



**Kauno technologijos universitetas**  
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

# **Sūkurių generatorių įtakos orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms tyrimas**

Baigiamasis magistro projektas

---

**Arnas Marciulevičius**  
Projekto autorius

**Prof. Sigitas Kilikevičius**  
Vadovas

---

**Kaunas, 2026**



**Kauno technologijos universitetas**  
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

# **Sūkurių generatorių įtakos orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms tyrimas**

Baigiamasis magistro projektas  
Aeronautikos inžinerija (6211EX024)

---

**Arnas Marciulevičius**

Projekto autorius

**Prof. Sigitas Kilikevičius**

Vadovas

**Doc. Martynas Lendraitis**

Recenzentas

---

**Kaunas, 2026**



**Kauno technologijos universitetas**  
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas  
Arnas Marciulevičius

## **Sūkurių generatorių įtakos orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms tyrimas**

Akademinio sąžiningumo deklaracija

Patvirtinu, kad:

1. baigiamąjį projektą parengiau savarankiškai ir sąžiningai, nepažeisdama(s) kitų asmenų autoriaus ar kitų teisių, laikydamasi(s) Lietuvos Respublikos autorių teisių ir gretutinių teisių įstatymo nuostatų, Kauno technologijos universiteto (toliau – Universitetas) intelektinės nuosavybės valdymo ir perdavimo nuostatų bei Universiteto akademinės etikos kodekse nustatytų etikos reikalavimų;
2. baigiamajame projekte visi pateikti duomenys ir tyrimų rezultatai yra teisingi ir gauti teisėtai, nei viena šio projekto dalis nėra plagijuota nuo jokių spausdintinių ar elektroninių šaltinių, visos baigiamojo projekto tekste pateiktos citatos ir nuorodos yra nurodytos literatūros sąrašė;
3. įstatymų nenumatytų piniginių sumų už baigiamąjį projektą ar jo dalis niekam nesu mokėjęs (-usi);
4. suprantu, kad išaiškėjus nesąžiningumo ar kitų asmenų teisių pažeidimo faktui, man bus taikomos akademinės nuobaudos pagal Universitete galiojančią tvarką ir būsiu pašalinta(s) iš Universiteto, o baigiamasis projektas gali būti pateiktas Akademinės etikos ir procedūrų kontrolieriaus tarnybai nagrinėjant galimą akademinės etikos pažeidimą.

Arnas Marciulevičius

*Patvirtinta elektroniniu būdu*



**Kauno technologijos universitetas**

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

**Magistro baigiamojo projekto užduotis**

Išduota studentui (-ei) – Arnas Marciulevičius

**1. Projekto tema**

Sūkurių generatorių įtakos orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms tyrimas

*(Lietuvių kalba)*

Study of the Impact of Vortex Generators on Aircraft Aerodynamic Characteristics

*(Anglų kalba)*

**2. Projekto tikslas ir uždaviniai**

Tikslas: Ištirti pasirinkto sūkurių generatoriaus tipo įtaką pasirinktam orlaiviui ir pasiūlyti modifikacijas, kurios galėtų pagerinti šio orlaivio aerodinamines charakteristikas

Uždaviniai:

1. Išnagrinėti sūkurių generatorių veikimo principą, svarbą bei panaudojimo būdus;
2. Pasiūlyti skaitinius metodus, nustatyti sūkurių generatorių įtaką pasirinktam orlaiviui;
3. Validuoti skaitinį modelį, palyginant gautus rezultatus su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentinių tyrimų duomenimis;
4. Pasiūlyti modifikaciją, kuri pagerintų orlaivio aerodinamines charakteristikas bei ją validuoti, remiantis skaitinio modelio rezultatais.

**3. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos**

Pateikti orlaivio sūkurių generatorių modifikaciją, kuri sėkmingai pagerintų bent vieną iš šių aerodinaminių charakteristikų – keliamosios jėgos koeficientą arba pasipriešinimo koeficientą.

**4. Papildomi reikalavimai projektui, ataskaitai ir jos priedams**

Netaikoma

Projekto autorius	Arnas Marciulevičius <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2026-02-18 <i>(Data)</i>
Projekto vadovas	Sigitas Kilikevičius <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2026-02-18 <i>(Data)</i>
Krypties studijų programų vadovas	Artūras Keršys <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2026-02-18 <i>(Data)</i>

Marciulevičius, Arnas. Sūkurių generatorių įtakos orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms tyrimas. Magistro baigiamasis projektas / vadovas prof. Sigitas Kilikevičius; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

Studijų kryptis ir sritis (studijų krypčių grupė): Aeronautikos inžinerija (E14), Inžinerijos mokslai.

Reikšminiai žodžiai: sūkurių generatoriai, kompiuterinė fluidų dinamika, aerodinaminių charakteristikų analizė

Kaunas, 2026. 44 p.

## Santrauka

Šiame magistro baigiamajame darbe detaliai nagrinėjama sūkurių generatorių įtaka orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms. Šiame tyrime siekiama įvertinti sūkurių generatorių efektyvumą, gerinant sparno veikimą įvairiomis skrydžio sąlygomis. Darbo tikslas – ne tik nustatyti šių aerodinaminių elementų daromą poveikį, bet ir įvertinti jų pritaikomumą realiose inžinerinėse situacijose.

Teorinėje darbo dalyje analizuojamas oro srauto aptekėjimas apie sparno profilį, ypatingą dėmesį skiriant pasienio sluoksnio elgsenai. Taip pat nagrinėjami srauto atitrūkimo formavimosi ypatybės, jų priežastys bei įtaka pagrindiniams aerodinaminiais parametrams, tokiems kaip keliamoji jėga ir pasipriešinimas. Be to, apžvelgiami pagrindiniai sūkurių generatorių tipai, aptariamos jų konstrukcinės ypatybės ir veikimo principai, leidžiantys modifikuoti srauto struktūrą. Šioje dalyje taip pat pagrindžiamas tiriamo orlaivio pasirinkimas, atsižvelgiant į jo aerodinamines savybes ir tinkamumą tolimesnei analizei.

Skaičiavimų dalyje pirmiausia sudaromas bazinis sparno geometrinis modelis, kurio profilis atitinka pasirinkto orlaivio sparno formą. Remiantis šiuo modeliu, sukuriama ir modifikuota versija su integruotais sūkurių generatoriais. Toliau atliekami kompiuterinės skysčių dinamikos skaičiavimai, leidžiantys įvertinti srauto pasiskirstymą bei pagrindinius aerodinaminius rodiklius. Gauti rezultatai analizuojami ir lyginami atskirai bei tarpusavyje, siekiant nustatyti sūkurių generatorių įtaką sparno darbui.

Vėlesniame etape skaitmeniniai rezultatai yra gretinami su eksperimentinių tyrimų duomenimis. Toks palyginimas leidžia ne tik įvertinti gautų rezultatų tikslumą, bet ir patvirtinti pasirinktų skaičiavimo metodų bei parametrų tinkamumą. Darbe pateikiami grafiniai rezultatai, kurie išsamiai analizuojami, išskiriant pagrindinius aerodinaminių charakteristikų pokyčius dėl atliktų modifikacijų.

Baigiamojoje darbo dalyje atliekami papildomi skaičiavimai naudojant realaus orlaivio sparno geometrinį modelį. Šiam tikslui sudaromi du variantai – nemodifikuotas sparnas ir sparnas su sūkurių generatoriais. Gauti rezultatai lyginami tiek su ankstesnių skaičiavimų duomenimis, tiek su eksperimentiniais rezultatais, siekiant įvertinti bendrą tyrimo nuoseklumą ir patikimumą. Darbo pabaigoje pateikiamos apibendrintos išvados, įvertinamas atlikto tyrimo validumas bei pateikiamas naudotos literatūros sąrašas.

Marciulevičius, Arnas. Study of the Impact of Vortex Generators on Aircraft Aerodynamic Characteristics. Masters's Final Degree Project / supervisor prof. Sigitas Kilikevičius; Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.

Study field and area (study field group): Aeronautical Engineering (E14), Engineering Science.

Keywords: vortex generators, computational fluid dynamics, aerodynamic characteristics analysis.

Kaunas, 2026. 44 pages.

### **Summary**

This master's thesis provides a detailed investigation of the influence of vortex generators on aircraft aerodynamic characteristics. The study aims to evaluate the effectiveness of vortex generators in improving wing performance under various flight conditions. The objective of the work is not only to determine the impact of these aerodynamic devices, but also to assess their applicability in real engineering scenarios.

The theoretical part of the thesis analyzes airflow around an airfoil, with particular emphasis on boundary layer behavior. It also examines the mechanisms of flow separation, its causes, and its influence on key aerodynamic parameters such as lift and drag. Furthermore, the main types of vortex generators are reviewed, including their structural characteristics and operating principles, which enable modification of the flow structure. This section also justifies the selection of the investigated aircraft, taking into account its aerodynamic properties and suitability for further analysis.

In the computational part, a baseline geometric model of the wing is first developed, where the airfoil corresponds to that of the selected aircraft. Based on this model, a modified version with integrated vortex generators is created. Computational fluid dynamics simulations are then performed to evaluate flow distribution and the main aerodynamic parameters. The obtained results are analyzed both individually and comparatively in order to determine the influence of vortex generators on wing performance.

In the subsequent stage, the numerical results are compared with experimental data. This comparison allows not only for the assessment of result accuracy but also for the validation of the selected computational methods and parameters. Graphical results are presented and thoroughly analyzed, highlighting the main changes in aerodynamic characteristics caused by the applied modifications.

In the final part of the thesis, additional simulations are carried out using a geometric model of a real aircraft wing. For this purpose, two configurations are developed: an unmodified wing and a wing equipped with vortex generators. The obtained results are compared with previous computational findings as well as experimental data in order to evaluate the overall consistency and reliability of the study. The thesis concludes with summarized findings, an assessment of the study's validity, and a list of references used.

## Turinys

<b>Paveikslų sąrašas .....</b>	<b>7</b>
<b>Įvadas.....</b>	<b>9</b>
<b>1. Pritaikymo būdų ir tipų susijusių su sūkurių generatoriais apžvalga.....</b>	<b>10</b>
1.1. Oro srauto judėjimas apie kūną .....	10
1.2. Laminariojo–turbulentinio virsmo procesas .....	11
1.3. Laminariojo atsiskyrimo burbulas .....	12
1.4. Sūkurių generatoriai .....	12
1.4.1. Mikro sūkurių generatorių (MVG) tipai.....	14
1.4.2. Makro sūkurių generatorių (MaVG) tipai .....	16
1.5. Sūkurių generatoriai aviacijoje.....	17
1.6. Tyrimo pradinių parametų apibrėžimai.....	18
<b>2. Skaitinio modelio sudarymas, skaičiavimai bei gautų rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais .....</b>	<b>19</b>
2.1. Skaitinis modelis .....	19
2.2. Skaitinio modelio paruošimas skaičiavimams.....	20
2.3. Skaičiavimo rezultatai .....	24
2.3.1. Pradinio sparno skaičiavimų rezultatai.....	24
2.3.2. Sparno su modifikacijomis skaičiavimų rezultatai.....	27
2.4. Gautų skaičiavimo rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais .....	29
<b>3. Realus lėktuvo sparno tobulinimo skaičiavimai .....</b>	<b>32</b>
3.1. Didesnio Reinoldso skaičiaus poreikis tolimesnei tyrimo kryptčiai .....	32
3.1.1. Skaičiavimų pradinių parametų apžvalga .....	32
3.1.2. Skaičiavimų prie didesnio Reinoldso skaičiaus, bet pirminės geometrijos, rezultatai.....	33
3.2. Realus orlaivio sparno skaičiavimai, siekiant pagerinti jo aerodinamines charakteristikas ...	35
3.3. Rezultatai bei jų palyginimas su pirminiais skaičiavimais bei eksperimentinio tyrimo rezultatais.....	37
3.4. Bendra visų skaičiavimų apžvalga ir tyrimo tęstinumo validumas .....	40
<b>Išvados .....</b>	<b>41</b>
<b>Literatūros sąrašas .....</b>	<b>42</b>

## Paveikslų sąrašas

<b>1 pav.</b> Srauto tekėjimo apie sparną savybės skirtingose vietose aplink kūną.....	10
<b>2 pav.</b> Eksperimentiniais tyrimais analizuotas NACA 2415 sparno profilis kartu su schema, iliustruojančia laminaraus srauto virsmą į turbulentinį [2].....	11
<b>3 pav.</b> Laminariojo atsiskyrimo burbulas.....	12
<b>4 pav.</b> Dydžių palyginimas tarp mikro (MVG) ir makro (MaVG) sukurių generatorių.....	13
<b>5 pav.</b> Sukurių generatorių sukuriamas aerodinaminis poveikis sparno paviršiui [10].....	13
<b>6 pav.</b> Mikro sukurių generatorių plokštelė (a) ir rampa (b) bei jų pozicijos grupėje tarpusavio pasukimo kampo atžvilgiu.....	15
<b>7 pav.</b> Oro srauto judėjimo trajektorija už viena kryptimi pasuktų sukurių generatorių grupės (viršuje) ir už priešinga kryptimi pasuktų sukurių generatorių grupės (apačioje) [23].....	15
<b>8 pav.</b> Standartinių mikro sukurių generatorių tipų modifikacijos.....	16
<b>9 pav.</b> Įprastos makro sukurių generatorių formos [22].....	17
<b>10 pav.</b> Ryan Navion 260 orlaivis, kurio sparno profilis – NACA 4415 [31].....	18
<b>11 pav.</b> Sparno modelio be sukurių generatorių geometrija.....	19
<b>12 pav.</b> Sparno modelio su sukurių generatoriais geometrija.....	20
<b>13 pav.</b> Sukurių generatorių plokštelės modelis.....	20
<b>14 pav.</b> Sparno be modifikacijų skaičiavimo tinklelis (mesh).....	21
<b>15 pav.</b> Sparno su sukurių generatoriais skaičiavimo tinklelis (mesh).....	22
<b>16 pav.</b> Greičio pasiskirstymas aplink sparną prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui.....	24
<b>17 pav.</b> Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui.....	25
<b>18 pav.</b> Sparno be modifikacijų keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai (kairėje) ir pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai (dešinėje). Viršutiniai grafikai – skaičiavimų rezultatai. Apatiniai grafikai – eksperimentinio tyrimo rezultatai [29].....	26
<b>19 pav.</b> Greičio pasiskirstymas aplink sparną su sukurių generatoriais prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui.....	27
<b>20 pav.</b> Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui.....	28
<b>21 pav.</b> Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais statmenai srautui, už plokštelių, prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui.....	29
<b>22 pav.</b> Skaičiavimais gautų rezultatų grafikai (viršuje) ir eksperimentiniu būdu gauti rezultatų grafikai (apačioje) [29]. Grafikai - keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas (kairėje) ir sparnų poliarės grafikas (dešinėje).....	30
<b>23 pav.</b> Sparno mažo Reinoldso skaičiaus (viršuje) ir prie didelio Reinoldso skaičiaus (apačioje) rezultatų grafikai. Iš kairės pusės – sparno keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas, sparno pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas ir sparno poliarės grafikas.....	34
<b>24 pav.</b> Skaičiavimams prie didesnio Reinoldso skaičiaus naudojamas sparno geometrinis modelis be modifikacijų.....	35
<b>25 pav.</b> Skaičiavimams prie didesnio Reinoldso skaičiaus naudojamas sparno geometrinis modelis su sukurių generatorių plokštelėmis.....	36
<b>26 pav.</b> Padidinto dydžio sukurių generatorių plokštelės geometrija.....	36

<b>27 pav.</b> Skaičiavimų su realaus dydžio sparnu rezultatų grafikai (viršuje) ir eksperimentinio tyrimo metu gauti rezultatų grafikai (apačioje). Kairėje pusėje – sparno keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai. Dešinėje – sparno poliarių grafikai.....	37
<b>28 pav.</b> Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas prie 23 m/s greičio, esant 22° atakos kampui .....	38
<b>29 pav.</b> Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais prie 23 m/s greičio, esant 22° atakos kampui .....	39

## Įvadas

Pasienio sluoksnis, susiformuojantis tekant orui virš aerodinaminių paviršių, lemia daugelį reiškinių, kurie tiesiogiai veikia keliamąją jėgą, pasipriešinimo jėgos dydį ir konstrukcijų aerodinaminį stabilumą. Didėjant atakos kampui, mažėjant greičiui arba veikiant nepalankiam slėgio gradientui, šis sluoksnis praranda gebėjimą sekti paviršiaus formą, todėl srautas atsiskiria ir sukuria dažnu atveju nepageidaujamą sūkurinę zoną. Atsiskyres srautas sukelia didelius energijos nuostolius, trikdo keliamosios jėgos pasiskirstymą bei lemia žymų aerodinaminių savybių blogėjimą. Dėl šių priežasčių aerodinamiame projektavime nuolat siekiama gerinti ribinio sluoksnio stabilumą ir didinti jo atsparumą atskirymui.

Vienas iš veiksmingiausių pasyviųjų srauto valdymo metodų, darančių įtaką ribiniam sluoksniui, yra sūkurių generatoriai. Tai nedideli ant paviršiaus montuojami elementai, kurie sukuria išilginius sūkurius ir įveda kinetinės energijos į ribinį sluoksnį. Nors jų forma, dydis ir paskirtis gali būti labai įvairūs, veikimo principas yra iš esmės vienodas. Generuojami sūkuriai maišo lėtą ribinio sluoksnio srautą su greitesnėmis išorinėmis srauto dalimis. Tokiu būdu padidinamas ribinio sluoksnio energingumas ir sumažinama atskyrimo tikimybė. Šis metodas plačiai taikomas aviacijoje, vėjo energetikoje, automobilių sporte ir kitose srityse, kur reikalingas tikslus srauto valdymas ir didelis efektyvumas.

Šiame darbe bus detaliai nagrinėjama oro srauto elgsena aplink kūną, laminariojo ir turbulentinio srauto virsmo mechanizmai, laminariojo atsiskyrimo burbulo susidarymas, sūkurių generatorių veikimo principai bei jų tipai. Teorinė analizė bus papildyta praktinio taikymo pavyzdžiais, kurie padės suprasti, kodėl šie aerodinaminiai įtaisai išlieka vienais svarbiausių srauto valdymo instrumentų šiuolaikinėje inžinerijoje.

Baigiamojo darbo tikslas – ištirti vieno sūkurių generatoriaus tipo įtaką pasirinktam orlaiviui ir pasiūlyti modifikacijas, kurios galėtų pagerinti šio orlaivio aerodinamines charakteristikas

Pagrindiniai baigiamojo darbo uždaviniai:

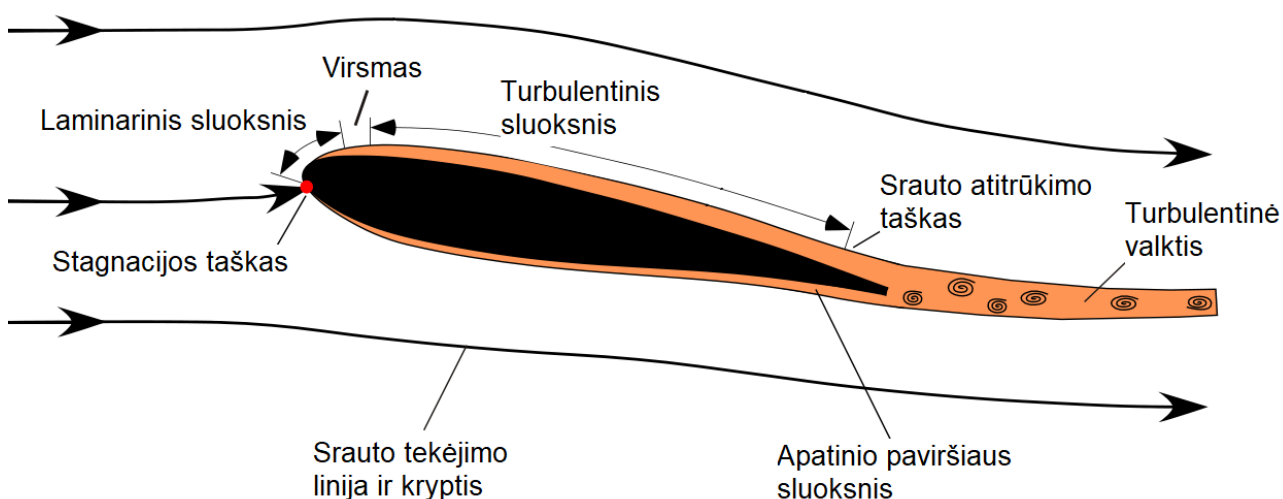
1. išnagrinėti sūkurių generatorių veikimo principą, svarbą bei panaudojimo būdus;
2. pasitelkiant skaitinius metodus, nustatyti sūkurių generatorių įtaką pasirinktam orlaiviui;
3. validuoti skaitinį modelį, palyginant gautus rezultatus su mokslinėje literatūroje publikuotais eksperimentinių tyrimų duomenimis;
4. pasiūlyti modifikaciją, kuri pagerintų orlaivio aerodinamines charakteristikas bei ją validuoti, remiantis skaitinio modelio rezultatais.

