa su R. Mukherjee ir kt. [35] gautais rezultatais naudojant VLM3D metodą. Tai parodo 4.49 pav. ir 4.50 pav., kuriuose pateikti trapecinio sparno skaičiavimo rezultatai, kai $\alpha=10^\circ$ ir $\alpha=17^\circ$.

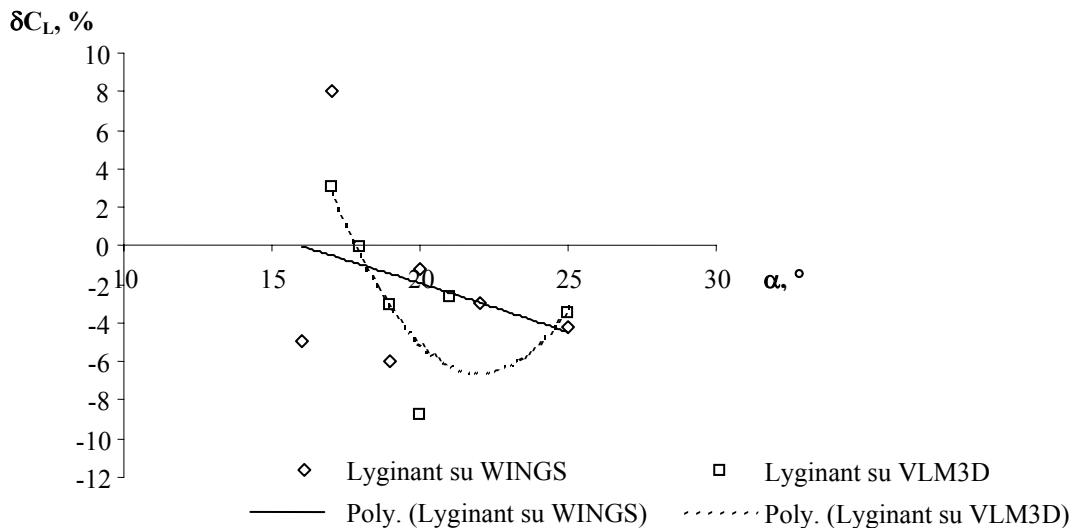


4.49 pav. Keliamosios jėgos koeficientų pasiskirstymo išilgai sparno palyginimas kai $\alpha=17^\circ$. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



4.50 pav. Keliamosios jėgos koeficientų pasiskirstymo išilgai sparno palyginimas kai $\alpha=25^\circ$. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai

Kaip ir stačiakampio sparno atveju, rezultatai yra artimi R. Mukherjee ir kt. gautiems rezultatams. Be to, matyti aiškus skirtumas tarp WINGS ir VLM3D metodų. Atskirų atakos kampų keliamosios jėgos koeficientų pasiskirstymas praktiškai sutampa su VLM3D rezultatais ir yra labiau nutolęs nuo WINGS rezultatų.



4.51 pav. Poliarės santykiniai skirtumai. NACA0012 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=3$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Lyginant sparno keliamosios jėgos priklausomybes nuo atakos kampo, akivaizdaus skirtumo nėra (4.47 pav.), tačiau šios kreivės tiesinės dalies nuolydis yra artimesnis VLM3D metodo rezultatams. 4.51 pav. parodo, kad gauti keliamosios jėgos koeficientai yra mažesni, tačiau tik lyginant su WINGS galima teigti, kad skirtumai didėja. Lyginant su VLM3D, aiškios skirtumų pasikeitimo tendencijos nėra.

Skirtumai tarp siūlomo metodo ir VLM3D metodo rezultatų visame skaičiuotų atakos kampų diapazone neviršija 4%.

4.8. Išvados

Siūlomas metodas gerai įvertina sparno proilgį. Analizės rezultatai parodė, kad didėjant stačiakampio sparno proilgiui sparno pasipriešinimas mažėja, kai keliamoji jėga yra ta pati. Be to, taip pat didėja maksimalus keliamosios jėgos koeficientas. Strėlinio sparno atveju didėjant atakos kampui srautas pirmiausia atitrūksta toliau nuo sparno vidurio. Lyginant su stačiakampiais sparnais, kur srautas pirmiausia atitrūksta sparno viduryje, galima padaryti išvadą, kad siūlomas metodas taip pat teisingai įvertina sparno strėliškumo įtaką aerodinaminėms sparno charakteristikoms.

Srauto atitrūkimas nuo trapecinių sparnų taip pat prasideda toliau nuo sparno vidurio. Metodas įvertina tokių sparnų srauto atitrūkimo zonos vystymąsi link sparno galų toliau didėjant atakos kampui. Didėjant trapecinio sparno proilgiui pasipriešinimo jėgos koeficientas taip pat mažėja, tačiau, kitaip nei stačiakampio sparno atveju, maksimali jo reikšmė beveik nepasikeičia.

Sparno aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo rezultatai, gauti siūlomo metodo dėka, 6% paklaidos ribose atitinka sparno aerodinaminių parametų matavimo rezultatus esant tiesinei keliamosios jėgos koeficiento priklausomybei nuo atakos kampo. Be to, negalima teigti, kad metodas pateikia pakankamai tikslus mažo proilgio sparno ($AR=3$) keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo rezultatus.

Kai Re skaičius mažas (4000 – 140000), skaičiavimo rezultatai 6% paklaidos ribose atitinka sparnų, turinčių simetrinį profilį, aerodinaminių parametru matavimo rezultatus mažame atakos kampų diapazone ($\alpha = -5^\circ \dots 5^\circ$). Didesnių Re skaičių ($2,1 \times 10^6 - 3,09 \times 10^6$) rezultatai atitinka eksperimentus iki kritinio atakos kampo. Čia reikėtų paminėti, kad metodo panaudojimas sparnų skaičiavimui, kai Re skaičiai yra maži, yra apribotas turimais profilių duomenimis. Šiuo metu nėra profilio skaičiavimo metodo, pateikiančio patikimus profilio keliamosios jėgos rezultatus, kai Re skaičiai yra maži. Taip pat pasigendama ir eksperimentinių tyrimų rezultatų, kai yra tokios srauto charakteristikos.

Lyginant skaičiavimo rezultatus su kitų autorių gautais rezultatais, galima padaryti išvadą, kad siūlomo metodo dėka gauti sparno aerodinaminiai koeficientai prilygsta kitais metodais gautiems rezultatams stačiakampiams, strėliniams (iki $\phi=20^\circ$) ir trapeciniams (iki $b_0/b_g=3$) sparnams.

5. SPARNO AERODINAMINIŲ PARAMETRŲ PAKLAIDŲ ANALIZĖ IR SKAIČIAVIMŲ PATIKIMUMAS

Dalis šiame skyriuje pateiktų rezultatų buvo publikuoti straipsniuose „*Convergence of Lift Force Calculation of a Tapered Wing Using Non-Linear Section Data*” [45] ir „*Mažų greičių lėktuvo sparno aerodinaminių parametrų skaičiavimo tikslumas*” [46].

Vertinant skaičiavimo rezultatų paklaidas ir patikimumą, kiekvieno sparno skaičiavimo atveju analizuojama:

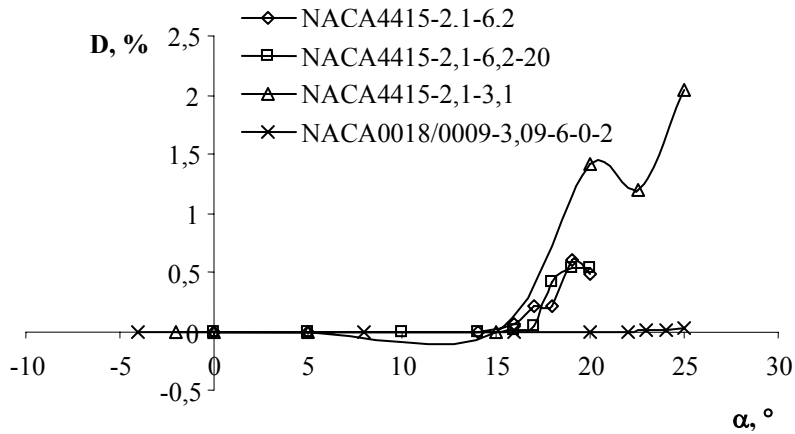
- kaip apskaičiuoti keliamosios jėgos koeficientai atitinka profilio keliamosios jėgos koeficientus;
- iteracijų skaičius, reikalingas pasiekti nustatytam keliamosios jėgos koeficientų skirtumui;
- sparno aerodinaminių parametrų skaičiavimo paklaidos;
- iteracinio proceso konvergencija.

5.1. Profilio ir sparno modelio elementų keliamosios jėgos koeficientų atitikimas

3 skyriuje aprašytu metodu skaičiuojant baigtinio ilgio sparną rezultatas pasiekiamas tada, kai apskaičiuoti sparno pjūvių keliamosios jėgos koeficientai tam tikros paklaidos ribose atitinka begalinio profilio keliamosios jėgos koeficientus. Ši paklaida įvertinama santykinu skirtumu, apskaičiuotu pagal (3.54) formulę. Bendru atveju skirtumo riba buvo nustatyta 0,03% (toks ribos dydis pasirinktas siekiant suvienodinti skaičiavimo sąlygas lyginant su K. Jacob [16] metodu). Skaičiuojant panaudojus profilių aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus, kurių santykinė paklaida 6-8%, toks skirtumo ribos dydis praranda prasmę. Šiais ir kitais atvejais, kada nebuvo galima pasiekti nustatytos keliamosios jėgos koeficientų skirtumo ribos, iteracinis procesas buvo stabdomas po 50 iteracijų, rezultatu laikant minimalų skirtumą atitinkančius keliamosios jėgos koeficientus. Šiame skyriuje pateikiami tik tie rezultatai, kurie leidžia daryti išvadas apie bendras skirtumų pasikeitimo tendencijas.

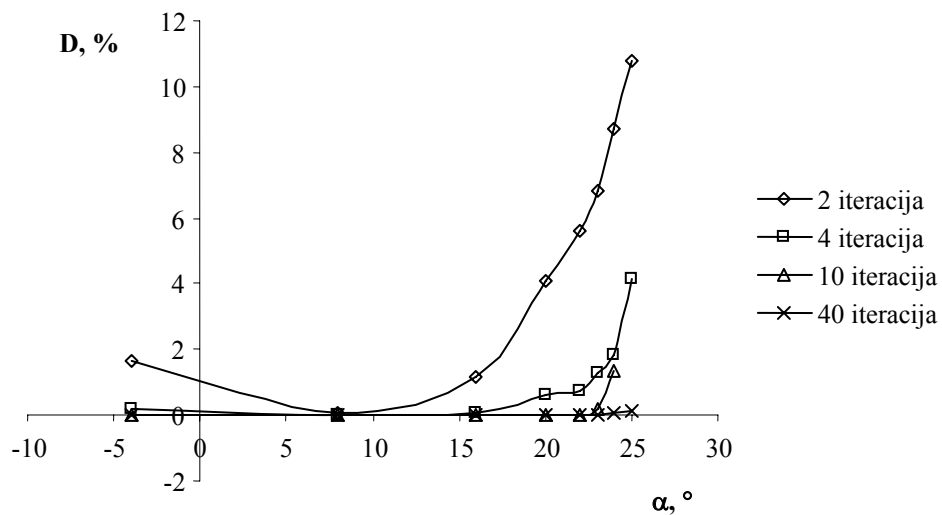
Visais skaičiuotais atvejais pastebėta bendra skirtumų didėjimo tendencija, didėjant atakos kampui 5.1 pav. Sparnui NACA0018/0009 skirtumai gauti gerokai mažesni nei kitiems sparnams, pateiktiems šiame paveiksle. Tokią situaciją galima paaiškinti didesniu programa X-FOIL gaunamų rezultatų tikslumu lyginant su aerodinaminių parametrų matavimo rezultatais (kitais nei kitų čia pateiktų sparnų, X-FOIL rezultatai buvo naudojami skaičiuojant NACA0018/0009 sparną).

Pastaba turi būti padaryta, analizuojant sparno su NACA0012 profiliu skirtumus. Šiuo atveju galutinio rezultato skirtumai nepriklauso nuo atakos kampo ir yra lygūs nuliui (nepriklausomai nuo to, ar sparnas stačiakampis, ar trapecinis). Tokio atvejo priežastis yra naudota eksperimentinė keliamosios jėgos priklausomybė nuo atakos kampo. Kitaip nei kiti autoriai, R. Mukherjee ir kt. [35] pateikia šią priklausomybę ne kaip ištisą kreivę, bet kaip laužtę, sudarytą iš atskirų tiesių atkarpų. Dėl netiesinės kreivės dalies aproksimavimo tiese $0,2^\circ$ atakos kampo diapazone (3.4 skyrius) skaičiavimo rezultatas gaunamas tiksliai ant minėtos laužtės.



5.1 pav. Skirtumų didėjimo tendencija, didėjant atakos kampui

Kita, visiems skaičiavimo atvejams bendra, skirtumų skaičiavimo savybė yra skirtumų mažėjimo tendencija, didėjant iteracijų skaičiui 5.2 pav. Be to, didėjant atakos kampui daugiau iteracijų reikia, norint pasiekti duotą skirtumo ribą. Buvo pastebėta, kad iteracinio proceso pradžioje skirtumai mažėja sparčiau. Pasiekus tam tikrą iteracijų skaičių (tam pačiam sparnui priklausantį nuo atakos kampo), tolesnis skaičiavimas nedaro žymesnės įtakos skirtumų pasikeitimui.



5.2 pav. Skirtumų mažėjimo tendencija, didėjant iteracijų skaičiui. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

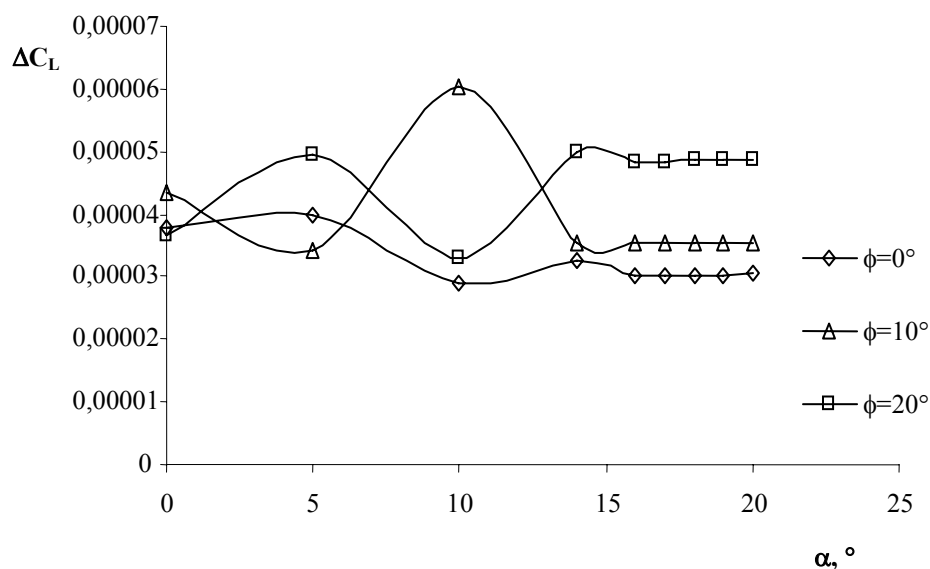
5.2. Sparno aerodinaminių parametru skaičiavimo paklaidos

Pateikiant galutinį skaičiavimo rezultatą, būtina atsižvelgti į metodo skaičiavimo paklaidas, kurias galima suskirstyti į dvi grupes:

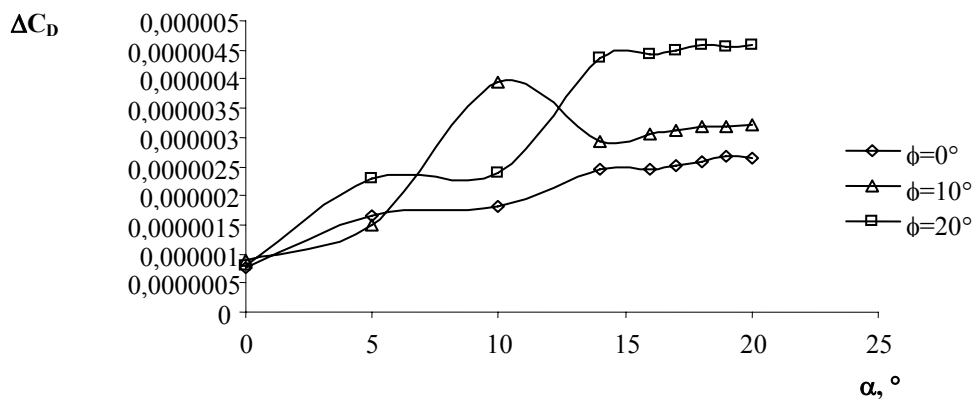
- skaičiuojant panaudotų netiesinių profilio charakteristikų paklaidos;
- sparno aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo paklaidos.

Profilių aerodinaminių parametru matavimo paklaidos (6-8%) labai skiriasi nuo paklaidų, gautų skaičiuojant profilio charakteristikas programa X-FOIL (apie 0,05%). Dėl šios priežasties negalima palyginti galutinių sparno netiesinių aerodinaminių parametru skaičiavimo paklaidų naudojant skirtingais būdais gautas profilių charakteristikas. Kadangi profilio aerodinaminių parametru matavimo paklaidos nepriklauso nuo skaičiuojamojo sparno geometrijos, sparno aerodinaminių parametru skaičiavimo paklaidos buvo analizuojamos atskirai nuo jų.

