



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Sparno aerotamprumo reiškinų slopinimo sistemos tyrimai

Baigiamasis magistro projektas

Evaldas Dovidavičius
Projekto autorius

Prof. Artūras Keršys
Vadovas

Kaunas, 2025



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Sparno aerotamprumo reiškinų slopinimo sistemos tyrimai

Baigiamasis magistro projektas
Aeronautikos inžinerija (6211EX024)

Evaldas Dovidavičius

Projekto autorius

Prof. Artūras Keršys

Vadovas

Jaun. Asist. Martynas Lendraitis

Konsultantas

Prof. Sigitas Kilikevičius

Recenzentas

Kaunas, 2025



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas
Evaldas Dovidavičius

Sparno aerotamprumo reiškinų slopinimo sistemos tyrimai

Akademinių 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.

Evaldas Dovidavičius

Patvirtinta elektroniniu būdu



Kaunas technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Baigiamojo magistro projekto užduotis

Išduota studentui (-ei) – Evaldas Dovidavičius

1. Projekto tema

Sparno aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemos tyrimai

(Lietuvių kalba)

Research on Wing Aeroelastic Effects Suppression System

(Anglų kalba)

2. Projekto tikslas ir uždaviniai

Tikslas: sukurti ir ištirti sparno aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemą, naudojančią valdomą mini užsparnį.

Uždaviniai:

1. Išanalizuoti esamas aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemas.
2. Sudaryti tiriamo sparno 3D modelį ir atlikti jo stipruminę, standumo ir savųjų virpesių analizes.
3. Sudaryti sparno tipinės sekcijos matematinį aerotamprumo modelį ir nustatyti tiriamo sparno aerotamprumo charakteristikas.
4. Atlikti sparno profilio ir profilio su skirtingom mini užsparnio konfigūracijom aerodinaminių savybių tyrimą ir parinkti tinkamiausią konfigūraciją tiriamam sparnui.
5. Pritaikyti aerotamprumo matematinį modelį slopinimui naudojant mini užsparnį.
6. Suprojektuoti ir pagaminti koncepcinį mini užsparnio prototipą.

3. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos

Išanalizuoti hipotetinio orlaivio sparno aerotamprumo charakteristikas ir jo slopinimo galimybes.

4. Papildomi reikalavimai projektui, ataskaitai ir jos priedams

Netaikoma

Projekto autorius

Evaldas Dovidavičius

2025-02-15

(Vardas, Pavardė)

(Data)

Projekto vadovas

Artūras Keršys

2025-02-15

(Vardas, Pavardė)

(Data)

Krypties studijų
programų vadovas

Artūras Keršys

2025-02-15

(Vardas, Pavardė)

(Data)

Dovidavičius, Evaldas. Sparno aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemos tyrimai. Magistro baigiamasis projektas / vadovas Prof. Artūras Keršys; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

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

Reikšminiai žodžiai: aerotamprumo reiškinių slopinimas, mini užsparniai.

Kaunas, 2025. 61 p.

Santrauka

Pastaruoju metu, orlaivių konstrukcijų projektavime dėl savo gerų mechaninių charakteristikų vis dažniau naudojamos kompozitinės medžiagos. Be to, tokios medžiagos suteikia gerą stiprumo ir masės santykį, kas orlaiviuose yra labai svarbu, tačiau lengvos konstrukcijos yra jautrios aerotamprumo nestabilumui, tokiam kaip flateris ir divergencija. Flateris apibūdinamas kaip dinaminė nestabili virpesių reakcija, o divergencija – kaip konstrukcijos nestabilumas dėl per didelių aerodinaminių apkrovų. Norint šiuos reiškinius efektyviai slopinti svarbu parinkti aerotamprumo reiškinių slopinimo metodą ir atlikti sistemos tyrimus.

Atlikus aerotamprumo ir esamų jos reiškinių slopinimo sistemų ir galimybių literatūros analizę nustatyta, kad efektyviausios yra aktyviosios slopinimo sistemos, kurios leidžia dinamiškai prisitaikyti prie kintančių apkrovų ir aplinkos sąlygų. Literatūros analizė parodė, kad nors yra nagrinėjami įvairūs aerotamprumo reiškinių slopinimo metodai, elektromagnetais valdomo papildomo mini užsparnio sistema nebuvo aptikta. Atsižvelgiant į tai, šiame darbe bus projektuojama nauja sistema, kurioje aerotamprumo reiškinių slopinimui bus naudojamas elektromagnetais valdoma mini užsparnio technologija.

Pirmiausia buvo suprojektuotas hipotetinio bepiločio orlaivio sparno 3D modelis, atlikta jo stiprumo, standumo ir natūraliųjų virpesių analizės. Atlikus stipruminę analizę nustatyta, kad minimalus atsargos koeficientas pagal „Tsai-Wu“ kriterijų yra 1,52. Taip pat nustatyti svarbiausi virpesių dažniai bei sparno tipinės sekcijos standumas lenkimui ir sukimui. Tada taikant kvazi-statinį metodą bei pažangesnį K metodą, buvo sudaryti sparno aerotamprumo modeliai, kuriais buvo nustatyti svarbiausi nestabilumo taškai. Skaičiavimai parodė, kad pirmiau įvyksta divergencija – esant 47,5 m/s greičiui, o flateris pasireiškia tik pasiekus 54,5 m/s greitį.

Toliau naudojant *XFLR5* programinę įrangą atliktas aerodinaminis profilio tyrimas, kurio metu nustatytos pagrindinės profilio charakteristikos. Iš analizės rezultatų nustatyta, kad didžiausia polinkio momento absoliutinė vertė yra $C_m=0,033$, pagal tai pasirinktas 14 % ilgio su 5° atlenkimo kampų mini užsparnis, kuris sudaro 50 % sparno mosto ilgio. Pagal mini užsparnio konfigūraciją buvo pritaikyti aerotamprumo matematiniai modeliai aerotamprumo slopinimui. Naudojant mini užsparnį kaip pasyvų slopinimo elementą, divergencijos greitis padidėjo nuo 47,5 m/s iki 51,85 m/s. Dinaminių virpesių slopinimas atliktas prie 47,5 m/s. Įjungus mini užsparnio slopinimą po 0,5 s, sukamieji svyravimai buvo pilnai nuslopinti po maždaug 0,4 s, o vertikalus sparnų judėjimas stabilizavosi taip pat po 0,4 s.

Galiausiai sukurtas mini užsparnio koncepcinis prototipas, valdomas dviem elektromagnetais. Jo konstrukcija suprojektuota naudojant *SolidWorks*, o pagaminta naudojant 3D spausdinimo technologiją ir plienines plokšteles. Prototipo veikimas pagrįstas *Arduino Mega R3* mikrovaldikliu.

Dovidavičius, Evaldas. Research on Wing Aeroelastic Effects Suppression System. Masters's Final Degree Project / supervisor Prof. Artūras Keršys; Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.

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

Keywords: aeroelastic instability suppression, miniflaps.

Kaunas, 2025. 61 pages.

Summary

Recently, composite materials have been increasingly used in aircraft structure design due to their favorable mechanical properties. These materials offer a high strength-to-weight ratio, which is crucial in aviation; however, lightweight structures are more sensitive to aeroelastic instabilities such as flutter and divergence. Flutter is defined as a dynamic unstable vibration response, while divergence is a structural instability caused by excessive aerodynamic loads. To effectively suppress these phenomena, it is important to conduct research on aeroelastic suppression systems.

After analyzing the literature on aeroelastic phenomena and existing suppression systems, it was found that the most effective are active suppression systems, which can dynamically adapt to changing loads and environmental conditions. The literature review showed that while various aeroelastic suppression methods are being investigated, no system using an electromagnetically controlled auxiliary mini-flap has been identified. Therefore, this work focuses on designing a new system that utilizes electromagnetically actuated mini-flap technology to suppress aeroelastic effects.

Initially, a 3D model of a hypothetical unmanned aerial vehicle wing was created, and its strength, stiffness, and natural vibration characteristics were analyzed. The strength analysis revealed that the minimum safety factor according to the Tsai-Wu criterion is 1.52. The main vibration frequencies as well as the wing section's bending and torsional stiffness were determined. Then, using a quasi-static method and a more advanced K-method, aeroelastic models of the wing were developed to identify key instability points. Calculations showed that divergence occurs first at a speed of 47.5 m/s, while flutter occurs at 54.5 m/s.

Next, aerodynamic analysis of the airfoil was performed using “XFLR5” software, during which the main characteristics of the profile were determined. The analysis revealed that the maximum absolute value of the pitching moment is $C_m = 0.033$. Based on this, a mini-flap with a 14% chord length and a 5° deflection angle was selected, covering 50% of the wing span. Aeroelastic mathematical models for damping were adapted based on the mini-flap configuration. Using the mini-flap as a passive damping element, the divergence speed increased from 47.5 m/s to 51.85 m/s. Dynamic vibration damping was analyzed at 47.5 m/s. When the mini-flap damping was activated after 0.5 seconds, the torsional oscillations were fully suppressed within approximately 0.4 seconds, and vertical wing motion also stabilized after 0.4 seconds.

Finally, a conceptual prototype of the mini-flap system was developed, actuated by two electromagnets. Its structure was designed in SolidWorks and manufactured using 3D printing technology and steel plates. The prototype is operated using an Arduino Mega R3 microcontroller.

Turinys

Lentelių sąrašas	8
Paveikslų sąrašas	9
Santrumpų ir terminų sąrašas	11
Įvadas.....	12
1. Literatūros analizė.....	13
1.1. Problemos aktualumas.....	13
1.2. Aerotamprumo reiškiniai.....	13
1.3. Flaterio stabilumo charakteristikos.....	14
1.4. Flaterio prognozavimas	15
1.4.1. Analitiniai K ir P-K metodai	15
1.4.2. Eksperimentiniai metodai.....	16
1.4.3. Skaitiniai metodai.....	18
1.5. Flaterio slopinimo metodai ir sistemos.....	18
1.6. Aktyvios valdymo sistemos panaudojimas sparno apkrovoms mažinti	23
1.7. Aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemų valdymo metodai.....	24
1.8. Apibendrinimas	27
2. Tiriamojo sparno mechaninių ir aerotamprumo charakteristikų tyrimai	28
2.1. Sparno parametrai.....	28
2.2. Skaitinės analizės naudojant SolidWorks.....	29
2.2.1. Stipruminė sparno analizė	30
2.2.2. Sparno savųjų dažnių analizė	32
2.3. Sparno tipinės sekcijos matematinio modelio sudarymas	35
2.3.1. Struktūrinių lygčių sudarymas natūraliųjų virpesių skaičiavimui	35
2.3.2. Sparno divergencijos greičio nustatymo metodika.....	37
2.3.3. Aerotamprumo judėjimo lygčių sudarymas taikant kvazi-statinį metodą.....	37
2.3.4. Kritinio flaterio greičio nustatymas naudojant K metodą	39
2.4. Tipinei sekcijai reikalingų parametrų nustatymas	40
2.4.1. Sparno standumo nustatymas	40
2.4.2. Sparno masės charakteristikų nustatymas	42
2.5. Tiriamojo sparno aerotamprumo skaičiavimų rezultatai	43
2.6. Apibendrinimas	46
3. Aerotamprumo reiškinių slopinimas naudojant mini užsparnį.....	47
3.1. Sparno profilių aerodinaminių savybių tyrimas	47
3.2. Matematinio modelio sudarymas aerotamprumo slopinimui	52
3.3. Sparno aerotamprumo slopinimo skaičiavimų rezultatai	54
3.4. Mini užsparnio koncepcijos prototipas.....	54
3.4.1. Projektavimas	55
3.4.2. Prototipo gamyba ir testavimas	55
Išvados	58
Literatūros sąrašas	59
Priedai.....	62
1 priedas. Arduino programinis kodas.....	62

Lentelių sąrašas

1 lentelė. Izotropinės plokštelės natūraliųjų virpesių dažniai ir flaterio parametrai	16
2 lentelė. Hipotetinio bepiločio orlaivio sparno pagrindiniai parametrai	28
3 lentelė. Sparno apsiuvos kompozito sandara	29
4 lentelė. Sparno lonžerono kompozito sandara	29
5 lentelė. Vienakrypčio stiklo pluošto mechaninės charakteristikos [35].....	30
6 lentelė. Atliktų analizių rezultatai prie skirtingų baigtinių elementų dydžių	35
7 lentelė. Eksperimentinės vertės, naudotos aerotamprumo skaičiavimams	43
8 lentelė. Mini užsparnio konfigūracijos.....	50
9 lentelė. Protipo testavimui naudojami elektriniai komponentai.....	56

Paveikslų sąrašas

1 pav. Aerotamprumo jėgų atvaizdavimas Collar'o trikampiui [2]	13
2 pav. Tipinių režimų amplitudžių pokyčiai, kai $\Omega_k = 0$ [4]	15
3 pav. Lankstaus sparno modelio eskizas [9].....	17
4 pav. Sparnų galų poslinkiai, kai srauto greitis kinta nuo 10 m/s iki 18 m/s [9].....	18
5 pav. Uždaro ciklo aerotamprumo sistema su LQG valdikliu [18]	21
6 pav. Uždaro ciklo momentinis atsakas, kai oro srauto greitis $v^* = 0.6666$ [18].....	22
7 pav. (a) Viena pjezoelektrinė plokštelė. (b) 10 sujungtų pjezoelektrinių plokštelių rinkinys. (c) Galinės sparno briaunos skerspjūvis. (d) Pjezoelektrinių rinkinių išdėstymas sparne. [19]	22
8 pav. Didelio proilgio lankstaus sparno bandomasis modelis naudotas aerodinamiame vamzdyje [22]	23
9 pav. Atvirojo ciklo sistema su atvirojo ciklo valdikliu [24]	24
10 pav. Uždarojo ciklo sistema valdikliu ir grįžtamuoju ryšiu [24]	24
11 pav. PID grįžtamojo ryšio valdymo algoritmas [28].....	25
12 pav. Uždaros sistemos minimalių singuliarinių verčių palyginimas [32].....	26
13 pav. Sparno eskizo vaizdas	28
14 pav. 3D sparno modelio vaizdas	30
15 pav. Sparno stipruminės analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis	31
16 pav. Sparno baigtinių elementų tinklelis, naudojant <i>SolidWorks</i>	31
17 pav. Sparno atsargos koeficientas pagal „Tsai-Wu“ kriterijų	31
18 pav. Sparno virpesių pirmosios būsenos formos vaizdas.....	32
19 pav. Sparno virpesių antrosios būsenos formos vaizdas	33
20 pav. Sparno virpesių trečiosios būsenos formos vaizdas	33
21 pav. Sparno virpesių ketvirtosios būsenos formos vaizdas.....	34
22 pav. Sparno virpesių penktosios būsenos formos vaizdas	34
23 pav. Bepiločio orlaivio sparno tipinės sekcijos schema.....	36
24 pav. Plokščios plokštelės matematinio modelio schema [38].....	39
25 pav. Sparno lenkimo analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis.....	40
26 pav. Sparno lenkimo analizės poslinkių rezultatų vaizdas.....	41
27 pav. Sparno sukimo analizės įtvirtinimai ir jėgų kryptys.....	41
28 pav. Sparno sukimo analizės poslinkių rezultatų vaizdas	42
29 pav. Sparno masės centro padėtis nuo jo priekinės briaunos	42
30 pav. Sparno masės ir inercijos charakteristikos, naudojant „Mass Properties“ funkciją	43
31 pav. Kampinių dažnių (ω) priklausomybė nuo greičio (V) taikant kvazi-statinį modelį.....	44
32 pav. Slopavimo (σ) priklausomybė nuo greičio (V) taikant kvazi-statinį modelį.....	45
33 pav. Kampinių dažnių (ω) priklausomybė nuo greičio (V) taikant K metodo modelį.....	45
34 pav. Slopavimo (g) priklausomybė nuo greičio (V) taikant K metodo modelį.....	46
35 pav. <i>XFLR5</i> NACA 0012 profilio vaizdas	47
36 pav. NACA 0012 keliamosios jėgos koeficiento C_l priklausomybės grafikai: a) nuo atakos kampo α ; b) nuo pasipriešinimo jėgos koeficiento C_d	48
37 pav. NACA 0012 C_m priklausomybės nuo α grafikas.....	48
38 pav. Mini užsparnių C_m priklausomybė nuo užimamo sparno mosto ilgio dalies	49
39 pav. <i>XFLR5</i> NACA 0012 profilio su mini užsparniu pavyzdys	49
40 pav. Vyrio momento H priklausomybės nuo polinkio momento C_m grafikas	51
41 pav. Vyrio momento H priklausomybės nuo keliamosios jėgos koeficiento C_l grafikas	52

42 pav. Dinaminių virpesių slopinimo kreivės, naudojant mini užsparnį.....	54
43 pav. Suprojektuotas 3D mini užsparnio mechanizmo modelis	55
44 pav. Surinktas mini užsparnio mechanizmo prototipas	56

Santrumpų ir terminų sąrašas

Santrumpos:

AC – aerodinaminis centras;

CFD (angl. *computational fluid dynamics*) – skaičiuojamoji fluidų dinamika;

LQG (angl. *linear-quadratic-Gaussian*) – linijinis, kvadratinis ir gausiškasis;

MC – masės centras;

MPC (angl. *model predictive control*) – modeliu prognozuojamas valdymas;

PID – proporcinis, integruojantis ir diferencijuojantis;

TC – tamprumo centras.

Ivadas

Pastaruoju metu, orlaivių konstrukcijų projektavime dėl savo gerų mechaninių charakteristikų vis dažniau naudojamos kompozitinės medžiagos. Be to, tokios medžiagos suteikia gerą stiprumo ir masės santykį. Vis dėlto lengvos konstrukcijos yra jautrios aerotamprumo nestabilumui. Aerotamprumas nagrinėja tamprumo, incercijos ir aerodinaminių jėgų tarpusavio sąveiką konstrukcijose. Vienas iš pagrindinių nestabilumo atvejų yra flateris. Šis apibrėžiamas kaip dinaminis aerotamprumo reiškiny, kai lanksti struktūra, tokia kaip orlaivio sparnas ar plokštuma, susiduria su nestabilia virpesių reakcija, veikiant aerodinaminėms ir inercinėms jėgoms. Kitas svarbus reiškiny yra divergencija, kuris atsiranda dėl aerodinaminių apkrovų poveikio, kai jos viršija sparno atsparumą sukimuisi. Flaterio atsiradimas gali sukelti struktūrinį nuovargį arba netgi katastrofišką konstrukcijos suirimą, todėl šio reiškinio prevencija ir slopinimas yra itin aktualūs aeronautikos ir inžinerijos srityse. Tam reikalingos aerotamprumo slopinimo sistemos, kurios orlaiviams padeda išlaikyti stabilumą ir valdymą prie įvairių skrydžio sąlygų. Vienas iš moderniausių slopinimo technikų yra aktyvus slopinimas per aerodinaminius valdymo paviršius. Aktyvios valdymo sistemos, slopindamos virpesius, orlaiviams leidžia operuoti prie didesnių greičių. Taip pat, tokios sistemos leidžia sumažinti konstrukcijos apkrovas, o tai padeda pagerinti jos ilgaamžiškumą ir padidinti skrydžio saugumą esant gūsingoms ar turbulentiškoms oro sąlygoms. Dėl šių priežasčių, aerotamprumo slopinimo tyrimai yra svarbi sritis siekiant užtikrinti orlaivių saugumą ir efektyvumą.

Siekiant išnagrinėti aerotamprumo problemos aktualumą ir identifikuoti efektyvius šio reiškinio prognozavimo bei slopinimo metodus, bus atliekama literatūros analizė. Analizės metu bus apžvelgiami įvairūs flaterio prognozavimo metodai, tokie kaip eksperimentiniai, analitiniai ar skaitmeniniai modeliai. Be to, bus nagrinėjami įvairūs aerotamprumo slopinimo būdai, įskaitant tradicines elektromechanines priemones ir modernius aktyvaus slopinimo metodus.

Šiame darbe nagrinėjamas siūlomas sparno aerotamprumo slopinimo modelis, skirtas bepiločiui orlaiviui, kuriame pagrindinį vaidmenį atlieka mini užsparnio mechanizmas. Šis mechanizmas veiks pasitelkiant elektromagnetus, o jų valdymą užtikrins mikrovaldiklis, veikdamas pagal specialiai sukurtą algoritmą. Pagrindinis šios sistemos tikslas yra išnagrinėti ar mini užsparnių koncepcija valdoma elektromagnetais gali pagerinti sparno aerotamprumo stabilumą ir padidinti kritinį flaterio greitį.

Darbo tikslas: sukurti ir ištirti sparno aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemą, naudojančią valdomą mini užsparnį.

Šiam darbui iškelti uždaviniai:

1. Išanalizuoti esamas aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemas.
2. Sudaryti tiriamo sparno 3D modelį ir atlikti jo stipruminę, standumo ir savųjų virpesių analizes.
3. Sudaryti sparno tipinės sekcijos matematinį aerotamprumo modelį ir nustatyti tiriamo sparno aerotamprumo charakteristikas.
4. Atlikti sparno profilio ir profilio su skirtingom mini užsparnio konfigūracijom aerodinaminių savybių tyrimą ir parinkti tinkamiausią konfigūraciją tiriamam sparnui.
5. Pritaikyti aerotamprumo matematinį modelį slopinimui naudojant mini užsparnį.
6. Suprojektuoti ir pagaminti koncepcinį mini užsparnio prototipą.

1. Literatūros analizė

Šiame skyriuje bus apžvelgtas aerotamprumo problemos aktualumas, pagrindiniai su šiuo reiškiniu susiję aspektai bei jo slopinimo galimybės. Pirmiausia bus apžvelgti pagrindiniai aerotamprumo reiškiniai. Toliau bus nagrinėjamos flaterio stabilumo charakteristikos, jo prognozavimo metodai bei efektyvūs šio reiškinio slopinimo būdai. Atskirai bus pristatyti aktyvios valdymo sistemos taikymo sprendimai, skirti sparno apkrovoms mažinti. Galiausiai bus aptarti aktyvūs aerotamprumo valdymo metodai.

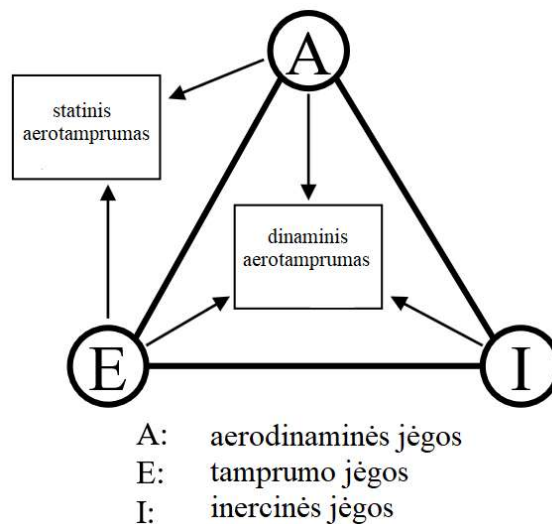
1.1. Problemos aktualumas

Šiuolaikiniame orlaivių konstrukcijų projektavime vis aktualesnis yra energijos ir sąnaudų taupymo faktorius, todėl didelis dėmesys skiriamas kompozitinių medžiagų panaudojimui lengvų konstrukcijų konfigūracijoms. Kompozitinės medžiagos pasižymi geromis mechaninėmis charakteristikomis, be to, tokios medžiagos suteikia gerą stiprumo ir masės santykį, kas orlaiviuose yra labai svarbu. Vis dėlto lengvos konstrukcijos yra jautrios aerotamprumo nestabilumui.

Pagrindiniu tokiu nestabilumu laikomas flateris – jis sukelia nevaldomus tam tikrų orlaivio konstrukcijos elementų virpesius, kurie gali lemti konstrukcijos suirimą. Teoriškai, bet kuris orlaivio paviršius, kurį veikia oro srautas, gali patirti flaterio reiškinį, tačiau labiausiai paplitusios konstrukcijų vietos, kur flateris pasireiškia yra eleronai, posūkio ir aukštumos vairai [1].

1.2. Aerotamprumo reiškiniai

Aerotamprumas – tai mokslo šaka tirianti tamprumo, incercijos ir aerodinaminių jėgų tarpusavio sąveiką konstrukcijose. Tai galima pavaizduoti schematiškai Collar'o trikampiui (1 pav.) [2].



1 pav. Aerotamprumo jėgų atvaizdavimas Collar'o trikampiui [2]

Skirtingai nuo klasikinių virpesių tyrimų, kuriuose nagrinėjama tik tamprumo ir inercinių jėgų sąveika, aerotamprumas apima ir aerodinamines jėgas, atsirandančias dėl statinių ar dinaminių konstrukcijos deformacijų oro sraute. Šios jėgos grįžtamuojų ryšiu veikia pačią deformaciją. Dažniausiai aerotamprumo reiškiniams didžiausią įtaką turi konstrukcijos standumas. Aerotamprumo reiškiniai skirstomi į dvi pagrindines kategorijas: statinius ir dinaminius.

Statinis aerotamprumas apibūdina aerodinaminės sąveikos su lanksčiomis konstrukcijomis elgseną, kai nėra svyravimų. Vienas svarbiausių ir pavojingiausių statinių reiškinių yra divergencija, kuomet aerodinaminės jėgos sukelia nuolatinę konstrukcijos deformacijos didėjimą. Viršijus tam tikrą ribinį greitį, šios jėgos gali viršyti konstrukcijos standumą, dėl ko konstrukcija gali prarasti savo formą ir funkcionalumą ar visai suirti. Divergencija dažniausiai kyla dėl per mažo konstrukcijos standumo arba netinkamos aerodinaminio centro padėties.