## 1. Pritaikymo būdų ir tipų susijusių su sukurių generatoriais apžvalga

Šiame skyriuje bus apžvelgiama srauto tekėjimo ir virsmo teorija, siekiant susipažinti su sukurių generatorių pritaikymo prielaidomis bei apžvelgti sukurių generatorių tipus.

### 1.1. Oro srauto judėjimas apie kūną

Norint suvokti sukurių generatorių veikimo efektyvumą, būtina suprasti, kaip srautas natūraliai teka apie aerodinaminį paviršių, neturintį jokių modifikacijų. Srautas susiduria su kūnu ties stagnacijos tašku, kuriame greitis tampa lygus nuliui ir srautas pasidalija į dvi dalis [1]. Nuo šio taško išilgai paviršiaus pradeda formuotis labai plonas, lėto judėjimo sluoksnis, vadinamas pasienio sluoksniu. Pradžioje jis paprastai būna laminarus, nes judėjimas yra tvarkingas ir srautą sudarančios dalelės juda lygiagrečiomis trajektorijomis. Toliau tekant srautui, laminarus pasienio sluoksnis pradeda patirti įvairius trikdžius. Šie trikdžiai gali atsirasti dėl paviršiaus šiurkštumo, aplinkos vibracijų, natūralaus laisvojo srauto nestabilumo, garso svyravimų ar kitų aplinkinių faktorių. Dėl šių priežasčių laminarus pasienio sluoksnis tampa vis nestabilus ir pradeda formuoti nedidelius netvarkingus virpesius. Tam tikroje vietoje šie virpesiai pasiekia pakankamą intensyvumą ir prasideda vadinamasis laminariojo srauto irimas, kuris ilgainiui pereina į turbulentinį tekėjimą (žr. 1 pav.).



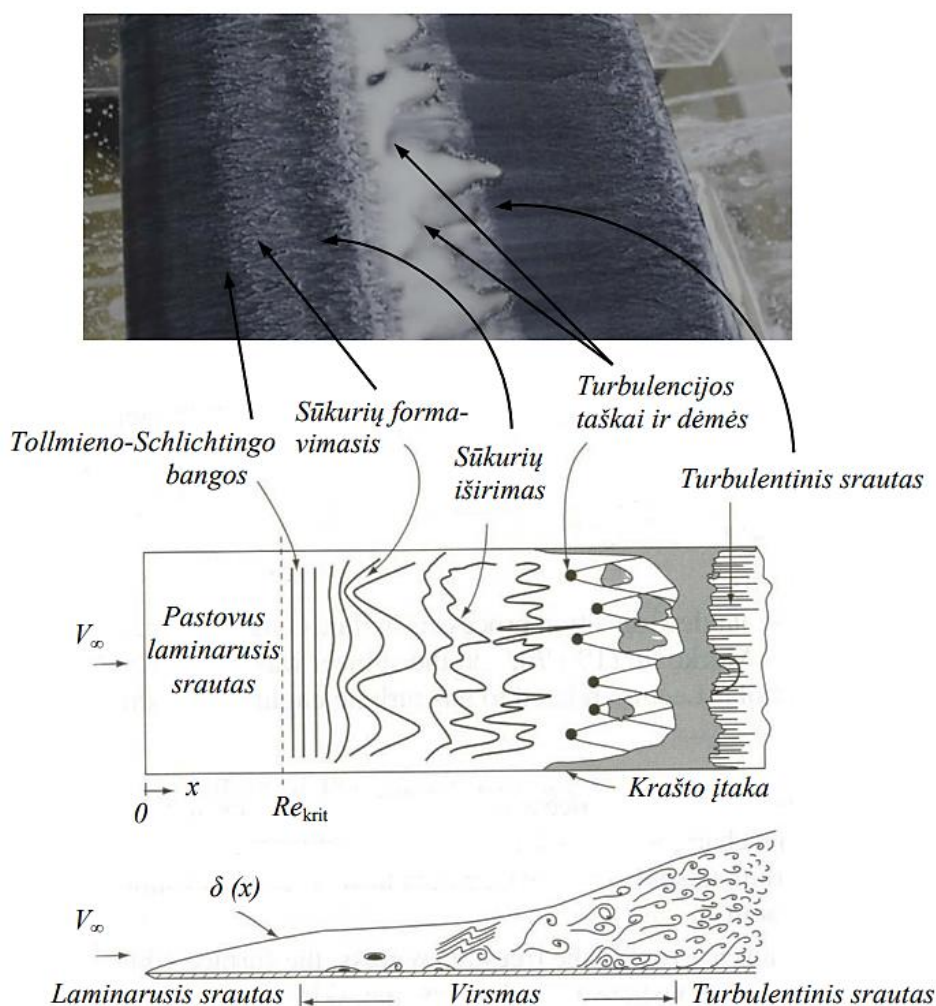
1 pav. Srauto tekėjimo apie sparną savybės skirtingose vietose aplink kūną

Nors mokslinėje literatūroje dažnai pateikiamas supaprastintas aprašymas, tarsi laminariojo srauto virsmas į turbulentinį įvyktų staiga, realybėje tai sudėtinga ir ilga fizinių procesų grandinė, kaip galima matyti 2 paveiksle. Laminarinis srautas pasižymi maža turbulentine kinetine energija, todėl jam būdinga tvarkinga struktūra, leidžianti turėti mažą pasipriešinimą. Tačiau net ir nedidelis trikdžiai padidėjimas gali sukelti situaciją, kuomet srauto tvarkingumas suyra ir susidaro chaotiški judesiai. Dėl to turbulencija yra labiau tikėtina aukštesniuose Reinoldso skaičiuose, nes didesnis greitis ir didesnis kūno matmuo išilgai srauto sukuria palankesnes sąlygas srauto nestabilumui.

Reinoldso skaičius lemia ir tikslią vietą, kur laminarus pasienio sluoksnis pradeda irti. Tačiau šis kritinis taškas nėra universalus, kadangi jį veikia labai daug papildomų aplinkos veiksnių [2]. Todėl tiksli laminarinio virsmo prognozė yra viena sudėtingiausių aerodinamikos užduočių ir viena iš pagrindinių priežasčių, kodėl sukurių generatoriai dar nėra pritaikyti kiekviename apie srautą judančiame kūne.

## 1.2. Laminariojo–turbulentinio virsmo procesas

Laminariojo srauto virtimas turbulenciniu yra daugialypė fizinių reiškinių seka. Pradiniame etape paviršiaus sluoksnio viduje atsiranda Tollmieno–Schlichtingo bangos – periodiniai paviršiaus srauto svyravimai, kurie iš pradžių yra labai mažo intensyvumo (žr. 2 pav.). Didėjant trikdžiams šios bangos sutrinka ir pradeda formuotis erdvinės struktūros, kurias galima sieti su vietiniais chaotiškais sūkuriais. Šie sūkuriai sudaro mažas turbulencijos dėmes, kurios keliauja išilgai paviršiaus, kol galiausiai susijungia į vienalytį turbulentinį pasienio sluoksnį. Turbulentinis pasienio sluoksnis turi daug didesnę kinetinę energiją nei laminarus, todėl geriau atlaiko nepalankius slėgio gradientus ir sunkiau atsiskiria nuo paviršiaus. Tai vienas iš pagrindinių argumentų, kodėl kai kuriose srityse turbulencija yra pageidaujama, nepaisant to, kad ji sukelia didesnę trinties pasipriešinimą.



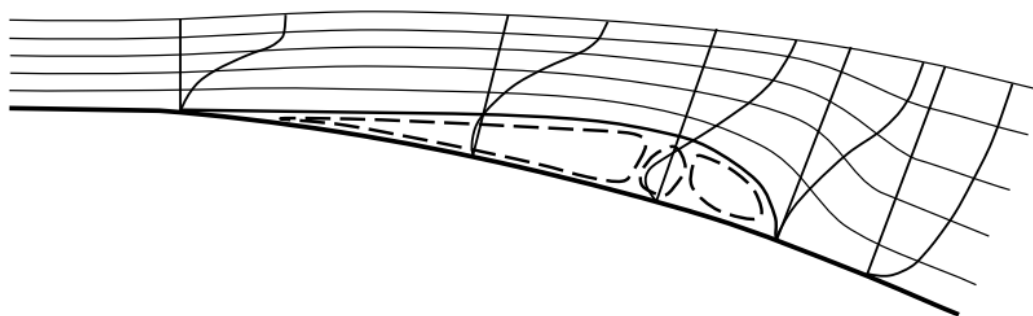
**2 pav.** Eksperimentiniais tyrimais analizuotas NACA 2415 sparno profilis kartu su schema, iliustruojančia laminaraus srauto virsmą į turbulentinį [2]

Virsmo vietos nustatymas svarbus todėl, kad jis lemia aerodinamines savybes. Jei virsmas į turbulenciją įvyksta per anksti, padidėja bendras pasipriešinimas. Jei įvyksta per vėlai, susidaro didelė atsiskyrimo zona, kuri labai padidina pasipriešinimą ir sumažina keliamąją jėgą [3]. Todėl aerodinamiame projektavime dažnai siekiama kontroliuoti virsmą taip, kad jis įvyktų optimalioje vietoje.

### 1.3. Laminariojo atsiskyrimo burbulas

Esant dideliam teigiamam slėgio gradientui laminarinis pasienio sluoksnis dažnai praranda stabilumą ir atsiskiria nuo paviršiaus. Atsiskyres sluoksnis sudaro šlyties zoną, kurioje srautas ima formuoti turbulencines struktūras[4]. Dėl šių struktūrų padidėjusio maišymosi srautas praturtinamas energija, o tai leidžia jam vėl prisijungti prie paviršiaus. Tarp atsiskyrimo taško ir turbulentinio šlyties sluoksnio prisijungimo susiformuoja vadinamasis laminariojo atsiskyrimo burbulas (žr. 3 pav.) [5].

Šis burbulas žymiai pablogina aerodinamines savybes. Sumažėja keliamoji jėga, padidėja pasipriešinimas, sutrinka jėgų pasiskirstymas ir pablogėja stabilumas. Dėl to daugelyje skrydžio sąlygų laminariojo atsiskyrimo burbulas yra nepageidaujamas reiškinys.



3 pav. Laminariojo atsiskyrimo burbulas

Kadangi šis laminariojo atsiskyrimo burbulas gali susiformuoti prie įvairiausių scenarijų, kaip, pavyzdžiui, lėktuvui kylant nuo žemės ir didinant atakos kampą, todėl tai yra fenomenas, kurio atsiradimą stengiamasi kiek įmanoma labiau sumažinti. Be to, laminariojo atsiskyrimo burbulas susiformuoja būtent tada, kai laminarus pasienio sluoksnis negali pasipriešinti nepalankiam slėgio gradientui, todėl vienas efektyviausių metodų kovoti su juo – ribinio sluoksnio energijos didinimas. Tam gali būti naudojami sūkurių generatoriai.

### 1.4. Sūkurių generatoriai

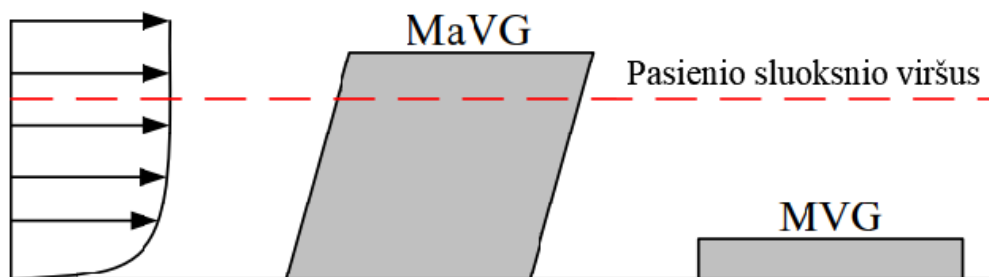
Analizuojant sūkurių generatorių vystymosi eigą, matyti, kad klasikiniai mechaniniai plokštelės tipo sūkurių generatoriai, kurių aukštis  $h$  vertinamas pasienio sluoksnio storio  $\delta$  atžvilgiu, jau daugelį dešimtmečių taikomi siekiant efektyviau valdyti srauto atsiskyrimą nuo paviršiaus. Šio tipo sūkurių generatoriai pirmą kartą buvo pristatyti dar 1947 metais [6, 7].

Pagal geometrinius ir funkcinius požymius sūkurių generatorius galima suskirstyti į dvi pagrindines grupes: mikro sūkurių generatorius (MVG – *Micro Vortex Generators*) ir makro sūkurių generatorius (MaVG – *Macro Vortex Generators*). Aišku, be šių dviejų plačių grupių, taip pat yra daugybė įmantrių formų vienetinių sūkurių generatorių formų [8]. Tokie sūkurių generatoriai dažniausiai yra sukurti specialiai tam tikrai geometrijai ar parametrai pagerinti. Tačiau tai tėra vienetiniai atvejai ir jie šiame tyrime nebus įtraukiami kaip standartiniai.

Makro sūkurių generatoriai, dažnai vadinami įprastais sūkurių generatoriais, dažniausiai yra plokštelių arba rampų formos elementai, montuojami poromis arba didesnėmis grupėmis, išdėstant juos vienodais tarpais toje pačioje eilėje. Esminis jų skiriamasis bruožas yra tas, kad makro sūkurių

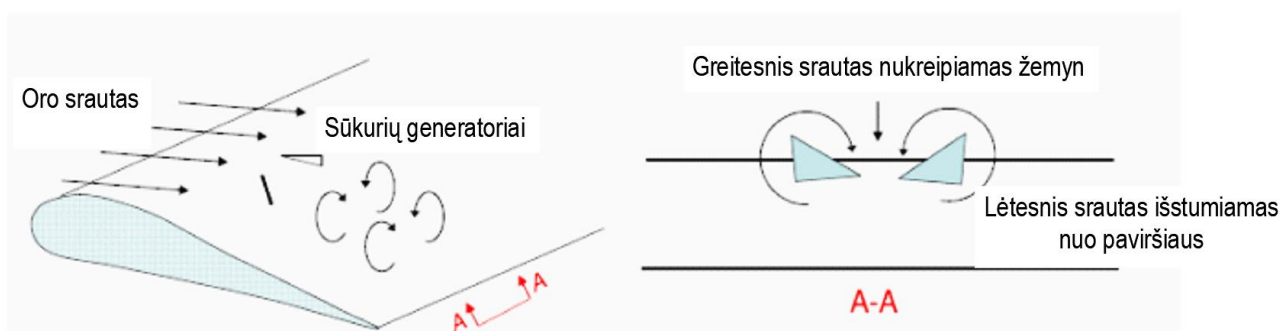
generatorių aukštis  $h$  viršija pasienio sluoksnio storį  $\delta$  [6]. Tuo tarpu mikro sūkurių generatoriai pasižymi mažesniu aukščiu ir yra įrengiami pasienio sluoksnio ribose (žr. 4 pav.).

## Pasienio sluoksnis



4 pav. Dydžių palyginimas tarp mikro (MVG) ir makro (MaVG) sūkurių generatorių

Sūkurių generatorių veikimo principas grindžiamas judesio kiekio perdavimu iš greičiau tekančių, aukštesnių pasienio sluoksnio sričių į lėčiau judančius srauto sluoksnius arčiau paviršiaus. Šis procesas realizuojamas formuojant sūkurius, kurie suteikia papildomos energijos apatiniams pasienio sluoksniams ir taip padeda atitolinti srauto atsiskyrimą. [6, 9].



5 pav. Sūkurių generatorių sukuriamas aerodinaminis poveikis sparno paviršiui [10]

Generuojami sūkuriai kyla dėl to, kad generatorius yra statomas tam tikru kampu  $\beta$  srauto atžvilgiu, o oro srautas aplink jį yra nukreipiamas taip, kad susidarytų stabilus sukimasis aplink išilginę ašį. Šie sūkuriai panašūs į spiralinius siūlus, kurie juda srauto kryptimi ir palaipsniui perduoda impulsą žemesnėms ribinio sluoksnio dalims (žr. 5 pav.) [11].

Tokiu būdu pasiekama dviguba nauda: laminarus srautas išsilaiko ilgiau, o turbulencija susiformuoja toliau nuo sparno priekinės briaunos. Taip pat išvengiama laminariojo atsiskyrimo burbulo, nes pasienio sluoksnis tampa pakankamai energingas išlikti ant paviršiaus. Tai sumažina neigiamus aerodinaminis reiškinius ir pagerina keliamąją jėgą, ypač esant dideliems atakos kampams [12].

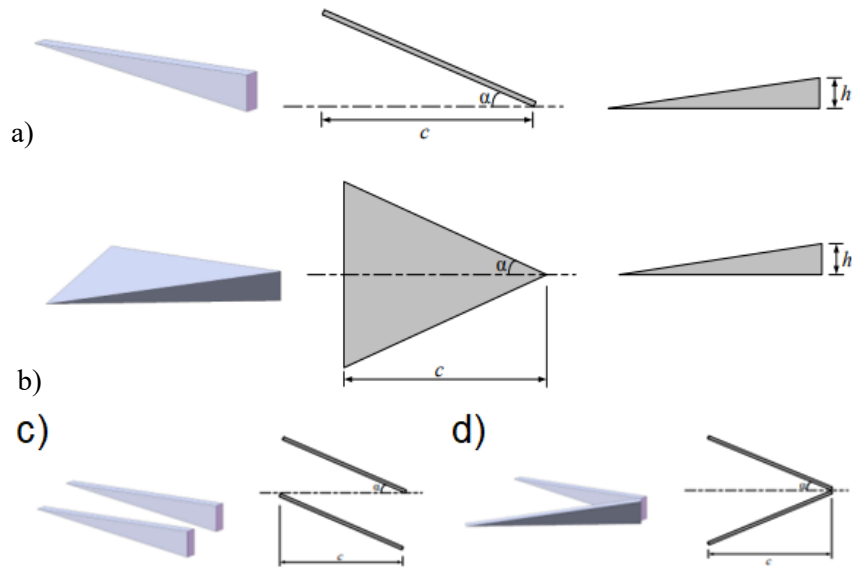
Tokių pasyvių aerodinaminių elementų integravimas į sparno profilį, siekiant kontroliuoti oro srautą palankesnėmis sąlygomis, aviacijoje taikomas jau daugelį dešimtmečių. Tačiau tokių pačių įrankių galima pastebėti ir gamtoje – 55 milijonų metų atgal. Vienas iš tyrimų nagrinėjo ryklio odos dentikulinės struktūros panaudojimą kaip sūkurių generatoriaus analogą ant sparno profilio

paviršiaus. Tyrimo metu nustatyta, kad ryklio odą sudarančios smulkios dantų formos žvynų struktūros leidžia rykliams judėti vandenyje su minimaliu pasipriešinimu. Tarp ryklio žvynų struktūros ir lėktuvo sparno galima išvelgti tiesioginę analogiją, kadangi abu objektai yra skirti efektyviam judėjimui terpėje – vienu atveju tai vanduo, kitu – oras [13]. Kadangi rykliai egzistuoja jau daugiau nei 55 milijonus metų, mokslinėje literatūroje teigiama, jog evoliucija ilgą laiką veikė jų kūno struktūrą, todėl jų paviršiaus savybės gali būti laikomos natūraliai optimizuotu sprendimu judėjimui skystyje su kuo mažesniu pasipriešinimu [14].

Sūkurių generatoriai taip pat perkelia kritinį Reinoldso skaičių žemyn srauto kryptimi. Tai reiškia, kad laminarinis–turbulentinis virsmas įvyksta vėliau, todėl srautas ilgiau išlieka tvarkingas ir sukelia mažesnį pasipriešinimą. Tačiau sūkurių generatoriai patys savo esme sukuria tam tikrą parazitinį pasipriešinimą [15, 16]. Todėl aerodinaminis projektavimas visada ieško balanso tarp papildomos turbulencijos naudos ir jų sukuriamo papildomo pasipriešinimo [17]. Didėjant sūkurių generatorių matmenims, stiprėja jų formuojami sūkurių, kurie efektyviau perduoda energiją pasienio sluoksniui ir taip prisideda prie srauto atsiskyrimo mažinimo bei bendro pasipriešinimo sumažėjimo. Vis dėlto, pasiekus tam tikrą dydžio ribą, pačių sūkurių generatorių sukuriamas papildomas parazitinis pasipriešinimas ima viršyti dėl geresnio srauto prisijungimo gaunamą naudą [10]. Ši tendencija leidžia teigti, kad sūkurių generatoriai pasižymi optimalia geometrine forma ir įrengimo vieta, kuriomis pasiekiamas geriausias aerodinaminio efektyvumo ir pasipriešinimo santykis.