5.3 pav. ir 5.4 pav. pateiktos sparno su NACA4415 profiliu skaičiavimo paklaidos. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos mažai priklauso nuo atakos kampo: stačiakampio sparno atveju šiek tiek mažėja, strėlinių sparnų atveju nežymiai didėja. Tuo tarpu pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos didėja, didėjant atakos kampui. Be to, ši savybė yra būdinga visiems skaičiuotiems sparnams. Paveiksluose matyti, kad, didėjant sparno strėliškumui, paklaidos didėja. Strėliniam sparnui ($\phi=10^\circ$) vidutinė atakos kampui keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida, lyginant su stačiakampiu sparnu išauga 16,9%, o pasipriešinimo jėgos paklaida išauga 21,8% ir atitinkamai 29,4% ir 39,7% sparno strėliškumui padidėjus iki 20° (5.7 pav. ir 5.8 pav.). 5.7 pav. ir 5.8 pav., taip pat ir kituose paveiksluose, kuriuose pateiktos vidutinės paklaidos, vertikalios linijos nurodo paklaidos minimalią ir maksimalią reikšmę, keičiantis sparno atakos kampui arba pjūvio vietai (5.21 pav. - 5.26 pav.).

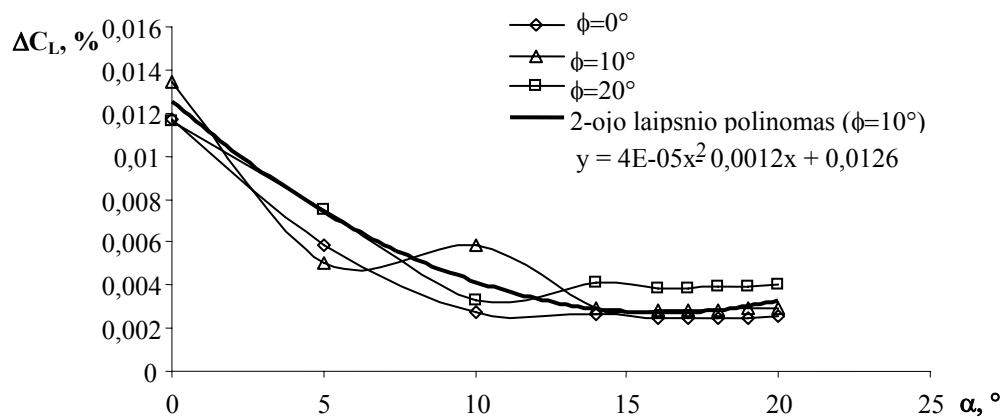


5.3 pav. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai

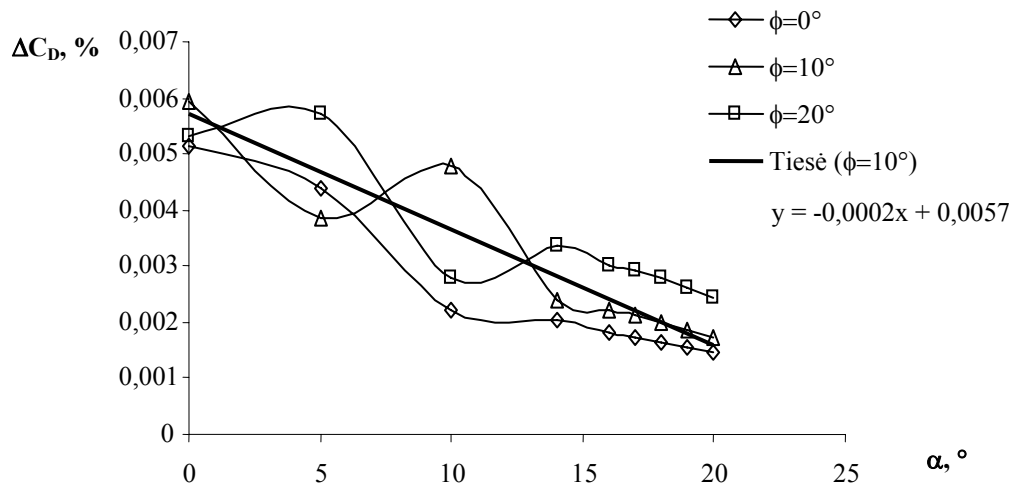


5.4 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

5.5 pav. ir 5.6 pav. pateikiama santykinų skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno strėliškumo, leidžianti įvertinti aerodinaminių sparno koeficientų pokytį, keičiantis sparno atakos kampui. Didėjant atakos kampui santykinės paklaidos mažėja. Kitaip nei pasipriešinimo jėgos, keliamosios jėgos koeficiento santykinės paklaidos mažėja netiesiškai, pvz.: 5.5 pav. pavaizduota kreivė, kuria galima aproksimuoti keliamosios jėgos koeficiento santykinų paklaidų taškus strėliniam sparnui ($\phi=10^\circ$). Analogiškai 5.6 pav. pateikta tiesė, geriausiai atitinkanti pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės paklaidos taškus tam pačiam sparnui.

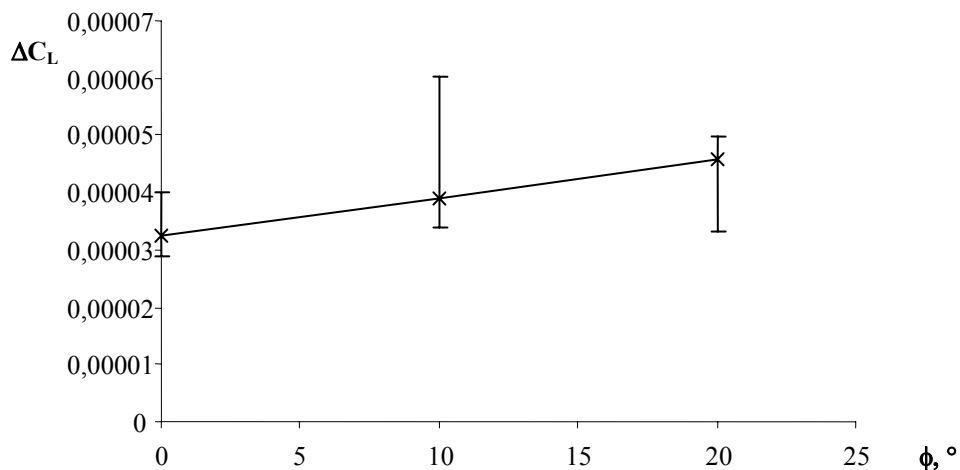


5.5 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

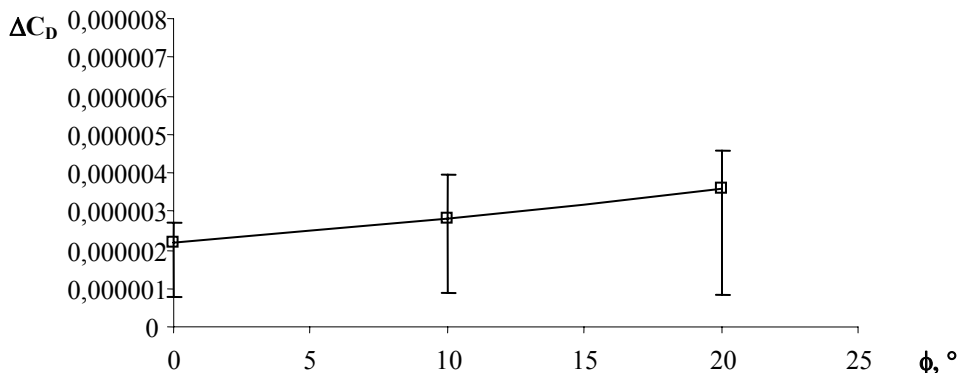


5.6 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno strėliškumo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

Taip pat 5.5 pav. ir 5.6 pav. patvirtina faktą, kad skaičiavimo paklaidos (tiek absoliučios, tiek santykinės) didėja, didėjant sparno strėliškumui.

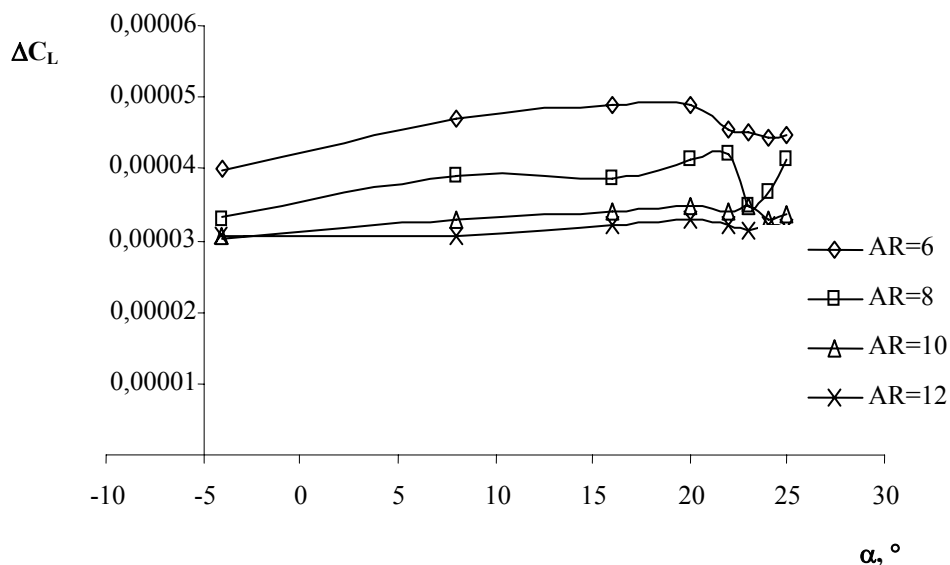


5.7 pav. Keliamosios jėgos koeficiento vidutinės atakos kampui skaičiavimo paklaidos pokytis didėjant sparno strėliškumui. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

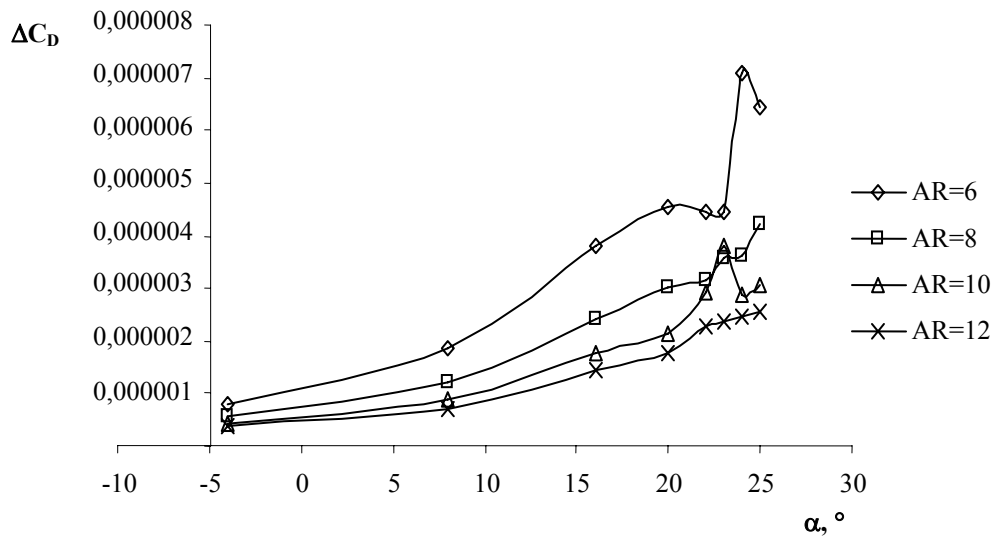


5.8 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento vidutinės atakos kampui skaičiavimo paklaidos pokytis didėjant sparno strėliškumui. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Atvirkščia situacija pastebima analizuojant paklaidų priklausomybę nuo sparno proilgio: 5.9 pav. ir 5.10 pav. Šiuo atveju didėjant sparno proilgiui mažėja tiek keliamosios, tiek pasipriešinimo jėgos koeficientų skaičiavimo paklaidos. Sparno proilgiui išaugus dvigubai (nuo 6 iki 12), vidutinė keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida sumažėjo 43,8%, o pasipriešinimo jėgos net 139,9% (5.13 pav. ir 5.14 pav.).

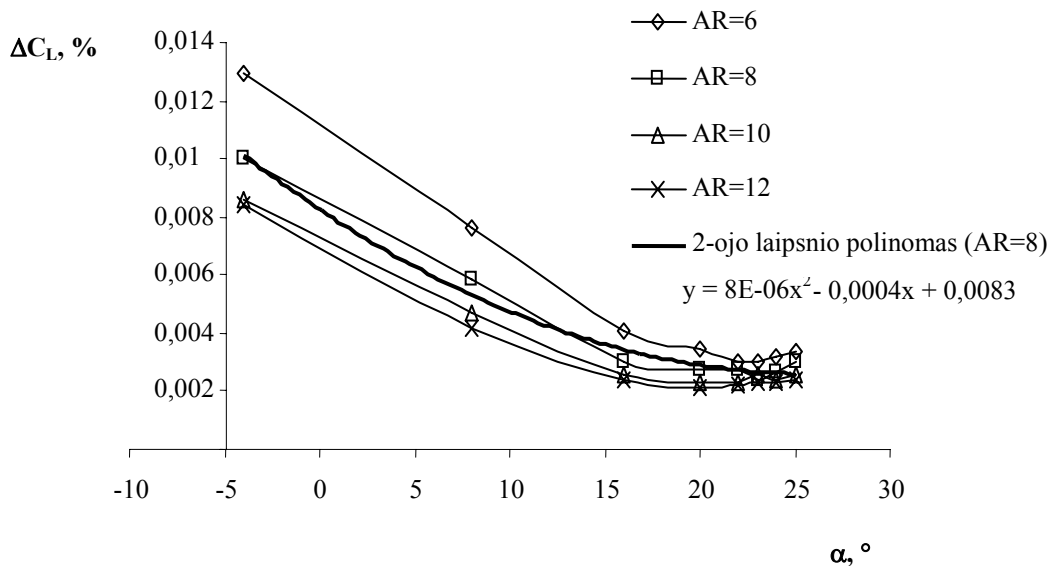


5.9 pav. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno proilgio. NACA0018/0009 trapecinis sparnas $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

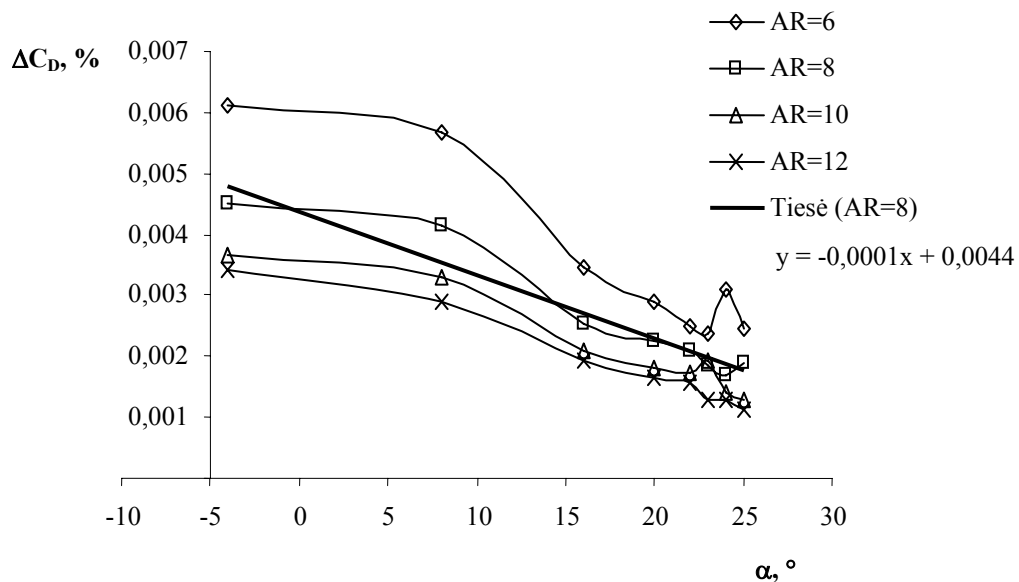


5.10 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno proilgio. NACA0018/0009 trapecinis sparnas $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

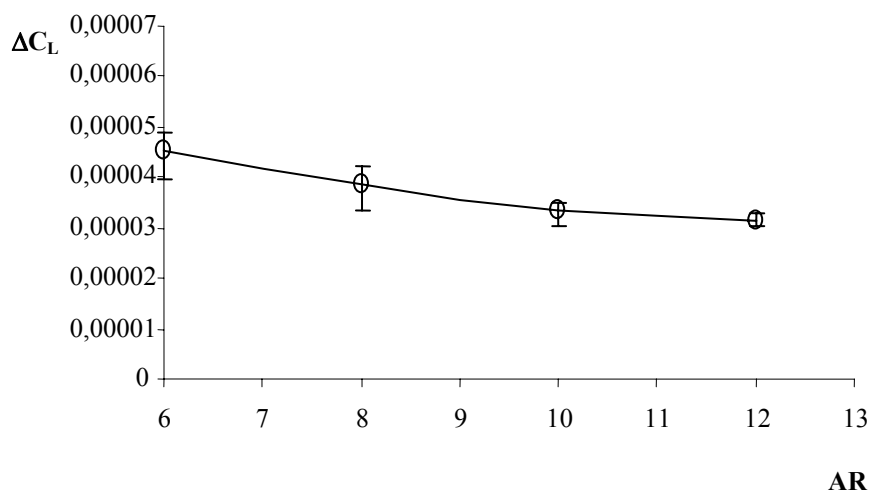
Santykinų paklaidų pasikeitimo tendencija, analogiška strėliniam sparnui, pavaizduota 5.11 pav. ir 5.12 pav.