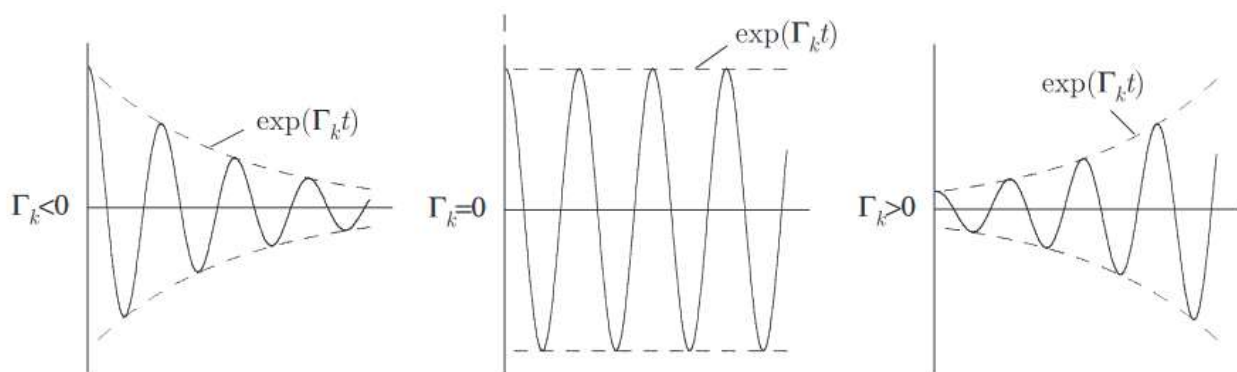
Dinaminis aerotamprumas apima konstrukcijos svyravimus, kuriuos sukelia aerodinaminių jėgų sąveika su inercinėmis ir tamprumo jėgomis. Vienas pavojingiausių reiškinių šioje kategorijoje yra flateris – nekontroliuojami virpesiai, kurie, jei nėra tinkamai slopinami, gali sukelti katastrofišką orlaivio struktūros suirimą. Jei orlaivio konstrukcija neturi pakankamo slopinimo arba aktyvių valdymo sistemų, flaterio amplitudė nuolat didėja, o tai gali lemti rimtus konstrukcinius pažeidimus ar net visišką orlaivio suirimą.

Sparno konstrukcijoms būdingi trys skirtingi greičiai, kurie apibūdina kritinius aerotamprumo reiškinius yra: flaterio greitis, eleronų reverso greitis ir divergencijos greitis [3]. Įprastų sparnų konstrukcijoms pirmiausia pasireiškia flaterio greitis, po to – eleronų reverso greitis, o didžiausia vertė būna pasiekta esant divergencijai.

Kadangi darbe kuriama mini užsparnių sistema yra skirta valdyti aerotamprumo reiškinius, didžiausias dėmesys skiriamas būtent dinaminio aerotamprumo problemoms, ypač flaterio. Divergencija ir vairų reversas yra svarbūs reiškiniai, tačiau jie dažniausiai gali būti kontroliuojami tinkamu konstrukcijos standumo parinkimu ir aerodinaminio centro optimizavimu. Šio magistro darbo tyrimo sprendimas orientuotas į aktyvių valdymo sistemų kūrimą, kurios galės realiu laiku reaguoti į aerodinamines apkrovas ir užkirsti kelią flaterio atsiradimui.

1.3. Flaterio stabilumo charakteristikos

Flaterio dinaminio nestabilumo aerotamprumo sistemos yra tokios, kuriose atsiradusių svyravimų amplitudė laikui bėgant didėja. Atsiradę svyravimai gali priklausyti nuo daugelio veiksnių. Vienas iš jų yra orlaivio sudedamųjų dalių struktūrinės savybės, kadangi skirtingos medžiagos pasižymi skirtingomis stiprumo, standumo charakteristikomis. Įtakos gali turėti ir kiti veiksniai, tokie, kaip: sparnų ir valdymo plokštumų geometrija, jų forma; naudojama mechanizacija; aplinkos sąlygos ar net skrydžio režimai. Bendru atveju stabilumo charakteristikas būtų galima aprašyti, kad jos priklauso nuo modalinės slopinimo vertės Γ_k ir modalinio dažnio Ω_k [4]. Modalinė slopinimo vertė Γ_k parodo, kaip greitai flaterio vibracijos dingsta laikui bėgant veikiant slopinimo jėgoms, o modulinis dažnis Ω_k nusako savąjį konstrukcijos svyravimų dažnį. Flateris linkęs atsirasti, kai aerodinaminių jėgų veikiamą konstrukcijos svyravimai yra artimi savajam svyravimo dažniui. Tipinių režimų amplitudžių pokyčiai, esant skirtingoms Γ_k vertėms, kai $\Omega_k = 0$, pateikta 2 pav.



2 pav. Tipinių režimų amplitudžių pokyčiai, kai $\Omega_k = 0$ [4]

Iš 2 pav. iliustracijos galima matyti, kai $\Gamma_k < 0$ tokie svyravimai yra konverguojantys ir reiškia, kad sistema yra dinamiškai stabili, o kai $\Gamma_k > 0$, tokie svyravimai diverguoja iki begalybės, todėl yra dinamiškai nestabili. Atvejis, kai $\Gamma_k = 0$ reiškia ribinį atvejį tarp šių dviejų ir yra vadinama stabilumo riba, kurios metu vyksta paprasti harmoniniai svyravimai, atitinkantys ribinę flaterio ribą.

1.4. Flaterio prognozavimas

Tam, kad efektyviai būtų galima taikyti flaterio slopinimo metodus tam tikromis sąlygomis, svarbu suprasti flaterio prognozavimo principus. Pastarieji gali būti skirstomi į kelias pagrindines kategorijas: analitinius, eksperimentinius ir skaitinius metodus. Šiame poskyryje aprašomi įvairūs metodai, kuriais tyrinėjami aerotamprumo reiškiniai.

1.4.1. Analitiniai K ir P-K metodai

Vienas iš būdų flateriui prognozuoti yra taikyti K arba P-K metodus. Nors egzistuoja ir kitų šių metodų patobulintos versijos, tačiau jie laikomi pagrindiniais. P, K ir P-K metodai yra praktiškiausi ir geriausiai žinomi iš kitų metodų [5]. Bendra flaterio lygtis yra išreiškiama (1.1) formule [6].

$$[M]\{\ddot{q}\} + [D]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \frac{1}{2}[A(t^*)]\{q\} \quad (1.1)$$

čia $[M]$ – masių matrica; $[D]$ – klampaus slopinimo matrica; $[K]$ – standumo matrica; $[A(t^*)]$ – nestabilių aerodinaminių operatorių matrica; $\{q\}$ – koordinačių vektorius.

Taikant vieną ar kitą metodą, konkrečiu atveju nustatomos kompleksinės savosios vertės p , pagal kurias galima nustatyti oro srauto greičio ir slopinimo bei oro srauto greičio ir dažnio priklausomybes [7].

K metodas paremtas tuo, kad į sistemą yra įterpiamas dirbtinis slopinimas, kuris pastumia sistemą į tašką, kur flateris prasideda. K metodo savoji vertė p apskaičiuojama pagal (1.2) formulę [7].

$$p^2 = \frac{-V^2}{1 + ig} \quad (1.2)$$

čia V – oro srauto greitis; g – slopinimo koeficientas.

P-K flaterio lygties sprendimo metodas buvo sukurtas siekiant geriau aproksimuoti pokritinį slopinimą nei K metodu [6]. P-K metodas pašalina K metode kartais pasitaikančius nereikalingus ciklus. Taip pat šis metodas leidžia atlikti bendrąją flaterio analizę, taikant „doublet lattice“ aerodinamiką, darant prielaidą, kad judėjimas yra harmoninis, o analizei atlikti naudojamas iteracinis procesas. Be to P-K metode į struktūrinius slopinimus ir modalinį slopinimą neatsižvelgiama. P-K metodo savoji vertė p apskaičiuojama pagal (1.3) formulę [7].

$$p = \omega(\gamma \pm i) \quad (1.3)$$

čia γ – pereinamojo skilimo greičio koeficientas; ω – kampinis dažnis.

Viename 2020 m. straipsnyje Bharati's ir kt. atliko sluoksniuotų kompozitinių konstrukcijų flaterio analizę, naudodami CUF (angl. *Carrera Unified Formulation*) [8]. Šiame tyrime flaterio analizėms atlikti buvo taikomas P-K metodas pagal CUF. Dėl savo labai didelio tikslumo ir efektyvumo parinktas CUF hierarchinis kinematinis baigtinių elementų modelis, skirtas kompozitinės plokštės ir dėžutės tipo sijos konstrukcijų flaterio skaičiavimams. Aerodinaminių apkrovų sąlygoms apibrėžti taikyta Theodorseno teorija, kuri gali būti naudojama kvazi-statinės ir nestabilios aerodinamikos flaterio skaičiavimams atlikti.

Vienas iš tyrime analizuojamų bandymų buvo flaterio analizės tyrimas, naudojant paprastą izotropinę plokštelę, kurios ilgis – 0,305 m, storis – 0,001 m ir styga – 0,076 m. Tyrimo metu buvo naudojami skirtingi TE ir LE modeliai, o rezultatų validumui patikrinti buvo sukurtas panašus modelis ir atlikti skaičiavimai *MSC-Nastran* programa. Toliau 1 lentelėje pateikti plokštelės flaterio tyrimo rezultatai.

1 lentelė. Izotropinės plokštelės natūraliųjų virpesių dažniai ir flaterio parametrai

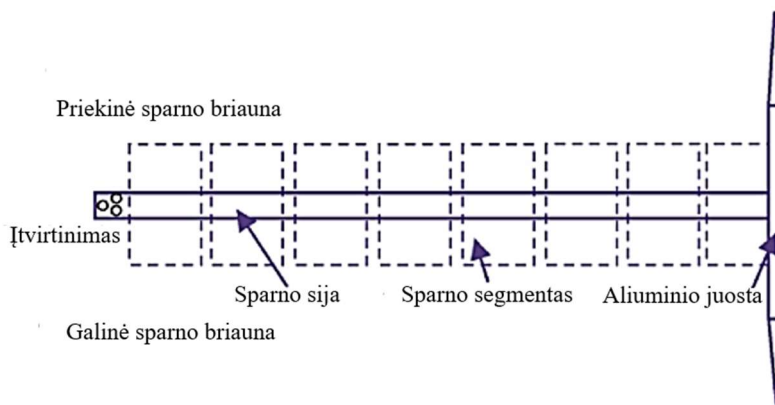
Modelis	Tinklelis	DOF	f_{n1}	f_{n2}	f_{n3}	f_{n4}	f_{n5}	V_F (m/s)	f_F (Hz)
TE4	20B4							72,75	59,77
TE2	12B4	666	9,4	58,84	74,21	165,1	230,81	75,7	42,05
TE3	12B4	1110	9,14	57,19	73,71	160,6	227,94	71,6	39,63
TE4	12B4	1665	9,14	57,16	73,7	160,52	227,77	69,8	39,15
LE (1L9)	12B4	999	9,14	57,17	73,72	160,54	227,97	74,9	40,47
LE (2L9)	12B4	1665	9,14	57,17	73,7	160,53	227,74	70,7	39,41
MSC-Nastran	8 × 20	945	9,09	56,74	72,12	158,95	222,07	66,51	39,52

Lentelėje pateikti pirmieji penki CUF ir *MSC-Nastran* modelio natūralaus dažnio f_n , flaterio greičio V_F ir flaterio dažnio f_F režimai. Rezultatai parodė, kad CUF modaliniai dažniai turi gerą sutaptį su *MSC-Nastran*, ypač modelių TE3, TE4 ir 2L9, kurių flaterio charakteristikos buvo artimiausios lyginant su *MSC-Nastran*. Šis tyrimas parodė, kad naudojant CUF modelius galima gauti tikslūs rezultatus, kurie reikalauja gerokai mažiau skaičiavimo resursų.

1.4.2. Eksperimentiniai metodai

Meng'as ir kt. 2020 m. straipsnyje atliko laiko srities netiesinę aerotamprumo analizę ir bandymus aerodinamiame vamzdyje su lanksčiu sparnu, naudojant deformacijomis pagrįstą sijos formuluotę [9]. Siekiant sukurti išsamesnę aerotamprumo analizės sistemą, deformacijomis pagrįstas sijos modelis, kuris naudojamas struktūrinei analizei, derinamas su nestabiliu sūkurinio tinklelio metodu (UVLM). Siūlomą deformacijomis pagrįstą sijos modelio ir visą netiesinės aerotamprumo analizės

skaičiavimams patikrinti buvo suprojektuotas ir pagamintas sparno modelis, skirtas bandymams aerodinaminiam vamzdyje. Sparno modelis yra sąmoningai suprojektuotas taip, kad vamzdyje darbiniam srauto greičio diapazonuose būtų didelės deformacijos, tai daroma, siekiant pastebėti geometrinio netiesiškumo ypatybes. Suprojektuoto sparno mostas yra 1 m, o styga 0,1 m. Ant sparno galo yra sumontuotas aliuminis strypas tam, kad būtų galima reguliuoti konstrukcines dinamines charakteristikas ir pasiekti norimą flaterio greitį. Sparno modelio eskizas pateiktas 3 pav.

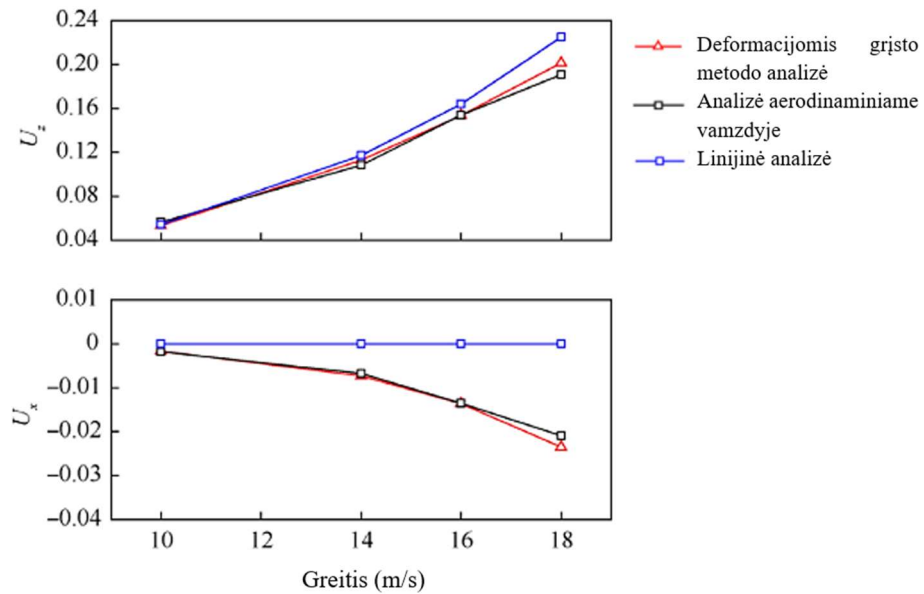


3 pav. Lankstaus sparno modelio eskizas [9]

Atliekant tyrimus aerodinaminiam vamzdyje yra naudojami FGB jutikliai, kurie pritvirtinti prie skirtingų vietų, kad būtų galima gauti deformacijų vertes šiose vietose. Vertikaliai ir išilgai stygos pagreičiui matuoti yra naudojamas skaitmeninis 3 ašių akselerometras.

Deformacijomis pagrįstos formuluotės validumui užtikrinti yra panaudojama *MSC-Nastran* programinė įranga. *MSC-Nastran* programos atlikta analizė parodė, kad rezultatai gerai sutampa su modalinių bandymų rezultatais.

Siekiant ištirti flaterio charakteristikas yra palyginami pateikti tiesiniai rezultatai, apskaičiuoti *Nastran* programa, netiesiniai rezultatai, gauti taikant kombinuotą UVLM ir deformacijomis grįstą formulę, ir sparno galų poslinkių bandymo rezultatai aerodinaminiam vamzdyje, kai srauto greitis kinta nuo 10 m/s iki 18 m/s (žr. 4 pav.).



4 pav. Sparnų galų poslinkiai, kai srauto greitis kinta nuo 10 m/s iki 18 m/s [9]

Deformacijomis pagrįstu metodu gauti poslinkiai gerai sutampa su gautais rezultatais aerodinaminiam vamzdyje. Gauti tiesiniai rezultatai yra didesni nei kiti du, o skirtumai didėja, didėjant greičiui. Atlikus linijinę flaterio analizę, gauta, kad kritinis flaterio greitis yra 31 m/s, o vibracijų dažnis – 14,2 Hz. Tuo tarpu deformacijomis pagrįstu metodu, netiesiniu atveju, kritinis flaterio greitis yra apie 17,6 m/s, o vibracijų dažnis – 7,5 Hz, aerodinaminiam vamzdyje – 18,5 m/s ir 7,6 Hz. Gauti kritiniai flaterio greičiai buvo beveik du kartus mažesni už tiesinio flaterio kritinį greitį.

Kadangi eksperimentiškai gautas kritinis flaterio greitis ir dažnis gerai sutampa su teoriniais rezultatais, o tai įrodo, kad pateiktas deformacijomis pagrįstas metodas yra vienas iš būdų prognozuoti netiesinio flaterio greitį.

1.4.3. Skaitiniai metodai

Vis labiau tobulėjant kompiuterių mokslui skaičiuojamojo fluidų dinamika CFD (angl. *computational fluid dynamics*) tapo efektyviu metodu sprendžiant netiesines aeroservotamprumo problemas. Šis galingas įrankis leidžia analizuoti įvairias inžinerines problemas, įskaitant ir aeroservotamprumo reiškinius. Toks metodas nereikalauja brangių išlaidų, o gauti rezultatai yra tikslūs ir detalūs. Dažnai CFD atliekami tyrimai lyginami su eksperimentiškai gautais. Kadangi šie metodai reikalauja didelių skaičiavimo išteklių, jie dažniausiai taikomi jau žinant apytikslį flaterio greitį ir naudojami flaterio prognozei patikslinti. Poskyryje 1.5. pateiktas tyrimas, kaip CFD buvo panaudotas aeroservotamprumo reiškiniui nagrinėti.

1.5. Flaterio slopinimo metodai ir sistemos

Viename savo 2015 m. straipsnyje Chai ir kt. apžvelgė naujausias sparnų aerotamprumo analizes [10]. Taip pat pateikiamos įvairios valdymo strategijos, apimančios tiesinio ir netiesinio valdymo algoritmus, flateriui slopinti. Jis pabrėžia, kad, flateriui valdyti, iš esmės, yra du pagrindiniai metodai: pasyvus valdymas ir aktyvus valdymas.

Pasyvaus valdymo metodai buvo naudojami daugelyje pramoninėse sistemose, nes lyginant su aktyviais valdymo metodais, jie yra pigūs, juos lengva prižiūrėti ir taikyti [11].

Pasyvus valdymas yra susijęs su konstrukcijos standumo didinimu ir masės balansu [10]. Didinant konstrukcijos standumą, paprastai padidėja ir bendra orlaivio masė, o tai orlaiviui nėra naudinga. Tuo tarpu masės balansas gali būti atliekamas, perkeliant kiekvieno sparną sudarančio konstrukcinio elemento masės centrą arčiau tamprumo ašies, kuomet pridedamos balansinės masės prieš tamprumo ašį arba pridedama viena koncentruota masė tam tikroje sparno sekcijos vietoje [12]. Aviacijos ir kosmoso srityse konfigūracijos keitimas ne visada galimas, todėl vis labiau tobulėjant aktyvaus valdymo technologijoms pereinama nuo pasyvaus valdymo prie aktyvaus [10].

Yu Wang'as ir kt. pasiūlė pasyvų flaterio slopinimo metodą aerodinaminiam profiliui su valdymo paviršiumi, pagrįstą kintamo droselio hidrauline sistema, veikiančia ekstremaliomis gedimo sąlygomis [13]. Rezultatai parodė, kad taikant šį metodą galima reikšmingai padidinti kritinį flaterio greitį – nuo 11,88 iki 25,02 m/s. Tuo tarpu Reza Moosavi ir Faris Elasha atliko sparno flaterio slopinimo tyrimus, tam panaudodami pjezoelektrines medžiagas [14].

Aktyvaus flaterio valdymo metu yra naudojamos aktyvios valdymo sistemos, panaudojant išmaniąsias medžiagas, kurios gali būti: pjezoelektrinės medžiagos, formos atminties lydiniai ir pan. Jas naudojant yra sugeneruojama papildoma jėga, kurios dydis valdomas keičiant šių medžiagų įtampos kritimą. Flateriui valdyti naudojami įvairūs algoritmai, kurie aktyviai reguliuoja konstrukcijos aerotamprumo stabilumą. Taikant aktyvų slopinimą, galima padidinti flaterio greitį ir sumažinti orlaivių konstrukcijos masę [10].

Zimmermann'as savo 1991 m. straipsnyje aktyvias valdymo sistemas išskiria į du tipus [15]:

1. aktyvias skrydžio valdymo sistemas, kurios skirtos atlaisvinto stabilumo orlaiviui valdyti, siekiant geresnio manevringumo;
2. aktyvias valdymo sistemas, skirtas flaterio charakteristikoms ir skrydžio komfortui pagerinti bei sumažinti gūsių ir manevravimo apkrovas.

Flateriui slopinti gali būti panaudojami sparno aerodinaminiai paviršiai, tokie kaip: užsparniai, eleronai, spoileriai ir pan. Vindigni ir kt. 2024 m. straipsnyje pristatė paprastą adaptyvią sparno-elerono flaterio slopinimo sistemą [16]. Autorių suprojektuota sistema skirta padidinti sparno-elerono aerotamprumo įrenginio darbinio greičio diapazoną.

Siekiant plačiau tyrinėti lankstaus sparno aktyvaus flaterio slopinimo metodus buvo sukurtas *FLEXOP* bepilotis orlaivis, kurio kiekvienas sparnas turi keturis valdymo paviršius, o išorinis (toliausiai nutolęs nuo sparno šaknies) skirtas flateriui slopinti [17].

Dar vienas flaterio slopinimo metodų yra sparno keičiamos geometrijos užsparnių panaudojimas (angl. *morphing flap*). Yan Ouyang'as ir kt. 2020 m. išleido straipsnį, kuriame autoriai analizuoja flaterio charakteristikas naudojant tokius užsparnius [18]. Šio tyrimo tikslas – geriau suprasti sparno su keičiamos geometrijos užsparniais dinamines aeroservotamprumo charakteristikas. Straipsnyje matematiškai aprašomas keičiamos geometrijos užsparnis ir sudaromas aerotamprus sparno ir užsparnio modelis. Bendru atveju ekvivalentinis keičiamos geometrijos užsparnio atlenkimo kampas yra apskaičiuojamas pagal (1.4) formulę.

$$\beta = \arctan\left(\frac{y_{te}}{c_f}\right) \quad (1.4)$$

čia y_{te} – galinės sparno briaunos, su keičiamos geometrijos užsparniu, vertikalus poslinkis, m; c_f – užsparnio styga, m.

Dvimatis aerotamprus sparnas turi tris laisvės laipsnius ir yra paremtas slenkamosiomis ir sukimosi spyruoklėmis. Nepaisant struktūrinio slopinimo ir naudojant Lagranžo lygtis, gaunama, kad sparno ir užsparnio sistemos, su trimis laisvės laipsniais, aerotamprumo judėjimas aprašomas lygčių sistema (1.5):

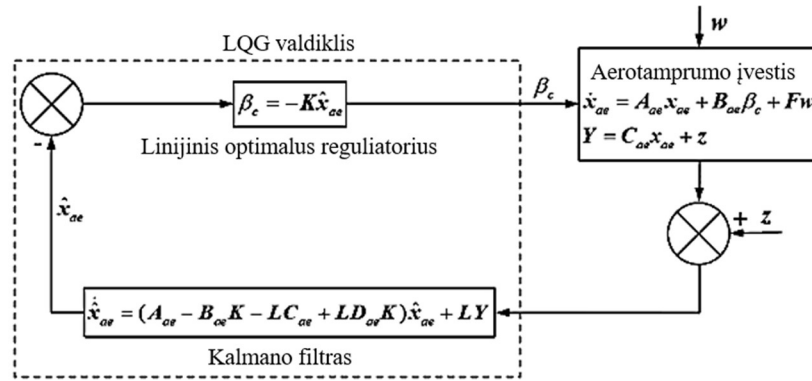
$$\begin{cases} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + S_\beta\ddot{\beta} + K_h h = -L \\ S_\alpha\ddot{h} + I_a\ddot{\alpha} + [I_\beta + b(a_f - a)S_\beta]\ddot{\beta} + K_\alpha\alpha = M_\alpha \\ S_\beta\ddot{h} + [I_\beta + b(a_f - a)S_\beta]\ddot{\alpha} + I_\beta\ddot{\beta} + K_\beta\beta = M_\beta \end{cases} \quad (1.5)$$

Pateiktoje (1.5) lygčių sistemoje, dešinioji pusė yra aerodinaminės apkrovos, kurios apskaičiuojamos integruojant slėgio pasiskirstymą aplink sparną su užsparniu.