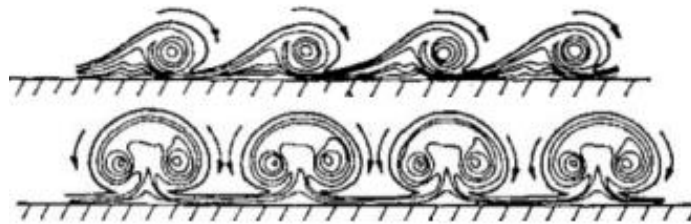
#### **1.4.1. Mikro sūkurių generatorių (MVG) tipai**

Mikro sūkurių generatoriai yra mažesni už ribinį sluoksnį [18, 19]. Dėl mažesnio aukščio jie sukuria mažiau pasipriešinimo, tačiau efektyviai įveda papildomos energijos į pasienio sluoksnį [20]. Jų formos gali būti įvairios, tačiau populiariausios yra plokštelės ir rampos. Plokštelės gali būti montuojamos viena kryptimi arba priešingomis kryptimis, o nuo šio pasirinkimo priklauso sūkurių struktūra ir stiprumas [21]. Rampos, nors ir panašios į plokšteles, sukuria stipresnius sūkurius pačioje pradžioje, todėl naudojamos, kai reikalinga greita ir aiški srauto korekcija. Nepaisant daugybės individualių mikro sūkurių generatorių konstrukcinių variantų, mokslinėje literatūroje ir tyrimuose dažniausiai nagrinėjami du pagrindiniai jų tipai – plokštelės ir rampos formos mikro sūkurių generatoriai (žr. 6 pav.). Plokšteliniai mikro sūkurių generatoriai yra vertikalčiai orientuoti, riboto pločio elementai, kurių geometrinė forma dažniausiai būna trikampė, keturkampė arba trapecinė. Jų pagrindiniai geometriniai parametrai apima aukštį  $h$ , projekcijos ilgį  $c$  ir pastatymo kampą  $\alpha$  srauto atžvilgiu. Kiekviena atskira plokštelė generuoja vieną išilginį sūkurį. Kai plokštelės išdėstomos eilėje, jos gali būti orientuojamos ta pačia kryptimi arba pasukamos priešingomis kryptimis viena kitos atžvilgiu, kaip parodyta 6 paveiksle (c) ir (d). Toks išdėstymas lemia skirtingų sūkurinių struktūrų susidarymą, kurios schematiškai pavaizduotos 7 paveiksle.



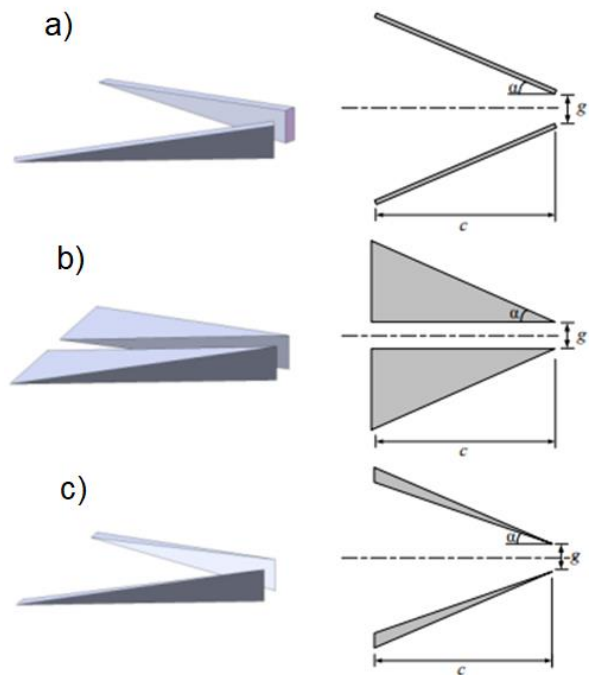
**6 pav.** Mikro sukurių generatorių plokštelė (a) ir rampa (b) bei jų pozicijos grupėje tarpusavio pasukimo kampo atžvilgiu

Ramos tipo mikro sukurių generatoriai yra nuožulnių briaunų formos elementai, kurių pagrindiniai geometriniai parametrai taip pat apima aukštį  $h$ , projekcijos ilgį  $c$  ir kampą  $\alpha$ , apibrėžiamą kaip pusė kampo tarp dviejų priekinių briaunų (žr. 6 pav. (b)). Dėl savo geometrijos rampos sukuria aerodinamines savybes, artimas toms, kurios būdingos priešingomis kryptimis pasuktų plokštelinių mikro sukurių generatorių poroms. Vis dėlto, nors rampos ir plokštelės, orientuotos priešingomis kryptimis, formuoja panašios struktūros sukurius, rampos formos mikro sukurių generatoriai pasižymi tuo, kad už jų galinės briaunos susidaro intensyvesnis ir labiau koncentruotas sukuryš [22].



**7 pav.** Oro srauto judėjimo trajektorija už viena kryptimi pasuktų sukurių generatorių grupės (viršuje) ir už priešinga kryptimi pasuktų sukurių generatorių grupės (apačioje) [23]

Didėjant mikro sukurių generatorių taikymo mastui, moksliniuose tyrimuose vis dažniau siūlomos patobulintos jų geometrinės konfigūracijos. Vienas iš tokių sprendimų yra priešingomis kryptimis pasuktos plokštelės, atskirtos tam tikru atstumu  $g$  tarp priekinių briaunų (žr. 8 pav. (a)) [24]. Toks išdėstymas leidžia sumažinti tarpusavio sąveiką tarp gretimų sukurių ir taip sulėtinti jų išsisklaidymo procesą [22]. Analogišku principu sukurti ir praskirtos rampos tipo sukurių generatoriai (žr. 8 pav. (b)). Be to, literatūroje aprašomas ir platėjančios plokštelės tipo mikro sukurių generatorius (žr. 8 pav. (c)), kuris, kaip teigiama, gali atlaikyti gerokai didesnes aerodinamines apkrovas, todėl yra ypač tinkamas taikyti viršgarsinių skrydžių sąlygomis.

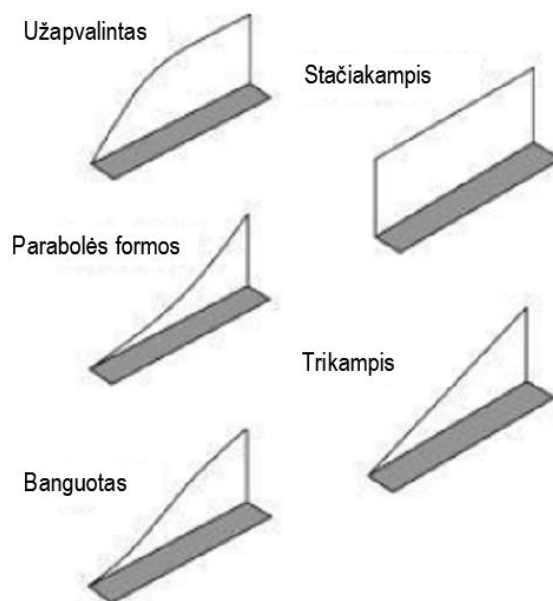


8 pav. Standartinių mikro sūkurių generatorių tipų modifikacijos

#### 1.4.2. Makro sūkurių generatorių (MaVG) tipai

Makro sūkurių generatoriai yra aukštesni nei pasienio sluoksnis, todėl jų poveikis stipresnis. Tačiau toks aukštis lemia didesnę pasipriešinimą ir jautrumą apledėjimui. Dėl to makro generatoriai naudojami atsargiai, nes jų kuriami sūkurių kartais gali sukelti recirkuliacijos zonas ar sutrikdyti srautą. Kadangi makro sūkurių generatorių aukštis viršija pasienio sluoksnio storį, jų konstrukcinėms formoms būdinga didesnė geometrinė laisvė. Tokie sūkurių generatoriai paprastai pasižymi mažesniu projekcijos ilgiu ir storesnėmis sienelėmis, o tai leidžia lanksčiau vertinti jų gamybos technologijas ir konstrukcinius sprendimus. Praktikoje makro sūkurių generatoriai dažniausiai sutinkami stačiakampio, trapecijos, stačiojo trikampio arba rampos formos. Nors bendru požiūriu jų geometrija iš esmės primena mikro sūkurių generatorių formas (žr. 9 pav.), jų poveikis oro srauto struktūrai pasižymi ryškiais aerodinaminiais skirtumais.

Tam tikrais atvejais makro sūkurių generatoriai gali turėti ir neigiamą poveikį srauto prisijungimui prie paviršiaus. Tai pasireiškia tuomet, kai dėl pernelyg intensyviai generuojamų sūkurių susidaro stiprūs vertikalūs oro judesiai, sudarantys sąlygas recirkuliacinėms srauto zonoms formuotis [25]. Be to, sūkurių generatoriai, išsikišantys virš pasienio sluoksnio, yra labiau veikiami apledėjimo rizikos. Tokie elementai taip pat sukuria gerokai didesnę parazitinę pasipriešinimą, palyginti su sūkurių generatoriais, esančiais pasienio sluoksnio ribose. Dėl šių priežasčių, prasidėjus intensyviems moksliniams tyrimams mikro sūkurių generatorių srityje, pastarieji tapo gerokai populiariesni. Tai lėmė ir specializuotų įmonių atsiradimą, siūlančių standartizuotus sprendimus bei rinkinius, leidžiančius palyginti nesudėtingai integruoti mikro sūkurių generatorius į orlaivių sparnų konstrukcijas.



9 pav. Įprastos makro sukurių generatorių formos [22]

### 1.5. Sukurių generatoriai aviacijoje

Aviacija yra ta sritis, kurioje sukurių generatoriai pradėjo savo praktinio pritaikymo kelią ir kur jų poveikis yra bene ryškiausias. Orlaivio konstrukcijos yra itin jautrios net ir nedideliems srauto pokyčiams, todėl sukurių generatoriai čia tampa vienu iš efektyviausių aerodinaminio optimizavimo metodų. Klasikinėje aviacijoje sukurių generatoriai dažniausiai montuojami ant sparnų, fiuzeliažo ir uodegos plokštumų, siekiant išvengti srauto atsiskyrimo didelio atakos kampo režimuose, pagerinti valdymo paviršių efektyvumą ir padidinti manevringumą [26].

Mažosios aviacijos orlaiviams būdingas žemas sparno krovimas, o tai reiškia, kad juose sparno srauto stabilumas turi itin didelę reikšmę. Tokiuose orlaiviuose srauto atsiskyrimas gali prasidėti net prie vidutinių atakos kampų, ypač esant turbulencijai, netolygiems paviršiaus pažeidimams ar skrydžio režimų pokyčiams. Sukurių generatoriai padeda išlaikyti paviršiaus sluoksnį prisijungusį prie sparno paviršiaus, taip sėkmingai atidedant keliamosios jėgos kritimą. Tai lemia saugesnę elgseną mažais greičiais, išlaikant didesnę kontrolės rezervą [22]. Praktiniuose eksperimentuose pastebėta, kad Montuojant sukurių generatorius ant lengvojo orlaivio sparnų galima sumažinti jo minimalaus skrydžio greitį, pagerinti valdymą šoninio slydimo režimuose bei sumažinti tendenciją įvirsti į suktuką [27].

Svarbus sukurių generatorių pritaikymo aspektas aviacijoje yra jų poveikis valdymo paviršiams. Jie gali tapti neveiksmingais, kuomet srautas atsiskiria nuo plokštumos paviršiaus, todėl jų aerodinaminė jėga sumažėja. Montuojant sukurių generatorius ant valdymo paviršių galima stabilizuoti srautą ir padidinti plokštumų veikimą didesniai atakos kampų diapazonui, ypač mažais greičiais [28]. Dėl šios priežasties kai kuriuose keleiviniuose lėktuvuose generatoriai montuojami ant fiuzeliažo, ten, kur prisijungiantis srautas turi įtakos uodegos plokštumų aerodinamiui veiksmingumui. Tokios modifikacijos pagerina skrydžio charakteristikas ekstremaliuose režimuose ir gali sumažinti vibracijų bei triukšmo lygį.

Dideliuose keleiviniuose orlaiviuose sukurių generatoriai taip pat naudojami oro kokybės ir variklio efektyvumo gerinimui. Montuojant generatorius ant variklio gaubtų, pagerinamas oro, skirto aušinimui, judėjimas ir sumažinama recirkuliacijos rizika. Kai kuriais atvejais sukurių generatoriai naudojami siekiant sumažinti degalų sąnaudas, nes geriau prisijungęs srautas užtikrina efektyvesnį variklių darbą. Pavyzdžiui, ant fiuzeliažo paviršiaus esantys sukurių generatoriai gali pagerinti srautą aplink variklio montavimo ant sparno jungtį, sumažindami parazitinį pasipriešinimą ir pagerindami bendrą konstrukcijos aerodinaminį vientisumą.

### 1.6. Tyrimo pradinių parametrų apibrėžimai

Šiuo tyrimu siekiama ištirti ir pasiūlyti patobulimus orlaivio aerodinaminėms charakteristikoms, tam pasitelkiant sukurių generatorius. Dėl šios priežasties, reikia pasirinkti tiriamą orlaivį ir, automatiškai, jo sparno profilį. Siekiant gautus tyrimų rezultatus palyginti su literatūroje randamais analogiškais tyrimais, parenkamas toks pat sparno profilis, koks yra ir lyginamoje literatūroje. Žinant sparno profilį, galima nesunkiai parinkti tyrimui aktualų orlaivį. Atliktame eksperimentiniame tyrime, su kurio rezultatais bus lyginami gauti skaičiavimai, nagrinėjamas sparno profilis yra NACA 4415 [29]. Tokį sparno profilį turi orlaivis, kuris yra labai populiarus rekreacinėje aviacijoje, ypač Jungtinėse Amerikos Valstijose – Ryan Navion 260, kurio išvaizdą galima matyti 10 paveiksle [30].



10 pav. Ryan Navion 260 orlaivis, kurio sparno profilis – NACA 4415 [31]

Apibendrinant, srauto atitrūkimas yra neišvengiamas fenomenas, kuris atsiranda bet kokio tipo orlaivio paviršiuje. Nesvarbu, ar tai būtų sparnas, fiuzeliažas, ar stabilizatoriaus paviršiai – prie tam tikrų atakos kampų ar, esant kitam srautą jaukiančiam efektui, srautas pradės atitrūkinėti. Nors ir tai yra neišvengiama, yra būdų šį fenomeną atidėti. Tai suteikia daugiau kontrolės ir saugumo orlaiviams. Vienas iš būdų sėkmingai atidėti srauto atitrūkimą yra montuoti sukurių generatorių plokšteles ant sparno paviršiaus. Šios plokštelės struktūrizuotai sujaukia srautą tokiu būdu, jog laisvai judančio srauto greitis įterpiamas į pasienio sluoksnį ir taip suteikia jam papildomos kinetinės energijos, kas, galiausiai lemia vėlesnį srauto atitrūkimą. Toks vėlesnis srauto atitrūkimas pagerina orlaivio aerodinamines charakteristikas – tai, ko siekiama kiekviename orlaivyje. Vienas toks orlaivis, kuriam potencialiai galima pagerinti aerodinamines charakteristikas – Ryan Navion 260.

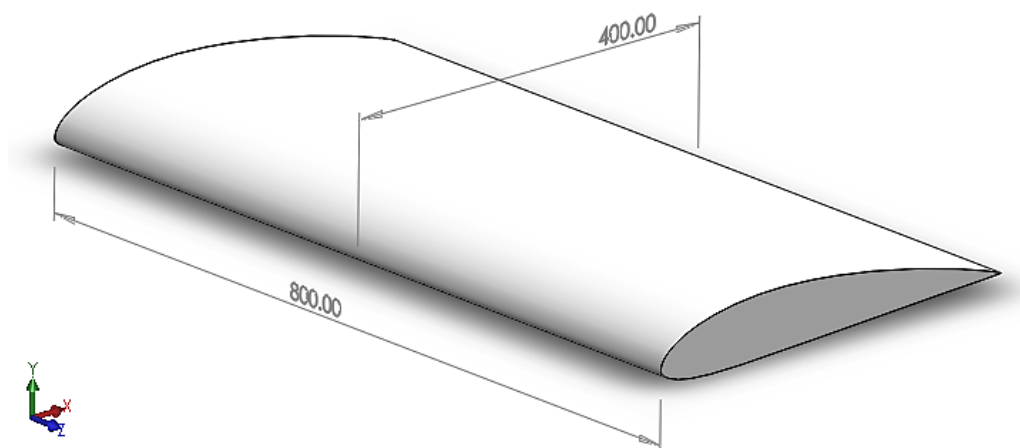
## 2. Skaitinio modelio sudarymas, skaičiavimai bei gautų rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais

Šiame skyriuje bus apžvelgiamas sukurtas skaitinis modelis, jo skaičiavimų tinklelis bei pagrindiniai skaičiavimų parametrai. Taip pat, apžvelgiama, kaip gauti skaitinio modelio skaičiavimų rezultatai koreliuoja su eksperimentiniais tyrimo rezultatais.

### 2.1. Skaitinis modelis

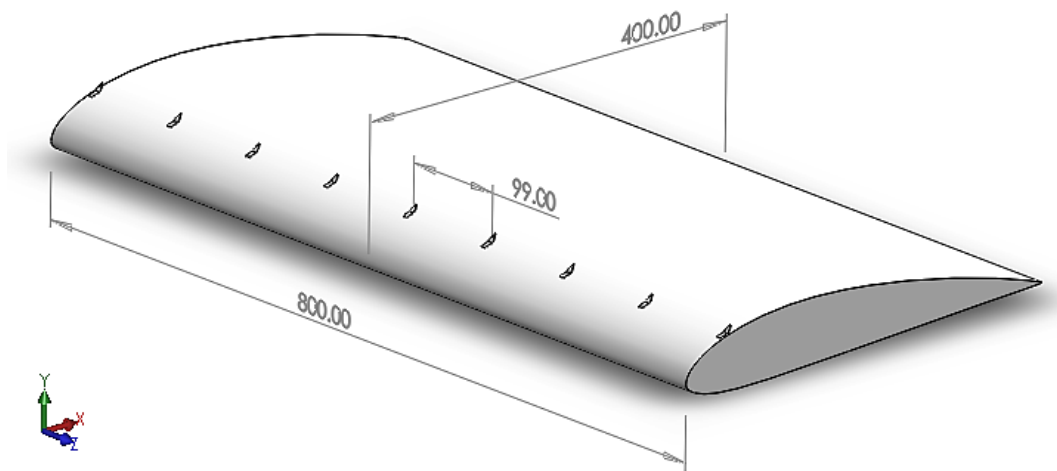
Šio tyrimo skaitinis modelis yra NACA 4415 sparno profilio sparnas, kurio stygos ilgis – 400mm, mojis – 800mm. Tokie matmenys yra neatsitiktiniai. Būtent tokiais pačiais sparno modelio parametrais pasižymi modelis, naudojamas eksperimentiniame tyrime, randame literatūroje. Taip yra dėl to, jog gauti skaičiavimų rezultatai bus lyginami su eksperimentinio tyrimo rezultatais, siekiant validuoti skaičiavimų modelį, skaičiavimų tinklelį bei skaičiavimų metodologiją. Sutapus šio ir viešai prieinamo tyrimo rezultatams, bus žinoma, jog modelis ir metodologija skaičiavimams teisinga ir bus galima toliau pereiti prie modelio pritaikymo konkrečiau orlaivio atvejui. Tačiau tai bus pateikiama tolimesniuose skyriuose. Šiame skyriuje bus fokusuojamasi ties pirminiu sparno modeliu.

Skaičiavimams atlikti sukuriama du sparno modeliai – vienas be sukurių generatorių, kitas su sukurių generatoriais. Pirmasis sparno modelis, neturintis sukurių generatorių modifikacijų, matomas 11 paveiksle.



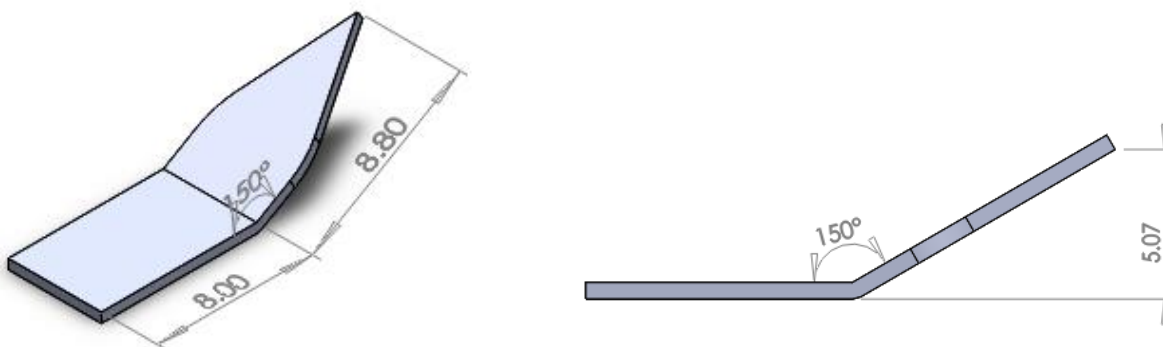
11 pav. Sparno modelio be sukurių generatorių geometrija

Antrasis sparno modelis turi sukurių generatorių plokšteles ant sparno paviršiaus (žr. 12 pav.). Sukurių generatorių plokštelės sudarytos iš dviejų plokštumų. Pirmoji, plokščia, stačiakampio formos dalis, yra skirta tvirtinimui prie sparno paviršiaus. Dažniausiu atveju jos yra klijuojamos specialiais, įvairioms lauko sąlygoms atspariais, klijais. Antra dalis, primenanti trikampio formą, yra prie nieko nepritvirtinta, lenkta tam tikru kampu plokštuma, kuri ir sudaro sukurių generatorių aerodinaminį efektą (žr. 13 pav.).