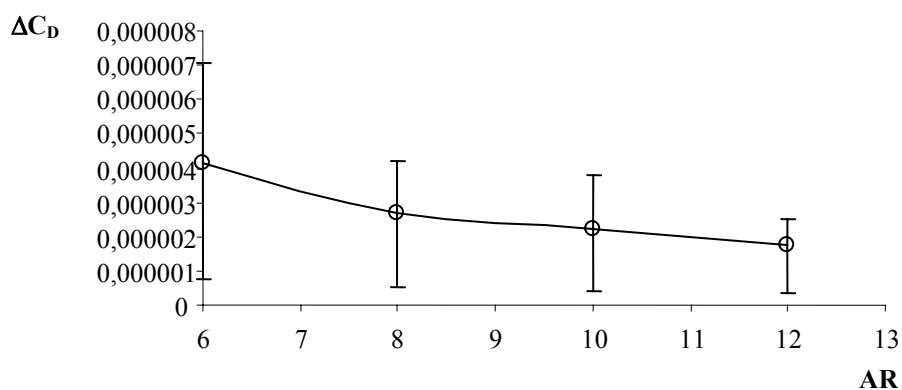
5.11 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno proilgio. NACA0018/0009 trapecinis sparnas $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



5.12 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno proilgio. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

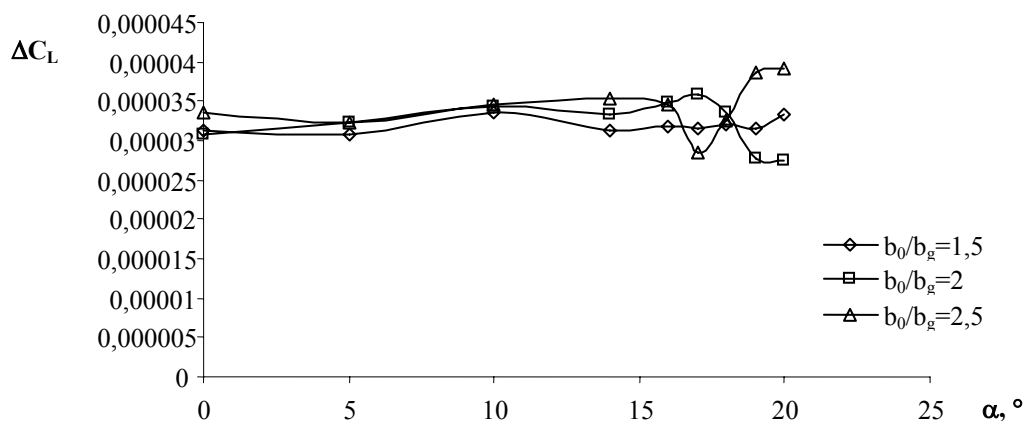


5.13 pav. Keliamosios jėgos koeficiento vidutinės atakos kampui skaičiavimo paklaidos pokytis, didėjant sparno proilgiui. NACA0018/0009 trapecinis sparnas $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

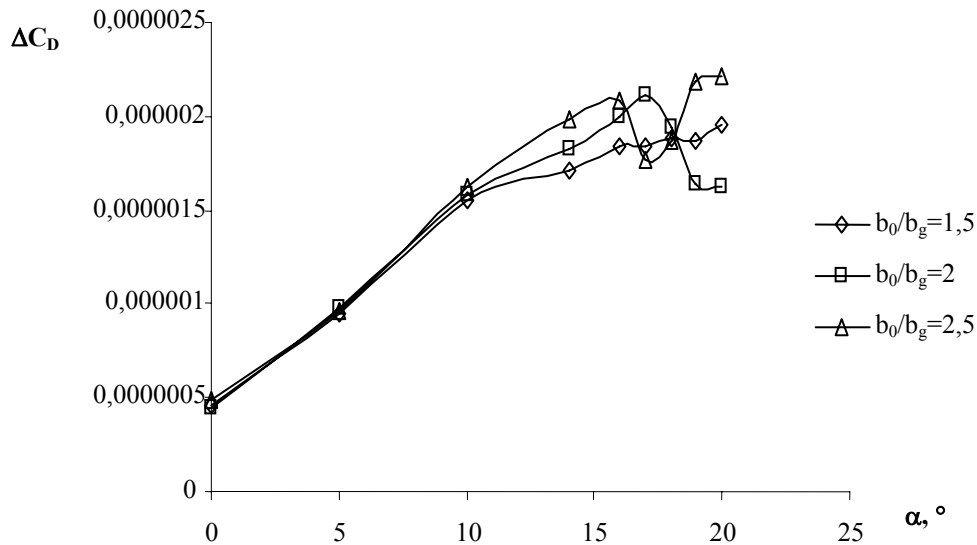


5.14 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento vidutinės atakos kampui skaičiavimo paklaidos pokytis, didėjant sparno proilgiui. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

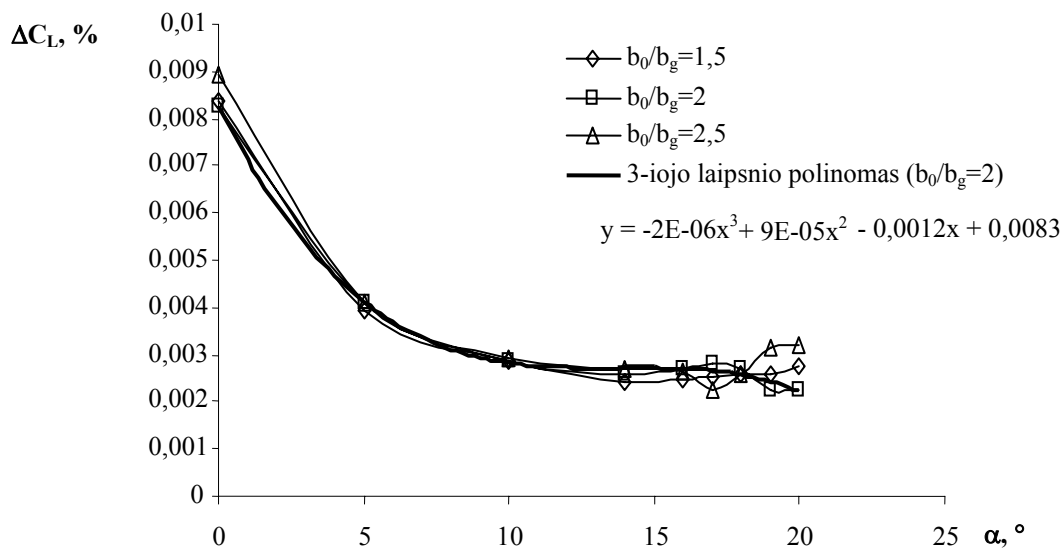
5.15 pav. - 5.20 pav. pateikta skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo trapeciniam sparnui su NACA4415 profiliu. Bendros tendencijos išlieka tos pačios: absoliuti keliamosios jėgos koeficiento paklaida beveik nepriklauso nuo sparno atakos kampo (5.15 pav.), tuo tarpu pasipriešinimo jėgos koeficiento paklaida didėja (5.16 pav.). Santykinės paklaidos, kaip ir anksčiau aprašytais atvejais, mažėja didėjant sparno atakos kampui (5.17 pav. ir 5.18 pav.).



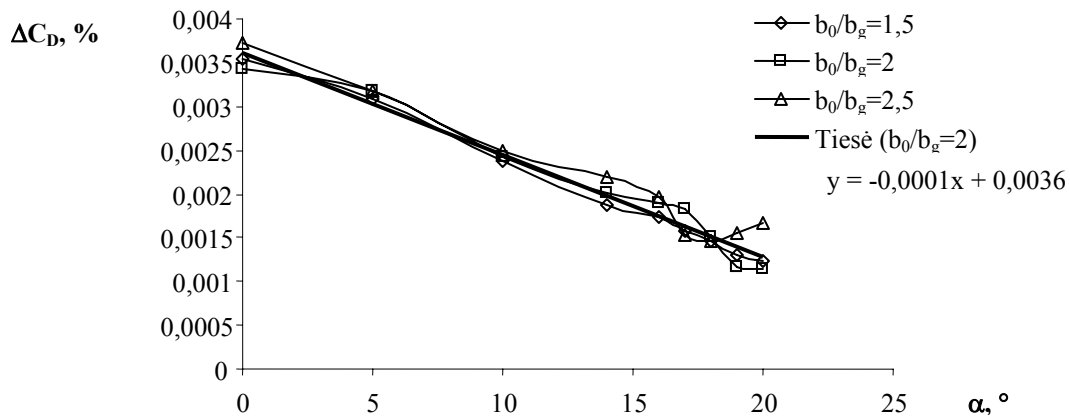
5.15 pav. Keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



5.16 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidų priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

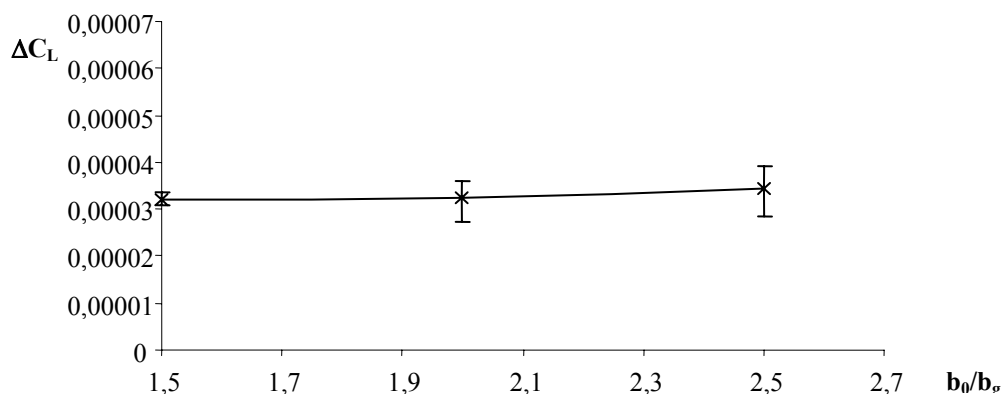


5.17 pav. Keliamosios jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

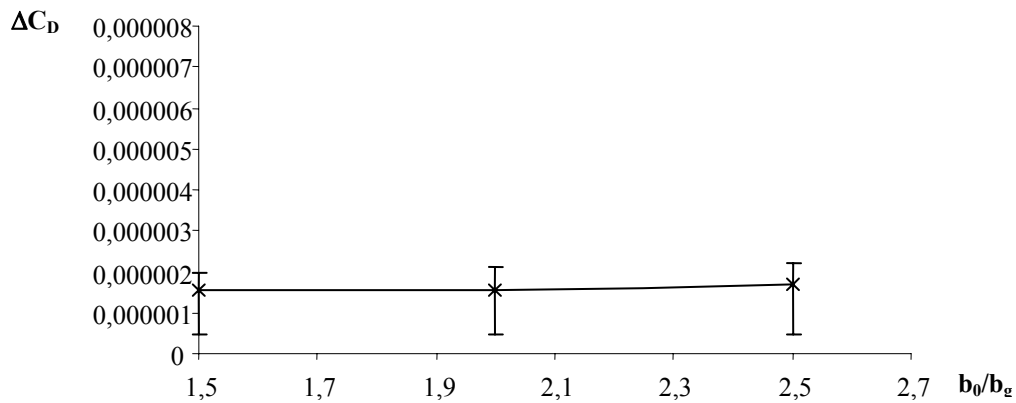


5.18 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento santykinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai

Analizuojant paklaidų priklausomybę nuo sparno susiaurėjimo galima daryti išvadą, kad paklaidos didėja, didėjant sparno susiaurėjimui (5.19 pav. ir 5.20 pav.). Čia reikia padaryti pastabą, kad šis paklaidų pokytis yra mažesnis, lyginant su sparno strėliškumo ar proilgio pasikeitimo atvejais. Sparno susiaurėjimui pasikeitus nuo 1,5 iki 2,5, keliamosios jėgos vidutinė skaičiavimo paklaida išauga 7,0%, o pasipriešinimo - 7,5%. Šiuo atveju palyginimo sąlygos nėra vienodos, nes taip pat turi būti įvertintas tas faktas, kad sparno susiaurėjimo pasikeitimas nuo 1,5 iki 2,5 mažiau keičia sparno geometriją nei strėliškumo padidėjimas 20° arba proilgio pasikeitimas dvigubai.



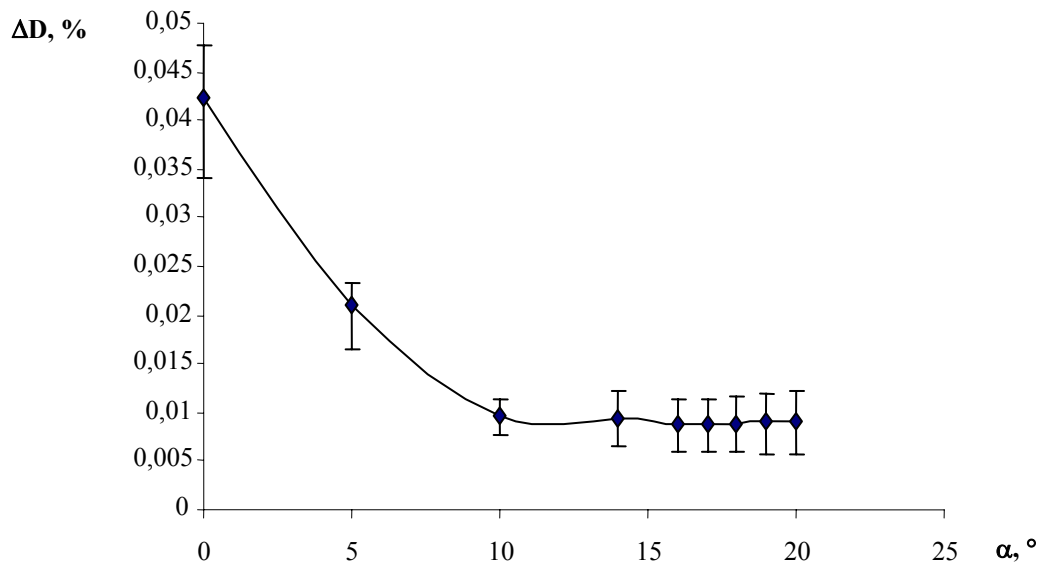
5.19 pav. Keliamosios jėgos koeficiento vidutinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai



5.20 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento vidutinės skaičiavimo paklaidos priklausomybė nuo sparno susiaurėjimo. NACA4415 sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

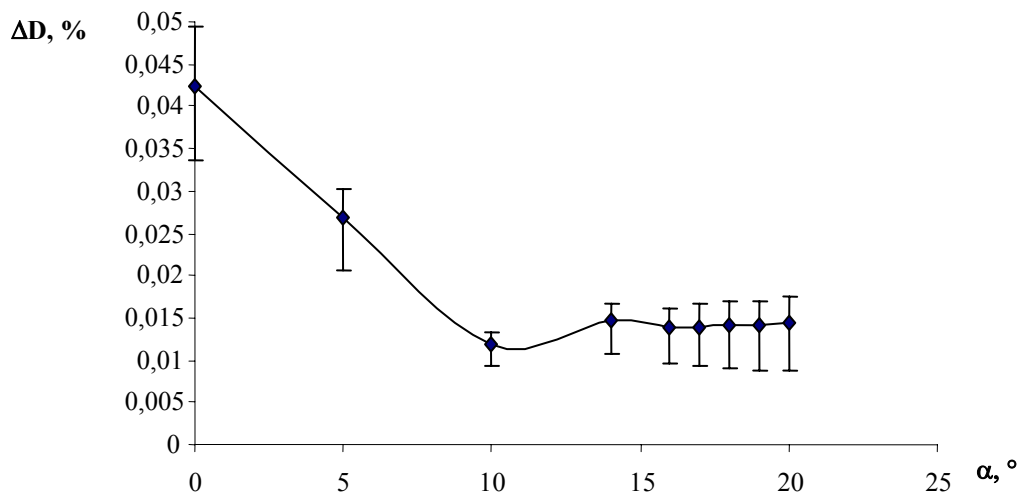
5.19 pav. ir 5.20 pav. vertikalios linijos nurodo skaičiavimo paklaidos ribas tarp minimalios ir maksimalios reikšmės visame atakos kampo diapazone.

5.21 pav. - 5.26 pav. pateiktos vidutinės skirtumo skaičiavimo paklaidos visame sparno ilgyje. Kadangi skirtumo skaičiavimo paklaida tiesiogiai priklauso nuo keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos, skirtumo paklaidos priklausomybės yra analogiškos keliamosios jėgos koeficiento paklaidos priklausomybėms ir čia neanalizuojamos.

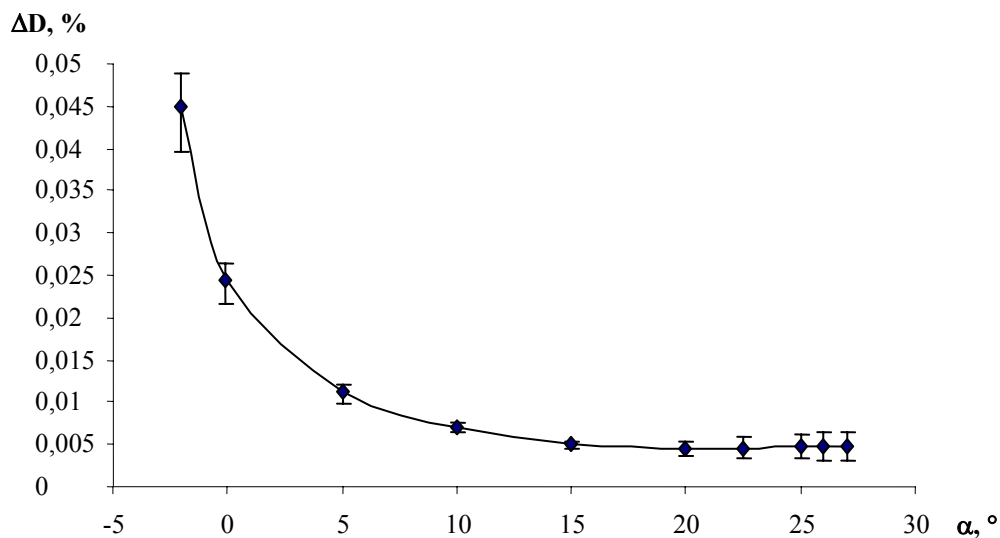


5.21 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA4415 stačiakampis sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatai

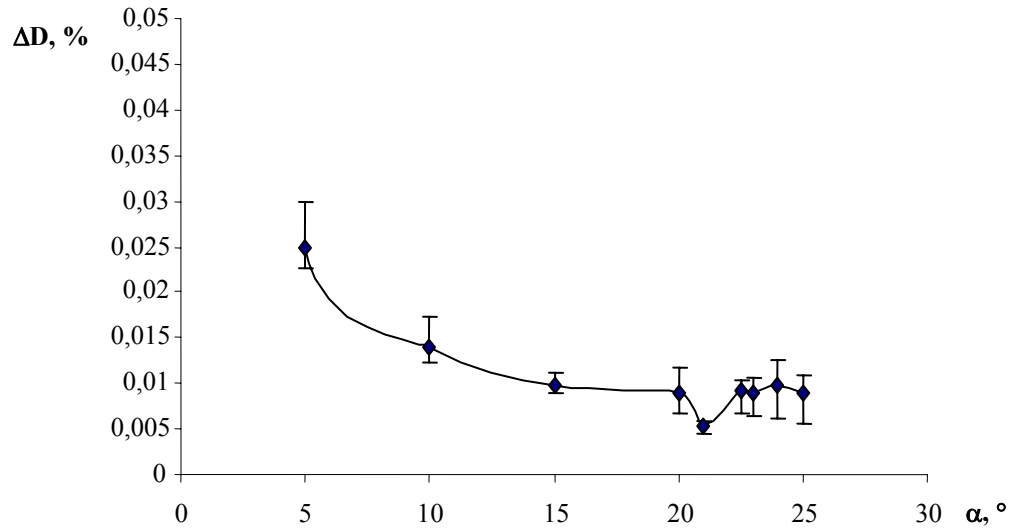
5.21 pav. - 5.26 pav. vertikalios linijos nurodo skaičiavimo paklaidos ribas tarp minimalios ir maksimalios reikšmės visame sparno ilgyje.