Tyrimui atlikti yra panaudojami ROM modeliai, kur didelio tikslumo sudėtingi modeliai yra supaprastinami. Aerodinaminės sistemos reakcijai aprašyti panaudojamas ARMA modelis, kuris apibūdina aerodinaminės sistemos atsaką kaip perskaičiuotų ankstesnių sistemos įėjimų ir išėjimų sumą. Sparno ir užsparnio judėjimas aprašomas naudojant *Ansys/Fluent* programinės įrangos funkcija UDF, kuri parašyta C programavimo kalba. Čia naudojamos pirmos eilės aerotamprumo diferencialinės lygtys (1.6).

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_s \\ \dot{x}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_s + qB_s D_a C_s & qB_s C_a \\ B_a C_s & A_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_s \\ x_a \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

Flaterio slopinimui renkantis valdiklį atsižvelgiama į tai, kad ne visas vertes galima išmatuoti, todėl paprasto valdiklio su grįžtamuju ryšiu naudoti negalima. Todėl būsenos vektoriui įvertinti reikalingas stebėtojas, kuris kas kart matuoja išėjimo vertę. Tyrime naudojamas LQG (angl. *linear-quadratic-Gaussian*) valdiklis, dar kitaip žinomas, kaip tiesinis kvadratinis Gauso valdiklis. Pastarasis sujungia optimalų reguliatorių ir Kalmano filtrą į optimalų kompensatorių. Toks valdiklis tinkamas atsiradusiam sparno flateriui slopinti. 5 pav. pateikta uždaro ciklo aerotamprumo sistema su LQG valdikliu [18].

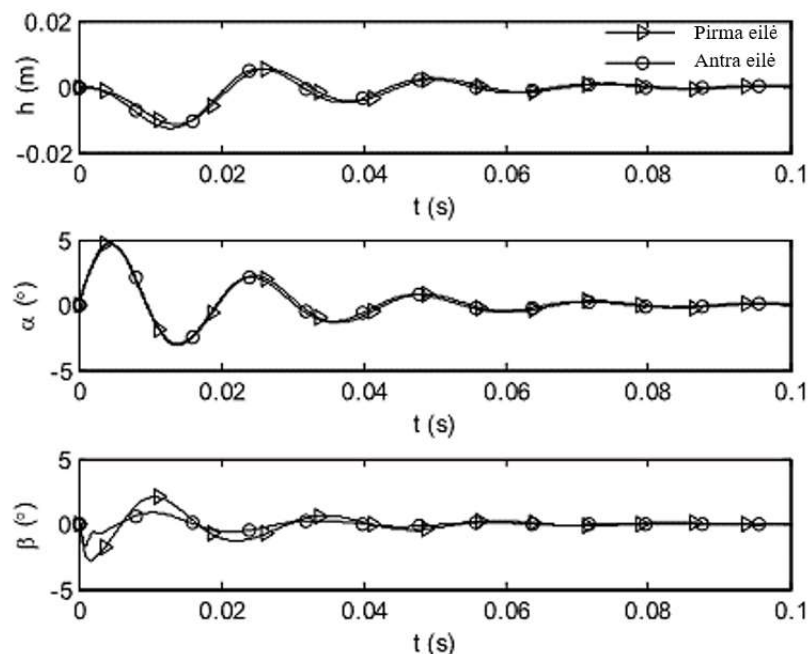


5 pav. Uždaro ciklo aerotamprumo sistema su LQG valdikliu [18]

Iš 5 pav. galima matyti, kad pirmiausia turimos vertės $\dot{x}_{ae}$, Y ir z turi praeiti pro Kalman'o filtrą. Gavus apskaičiuotą būsenos vektorių $\hat{x}$, įvesties signalas β_c apskaičiuojamas tiesiškai. Tyrimo metu padarytos išvados, kad naudojant keičiamos geometrijos užsparnį, šis sukuria didesnę aerodinaminę jėgą ir momentą nei lyginant su paprastu užsparniu. Nestabili aerodinamika yra susijusi su užsparnio vidurio linija, todėl riba, kuriai esant flateris atsiranda priklauso nuo jo atlenkimo kampo.

Be to tyrimas atskleidė, kad naudojant LQG valdiklį, kuriuo yra kontroliuojamas užsparnis, galima ženkliai padidinti flaterio greitį, tačiau naudojant keičiamos geometrijos užsparnį flateris atsiranda esant didesniai greičiui nei lyginant su paprastu. Naudojant valdiklį, uždaro ciklo momentinis atsakas pateiktas 6 pav.

Iš čia matyti, kad aktyviai valdant užsparnį (atlenkinėjant tam tikru kampu), atsiradusios vibracijos iš karto mažėja ir per 0,1 s nusilpsta iki nulio. Nustatyta, kad per visą šį laiką, didžiausi paprasto užsparnio ir 2-osios konfigūracijos keičiamos geometrijos užsparnio atlenkimo kampai yra atitinkamai lygūs $2,8^\circ$ ir $1,7^\circ$. Tai parodo, kad tokiomis pat sąlygomis keičiamos geometrijos užsparnis turi didesnę efektyvumą nei paprastas.



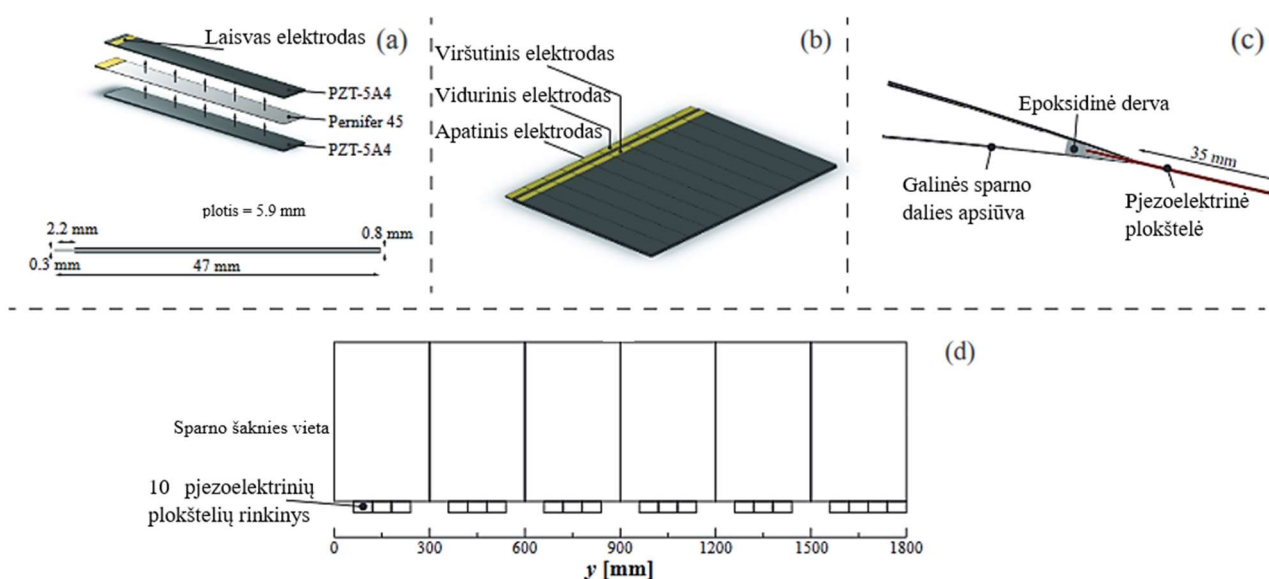
6 pav. Uždaro ciklo momentinis atsakas, kai oro srauto greitis $v^* = 0.6666$ [18]

Toks tyrimas buvo vienas iš pirmų bandymų panaudoti CFD (skaičiuojamąją fluidų dinamikos) metodą, siekiant ištirti sparno su keičiamos geometrijos užsparniu aerotamprumo charakteristikas. Bendru atveju rezultatai parodė, kad tokių sparnų nauda yra didelė, ypač aerotamprumo problemoms spręsti, kuomet siekiama padidinti flaterio greitį.

De Breuker'as ir kt. savo 2019 m. tyrime pristatė išmaniojo sparno (*SmartX Wing*) technologijos apžvalgą [19]. Pagrindiniai šios technologijos tikslai yra pasipriešinimo mažinimas skriejant, apkrovų valdymas, aerotamprumo stabilumo valdymas ir keliamosios jėgos valdymas. Straipsnyje nurodo, kad norint pasiekti išvardintus tikslus, reikia sujungti keletą išmaniųjų jutimo ir valdymo technologijų. Visi aprašomi technologiniai sprendimai yra atliekami su stačiakampio tipo sparnu, kurio mostas yra 1800 mm, o styga – 500 mm. Taip pat straipsnyje nurodo, kad norinti pagerinti su aerotamprumu susijusį stabilumą, reikia naudoti greitai judančius „morfuojančius“ valdymo paviršius.

Greiti „morfuojantys“ valdymo paviršiai yra maži, atskiri skirtukai, kurie yra sumontuoti ant galinės sparno briaunos. Tokių skirtukų veikimo dažnis siekia iki 10 Hz. Paprastai šis dažnių diapazonas priklauso nuo orlaivio specifikacijose nurodytų gūsių dažnių.

Iš viso, ant galinės sparno briaunos buvo sumontuota 190 pjezoelektrinių plokštelių. Pjezoelektrinių plokštelių sandara ir jų montavimas ant sparno pavaizduotas 7 pav. Kiekviena pjezoelektrinė plokštelė buvo pagaminta pramoniniu būdu, kuri turi tris sluoksnius. Ši sudaryta iš *Pernifer 45* pagrindo sluoksnio, kurią iš abiejų pusių dengia *PZT-5A4* pjezoelektrinė keramika. Dėl paprastumo plokštelės yra sujungiamos lygiagrečiai į grupes, sudarytas iš 10 plokštelių. Kiekvienas rinkinys į sistemą gali būti įjungiamas atskirai. Šie rinkiniai montuojami ant galinės sparno briaunos, įkišant dalį elemento į sparną. Atsiradęs tarpas tarp plokštelės bei viršutinės ir apatinės sparno skardos yra užpildomas epoksidine derva. Iš 7 pav. (c) galima matyti, kad plokštelės laisvas ilgis už sparno ribų yra apie 35 mm. Tokiu būdu buvo sumontuota 19 pjezoelektrinių komplektų, kurių išdėstymas pavaizduotas 7 pav. (d).



7 pav. (a) Viena pjezoelektrinė plokštelė. (b) 10 sujungtų pjezoelektrinių plokštelių rinkinys. (c) Galinės sparno briaunos skerspjūvis. (d) Pjezoelektrinių rinkinių išdėstymas sparne. [19]

1.6. Aktyvios valdymo sistemos panaudojimas sparno apkrovoms mažinti

Aktyvios valdymo sistemos gali padėti sumažinti apkrovas konstrukcijose, efektyviai valdant jėgų pasiskirstymą sparne ir valdymo paviršiuose. Šios sistemos naudoja jutiklius ir valdiklius, kurie realiu laiku analizuoja apkrovų pokyčius ir atitinkamai keičia aerodinaminių elementų padėtį ar formą. Paprastai apkrovų mažinimo sistemos skirstomos į dvi pagrindines kategorijas: apkrovų mažinimas dėl vėjo gūsių ir apkrovų mažinimas manevravimo metu.

Gūsių apkrovų mažinimo sistema skirta sumažinti orlaivio sparnų apkrovas, atsirandančias dėl staigių vėjo gūsių. Skrydžio metu dėl vėjo gūsių ir kitų veiksnių gali atsirasti nepageidaujami sparnų virpesiai, kurie didina konstrukcinius įtempimus. Aktyvaus valdymo sistema leidžia šiuos virpesius slopinti, užtikrinant tolygesnį jėgų pasiskirstymą. Ši technologija padeda sumažinti sparno lenkimo momentus ir konstrukcijos nuovargį. Įtraukus šią sistemą į ankstyvuosius orlaivio projektavimo etapus, galima sumažinti sparnų masę, pagerinti ekonomiškumą ir sumažinti įvairių vėjo sąlygų poveikį keleivių komfortui [20].

Kitas apkrovų mažinimo sistemos taikymo tikslas – sumažinti manevravimo metu atsirandančias apkrovas, kurios gali atsirasti, pavyzdžiui, dėl staigių posūkių ar staigių pakilimų. Valdant aerodinaminius paviršius, galima tolygiau paskirstyti apkrovas per visą sparno ilgį, taip sumažinant vietinius įtempius ir pagerinant valdymo efektyvumą. Tai ypač aktualu dideliems keleiviniams ir kariniams orlaiviams, nes padeda išvengti pernelyg didelių jėgų, galinčių sukelti struktūrinius pažeidimus.

Be to, aktyvios valdymo sistemos gali prisidėti prie degalų sąnaudų mažinimo. Optimizuojant apkrovas, galima pasiekti geresnę orlaivio kokybę, sumažinant oro pasipriešinimą, taip leidžiant orlaiviui skristi efektyviau.

Šiuo metu iškyla naujų aerotamprumo problemų, susijusių su aktyviomis valdymo sistemomis, kurios naudojamos gūsių slopinimui ir konstrukcinių apkrovų mažinimui [21]. Problemoms spręsti, tyrėjai ieško vis naujų būdų, kaip pagerinti šių sistemų efektyvumą.

2016 m. straipsnyje, Kinijoje, Bi Ying'as ir kt. ištyrė, kaip pjezoelektriniai veikimo elementai gali būti pritaikyti, siekiant pagerinti lanksčių sparnų stabilumą ir sumažinti gūsių sukeltas apkrovas, taikant aktyvius valdymo metodus [22]. Skaitiniu metodu ištirta valdymo sistema, kurioje pjezoelektriniai veikimo elementai naudojami gūsių sukeltoms apkrovoms mažinti. Be to, atlikus žemo greičio bandymus aerodinaminiame vamzdyje, buvo patikrintas šios aktyvios valdymo technologijos efektyvumas. Bandymų rezultatai sutapo su skaitiniais rezultatais. 8 pav. pateiktas sparno bandomasis modelis, kuris naudotas tyrimams aerodinaminiame vamzdyje.



8 pav. Didelio proilgio lankstaus sparno bandomasis modelis naudotas aerodinaminiame vamzdyje [22]

Rezultatai parodė, kad tokia aktyvi valdymo sistema efektyviai sumažina gūsių sukeltas apkrovas, jų dydį sumažindama daugiau nei 20 %.

2016 m. moksliniame straipsnyje Kinijos mokslininkai Hongkun Li ir kt. bandė sumažinti manevravimo metu atsirandančias apkrovas, tam panaudojant pasikartojančius neuroninius tinklus [23]. Šiame tyrime buvo sukurtas adaptyvus valdiklis, pagrįstas pasikartojančiais neuroniniais tinklais (RNN), siekiant įgyvendinti manevro apkrovų mažinimo (MLA) sistemą. Pirmiausia buvo aprašytas naikintuvo aerotamprumo modelis, o tuomet valdiklis išbandytas skirtingomis skrydžio sąlygomis. Atliktos skaitinės analizės parodė, kad, RNN pagrįsta manevravimo apkrovų mažinimo sistema yra įmanoma. Atlenkiant dvi poras valdymo paviršių, valdiklis sugebėjo neprarandant manevringumo sumažinti naikintuvo sparno šaknies lenkimo momentą. Be to, svorio matricos koeficiento λ įvedimas leido valdikliui prisitaikyti prie plataus Macho skaičių diapazono. Didžiausias manevravimo apkrovų sumažinimas siekė 49 % esant Macho skaičiui 0,69, nedarant įtakos manevravimo charakteristikoms.

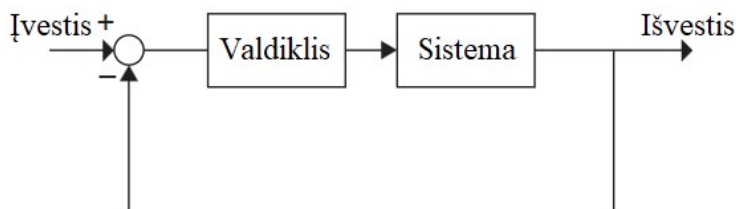
1.7. Aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemų valdymo metodai

Egzistuoja įvairūs aerotamprumo valdymo metodai, kurių kiekvienas pritaikytas specifiniams inžineriniams iššūkiams, leidžiantys efektyviai valdyti ir stabilizuoti sistemas, ypač sudėtingose aerotamprumo srityse.

Aktyvius valdymo metodus galima išskirti į dvi pagrindines kategorijas: atvirojo ciklo (angl. *open-loop*) ir uždarojo ciklo (angl. *closed-loop*) valdymą (9 ir 10 pav.). Atvirojo ciklo valdymo sistemos veikia pagal iš anksto nustatytą strategiją, tačiau jos neatsižvelgia į išorinius veiksnius. Tokie metodai remiasi iš anksto suplanuotu algoritmu, nepriklausomai nuo realių apkrovų ar deformacijų. Dėl to gali kilti sunkumų kontroliuojant aerotamprumo reiškinius, nes sistema neprisitaiko prie faktinių sąlygų, todėl toks valdymo būdas gali būti neefektyvus. Daug išmanesnės sistemos yra uždarojo ciklo, kurios naudoja įvairius jutiklius deformacijoms, vibracijoms ar kitiems signalams fiksuoti ir realiu laiku koreguoja skrydžio valdymo paviršius. Tokios technologijos leidžia efektyviau slopinti nestabilumą ir prisitaikyti prie besikeičiančių skrydžio sąlygų.



9 pav. Atvirojo ciklo sistema su atvirojo ciklo valdikliu [24]



10 pav. Uždarojo ciklo sistema valdikliu ir grįžtamoju ryšiu [24]

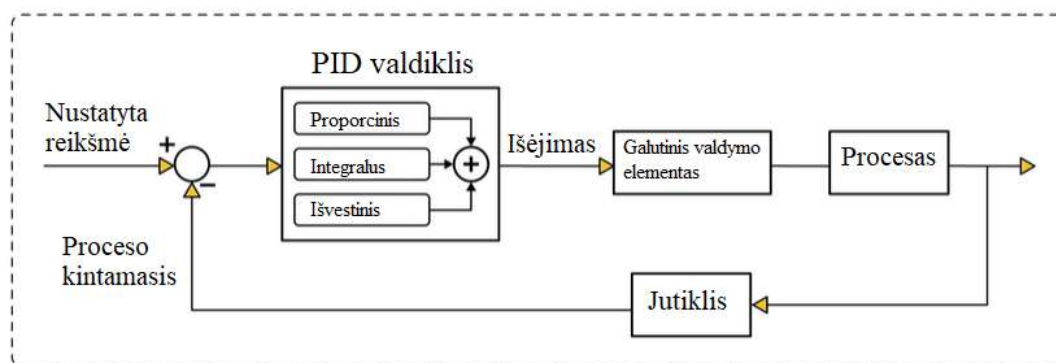
Per pastaruosius kelis dešimtmečius buvo ištirtos įvairios valdymo technikos aerotamprumo reiškiniams slopinti bei orlaivio sparno apkrovoms mažinti, pvz.: LQG teorija, H_∞ valdymo teorija, μ sintezės teorija ir pan. Be to, kiekvienas sistemos valdymo metodas turi tam tikrą valdymo

uždelsimo laiką – nors jis ir labai trumpas, tačiau realiose sistemose vis tiek egzistuoja. Šie uždelsimai tampa ypač reikšmingi, kai valdymui reikia didelės valdymo jėgos arba didelio dažnio [25].

Miguel 'A Rosique ir kt. savo 2019 m. straipsnyje atliko flaterio slopinimo tyrimą, panaudodami du skirtingus LQG ir H_∞ valdymo metodus [26]. Abu metodai padėjo padidinti flaterio greitį daugiau nei 90 %. Dėl gero adaptyvumo, stabilumas ir geras sistemos veikimas buvo pasiektas visame nagrinėjamame greičio diapazone. H_∞ valdiklis buvo efektyvesnis slopinant trikdžius, tuo tarpu LQG valdiklis buvo veiksmingesnis, nes reikalavo mažesnių valdymo pastangų.

Kitame 2006 m. straipsnyje Ying Teng'as ir Hsin-Piao Chen'as atliko aerotamprumo tyrimą su sparnu, turinčiu priekinę ir galinę sparno dalyse valdymo paviršius, naudojant μ sintezės teoriją [27]. Tyrimo rezultatai parodė, kad naudojant užsparnio valdiklį K1, galima pasiekti 27 % didesnę kritinį flaterio greitį nei įprastai, o naudojant priešsparnio K2 ir užsparnio K1 valdiklius, kritinis flaterio greitis išauga 35 %.

Vienas iš paprasčiausių ir dažniausiai naudojamų valdymo būdų yra PID valdymas, kuris tinkamas žemo dažnio sistemoms, bet ribotas esant sudėtingoms dinaminėms apkrovoms. PID grįžtamojo ryšio valdymo algoritmas pateiktas 11 pav [28].



11 pav. PID grįžtamojo ryšio valdymo algoritmas [28]

Sistemos valdymo strategija paprastai nustato valdiklį kaip tiesinį paklaidos proporcinį (P) daugiklį, kartu su jos integralu (I) ir išvestine (D), padaugintus iš tam tikrų stiprinimo koeficientų. Taigi, proporcinį-integralinį-išvestinį (PID) valdiklį galima užrašyti 1.7 formule [24].

$$h_{PID}(t) = K_p E + K_i \int E dt + K_d \frac{dE}{dt} \quad (1.7)$$

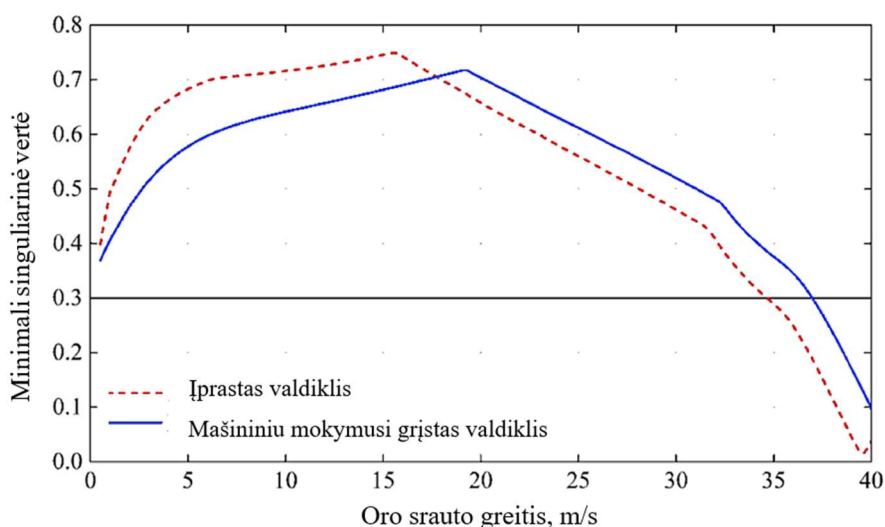
Dar vienas sėkmingiausių ir populiariausių pažangių valdymo metodų yra modelio prognozuojamas valdymas (MPC), dar vadinamas judančio horizonto valdymu arba tolstančio horizonto valdymu [29]. Pagrindinis šio valdymo principas susideda iš keturių dalių: prognozavimo, optimizacijos, valdymo veiksmų parinkimo ir atnaujinimo. 2013 m. Vokietijoje buvo atliktas tyrimas, kuriame naudojant MPC metodą buvo siekiama sumažinti orlaivio, vėjo gūsių sukeltas, apkrovas [30]. Rezultatai parodė, kad MPC metodas leidžia gerokai sumažinti apkrovas atitinkamose vietose. Taip pat, ženkliai sumažėjo sparno lenkimo jėga.

Pastaraisiais metais vis daugiau dėmesio skiriama dirbtinio intelekto technologijų plėtrai ir jų pritaikymui įvairiose srityse. Aerotamprumo sritis neišimtis, vis daugiau atliekamų tyrimų, kuriuose naudojamos įvairios dirbtiniu intelektu grįstos flaterio slopinimo sistemos. Tang'as ir kt. 2020 m.

išleistame straipsnyje pademonstravo, kad taikant optimalaus valdymo metodus, pasitelkiant naują optimalaus neuroninio tinklo valdymo strategiją, galima efektyviai pagerinti aktyvaus aerodinaminio profilio flaterio slopinimą esant valdymo įėjimo apribojimams [31].

Mu, Huang'as ir kt. savo 2022 m. straipsnyje aprašo mašininį mokymusi grįstą metodą aktyvaus flaterio slopinimo problemai spręsti [32]. Tyrimas atliekas su lanksčiu skraidančio sparno tipo orlaiviu. Tokio metodo pranašumas yra tas, kad galima automatiškai sureguliuoti valdiklio parametrus, taikant mašininį mokymąsi, taip išvengiant ranka atliekamos derinimo procedūros. Tokiu metodu optimizuojamas valdiklis, turintis geresnius parametrus. Atlikus uždaro ciklo sistemos ir valdymo metodo patikimumo analizę buvo gauta, kad naudojant mašininį mokymąsi, uždaro ciklo sistemos atveju, kritinis flaterio greitis padidėja iki 36,83 m/s, o tai yra 36,6% daugiau už atviro ciklo flaterio greitį. Tuo tarpu, naudojant paprastą įprastą valdiklį, uždarosios sistemos atveju, kritinis flaterio greitis yra apie 34,5 m/s (28,1% daugiau už atviro ciklo flaterio greitį). 12 pav. pavaizduotas, uždaro ciklo sistemos, minimalių singuliarinių verčių palyginimas, kuriame pavaizduotas kaip srauto greitis priklauso minimalios singuliarinės vertės, naudojant skirtingą valdiklį.

Sistemos stabilumas yra laikomas užtektinai dideliu, kai grįžtamojo skirtumo matricos minimali singuliarinė vertė yra didesnė nei 0,3, kuri grafike, yra atvaizduota horizontalia linija. Stabilumo kreivių susikirtimo taškai su horizontalia linija parodo kritinius flaterio greičius naudojant skirtingus valdiklius.