12 pav. Sparno modelio su sūkurių generatoriais geometrija

Šio tyrimo skaičiavimuose priimama, jog sūkurių generatorių plokštelės aukščio virš sparno paviršiaus ir sparno stygos ilgio santykis  $VG_h / c = 0,01125$ , Tai reiškia, jog sūkurių generatorių plokštelių aukštis virš sparno paviršiaus yra 4,5 mm. Siekiant išlaikyti pakankamai tankų skaičiavimų tinklą bei kartu atitikti studentinės versijos skaičiavimo programos reikalavimus, skaičiavimo tinklo kiekiai, pasirinkta, jog skaičiavimai atliekami su 10 sūkurių generatorių plokštelių, kurios išdėliotos vienodu, 99 mm, atstumu viena nuo kitos. Plokštelių padėtis sparno stygos koordinatinių ašyje –  $10\% x/c$ . Ši padėtis atitinka pozicijos rėmus, kuriuose tokio rampos tipo plokštelės veikia efektyviausiai. Šie rėmai apibrėžti kaip  $5-15\% x/c$  [32, 33].



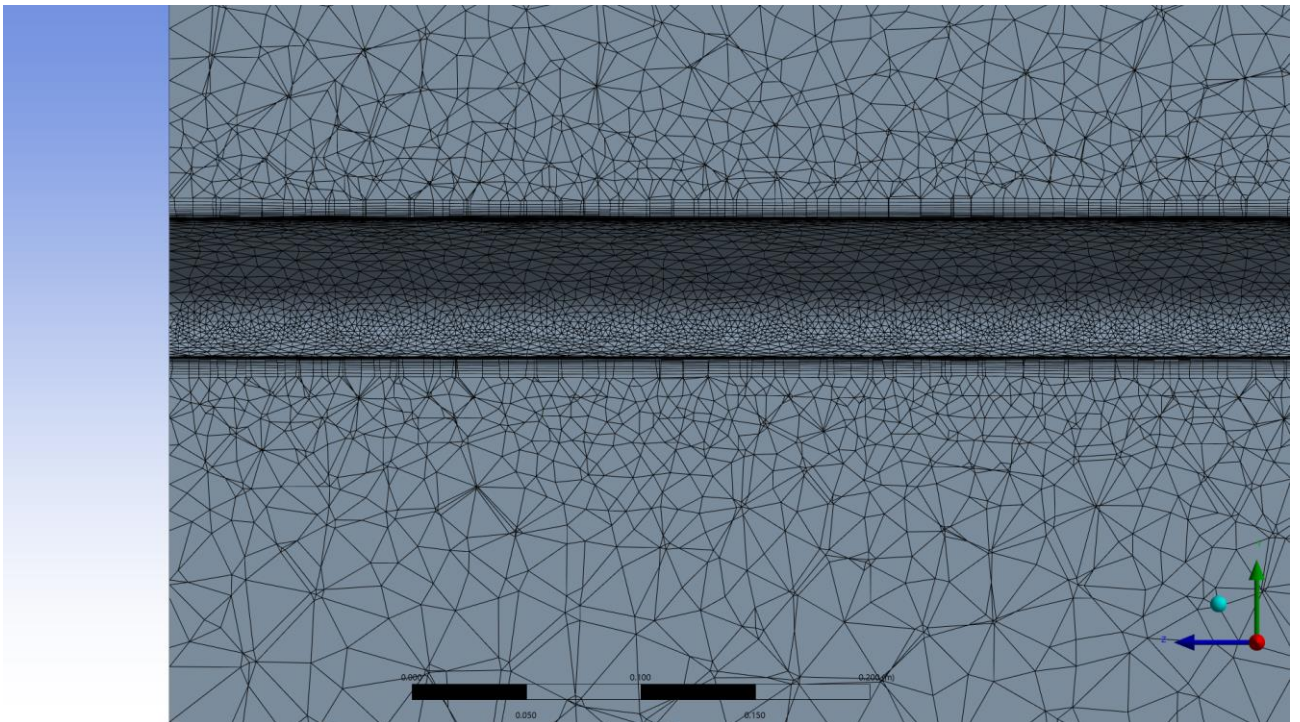
13 pav. Sūkurių generatorių plokštelės modelis

## 2.2. Skaitinio modelio paruošimas skaičiavimams

Kuomet yra sukurtas skaitinis modelis ir jo geometrija yra tinkama skaičiavimams, toliau reikia pasirūpinti, jog skaičiavimų tinklas yra kokybiškas. Būtent nuo jo tikslumo bei tankumo sparno geometrijos atžvilgiu ir priklausys, ar gauti skaičiavimų rezultatai yra tikslūs. Tiesa, kuo skaičiavimų tinklas yra tankesnis ir bendras jų skaičius yra labai didelis, skaičiavimai gali trukti labai ilgai, o rezultatas nuo to gali ir nepasikeisti. Taigi, visuomet, kuomet yra kuriamas skaičiavimų tinklas, yra ieškomas kompromisas tarp tinklo dalių skaičiaus ir skaičiavimų tikslumo. Taip pat, kadangi skaičiavimai yra atliekami pasitelkiant profesionalios programinės įrangos studentišką versiją, ko

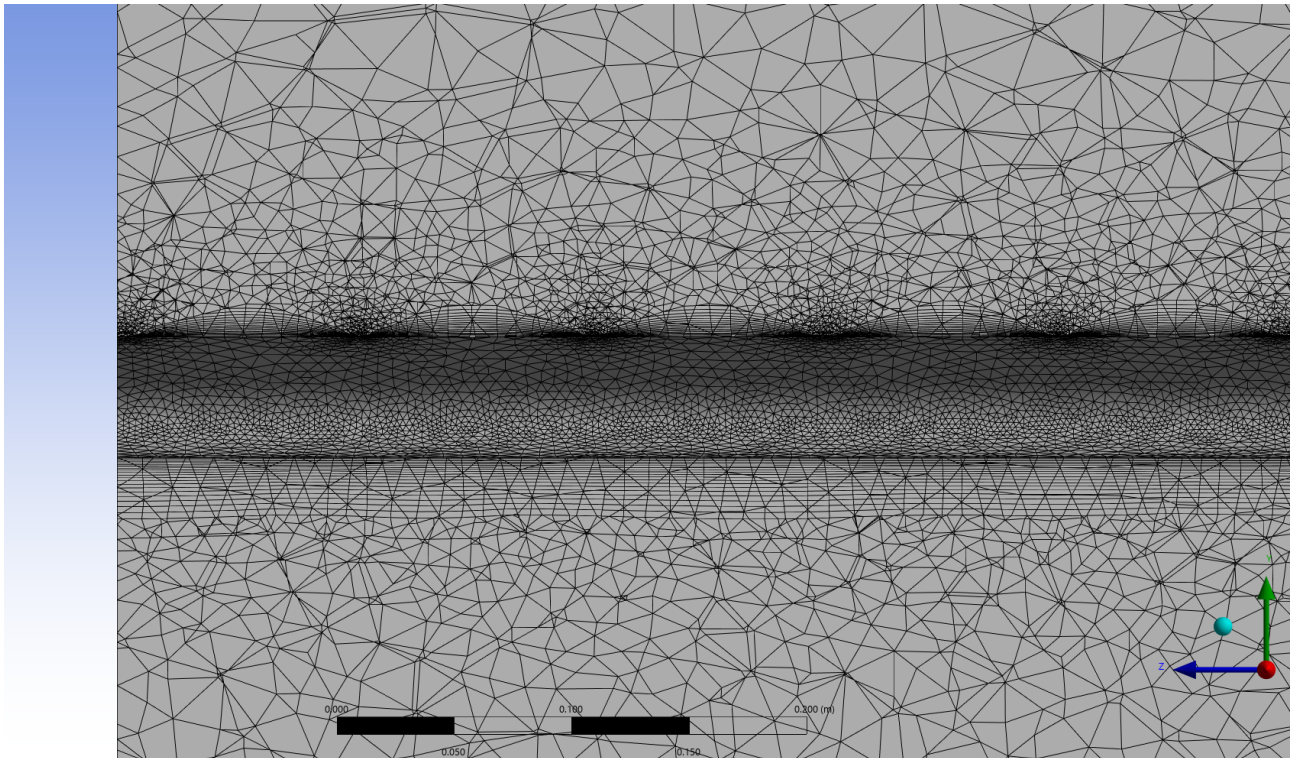
pasekoje, taip pat iškyla tam tikrų apribojimų. Ši studentiška versija leidžia atlikti skaičiavimus tik su tuo skaičiavimų tinkleliu, kurio briaunų kiekis neviršija  $1,048 \cdot 10^6$  skaičiaus. Šis skaičius gali pasirodyti labai didelis ir tikrai pakankamas, norint atlikti šio tyrimo skaičiavimus. Tai yra iš dalies tiesa. Sparnui be jokių modifikacijų, gali pakakti ir skaičiavimų tinklelio, kuris sudarytas iš maždaug apie 350 tūkst. dalių. Tačiau, esant sparnui su sukurių generatorių plokštelėmis, kurių geometrija yra pakankamai sudėtinga ir pačios plokštelės yra nedidelio dydžio, šio modelio tinklelio dalių skaičius gali nesunkiai viršyti leistiną studentiškos versijos limitą.

Šiam tyrimui, sparnui be modifikacijų, skaičiavimų tinklelis sudaro apie 350 tūkst. dalių (žr. 14 pav.). O tuo tarpu sparnas, kuris turi sukurių generatorių plokšteles ant paviršiaus, dėl minėtų priežasčių, turi apie 1 milijoną dalių.



**14 pav.** Sparno be modifikacijų skaičiavimo tinklelis (mesh)

Kaip galima matyti, sparnas, ant kurio nėra sukurių generatorių plokštelių, neturi tokios sudėtingos geometrijos ir skaičiavimų tinklelis, ypač sparno paviršiuje, yra tvarkingas, tankus ir dėl to galima priimti prielaidą, jog skaičiavimų rezultatai turi būti pakankamai tikslūs. Tuo tarpu sparno, ant kurio yra sukurių generatoriai, skaičiavimų tinklelis yra ne toks tvarkingas, būtent tose vietose, kuriose yra išdėliotos plokštelės (žr. 15 pav.). Tai yra neišvengiama, kadangi, tokiu atveju, norint gauti labai tikslų skaičiavimo tinklį, reikia daug daugiau elementų skaičiaus. Dėl šios priežasties skaičiavimų rezultatai gali nebūti galutinai tikslūs.



**15 pav.** Sparno su sūkurių generatoriais skaičiavimo tinklelis (mesh)

Sudarytas skaičiavimų tinklelis yra tik dalis pasiruošimo. Prie tikslių skaičiavimų rezultatų taip pat prisideda ir tinkamai parinktas skaičiavimo modelis. Siekiant užtikrinti kuo didesnę kompiuterinės skysčių dinamikos skaičiavimų tikslumą, būtina tinkamai parinkti skaičiavimo modelį. Tai ypač svarbu nagrinėjamu atveju, kai tinklelio elementų skaičius yra ribotas. Pasirinkus tinkamą skaičiavimo modelį, net ir esant nepakankamai tankiam tinkleliui galima gauti pakankamai patikimus rezultatus, tinkamus tolimesnei analizei ir palyginimui. Taip pat ir priešingai, netinkamai parinktas modelis gali lemti reikšmingus rezultatų netikslumus net ir naudojant aukštos kokybės tinklelį.

Pagrindinis šio tyrimo tikslas yra pritaikyti sūkurių generatorius sparnui, siekiant pagerinti jo aerodinamines charakteristikas. Tam būtina gauti kiek įmanoma tikslesnius skaičiavimo rezultatus, todėl tinkamo CFD skaičiavimo modelio pasirinkimas tampa esminiu veiksmu. Yra žinoma, kad sūkurių generatoriai dėl savo geometrinių ypatybių ir padėties sparno bei srauto atžvilgiu generuoja sūkurius, kurie perduoda papildomą kinetinę energiją pasienio sluoksniui ir taip stabdo srauto atsiskyrimą. Dėl šios priežasties būtina taikyti tokį skaičiavimo metodą, kuris gebėtų adekvačiai aprašyti šiuos aerodinaminius reiškinius.

Vienas iš tokių metodų, naudojamų šiame tyrime, yra klampumo modelis SST  $k-\omega$ . Šis modelis yra patobulinta standartinio  $k-\omega$  klampumo modelio versija. Standartinis  $k-\omega$  modelis, pirmą kartą pristatytas 1942 metais, buvo pirmasis dviejų lygčių turbulencijos modelis. Jame parametras  $k$  apibūdina turbulencijos kinetinę energiją, o parametras  $\omega$  nusako turbulencijos kinetinės energijos išsisklaidymo intensyvumą [34]. Apskritai  $k-\omega$  modelis yra empirinis, grindžiamas turbulencijos kinetinės energijos pernašos bei specifinio jos išsisklaidymo lygtimis. Šie parametrai ANSYS programoje gaunami pasitelkiant dvi lygtis [35, 36]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k + G_b ; \quad (1)$$

ir

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + G_{\omega b} ; \quad (2)$$

Šiose formulėse  $G_k$  nusako turbulencijos kinetinės energijos generavimą dėl greičio komponentų sąveikos, o  $G_\omega$  apibrėžia parametro  $\omega$  generavimą. Tuo tarpu  $\Gamma_k$  ir  $\Gamma_\omega$  atitinkamai aprašo efektyvų turbulencijos kinetinės energijos  $k$  ir parametro  $\omega$  išsisklaidymą. Dydžiai  $Y_k$  ir  $Y_\omega$  taip pat atitinkamai apibūdina  $k$  ir  $\omega$  išsisklaidymą, tačiau šiuo atveju jis siejamas su turbulentiniais procesais.  $S_k$  ir  $S_\omega$  yra papildomi nariai, kurie gali būti nustatomi vartotojo, priklausomai nuo modeliujamos situacijos.

Standartinis  $k$ - $\omega$  modelis pasižymi ribotomis galimybėmis tiksliai prognozuoti srauto atsiskyrimo vietą ir mastą lygių paviršių atveju. Tuo tarpu SST  $k$ - $\omega$  modelis yra patobulintas įtraukiant turbulencijos šlyties įtempimų pernašos efektą (Shear-Stress Transport – SST) [37], todėl leidžia tiksliau aprašyti sudėtingesnius srauto reiškinius.

Daugumoje inžinerinių ir pramoninių sričių sukurtinės klampos modeliai (eddy-viscosity) užtikrina optimalų tikslumo ir skaičiavimo stabilumo santykį. Reinoldso įtempimų modeliai (Reynolds Stress Models – RSM) paprastai nėra rekomenduojami plačiam taikymui, nes jų naudojimas dažnai sukelia skaičiavimo stabilumo (robustness) problemas, ir tuo pačiu neužtikrina patikimo tikslumo padidėjimo. Papildomi fizikiniai reiškiniai, kurie yra įtraukiami į RSM modelius, daugeliu atvejų gali būti įvertinti ir pritaikant papildomus modelio išplėtumus. Būtent toks išplėtimas yra Curvature Correction (kreivumo korekcija) [38]. Šis išplėtimas parenkamas skaičiavimams, kaip alternatyva RSM skaičiavimo modeliui. Dėl šių priežasčių sukurtųjų generatorių poveikio analizei buvo pasirinktas SST  $k$ - $\omega$  modelis.

Žinant šiuos parametrus, taip pat reikia nusistatyti, koks yra šių skaičiavimų Reinoldso skaičius. Tai yra bedimensinis aerodinamikos parametras, apibūdinantis inercinių ir klampumo jėgų santykį skystyje arba dujose. Jis leidžia įvertinti srauto pobūdį, t. y. ar srautas yra laminarinis, pereinamasis ar turbulentinis. Mažos Reinoldso skaičiaus reikšmės rodo, kad klampumo jėgos dominuoja ir srautas yra labiau laminarinis, tuo tarpu didelės reikšmės reiškia, kad vyrauja inercinės jėgos ir srautas tampa turbulentinis. Reinoldso skaičius apskaičiuojamas pagal formulę (3) [39]:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} ; \quad (3)$$

čia  $\rho$  – skysčio (oro) tankis, matuojamas  $\text{kg/m}^3$ ,  $V$  – srauto greitis, kurio matavimo vienetai yra  $\text{m/s}$ ,  $l$  – charakteringas ilgis (šiuo atveju sparno stygos ilgis), kuris matuojamas  $\text{m}$ , o  $\mu$  – dinaminė klampa.

Šiame tyrime Reinoldso skaičius yra vienas svarbiausių parametru, nes jis tiesiogiai lemia oro srauto elgseną aplink sparno paviršių. Keičiantis Reinoldso skaičiui, keičiasi pasienio sluoksnio struktūra, laminariojo–turbulentinio virsmo vieta bei srauto atsiskyrimo pobūdis. Esant mažam Reinoldso skaičiui, srautas yra labiau linkęs atsiskirti anksčiau, o keliamoji jėga mažesnė. Tuo tarpu didesni Reinoldso skaičiai leidžia srautui ilgiau išlikti prisitvirtinusiame prie paviršiaus, taip padidinant aerodinaminį efektyvumą.

Pirmiesiems skaičiavimams, kuriais siekiama gauti rezultatus kuo artimesnius eksperimentiniams rezultatams, Reinoldso skaičius gaunamas apie 540 000. Šis skaičius aerodinamikoje nėra didelis ir tai reikš, jog srautas bus labiau linkęs virsti turbulentine. Tokiais atvejais sukurių generatorių poveikis yra ryškesnis.

Galiausiai, skaičiavimams atlikti nustatomas 250 iteracijų limitas. Visais nagrinėtais atakos kampais sprendiniai buvo gauti dar nepasiekus maksimalaus iteracijų skaičiaus, kas rodo, jog skaičiavimai konvergavo. Tai leidžia teigti, kad gauti rezultatai yra pakankamai tikslūs.

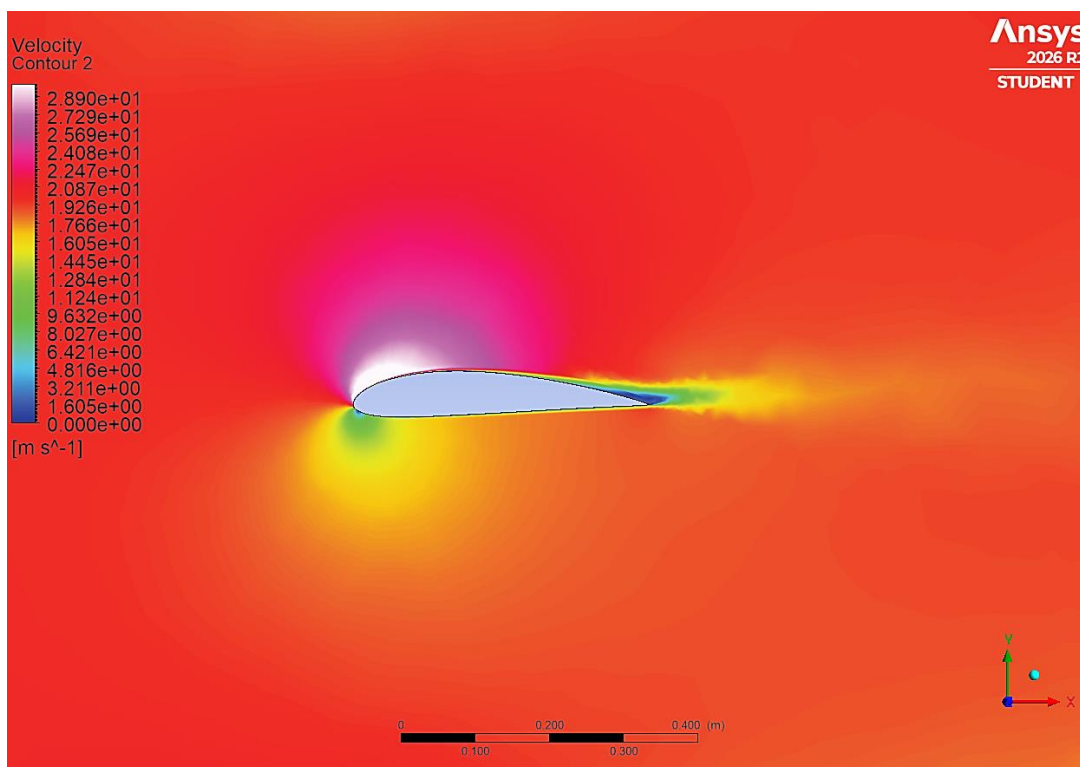
### 2.3. Skaičiavimo rezultatai

Programinėje įrangoje ANSYS Fluent skaičiavimai atlikti atakos kampuose nuo  $-6^\circ$  iki  $35^\circ$ . Atakos kampų diapazonas skaičiavimams naudotas abiem atvejais – sparnui be sukurių generatorių ir sparnui su sukurių generatoriais.