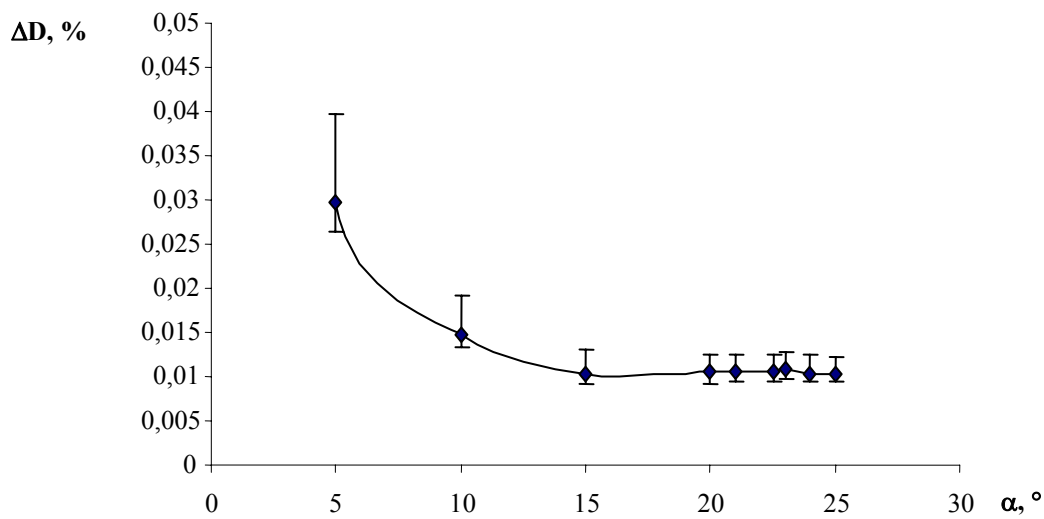
5.22 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA4415 strėlinis sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$, $\phi=20^\circ$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



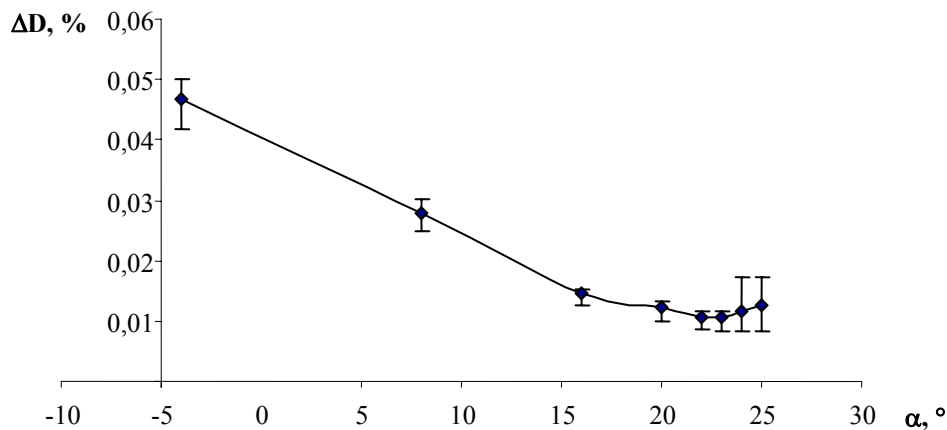
5.23 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA4415 stačiakampis sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=3,1$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



5.24 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai



5.25 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA0012 trapecinis sparnas, $AR=10$, $b_0/b_g=3$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametų matavimo rezultatai



5.26 pav. Skirtumo skaičiavimo vidutinė paklaida. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$, $b_0/b_g=2$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

Kadangi skaičiuojant buvo naudojama procentinė skirtumo išraiška (3.54), tiek skirtumo, tiek jo paklaidos dydžiui įtaką daro pagrindas, kurio atžvilgiu skaičiuojami procentai, t.y. pjūvio keliamosios jėgos koeficientas. Keliamosios jėgos koeficientui artėjant prie nulio, skirtumai ir jų skaičiavimo paklaidos auga iki begalybės. Procentinių skirtumų pakeitimas absoliučiais leidžia išvengti neapibrėžtų situacijų. Šiuo atveju būtina atsižvelgti į minėtą ypatybę, vertinant rezultatus, pateiktus 5.21 pav. - 5.26 pav.

5.3. Iteracinio proceso konvergencija

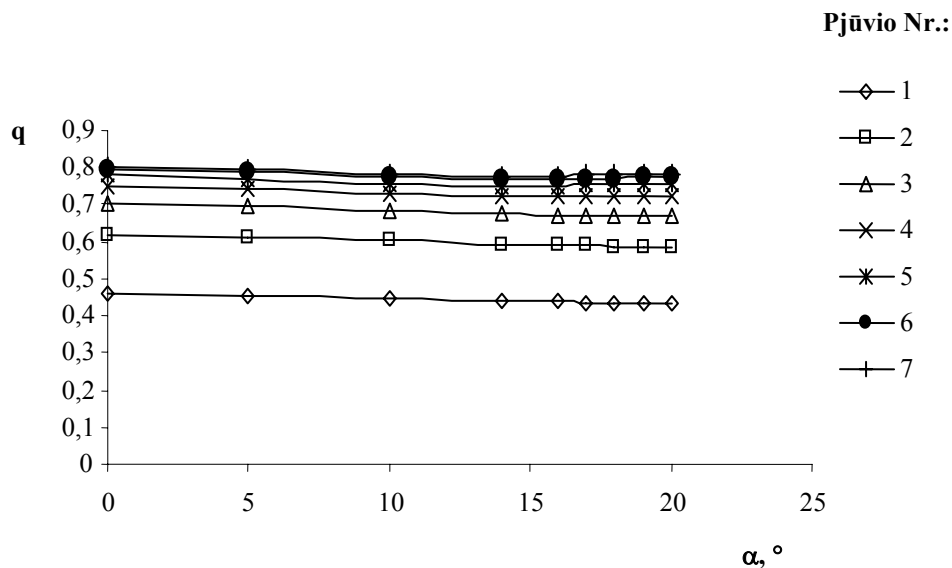
Skaičiavimo rezultatų patikimumą lemia trys sąlygos:

- iteracinio proceso konvergencijos sąlyga (3.79);
- profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės nuolydžio sąlyga (3.90);
- sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio sąlyga (3.95).

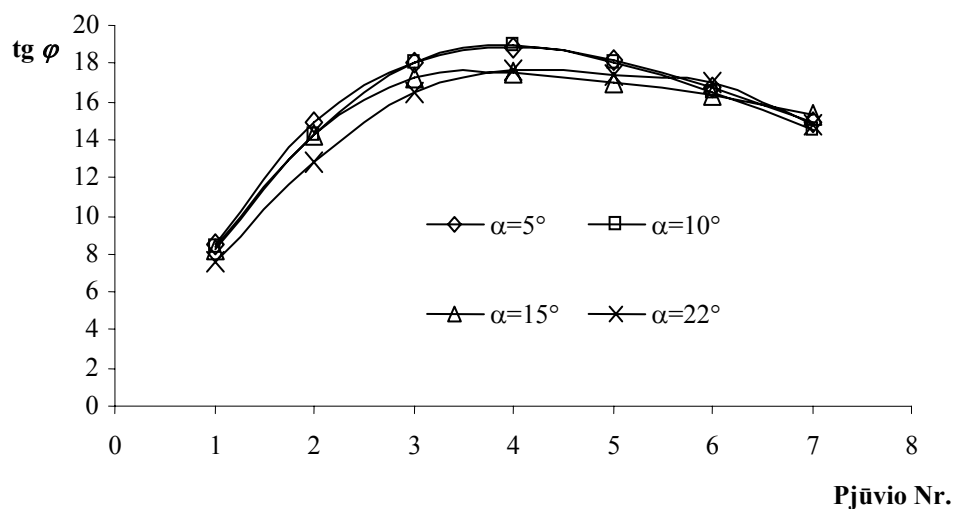
Iteracinio proceso konvergencijos sąlyga buvo tenkinama visais skaičiuotais atvejais. Kaip pavyzdys pateikiami stačiakampio sparno su NACA4415 profiliu šios sąlygos skaičiavimo rezultatai 5.27 pav. Kitų sparnų koeficiento q priklausomybė buvo gauta analogiška.

Dėl metodo ypatybių, kurios buvo minėtos 3 skyriuje, į profilio nuolydžio sąlygą neatsižvelgiama funkcijos $C_l^* = f(\alpha)$ ekstremumuose. Tačiau šios sąlygos dėka atmetami visi dirbtiniai sprendiniai, t.y. nustatomi atvejai, kada skaičiavimai tęsiasi pasibaigus turimiems profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės taškams.

Trečia sąlyga užtikrina tai, kad iteracinio proceso metu ekvivalentinis atakos kampas pjūvyje neviršytų sparno skaičiuojamojo atakos kampo. Tokia situacija neturi būti painiojama su profilio kritinio atakos kampo viršijimu. Daugeliu atveju skaičiavimai buvo sėkmingai tęsiami virš kritinio profilio atakos kampo, pvz.: 4.5 pav., 4.6 pav., 4.8 pav., 4.14 pav. Sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio iliustracijai panaudoti trapecinio sparno su NACA0018 profiliu šaknyje ir NACA0009 profiliu sparno gale skaičiavimo rezultatai. Vidutiniai $tg \varphi$ dydžiai pateikti 5.28 pav. Nustatyta, kad $tg \varphi$ dydžiai beveik nepriklauso nuo iteracijų skaičiaus, tačiau yra skirtingi sparno pjūviams.



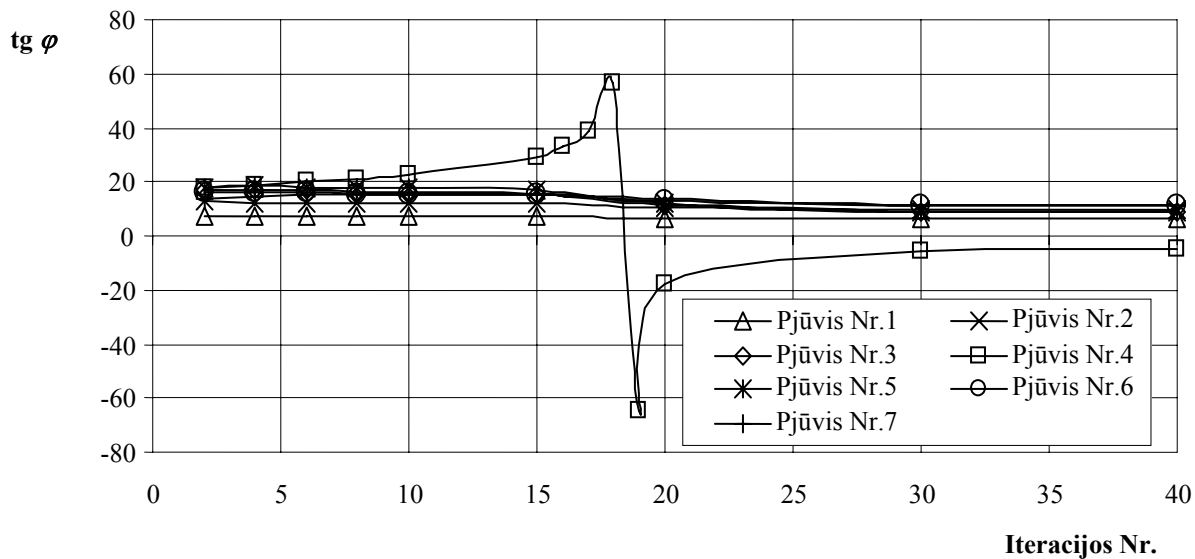
5.27 pav. Iteracinio proceso konvergencijos sąlyga. NACA4415 stačiakampis sparnas, $Re=2,1 \times 10^6$, $AR=6,2$. Skaičiuojant naudoti profilio aerodinaminių parametru matavimo rezultatai



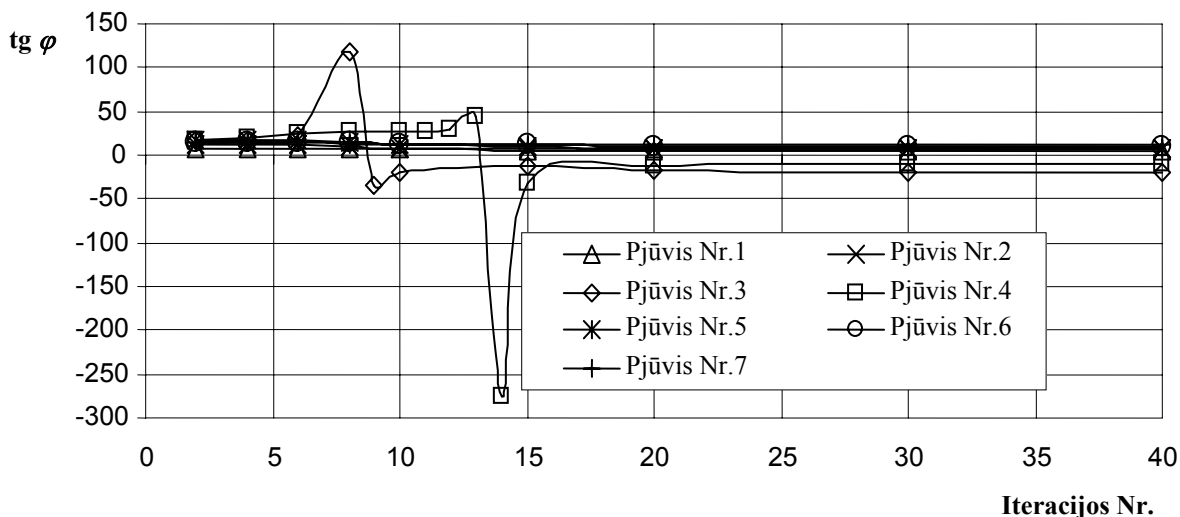
5.28 pav. Sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio pasiskirstymas išilgai sparno. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

5.29 pav. pateikti $tg \varphi$ iteracinio proceso rezultatai, kai $\alpha=24^\circ$. Matyti, kad po 18 iteracijų ketvirtasis pjūvis pasiekė divergencijos situaciją ($tg \varphi$ pakeitė ženklą). Kai $\alpha=25^\circ$, į divergencijos situaciją taip pat patenka trečiasis sparno pjūvis 5.30 pav. Taip pat reikia

pabrėžti, kad kai atakos kampas yra didesnis, divergencijos situacija pasiekama anksčiau - po 8 iteracijų trečiame pjūvyje ir po 13 iteracijų ketvirtame.



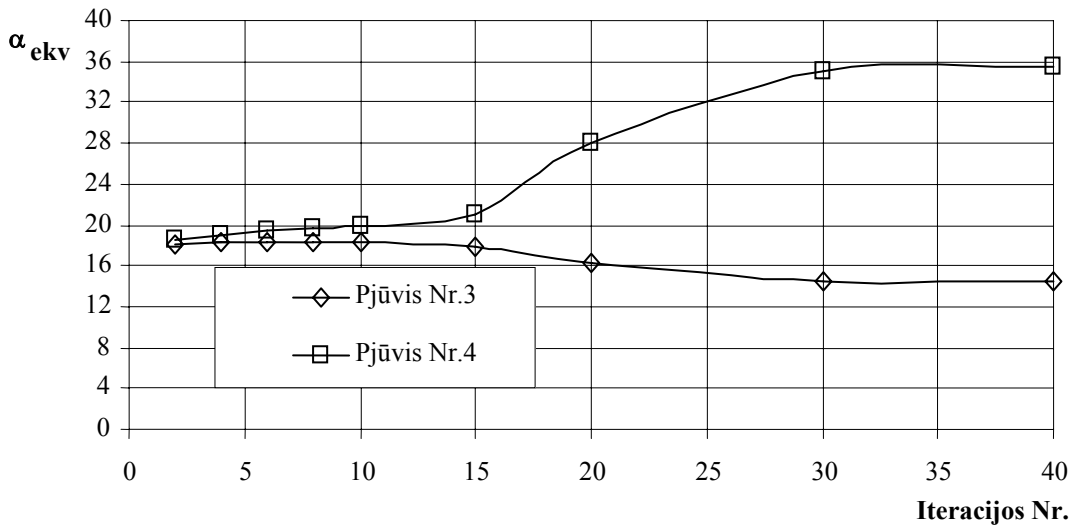
5.29 pav. $tg \varphi$ priklausomybė nuo iteracijų skaičiaus, kai $\alpha=24^\circ$. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



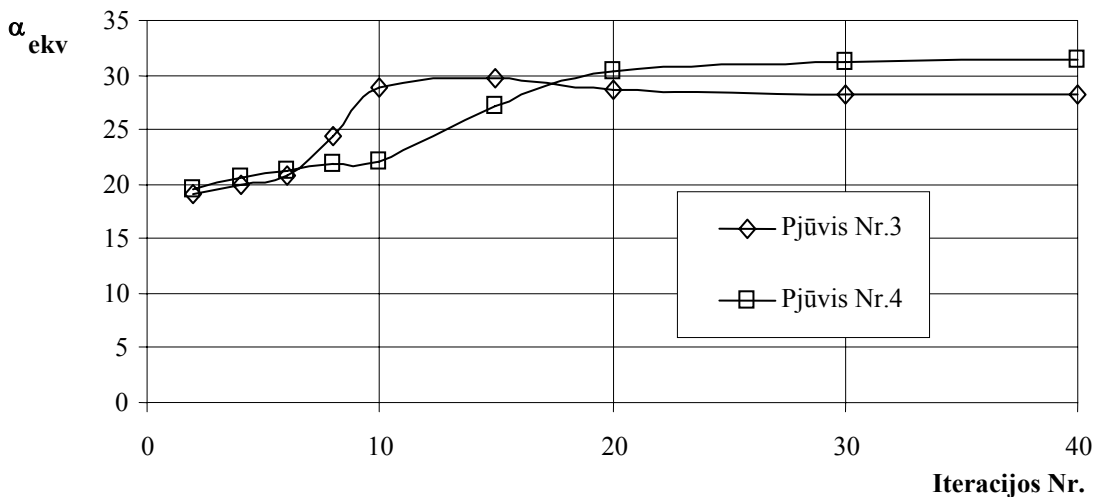
5.30 pav. $tg \varphi$ priklausomybė nuo iteracijų skaičiaus, kai $\alpha=25^\circ$. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

Tokie atvejai paaiškinami tuo, kad šių pjūvių atakos kampai viršijo sparno skaičiuojamąjį atakos kampą. Kaip parodyta 5.31 pav. ir 5.32 pav, šie kampai buvo viršyti esant tam pačiam iteracijų skaičiui, kuris buvo nustatytas $tg \varphi$ pagalba.