12 pav. Uždaros sistemos minimalių singuliarinių verčių palyginimas [32]

Be to iš grafiko galima matyti, kad esant mažiems greičiams naudojant mašininio mokymusi pagrįstą valdiklį, minimali singuliarinė vertė yra mažesnė nei įprasto, tačiau 0,3 esančius reikalavimus atitinka.

Straipsnyje nagrinėjamas lankstaus skraidančio sparno orlaivio aktyvaus flaterio atvejis, parodė, kad mašininio mokymusi pagrįstos flaterio valdymo sistema gali būti naši ir efektyvi. Taip pat, toks tyrimas parodė, kad uždarosios aeroservotamprumo sistemos stabilumas ir patikimumas yra didesnis nei naudojant įprastą valdiklį.

1.8. Apibendrinimas

Atlikta literatūros analizė parodė, kad vienas iš pagrindinių aerotamprumo reiškinių yra dinaminis flateris, kuris gali labai neigiamai paveikti orlaivio stabilumą ir valdymą. Norint efektyviai prognozuoti flaterį, galima atlikti eksperimentinius tyrimus aerodinaminėje vamzdyje. Tai padeda tiksliai įvertinti sparno reakciją įvairiuose skrydžio režimuose ir nustatyti kritines sąlygas, kuriomis flateris gali atsirasti. Eksperimentinis metodas yra patikimas, nes leidžia tiesiogiai stebėti sparno aerodinaminę elgseną.

Aktyviai valdomi užsparniai gali pagerinti aerodinaminį efektyvumą ir padidinti komfortą, mažindamas vibracijas bei turbulencijos poveikį. Toks sprendimas yra ypač naudingas didelio greičio orlaiviuose, kur svarbu užtikrinti sklandų ir stabilų skrydį.

Literatūros analizė parodė, kad nors yra nagrinėjami įvairūs aerotamprumo reiškinių slopinimo metodai, elektromagnetais valdomo papildomo mini užsparnio sistema nebuvo aptikta. Atsižvelgiant į tai, šiame darbe bus projektuojama nauja sistema, kurioje aerotamprumo reiškinių slopinimui bus naudojamas elektromagnetais valdoma mini užsparnio technologija.

Siekiant efektyviai valdyti aerotamprumo reiškinius, ypač flaterį, galima naudoti PID (proporcinį-integracinį-diferencinį) valdiklį. PID valdiklis leidžia dinamiškai prisitaikyti prie skirtingų skrydžio sąlygų ir užtikrina stabilų orlaivio elgesį, reguliuojant sparno kampą ir kitus parametrus, siekiant išvengti pernelyg didelio aerotamprumo. PID valdiklio privalumas yra tas, kad jis yra pakankamai paprastas ir tuo pačiu efektyvus, kad galėtų reaguoti į greitus oro srauto pokyčius ir minimizuoti flaterio atsiradimą.

2. Tiriamojo sparno mechaninių ir aerotamprumo charakteristikų tyrimai

Šiame skyriuje bus nustatomos tiriamojo sparno mechaninės ir aerotamprumo charakteristikos. Pirmiausia aprašomi pagrindiniai sparno parametrai ir sudaromas tiriamojo sparno 3D modelis. Toliau atliekamos skaitinės analizės, skirtos sparno, stiprumui, standumui bei savųjų virpesių charakteristikoms nustatyti. Taip pat sudaromas sparno tipinės sekcijos matematinis modelis, reikalingas aerotamprumo reiškinių analizei atlikti. Nustatomi pagrindiniai modelio parametrai, atliekami skaičiavimai ir pateikiami rezultatai. Skyrius užbaigiamas apibendrinant gautus duomenis bei pateikiant išvadas apie sparno aerotamprumo savybes.

2.1. Sparno parametrai

Mini užsparnio aerotamprumo reiškinių slopinimo sistema bus kuriama hipotetiniam bepiločiui orlaiviui, kurio sparno mostas 6 m, o jo styga 0,22 m. Dėl tolimesnių skaičiavimų supaprastinimo priimama, kad sparnas yra stačiakampės formos. Pagal turimus sparno matmenis, gauta, kad tokio sparno proilgis yra $A=27,3$. Sparno proilgis apskaičiuojamas pagal (2.1) formulę [33].

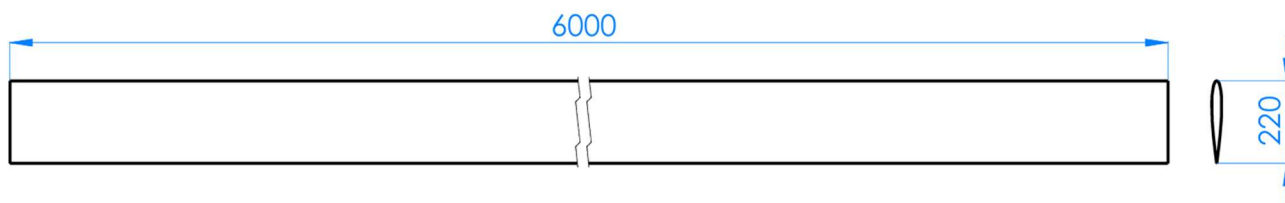
$$A = \frac{b}{c_g} \quad (2.1)$$

čia b – sparno mostas, m; c_g – vidutinė sparno geometrinė styga, m.

Toliau parenkamas dažnai bepiločiuose orlaiviuose naudojamas simetrinis profilis NACA 0012, kurio santykinis storis yra 12 % [34]. Hipotetinio bepiločio orlaivio sparno pagrindiniai parametrai pateikti 2 lentelėje, o jo sparno eskizo vaizdas pateiktas 13 pav.

2 lentelė. Hipotetinio bepiločio orlaivio sparno pagrindiniai parametrai

Sparno profilis	NACA 0012
Sparno mostas	6 m
Sparno styga	0,22 m
Sparno plotas	1,32 m ²
Sparno proilgis	27,3



13 pav. Sparno eskizo vaizdas

Iš anksto numatoma, kad sparnas turi H profilio tipo lonžeroną. Lonžeronas yra storičiausioje sparno vietoje, t.y. 65 mm nuo priekinės sparno briaunos. Tiek sparno apsiuva, tiek pats lonžeronas yra sudarytas iš vienakrypčio stiklo pluošto. Kompozitų sluoksnių sudėtis ir jų storiai buvo nustatyti iteraciniu būdu taip, kad bendras sparno stipruminės analizės minimalus atsargos koeficientas būtų ne mažesnis nei 1,5. Sluoksnių klojimo kryptys buvo parinktos atsižvelgiant į apkrovų pobūdį, kuris tenka skirtingoms sparno konstrukcijos dalims. Sparno stipruminė analizė pateikta 2.2.1 skyrelyje. Sparno apsiuvos ir lonžerono kompozitų struktūra nurodyta 3 ir 4 lentelėse.

Sparno apsiuvai naudojami keturi $\pm 45^\circ$ kampu kloti sluoksniai, kurie padeda padidinti atsparumą kirpimo jėgoms ir pagerinti tarpstuksninį sukibimą, o tai svarbu siekiant išvengti sluoksnių atsiskyrimo. Taip pat naudojamas vienas vienakrypčio stiklo pluošto sluoksnis, orientuotas 0° kryptimi. Ši kryptis nurodo, kad pluošto gijos yra orientuotos išilgai sparno, kad efektyviausiai būtų perduodamos pagrindinės išilginės apkrovos, veikiančios per visą sparno ilgį.

Sparno lonžerono viršutinės ir apatinės lentynėlės, sudarytos iš penkių sluoksnių, klojimo kryptis yra 0° . Tokia kryptis parinkta siekiant maksimaliai išnaudoti vienakrypčio stiklo pluošto savybes, nes lentynėlės priima lenkimo apkrovas. Lonžerono standumo sienelė sudaryta iš keturių sluoksnių, kurių klojimo kryptis yra $\pm 45^\circ$. Tokia kryptis parinkta siekiant užtikrinti atsparumą kirpimo apkrovoms ir sparno sukimui.

3 lentelė. Sparno apsiuvos kompozito sandara

Numeracija nuo apačios	Medžiaga	Sluoksnio storis	Sluoksnio klojimo kryptis
1	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,1 mm	-45°
2	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,1 mm	$+45^\circ$
3	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,1 mm	0°
4	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,1 mm	$+45^\circ$
5	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,1 mm	-45°

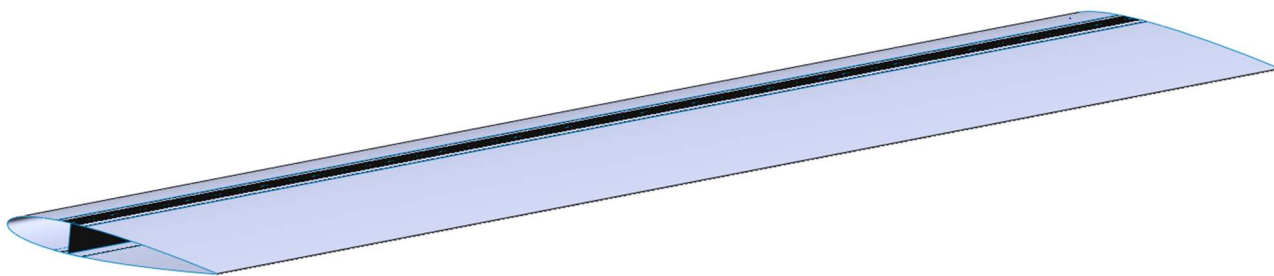
4 lentelė. Sparno lonžerono kompozito sandara

	Numeracija nuo apačios	Medžiaga	Sluoksnio storis	Sluoksnio klojimo kryptis
Lonžerono viršutinė/apatinė lentynėlė	1	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,35 mm	0°
	2	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,35 mm	0°
	3	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,35 mm	0°
	4	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,35 mm	0°
	5	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,35 mm	0°
Lonžerono standumo sienelė	1	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,15 mm	$+45^\circ$
	2	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,15 mm	-45°
	3	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,15 mm	$+45^\circ$
	4	Vienakryptis stiklo pluoštas	0,15 mm	-45°

Žinant kompozitų sluoksnių storius ir sluoksnių skaičius, apskaičiuojami bendri skirtingų konstrukcinių elementų kompozitų storiai. Nustatyta, kad sparno apsiuvos kompozito storis yra 0,5 mm, lonžerono viršutinės ir apatinės lentynėlės – po 1,75 mm, o lonžerono standumo sienelės – 0,6 mm.

2.2. Skaitinės analizės naudojant SolidWorks

Prieš atliekant skaitines analizes, pirmiausia sudaromas 3D sparno modelis, tam panaudojant programinę įrangą *SolidWorks*. Kadangi sparnas yra simetrinis, modeliuojama tik jo pusė. Storiausioje sparno vietoje sumodeliuojamas H profilio tipo lonžeronas, kurio plotis 30 mm, o aukštis 26,4 mm. Žemiau, 14 pav. pateiktas 3D sparno modelio vaizdas.



14 pav. 3D sparno modelio vaizdas

Tuomet, remiantis 3 ir 4 lentelėse pateiktais duomenimis, į programą įvedamas sparno ir lonžerono medžiagos tipas, sluoksnių storiai ir jų klojimo tvarka. Vienakrypčio stiklo pluošto mechaninės charakteristikos paimtos iš internetinio šaltinio ir pateiktos 5 lentelėje [35]. Kadangi stiklo pluošto medžiaga yra vienakryptė, tai jų mechaninės charakteristikos X ir Y kryptimis yra skirtingos.

5 lentelė. Vienakrypčio stiklo pluošto mechaninės charakteristikos [35]

	Žymėjimas	Vienetai	Vienakryptis stiklo pluoštas
Jungo modulis 0°	E_1	GPa	40
Jungo modulis 90°	E_2	GPa	8
Šlyties modulis	G_{12}	GPa	4
Puasono santykis	ν_{12}		0,25
Maksimalūs tempimo įtempiai 0°	X_t	MPa	1000
Maksimalūs gniuždymo įtempiai 0°	X_c	MPa	600
Maksimalūs tempimo įtempiai 90°	Y_t	MPa	30
Maksimalūs gniuždymo įtempiai 90°	Y_c	MPa	110
Maksimalūs šlyties įtempiai	S	MPa	40
Tankis		kg/m ³	1900

2.2.1. Stipruminė sparno analizė

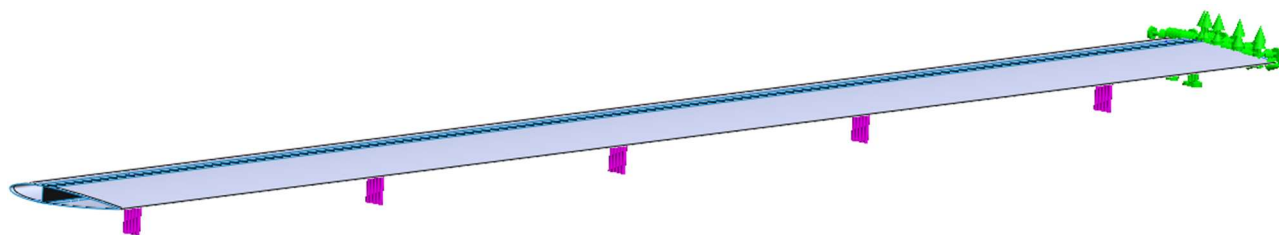
Sparno stipruminei analizei atlikti reikia žinoti maksimalią sparną veikiančią apkrovą, kurią galima apskaičiuoti, žinant bepiločio orlaivio maksimalią masę ir didžiausią galimą perkrovą. Priimama, kad maksimali bepiločio orlaivio masė yra 12 kg, o didžiausia veikianti perkrova yra 4G. Tačiau, skaičiuojant maksimalią sparną veikiančią apkrovą, į ją neįtraukiama pačio sparno masė, kuri yra 4,44 kg, todėl skaičiavimuose imame šių masių skirtumą, kuris sudaro 7,56 kg. Tokia prielaida daroma, laikant, kad sparnai savęs neapkrauna. Maksimali sparną veikianti jėga apskaičiuojama pagal (2.2) formulę, kur gauta, kad $F=148,33$ N.

$$F = \frac{m_{\max} g}{2} G_{\max} \quad (2.2)$$

čia $m_{\max}$ – maksimali masė, kg; g – laisvojo kritimo pagreitis, m/s²; $G_{\max}$ – maksimali perkrova.

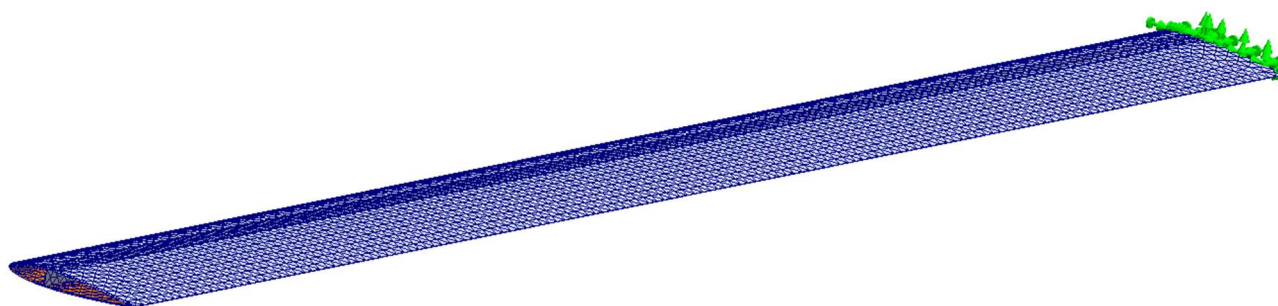
Sparno stipruminė analizė pradedama nuo skaitinio modelio paruošimo. Vienas sparno galas yra visiškai įtvirtinamas, suvaržant visus laisvės laipsnius, kad šis galas negalėtų nei paslinkti, nei suktis.

Ant sparno lonžerono uždedama 148,33 N jėga, nukreipta aukštyn, kadangi pagrindinę apkrovą priima lonžeronas. Sparno stipruminės analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis pavaizduoti 15 pav.

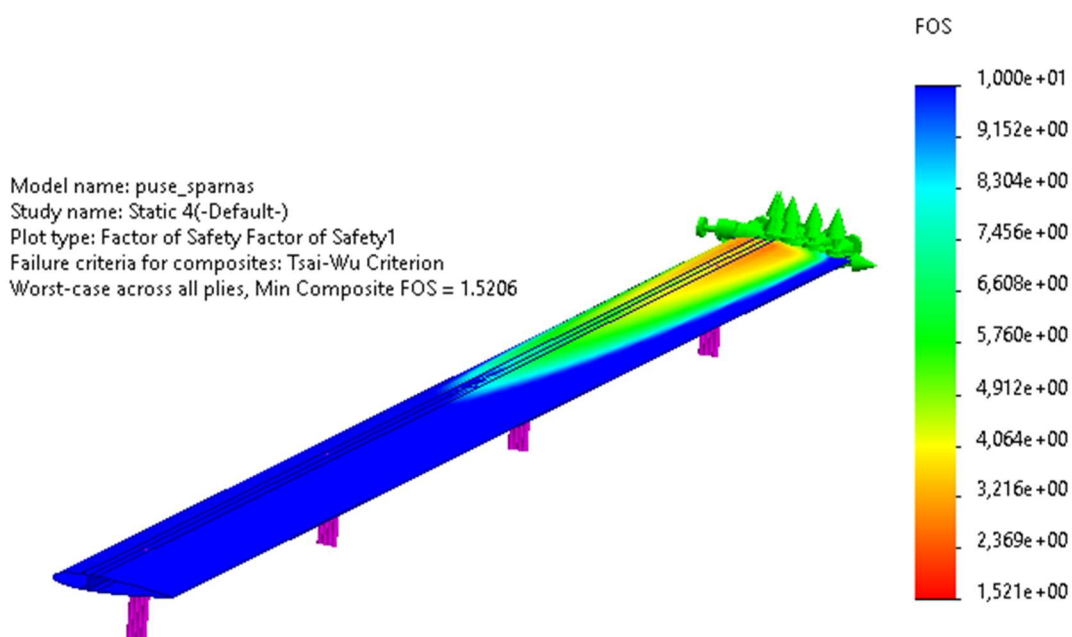


15 pav. Sparno stipruminės analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis

Apibrėžus kraštines sąlygas, sugeneruojamas baigtinių elementų tinklelis, naudojant mišrų kreivumo pagrindu sudarytą tinklelį (angl. *blended curvature-based mesh*), kur didžiausias baigtinio elemento dydis yra 20 mm, o jo augimo santykis – 1,4. Sukurtas sparno baigtinių elementų modelis pavaizduotas 16 pav.



16 pav. Sparno baigtinių elementų tinklelis, naudojant *SolidWorks*



17 pav. Sparno atsargos koeficientas pagal „Tsai-Wu“ kriterijų

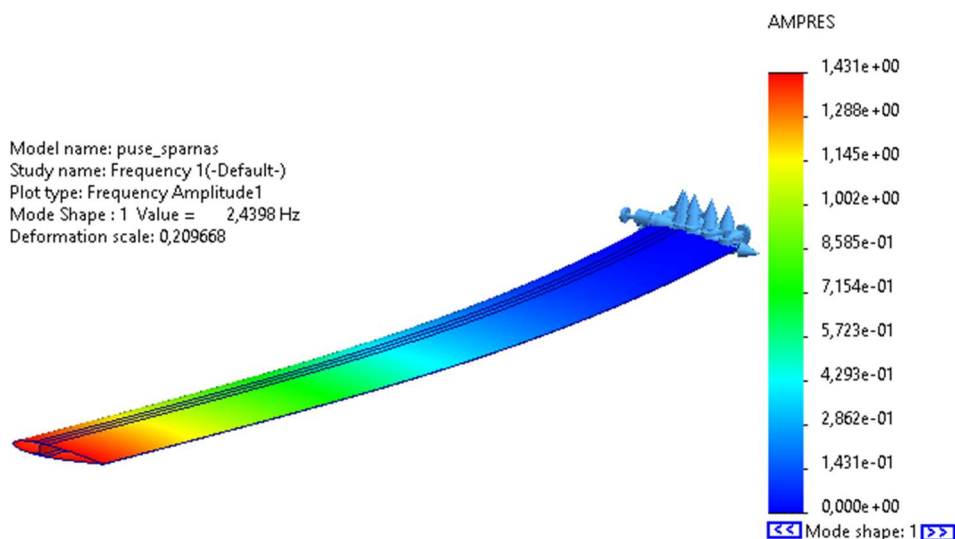
Atlikus sparno stiprumo analizę, nustatyti atsargos koeficientai pagal tris skirtingus kriterijus: „Tsai-Wu“, „Tsai-Hill“ ir „Max Stress“. Pagal „Tsai-Wu“ kriterijų nustatyta, kad minimalus atsargos

koeficientas $FOS=1,52$ (žr. 17 pav.). Pagal „Tsai-Hill“ ir „Max Stress“, gauti atsargos koeficientai yra $FOS=1,51$ ir $FOS=1,65$. Kadangi visais trimis atvejais gauti atsargos koeficientai yra didesni nei 1,5, tai parodo, kad konstrukcija yra pakankamai tvirta ir gali atlaikyti numatytas apkrovas.

2.2.2. Sparno savųjų dažnių analizė

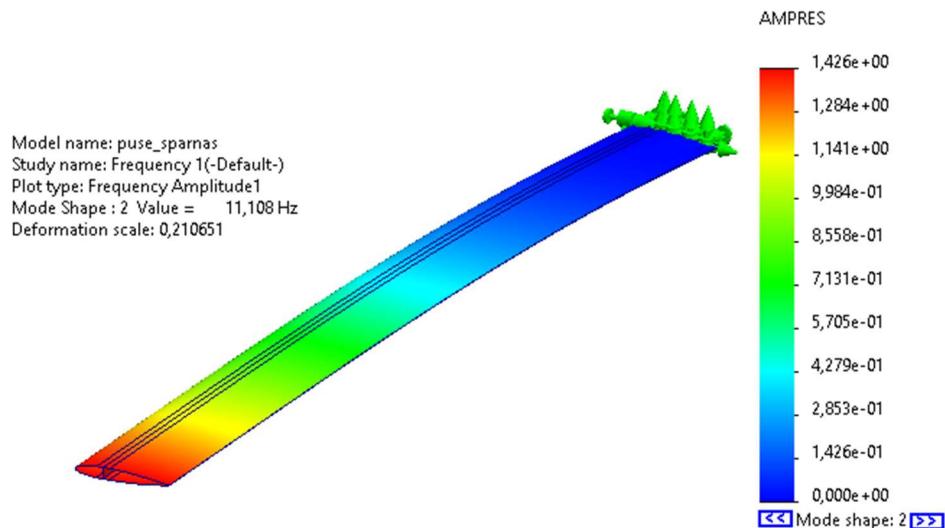
Aerotamprumo tyrimams atlikti svarbu nustatyti sparno natūraliuosius svyravimo dažnius, ties kuriais šis rezonuoja. Natūraliuosius dažnius galima koreguoti, keičiant sparno standumą. Sumažėjęs standumas turi neigiamą poveikį natūraliųjų svyravimų dažnių ir flaterio charakteristikoms [36].

Kaip ir stiprumo bei standumo analizėse, vienas sparno galas laikomas standžiai įtvirtintu. Kadangi šioje analizėje nagrinėjami sparno savieji (natūralieji) svyravimai, papildomos išorinės jėgos netaikomos. Analizei atlikti naudojamas toks pat baigtinių elementų tinklas kaip ir 16 pav., kur didžiausias baigtinio elemento dydis yra 20 mm. Atlikus natūraliųjų svyravimų dažnių analizę buvo gautos pirmų penkių būsenų formos, jų dažniai bei santykinės virpesių amplitudės. Pirmoji būsenos forma parodo pagrindinį savųjų virpesių dažnį (žemiausią). Visos būsenos išskyrus penktąją turėjo lenkimo tipo svyravimus. Pirmoji būseną turi lenkimo svyravimus Y kryptimi, jos būsenos formos vaizdas pateiktas 18 pav., čia gauta, kad natūraliųjų virpesių dažnis yra lygus 2,44 Hz, o maksimali santykinė amplitudė $AMPRES=1,43$.



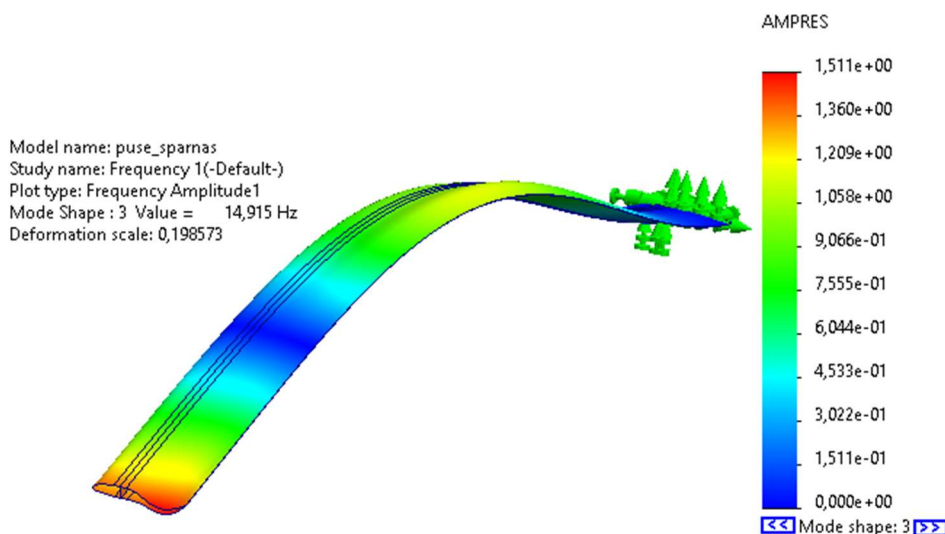
18 pav. Sparno virpesių pirmosios būsenos formos vaizdas

Antroji būsenos forma gavosi, kitokia, ši turi taip pat lenkimo tipo svyravimus, tačiau X kryptimi (19 pav.). Svyravimų dažnis lygus 11,11 Hz, kuris 4,55 karto didesnis lyginant su pirmuoju. Maksimali santykinė amplitudė gauta panaši, kaip ir pirmosios formos atveju, jos reikšmė – 1,43.