#### 2.3.1. Pradinio sparno skaičiavimų rezultatai

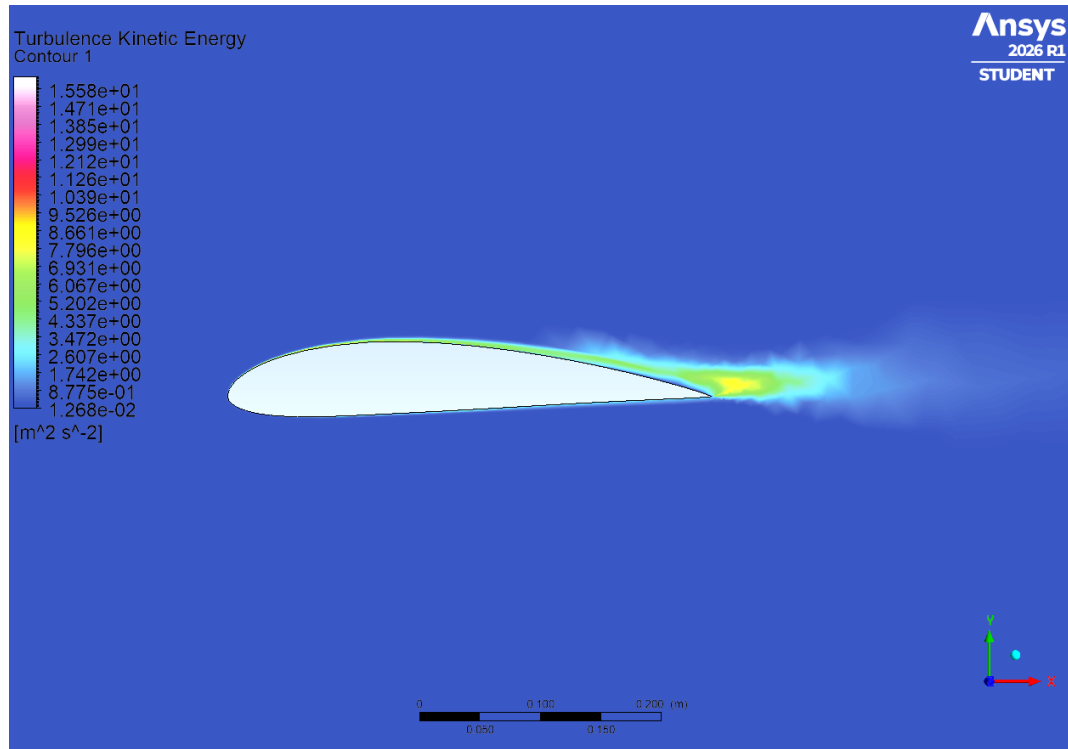
Pirmiausia, analizuojamas sparnas, kuris neturi jokių modifikacijų. Tai sparnas, kurio profilis yra NACA 4415 ir ant kurio paviršiaus nėra jokių sukurių generatorių plokštelių. Šio skaičiavimo scenarijaus rezultatai bus naudojami kaip bazinės reikšmės, su kuriomis bus lyginami ir literatūroje randami eksperimentiniai rezultatai, ir vėliau skaičiuojamo sparno su modifikacijomis rezultatai.

Skaičiavimai pirmam atvejui ties visais atakos kampais konvergavo dar nepasiekus nustatyto 100 iteracijų skaičiaus, todėl galima daryti prielaidą, jog skaičiavimai su nustatytais parametrais gauti pakankamai tikslūs, siekiant pasiekti šio tyrimo tikslus ir lyginti rezultatus su kitais gautais rezultatais.



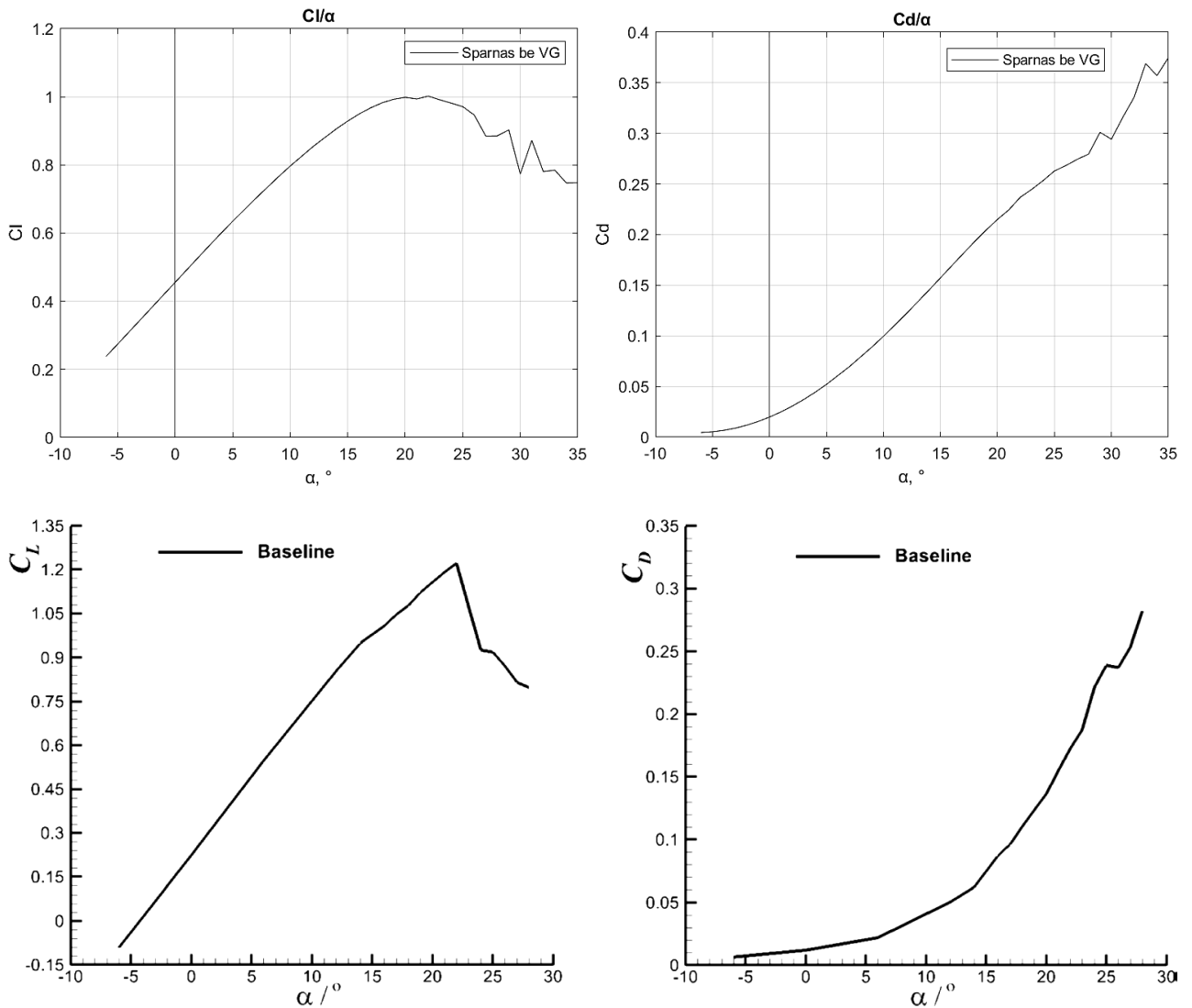
16 pav. Greičio pasiskirstymas aplink sparną prie 20 m/s greičio, esant  $22^\circ$  atakos kampui

Greičio pasiskirstymo apie sparną vaizde (žr. 16 pav.) galima matyti, jog viršutinėje sparno dalyje srautas pagreitinėja, o ties priekine briauna susidaro didelio greičio zona. Apatinėje dalyje, ypač ties priekinės briaunos apatine puse, stebimas sumažėjęs greitis, kas rodo slėgio padidėjimą. Už sparno matomas greičio sumažėjimas ir formuojasi srauto atitrūkimas, kuris yra palyginti siauras ir gana tolygus. Ties galine briauna pradeda formuotis srauto atsiskyrimo zona, kas reiškia, jog srautas yra pilnai turbulentinis ir atitrūkęs nuo sparno paviršiaus. Toks srauto elgesys apie sparno paviršių yra gera reprezentacija teoriniam profilio aptekėjimui, atakos kampui artėjant prie kritinio.



**17 pav.** Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui

Turbulentinės kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno rodo, kad srauto atitrūkimą simbolizuojanti srauto turbulencijos kinetinė energija pradeda atsirasti artėjant prie galinės sparno briaunos, o didžiausios reikšmės susidaro už galinės briaunos (žr. 17 pav.). Būtent šiose srityse prasideda ir vyksta intensyvus srauto maišymasis. Ant paties sparno paviršiaus, ypač sparno pradžioje turbulentinės kinetinės energijos reikšmės išlieka gana mažos, kas leidžia daryti prielaidą, jog didžioji pasienio sluoksnio dalis yra silpniau turbulentinė arba artima laminarinei būsenai. Tai būdinga srautui, kuomet yra santykinai mažas Reinoldso skaičius, ar bendrai lygus paviršius. Šiam atvejui perėjimas į turbulenciją įvyksta arčiau galinės sparno dalies.



**18 pav.** Sparno be modifikacijų keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai (kairėje) ir pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai (dešinėje). Viršutiniai grafikai – skaičiavimų rezultatai. Apatiniai grafikai – eksperimentinio tyrimo rezultatai [29]

Keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo skaičiavimuose (žr. 18 pav. viršuje kairėje) rodo beveik tiesinį didėjimą mažų ir vidutinių atakos kampų srityje, kas atitinka teorinius aerodinamikos dėsnius. Maksimali keliamosios jėgos koeficiento  $C_L$  reikšmė pasiekama ties maždaug  $20^\circ$ – $22^\circ$  kampu, po kurio matomas aiškus kritimas, rodantis srauto atsiskyrimą. Eksperimentiniuose rezultatuose (žr. 18 pav. apačioje kairėje) stebima labai panaši tendencija – keliamosios jėgos koeficientas  $C_L$  didėja tiesiškai ir pasiekia maksimumą panašiam atakos kampų diapazone. Visgi, verta paminėti, jog eksperimentinis keliamosios jėgos koeficiento maksimumas yra šiek tiek didesnis, o kritimas po maksimumo yra staigesnis ir aiškiau išreikštas nei skaičiavimuose. Grafikų nesutapimą po kritinio atakos kampo galima paaiškinti, kaip nestabilaus srauto nuspėjamumą. Realaus eksperimento ir skaičiavimų vertės atakos kampuose virš kritinio atakos kampo labai retai kada sutampa, kadangi srauto turbulentiškumas, oro savybės (temperatūra, slėgis, pradinis turbulentiškumas) visais atvejais skiriasi ir, apskritai, turbulentinio srauto nuspėjamumas yra labai sudėtingas. Todėl ir sekančiuose grafikuose, kurie yra pateikiami šiame tyrime, galima priimti, jog reikšmių nesutapimas atakos kampuose virš kritinio nėra reikšmingas.

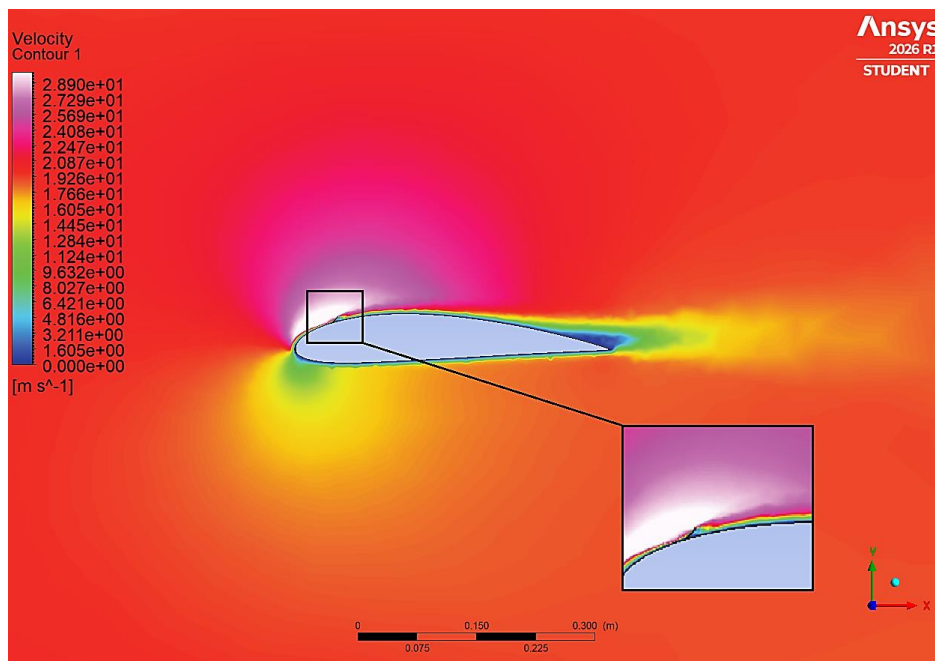
Pasipriešinimo koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo taip pat bendra prasme sutampa abiem atvejais. Skaičiavimuose (žr. 18 pav. viršuje dešinėje)  $C_D$  didėja tolygiai didėjant atakos kampui, o ties didesniais kampais augimas spartėja, kas yra būdinga artėjant prie srauto atsiskyrimo. Eksperimentiniuose duomenyse (žr. 18 pav. apačioje dešinėje) stebima tokia pati bendra tendencija – pradžioje  $C_D$  didėja lėtai, o vėliau augimas tampa žymiai staigesnis. Vis dėlto, eksperimentiniuose rezultatuose matoma, jog pasipriešinimo didėjimas aukštuose atakos kampuose yra ryškesnis, o pačios  $C_D$  reikšmės kai kuriose vietose skiriasi nuo skaičiavimų.

Pagrindinis panašumas tarp skaičiavimų ir eksperimento yra tas, kad abiem atvejais praktiškai sutampa kritinio atakos kampo sritis, kurioje pasiekiami maksimali keliamoji jėga ir prasideda srauto atsiskyrimas. Taip pat abiejuose duomenų rinkiniuose išlaikoma fizikinė priklausomybių forma – tiesus  $C_L$  augimas mažais kampais ir netiesinis  $C_D$  didėjimas didesniais kampais.

Pagrindiniai skirtumai daugiausiai pasireiškia pačiose vertėse. Skaičiavimai linkę šiek tiek atlaidžiau pasižiūrėti į atsiskyrimo reiškinį.  $C_L$  mažėjimas po maksimumo yra ne toks staigus, o  $C_D$  augimas ne toks agresyvus, kaip eksperimente. Tai rodo, kad naudojamas turbulencijos modelis ir skaičiavimo metodika nėra iki 100% identiški realioms sąlygoms, tačiau tai ir nėra siekiamybė. Bendras grafikų sutapimas ir taip yra pakankamai didelis, o bandymas galutinai sutaptinti grafikų vertes būtų per ilgas, ar gal netgi ir neįmanomas procesas, ypač žinant su kokiomis kliūtėmis susiduriama, norint atlikti tokio tipo tyrimą su ribotų galimybių programine įranga. Viską įvertinus, galima teigti, kad skaičiavimų su sparnu be modifikacijų rezultatai kokybiškai gerai atitinka eksperimentinius duomenis.

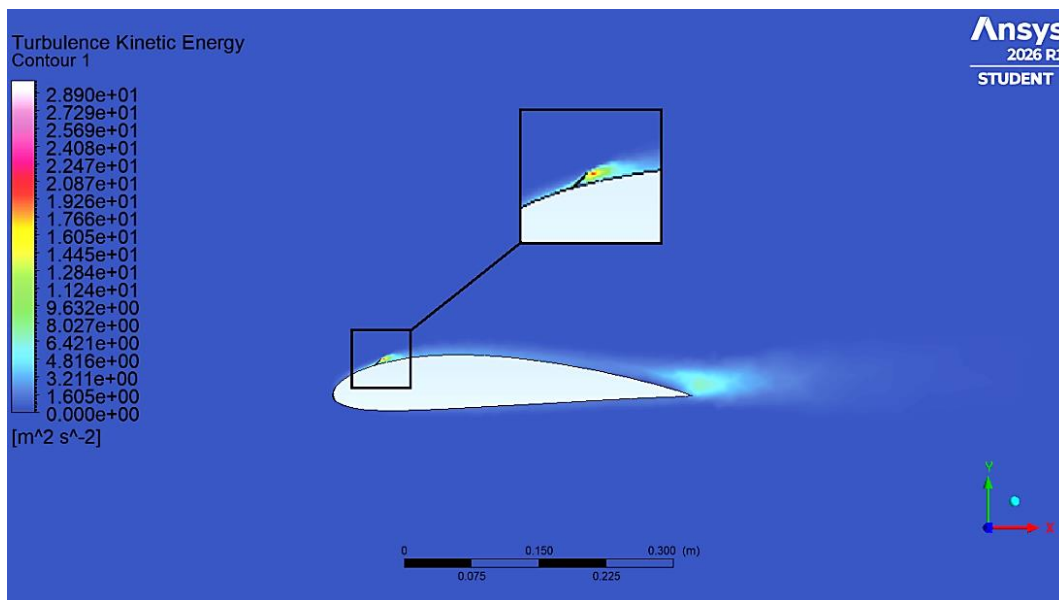
### 2.3.2. Sparno su modifikacijomis skaičiavimų rezultatai

Antrasis skaičiavimas atliktas su sparno modeliu, kuriam yra pritaikytos sukurių generatorių plokštelės pagal anksčiau pateiktą iliustraciją (žr. 12 pav.). Kaip ir pirmame skaičiavime, visų atakos kampų konverguoti rezultatai gauti prie mažesnių iteracijų kiekio, nei buvo nustatytas maksimumas.



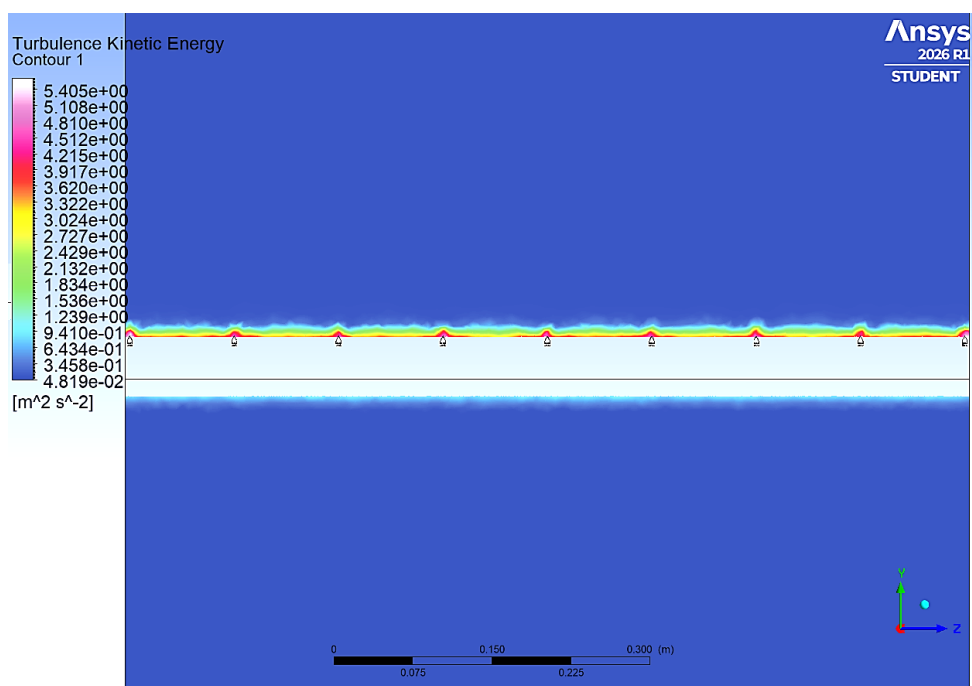
19 pav. Greičio pasiskirstymas aplink sparną su sukurių generatoriais prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui

Analizuojant pateiktus vaizdus su sukurių generatoriais galima pastebėti aiškius srauto pokyčius, lyginant su ankstesniu atveju be sukurių generatorių. Greičio pasiskirstymo grafike (žr. 19 pav.) matyti, kad viršutinėje sparno dalyje srautas išlieka labiau „prilipęs“ prie paviršiaus. Lyginant su atveju be sukurių generatorių, sumažėja atsiskyrusio srauto zona už galinės briaunos, o pats sujauktas srautas už sparno galinės briaunos tampa siauresnis. Taip pat, galima pastebėti lokalius greičio netolygumus ties vietomis, kur įrengti sukurių generatoriai – tai rodo jų sukeltus sukurius, kurie įneša papildomos energijos į pasienio sluoksnį. Tai yra pirmas signalas, rodantis, jog sukurių generatoriai bendra prasme atlieka savo funkciją.



**20 pav.** Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui

Turbulentinės kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno (žr. 20 pav.) ženkliai skiriasi nuo sparno be modifikacijų. Didesnės turbulencijos zonos dabar matomos ne tik už sparno, bet ir ties viršutiniu sparno paviršiumi, ypač tose vietose, kur veikia sukurių generatoriai. Tai rodo, kad srautas yra dirbtinai „sužadinas“, o turbulencija sąmoningai didinama siekiant pagerinti energijos mainus pasienio sluoksnyje. Tuo pačiu galima matyti sumažėjusias intensyviausias turbulencijos vietas galinės briaunos srityje. Tai rodo, jog turbulencija yra tarsi paskirstoma išilgai sparno.



**21 pav.** Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais statmenai srautui, už plokštelių, prie 20 m/s greičio, esant 22° atakos kampui

Turbulentinės kinetinės energijos pjūvis už sukurių generatorių plokštelių (apie 11% stygos ilgio) dar aiškiau atskleidžia sukurių generatorių poveikį (žr. 21 pav.). Skirtingai nei ankstesniame variante, čia matyti ryškūs periodiniai turbulencijos padidėjimai per visą pjūvį, atitinkantys sukurių generatorių padėtis. Šie turbulencijos žingsniai išaugimai reiškia, jog susidaro išilginiai sukuriai, kurie perneša didesnės energijos srautą iš išorinių sluoksnių į arčiau paviršiaus esančias zonas. Dėl to pasienio sluoksnis tampa energingesnis ir atsparesnis atsiskyrimui.