Pastebėta, kad prieš tai, kai trečias ir ketvirtas pjūviai pasiekia divergencijos situaciją, kituose sparno pjūviuose jau buvo pasiektas duota skirtumo riba. Tačiau, kadangi kiekvienas atskiras sparno pjūvis turi įtakos visiems kitiems, šie rezultatai negali būti laikomi patikimais.



5.31 pav. Pjūvio atakos kampo pasikeitimas iteracinio proceso metu, kai $\alpha=24^\circ$. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL



5.32 pav. Pjūvio atakos kampo pasikeitimas iteracinio proceso metu, kai $\alpha=25^\circ$. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_0/b_g=2$, $Re=3,09 \times 10^6$, $AR=6$. Naudoti profilių aerodinaminiai parametrai, apskaičiuoti programa X-FOIL

5.4. Išvados

1. Skirtumai tarp apskaičiuoto sparno pjūvio keliamosios jėgos koeficiento ir profilio keliamosios jėgos koeficiento mažėja, didėjant iteracijų skaičiui.
2. Didėjant atakos kampui daugiau iteracijų reikia, siekiant užduotos skirtumo ribos.
3. Iteracinio proceso pradžioje skirtumai mažėja sparčiau.
4. Pasiekus tam tikrą iteracijų skaičių (tam pačiam sparnui priklausantį nuo atakos kampo), tolesnis skaičiavimas nedaro žymesnės įtakos skirtumų pasikeitimui.
5. Profilio aerodinaminių parametrų matavimo paklaidos yra žymiai didesnės už gautas skaičiuojant profilio charakteristikas programos X-FOIL pagalba.
6. Didėjant atakos kampui:
 - absoliuti keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida keičiasi mažai;
 - absoliuti pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaida didėja;
 - santykinės keliamosios jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos mažėja iki kritinio atakos kampo;
 - santykinės pasipriešinimo jėgos koeficiento skaičiavimo paklaidos mažėja visame atakos kampų diapazone.
7. Didėjant sparno strėliškumui skaičiavimo paklaidos (tiek absoliučios, tiek santykinės) didėja.
8. Didėjant sparno proilgiui skaičiavimo paklaidos (tiek absoliučios, tiek santykinės) mažėja.
9. Didėjant sparno susiaurėjimui skaičiavimo paklaidos (tiek absoliučios tiek santykinės) didėja.
10. Sparno susiaurėjimo pokytis paklaidų dydžiui daro mažesnę įtaką nei strėliškumo arba proilgio pokytis.
11. Sąlyginis sprendimo kreivės nuolydis beveik nepriklauso nuo iteracijų skaičiaus, tačiau yra skirtingas sparno pjūviams.
12. Esant didesniam atakos kampui divergencijos situacija pasiekama anksčiau (t.y. po mažiau iteracijų).

6. BENDROSIOS IŠVADOS

1. Tyrimai parodė, kad sudarytas baigtinio ilgio sparno modelis apima visus elementus, naudojamus sudėtingesniuose paneliniuose metoduose ir yra tinkamas tokioms sparno formos geometrinėms savybėms modeliuoti:

- Sparno proilgiui ($AR > 3$);
- Sparno strėliškumui ($\phi \leq 20^\circ$);
- Sparno susiaurėjimui ($b_0/b_g \leq 3$).

2. Modifikavus koeficientų A_{ij} skaičiavimui naudojamas lygtis, metodas gali būti praplėstas arba pritaikytas skaičiuojant kitokias sparno formas, nes šie koeficientai yra atskirti nuo srauto charakteristikų ir priklauso tik nuo geometrinių sparno parametrų.

3. Sudarytas baigtinio ilgio sparno modelis papildytas iki šiol nenaudotu profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatų įvertinimo algoritmu. Siūlomame metode keliamosios jėgos sumažėjimas dėl srauto klampumo modeliuojamas atskirų sparno modelio elementų pastatymo kampų sumažinimu. Reikalingi elementų pastatymo kampai nustatomi priartėjimo būdu, su sąlyga, kad keliamosios jėgos koeficientas modelio elemente atitinka išmatuotą arba apskaičiuotą sparno profilio keliamosios jėgos koeficientą.

4. Analizės metodas papildytas originalia sprendimo proceso konvergavimo ir rezultatų patikimumo sąlygų nustatymo metodika. Nustatyta, kad keliamosios jėgos koeficientų skaičiavimo rezultatų patikimumui įvertinti būtina naudoti tris sąlygas: iteracinio proceso konvergencijos sąlygą, profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės nuolydžio sąlygą ir sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio sąlygą. Iteracinio proceso konvergencijos sąlyga užtikrina keliamosios jėgos koeficientų sprendinį sparno pjūviuose. Profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės nuolydžio sąlygos dėka atmetami dirbtiniai sprendiniai. Keliamosios jėgos koeficientų sparno pjūviuose skaičiavimo rezultatų vienareikšmiškumą užtikrina sprendimo kreivės sąlyginio nuolydžio sąlyga.

5. Lyginamosios analizės metu nustatyta, kad siūlomo metodo rezultatai atitinka kitų autorių pasiektus rezultatus. Be to, skaičiavimo rezultatai 6% paklaidos ribose atitinka sparno aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus tiesinės profilio keliamosios jėgos koeficiento kreivės zonoje, skaičiuojant panaudojus profilio aerodinaminių parametrų matavimo rezultatus.

Literatūra

1. **Abbott I. H., Doenhoff A. E., Stivers L. S.** Summary of Airfoil Data. *NACA Rep. No 824*, 1945, p. 259–387.
2. **Althaus D.** *Niedriggeschwindigkeits Profile*. Braunschweig/Wiesbaden: Friedr. Vieweg and Sohn, 1996, 592 s.
3. **Anderson, J. D., Corda, S. and Van Wie, D. M.** Numerical Lifting-Line Theory Applied to Drooped Leading-Edge Wings Below and Above Stall. *Journal of Aircraft*, Vol 17, No 12, 1980, p. 898–904. ISSN 0021–8669.
4. **Ashby, D. L., Dudley, M. R. and Iguchi, S. K.** Development and Validation of an Advanced Low-Order Panel Method. *NASA TN-101024*, 1988, 46 p.
5. **Barnes, J. P.** Semi-Empirical Vortex Step Method for the lift and induced drag loading of 2D and 3D Wings. *SAE Paper 975559*. Society of Automotive Engineers, 1997, 18 p.
6. **Bippes H., Jacob K., Turk M.** Experimentelle Untersuchungen zur abgelosten Stromung an einem Rechteckflügel. *DFVLR-FB 81-12*, 1981.
7. **Blackwell, J. A.** A Finite-Step Method for Calculation of Theoretical Load Distributions for Arbitrary Lifting-Surface Arrangements at Subsonic Speeds. *NASA TN D-5335*, July 1969, 40 p.
8. **Bush, R. H., Power, G. D. and Towne, C. E.** WIND: The Production Flow Solver of the NPARC Alliance. *AIAA Paper 98-0935*, 1998, 14 p.
9. **Campbell, G. S.** A Finite-Step Method for the Calculation of Span Loadings of Unusual Plan Forms. *NACA RM L50L13*, 1951, 34 p.
10. **Cho T. H., Anderson J. D.** Engineering Analysis of Dropped Leading Edge Wings Near Stall. *Journal of Aircraft*, Vol 21, 1984, p. 446 – 448. ISSN 0021–8669.
11. **Drela M., Giles M. B.** ISES: a Two – Dimensional Aerodynamic Design Method, *AIAA Journal*, 25 (9), September 1987, p. 1199–1206. ISSN 0001–1452.
12. **Drela M.** XFOIL: An analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. *Low Reynolds Number Aerodynamics*. Springer – Verlag, New York, 1989, p. 1–12.
13. **Etkin B., Reid L. D.** *Dynamics of Flight. Stability and Control*. New-York: John Wiley & Sons Inc., 1996, 382 p.
14. **Glauert, H.** *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*. 2nd ed. Cambridge University Press, Cambridge, England, U.K., 1959, p. 142–145.
15. **Gopalarathnam, A. and McAvoy, C. W.** Effect of Airfoil Characteristics on Aircraft Performance. *Journal of Aircraft*, Vol 39, No 3, May-June 2002, p. 427–433. ISSN 0021–8669.
16. **Jacob K.** Computation of the Flow around Wings with Rear Separation. *Journal of aircraft*, Vol 21, 1984, p. 97–98. ISSN 0021–8669.
17. **Karamcheti, K.** Elements of Finite Wing Theory. *Ideal-Fluid Aerodynamics*. Wiley, New York, 1966, pp. 535–567.
18. **Katz J.** Large-Scale Vortex-Lattice Model for the Locally Separated Flow Over Wings. *AIAA Journal*, Vol 20, 1982, p.1640–1646. ISSN 0001–1452.
19. **Katz, J. and Maskew, B.** Unsteady Low-Speed Aerodynamics Model for Complete Aircraft Configurations. *Journal of Aircraft*, Vol 25, No 4, 1988, p. 302–310. ISSN 0021–8669.

20. **Katz, J. and Plotkin, A.** Lifting-line solution by Horseshoe Elements. *Low-Speed Aerodynamics, from wing theory to Panel methods*. McGraw-Hill, New York, 1991, p. 379–386.
21. **Katz, J. and Plotkin, A.** *Low-Speed Aerodynamics. Second Edition*. Cambridge University Press, Cambridge, 2001, 613 p.
22. **Lasauskas E., Ūsas A.** Sklandytuvo aerodinaminių charakteristikų skaičiavimo programa personaliniam kompiuteriui. *Lietuvos skaičiuojamosios mechanikos seminaro pranešimų anotacijos*. Vilnius: Technika, 1992, p. 24–25.
23. **Lasauskas E.** Sklandytuvo sparno aerodinaminis projektas. *Konferencijos „Transporto technologijos pranešimų medžiaga*. Kaunas: Technologija, 1994, p. 1–6.
24. **Lasauskas E.** Sparno keliamosios jėgos skaičiavimas prie kritinių atakos kampų. *Konferencijos „Transporto priemonės 96“ pranešimų medžiaga*. Kaunas: Technologija, 1996, p. 134–136.
25. **Lasauskas E.** Prienų aviacijos gamyklos skraidanti aerodinaminė laboratorija SL–2P. *Plieno sparnai*, 1997, Nr.4, p. 70–73.
26. **Lasauskas E.** Sportinių sklandytuvų aerodinamikos ypatybės. *Konferencijos „Transporto priemonės 98“ pranešimų medžiaga*. Kaunas: Technologija, 1998, p. 161–165.
27. **Lasauskas E.** Skaitinių metodų taikymas sklandytuvo sparno profilių aerodinaminių rodiklių tyrimui. *Konferencijos „Mechanika 99“ pranešimų medžiaga*. Kaunas: Technologija, 1999, p. 186–190.
28. **Lasauskas E.** Sklandytuvo sparno profilių aerodinaminio tyrimo skaitinių metodų apžvalga. *Mechanika*, 1999, Nr. 1 (16), p. 44–48.
29. **Lasauskas E.** Sklandytuvo sparno profilių eksperimentinis tyrimas. *Mechanika*, 1999, Nr. 3 (18), p. 25–29.
30. **Lasauskas E.** Sportinio sklandytuvo sparno profilių analizė ir projektavimas: Daktaro disertacija. Vilnius: Technika, 2000, 87 p.
31. **Lasauskas E.** Pradinio mokymo sklandytuvų sparno profilių jautrumas trikdžiams. *Aviacija*, Nr. 5. Vilnius: Technika, 2000, p. 61–64. ISSN 1392–6276.
32. **Lasauskas E., Pakalnis E., Stankūnas J.** Netiesinių lygčių sistema sparno keliamajai jėgai skaičiuoti. *Aviation*, Vol 6. Vilnius: Technika, 2002, p. 50–54. ISSN 1392–6276.
33. **McCormick, B. W.** The lifting-Line Model. *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, 2nd ed.* Wiley, New York, 1995, p. 112–119.
34. **Merkys B., Lasauskas E.** Lėktuvo LAK–X sparno viršutinės dalies oro srauto aptekėjimo gerinimas. *Konferencijos „Aviacija 98“ pranešimų medžiaga*. Vilnius: Technika, 1998, p. 70–75.
35. **Mukherjee, R., Gopalarathnam, A. and Kim, S. W.** An Iterative decambering Approach for Post-Stall prediction of Wing Characteristics Using Known Section Data. *41st AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 6–9, 2003/Reno, Nevada*. AIAA 2003–1097.
36. **Multhopp, H.** Method for Calculating the Lift Distribution of Wings. *ARC Rep. Mem.* 2884, 1955.
37. **Mutteperl, W.** The Calculation of Span Load Distributions on Swept-Back Wings. *NACA TN 834*, Dec. 1941.
38. **Остославский И. В.** *Аэродинамика самолета*. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1957, 560 с.
39. **Pakalnis E.** Matematinių modelių naudojimas lėktuvų pastovumui analizuoti. Iš: *Trečiosios Lietuvos jaunujų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva*

- be ateities“*, įvykusios Vilniuje 2000 m. balandžio 26 d., medžiaga. *AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS*. Vilnius: Technika, 2000, p. 32–39.
40. **Pakalnis E.** Tiesinių metodų taikymo ribos skaičiuojant profilio FX–67–K–150/17 išilginio momento ir šarnyrnio momento koeficientus. Iš: *Ketvirtosios Lietuvos jaunujų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva be ateities“*, įvykusios Vilniuje 2001 m. balandžio 24 d., medžiaga. *AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS*. Vilnius: Technika, 2001, p. 30–37.
 41. **Pakalnis E.** Analysis of XFOIL Calculation Results of Hinge Moment Coefficients for an Airfoil Group. *Transport and Engineering. Aviation transport*. Scientific proceedings of Riga Technical University, Vol 6, 2002, p. 136–144. ISSN 1407–8015.
 42. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Method to Evaluate Non-linear Effect in Calculation of a Finite Span Wing. *Transport and Engineering. Aviation transport*. Scientific proceedings of Riga Technical University, Vol 6, 2003, p. 223–228. ISSN 1407–8015.
 43. **Pakalnis E.** Lift And Drag Force Calculation Methods Using Non-Linear Section Data. History And Resent Research. *Aviation*, Vol VIII, No 2. Vilnius: Technika, 2004, p. 9–13. ISSN 1648–7788.
 44. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Analysis Of Calculation Results Of Lift And Drag Forces For Several Wings Using Non-Linear Section Data. *Aviation*, Vol IX, No 1. Vilnius: Technika, 2005, p. 26–31. ISSN 1648–7768.
 45. **Pakalnis E., Lasauskas E., Stankūnas J.** Convergence of Lift Force Calculation of a Tapered Wing Using Non-Linear Section Data. *Mechanika*, Nr. 1 (51), 2005, p. 61–65. ISSN 1392–1207.
 46. **Pakalnis E., Stankūnas J.** Mažų greičių lėktuvo sparno aerodinaminių parametru skaičiavimo tikslumas. *Geodezija ir kartografija*, XXXI tomas, Nr. 2, 2005, p. 76 – 79. ISSN 1392–1541.
 47. **Pelletier, A. and Muller, T.** Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio Thin/Flat/Cambered-Plate Wings. *Journal of Aircraft*, Vol 37, No 5, September-October 2000, p. 825–832. ISSN 0021–8669.
 48. **Phillips, W. F. and Snyder, D. O.** Modern Adaptation of Prandtl’s Classic Lifting-Line Theory, *Journal of Aircraft*, Vol 37, No 4, 2000, p. 662–670. ISSN 0021–8669.
 49. **Phillips, W. F.** Lifting-Line Analysis for Twisted Wings and Washout-Optimised Wing. *Journal of Aircraft*, Vol 41, No 1, 2004, p. 128–136. ISSN 0021–8669.
 50. **Phillips W. F., Alley N. R. and Goodrich W. D.** Lifting-Line Analysis of Roll Control and Variable Twist. *Journal of Aircraft*, Vol 41, No 5, 2004, p. 1170–1176. ISSN 0021–8669.
 51. **Piszkin, S. T. and Levinsky, E. S.** Nonlinear Lifting Line Theory for Predicting Stalling Instabilities on Wings of Moderate Aspect Ratio. *General Dynamics Convair Report CASD–NSC–76–001*, June 1976.
 52. **Prandtl, L.** Application of Modern Hydrodynamics to Aeronautics. *NACA 116*, June 1921, p. 157–215.
 53. **Rasmussen, M. L., and Smith, D. E.,** Lifting-line Theory for Arbitrary Shaped Wings. *Journal of Aircraft*, Vol 22, No 2, 1999, p. 340–348. ISSN 0021–8669.
 54. **Roskam J.** Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics. *Airplane Design Part VI*. Lawrence: The University of Kansas, 1990, 550 p.
 55. **Roskam J.** Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System. *Airplane Design Part II*. Lawrence: The University of Kansas, 1997, 336 p.
 56. **Schairer, R. S.** Unsymmetrical Lift Distributions on a Stalled Monoplane Wing: Master’s thesis. California Institute of Technology, 1939.