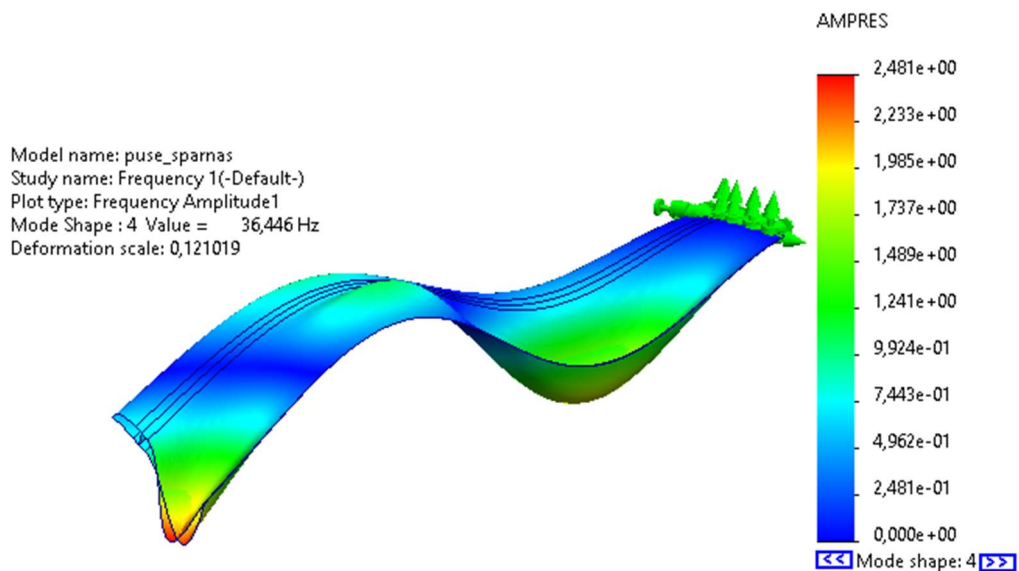


19 pav. Sparno virpesių antrosios būsenos formos vaizdas

Trečioji ir ketvirtoji būsenų formos, kaip ir pirmoji, pasižymi lenkimo tipo svyravimais Y kryptimi. Trečiosios būsenos (20 pav.) apskaičiuotas dažnis yra 14,92 Hz, o santykinė amplitudė siekia 1,51. Ketvirtoji būseną (21 pav.) pasižymi žymiai didesniu dažniu – 36,45 Hz, santykinė amplitudė yra 2,48, svyravimai šiuo atveju labiau pasireiškia galinėje sparno dalyje, už lonžerono.

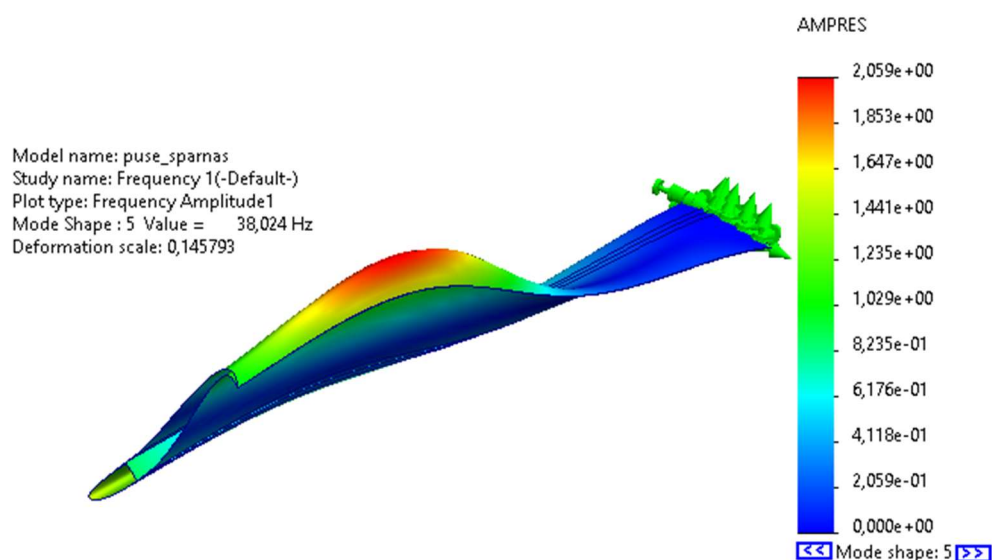


20 pav. Sparno virpesių trečiosios būsenos formos vaizdas



21 pav. Sparno virpesių ketvirtosios būsenos formos vaizdas

Penktoji būsenos forma (22 pav.) pasižymi sukimo tipo svyravimais apie Z ašį. Šioje būsenoje dominuoja sukamieji svyravimai apie sparno tamprumo ašį. Apskaičiuotas šios būsenos dažnis yra 38,02 Hz, o amplitudė (*AMPRES*) siekia 2,06.



22 pav. Sparno virpesių penktosios būsenos formos vaizdas

Norint įsitikinti ar baigtinių elementų tinklėlio dydis galėjo turėti įtakos rezultatams yra atliekama pakartotinė analizė su smulkesniu baigtinių elementų tinkleliu, kur didžiausias baigtinio elemento dydis yra 10 mm. Visi gauti rezultatai pateikti 6 lentelėje, iš kurios galima matyti, kad rezultatai gavosi labai panašūs arba identiški naudojant smulkesnį baigtinių elementų dydžio tinklėlį.

6 lentelė. Atliktų analizių rezultatai prie skirtingų baigtinių elementų dydžių

Būsenos formos nr.	Parametrai	Didžiausias baigtinių elementų dydis 20 mm	Didžiausias baigtinių elementų dydis 10 mm
1	Natūraliųjų svyravimų dažnis, Hz	2,44	2,44
	Maks. <i>AMPRES</i>	1,43	1,43
2	Natūraliųjų svyravimų dažnis, Hz	11,11	11,10
	Maks. <i>AMPRES</i>	1,43	1,43
3	Natūraliųjų svyravimų dažnis, Hz	14,92	14,9
	Maks. <i>AMPRES</i>	1,51	1,53
4	svyravimų dažnis, Hz	36,45	36,14
	Maks. <i>AMPRES</i>	2,48	2,66
5	Natūraliųjų svyravimų dažnis, Hz	38,02	37,72
	Maks. <i>AMPRES</i>	2,06	2,09

Atliktų tyrimų rezultatai rodo, kad siekiant užtikrinti efektyvų aerotamprumo reiškinių valdymą, valdymo paviršių judėjimo dažnis turi būti ne mažesnis kaip 38,02 Hz. Tai reiškia, kad prireikus, sistema turi gebėti išvystyti tokį dažnį, kad būtų užtikrintas pakankamas reakcijos greitis ir veiksmingas aerotamprumo reiškinių slopinimas.

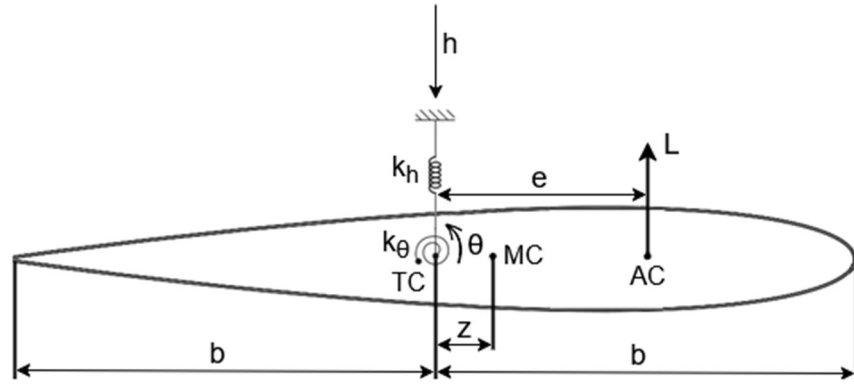
2.3. Sparno tipinės sekcijos matematinio modelio sudarymas

Tipinė sekcija – supaprastintas modelis, leidžiantis tirti pagrindinius aerotamprumo nestabilumų tipus, tokius kaip divergencija ir flateris. Šis modelis supaprastina viso sparno aerotamprumo elgseną į dvimatį modelį. Norint imituoti sparno elgseną, galima sudaryti matematinį modelį, kuriame taikomi du laisvės laipsniai. Šis modelis remiasi idėja, kad sparno profilis yra pakabintas ant dviejų idealizuotų spyruoklių – viena jų apibūdina lenkimosi judesį (vertikalų poslinkį), o kita – sukimosi apie tamprumo ašį. Pasak B. Sanders ir kt. lanksčiojo sparno tamprumo ašis paprastai yra maždaug 30-40 % už priekinės briaunos [37]. Lenkimo spyruoklės jėga apibūdinama kaip vertikalus poslinkis h ir yra teigiamas tuo atveju, kai lenkimas nukreiptas žemyn. Kampinis poslinkis θ , apibūdinantis sparno pasvirimą apie tamprumo ašį, laikomas teigiamu, kai sparno priekis kyla į viršų.

Aerotamprumo struktūrinėms lygtims gauti modelis sudaromas taikant *Lagrange* metodą, o aerodinaminės apkrovos įtraukiamos naudojant skirtingus metodus: kvazi-statinį ir nestabilos aerodinamikos. Divergencijos analizė pateikiama kaip atskiras atvejis, nes tai yra statinio pobūdžio nestabilumas, kuriam pakanka statinės aerodinamikos lygčių. Visą aerotamprumo judėjimą galima aprašyti aerotamprumo lygtimi, kurią sudaro konstrukcijos masės, standumo ir aerodinaminė slopinimo matrica.

2.3.1. Struktūrinių lygčių sudarymas natūraliųjų virpesių skaičiavimui

Nagrinėjamos tipinės sekcijos schema pavaizduota 23 pav., kurioje pažymėti svarbiausi taškai: tamprumo centras (TC), masės centras (MC) ir aerodinaminis centras (AC). Sistemos standumą nusako lenkimo standumo koeficientas k_h ir sukimo standumo koeficientas k_θ . Šie dydžiai lemia tipinės sekcijos atsaką į išorines apkrovas ir padeda tiksliai modeliuoti jos dinaminį elgesį.



23 pav. Bepiločio orlaivio sparno tipinės sekcijos schema

Natūraliesiems virpesiams apskaičiuoti buvo taikytas *Lagrange* metodas. Pagal 23 pav. pateiktą tipinės sekcijos sparno profilio schemą buvo sudarytos sistemos kinetinės T ir potencinės V energijos išraiškos. Skaičiuojant natūraliuosius virpesius, išorinės aerodinaminės jėgos nėra vertinamos. Sistemos apibūdinimui dažniausiai naudojamos generalizuotos koordinatės $q_i = [h, \theta]$, kurios atitinka linijinį ir kampinį poslinkius. Kartais aerotamprumo skaičiavimuose vietoj q_i naudojama x , siekiant išvengti parametrų žymėjimų pasikartojimo.

Struktūrinis modelis grindžiamas kinetinės ir potencialiosios energijos išraiškomis. Tipinės sekcijos kinetinė energija (atsižvelgiant į masės ekscentrinę padėtį nuo tamprumo ašies) apskaičiuojama:

$$T = \frac{1}{2} m \dot{h}^2 - m z \dot{h} \dot{\theta} + \frac{1}{2} I_{\theta} \dot{\theta}^2 \quad (2.3)$$

čia m – sparno tipinės sekcijos masė vienam metrui, kg/m; z – atstumas nuo MC iki TC, m; I_{θ} – inercijos momentas apie sparno tamprumo centrą, kg·m.

Potencinė energija:

$$V = \frac{1}{2} k_h h^2 + \frac{1}{2} k_{\theta} \theta^2 \quad (2.4)$$

Lagrange diferencialinės lygtys klasikinėje formoje:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial V}{\partial q_i} \right) = 0 \quad (2.5)$$

Atlikus išvestinių ir dalinių išvestinių kinetinės ir potencinės energijos skaičiavimus, lygtys gali būti perrašomos:

$$m \ddot{h} - S_{\theta} \ddot{\theta} + k_h h = 0 \quad (2.6)$$

$$-S_{\theta} \ddot{h} + I_{\theta} \ddot{\theta} + k_{\theta} \theta = 0 \quad (2.7)$$

čia S_{θ} – apie tamprumo ašį esantis statinis momentas.

Toliau gautos lygtys buvo transformuotos į matricinę formą, išskiriant masės matricą M , standumo matricą K bei pagreičio ir poslinkių vektorius:

$$\begin{bmatrix} m & -mz \\ -mz & I_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix} = 0 \quad (2.8)$$

$$M\ddot{q} + Kq = 0 \quad (2.9)$$

Lygybė gali būti perrašyta taip:

$$\det \left(\begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} m & -mz \\ -mz & I_\theta \end{bmatrix} \right) = 0 \quad (2.10)$$

Išsprendus šią (2.10) savųjų reikšmių determinanto lygtį, gausime reikšmes ω^2 , iš kurių galima nustatyti natūraliuosius dažnius:

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} \quad (2.11)$$

2.3.2. Sparno divergencijos greičio nustatymo metodika

Divergencija – tai statinis nestabilumas, kai aerodinaminis momentas tampa didesnis už tamprumo jėgas, tuomet sistema nebegrižta į pusiausvyrą, o deformacijos didėja be ribos. Skaičiuojant divergenciją iš lygčių reikia pašalinti visus nuo laiko priklausančius narius, taip pat visas išorines jėgas, išskyrus aerodinamines. Tuomet lygtį galima užrašyti taip:

$$[K - qA_0][x] = 0 \quad (2.12)$$

čia q – dinaminis slėgis, Pa.

Šioje lygtyje K yra konstrukcijos standumo matrica, A_0 – aerodinaminė standumo matrica, o $[x] = [h, \theta]^T$ – poslinkių vektorius.

$$[K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \quad [A_0] = \begin{bmatrix} 0 & -eC_{L_\alpha} \\ 0 & ceC_{L_\alpha} \end{bmatrix}$$

čia c – sparno styga, m; e – atstumas nuo AC iki TC, m; C_{L_α} – keliamosios jėgos charakteristika.

Norint rasti divergencijos greitį, reikia išspręsti (2.12) lygtį. Netiesinis sprendinys randamas, kai šios lygties determinantas lygus nuliui. Gautosios savosios reikšmės žymi dinaminio slėgio reikšmes, prie kurių sistema pereina iš stabilios būsenos į nestabilią.

2.3.3. Aerotamprumo judėjimo lygčių sudarymas taikant kvazi-statinį metodą

Aerotamprumo kvazi-statinis metodas remiasi prielaida, kad aerodinaminės jėgos keičiasi pakankamai lėtai, tad jos tiesiogiai priklauso nuo kampo θ , vertikalios greičio $\dot{h}$ ir jų įtakos koeficientų.

Lagrange diferencialinės lygtys, klasikinėje formoje:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i}\right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q_i}\right) + \left(\frac{\partial V}{\partial q_i}\right) = Q_i \quad (2.13)$$

Įtraukus aerodinamines apkrovas į struktūrines *Lagrange* lygtis, gaunama sistema:

$$m\ddot{h} - S_\theta\ddot{\theta} + k_h h = -qcC_{L_\alpha}\left(\theta + \frac{\dot{h}}{V}\right) \quad (2.14)$$

$$-S_\theta\ddot{\theta} + I_\theta\ddot{\theta} + k_\theta h = qceC_{L_\alpha}\left(\theta + \frac{\dot{h}}{V}\right) \quad (2.15)$$

Sistema perrašoma matricine forma, kur $[x] = [h, \theta]^T$:

$$[M][\ddot{x}] - \frac{q}{V}[A_1][\dot{x}] + ([K] - q[A_0])[x] = 0 \quad (2.16)$$

$$[M] = \begin{bmatrix} m & -S_\theta \\ -S_\theta & I_\theta \end{bmatrix} \quad [K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \quad [A_0] = \begin{bmatrix} 0 & -cC_{L_\alpha} \\ 0 & ceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} \quad [A_1] = \begin{bmatrix} -cC_{L_\alpha} & 0 \\ ceC_{L_\alpha} & 0 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$$\begin{bmatrix} m & -mz \\ -mz & I_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{qcC_{L_\alpha}}{V} & 0 \\ -\frac{qceC_{L_\alpha}}{V} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & qcC_{L_\alpha} \\ 0 & k_\theta - qceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \theta \end{bmatrix} = 0 \quad (2.18)$$

Linijinį ir kampinį poslinkius galima užrašyti, kaip laiko funkcijas, kur $p = (\sigma + i\omega)$:

$$h = \bar{h}e^{pt}$$

$$\theta = \bar{\theta}e^{pt}$$

$$\begin{bmatrix} mp^2 & -mzp^2 \\ -mzp^2 & I_\theta p^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h}e^{pt} \\ \bar{\theta}e^{pt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{qcC_{L_\alpha}p}{V} & 0 \\ -\frac{qceC_{L_\alpha}p}{V} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h}e^{pt} \\ \bar{\theta}e^{pt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & qcC_{L_\alpha} \\ 0 & k_\theta - qceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h}e^{pt} \\ \bar{\theta}e^{pt} \end{bmatrix} = 0 \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} mp^2 + k_h + \frac{qcC_{L_\alpha}p}{V} & qcC_{L_\alpha} - mzp^2 \\ -mzp^2 - \frac{qceC_{L_\alpha}p}{V} & I_\theta p^2 + k_\theta - qceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{h}e^{pt} \\ \bar{\theta}e^{pt} \end{bmatrix} = 0 \quad (2.20)$$

Toliau skaičiuojamas lygties determinantas:

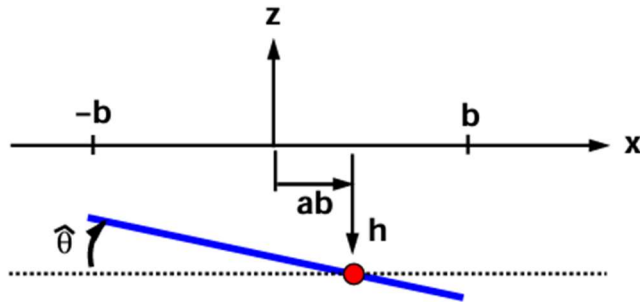
$$\det \begin{bmatrix} mp^2 + k_h + V^{-1}qcC_{L_\alpha}p & qcC_{L_\alpha} - mzp^2 \\ -mzp^2 - V^{-1}qceC_{L_\alpha}p & I_\theta p^2 + k_\theta - qceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} = 0 \quad (2.21)$$

Menamoji sprendinio dalis atitinka svyravimų dažnį, o realioji – slopinimą. Braižant grafikus atmetame p su neigiamais dažniais, nes tokie fiziškai neegzistuoja.

2.3.4. Kritinio flaterio greičio nustatymas naudojant K metodą

Norint tiksliau įvertinti aerodinaminių jėgų vėlinimą ir jų fazės atsilikimą, taikomas K metodas. Tai dažninė analizė, paremta sprendiniu harmonine forma:

$$[K]^{-1} \left([M] + \frac{1}{2} \rho b^2 [A(k)/k^2] \right) \{\hat{q}\} = \frac{1+ig}{\omega^2} \{\hat{q}\} \quad (2.22)$$



24 pav. Plokščios plokštelės matematinio modelio schema [38]

Teodorseno nestacionaraus plono aerodinaminio profilio teorija yra viena praktiškiausių ir geriausiai žinomų teorijų, skirtų nestacionarioms problemoms spręsti [5]. Remiantis šia teorija, keliamoji jėga ir sukamasis momentas, vertinamas ketvirčio stygos taške, yra apskaičiuojami pagal Teodorseno (2.23 ir 2.24) formules:

$$L = \pi \rho_{\infty} b^2 \left[\ddot{h} + U_{\infty} \dot{\theta} - ba \ddot{\theta} \right] + 2\pi \rho_{\infty} U_{\infty} b C(k) \left[\dot{h} + U_{\infty} \theta + b \left(\frac{1}{2} - \alpha \right) \dot{\theta} \right] \quad (2.23)$$

$$M = \pi \rho_{\infty} b^2 \left[ba \ddot{h} - U_{\infty} b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\theta} - b^2 \left(\frac{1}{8} + a^2 \right) \ddot{\theta} \right] + 2\pi \rho_{\infty} U_{\infty} b^2 \left(a + \frac{1}{2} \right) C(k) \left[\dot{h} + U_{\infty} \theta + b \left(\frac{1}{2} - \alpha \right) \dot{\theta} \right] \quad (2.24)$$

kur $C(k)$ yra kompleksinė redukuoto dažnio funkcija, vadinama Teodorseno funkcija, kuri apskaičiuojama pagal formulę:

$$C(k) = \frac{H_1^{(2)}(k)}{H_1^{(2)}(k) + iH_0^{(2)}(k)} \quad (2.25)$$

čia $H_n^{(2)}(k)$ yra n-tosios eilės antros rūšies Hankelio funkcijos.

Teodorseno funkcija priklauso nuo redukuoto dažnio parametro k , kuris apskaičiuojamas pagal formulę:

$$k = \frac{\omega b}{U_{\infty}} \quad (2.26)$$

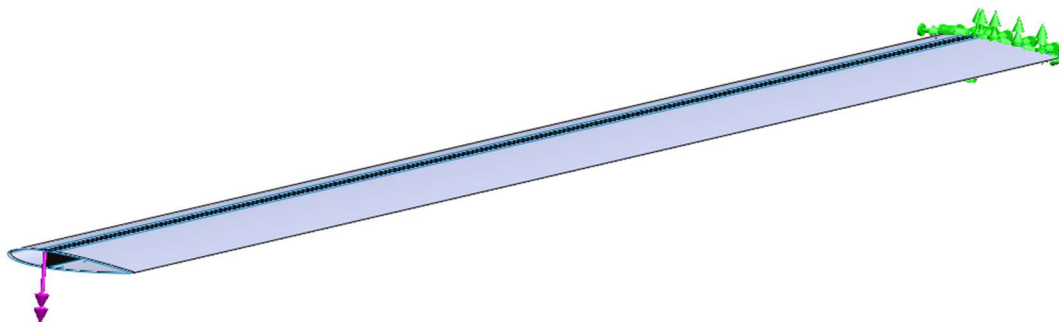
Norint rasti kritinį flaterio greitį, reikia iteratyviai spręsti kompleksinę matricinę lygčių sistemą (2.26), keičiant greitį V , kol gaunama sistema tampa nepastovi (kai sprendinio reali dalis tampa teigiama). Tai reiškia, kad sistema pradeda virpėti savaime – tai yra flaterio riba.

2.4. Tipinei sekcijai reikalingų parametrų nustatymas

2.4.1. Sparno standumo nustatymas

Norint efektyviai slopinti aerotamprumo reiškinius, reikia žinoti sparno standumo charakteristikas tiek lenkiant, tiek sukant. Kartais, siekiant apytiksliai įvertinti viso sparno charakteristikas, gali būti naudojamos jo ekvivalentinės aerodinaminės ir struktūrinės savybės ties 75 % sparno mosto ilgio vieta nuo šaknies [38].

Sparno standumas lenkiant parodo, kaip konstrukcija reaguoja į lenkimo apkrovą ir kiek ji atspari deformacijai. Jo standumo lenkimui nustatymas pradedamas nuo skaitinio modelio paruošimo. Vienas sparno galas yra visiškai įtvirtinamas – suvaržomi visi laisvės laipsniai. Ant priešingo, laisvojo sparno galo, ties lonžeronu, uždedama vienetinė 1 N jėga, nukreipta žemyn. Sparno lenkimo analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis pavaizduoti 25 pav.