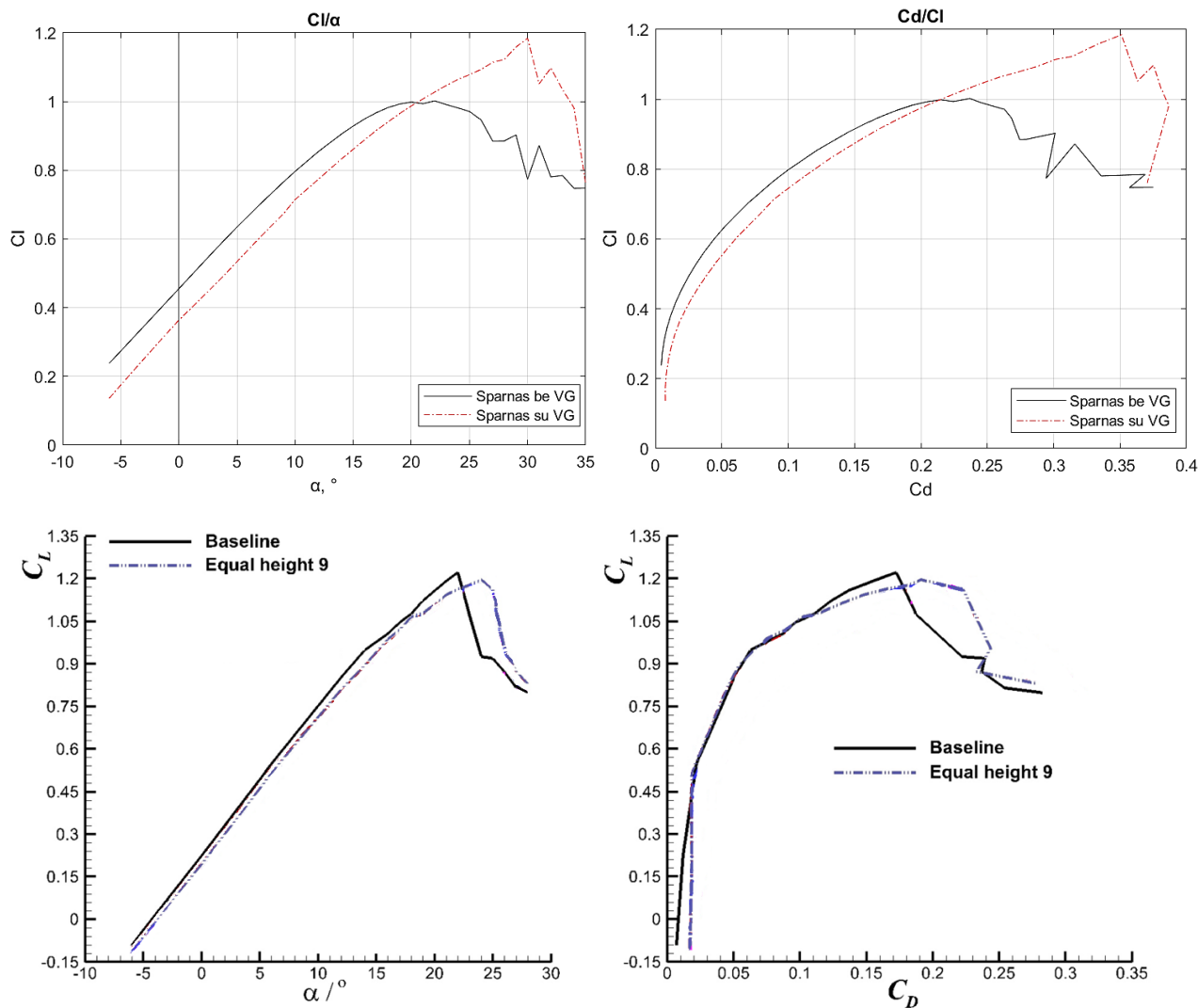
Lyginant su sparnu be sukurių generatorių, pagrindinis skirtumas yra tas, kad anksčiau srautas iki tam tikros vietos išlikdavo gana ramus, o turbulencija staigiai išaugdavo tik arti galinės briaunos, arba už sparno. Šiuo atveju, turbulencija generuojama anksčiau ir tolygiau paskirstoma, todėl sumažėja staigus atsiskyrimas. Taip pat matomas mažesnis srauto sujaukimas už sparno galinės briaunos, kas rodo efektyvesnį srauto, paliekamo už lėktuvo, valdymą. Bendrai vertinant, šie rezultatai gerai atitinka teorinį sukurių generatorių veikimo principą. Jie patvirtina, kad papildomos turbulencijos generavimas gali atitolinti srauto atsiskyrimą net ir esant dideliam atakos kampui.

#### 2.4. Gautų skaičiavimo rezultatų palyginimas su eksperimentiniais rezultatais

Siekiant įsitikinti, ar visas skaičiavimo procesas, pradedant nuo sparno modelio sukūrimo, iki skaičiavimo tinklelio parengimo, iki skaičiavimams parinktų formulių, teisingas, gauti rezultatai yra palyginami su realybėje atlikto eksperimento rezultatais. Skaičiavimų rezultatų, gautų naudojant ANSYS Fluent programą, atitikimas eksperimentiniams duomenims yra esminis modelio patikimumo vertinimo kriterijus. Skaitiniai metodai, tokie kaip kompiuterinės skysčių dinamikos analizė, remiasi tam tikromis prielaidomis, supaprastinimais ir pasirinktais turbulencijos modeliais, todėl be eksperimentinio patvirtinimo negalima užtikrinti, kad gauti rezultatai tiksliai realybę. Jei skaičiavimo rezultatai sutampa su eksperimentiniais duomenimis, tai rodo, kad pasirinktas skaičiavimo modelis, skaičiavimo tinklelio struktūra ir ribinės sąlygos yra parinktos tinkamai, o

modelis geba patikimai atkurti realų srauto elgesį. Tai reiškia, kad modelis ne tik atspindi teorinius skaičiavimus, bet ir atitinka realias fizines sąlygas, todėl jo pagrindu galima daryti patikimas išvadas apie tikro lėktuvo sparno elgseną bei galimus aerodinaminių savybių gerinimo sprendimus. Toks sutapimas leidžia daryti prielaidą, kad naudojamas modelis yra validuotas ir gali būti taikomas tolimesniems tyrimams. Patvirtinus modelio tikslumą eksperimentiniais duomenimis, galima pasitikėti jo prognozėmis keičiant srauto sąlygas ar sparno geometriją.

Toliau pateikiami gauti skaičiavimų rezultatai abiem nagrinėtiems sparnų scenarijams 22 paveiksle.



**22 pav.** Skaičiavimais gautų rezultatų grafikai (viršuje) ir eksperimentiniu būdu gauti rezultatų grafikai (apačioje) [29]. Grafikai - keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas (kairėje) ir sparnų poliarsės grafikas (dešinėje)

Iš pateiktų grafikų galima matyti, jog atliktų skaičiavimų rezultatai turi atitikimų su eksperimentiniais rezultatais. Visų pirma, keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikuose matyti, kad abiem atvejais (tiek skaičiavimuose, tiek eksperimente) kreivės turi labai panašią bendrą formą. Žvelgiant į grafikus iš bendrų kreivių charakteristikų, galima matyti, jog abiem atvejais, srautas atitrūksta prie maždaug tokių pačių atakos kampų. Be to, tiek skaičiavimų, tiek eksperimento rezultatai rodo, kad sukurių generatoriai leidžia pasiekti didesnę maksimalų  $C_l$  ir šiek tiek atitolina kritinio kampo pasiekimą.

Analizuojant sparno poliarės grafikus, matyti, kad bendros tendencijos taipogi sutampa. Abiem atvejais, didėjant keliamosios jėgos koeficientui, didėja ir pasipriešinimas, o sukurių generatoriai leidžia pasiekti didesnes  $C_L$  reikšmes. Žvelgiant į tikslias reikšmes, nepriklausomai nuo tyrimo, abiem atvejais srautas nuo sparno atitrūksta prie  $20^\circ$  atakos kampo, kuomet sparnas neturi jokių modifikacijų. Tuo tarpu, sparnams su sukurių generatoriais srautas atitrūksta esant didesniam, maždaug  $25^\circ$  atakos kampui. Galima priimti išvadą, jog sukurių generatorių plokštelės šiam sparno profiliui gali atitolinti kritinį atakos kampą maždaug  $5^\circ$ .

Abiem atvejais, prie neigiamų arba artimų nuliui atakos kampų sparnai be sukurių generatorių demonstruoja šiek tiek geresnes charakteristikas. Tuo tarpu, atakos kampui artėjant prie kritinio, sparnai su sukurių generatorių plokštelėmis įgauna ryškiai matomą pranašumą didesnio kritinio atakos kampo atžvilgiu. Tačiau skaičiavimų rezultatuose poliarės kreivės yra šiek tiek optimistiškesnės – matomas mažesnis pasipriešinimas prie tų pačių keliamosios jėgos reikšmių, nei eksperimente. Tai galima dažnai pamatyti CFD skaičiavimuose, kuomet modelio supaprastinimai lemia ne iki galo įvertinamus srauto nuostolius. Tačiau tai anaiptol nėra vieninteliai išvelgiami skirtumai tarp grafikų. Skaičiavimų grafikuose kreivės yra lygesnės ir „švaresnės“, ypač iki kritinio kampo, tuo tarpu eksperimentiniuose rezultatuose matomas didesnis netolygumas. Tai yra veikiausiai susiję su realiomis fizinėmis sąlygomis, tokiomis kaip turbulentiškumas vėjo tunelyje, matavimo paklaidos ar paviršiaus netobulumai. Taip pat pastebima, kad kritinio kampo srityje skaičiavimai kartais prognozuoja šiek tiek kitokią kritimo eigą nei eksperimentas – eksperimentiniuose grafikuose kritimas yra staigesnis ir mažiau stabilus. Tačiau tai tėra nedideli neatitikimai grafikuose, kurie bendrai yra labai panašūs.

Apibendrinant galima teigti, kad skaičiavimų rezultatai pakankamai gerai atitinka eksperimentinius duomenis. Tai reiškia, kad modelis teisingai atkuria pagrindines aerodinamines tendencijas, tokias kaip keliamosios jėgos augimą, kritinio atakos kampo pasiekimą ir bendrą sukurių generatorių poveikį. Nors skirtumai egzistuoja, ypač didesnių atakos kampų srityje, jie nėra tokie dideli, kad paneigtų modelio tinkamumą. Todėl galima daryti prielaidą, kad skaičiavimai yra pakankamai tikslūs ir gali būti naudojami tolimesnei analizei.

### 3. Realus lėktuvo sparno tobulinimo skaičiavimai

Šiame skyriuje apžvelgiama, kaip susiejami skaičiavimai ir eksperimentinio tyrimo rezultatai su realaus sparno geometrijos skaičiavimais. Taip pat, aprašomas realaus lėktuvo sparno geometrinis modelis, skaičiavimų parametrai bei gautų rezultatų analizė.

#### 3.1. Didesnio Reinoldso skaičiaus poreikis tolimesnei tyrimo kryptiai

Atlikus skaičiavimus prie mažo Reinoldso skaičiaus ( $Re = 540\,000$ ), nustatyta, kad aerodinaminės charakteristikos pasižymi tipinėmis žemų Reinoldso skaičių srauto savybėmis [40]. Keliamosios jėgos koeficiento priklausomybė nuo atakos kampo išlieka artima tiesinei tik ribotame diapazone, o maksimalios keliamosios jėgos pasiekimo sritis pasižymi santykinai švelniu perėjimu į atsiskyrusio srauto režimą. Taip pat stebimas ne toks staigus pasipriešinimo koeficiento augimas, kas rodo, jog pasienio sluoksnis ilgiau išlieka laminarinis ir mažiau atsparus nepalankiam slėgio gradientui. Tokios tendencijos sutampa su teorinėmis prielaidomis, jog mažų Reinoldso skaičių srityje srauto struktūra yra jautresnė trikdžiams ir linkusi anksčiau atsiskirti.

Svarbu tai, jog praeitame skyriuje atlikti skaičiavimai ir eksperimento metu gauti rezultatai yra prie mažo Reinoldso skaičiaus. Tai neatitinka šiame tyrime tobulinamo orlaivio charakteristikų, nors ir sparno geometrija tarp skaičiavimų lieka tokia pati. Jeigu išlaikyti tokį patį Reinoldso skaičių ir tiriamam orlaiviui, tuomet tolimesniuose skaičiavimuose oro srauto greitis turėtų būti apie 3,7 m/s. Tai yra panašus greitis, kuriuo eina žmogus. Natūralu, kad tikėtis reprezentatyvių rezultatų iš skaičiavimų su tokiu greičiu nėra prasmės. Dėl šios priežasties toliau yra atliekami skaičiavimai su didesniu, realaus lėktuvo disponuojamu, Reinoldso skaičiumi ir siekiama gauti rezultatų sutapimus.

Norint žinoti, koks tiksliai turėtų būti šis didesnis Reinoldso skaičius, reikia žinoti kelis papildomus parametrus – tiriamo lėktuvo minimalų greitį bei jo sparno stygos ilgį. Šiame tyrime tobulinamo orlaivio Ryan Navion 260 minimalus greitis – 23 m/s, o sparno stygos ilgis – 2,15 m [41]. Kadangi tiriamo lėktuvo sparnas yra trapeciškas, stygos ilgio matuojama vieta sparno mojo atžvilgiu yra ties užsparnių viduriu. Tokia padėtis parinkta todėl, jog ant sparnų paviršiaus montuojami sukurių generatoriai dažniausiai veikia išvien su užsparniais. Taigi, turint reikalingus parametrus, pagal Reinoldso skaičiaus formulę (23), nustatyta, jog Reinoldso skaičius, prie kurio skaičiavimai bus reprezentatyvus realiam lėktuvui, yra apie  $3,34 \cdot 10^6$ . Tai yra kelis kartus didesnė reikšmė, nei pirminiuose skaičiavimuose. Kuomet prie ženkliai skirtingų Reinoldso skaičių tos pačios geometrijos sparnų skaičiavimų rezultatų grafikai turi panašumų, tuomet tai leidžia susieti mažo mastelio modelio eksperimentinius ir skaičiavimų duomenis su realaus dydžio orlaivio sparno charakteristikomis.

Šis tarpinis panašumas taip pat leidžia įvertinti skaičiavimo modelio patikimumą. Jei modelis prie skirtingų Reinoldso skaičių išlaiko nuoseklią aerodinaminių charakteristikų formą, tai rodo, kad jis tinkamai aprašo pagrindinius srauto fizikinius procesus. Dėl to galima pagrįstai teigti, jog modelis gali būti naudojamas lyginti rezultatus tarp mažo mastelio eksperimento ir realaus dydžio sparno sąlygų.

##### 3.1.1. Skaičiavimų pradinių parametru apžvalga

Atliekant aerodinaminius skaičiavimus su ta pačia sparno geometrija, tačiau esant skirtingiems Reinoldso skaičiams, svarbu pažymėti, kad pati skaičiavimo metodologija iš esmės nekinta. Keičiantis Reinoldso skaičiui, pagrindinis kintamasis yra srauto greitis, tuo tarpu geometriniai ir

skaitiniai modelio parametrai išlieka tokie patys. Tai leidžia užtikrinti nuoseklų rezultatų palyginamumą ir aiškiai įvertinti vien tik Reinoldso skaičiaus įtaką srauto struktūrai bei aerodinaminėms charakteristikoms. Kadangi praeitame poskyriuje buvo nustatyta, jog didesnis Reinoldso skaičius yra  $3,34 \cdot 10^6$ , tai leidžia lengvai suskaičiuoti, ties koku srauto greičiu yra pasiekiamas šis Reinoldso skaičius. Tam pasitelkiama ta pati (3) formulė, tik iš jos yra išvedamas greičio kintamasis:

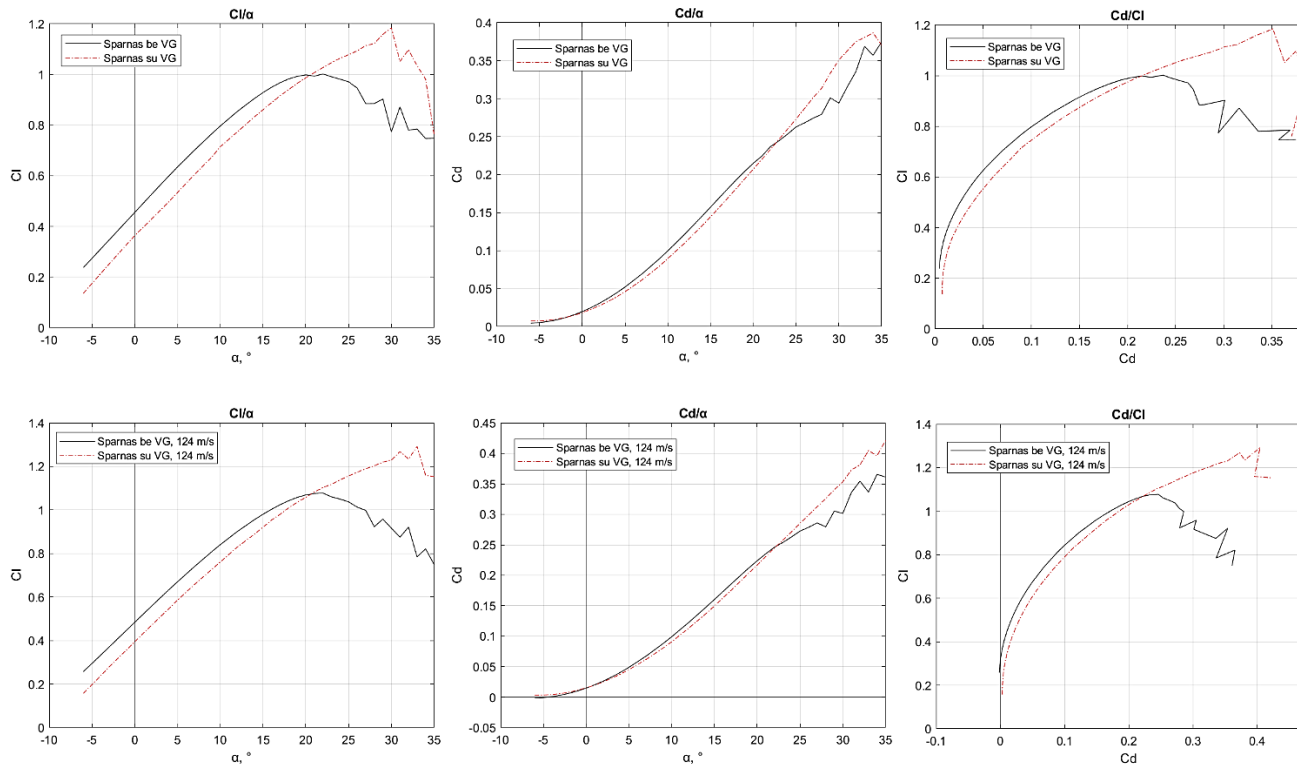
$$V = \frac{Re \cdot \nu}{l} = \frac{3,34 \cdot 10^6 \cdot 1,48 \cdot 10^{-5}}{0,4} = 123,6 \approx 124 \text{ m/s}; \quad (4)$$

Iš (4) formulės gaunama, jog skaičiavimai turi būti atliekami su 124 m/s srauto greičiu. Tai yra vienintelis parametras, kuris kinta nuo praėjusių skaičiavimų.

Tuo tarpu, dėl nesikeičiančių parametų, pirmiausia, sparno geometrija visais atvejais išlieka identiška. Tai reiškia, kad nekeičiami nei profilio parametrai, nei stygos ilgis, nei sparno forma ar jo orientacija srauto atžvilgiu. Tokiu būdu eliminuojama geometrinių veiksnių įtaka ir užtikrinama, kad visi stebimi skirtumai yra susiję tik su srauto sąlygų pokyčiais. Analogiškai, skaičiavimo tinklelis taip pat yra išlaikomas toks pat. Tai reiškia, kad tinklelio elementų tankis, struktūra ir išdėstymas aplink sparną išlieka pastovūs. Nors teoriškai didesniems Reinoldso skaičiams reiktų smulkesnio tinklo prie sienelės dėl plonesnio pasienio sluoksnio, šiame palyginamajame etape tinklo išlaikymas leidžia tiesiogiai įvertinti Reinoldso skaičiaus poveikį, neįvedant papildomų kintamųjų. Taip pat išlieka nepakitę ir kiti skaičiavimo parametrai. Naudojamas tas pats turbulencijos modelis, tos pačios kraštinės sąlygos (išskyrus srauto greitį), tas pats iteracijų skaičius bei skaičiavimų konvergavimo kriterijai. Tokia metodika leidžia užtikrinti, kad skaičiavimų rezultatai būtų palyginami tiesiogiai ir skirtumai būtų interpretuojami kaip fizikinio reiškinių, o ne skaitinio modelio pokyčių pasekmė.