57. **Sears, W. R.** Some Recent Developments in Airfoil Theory. *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol 23, May 1956, p. 490–499.
58. **Selig, M. S., Donovan, J. F. and Fraser, D. B.** *Airfoils at Low Speeds*. Stokely, Virginia Beach, VA, 1989, 398 p.
59. **Sivells, J. C. and Neely, R. H.** Method for Calculating Wing Characteristics by Lifting-Line Theory Using Nonlinear Section Lift Data. *NACA TN No. 1269*, April 1947, 37 p.
60. **Strodomskis A., Pakalnis E. ir Lasauskas E.** Sklandytuvo išilginis pastovumas ir pavaldumo statinės charakteristikos. Iš: *Ketvirtosios Lietuvos jaunujų mokslininkų konferencijos „Lietuva be mokslo – Lietuva be ateities“*, įvykusios Vilniuje 2001 m. balandžio 24 d., medžiaga. *AVIACIJOS TECHNOLOGIJOS*. Vilnius: Technika, 2001, p.73 –81.
61. **Sunada, S. and Kawachi, K.** Comparison of Wing Characteristics at an Ultralow Reynolds Number. *Journal of Aircraft*, Vol 39, No 2, March – April 2002, p. 331–338. ISSN 0021–8669.
62. **Tani, I.** A Simple Method of Calculating the Induced Velocity of a Monoplane Wing. *Rep. No. 111* (vol. 9, 3). Aero. Res. Inst., Tokyo Imperial University, August 1934.
63. **Tseng, J. B. and Lan, C. E.** Calculation of Aerodynamic Characteristics of Airplane Configurations at High Angles of Attack. *NASA CR 4182*, 1988.
64. **Van Dam, C. P., Vander Kam, J. C. and Paris, J. K.** Design-Oriented High-Lift Methodology for General Aviation and Civil Transport Aircraft. *Journal of Aircraft*, Vol 38, No 6, 2001, p. 1076 – 1084. ISSN 0021–8669.
65. **Weber, J. and Brebner, G. G.** Low-Speed Tests on 45–deg Swept Back Wings, Part I: Pressure Measurements on Wings of Aspect Ratio 5. *Report and Memoranda 2882*. Aeronautical Research Council, London, 1958, p. 1–32.
66. **Weisinger, J.** The lift distribution of Swept-Back wings. *NACA TM 1120*, March 1947, 38 p.
67. **Wilson, J. R.** Mini Technology for Major Impact. *Aerospace America*, Vol 36, No 5, 1998, p. 36 – 42.

PRIEDAS. SPARNŲ SKAIČIAVIMO REZULTATAI

Lentelėse pateikiami 24 sparnų skaičiavimo rezultatai. Skaičiuojant panaudoti išmatuoti profilių aerodinaminiai parametrai plačiau aprašomi 4 skyriuje. Paryškinti rezultatai 3, 21, 22, 23 ir 24 lentelėse yra nepatikimi pagal 3.8 ir 3.9 skyriuose nustatytas sąlygas. Šie rezultatai buvo panaudoti sudaryto skaičiavimo metodo iteracinio proceso analizei.

1 lent. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=80\ 000$

α	-12°	-10°	-8°	-4°	1°	4°	8°	10°	12°	14°
C_L	-0,62621	-0,52521	-0,4199	-0,18607	0,034993	0,185858	0,417427	0,528104	0,629709	0,707494
C_D	0,141805	0,101946	0,065792	0,023772	0,017172	0,023215	0,060482	0,097873	0,134703	0,176796
Pjūvio Nr.	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i
1	-0,37859	-0,3175	-0,25188	-0,10523	0,022486	0,105663	0,250137	0,316732	0,380038	0,435578
2	-0,52887	-0,44318	-0,35401	-0,15154	0,030195	0,152233	0,351976	0,443291	0,531357	0,609294
3	-0,61765	-0,51753	-0,41364	-0,18066	0,034959	0,181134	0,411705	0,518773	0,62248	0,70735
4	-0,6745	-0,56509	-0,45199	-0,20176	0,037531	0,200972	0,44925	0,56863	0,67985	0,764784
5	-0,71036	-0,59525	-0,47685	-0,21441	0,039354	0,213664	0,474183	0,600358	0,714721	0,798155
6	-0,73176	-0,61426	-0,49219	-0,22323	0,040187	0,221723	0,489157	0,619998	0,735155	0,815091
7	-0,74171	-0,62364	-0,49874	-0,22564	0,04024	0,225618	0,49558	0,628944	0,74436	0,822205

2 lent. Stačiakampė plokštelė, $AR=3$, $Re=140\ 000$

α	-12°	-10°	-8°	-4°	1°	4°	8°	10°	12°	14°
C_L	-0,47812	-0,43162	-0,3553	-0,17403	0,042895	0,157301	0,343311	0,420715	0,484496	0,507879
C_D	0,105371	0,080311	0,052494	0,016978	0,011695	0,016526	0,050317	0,074993	0,103475	0,127712
Pjūvio Nr.	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i
1	-0,47444	-0,4079	-0,32701	-0,16287	0,039869	0,156194	0,314144	0,39478	0,47044	0,530537
2	-0,65047	-0,56328	-0,44993	-0,22337	0,055204	0,210157	0,4366	0,545756	0,640973	0,710483
3	-0,72775	-0,64897	-0,5213	-0,25701	0,064182	0,235031	0,507864	0,626212	0,727792	0,790658
4	-0,76489	-0,69102	-0,56702	-0,27752	0,069163	0,248301	0,549393	0,672311	0,77387	0,820762
5	-0,78096	-0,71535	-0,59583	-0,29062	0,071327	0,257603	0,574912	0,700118	0,799028	0,809898
6	-0,78601	-0,72798	-0,6126	-0,29779	0,072954	0,262787	0,590206	0,714658	0,810683	0,809776
7	-0,78797	-0,73439	-0,62146	-0,30069	0,073411	0,265863	0,597314	0,721597	0,815969	0,809825

3 lent. NACA 4415 stačiakampis sparnas, $AR=3,1$, $Re=2,1 \times 10^6$

$\alpha, ^\circ$	-2	0	5	10	15	20	22,5	25	26	27
C_L	0,13423	0,24593	0,52249	0,79337	1,05348	1,16275	1,14588	1,12506	1,10461	1,08798
ΔC_L	1,7E-05	1,7E-05	1,6E-05	1,6E-05	1,5E-05	1,4E-05	1,4E-05	1,5E-05	1,5E-05	1,5E-05
C_D	0,01084	0,01647	0,04555	0,09585	0,16897	0,23121	0,22687	0,22589	0,22979	0,23415
ΔC_D	3,2E-07	5,6E-07	1,1E-06	1,7E-06	2,1E-06	2,4E-06	2,5E-06	2,5E-06	2,6E-06	2,7E-06
Pjūvio Nr.	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i	C_i
1	0,08062	0,1477	0,31423	0,4776	0,63586	0,75779	0,80008	0,83476	0,84632	0,85759
2	0,11299	0,20702	0,44036	0,66861	0,89056	1,05146	1,10028	1,13425	1,14436	1,15387
3	0,13217	0,24216	0,51496	0,78118	1,04095	1,2091	1,24526	1,25608	1,25717	1,25715
4	0,1445	0,26476	0,56272	0,85379	1,13693	1,28687	1,29412	1,23482	1,20475	1,17443

5	0,15247	0,27936	0,59296	0,90075	1,19584	1,3092	1,23935	1,17262	1,12671	1,05019
6	0,15729	0,28818	0,61156	0,92913	1,2295	1,27943	1,18199	1,13109	1,08472	1,05106
7	0,15956	0,29235	0,62065	0,94254	1,24471	1,2454	1,1601	1,11177	1,06825	1,07155
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,02478	0,03693	0,09929	0,20779	0,36077	0,55017	0,65415	0,76417	0,80952	0,85611
2	0,02534	0,039	0,10943	0,2312	0,40452	0,63072	0,7597	0,89042	0,94394	0,99853
3	0,02529	0,03893	0,10974	0,23018	0,40871	0,63878	0,76059	0,88228	0,94318	1,00436
4	0,0251	0,03838	0,10766	0,22553	0,40686	0,60188	0,72031	0,628	0,63745	0,66375
5	0,02492	0,03781	0,10406	0,2204	0,39273	0,54356	0,49016	0,22886	0,1703	-0,0123
6	0,02478	0,03739	0,10234	0,21647	0,37977	0,41103	0,15056	0,13887	0,10652	0,09053
7	0,02471	0,03716	0,10208	0,2144	0,37191	0,35297	0,12372	0,11081	0,09544	0,17563

4 lent. NACA 4415 stačiakampis sparnas, $AR=6,2$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0°	5°	10°	14°	16°	17°	18°	19°	20°	
C_L	0,32373	0,68319	1,04252	1,21614	1,23482	1,2305	1,22035	1,2102	1,19649	
ΔC_L	3,8E-05	4E-05	2,9E-05	3,3E-05	3E-05	3E-05	3E-05	3E-05	3E-05	
C_D	0,01476	0,03794	0,08116	0,11895	0,13574	0,14568	0,15729	0,17155	0,18308	
ΔC_D	7,6E-07	1,7E-06	1,8E-06	2,4E-06	2,5E-06	2,5E-06	2,6E-06	2,7E-06	2,6E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,21453	0,45487	0,69131	0,85797	0,9237	0,95241	0,97831	1,00351	1,02422	
2	0,28709	0,60672	0,92529	1,13802	1,20879	1,23578	1,25712	1,27653	1,28567	
3	0,32437	0,68437	1,04573	1,25709	1,30591	1,31667	1,31875	1,31789	1,27048	
4	0,34589	0,72941	1,11613	1,30318	1,31944	1,30578	1,24755	1,19859	1,20217	
5	0,35873	0,75634	1,15561	1,31704	1,30499	1,26891	1,25168	1,23313	1,19847	
6	0,36608	0,77177	1,17706	1,31971	1,29089	1,26724	1,24735	1,22346	1,19781	
7	0,36945	0,77884	1,18654	1,31996	1,29001	1,2667	1,24169	1,21827	1,1966	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,01953	0,05492	0,11527	0,18296	0,22258	0,24366	0,26552	0,28836	0,31194	
2	0,01872	0,05122	0,10851	0,18003	0,21892	0,23902	0,25941	0,2791	0,30184	
3	0,01751	0,04574	0,09778	0,15652	0,18104	0,19278	0,21088	0,2248	0,19874	
4	0,01656	0,04169	0,09125	0,13083	0,14195	0,14587	0,13235	0,14076	0,16591	
5	0,01591	0,0389	0,08437	0,11164	0,11749	0,11734	0,13612	0,15488	0,16633	
6	0,0155	0,03717	0,07979	0,10082	0,10624	0,1185	0,13314	0,14852	0,16603	
7	0,01531	0,03635	0,07753	0,09648	0,10643	0,1177	0,13101	0,14701	0,16569	

5 lent. NACA 4415 strēlinis sparnas, $AR=6,2$, $\varphi=10^\circ$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,32115	0,678	1,03721	1,22173	1,24592	1,24159	1,23195	1,22074	1,20498	
ΔC_L	4,3E-05	3,4E-05	6E-05	3,5E-05	3,5E-05	3,5E-05	3,5E-05	3,5E-05	3,5E-05	
C_D	0,01494	0,03875	0,08308	0,12264	0,13899	0,14859	0,15895	0,17044	0,18345	
ΔC_D	8,9E-07	1,5E-06	4E-06	2,9E-06	3,1E-06	3,1E-06	3,2E-06	3,2E-06	3,2E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,21977	0,46623	0,70888	0,87946	0,94519	0,97327	0,99873	1,02189	1,04191	
2	0,2915	0,61694	0,94072	1,15603	1,22469	1,24979	1,26965	1,28414	1,29227	
3	0,32623	0,68858	1,0541	1,26571	1,31091	1,31893	1,31867	1,2972	1,25559	
4	0,34457	0,72678	1,11412	1,30471	1,31909	1,30351	1,25447	1,23316	1,2057	

5	0,35382	0,74607	1,14308	1,31556	1,30602	1,27221	1,24909	1,22441	1,20126	
6	0,35693	0,75254	1,15251	1,31714	1,29725	1,26018	1,24764	1,22888	1,20545	
7	0,35521	0,74886	1,14703	1,31353	1,31827	1,31323	1,28541	1,2555	1,23265	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,01954	0,05501	0,11548	0,18355	0,22345	0,24469	0,2668	0,2899	0,31366	
2	0,01861	0,0511	0,10734	0,17805	0,21604	0,23563	0,25538	0,27604	0,29809	
3	0,01743	0,04539	0,09779	0,15323	0,17543	0,1865	0,20133	0,19485	0,18778	
4	0,01662	0,04195	0,09157	0,12927	0,13898	0,14289	0,13489	0,15037	0,1672	
5	0,01616	0,04	0,08677	0,11496	0,11895	0,12146	0,13515	0,1496	0,16706	
6	0,016	0,03931	0,08499	0,11141	0,11087	0,11273	0,13203	0,15002	0,16709	
7	0,01609	0,03971	0,08604	0,11857	0,1372	0,15438	0,15626	0,16373	0,17858	

6 lent. NACA 4415 strēlinis sparnas, $AR=6,2$, $\varphi=20^\circ$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,31442	0,66378	1,01727	1,21836	1,25387	1,25249	1,24389	1,23301	1,21761	
ΔC_L	3,7E-05	5E-05	3,3E-05	5E-05	4,8E-05	4,8E-05	4,8E-05	4,9E-05	4,9E-05	
C_D	0,01523	0,04004	0,08585	0,12903	0,14559	0,15407	0,16418	0,17431	0,18643	
ΔC_D	8,1E-07	2,3E-06	2,4E-06	4,4E-06	4,4E-06	4,5E-06	4,6E-06	4,6E-06	4,6E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,22245	0,47187	0,71777	0,89391	0,96139	0,98973	1,01501	1,03747	1,05871	
2	0,29162	0,61716	0,9414	1,16296	1,23299	1,25786	1,27697	1,28979	1,29785	
3	0,3227	0,68106	1,04259	1,2634	1,31124	1,31935	1,31912	1,29475	1,25696	
4	0,33759	0,712	1,09313	1,29812	1,31971	1,31246	1,26699	1,24465	1,21752	
5	0,34389	0,72509	1,11386	1,30821	1,31518	1,2808	1,26038	1,23522	1,21107	
6	0,34406	0,72536	1,11465	1,30733	1,31684	1,2868	1,25301	1,24303	1,21909	
7	0,33879	0,7142	1,09794	1,29479	1,31957	1,31976	1,31548	1,28555	1,26141	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,01954	0,05505	0,11554	0,18384	0,224	0,24548	0,26783	0,29113	0,31654	
2	0,0186	0,0511	0,10729	0,17717	0,21427	0,23328	0,25255	0,27302	0,29399	
3	0,01757	0,046	0,09803	0,15416	0,17501	0,18417	0,19889	0,19187	0,18774	
4	0,01694	0,04335	0,09449	0,13521	0,14327	0,1524	0,14201	0,15566	0,17082	
5	0,01665	0,04212	0,09161	0,12564	0,12933	0,1255	0,14159	0,15368	0,16951	
6	0,01665	0,04209	0,09149	0,12661	0,13257	0,12976	0,13364	0,15451	0,17013	
7	0,01689	0,04315	0,09386	0,13772	0,1553	0,17169	0,18726	0,18528	0,19437	

7 lent. NACA 4415 stačiakampis sparnas, $AR=8$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,34718	0,73243	1,10841	1,25011	1,25088	1,24229	1,22911	1,2149	1,20022	
ΔC_L	3,2E-05	3,4E-05	3,1E-05	2,8E-05	3,7E-05	2,4E-05	2E-05	2,1E-05	2,2E-05	
C_D	0,0139	0,03425	0,07291	0,10469	0,12148	0,13228	0,14459	0,15842	0,17396	
ΔC_D	5,7E-07	1,2E-06	1,7E-06	1,9E-06	2,6E-06	1,7E-06	1,5E-06	1,6E-06	1,5E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,24086	0,51067	0,77491	0,95316	1,02241	1,05423	1,0825	1,10781	1,13157	
2	0,31458	0,66391	1,01176	1,21954	1,27797	1,29765	1,30866	1,31614	1,31958	
3	0,3498	0,73767	1,12487	1,30238	1,31988	1,31219	1,26968	1,22564	1,18459	

4	0,36911	0,77817	1,18107	1,31923	1,29477	1,25881	1,24033	1,22249	1,20361	
5	0,38023	0,80152	1,21012	1,31975	1,28323	1,26259	1,23825	1,21395	1,18991	
6	0,38645	0,81459	1,22493	1,31871	1,28012	1,25611	1,23289	1,20976	1,18667	
7	0,38926	0,82049	1,23122	1,318	1,27775	1,25447	1,23149	1,20852	1,18558	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,01509	0,04256	0,08928	0,14275	0,17478	0,19299	0,21204	0,23057	0,24945	
2	0,01385	0,03667	0,0783	0,12959	0,15476	0,16641	0,17943	0,19169	0,20179	
3	0,01268	0,03167	0,06967	0,10198	0,11289	0,11755	0,11231	0,1159	0,12594	
4	0,01188	0,02823	0,0611	0,08073	0,08492	0,08752	0,10125	0,11534	0,12987	
5	0,01137	0,02603	0,05525	0,07006	0,07867	0,0895	0,10071	0,11289	0,12717	
6	0,01107	0,02473	0,05184	0,06549	0,07719	0,08659	0,09915	0,11197	0,12664	
7	0,01092	0,02414	0,05025	0,06372	0,07607	0,08616	0,09878	0,11178	0,12641	