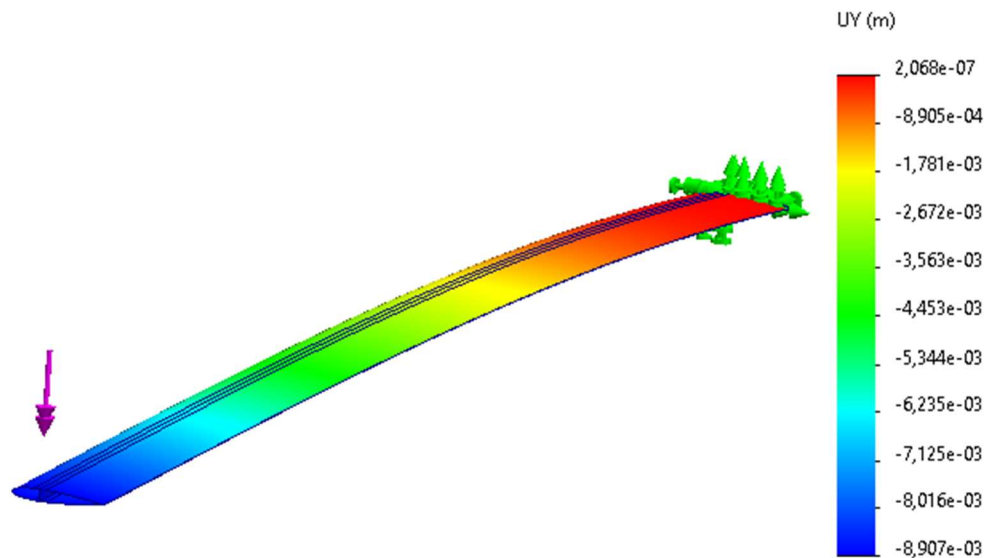


25 pav. Sparno lenkimo analizės įtvirtinimai ir jėgos kryptis

Atlikus skaitinę analizę, nustatomas laisvojo sparno, ties 75 % sparno mosto ilgiu, galo poslinkis žemyn Y kryptimi – tai parodo, kiek sparnas nusilenkia nuo pradinės savo padėties. Sparno standumas lenkimui apskaičiuojamas pagal (2.27) formulę. Kuo mažesnis poslinkis esant tai pačiai jėgai, tuo didesnis sparno standumas. Šis metodas leidžia objektyviai įvertinti sparno atsparumą lenkimo deformacijoms.

$$k_l = \frac{F}{\delta} \quad (2.27)$$

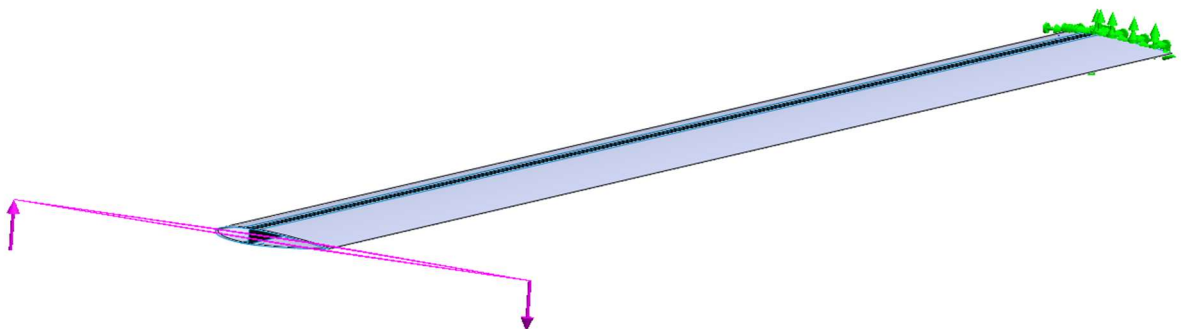
čia F – jėga, N; δ – poslinkis, m.



26 pav. Sparno lenkimo analizės poslinkių rezultatų vaizdas

Iš 26 pav. gautų rezultatų galima matyti, kad apkrovus sparno galą 1 N jėga, gaunama, kad poslinkis ties 75 % mosto vieta lygus $5,644 \times 10^{-3}$ m, o apskaičiavus gauta, kad sparno standumas lenkimui yra 177,18 N/m.

Nustatant sparno standumą sukimui, taikomas panašus metodas kaip ir lenkimo atveju, tik šį kartą vertinamas ne linijinis, o kampinis poslinkis. Sparno standumas sukimui parodo, kaip konstrukcija reaguoja į sukimo momentą ir kiek ji atspari kampinėms deformacijoms. Pirmiausia, kaip ir lenkimo atveju, vienas sparno galas suvaržomas visais laisvės laipsniais. Tuo tarpu ant kito, laisvojo sparno galo, 0,5 m atstumu į priešingas puses nuo stygos centro uždedamos dvi vienetinės (1 N) jėgos, nukreiptos priešingomis kryptimis. Taip sukuriamas vienetinis sukimo momentas, lygus 1 Nm. Sparno sukimo analizės įtvirtinimai ir jėgų veikimo kryptys pavaizduotos 27 pav.

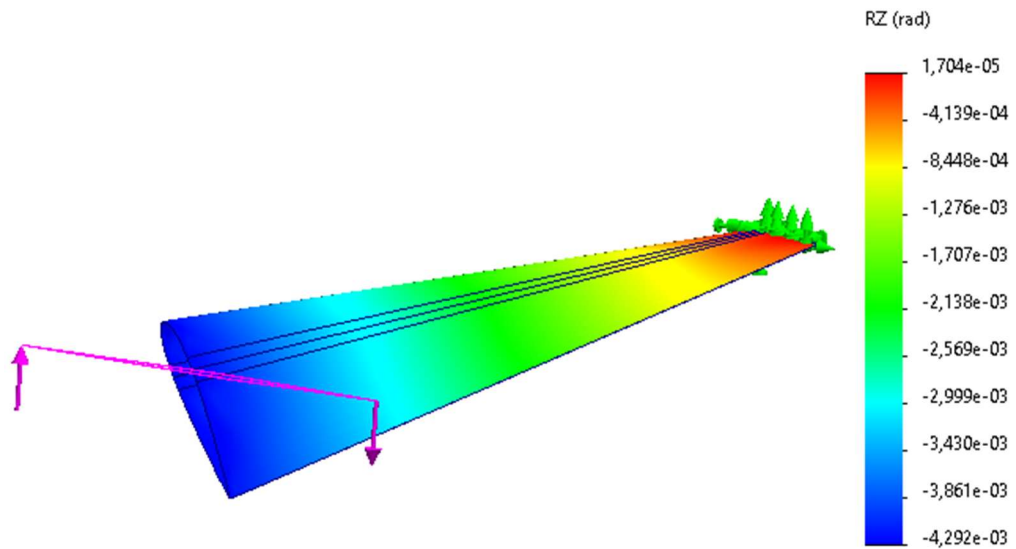


27 pav. Sparno sukimo analizės įtvirtinimai ir jėgų kryptys

Atlikus skaitinę analizę, nustatomas laisvojo sparno galo, ties 75 % sparno mosto ilgiu, kampinis poslinkis apie Z ašį (išilgai sparno mosto). Šis dydis parodo, per kiek sparnas pasisuka nuo savo pradinės padėties. Sparno standumas sukimui apskaičiuojamas pagal (2.28) formulę. Kuo mažesnis kampinis poslinkis esant tam pačiam momentui, tuo didesnis sparno standumas sukimui. Šis metodas leidžia objektyviai įvertinti sparno atsparumą sukimo deformacijoms.

$$k_s = \frac{M}{\theta} \quad (2.28)$$

čia M – sukimo momentas, Nm; θ – kampinis poslinkis, rad.

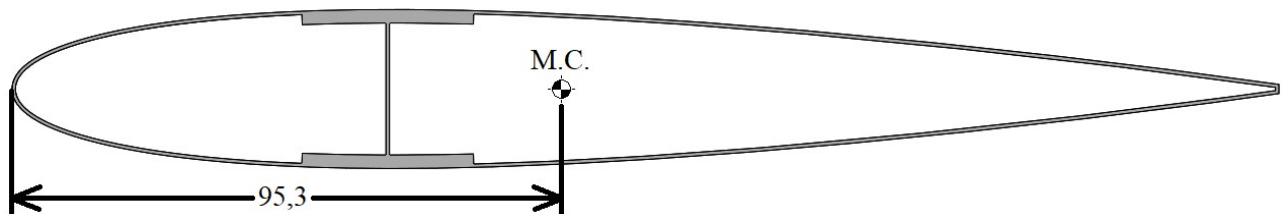


28 pav. Sparno sukimo analizės poslinkių rezultatų vaizdas

Iš 28 pav. gautų rezultatų galima matyti, kad apkrovus sparno galą 1 Nm sukimo momentu, gaunama, kad kampinis poslinkis ties 75 % sparno mosto vieta lygus $3,173 \times 10^{-3}$ rad. Apskaičiavus gauta, kad sparno standumas sukimui yra 315,16 Nm/rad.

2.4.2. Sparno masės charakteristikų nustatymas

Sparno masės charakteristikų nustatymas buvo atliekamas naudojant *SolidWorks* programinę įrangą ir jos „Features“ komandas. Sparno su lonžeronu 3D modelis buvo sudarytas atsižvelgiant į kompozitų sluoksnių storius. Modeliuotas 1 metro ilgio sparno mosto segmentas, siekiant apskaičiuoti visus reikiamus parametrus vienam metro ilgiui. Naudojant „Center of Mass“ funkciją, buvo nustatyta masės centro padėtis. Išmatavus atstumą nuo priekinės sparno briaunos, nustatyta, kad masės centras yra 95,3 mm atstumu (žr. 29 pav.).



29 pav. Sparno masės centro padėtis nuo jo priekinės briaunos

Toliau, naudojant „Mass Properties“ funkciją, buvo nustatyta sparno masė bei jo inercijos momentas apie masės centrą Z ašies kryptimi.

```

Mass = 0.74039 kilograms

Volume = 0.00039 cubic meters

Surface area = 0.95469 square meters

Center of mass: ( meters )
X = 0.09529
Y = 0.00000
Z = 0.49992

Principal axes of inertia and principal moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the center of mass.
Ix = ( 0.00009, 0.00000, 1.00000)          Px = 0.00256
Iy = ( 1.00000, -0.00001, -0.00009)       Py = 0.06178
Iz = ( 0.00001, 1.00000, 0.00000)         Pz = 0.06418

Moments of inertia: ( kilograms * square meters )
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system. (Using positive tensor notation.)
Lxx = 0.06178          Lxy = 0.00000          Lxz = 0.00001
Lyx = 0.00000          Lyy = 0.06418          Lyz = 0.00000
Lzx = 0.00001          Lzy = 0.00000          Lzz = 0.00256

```

30 pav. Sparno masės ir inercijos charakteristikos, naudojant „Mass Properties“ funkciją

Iš 30 pav. matyti, kad vieno metro ilgio sparno segmentas turi 0,74 kg masę, o jo inercijos momentas apie masės centro Z ašį (L_{zz}) yra $2,56 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. Šie duomenys yra reikalingi sparno tipinės sekcijos aerotamprumo skaičiavimams.

2.5. Tiriamojo sparno aerotamprumo skaičiavimų rezultatai

Šiame poskyryje visi rezultatai buvo apskaičiuoti ir grafikai nubraižyti naudojant *MATLAB* programinę įrangą, o skaičiavimams visi reikalingi parametrai pateikti 7 lentelėje.

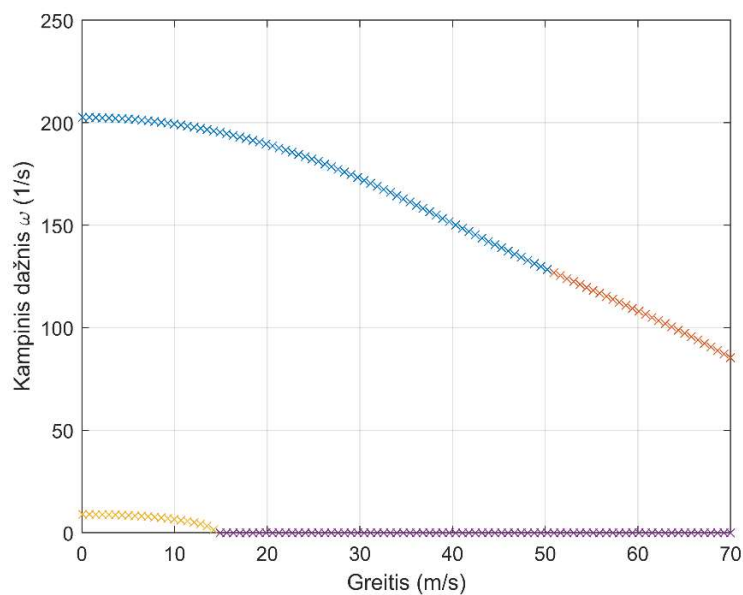
7 lentelė. Eksperimentinės vertės, naudotos aerotamprumo skaičiavimams

Parametrai	Aprašymas	Vertės
c	Sparno stygos ilgis, m	0,22
b	Pusės sparno stygos ilgis, m	0,11
a	Atstumas nuo pusės stygos iki tamprumo ašies (bedimensinis dydis)	0
e	Atstumas nuo aerodinaminio centro iki tamprumo ašies, m	0,055
z	Atstumas nuo masės centro iki tamprumo ašies, m	0,0147
ρ	Oro tankis, kg/m^3	1,225
m	Sparno masė, kg/m	0,74
I_{MC}	Inercijos momentas apie sparno masės centrą, $\text{kg} \cdot \text{m}$	$2,56 \times 10^{-3}$
k_h	Sparno standumas lenkimui N/m^2	59,06
k_θ	Sparno standumas sukimui $\text{Nm}/(\text{rad} \cdot \text{m})$	105,05

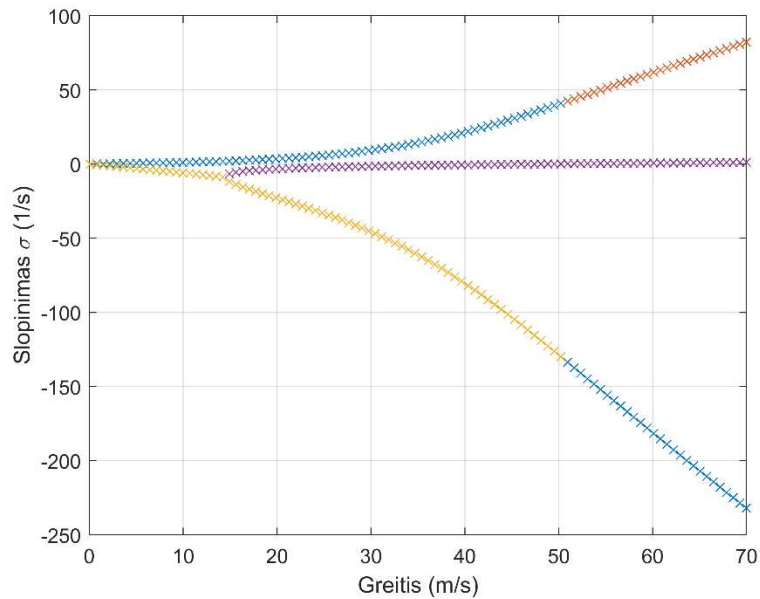
Naudojant 2.3.1 skyrelyje aprašytą metodiką buvo sudarytas programinis kodas *MATLAB* aplinkoje ir apskaičiuoti sparno tipinės sekcijos natūralieji virpesiai. Nustatyta, kad pirmosios būsenos, lenkimo tipo, svyravimų dažnis yra 1,42 Hz, o pirmosios būsenos sukimo – 32,24 Hz.

Toliau iš statinės aerotamprumo lygties (žr. 2.3.2 skyrelį) buvo apskaičiuotas dinaminis slėgis, prie kurio įvyksta divergencija. Nustatyta, kad divergencija įvyksta esant 1381,8 Pa dinaminiam slėgiui, kas atitinka apie 47,5 m/s.

Pagal 2.3.3 skyrelyje aprašytą matematinį modelį, naudojant kvazi-statinės lygtis, buvo nubraižyti savųjų svyravimų kampinių dažnių ω ir slopinimo σ priklausomybės nuo greičio V grafikai greičio diapazone nuo 0 m/s iki 70 m/s. Pateiktame 31 pav. grafike viršutinė kreivė atvaizduoja sukimosi svyravimų kampinius dažnius, o apatinė – lenkimo svyravimų kampinius dažnius. Iš grafiko matyti, kad tiek sukimosi, tiek lenkimo svyravimų dažniai mažėja didėjant greičiui. Tačiau apatinė kreivė pasiekia nulį ties maždaug 15 m/s greičiu – tai parodo, jog tokia greityje įvyksta sparno divergencija. Tai nesutampa su anksčiau apskaičiuota divergencijos verte, kuri siekė 47 m/s. Be to, taikant kvazi-statinį modelį, 32 pav. pateiktame slopinimo priklausomybės grafike viena iš kreivių rodo teigiamą slopinimo reikšmę jau nuo pat 0 m/s greičio, o tai reiškia, kad sistema yra nestabili visame tiriamame greičio intervale. Toks rezultatas parodo, kad flaterio reiškinys pasireiškia jau nuo labai mažų greičių.

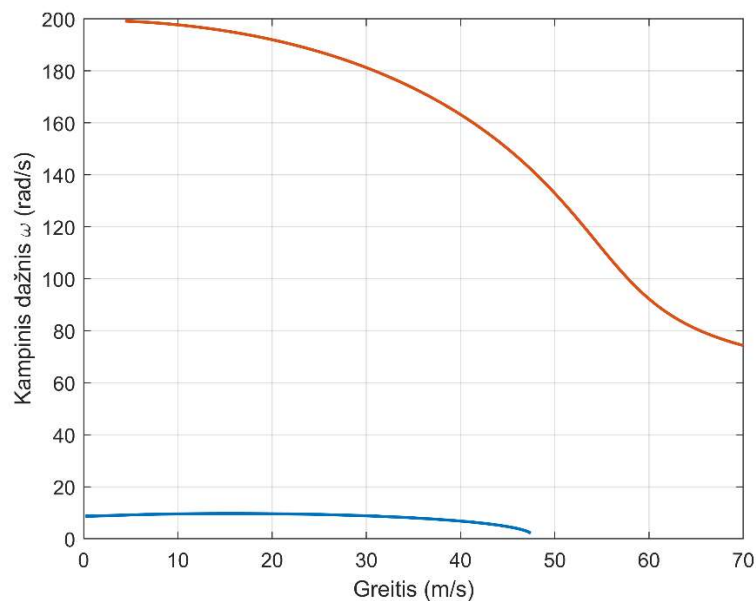


31 pav. Kampinių dažnių (ω) priklausomybė nuo greičio (V) taikant kvazi-statinį modelį

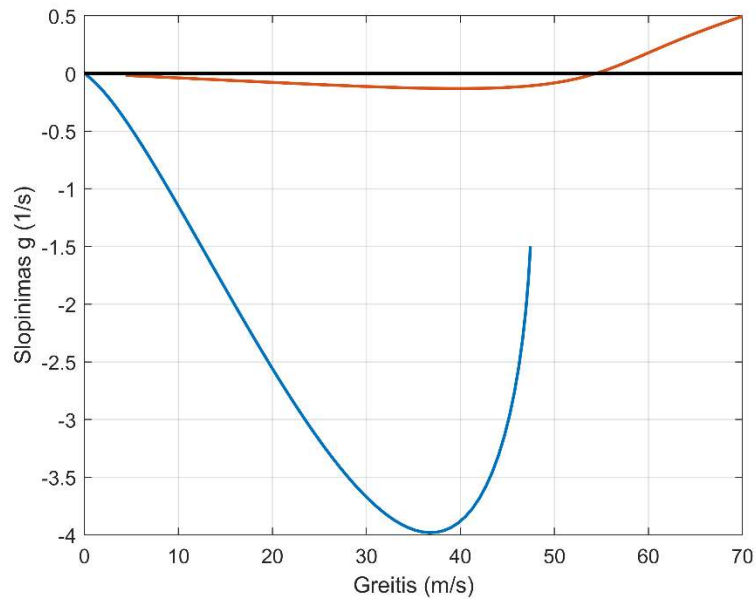


32 pav. Slopinimo (σ) priklausomybė nuo greičio (V) taikant kvazi-statinį modelį

Toliau pateikiami aerotamprumo rezultatai, gauti taikant nestabilią aerodinamiką, pagrįstą K metodu (žr. 2.3.4 skyrelį). Iš kampinių dažnių ω priklausomybės nuo greičio V grafiko (33 pav.) matyti, kad viršutinės kreivės dažniai mažėja didėjant greičiui, o apatinės kreivės dažniai iš pradžių nežymiai didėja, vėliau mažėja ir galiausiai pasiekia nulį. Tai reiškia, kad divergencija įvyksta esant 47,5 m/s greičiui. Divergencijos greitis identiškas sutapo su apskaičiuotu jo greičiu iš statinės lygties. Iš slopinimo priklausomybės nuo greičio grafiko (34 pav.) galima matyti, kad pradžioje oranžinė kreivė (atitinkanti aukštesnio dažnio režimą) turi neigiamą slopinimą g . Didėjant greičiui, ties 54,5 m/s ši kreivė kerta abscisų ašį, o tai žymi flaterio reiškinio pradžią.



33 pav. Kampinių dažnių (ω) priklausomybė nuo greičio (V) taikant K metodo modelį



34 pav. Slopinimo (g) priklausomybė nuo greičio (V) taikant K metodo modelį

2.6. Apibendrinimas

Sudaryti tipinės sekcijos matematiniai modeliai leidžia įvertinti tiek statinius (divergencijos), tiek dinامينius (flaterio) aerotamprumo reiškinius. Struktūrinis modelis sudarytas taikant *Lagrange* metodą. Naudojant pažangesnį K metodą, nustatyta, kad divergencija įvyksta ties 47,5 m/s, o flaterio reiškinys – ties 54,5 m/s greičiu. K metodu sudarytas modelis, paremtas nestabilia aerodinamika, patikimai atspindi sparno aerotamprumo charakteristikas

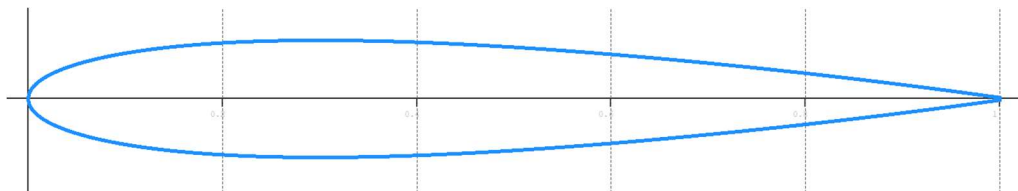
3. Aerotamprumo reiškinų slopinimas naudojant mini užsparnį

Šiame skyriuje bus atliekamas sparno tipinės sekcijos aerotamprumo reiškinų slopinimas tam naudojant mini užsparnį. Pirmiausia atliekamas sparno profilio ir profilio su skirtingomis mini užsparnio konfigūracijomis aerodinaminių savybių tyrimas ir parenkama tinkamiausia konfigūracija tiriamam sparnui. Toliau pritaikomas aerotamprumo matematinis modelis slopinimui, atliekami skaičiavimai ir pateikiami rezultatai. Galiausiai suprojektuojamas ir pagaminamas koncepcinis mini užsparnio prototipas.

3.1. Sparno profilių aerodinaminių savybių tyrimas

Sparno 2D profilių analizė leidžia detalai įvertinti aerodinamikos koeficientus – keliamosios jėgos (C_l), pasipriešinimo jėgos (C_d) ir polinkio momentą (C_m). Šie dydžiai yra pagrindiniai vertinant profilio aerodinamines savybes. Keliamosios jėgos koeficientas (C_l) parodo, kiek efektyviai profilis generuoja keliamąją jėgą. Pasipriešinimo jėgos koeficientas (C_d) leidžia įvertinti oro pasipriešinimą, kuris turi tiesioginę įtaką orlaivio kokybei. Tuo tarpu polinkio momento koeficientas (C_m) suteikia informaciją apie profilio stabilumą bei polinkį sukurti aplink savo aerodinaminį centrą – tai ypač svarbu projektuojant stabilumo ir valdymo sistemas.

Sparno aerotamprumo slopinimo sistemos kūrimui būtina išnagrinėti sparno profilio bei profilių su mini užsparnių modifikacijomis aerodinamines savybes, nes kiekviena skirtinga modifikacija keičia oro srautą aplink profilį ir keičia sparno profilio aerodinamines savybes. Šiam tikslui pasiekti naudojama programinė įranga *XFLR5* [39]. Tiriama NACA 0012 profilio vaizdas *XFLR5* programoje pateiktas 35 pav.



35 pav. *XFLR5* NACA 0012 proflio vaizdas

Tyrimams atlikti būtina nustatyti Reinoldso skaičių (Re), tačiau tam pirmiausia reikia žinoti oro srauto greitį, kuriam esant prasideda aerotamprumo nestabilumas. Iš 34 pav. matyti, kad pirmasis nestabilumo reiškinys – statinė divergencija, kuri pasireiškia esant 47,5 m/s oro srauto greičiui. Reinoldso skaičius apskaičiuojamas pagal formulę (3.1). Atlikus skaičiavimus, gauta, kad $Re = 715154$. Kadangi šis skaičius gali kisti priklausomai nuo aplinkos sąlygų (temperatūros), apskaičiuota reikšmė yra suapvalinama iki 715000, kad būtų patogiau taikyti tolimesniuose skaičiavimuose ir analizėse.

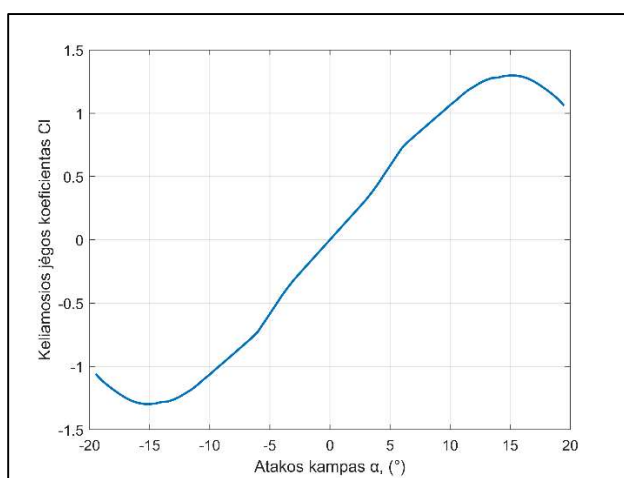
$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (3.1)$$

čia V – srauto greitis, m/s; μ – dinaminės klampos koeficientas, Pa·s (skaičiavimuose naudotas $1,79 \times 10^{-5}$ Pa·s jūros lygyje); l – sparno profilio stygos ilgis, m.