### **3.1.2. Skaičiavimų prie didesnio Reinoldso skaičiaus, bet pirminės geometrijos, rezultatai**

Atlikus skaičiavimus su 0,4 metro sparno stygos geometrijos modeliu, tačiau prie aukšto Reinoldso skaičiaus, visuose atakos kampuose skaičiavimai sėkmingai konvergavo nepasiekus maksimalaus iteracijų skaičiaus. Toliau pateiktuose grafikuose 23 paveiksle aiškiai matyti, kad bendras aerodinaminių charakteristikų pobūdis tarp mažo Reinoldso skaičiaus ir didelio Reinoldso skaičiaus atvejų išlieka labai panašus.



**23 pav.** Sparno mažo Reynoldso skaičiaus (viršuje) ir prie didelio Reynoldso skaičiaus (apačioje) rezultatų grafikai. Iš kairės pusės – sparno keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas, sparno pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikas ir sparno poliarės grafikas.

Visų pirma, keliamosios jėgos koeficiento  $C_L$  priklausomybės nuo atakos kampo grafikuose (žr. 23 pav. kairėje viršuje ir apačioje) pastebima, kad abiem atvejais kreivės forma yra beveik identiška. Tiek mažo, tiek didelio Reynoldso skaičiaus atveju  $C_L$  didėja beveik identišškai iki maždaug 15–20° atakos kampo, po to pasiekiami maksimali reikšmė ir prasideda srauto atitrūkimas. Tai rodo, kad srauto fizika – slėgio pasiskirstymo formavimasis, pasienio sluoksnio vystymasis ir srauto atitrūkimas, iš esmės nesikeičia. Tačiau esminis skirtumas yra tas, kad prie didesnio Reynoldso skaičiaus maksimalus  $C_L$  yra didesnis, o atitrūkimas įvyksta šiek tiek vėliau. Pasipriešinimo koeficiento  $C_D$  priklausomybės nuo atakos kampo grafikuose (žr. 23 pav. Grafikai viduryje) taip pat matoma labai panaši kreivių forma. Kaip skirtumą galima nebent išskirti tai, kad prie didesnio Reynoldso skaičiaus  $C_D$  reikšmės yra šiek tiek didesnės dideliuose atakos kampuose. Vis dėlto iki vidutinių atakos kampų skirtumai išlieka nedideli, kas rodo, kad modelis adekvačiai atkuria laminarinio-turbulentinio virsmo ir trinties pasipriešinimo tendencijas. Sparno poliarės  $C_L/C_D$  grafikuose (žr. 23 pav. dešinėje) taip pat stebimas labai panašus pobūdis. Abiem atvejais matomas aiškus efektyvumo maksimumas, po kurio aerodinaminė kokybė mažėja dėl didėjančio pasipriešinimo.

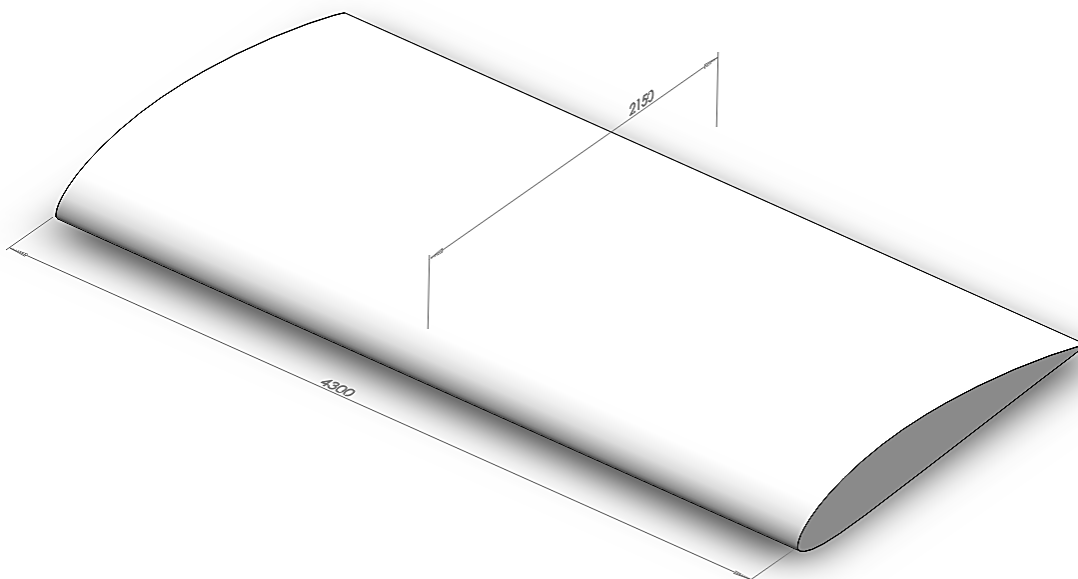
Apibendrinant panašumus, galima išskirti kelis esminius aspektus: visų grafikų formos yra praktiškai vienodos, išlieka tie patys charakteringi taškai (linijinė sritis, maksimumas, atitrūkimo pradžia), o skirtumai pasireiškia daugiausia reikšmių vertėse, bet ne pačioje tendencijoje. Tai yra labai svarbus rezultatas, nes tai rodo, jog skaičiavimo modelis teisingai atkuria srauto charakteristikas, nepriklausomai nuo Reynoldso skaičiaus dydžio. Kadangi tarpinis etapas (mažo sparno modelis prie didelio Reynoldso skaičiaus) parodė tas pačias tendencijas kaip ir mažo Reynoldso skaičiaus atveju,

galima daryti išvadą, jog modelis yra stabilus ir tinkamas mastelio keitimui. Tai reiškia, kad skaičiavimai, atlikti prie didelio Reinoldso skaičiaus, gali būti laikomi reprezentatyviais realiam orlaivio sparnui.

### 3.2. Realaus orlaivio sparno skaičiavimai, siekiant pagerinti jo aerodinamines charakteristikas

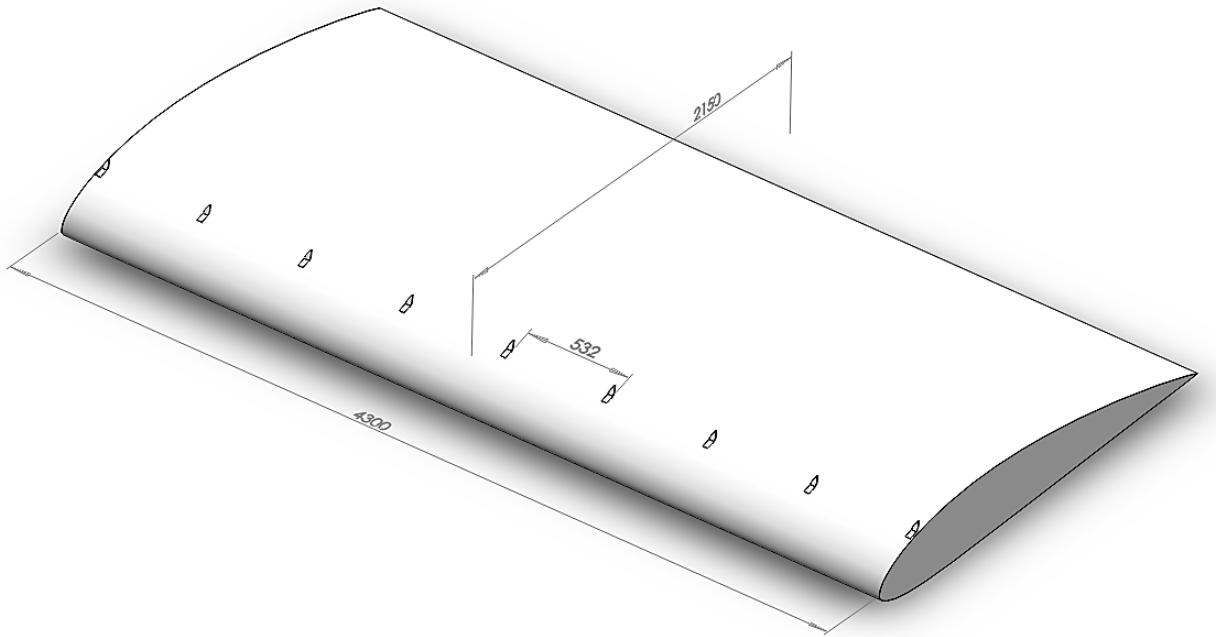
Siekiant pereiti nuo supaprastintų, mažo mastelio aerodinaminių modelių prie realesnių sąlygų atitinkančių tyrimų, sudarytas naujos geometrijos sparno modelis, kuris atitinka realaus orlaivio sparno charakteristikas. Pagrindinis šio modelio tikslas – užtikrinti, kad atliekami skaičiavimai prie didelio Reinoldso skaičiaus būtų kuo artimesni realioms skrydžio sąlygoms, išlaikant anksčiau validuoto skaičiavimo modelio patikimumą.

Naujai suformuoto sparno geometrija paremta realaus orlaivio sparno parametrais. Sparno stygos ilgis ties užsparniais siekia 2,15 m, o bendras modelio sparno mostas yra 4,3 m. Tokie matmenys leidžia pasiekti Reinoldso skaičių  $Re = 3,34 \cdot 10^6$ , kuris yra būdingas realioms lengvųjų orlaivių skrydžio sąlygoms. Lyginant su ankstesniais tyrimais, kuriuose buvo naudojamas mažesnis sparno modelis ir mažesnis Reinoldso skaičius, šis modelis leidžia tiksliau įvertinti turbulentinio pasienio sluoksnio elgseną bei srauto atitrūkimo reiškinius. Kuriant modelį buvo išlaikytos tos pačios aerodinaminės profilio savybės, kurios buvo naudotos ankstesniuose skaičiavimuose, taip užtikrinant rezultatų palyginamumą, tačiau padidintas geometrinis mastelis leidžia tiksliau modeliuoti pasienio sluoksnio storį, turbulencijos vystymąsi bei slėgio pasiskirstymą išilgai sparno paviršiaus.



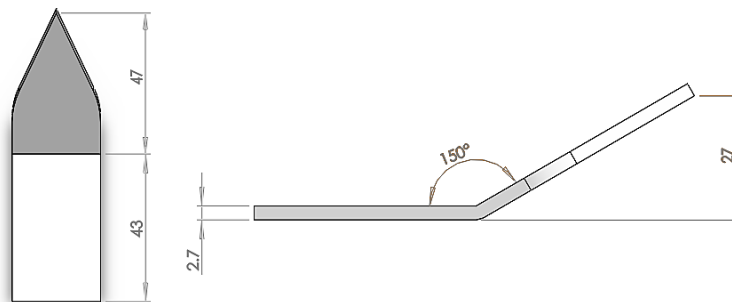
24 pav. Skaičiavimams prie didesnio Reinoldso skaičiaus naudojamas sparno geometrinis modelis be modifikacijų

Modeliai, kurie bus skaičiuojami, yra pirminių skaičiavimų modelių padidintos versijos. Pirmasis modelis yra bazinis – be jokių papildomų modifikacijų (žr. 24 pav.). Jis naudojamas kaip atspirties taškas, leidžiantis įvertinti natūralią srauto elgseną, pasienio sluoksnio vystymąsi bei atitrūkimo vietą esant dideliame Reinoldso skaičiui. Antrasis modelis yra modifikuotas, ant sparno paviršiaus esant sūkurinių generatorių plokštelėms (žr. 25 pav.).



**25 pav.** Skaičiavimams prie didesnio Reynoldso skaičiaus naudojamas sparno geometrinis modelis su sūkurių generatorių plokštelėmis

Identiškai pirminiam skaičiavimų variantui, sūkurių generatorių plokštelių išdėstymas, kampas bei storis yra santykinu dydžiu padidinamas, siekiant turėti tokį patį Reynoldso skaičių bei geometriją. Sūkurių generatorių plokštelių aukščio ir sparno stygos ilgio santykis yra  $VG_h / c = 0,01125$ , todėl jų aukštis virš sparno paviršiaus šiuo atveju siekia 27 mm (žr. 26 pav.). Jos išdėstytos tolygiai, tik šį kartą paliekant 532 mm tarpus tarp gretimų elementų. Plokštelių padėtis sparno stygos atžvilgiu taip pat tokia pati – ties  $x / c = 10\%$  nuo priekinės briaunos.

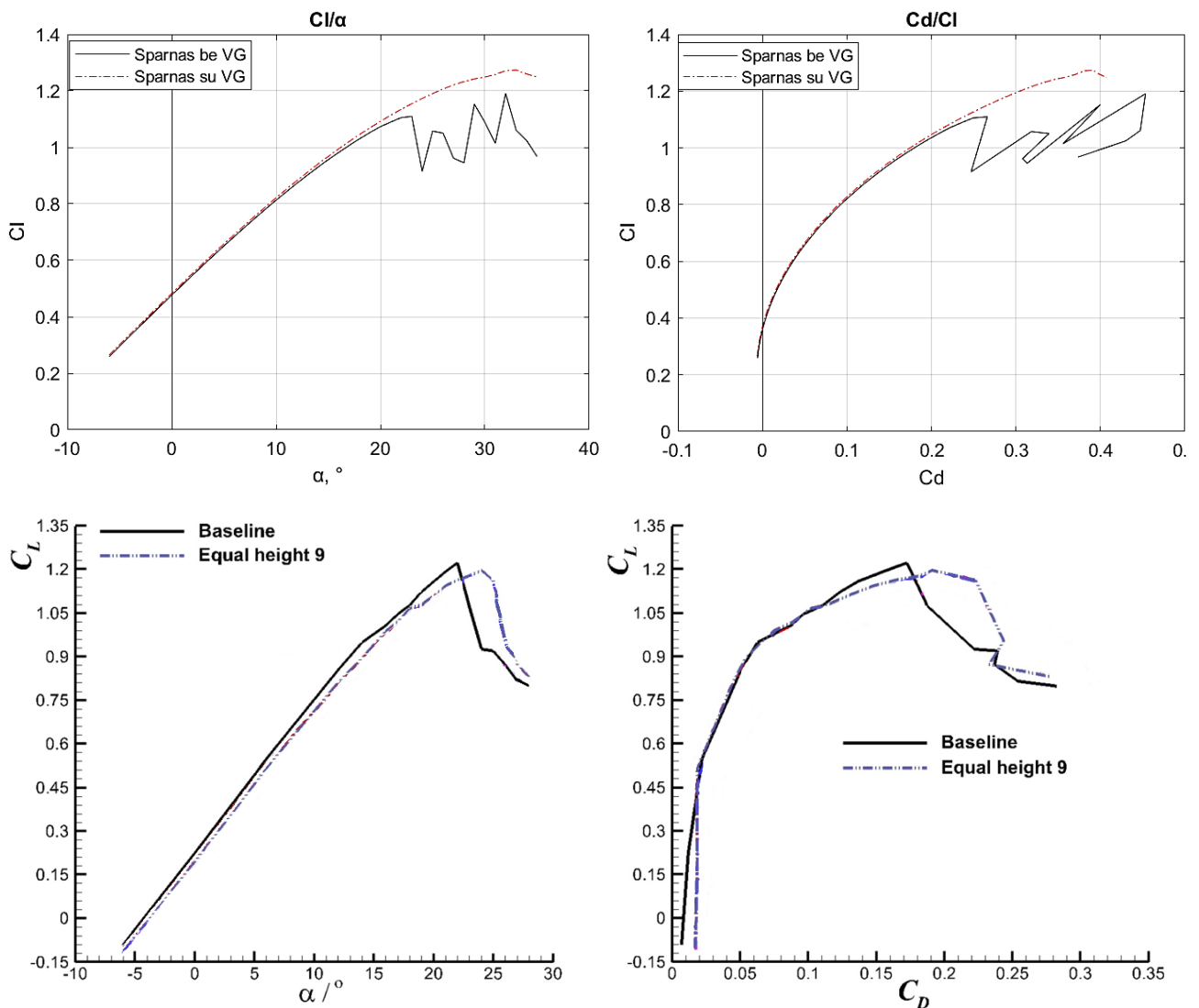


**26 pav.** Padidinto dydžio sūkurių generatorių plokštelės geometrija

Svarbu pabrėžti, kad tiek bazinio, tiek modifikuoto 3D modelių skaičiavimo sąlygos yra identiškos. Tai apima tą patį skaičiavimo turbulencijos modelį bei ribines sąlygas. Tokiu būdu užtikrinama, kad visi pastebėti skirtumai tarp rezultatų būtų nulemti tik sūkurių generatorių įtakos, o ne skaičiavimo metodikos netikslumų. Tiesa, išgauti vienodus skaičiavimo tinklelius, kaip ir pirmuose skaičiavimuose, yra neįmanoma dėl skirtingų paviršių tarp modelių. Tačiau tai nedaro tokios didelės įtakos, kadangi visais atvejais siekiama turėti skaičiavimo tinklelio elementų kiekį kiek įmanomą artimesnį maksimaliam leistinam.

### 3.3. Rezultatai bei jų palyginimas su pirminiais skaičiavimais bei eksperimentinio tyrimo rezultatais

Rezultatai, atvirksčiai pirmiesiems skaičiavimams, apžvelgiami abiemis nagrinėjamiems sparnams kartu. Pirmuosiuose skaičiavimuose buvo svarbu validuoti ir bazinio sparno rezultatus, ir sparno su sukurių generatoriais rezultatus atskirai, kadangi tame tyrimo etape buvo reikalinga įrodyti ir skaičiavimo parametrų validumą, ir rezultatus. Šiame tyrimo etape jau žinoma, jog skaitiniai sparnų modeliai yra tinkami skaičiavimams ir parinktos sąlygos skaičiavimams taip pat yra arti realių (arba bent jau atliekant eksperimentinį tyrimą metu) sąlygų. Šiais skaičiavimais siekiama įsitikinti, ar realaus lėktuvo sparnui taip pat atliktos modifikacijos turi tokį patį poveikį, kaip ir mažuose modeliuose.



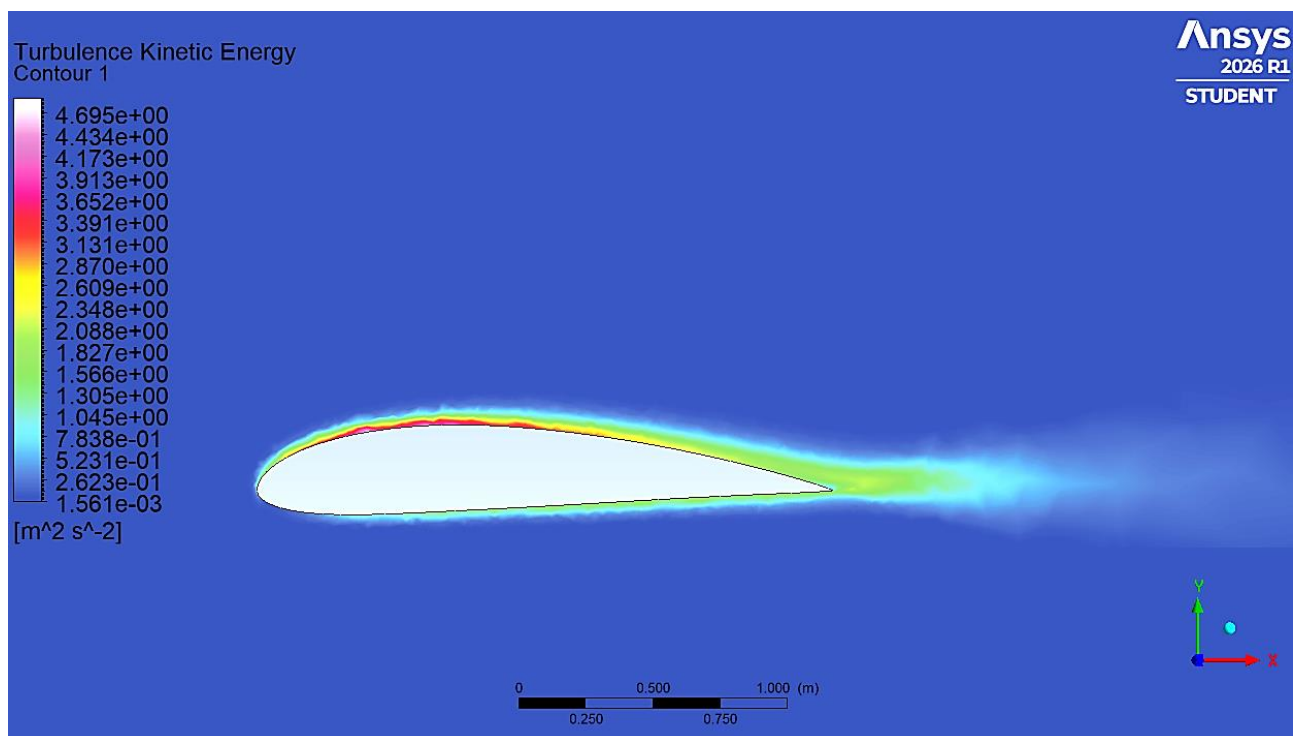
**27 pav.** Skaičiavimų su realaus dydžio sparnu rezultatų grafikai (viršuje) ir eksperimentinio tyrimo metu gauti rezultatų grafikai (apačioje). Kairėje pusėje – sparno keliamosios jėgos koeficiento priklausomybės nuo atakos kampo grafikai. Dešinėje – sparno poliarių grafikai

Viršutiniuose grafikuose (žr. 27 pav.) pateikti realaus mastelio sparno modelio skaičiavimų rezultatai aiškiai atskleidžia sukurių generatorių įtaką aerodinaminėms charakteristikoms esant dideliame Reinoldso skaičiui. Kairiajame grafike, kuriame vaizduojama keliamosios jėgos koeficiento  $C_l$

priklausomybė nuo atakos kampo  $\alpha$ , matyti, kad abiejų modelių – tiek be sūkurių generatorių, tiek su jais – elgsena iki maždaug  $15\text{--}18^\circ$  kampo yra beveik identiška. Tai rodo, kad mažų atakos kampų srityje sūkurių generatoriai neturi reikšmingos įtakos srauto struktūrai. Didėjant atakos kampui, pradeda ryškėti skirtumai tarp kreivių. Sparno su sūkurių generatoriais kreivė (raudona) kyla tolygiau ir pasiekia didesnę maksimalią  $C_L$  reikšmę nei bazinis sparnas. Be to, matyti, kad srauto atitrūkimas šiuo atveju yra atidedamas – kritimas prasideda esant didesniai atakos kampui. Tai sutampa su visų prieš tai skaičiavimuose gautų grafikų tendencijomis ir su teoriniu sūkurių generatorių principu.