8 lent. NACA 4415 stačiakampis sparnas, $AR=12,4$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,38	0,80177	1,18878	1,28484	1,26593	1,25137	1,23386	1,2161	1,1981	
ΔC_L	2,9E-05	3,1E-05	3E-05	3E-05	3E-05	3E-05	2,9E-05	3,1E-05	3,1E-05	
C_D	0,01245	0,02803	0,05914	0,08537	0,10343	0,11509	0,12832	0,14308	0,14396	
ΔC_D	4,1E-07	9,2E-07	1,4E-06	1,7E-06	1,8E-06	1,8E-06	1,8E-06	1,9E-06	1,9E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,28637	0,60775	0,9184	1,12016	1,19021	1,21826	1,24106	1,26195	1,28065	
2	0,35631	0,75196	1,14008	1,30594	1,31954	1,30705	1,27506	1,24312	1,21167	
3	0,38519	0,81223	1,21685	1,31975	1,2817	1,25535	1,23283	1,21036	1,18787	
4	0,39959	0,84241	1,24739	1,31582	1,27242	1,24953	1,22657	1,20364	1,18073	
5	0,40742	0,8588	1,26106	1,31239	1,26776	1,2449	1,22221	1,19954	1,17686	
6	0,41163	0,86765	1,2675	1,31036	1,26543	1,24272	1,2201	1,1975	1,1749	
7	0,4135	0,87158	1,27015	1,30943	1,26442	1,24176	1,21918	1,1966	1,17404	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,00937	0,02601	0,05451	0,0908	0,11085	0,12118	0,13172	0,14206	0,15201	
2	0,00802	0,01969	0,04366	0,06404	0,07093	0,07284	0,07405	0,07828	0,08474	
3	0,00718	0,01611	0,03468	0,04517	0,05027	0,05577	0,06397	0,07234	0,08189	
4	0,0067	0,01408	0,0295	0,03875	0,04763	0,05446	0,06272	0,07151	0,08084	
5	0,00643	0,01291	0,02662	0,03613	0,04635	0,05358	0,06193	0,07107	0,08039	
6	0,00628	0,01225	0,02509	0,03492	0,04566	0,05317	0,06161	0,07086	0,03991	
7	0,00621	0,01196	0,02442	0,03443	0,04538	0,05307	0,06143	0,07082	0,0607	

9 lent. NACA 4415 trapecinis sparnas, $AR=10$, $\varphi=0^\circ$, $b_o/b_q=1,5$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,37105	0,78229	1,17866	1,29778	1,28203	1,2655	1,24639	1,22713	1,20767	
ΔC_L	3,1E-05	3,1E-05	3,4E-05	3,1E-05	3,2E-05	3,2E-05	3,2E-05	3,2E-05	3,3E-05	
C_D	0,01306	0,03063	0,06518	0,09115	0,10642	0,11653	0,12874	0,14231	0,15758	
ΔC_D	4,6E-07	9,4E-07	1,5E-06	1,7E-06	1,8E-06	1,8E-06	1,9E-06	1,9E-06	2E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,29541	0,6242	0,94882	1,15044	1,21511	1,23957	1,25951	1,27754	1,29328	
2	0,35862	0,75618	1,14968	1,31017	1,31856	1,30079	1,26795	1,23564	1,2039	
3	0,38089	0,8029	1,21073	1,31981	1,28131	1,25547	1,23345	1,21139	1,18927	

4	0,38902	0,81996	1,23008	1,31814	1,27787	1,25495	1,23179	1,20868	1,18559	
5	0,39027	0,82256	1,23261	1,31803	1,27911	1,25631	1,23342	1,21054	1,18767	
6	0,38679	0,8152	1,22403	1,31935	1,27536	1,25007	1,22736	1,20466	1,18196	
7	0,37838	0,79747	1,20156	1,31871	1,31485	1,29718	1,27348	1,2498	1,22613	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,0095	0,0259	0,05481	0,09181	0,11191	0,12235	0,13291	0,14317	0,15294	
2	0,00874	0,02137	0,04698	0,06769	0,07532	0,07716	0,07901	0,08452	0,09188	
3	0,00855	0,01953	0,04158	0,05327	0,05863	0,06523	0,07493	0,0848	0,09592	
4	0,00875	0,01935	0,04044	0,05125	0,06088	0,06903	0,07907	0,08943	0,10111	
5	0,0092	0,02023	0,0422	0,05395	0,06488	0,07343	0,08402	0,09491	0,10734	
6	0,00985	0,02199	0,04641	0,06041	0,06688	0,07534	0,08675	0,09894	0,11184	
7	0,01074	0,02476	0,05348	0,07738	0,0936	0,10008	0,10698	0,1158	0,12689	

10 lent. NACA 4415 trapecinis sparnas, $AR=10$, $\varphi=0^\circ$, $b_o/b_q=2$, $Re=2,1 \times 10^6$.

α , °	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,37303	0,78641	1,18675	1,30718	1,28942	1,27209	1,25394	1,23386	1,2129	
ΔC_L	3,1E-05	3,2E-05	3,4E-05	3,3E-05	3,5E-05	3,6E-05	3,4E-05	2,8E-05	2,7E-05	
C_D	0,01304	0,03052	0,06507	0,09048	0,10505	0,11537	0,1279	0,14059	0,14259	
ΔC_D	4,5E-07	9,7E-07	1,6E-06	1,8E-06	2E-06	2,1E-06	1,9E-06	1,6E-06	1,6E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,32006	0,67613	1,02656	1,22427	1,27669	1,29445	1,30826	1,31707	1,31997	
2	0,37367	0,78787	1,19141	1,31953	1,29815	1,2681	1,2388	1,21042	1,18308	
3	0,38806	0,81798	1,22832	1,31806	1,27476	1,25223	1,2297	1,2072	1,18468	
4	0,39006	0,82212	1,23304	1,31749	1,27636	1,25278	1,22947	1,20651	1,18369	
5	0,38599	0,81353	1,22363	1,319	1,28016	1,25966	1,23813	1,21519	1,19213	
6	0,37733	0,79525	1,20188	1,31991	1,28885	1,25348	1,22187	1,19818	1,17592	
7	0,36322	0,7655	1,16211	1,30792	1,31989	1,31901	1,31252	1,29138	1,26671	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,00783	0,02076	0,04411	0,07357	0,0887	0,09607	0,10273	0,10869	0,11371	
2	0,00756	0,0177	0,03828	0,05133	0,05631	0,05943	0,06528	0,07262	0,08148	
3	0,00795	0,01766	0,03692	0,04623	0,05417	0,06175	0,07106	0,08072	0,09139	
4	0,00871	0,01918	0,03983	0,05018	0,0604	0,06834	0,07841	0,08903	0,10073	
5	0,00972	0,02176	0,0457	0,0582	0,06769	0,07733	0,0883	0,09929	0,11199	
6	0,01096	0,02536	0,05429	0,07247	0,07759	0,08151	0,09117	0,10459	0,0585	
7	0,01248	0,0302	0,06621	0,10041	0,1204	0,13241	0,14255	0,14802	0,15517	

11 lent. NACA 4415 trapecinis sparnas, $AR=10$, $\varphi=0^\circ$, $b_o/b_q=2,5$, $Re=2,1 \times 10^6$.

α , °	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,37338	0,7869	1,1889	1,30933	1,29225	1,27419	1,25549	1,23605	1,21454	
ΔC_L	3,3E-05	3,2E-05	3,5E-05	3,5E-05	3,4E-05	2,9E-05	3,3E-05	3,9E-05	3,9E-05	
C_D	0,01304	0,03051	0,06528	0,09079	0,10523	0,1153	0,12789	0,14151	0,13194	
ΔC_D	4,9E-07	9,7E-07	1,6E-06	2E-06	2,1E-06	1,8E-06	1,9E-06	2,2E-06	2,2E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,33994	0,7164	1,09332	1,27159	1,30879	1,31765	1,31994	1,31517	1,29538	
2	0,38459	0,81052	1,21968	1,31942	1,27928	1,25194	1,22555	1,20017	1,1769	
3	0,39277	0,82778	1,2391	1,31585	1,27137	1,24869	1,22599	1,20329	1,18063	

4	0,39031	0,82258	1,23379	1,31726	1,27551	1,25179	1,22831	1,20509	1,18235	
5	0,38258	0,80629	1,21575	1,31958	1,27901	1,26	1,24026	1,21954	1,19671	
6	0,37051	0,78084	1,18441	1,31854	1,30429	1,26461	1,22683	1,19194	1,16539	
7	0,35292	0,74376	1,13313	1,29446	1,31729	1,3195	1,31963	1,31666	1,30261	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,0066	0,01684	0,03705	0,05912	0,06981	0,07455	0,07862	0,08211	0,08431	
2	0,00674	0,01519	0,03208	0,04114	0,04636	0,05147	0,05855	0,0666	0,07527	
3	0,00754	0,01642	0,0338	0,04219	0,05151	0,05912	0,06815	0,07778	0,08796	
4	0,0087	0,01914	0,03967	0,04983	0,06013	0,06809	0,0781	0,08882	0,1004	
5	0,01011	0,02295	0,0485	0,06194	0,06879	0,07936	0,09107	0,10293	0,1154	
6	0,01177	0,02787	0,06022	0,08277	0,09025	0,08969	0,09668	0,10842	0,00805	
7	0,01374	0,03411	0,07505	0,11695	0,1393	0,15422	0,1683	0,18088	0,1883	

12 lent. NACA 4415 strēlinis-trapecinis sparnas, $AR=10$, $\varphi=10^\circ$, $b_o/b_g=2,5$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,37148	0,78287	1,183	1,30557	1,29049	1,27347	1,25462	1,23462	1,21384	
ΔC_L	3,3E-05	3,5E-05	3,6E-05	3,5E-05	3,3E-05	3,6E-05	2,8E-05	3,2E-05	2,1E-05	
C_D	0,01312	0,03084	0,06595	0,09209	0,10716	0,11698	0,12932	0,14297	0,11415	
ΔC_D	5E-07	1,1E-06	1,7E-06	2E-06	2,1E-06	2,3E-06	1,8E-06	1,8E-06	1,3E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,35195	0,74171	1,12801	1,29005	1,31658	1,31996	1,31705	1,30084	1,27612	
2	0,39226	0,82668	1,23711	1,31652	1,26819	1,24201	1,21672	1,19318	1,1707	
3	0,3965	0,83563	1,24717	1,31247	1,26591	1,24318	1,22056	1,19792	1,17526	
4	0,39048	0,82293	1,23446	1,31637	1,27216	1,24875	1,22507	1,20165	1,17861	
5	0,37911	0,79896	1,20756	1,31983	1,27674	1,25513	1,23665	1,21748	1,19715	
6	0,36293	0,76485	1,16404	1,31481	1,315	1,28084	1,23961	1,20044	1,16391	
7	0,34059	0,71777	1,09685	1,27425	1,3089	1,31519	1,31853	1,31971	1,31853	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,00638	0,01587	0,03506	0,05528	0,06512	0,06934	0,07309	0,07579	0,0786	
2	0,00651	0,0142	0,02941	0,03689	0,04351	0,04973	0,05718	0,06602	0,00874	
3	0,00741	0,01584	0,03215	0,03937	0,04982	0,05795	0,06711	0,07713	0,05189	
4	0,00869	0,01911	0,03952	0,04867	0,059	0,06737	0,07737	0,08831	0,09977	
5	0,01026	0,0236	0,05011	0,06366	0,06792	0,07759	0,09014	0,10233	0,11553	
6	0,0121	0,0293	0,0638	0,08983	0,09966	0,09707	0,10047	0,10972	0,00749	
7	0,01425	0,0363	0,0797	0,12675	0,15077	0,16582	0,18124	0,19557	0,20872	

13 lent. NACA 4415 strēlinis-trapecinis sparnas, $AR=10$, $\varphi=20^\circ$, $b_o/b_g=2,5$, $Re=2,1 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	0	5	10	14	16	17	18	19	20	
C_L	0,36484	0,76889	1,16495	1,30023	1,28991	1,27594	1,25678	1,23642	1,21579	
ΔC_L	3,6E-05	3,4E-05	3,7E-05	3,6E-05	3,6E-05	3,5E-05	3,7E-05	3E-05	3,3E-05	
C_D	0,01342	0,03215	0,0687	0,0963	0,11118	0,1208	0,13207	0,14532	0,14042	
ΔC_D	5,5E-07	1,1E-06	1,8E-06	2,2E-06	2,4E-06	2,4E-06	2,5E-06	1,9E-06	2,1E-06	
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,35733	0,75305	1,1445	1,29943	1,3192	1,31942	1,31107	1,2883	1,26383	
2	0,39156	0,8252	1,23657	1,31626	1,26859	1,24294	1,21853	1,19578	1,17325	
3	0,39322	0,8287	1,24135	1,31315	1,26598	1,24274	1,22007	1,19742	1,17476	

4	0,38493	0,81123	1,22282	1,3177	1,27297	1,25062	1,22669	1,20302	1,17955	
5	0,37129	0,78248	1,18827	1,3199	1,2835	1,25298	1,23545	1,21734	1,19844	
6	0,35255	0,74297	1,13451	1,30686	1,31935	1,30349	1,25918	1,21668	1,17629	
7	0,32696	0,68903	1,0533	1,24922	1,29476	1,30723	1,31309	1,31732	1,31945	
Pjūvio Nr.	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d	C_d
1	0,00627	0,0154	0,03393	0,0526	0,06184	0,06582	0,06921	0,07175	0,0755	
2	0,00653	0,01429	0,0295	0,03666	0,04361	0,04983	0,0574	0,06623	0,04494	
3	0,00753	0,01635	0,03335	0,03985	0,04985	0,05785	0,06703	0,0771	0,04329	
4	0,00891	0,02006	0,04189	0,05051	0,05927	0,06788	0,07778	0,08857	0,10003	
5	0,01058	0,025	0,05364	0,06846	0,0707	0,07676	0,08981	0,10232	0,11569	
6	0,01252	0,03112	0,06815	0,09811	0,1087	0,11013	0,10699	0,11303	0,06984	
7	0,01475	0,03845	0,08292	0,13497	0,16133	0,17493	0,19149	0,20724	0,22191	

14 lent. NACA 0012 stačiakampis sparnas, $AR=10$.

$\alpha, ^\circ$	1	5	10	15	20	21	22,5	23	24	25
C_L	0,08105	0,40483	0,80719	1,20465	1,21211	1,22828	1,21205	1,21642	1,22526	1,23405
ΔC_L	3E-05	2,7E-05	3E-05	3,2E-05	3E-05	1,8E-05	3E-05	2,9E-05	3,2E-05	2,9E-05
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,05891	0,29425	0,58663	0,87528	1,08588	1,12932	1,14093	1,15763	1,19088	1,22388
2	0,07492	0,37424	0,74616	1,11345	1,32139	1,36601	1,21483	1,21755	1,22285	1,22804
3	0,08199	0,40953	0,81656	1,21861	1,21478	1,22081	1,22279	1,22474	1,2295	1,23425
4	0,08566	0,42788	0,85316	1,27329	1,21469	1,21962	1,2251	1,22742	1,23208	1,23675
5	0,0877	0,43808	0,87353	1,30372	1,21557	1,22033	1,22637	1,22869	1,23333	1,23797
6	0,08882	0,44367	0,88467	1,32037	1,21611	1,22081	1,22701	1,22933	1,23396	1,23859
7	0,08932	0,44616	0,88965	1,3278	1,21635	1,22104	1,22729	1,2296	1,23423	1,23886

15 lent. NACA 0012 trapecinis sparnas, $AR=10$, $b_o/b_g=3$.

$\alpha, ^\circ$	1	5	10	15	20	21	22,5	23	24	25
C_L	0,0828	0,41358	0,82466	1,23072	1,23264	1,21423	1,22085	1,22311	1,22763	1,23217
ΔC_L	3,21E-05	3,23E-05	3,22E-05	3,37E-05	3,46E-05	3,4E-05	3,4E-05	3,51E-05	3,39E-05	3,44E-05
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,07912	0,3952	0,788	1,17598	1,20378	1,20821	1,21502	1,2173	1,22185	1,22596
2	0,08712	0,43518	0,86774	1,29506	1,21559	1,22001	1,22646	1,22876	1,23336	1,23795
3	0,08783	0,43872	0,87481	1,30562	1,21623	1,22054	1,22699	1,22929	1,23389	1,23849
4	0,08656	0,4324	0,86218	1,28676	1,21541	1,21946	1,22591	1,22821	1,2328	1,2374
5	0,0843	0,42107	0,83959	1,25301	1,21417	1,21744	1,22389	1,22618	1,23076	1,23535
6	0,08113	0,40527	0,80807	1,20594	1,21483	1,21381	1,22065	1,22282	1,2271	1,23168
7	0,07675	0,38338	0,76441	1,14076	1,30544	1,2041	1,2109	1,21316	1,21769	1,22222

16 lent. FX63-137 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$.