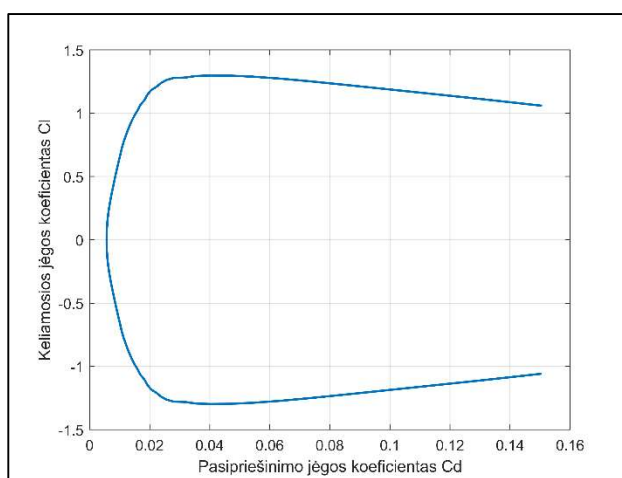
NACA 0012 profilio analizė atliekama esant $Re = 715000$, atakos kampui kintant nuo -20° iki $+20^\circ$, kas $0,5^\circ$ žingsniu. Iš 36 pav. a) nubrėžto keliamosios jėgos koeficiento C_l priklausomybės nuo atakos

kampo α grafiko galima matyti, kad didžiausia keliamoji jėga yra 1,3, kai kritinis atakos kampas lygus $+15^\circ$. Ties 0° , keliamosios jėgos koeficientas yra lygus 0, taip yra todėl, nes profilis yra simetrinis ir neturi išgaubtumo. Taip pat, pagrindinėm profilio charakteristikom nustatyti yra nubrėžiamas NACA 0012 poliarės grafikas (36 pav. b)), iš kurio nustatyta, kad minimalus profilio pasipriešinimo koeficientas yra apie 0,006.

Norint slopinti aerotamprumo sukeltus reiškinius, svarbu išanalizuoti profilio momento koeficiento (C_m) pokyčius, nes jis tiesiogiai susijęs su sukimosi stabilumu. Iš polinkio momento C_m priklausomybės nuo atakos kampo α grafiko (37 pav.) nustatyta, kad didžiausia neigiama momento vertė yra -0,033, kai atakos kampas yra $-14,5^\circ$, o didžiausia teigiama – 0,033, esant atakos kampui $+14,5^\circ$. Kadangi mini užsparnis galės atsilenkti į abi puses, o gautos vertės yra vienodos tik, priešingų kryptių, tai priimama C_m vertė, kaip absoliutinė, ir laikoma, kad norint gražinti tokį sparną į neutralią padėtį, reikia apie 0,033 polinkio momento koeficiento vertės. Svarbu paminėti, kad ši sąlyga galioja tik tada, kai mini užsparnis eina per visą sparno mosto ilgį.

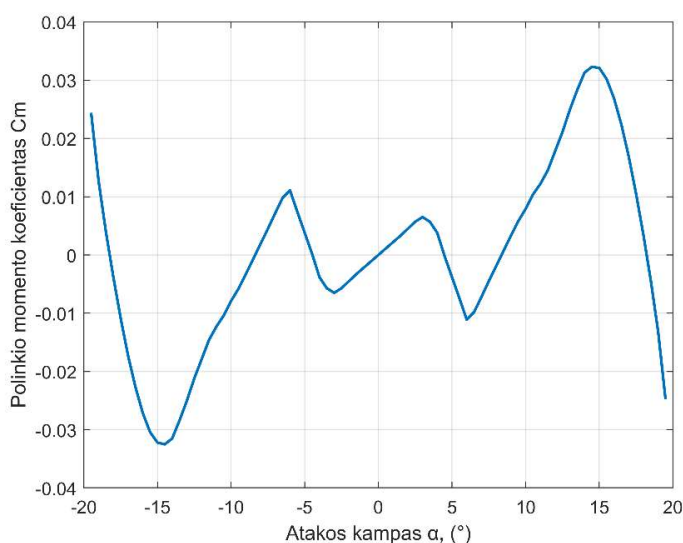


a)



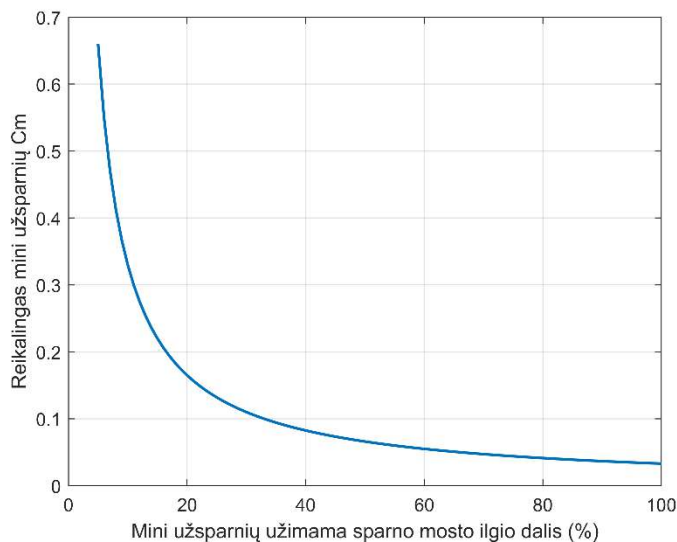
b)

36 pav. NACA 0012 keliamosios jėgos koeficiento C_l priklausomybės grafikai: a) nuo atakos kampo α ; b) nuo pasipriešinimo jėgos koeficiento C_d



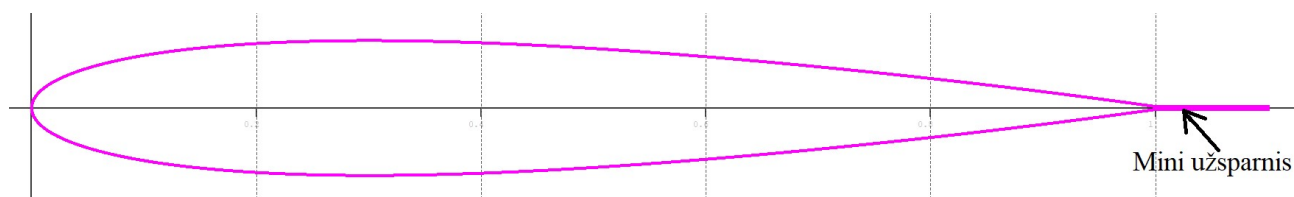
37 pav. NACA 0012 C_m priklausomybės nuo α grafikas

Standartiniai užsparniai gali būti projektuojami per visą sparno mostą arba tik jo dalį. Analogiškai, mini užsparniai taip pat gali būti išdėstomi visame moste arba ribotame jo ruože. Žemiau, 38 pav. nubrėžiamas grafikas, kuris parodo, reikalingą mini užsparnių generuojamą C_m priklausomybę nuo mini užsparnių užimamo sparno mosto ilgio procentinės dalies. Iš grafiko galima matyti, kad mažėjant mini užsparnio užimamai mosto daliai, reikalinga C_m reikšmė auga eksponentiškai.



38 pav. Mini užsparnių C_m priklausomybė nuo užimamo sparno mosto ilgio dalies

Toliau yra sudaromos įvairios mini užsparnių konfigūracijos. Siekiant ištirti kuo didesnę spektrą variantų yra sudaromi įvairūs mini užsparnių ilgiai pradedant 10 % stygos ilgio ir didinant kas 2 % iki 30 %, tokiu būdu gaunami 11 skirtingi ilgių užsparnių konfigūracijų variantai. Mini užsparnio konfigūracija sudaroma, kaip papasta plokštelė, kuri yra galinėje sparno briaunoje. *XFLR5* programos sparno profilio vaizdas su mini užsparniu pavyzdys pateiktas 39 pav.



39 pav. *XFLR5* NACA 0012 profilio su mini užsparniu pavyzdys

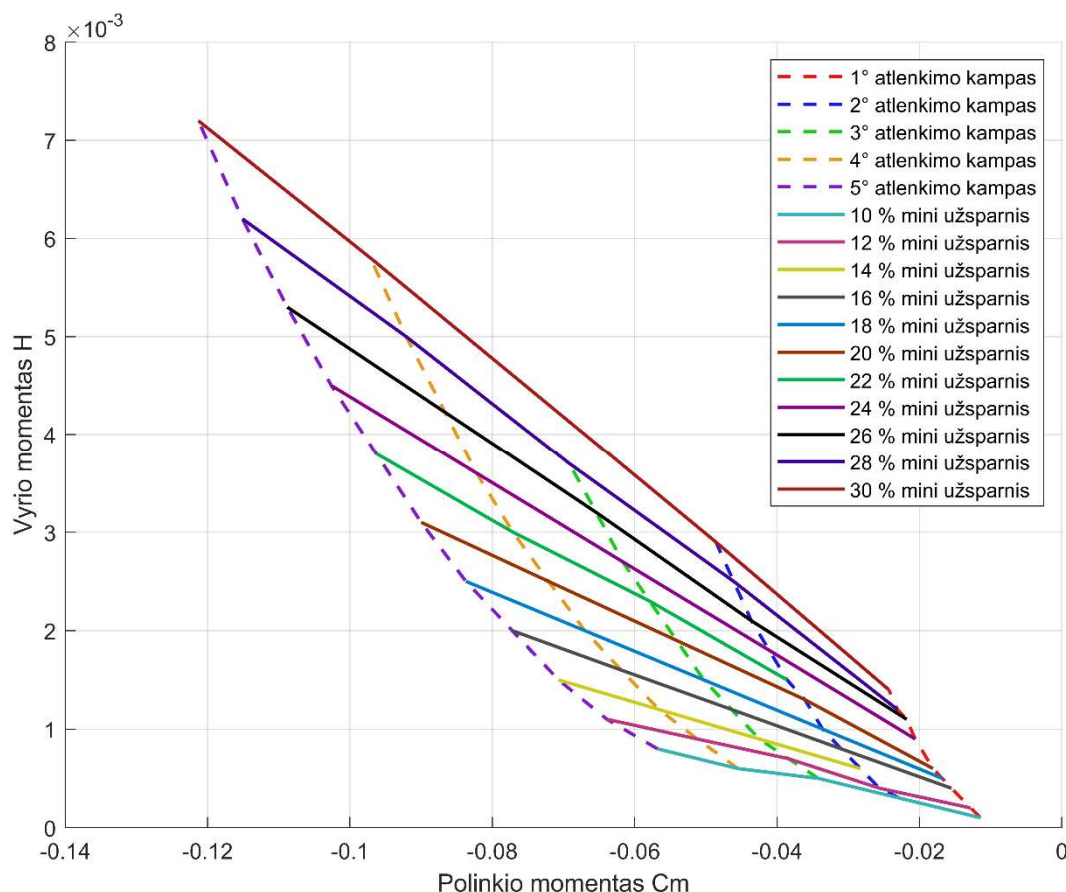
Su kiekviena užsparnių konfigūracija sudaromi dar po 5 profilius su atlenkimo kampais: 1°, 2°, 3°, 4° ir 5°. Kiekvienos mini užsparnio konfigūracijos sukimosi padėtis yra ties galine sparno briauna. Skirtingų ilgių mini užsparnio konfigūracijos ir jų pagrindiniai parametrai pateikti 8 lentelėje.

8 lentelė. Mini užsparnio konfigūracijos

Mini užsparnio ilgis, %	Mini užsparnio ilgis, mm	Bendras sparno stygos ilgis, mm
10	20	220
12	24	224
14	28	228
16	32	232
18	36	236
20	40	240
22	44	244
24	48	248
26	52	252
28	56	256
30	60	260

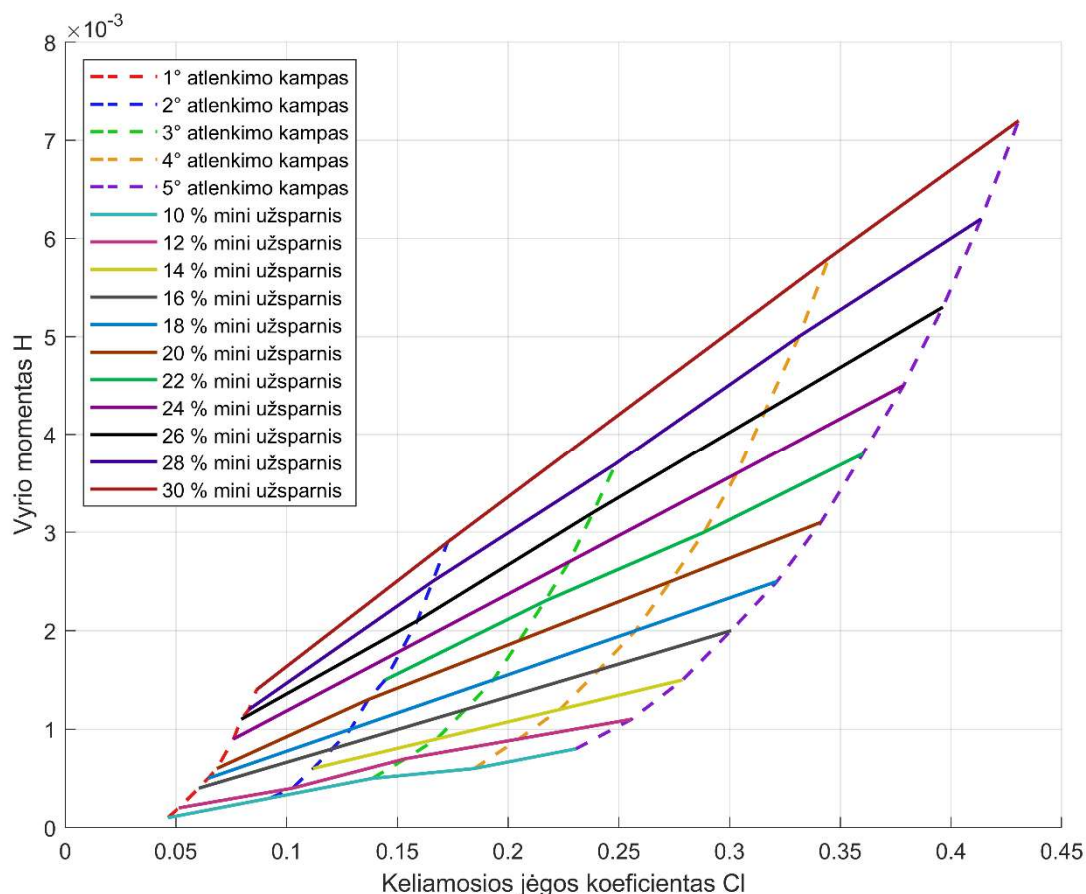
Norint rezultatus lyginti tarpusavyje su ne modifikuotu profiliu, analizė atliekama prie to paties Re skaičiaus ir kintant atakos kampui nuo -5° iki $+5^\circ$, kas $0,5^\circ$ žingsniu.

Atlikus visų konfigūracijų profilių analizę yra nubrėžiamas vyrio momento H priklausomybės nuo polinkio momento C_m grafikas (40 pav.). Jame pateiktos H ir C_m reikšmės skirtingiems mini užsparnio atlenkimo kampams bei jų ilgiams, esant atakos kampui 0° . Iš šio grafiko galima nustatyti, kuri konfigūracija duoda didžiausią polinkio momento C_m vertę, esant mažiausiui vyrio momentui H . Pastebėta, tokia tendencija, kad išlaikant vienodą mini užsparnio ilgį ir didinant jo atlenkimo kampą, tiek C_m , tiek H vertės auga maždaug proporcingai. Didžiausia C_m reikšmė buvo pasiekta naudojant 30 % mini užsparnį su 5° atlenkimo kampu – ji siekė $-0,12$, kai H vertė buvo $7,2 \times 10^{-3}$. Mažiausią C_m generavo 10 % mini užsparnis su 1° atlenkimo kampu, C_m ir H vertės atitinkamai buvo $-0,012$ ir 1×10^{-4} .



40 pav. Vyro momento H priklausomybės nuo polinkio momento C_m grafikas

Taip pat nubrėžiamas vyro momento H priklausomybės nuo keliamosios jėgos C_l grafikas (41 pav.). Jame pateiktos H ir C_l reikšmės skirtingiems mini užsparnio atlenkimo kampams bei jų ilgiams, esant atakos kampui 0° . Iš šio grafiko galima nustatyti, kuri konfigūracija duoda didžiausią didžiausią keliamosios jėgos vertę, esant mažiausiu vyro momentui H . Pastebėta, panaši tendencija, kad išlaikant vienodą mini užsparnio ilgį ir didinant jo atlenkimo kampą, tiek C_l , tiek H vertės auga maždaug proporcingai. Didžiausia C_l reikšmė buvo pasiekta naudojant 30 % mini užsparnį su 5° atlenkimo kampu – ji siekė 0,43, kai H vertė buvo $7,2 \times 10^{-3}$. Mažiausią C_m generavo 10 % mini užsparnis su 1° atlenkimo kampu, C_l ir H vertės atitinkamai buvo 0,05 ir 1×10^{-4} .



41 pav. Vyrio momento H priklausomybės nuo keliamosios jėgos koeficiento C_l grafikas

Renkantis konfigūraciją, buvo atsižvelgta į tai, kad mini užsparniai dengtų 50 % sparno mosto ilgio. Tokiu atveju reikalingas polinkio momento koeficientas (C_m) yra 0,066. Tai patvirtina ir grafikas (žr. 38 pav.), kuriame matyti, jog, naudojant 50 % sparno mosto, C_m vertė padidėja dvigubai.

Siekiant pasiekti kuo didesnes polinkio momento ir keliamosios jėgos reikšmes, kartu sumažinant vyrio momento poreikį, buvo pasirinkta tokia konstrukcija, kuri užtikrina efektyvų veikimą esant minimaliam vyrio momentui. Tai svarbu todėl, kad užsparniai bus valdomi elektromagnetais – kuo mažesnis vyrio momentas, tuo mažesnės galios elektromagnetai bus reikalingi.

Remiantis šiais kriterijais, tinkamiausia konfigūracija yra naudoti 14 % dydžio mini užsparnį, kuris gali atsilenkti 5° kampu. Toks užsparnis sukuria C_m reikšmę 0,071, atitinkančią 0,28 keliamosios jėgos koeficientą, o vyrio momento koeficientas siekia $1,5 \times 10^{-3}$.

3.2. Matematinio modelio sudarymas aerotamprumo slopinimui

Pirmiausia sudaromas modifikuotas aerotamprumo modelis, naudojant mini užsparnį divergencijos reiškiniui slopinti. Į (2.12) lygtį papildomai įtraukiamos užsparnio generuojamos aerodinaminės jėgos. Tai dar viena aerodinaminio standumo matrica, kurią galima pažymėti A_{02} . Tada lygtis gali būti perrašoma taip:

$$[K - q(A_0 + A_{02})][x] = 0 \quad (3.2)$$

Šioje lygtyje K yra konstrukcijos standumo matrica, A_0 – aerodinaminė standumo matrica, o $[x] = [h, \theta]^T$ – poslinkių vektorius.

$$[K] = \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\theta \end{bmatrix} \quad [A_0] = \begin{bmatrix} 0 & -cC_{L_\alpha} \\ 0 & ceC_{L_\alpha} \end{bmatrix} \quad [A_{02}] = \begin{bmatrix} 0 & -c\Delta C_L \\ 0 & c(\Delta C_M + e\Delta C_L) \end{bmatrix}$$

Norint rasti divergencijos greitį, reikia išspręsti (3.2) lygtis. Netiesinis sprendinys randamas, kai šios lygties determinantas lygus nuliui. Gautosios savosios reikšmės žymi dinaminio slėgio reikšmes, prie kurių sistema pereina iš stabilios būsenos į nestabilią.

Toliau, panaudojant kvazi-statinę aerodinamiką sudaromas matematinių lygčių sistema dinaminiam virpesiams slopinti. Modifikavus lygtį (2.16) ir į ją įtraukus nuo laiko priklausančią mini užsparnio valdymo jėgų vektorių $F(t)$, gaunama išplėsta sistemos dinamika, kuri apima ne tik konstrukcines bei aerodinamines savybes, bet ir aktyvų valdymo poveikį:

$$[M][\ddot{x}] - \frac{q}{V}[A_1][\dot{x}] + ([K] - q[A_0])[x] = F(t) \quad (3.3)$$

Valdymas realizuojamas, įtraukiant papildomas jėgas, kurios atsiranda dėl aerodinaminių koeficientų pokyčių, susijusių su valdymo paviršių – šiuo atveju mini užsparnių – veikimu. Papildoma keliamoji jėga modeliuojama per koeficiento ΔC_L pokytį, o papildomas momentas – per ΔC_L ir ΔC_M . Šios jėgos suformuojamos kaip valdymo jėgų vektorius F , kuris įtraukiamas į sistemą kaip priverstinis poveikis:

$$[F] = \begin{bmatrix} -q \cdot c \cdot \Delta C_L \\ q \cdot c \cdot e \cdot \Delta C_L - q \cdot c \cdot c \cdot \Delta C_M \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Sudaryta pirmos eilės forma:

$$\dot{x} = Ax + Bu(t) \quad (3.5)$$

Kur:

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M^{-1} \cdot F \end{bmatrix}$$

čia A – sistemos matrica, kuri nusako, kaip pati sistema vystosi be išorinių jėgų; B – valdymo įtakos vektorius.

Valdymo jėga į sistemą įvedama per vektorių B , kuris yra pridedamas arba atimamas nuo pagrindinės sistemos priklausomai, nuo kampinio greičio krypties:

$$\text{jei } \dot{\theta}(t) > 0: \quad \dot{x} = Ax + B$$

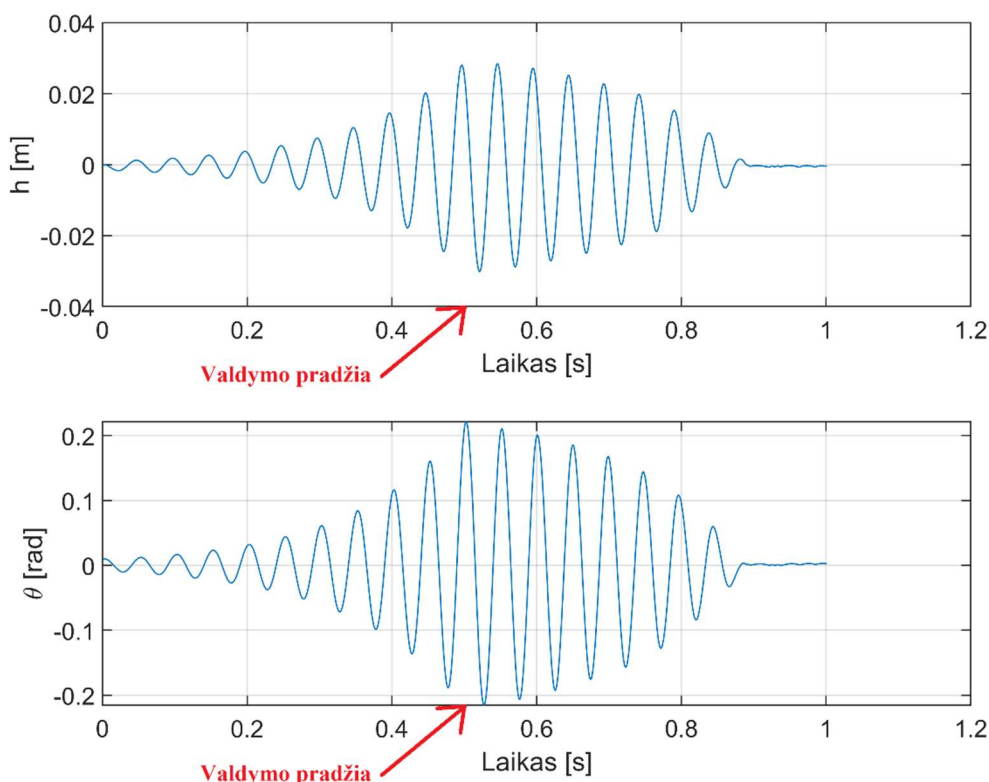
$$\text{jei } \dot{\theta}(t) < 0: \quad \dot{x} = Ax - B$$

Tokiu būdu imituojamas realus stabilizavimo procesas, kai sistema reaguoja į dabartinę judėjimo būseną.

Lygčių sprendimas atliekamas, naudojant *MATLAB ODE* (ordinarių diferencialinių lygčių) integravimo įrankius. Sistemos diferencialinės lygtys integruojamos laiko atžvilgiu, naudojant funkciją *ode45*, kuri taiko *Runge-Kutta* metodą su kintamu žingsniu. Kadangi sistema yra laipsniškai kintanti (pvz., užsparnis suveikia tik vėlesniu metu), laikas skaidomas mažais žingsniais (1 ms), o kiekvieno žingsnio pabaigoje rezultatai kaupiami ir naudojami sekančio etapo pradinėms sąlygoms. Gautas sprendinys pateikiamas kaip funkcijų $h(t)$ ir $\theta(t)$ laiko eigos grafikai.

3.3. Sparno aerotamprumo slopinimo skaičiavimų rezultatai

Remiantis 3.2 poskyryje aprašytu matematiniu modeliu divergencijai slopinti, apskaičiuota, kad, naudojant mini užsparnį kaip pasyvų slopinimo elementą, divergencijos greitis padidėja nuo 47,5 m/s iki 51,85 m/s. Tai atitinka 9,16 % padidėjimą.