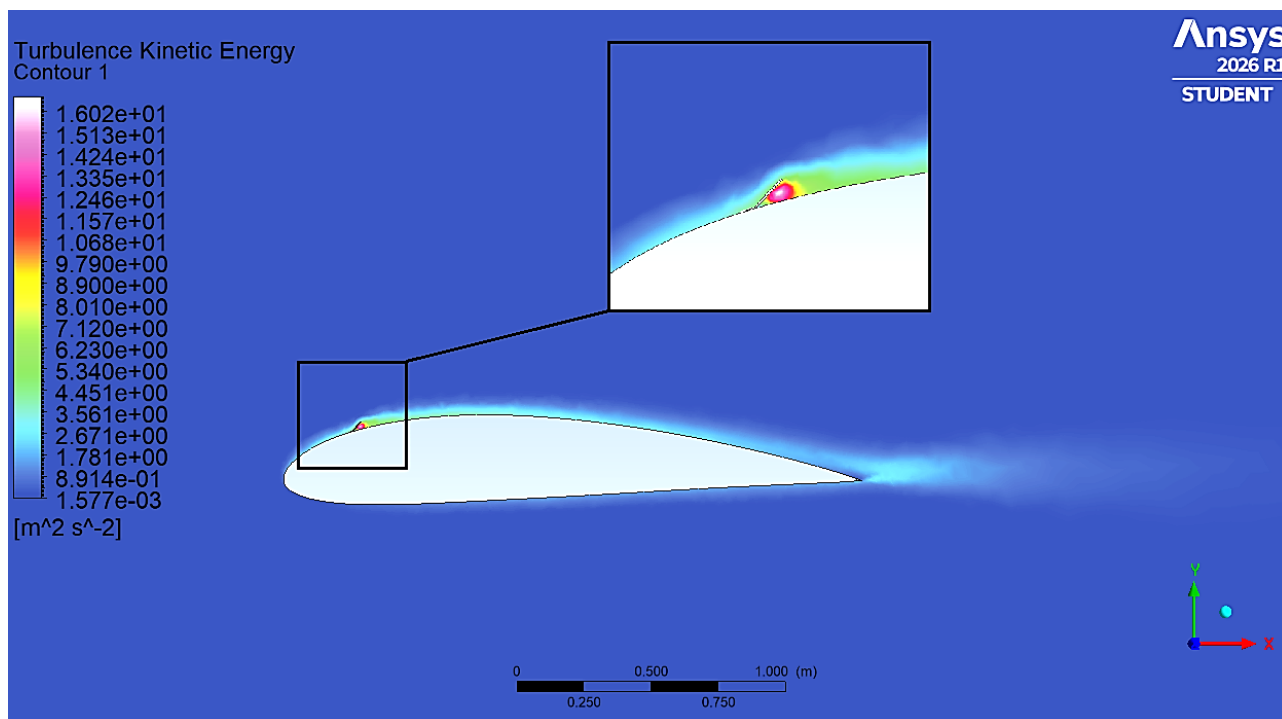
Dešiniajame grafike (žr. 27 pav.), kuriame pateikta sparno poliarė  $C_L / C_D$ , matoma panaši tendencija. Iki vidutinių  $C_L / C_D$  reikšmių abi kreivės praktiškai sutampa, tačiau didesnių keliamosios jėgos koeficientų srityje sparnas su sūkurių generatoriais demonstruoja geresnę aerodinaminę efektyvumą. Tai reiškia, kad esant dideliems atakos kampams, sūkurių generatoriai leidžia išlaikyti palankesnę santykį tarp keliamosios jėgos ir pasipriešinimo. Tuo tarpu bazinio sparno atveju ši priklausomybė tampa netolygi, atsiranda „lūžiai“, kurie rodo nestabilų srauto elgesį ir didėjančius energijos nuostolius.

Lyginant šiuos skaičiavimų rezultatus su paveikslo 27 apačioje pateiktais eksperimentiniais duomenimis, matyti, kad bendros tendencijos išlieka labai panašios, nepaisant to, jog eksperimentas atliktas prie gerokai mažesnio Reinoldso skaičiaus ( $Re = 5,41 \cdot 10^5$ ). Abiem atvejais stebimas keliamosios jėgos didėjimas iki tam tikros ribos, po kurios seka atitrūkimas. Taip pat, aiškiai matomas sūkurių generatorių efektas – didesnė maksimali  $C_L$  reikšmė ir atidėtas srauto atitrūkimas nuo sparno paviršiaus. Skirtumai daugiausia pasireiškia konkrečiose reikšmėse: didelio Reinoldso skaičiaus atveju maksimalios vertės yra didesnės, o atitrūkimas vyksta švelniau. Tai yra fiziškai pagrįsta, nes esant didesniai Reinoldso skaičiui pasienio sluoksnis yra energingesnis ir atsparesnis neigiamam slėgio gradientui.



28 pav. Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas prie 23 m/s greičio, esant  $22^\circ$  atakos kampui

Srauto turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymo vaizde (žr. 28 pav.) kuriame pavaizduotas sparnas be sukurių generatorių, turbulentinės kinetinės energijos pasiskirstymas yra gana tolygus išilgai sparno viršutinio paviršiaus. Už sparno matoma santykinai plati turbulencijos zona, kuri rodo, kad srautas pradeda atsiskirti, tačiau šis procesas nėra stipriai kontroliuojamas. Bendras vaizdas rodo, jog turbulencija vystosi natūraliai, be papildomo energijos įnešimo į pasienio sluoksnį, o srautas yra arti atitrūkimo nuo sparno paviršiaus.



**29 pav.** Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymas ant sparno su sukurių generatoriais prie 23 m/s greičio, esant  $22^\circ$  atakos kampui

Turbulencijos kinetinės energijos pasiskirstymo vaizde (žr. 29 pav.), kuriame sparnas turi sukurių generatorius, turbulentinės kinetinės energijos pasiskirstymas tampa labiau lokalizuotas ir intensyvesnis tam tikrose vietose. Aiškiai matomos padidėjusios energijos sritys ties sukurių generatorių vietomis, kurios rodo, kad šie elementai aktyviai įneša energiją į pasienio sluoksnį. Dėl to srautas arčiau sparno paviršiaus išlieka energingesnis ilgesnį atstumą, o turbulencijos pėdsakas už sparno tampa siauresnis ir labiau struktūruotas.

Lyginant abu atvejus, pagrindinis matomas skirtumas yra tas, kad be sukurių generatorių turbulencija pasiskirsto tolygiau, tačiau yra mažiau kontroliuojama, o su sukurių generatoriais ji tampa labiau koncentruota, stipresnė ir labiau valdoma. Tai rodo, kad sukurių generatoriai efektyviai keičia srauto struktūrą – jie ne tik padidina turbulentinę kinetinę energiją, bet ir padeda išlaikyti srauto prisitvirtinimą prie sparno paviršiaus ilgesnėje jo dalyje.

Galiausiai būtina patikrinti, ar remiantis gautais skaičiavimų rezultatais buvo pasiektas pagrindinis šio tyrimo tikslas. Šiam tikslui įvertinti taikoma formulė (5) skirta apskaičiuoti bendrą pasipriešinimo koeficientų santykį tarp dviejų skirtingų skrydžio režimų:

$$\eta_{CL,skrydžio režimas} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left[ \frac{(C_{L,su VG_i} - C_{L,be VG_i})}{C_{L,su VG_i}} \right] \cdot 100\% ; \quad (5)$$

čia  $\eta_{CL,skrydžio režimas}$  – keliamosios jėgos koeficientų skirtumo tarp dviejų sparnų santykis, išreikštas procentais;

$n$  – nagrinėjamų atakos kampų intervalas (nuo  $-6^\circ$  iki  $35^\circ$ );

$C_{d,su VG_i}$  – sparno su sūkurių generatoriais keliamosios jėgos koeficientas esant  $i$ -ajam atakos kampui;

$C_{d,be VG_i}$  – sparno be sūkurių generatorių keliamosios jėgos koeficientas esant  $i$ -ajam atakos kampui.

Taikant šią išraišką nustatyta, kad visame nagrinėtų atakos kampų diapazone, vidutiniškai, sparno su sūkurių generatoriais keliamosios jėgos koeficientas yra **6,2 %** didesnis, lyginant su nemodifikuotu sparnu. Taigi, pagrindinis tyrimo reikalavimas – įvykdytas sėkmingai.

Apibendrinant gautus rezultatus viso tyrimo kontekste, galima teigti, kad skaičiavimų metu gautos charakteristikos kokybiškai atkartoja eksperimentinius rezultatus, net ir esant skirtingiems Reinoldso skaičiams. Tai rodo, kad gauti rezultatai gali būti taikomi realaus mastelio sparno analizei.

### 3.4. Bendra visų skaičiavimų apžvalga ir tyrimo tęstinumo validumas

Atlikto tyrimo rezultatai rodo, kad tarp skaičiavimų ir eksperimentinių duomenų egzistuojantis artimas sutapimas nėra atsitiktinis – jis atspindi tinkamai parinktą modeliavimo bei skaičiavimų metodiką. Toks suderinamumas leidžia teigti, kad naudotas skaičiavimo modelis geba pakankamai tiksliai atkartoti realaus oro srauto elgseną aplink sparno profilį, įskaitant tiek keliamojo jėgos formavimąsi, tiek pasipriešinimo kitimą didėjant atakos kampui, tiek srauto atitrūkimą. Nors absoliučios reikšmės kai kuriais atvejais skiriasi, bendros tendencijos, tokios kaip priklausomybių pobūdis, kritinių taškų atsiradimas ir srauto atitrūkimo charakteristikos, išlieka nuoseklios tarp skirtingų analizės metodų.

Toks rezultatų artumas yra ypač svarbus vertinant skaičiavimų patikimumą platesniame kontekste. Tai reiškia, kad modelis ne tik tinka analizuoti konkrečią tiriamą geometriją, bet ir gali būti taikomas panašių aerodinaminių problemų sprendimui, keičiant sąlygas, tokias kaip Reinoldso skaičius ar sparno mastelis. Kitaip tariant, sukuriamas pagrindas pereiti nuo supaprastintų, laboratorinių ar mažo mastelio modelių prie realaus dydžio konstrukcijų analizės, išlaikant pakankamą tikslumo lygį. Tyrimo kontekste tai turi tiesioginę praktinę reikšmę. Jei skaičiavimų rezultatai patikimai atspindi realybę, tuomet galima pagrįstai vertinti ir sūkurių generatorių poveikį sparno aerodinaminėms charakteristikoms dar prieš atliekant sudėtingus ir brangius eksperimentus su realiais orlaiviais. Tai leidžia optimizuoti jų išdėstymą, dydį bei formą skaitmeninėje aplinkoje, sumažinant eksperimentinių bandymų apimtį ir kaštus. Tai ypač aktualu kuriant ar modifikuojant realius orlaivių sparnus, kur net nedideli aerodinaminiai patobulinimai gali turėti reikšmingą įtaką bendram valdomumui, degalų sąnaudoms, ar netgi, svarbiausia, saugai.

## Išvados

1. Išnagrinėta teorinė medžiaga apie sukurių generatorių veikimo principus, jų poreikį aviacijoje bei pritaikymo būdus. Iširta, jog sukurių generatoriai padeda atitolinti kritinį atakos kampą, sumažinti pasipriešinimo koeficientą bei yra efektyvi, daug išteklių nereikalaujanti modifikacija. Taip pat, nuspręsta gerinti rekreacinės aviacijos lėktuvą Ryan Navion 260 dėl jo gausaus prieinamumo rekreacinės aviacijos rinkoje.
2. Naudojant skaitinius metodus, sukurtas lėktuvo sparno profilį turintis modelis ir apskaičiuotas sukurių generatorių plokštelių aerodinaminis poveikis. Gauta, jog sumontuotos sukurių generatorių plokštelės sėkmingai padidina sparno kritinį atakos kampą apie  $5^\circ$ .
3. Gauti rezultatai palyginti su eksperimentinio tyrimo, randamo literatūroje, rezultatais. Siekiant ne tik validuoti gautus rezultatus, bet ir norint įsitikinti, jog sukurtas modelis ir nustatyti skaičiavimo parametrai kiek įmanoma labiau atitinka realybę, parinktas eksperimentas, kurio sparno geometrija yra identiška skaičiuojamam sparnui. Rezultatų palyginimas parodė, jog abiem atvejais kritinis atakos kampas -  $22^\circ$
4. Siekiant patobulinti pasirinkto orlaivio aerodinamines charakteristikas, atlikti skaičiavimai su pasirinkta sukurių generatorių modifikacija. Galutiniems rezultatams gauti, atliktas tarpinis skaičiavimas su padidintu Reinoldso skaičiumi, kuris yra reprezentatyvus realaus orlaivio Reinoldso skaičiui. Įsitikinus, kad pakeistas Reinoldso skaičius neturi neigiamos įtakos skaičiavimo parametrams, atlikti skaičiavimai su realaus orlaivio sparno modeliu. Gauti rezultatai parodė, jog sukurių generatorių plokštelės prie didesnių atakos kampų pagerina sparno keliamosios jėgos koeficientą 6,2% bei atitolina kritinį atakos kampą apie  $5^\circ$ .

## Literatūros sąrašas

1. Joshi H, Thomas P. (2023) Review of vortex lattice method for supersonic aircraft design. *The Aeronautical Journal*, 127(1317), 1869–1903. Cambridge University Press (CUP).
2. Naujokaitis L. (2013) SPARNO PROFILIŲ AERODINAMINIŲ CHARAKTERISTIŲ TYRIMAS.
3. Lögberg O. (2006) Vortex generators and turbulent boundary layer separation control.
4. Yang K, Zhang L, Xu J. (2010) Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils. *Sci. China Technol. Sci.*, 53(1), 1–7. Springer Verlag.
5. Mayle RE. (1991) *The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines*.
6. Li X, Yang K, Wang X. (2019) Experimental and numerical analysis of the effect of vortex generator height on vortex characteristics and airfoil aerodynamic performance. *Energies (Basel)*, 12(5). MDPI AG.
7. Jirásek A. (2005) Vortex-generator model and its application to flow control. *J. Aircr.*, 42(6), 1486–1491. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
8. Hansen MOL, Velte CM, Øye S, Hansen R, Sørensen NN, Madsen J, et al. (2016) Aerodynamically shaped vortex generators. *Wind Energy*, 19(3), 563–567. John Wiley and Sons Ltd.
9. Widyawati G, Permatasari R. (2023) Effect of Vortex Generators on Airfoil NACA 63 2-415 to Aerodynamic Characteristics Using CFD.
10. Xue S, Hein Westergaard C. (2010) Advanced aerodynamic modeling of vortex generators for wind turbine applications.
11. Fernández Gámiz U. (2013) Fluid Dynamic Characterization of Vortex Generators and Two-dimensional Turbulent Wakes [scale=0.55]./Figures/UFGVGsUN25helicity.ps.
12. Baldacchino D. *Vortex Generators for Flow Separation Control Wind Turbine Applications*.
13. Arunvinthan S, Raatan VS, Nadaraja Pillai S, Pasha AA, Rahman MM, Juhany KA. (2021) Aerodynamic characteristics of shark scale-based vortex generators upon symmetrical airfoil. *Energies (Basel)*, 14(7). MDPI AG.
14. Bar-Cohen Y. (2006) *Biomimetics - Using nature to inspire human innovation*. Bioinspir. Biomim., 1(1).
15. Wang YK, Ou S, Deng XY, Wen J. (2013) Effect of vortex generator on lateral and directional aerodynamic characteristics at medium angle of attack. In *Procedia Engineering*, Elsevier Ltd. pp.338–346.
16. Ayudia SA, Arkundato A, Rohman L. (2020) Study of Vortex Generator Effect on Airfoil Aerodynamics Using the Computational Fluids Dynamics Method. *Computational And Experimental Research In Materials And Renewable Energy*, 3(2), 23. UPT Penerbitan Universitas Jember.
17. Gyatt GW, Ron A. (1986) *Development and Testing of Vortex Generators for Small Horizontal Axis Wind Turbines*.
18. Tai TC. *Effect of Micro-Vortex Generators on V-22 Aircraft Forward-Flight Aerodynamics*.
19. Khare A. (2025) Aerodynamic characteristics of a wing-in-ground effect with micro-vortex generators. *Physics of Fluids*, 37(2).
20. de Rosa D. (2025) *Impact of Micro Vortex Generators on Aerodynamic Performance*. Orlando, FL.

21. Von Stillfried F. Computational fluid-dynamics investigations of vortex generators for flow-separation control.
22. López O, Weyler Perez R, Romero MS. Preliminary study of the effects of vortex generators in ultralight aircraft.
23. Kuethe AM. (1972) Effect of Streamwise Vortices on Wake Properties Associated with Sound Generation.
24. Fouatih OM, Medale M, Imine O, Imine B. (2016) Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators. *European Journal of Mechanics, B/Fluids*, 56, 82–96. Elsevier Ltd.
25. Lu G, Zhou G. (2016) Numerical simulation on performances of plane and curved winglet - Pair vortex generators in a rectangular channel and field synergy analysis. *International Journal of Thermal Sciences*, 109, 323–333. Elsevier Masson SAS.
26. Lin J. C. Review of research on low-profile vortex generators to control. *Progress in Aerospace Sciences*, (38), 389–420.
27. Tsipenko VG, Sagaydak M V., Shevyakov VI. (2022) The use of vortex generators to improve the take-off and landing characteristics of transport category aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, 25(4), 83–95. Moscow State Institute of Civil Aviation.
28. Zahle M, Egusquiza F. (2012) Comparison of four different models of vortex generators. *Comparison of four different models of vortex generators*.
29. Hao L, Hu B, Gao Y, Wei B. (2023) Effect of vortex generator spanwise height distribution pattern on aerodynamic characteristics of a straight wing. *Advances in Aerodynamics*, 5(1). Springer.
30. Ryan Navion. [https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan\\_Navion](https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan_Navion). Retrieved March 17, 2026, from [https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan\\_Navion](https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan_Navion)
31. Dave Lednicer. The Incomplete Guide to Airfoil Usage. <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html#conventional>. Retrieved March 18, 2026, from <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html#conventional>
32. Barrett R, Farokhi S. (1996) Subsonic aerodynamics and performance of a smart vortex generator system. *J. Aircr.*, 33(2), 393–398. American Inst. Aeronautics and Astronautics Inc.
33. Barrett R. (1933) ON THE AERODYNAMICS AND PERFORMANCE OF ACTIVE VORTEX GENERATORS t.
34. Wilcox DC. (2010) Turbulence modeling for CFD. DCW Industries.
35. ANSYS. 4.4.1. Standard k- $\omega$  Model. Retrieved April 21, 2026, from [https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v261/en/flu\\_th/flu\\_th\\_sec\\_turb\\_kw\\_std.html?q=Standard%20K-%20CE%A9%20Model](https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v261/en/flu_th/flu_th_sec_turb_kw_std.html?q=Standard%20K-%20CE%A9%20Model)
36. WHITE Frank. (2006) Viscous Fluid Flow.
37. ANSYS. 4.4.3. Shear-Stress Transport (SST) k- $\omega$  Model. Retrieved April 21, 2026, from [https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v261/en/flu\\_th/flu\\_th\\_sec\\_turb\\_kw\\_sst.html](https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v261/en/flu_th/flu_th_sec_turb_kw_sst.html)
38. Menter F, Lechner R, Germany GmbH Matyushenko AA, Petersburg S. Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD.
39. NASA. Reynolds Number. Retrieved April 26, 2026, from <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/reynolds.html>

40. Seshagiri A, Cooper E, Traub LW. (2009) Effects of vortex generators on an airfoil at low Reynolds numbers. *J. Aircr.*, 46(1), 116–122. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
41. John Frederick Thomas Jane. (1952) *Jane's all the World's Aircraft, 1951/52*. Edited by L. Bridgman. Sampson Low Marston & Co., London, 1951. 293 pp. Illustrated. Index. £4 4s. 0d. net. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 56(495), 203–203. Cambridge University Press.