$\alpha, ^\circ$	-20	-18	-16	-14	-12	-10	-8	-6	-4	-2
C_L	-0,31140	-0,2489	-0,19022	-0,13529	-0,08606	-0,04704	-0,02139	-0,01537	-0,05006	-0,11368
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l

1	-0,24974	-0,20138	-0,15491	-0,1118	-0,07291	-0,04162	-0,01959	-0,01642	-0,13248	-0,11951
2	-0,29775	-0,23849	-0,18235	-0,13095	-0,08321	-0,04617	-0,02093	-0,01518	-0,01876	-0,1375
3	-0,31617	-0,25219	-0,19236	-0,13697	-0,08715	-0,04819	-0,02126	-0,01521	-0,04552	-0,11232
4	-0,32476	-0,25873	-0,19777	-0,13994	-0,08848	-0,04837	-0,02187	-0,0152	-0,03845	-0,10687
5	-0,32850	-0,26197	-0,19997	-0,14165	-0,08938	-0,04835	-0,02202	-0,0152	-0,03839	-0,10616
6	-0,33090	-0,26429	-0,20197	-0,14283	-0,09043	-0,04831	-0,02202	-0,0152	-0,0384	-0,10662
7	-0,33199	-0,26528	-0,20221	-0,14286	-0,09089	-0,04831	-0,02202	-0,0152	-0,0384	-0,1068
$\alpha, ^\circ$	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20
C_L	0,093567	0,231803	0,352486	0,460473	0,555981	0,641523	0,718253	0,788275	0,851982	0,912694
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	0,065115	0,161846	0,252498	0,336111	0,413419	0,483924	0,551926	0,614077	0,671564	0,726952
2	0,084912	0,212	0,323444	0,427276	0,520369	0,604426	0,681956	0,75229	0,815472	0,876027
3	0,094332	0,23402	0,35589	0,466583	0,565019	0,65162	0,731443	0,802603	0,867458	0,928562
4	0,099266	0,245867	0,373993	0,485944	0,58614	0,67482	0,753105	0,825254	0,890028	0,951763
5	0,103291	0,253669	0,383458	0,498193	0,596742	0,686922	0,76446	0,836595	0,901767	0,963933
6	0,103957	0,256458	0,388214	0,503902	0,60339	0,693001	0,771235	0,842656	0,907461	0,969715
7	0,104098	0,258762	0,389904	0,5053	0,606788	0,695949	0,773649	0,844449	0,910126	0,971907

17 lent. NACA0006 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$.

$\alpha, ^\circ$	-20	-17	-14	-11	-8	-5	-2,5	2,5	5	8
C_L	-0,74068	-0,63881	-0,53937	-0,45177	-0,38196	-0,30862	-0,16641	0,165611	0,308721	0,382522
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	-0,58580	-0,50688	-0,43487	-0,38171	-0,32215	-0,2245	-0,11721	0,116835	0,224504	0,322545
2	-0,70704	-0,60959	-0,51647	-0,43547	-0,379	-0,28734	-0,15215	0,151338	0,287379	0,379612
3	-0,75253	-0,6482	-0,54633	-0,4569	-0,38918	-0,31446	-0,16837	0,165888	0,314542	0,389677
4	-0,77312	-0,66717	-0,56074	-0,46641	-0,3936	-0,32655	-0,17647	0,175558	0,326653	0,394144
5	-0,78404	-0,67583	-0,56904	-0,47129	-0,39549	-0,33297	-0,18139	0,180908	0,333087	0,396198
6	-0,79007	-0,68102	-0,57301	-0,47442	-0,39706	-0,33669	-0,18409	0,183793	0,336868	0,397651
7	-0,79215	-0,68302	-0,57516	-0,47619	-0,39723	-0,33782	-0,18518	0,184955	0,338015	0,397827
$\alpha, ^\circ$	11	14	17	20						
C_L	0,452584	0,540544	0,640013	0,74198						
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l						
1	0,382395	0,437422	0,508191	0,585737						
2	0,436414	0,517431	0,611015	0,707689						
3	0,457592	0,547695	0,649598	0,753064						
4	0,467254	0,562389	0,668354	0,774722						
5	0,472263	0,569695	0,676673	0,786167						
6	0,475218	0,573697	0,681977	0,792242						
7	0,476951	0,575478	0,684284	0,794242						

18 lent. NACA0009 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$.

$\alpha, ^\circ$	-20	-17	-14	-11	-8	-5	-2,5	2,5	5	8
C_L	-0,67727	-0,57393	-0,47784	-0,39254	-0,32717	-0,24796	-0,13489	0,134262	0,248328	0,327667
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	-0,53542	-0,45639	-0,38907	-0,332	-0,27287	-0,18919	-0,09984	0,099131	0,188856	0,273193
2	-0,64583	-0,54782	-0,4582	-0,38055	-0,32062	-0,2339	-0,12578	0,125386	0,234259	0,320973
3	-0,68796	-0,58235	-0,48401	-0,39719	-0,33299	-0,25218	-0,137	0,136055	0,252483	0,333617
4	-0,70727	-0,59829	-0,49625	-0,4045	-0,33841	-0,26059	-0,14236	0,141356	0,260819	0,338982
5	-0,71740	-0,60725	-0,50331	-0,40954	-0,34056	-0,26474	-0,14455	0,144065	0,265258	0,341095
6	-0,72269	-0,61192	-0,50666	-0,4113	-0,34231	-0,26658	-0,14664	0,146224	0,267643	0,342821
7	-0,72434	-0,61348	-0,50736	-0,41273	-0,34242	-0,26854	-0,1481	0,147618	0,268976	0,342988
$\alpha, ^\circ$	11	14	17	20						
C_L	0,393016	0,478477	0,575341	0,67802						
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l						
1	0,332058	0,388823	0,457502	0,535391						
2	0,380625	0,458541	0,549128	0,646591						
3	0,397237	0,485013	0,583766	0,688239						
4	0,405198	0,497459	0,599867	0,708321						
5	0,41006	0,504321	0,60876	0,718227						
6	0,412107	0,506989	0,613408	0,723994						
7	0,413826	0,508194	0,614954	0,725378						

19 lent. NACA0012 stačiakampis sparnas, $AR=7,25$, $Re=4000$.

$\alpha, ^\circ$	-20	-17	-14	-11	-8	-5	-2,5	2,5	5	8
C_L	-0,61337	-0,51087	-0,41309	-0,32738	-0,25306	-0,17415	-0,09069	0,090762	0,174283	0,253684
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	-0,48479	-0,40689	-0,3347	-0,27147	-0,20957	-0,14021	-0,0716	0,071625	0,139122	0,210109
2	-0,58460	-0,4873	-0,39616	-0,31622	-0,24594	-0,16788	-0,08718	0,087263	0,167762	0,246332
3	-0,62309	-0,51796	-0,41856	-0,33128	-0,25653	-0,17726	-0,09208	0,092094	0,177627	0,257202
4	-0,64070	-0,53302	-0,42912	-0,33922	-0,26158	-0,18129	-0,09531	0,095393	0,181648	0,262259
5	-0,65024	-0,54085	-0,43518	-0,34279	-0,26423	-0,18376	-0,09564	0,095737	0,184101	0,264943
6	-0,65424	-0,5446	-0,43853	-0,34488	-0,26676	-0,1842	-0,09629	0,096391	0,18484	0,267425
7	-0,65590	-0,54543	-0,43939	-0,34583	-0,26682	-0,18447	-0,09673	0,096828	0,184882	0,267519
$\alpha, ^\circ$	11	14	17	20						
C_L	0,328109	0,414019	0,51224	0,614888						
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l						
1	0,27145	0,335021	0,406956	0,485115						
2	0,316463	0,396529	0,488608	0,585822						
3	0,332087	0,41905	0,519329	0,624133						
4	0,339912	0,430245	0,534756	0,641648						

5	0,343972	0,436619	0,542641	0,651844						
6	0,3458	0,440089	0,546378	0,656612						
7	0,347079	0,44058	0,547016	0,659042						

20 lent. NACA2412 stačiakampis sparnas, $AR=5$, $Re=2,7 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	-5°	-2°	0°	4°	8°	12°	16°	17°	18°	20°
C_L	-0,20683	0,012212	0,1557	0,444364	0,73508	1,001479	1,258755	1,316378	1,372461	1,465516
C_D	0,00925	0,005861	0,007203	0,018076	0,0419	0,074867	0,11594	0,12653	0,137344	0,157211
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	-0,13049	0,006663	0,09934	0,281354	0,462845	0,637831	0,810431	0,85108	0,889422	0,962445
2	-0,17918	0,01021	0,134596	0,386188	0,634093	0,872691	1,101182	1,15368	1,206882	1,303718
3	-0,20568	0,012341	0,15454	0,442061	0,729495	0,999608	1,256143	1,315803	1,375397	1,479072
4	-0,22132	0,012569	0,166728	0,477067	0,789397	1,073928	1,348513	1,410847	1,472748	1,574553
5	-0,23162	0,014421	0,173953	0,497496	0,826099	1,119917	1,404955	1,467928	1,529209	1,625091
6	-0,23932	0,014619	0,179126	0,510068	0,846953	1,146673	1,437268	1,499915	1,559952	1,651425
7	-0,24024	0,014663	0,181617	0,516317	0,856678	1,159706	1,452793	1,515392	1,573621	1,662309
$\alpha, ^\circ$	22°	24°								
C_L	1,521919	1,470833								
C_D	0,17413	0,190634								
Pjūvio Nr.	C_l	C_l								
1	1,027739	1,07815								
2	1,386671	1,442744								
3	1,561684	1,606288								
4	1,645782	1,670684								
5	1,680376	1,675226								
6	1,678121	1,6016								
7	1,673063	1,221138								

21 lent. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_o/b_g=2$, $AR=6$, $Re=3,09 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	-4	8	16	20	22	23	24	25
C_L	-0,307	0,61549	1,2025	1,41595	1,496	1,51625	1,39337	1,32446
ΔC_L	4E-05	4,7E-05	4,9E-05	4,9E-05	4,5E-05	4,5E-05	4,4E-05	4,5E-05
C_D	0,0126	0,0323	0,10933	0,15531	0,17831	0,18859	0,22736	0,25992
ΔC_D	7,7E-07	1,8E-06	3,8E-06	4,5E-06	4,4E-06	4,5E-06	7,1E-06	6,4E-06
Pjūvio Nr.	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l	C_l
1	-0,2541	0,50591	1,00277	1,21507	1,30978	1,34985	1,34144	1,31446
2	-0,3092	0,61651	1,21572	1,46152	1,56303	1,5994	1,55568	1,4503
3	-0,3254	0,64927	1,27683	1,52055	1,60839	1,63479	1,50205	1,07509
4	-0,3269	0,65389	1,28162	1,50853	1,58918	1,60846	1,05255	1,05256
5	-0,3204	0,6432	1,25828	1,46554	1,53948	1,54908	1,4486	1,44919
6	-0,3087	0,62219	1,20739	1,39912	1,46939	1,48693	1,45876	1,46544
7	-0,2936	0,59226	1,13925	1,32659	1,39329	1,40038	1,40105	1,40096

Pjūvio Nr.	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d		
1	0,01109	0,03081	0,11346	0,17305	0,2078	0,22647	0,2475	0,26852		
2	0,01161	0,03162	0,11273	0,17136	0,20443	0,21992	0,25947	0,29814		
3	0,01268	0,03315	0,1162	0,17362	0,19553	0,20582	0,29383	0,3051		
4	0,01426	0,03661	0,12513	0,17747	0,20024	0,21104	0,14964	0,26625		
5	0,01622	0,04081	0,14158	0,189	0,2117	0,21368	0,33018	0,36392		
6	0,01838	0,04557	0,14901	0,19443	0,22079	0,24195	0,30237	0,3343		
7	0,02079	0,05063	0,15297	0,21529	0,24545	0,25267	0,31168	0,3298		

22 lent. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_o/b_g=2$, $AR=8$, $Re=3,09 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	-4	8	16	20	22	23	24	25		
C _L	-0,334	0,66863	1,28148	1,48673	1,53062	1,44922	1,37158	1,3838		
ΔC_L	3,3E-05	3,9E-05	3,9E-05	4,1E-05	4,2E-05	3,5E-05	3,7E-05	4,1E-05		
C _D	0,01188	0,02907	0,09433	0,13298	0,15132	0,19412	0,21277	0,22288		
ΔC_D	5,3E-07	1,2E-06	2,4E-06	3E-06	3,2E-06	3,6E-06	3,6E-06	4,2E-06		
Pjūvio Nr.	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i		
1	-0,2839	0,56685	1,11132	1,3404	1,42877	1,41636	1,30564	1,34096		
2	-0,3382	0,67508	1,31434	1,56377	1,63165	1,54864	0,993	0,99298		
3	-0,3539	0,70278	1,36416	1,59533	1,64133	1,12019	1,06439	1,08743		
4	-0,3533	0,70571	1,36064	1,57227	1,60552	1,55701	1,55268	1,57537		
5	-0,3461	0,69444	1,3263	1,52331	1,55274	1,55102	1,55635	1,54704		
6	-0,3344	0,67306	1,27348	1,45148	1,49394	1,50281	1,51454	1,52337		
7	-0,3194	0,64216	1,20478	1,37806	1,40253	1,41624	1,43212	1,44496		
Pjūvio Nr.	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d		
1	0,00803	0,02241	0,0811	0,12421	0,14979	0,16689	0,18615	0,20125		
2	0,00807	0,02149	0,07471	0,1133	0,12913	0,17556	0,16319	0,15754		
3	0,00896	0,02173	0,07499	0,10665	0,11788	0,18291	0,21578	0,22725		
4	0,00994	0,024	0,08043	0,10959	0,12013	0,18982	0,21601	0,23233		
5	0,01139	0,027	0,08619	0,1179	0,12839	0,15781	0,17454	0,17334		
6	0,01296	0,03053	0,09289	0,12173	0,14774	0,16786	0,18384	0,19662		
7	0,01492	0,03449	0,09923	0,13777	0,15267	0,1724	0,1903	0,20467		

23 lent. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_o/b_g=2$, $AR=10$, $Re=3,09 \times 10^6$.

$\alpha, ^\circ$	-4	8	16	20	22	23	24	25		
C _L	-0,3506	0,7042	1,33137	1,51933	1,45337	1,35791	1,3898	1,30927		
ΔC_L	3E-05	3,3E-05	3,4E-05	3,5E-05	3,4E-05	3,5E-05	3,3E-05	3,4E-05		
C _D	0,01123	0,02652	0,08351	0,11723	0,16932	0,19679	0,20043	0,23464		
ΔC_D	4,1E-07	8,8E-07	1,8E-06	2,1E-06	2,9E-06	3,8E-06	2,9E-06	3,1E-06		
Pjūvio Nr.	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i	C _i		
1	-0,3054	0,61455	1,19029	1,42539	1,47202	1,38978	1,42024	1,44498		
2	-0,3573	0,71692	1,37909	1,61137	1,57793	0,993	0,993	0,993		
3	-0,3717	0,73802	1,41919	1,62672	1,07678	1,50574	1,05383	1,00394		
4	-0,3695	0,73863	1,40908	1,59742	1,56458	1,0525	1,59037	1,04882		
5	-0,3618	0,72701	1,36749	1,54311	1,55131	1,52384	1,54608	1,54451		
6	-0,3497	0,7057	1,31386	1,47352	1,50241	1,50545	1,52416	1,52453		
7	-0,3333	0,67459	1,24291	1,3994	1,41424	1,42553	1,44559	1,45074		

Pjūvio Nr.	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d		
1	0,00617	0,01735	0,06126	0,09418	0,11702	0,13462	0,14639	0,15859		
2	0,00603	0,01583	0,05329	0,0782	0,12041	0,11022	0,13031	0,13842		
3	0,00674	0,01548	0,05278	0,07279	0,1466	0,15845	0,17593	0,188		
4	0,00749	0,01709	0,05648	0,07579	0,12978	0,15864	0,15975	0,19663		
5	0,00864	0,01941	0,05897	0,08079	0,1046	0,15694	0,11655	0,18229		
6	0,00988	0,02215	0,06497	0,08646	0,11214	0,13226	0,13322	0,15257		
7	0,0112	0,02531	0,06978	0,09793	0,11607	0,13279	0,13998	0,15672		

24 lent. NACA0018/0009 trapecinis sparnas, $b_o/b_g=2$, $AR=12$, $Re=3,09 \times 10^6$.

α , °	-4	8	16	20	22	23	24	25		
C _L	-0,3621	0,72925	1,36519	1,53396	1,45871	1,3916	1,39193	1,31484		
ΔC_L	3,1E-05	3,1E-05	3,2E-05	3,3E-05	3,2E-05	3,2E-05	3,2E-05	3,2E-05		
C _D	0,01072	0,02453	0,07543	0,10618	0,14411	0,18082	0,19251	0,226		
ΔC_D	3,7E-07	7,1E-07	1,5E-06	1,7E-06	2,3E-06	2,3E-06	2,5E-06	2,5E-06		
Pjūvio Nr.	C _l	C _l	C _l	C _l	C _l	C _l	C _l	C _l		
1	-0,3216	0,65177	1,25109	1,48769	1,44713	1,46859	1,51135	1,54208		
2	-0,3699	0,74737	1,42444	1,63487	0,993	0,993	0,99279	0,993		
3	-0,3812	0,76288	1,45555	1,63858	1,61553	1,02109	1,0407	1,00064		
4	-0,3801	0,76091	1,43986	1,60652	1,56486	1,5953	1,60511	1,03587		
5	-0,3727	0,749	1,39512	1,54376	1,55823	1,55457	1,49506	1,5528		
6	-0,3608	0,72797	1,34001	1,48365	1,51464	1,52291	1,52122	1,5008		
7	-0,3446	0,69693	1,26745	1,40432	1,4289	1,44166	1,45069	1,45443		
Pjūvio Nr.	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d	C _d		
1	0,00494	0,01389	0,04809	0,07421	0,09886	0,10886	0,11809	0,12811		
2	0,00476	0,01222	0,04013	0,05698	0,0884	0,11197	0,10988	0,11478		
3	0,00522	0,01178	0,03944	0,05362	0,0956	0,13738	0,14733	0,15713		
4	0,00597	0,01294	0,04194	0,05709	0,06671	0,11435	0,12418	0,16511		
5	0,00689	0,01479	0,04381	0,05905	0,07596	0,08519	0,08616	0,13894		
6	0,0079	0,017	0,0485	0,06728	0,08484	0,09502	0,10546	0,11269		
7	0,009	0,0196	0,0524	0,0742	0,09008	0,10063	0,111	0,12491		