42 pav. Dinaminių virpesių slopinimo kreivės, naudojant mini užsparnį

Pagal dinaminiams virpesiams slopinti sudarytą mini užsparnio kvazi-statinį matematinį modelį, atliekama slopinimo simuliacija, išvedus sistemą iš pusiausvyros padėties (42 pav.). Valdymo jėgų įjungimas simuliacijoje vyksta tik nuo tam tikro laiko momento. Įjungus mini užsparnio slopinimą po 0,5 s, reikšmingas jų sumažėjimas jau buvo matomas po 0,2 s nuo slopinimo pradžios. Sukamieji svyravimai buvo pilnai nuslopinti po maždaug 0,4 s, o vertikalus sparnų judėjimas stabilizavosi taip pat po 0,4 s.

3.4. Mini užsparnio koncepcijos prototipas

Atsižvelgus į numatytą mini užsparnio specifikaciją, šiame poskyryje yra projektuojamas mechanizmo koncepcijos prototipas, naudojant *SolidWorks* programinę įrangą. Mini užsparnio valdymo sistema veiks, kaip valdymo paviršius (vairas), kuris bus kontroliuojamas mikrovaldiklio.

3.4.1. Projektavimas

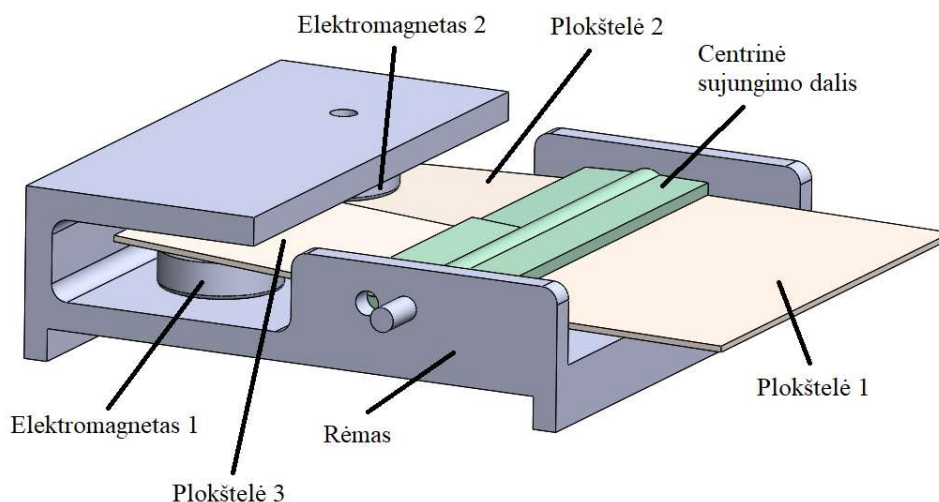
Pirmasis žingsnis – išnagrinėti tokios koncepcijos kinematiką, kuri leistų nustatyti pagrindinius mechanizmo komponentus. Analizuojant nustatyta, kad reikalingi mažų gabaritų elektromagnetai. Rinkoje galima rasti elektromagnetus, kurių skersmuo yra 15 mm, o aukštis – 5 mm. Pagal elektromagnetų matmenis galima spręsti, kad jie yra tinkami integruoti į sparną.

Be to, pagal kinematiką nustatyta, kad mini užsparnio sukimosi ašis yra 20 mm atstumu nuo sparno galinės briaunos, o plokštelė gali pasisukti 5 laipsniais į abi puses – aukštyn ir žemyn.

Prototipui reikalingas rėmas, kuriame bus tvirtinami elektromagnetai. Elektromagnetai išdėstomi vienas priešais kitą – vienas viršuje, kitas apačioje, taip, kad traukiančioji dalis būtų vidinėje rėmo dalyje. Elektromagnetai tvirtinami M3 varžtais, kurie per rėmą stabiliai įtvirtina komponentus. Be to, rėmo šonuose numatytos dvi 3 mm skersmens skylės, kurios nutolusios 5 mm viena nuo kitos.

Mini užsparnio plokštelė yra sujungta su dviem papildomomis plokštelėmis, kurios numatytos pasvirti 3 laipsniais žemyn ir aukštyn nuo horizontaliosios ašies. Šios plokštelės sujungtos per centrinę sujungimo dalį, kuri užtikrina jų reikiamą padėtį. Centrinėje dalyje numatomos 2,5 mm skersmens skylės abiejuose galuose, pro kurias eina sukimosi ašis.

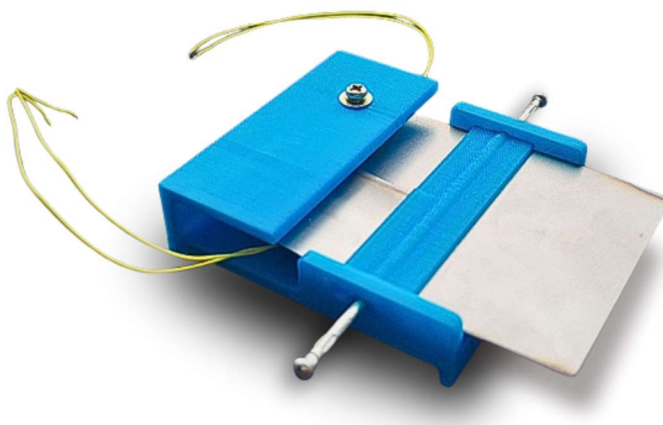
Centrinė dalis sujungiama su rėmu, naudojant 2,5 mm kaiščius, kurie tampriai įstatomi į centrinę dalį ir kiaurai per rėmą. 43 pav. pavaizduotas suprojektuotas 3D modelis ir nurodytos jo dalys.



43 pav. Suprojektuotas 3D mini užsparnio mechanizmo modelis

3.4.2. Prototipo gamyba ir testavimas

Prototipo rėmas ir centrinė dalis gaminami iš PLA medžiagos naudojant 3D spausdintuvą. Toliau iš 0,75 mm storio lygaus plieno lakšto išpjaunamos reikiamo dydžio plokštelės. Turint visas reikiamas dalis, mechanizmas yra surenkamas (44 pav.).



44 pav. Surinktas mini užsparnio mechanizmo prototipas

Mini užsparnio prototipo veikimas realizuotas, naudojant *Arduino Mega R3* mikrovaldiklį, suprogramuotą valdyti du priešingai sumontuotus 12 V elektromagnetus, taip sukuriant plokštelės svyravimą apie sukimosi ašį. Elektromagnetus perjungiant tam tikru dažniu, sukuriamas mechaninis judesys, imituojantis mini užsparnio veikimą. Arduino programinis kodas pateiktas 1 priede.

Sistema maitinama 12 V, 3 A maitinimo šaltiniu, kuris užtikrina pakankamą galią tiek elektromagnetams, tiek valdymo grandinėms. Elektromagnetai įjungiami ir išjungiami pagal valdymo signalus, siunčiamus iš *Arduino Mega R3* skaitmeninių išėjimų. MOSFET tranzistoriai IRLZ44N naudojami kaip jungikliai, leidžiantys valdyti elektromagnetų įtampą, naudojant Arduino išėjimo signalus. Perjungimo dažnis gali būti reguliuojamas pagal sistemos poreikius, siekiant optimalaus svyravimo.

9 lentelė. Prototipo testavimui naudojami elektriniai komponentai

Komponentas	Kiekis	Paskirtis
Mikrovaldiklis <i>Arduino Mega R3</i> (procesoriaus taktinis dažnis – 16 MHz) [40]	1	Valdo elektromagnetų perjungimą ir generuoja signalus MOSFET'ams
12V elektromagnetas (2.3W)	2	Sukuria magnetinį lauką, kuris traukia plokštelę
12V 3A maitinimo šaltinis	1	Maitina elektromagnetus ir kitus sistemos komponentus
IRLZ44N N-kanalo MOSFET	2	Veikia kaip jungiklis – leidžia 12V srovei tekėti į elektromagnetus, kai gauna signalą iš Arduino
10 k Ω <i>pull-down</i> rezistorius	2	Užtikrina, kad MOSFET'ai liktų išjungti, kai Arduino jų nevaldo
220 Ω rezistorius	2	Apriboja srovę į MOSFET'ų užtūrą, apsaugodamas Arduino išėjimus
1N5819 diodas (<i>flyback diodas</i>)	2	Apsaugo MOSFET'us nuo įtampos šuolių, atsirandančių dėl elektromagnetų indukcinės savybės

Kadangi sistema naudoja didelės galios indukcinis komponentus, prie kiekvieno elektromagneto prijungiami *flyback* diodai (1N5819), kurie apsaugo tranzistorius nuo aukštos įtampos šuolių. Taip

pat naudojami $10\text{ k}\Omega$ *pull-down* rezistoriai, užtikrinantys, kad MOSFET tranzistoriai išliktų išjungti, kai valdymo signalas yra nulinis. Be to, prie MOSFET tranzistorių užtūros prijungti $220\ \Omega$ rezistoriai, kurie riboja užtūros srovę ir užtikrina stabilų tranzistoriaus įjungimą bei išjungimą, apsaugodami jį nuo galimos per didelės srovės, galinčios sukelti pažeidimus. Visi elektriniai komponentai, jų kiekis ir paskirtis pateikti 9 lentelėje.

Išvados

1. Atlikus esamų aerotamprumo reiškinių slopinimo sistemų analizę, galima teigti, kad efektyviausios yra aktyviosios slopinimo sistemos, kurios leidžia dinamiškai prisitaikyti prie kintančių apkrovų ir aplinkos sąlygų. Tradicinės pasyvosios sistemos, nors ir paprastesnės bei patikimos, turi ribotą veikimo efektyvumą, esant plataus spektro aerodinaminiais poveikiams. Aktyviam aerotamprumo reiškinių slopinimui naudojami įvairūs valdymo algoritmai, tokie kaip PID, LQR ir kt. Aktyvus slopinimas paprastai vykdomas aktyviai valdant orlaivio paviršius ar kitus valdymo elementus.
2. Pagal apibrėžtą hipotetinį bepilotį orlaivį sudarytas sparno 3D modelis ir atliktos jo stiprumo, standumo bei natūraliųjų virpesių analizės. Apkrovus sparną 148,33 N jėga, nustatyta, kad minimalus atsargos koeficientas pagal „Tsai-Wu“ kriterijų 1,52. Ties 75 % sparno mosto vieta nustatytas sparno standumas – lenkimui jis siekė 177,18 N/m, o sukimui – 315,16 Nm/rad. Natūraliųjų virpesių analizės rezultatai parodė, kad pirmosios lenkimo būsenos svyravimų dažnis yra 2,44 Hz, o pirmosios sukimo – 38,02 Hz.
3. Sudarius tipinės sekcijos matematinį sparno aerotamprumo modelį ir taikius du skirtingus skaičiavimo metodus – kvazi-statinį bei K metodą – nustatytos svarbiausios sparno aerotamprumo charakteristikos. Kvazi-statiniu metodu gauti rezultatai parodė sistemos nestabilią elgseną esant mažiems greičiams, tačiau šis metodas neįtraukia aerodinaminių jėgų vėlinimo, todėl gali duoti klaidingus rezultatus. Naudojant pažangesnį K metodą, nustatyta, kad divergencija įvyksta ties 47,5 m/s, o flaterio reiškinys – ties 54,5 m/s greičiu. K metodu sudarytas modelis, paremtas nestabilia aerodinamika, patikimai atspindi sparno aerotamprumo charakteristikas.
4. Atlikus sparno profilio aerodinaminių savybių tyrimą, esant $Re=715\,000$, nustatyta, kad maksimalus keliamosios jėgos koeficientas yra $C_l=1,3$, esant atakos kampui 15° , o minimalus pasipriešinimo jėgos koeficientas yra $C_d=0,006$. Iš polinkio momento priklausomybės nuo atakos kampo nustatyta, kad atakos kampų intervale nuo -20° iki $+20^\circ$ didžiausia polinkio momento koeficiento absoliutinė vertė yra $C_m=0,033$. Atsižvelgiant į tai, parinktas 14 % dydžio mini užsparnis, galintis atsilenkti 5° kampu, kuris sudaro 50 % sparno mosto ilgio. Tokio užsparnio generuojamos C_m ir C_l koeficientų vertės yra atitinkamai lygios 0,071 ir 0,28.
5. Pritaikius aerotamprumo matematinį modelį, įvertintas mini užsparnio poveikis divergencijos reiškiniui. Skaičiavimų rezultatai parodė, kad naudojant mini užsparnį kaip pasyvų slopinimo elementą, divergencijos greitis padidėja nuo 47,5 m/s iki 51,85 m/s, tai yra 9,16 % padidėjimas. Dinaminių virpesių slopinimas atliktas prie 47,5 m/s, esant nestabiliai sistemai. Įjungus mini užsparnio slopinimą po 0,5 s, sukamieji svyravimai buvo pilnai nuslopinti po maždaug 0,4 s, o vertikalus sparnų judėjimas stabilizavosi taip pat po 0,4 s.
6. Sukurtas koncepcinis mini užsparnio prototipas, valdomas dviem elektromagnetais. Prototipo rėmas ir centrinė sujungimo dalys atspausdintos 3D spausdintuvu naudojant PLA medžiagą, o perjungimo svirties elementai bei pats užsparnis pagaminti iš plieninės skardos. Prototipo veikimas realizuotas naudojant *Arduino Mega R3* mikrovaldiklį.

Literatūros sąrašas

1. *RAPTOR SCIENTIFIC. Aerodynamic Flutter on Aircraft Control Surfaces: Testing and Measurement Analysis* [interaktyvus]. [žiūrėta 2024-05-25]. Prieiga per internetą: <<https://raptor-scientific.com/resources/aerodynamic-flutter-on-aircraft-control-surfaces/>>.
2. MERTENS, C. *Experimental aeroelastic characterization based on integrated optical measurements* [interaktyvus]. Delft University of Technology, 2023. [žiūrėta 2025-03-28]. Prieiga per internetą: <<http://resolver.tudelft.nl/uuid:366ceaef-39cf-4d87-9883-cf942b4971c4>>.
3. BISPLINGHOFF, Raymond L., ASHLEY, Holt and HALFMAN, Robert L. *Aeroelasticity*. New York : Dover, 1996. Dover science books. ISBN 978-0-486-69189-3.
4. HODGES, Dewey H. and PIERCE, G. Alvin. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity* [interaktyvus]. 2 ed. Cambridge University Press, 2011. [žiūrėta 2024-06-15]. ISBN 978-0-521-19590-4. Prieiga per internetą: <<https://www.cambridge.org/core/product/identifier/9780511997112/type/book>>.
5. BEHESHTINIA, Farshad, FIROUZ-ABADI, Rohollah Dehghani and RAHMANIAN, Mohammad. *Viscous damping effect on the aeroelastic stability of subsonic wings: Introduction of the U–K method. Journal of Fluids and Structures*. August 2017. Vol. 73, p. 1–15. DOI 10.1016/j.jfluidstructs.2017.05.006.
6. DJOJODIHARDJO, Harijono. *Introduction to Aeroservoelasticity with Case Studies*. In : DJOJODIHARDJO, Harijono, *Introduction to Aeroelasticity* [interaktyvus]. Singapore : Springer Nature Singapore, 2023. p. 545–590. [žiūrėta 2024-06-20]. ISBN 9789811680779. Prieiga per internetą: <https://link.springer.com/10.1007/978-981-16-8078-6_12>.
7. *Dynamic Aeroelastic Analysis*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2024-06-12]. Prieiga per internetą: <https://2021.help.altair.com/2021.2/hwsolvers/os/topics/solvers/os/aeroelastic_dynamic_aeroelastic_analysis_r.htm>.
8. BHARATI, Raj B., FILIPPI, M., MAHATO, Prashanta K. and CARRERA, E. *Flutter analysis of laminated composite structures using Carrera Unified Formulation. Composite Structures*. December 2020. Vol. 253, p. 112759. DOI 10.1016/j.compstruct.2020.112759.
9. MENG, Yang, WAN, Zhiqiang, XIE, Changchuan and AN, Chao. *Time-domain nonlinear aeroelastic analysis and wind tunnel test of a flexible wing using strain-based beam formulation. Chinese Journal of Aeronautics*. January 2021. Vol. 34, no. 1, p. 380–396. DOI 10.1016/j.cja.2020.07.027.
10. CHAI, GAO, Wei, ANKAY, Benjamin, LI, Fengming and ZHANG, Chuanzeng. *Aeroelastic analysis and flutter control of wings and panels: A review. International Journal of Mechanical System Dynamics*. September 2021. Vol. 1, no. 1, p. 5–34. DOI 10.1002/msd2.12015.
11. PEREIRA RIBEIRO, Lorrane and MARCOS GONÇALVES DE LIMA, Antônio. *Robust passive control methodology and aeroelastic behavior of composite panels with multimodal shunted piezoceramics in parallel. Composite Structures*. April 2021. Vol. 262, p. 113348. DOI 10.1016/j.compstruct.2020.113348.
12. LANDA, P. S., STRELKOV, S. P. and YAKOVLEVA, M. V. *Bending-torsional flutter of an airfoil with balance mass. Radiophysics and Quantum Electronics*. July 1968. Vol. 11, no. 7, p. 628–632. DOI 10.1007/BF01089391.
13. WANG, Yu, YU, Xiejun, ZHANG, Lingjian and GU, Chunyu. *Flutter suppression of airfoil with control surface using a variable-throttle hydraulic system under extreme fault condition*.

- Nonlinear Dynamics*. January 2025. Vol. 113, no. 1, p. 235–256. DOI 10.1007/s11071-024-10183-z.
14. MOOSAVI, Reza and ELASHA, Faris. *Smart Wing Flutter Suppression*. *Designs*. 8-March 2022. Vol. 6, no. 2, p. 29. DOI 10.3390/designs6020029.
 15. ZIMMERMANN, Helmut. *Aeroservoelasticity*. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. September 1991. Vol. 90, no. 1–3, p. 719–735. DOI 10.1016/0045-7825(91)90181-5.
 16. VINDIGNI, Carmelo Rosario, MANTEGNA, Giuseppe, ORLANDO, Calogero and ALAIMO, Andrea. *Simple adaptive wing-aileron flutter suppression system*. *Journal of Sound and Vibration*. February 2024. Vol. 570, p. 118151. DOI 10.1016/j.jsv.2023.118151.
 17. ROESSLER, Christian, STAHL, Philipp, SENDNER, Franz, HERMANUTZ, Andreas, KOEBERLE, Sebastian, BARTASEVICIUS, Julius, ROZOV, Vladyslav, BREITSAMTER, Christian, HORNUNG, Mirko, MEDDAIKAR, Yasser M., DILLINGER, Johannes, SODJA, Jurij, DE BREUKER, Roeland, KOIMTZOGLOU, Christos, KOTINIS, Dimitrios and GEORGOPOULOS, Panagiotis. *Aircraft Design and Testing of FLEXOP Unmanned Flying Demonstrator to Test Load Alleviation and Flutter Suppression of High Aspect Ratio Flexible Wings*. In : *AIAA Scitech 2019 Forum* [interaktyvus]. San Diego, California : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 7-January 2019. [žiūrėta 2025-05-12]. ISBN 978-1-62410-578-4. Prieiga per internetą: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2019-1813>>.
 18. OUYANG, Yan, GU, Yingsong, KOU, Xiping and YANG, Zhichun. *Active flutter suppression of wing with morphing flap*. *Aerospace Science and Technology*. March 2021. Vol. 110, p. 106457. DOI 10.1016/j.ast.2020.106457.
 19. DE BREUKER, Roeland, MKHOYAN, Tigran, NAZEER, Nakash, STUBER, Vincent, WANG, Xuerui, MKHOYAN, Iren, GROVES, Roger, VAN DER ZWAAG, Sybrand and SODJA, Jurij. *Overview of the SmartX Wing Technology Integrator*. *Actuators*. 20-October 2022. Vol. 11, no. 10, p. 302. DOI 10.3390/act11100302.
 20. MENGALI, Giovanni and PIERACCI, Andrea. *Ride Quality of Civil Aircraft from a Probabilistic Viewpoint*. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. March 2000. Vol. 23, no. 2, p. 319–324. DOI 10.2514/2.4525.
 21. ČEČRDLE, Jiří. *Introduction to aircraft aeroelasticity and whirl flutter*. In : *Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures* [interaktyvus]. Elsevier, 2015. p. 1–12. [žiūrėta 2025-03-28]. ISBN 978-1-78242-185-6. Prieiga per internetą: <<https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/B9781782421856500015>>.
 22. BI, Ying, XIE, Changchuan, AN, Chao and YANG, Chao. *Gust load alleviation wind tunnel tests of a large-aspect-ratio flexible wing with piezoelectric control*. *Chinese Journal of Aeronautics*. February 2017. Vol. 30, no. 1, p. 292–309. DOI 10.1016/j.cja.2016.12.028.
 23. LI, Hongkun, ZHAO, Yonghui and HU, Haiyan. *Adaptive Maneuver Load Alleviation via Recurrent Neural Networks*. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. July 2017. Vol. 40, no. 7, p. 1824–1831. DOI 10.2514/1.G002178.
 24. WRIGHT, Jan R. and COOPER, Jonathan E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. Second edition ed. Chichester, West Sussex, England : Wiley, 2014. Aerospace series. ISBN 978-1-118-48801-0.

25. HUANG, Rui, HU, Haiyan and ZHAO, Yonghui. *Designing active flutter suppression for high-dimensional aeroelastic systems involving a control delay*. *Journal of Fluids and Structures*. October 2012. Vol. 34, p. 33–50. DOI 10.1016/j.jfluidstructs.2012.05.012.
26. ROSIQUE, Miguel Á, ALAMIN, Raheeg and WHIDBORNE, James F. *Application of LQG and H_∞ Gain Scheduling Techniques to Active Suppression of Flutter*. *IFAC-PapersOnLine*. 2019. Vol. 52, no. 12, p. 502–507. DOI 10.1016/j.ifacol.2019.11.293.
27. TENG, Ying and CHEN, Hsin-Piao. *u-Synthesis for An Active Aeroelastic Wing with Leading and Trailing Edge Control Surfaces*. In : *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* [interaktyvus]. Reno, Nevada : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 9-January 2006. [žiūrėta 2025-04-01]. ISBN 978-1-62410-039-0. Prieiga per internetą: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2006-443>>.
28. *Realpars*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2024-06-28]. Prieiga per internetą: <<https://www.realspars.com/blog/pid-vs-advanced-control-methods>>.
29. *Model Predictive Control* [interaktyvus]. [žiūrėta 2025-04-01]. Prieiga per internetą: <<https://www.ist.uni-stuttgart.de/research/group-of-frank-allgoewer/model-predictive-control/>>.
30. GIESSELER, H.-G., KOPF, M., VARUTTI, P., FAULWASSER, T. and FINDEISEN, R. *Model Predictive Control for Gust Load Alleviation*. *IFAC Proceedings Volumes*. 2012. Vol. 45, no. 17, p. 27–32. DOI 10.3182/20120823-5-NL-3013.00049.
31. TANG, Difan, CHEN, Lei, TIAN, Zhao F and HU, Eric. *A neural network approach for improving airfoil active flutter suppression under control-input constraints*. *Journal of Vibration and Control*. February 2021. Vol. 27, no. 3–4, p. 451–467. DOI 10.1177/1077546320929153.
32. MU, Xusheng, HUANG, Rui, ZOU, Qitong and HU, Haiyan. *Machine learning-based active flutter suppression for a flexible flying-wing aircraft*. *Journal of Sound and Vibration*. July 2022. Vol. 529, p. 116916. DOI 10.1016/j.jsv.2022.116916.
33. LASAUSKAS, E. *Skrydžio principai*. Vilnius Gediminas Technical University, 2008. ISBN 978-9955-28-255-6.
34. *NACA 0012 AIRFOILS*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2025-03-02]. Prieiga per internetą: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>>.
35. *Performance Composites*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2025-03-25]. Prieiga per internetą: <http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp>.
36. KURIAKOSE, Vinu M. and SREEHARI, V.M. *Vibration and flutter analysis of damaged composite plates under thermal environment and its passive control using piezoelectric patches*. *Composites Part C: Open Access*. July 2023. Vol. 11, p. 100361. DOI 10.1016/j.jcomc.2023.100361.
37. SANDERS, B., EASTEP, F. E. and FORSTER, E. *Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft*. *Journal of Aircraft*. January 2003. Vol. 40, no. 1, p. 94–99. DOI 10.2514/2.3062.
38. S. J., Hulsoff. *Course AE4930 Aeroelasticity, November 2011 (Version 11.1)*. Faculty of Aerospace Engineering, TU Delft, 2011.
39. *XFLR5*. [interaktyvus]. [žiūrėta 2024-11-15]. Prieiga per internetą: <<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>.
40. *Arduino Mega 2560 Rev3* [interaktyvus]. [žiūrėta 2025-03-12]. Prieiga per internetą: <<https://store.arduino.cc/products/arduino-mega-2560-rev3>>.

Priedai

1 priedas. Arduino programinis kodas

```
#define MAGNET1 9 // Pin for first electromagnet
#define MAGNET2 10 // Pin for second electromagnet

void setup() {
    pinMode(MAGNET1, OUTPUT);
    pinMode(MAGNET2, OUTPUT);
}

void loop() {
    digitalWrite(MAGNET1, HIGH);
    digitalWrite(MAGNET2, LOW);
    delay(25);
    digitalWrite(MAGNET1, LOW);
    digitalWrite(MAGNET2, HIGH);
    delay(25);
}
```