



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimas esant mažiems Reinoldso skaičiams

Baigiamasis magistro projektas

Paulina Kilnaitė
Projekto autorė

Doc. Rolandas Makaras
Vadovas

Kaunas, 2025



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimas esant mažiems Reinoldso skaičiams

Baigiamasis magistro projektas

Aeronautikos inžinerija (6211EX024)

Paulina Kilnaitė

Projekto autorė

Doc. Rolandas Makaras

Vadovas

Jaun. asist. Martynas Lendraitis

Konsultantas

Prof. Vaidas Lukoševičius

Recenzentas

Kaunas, 2025



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Paulina Kilnaitė

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimas esant mažiems Reinoldso skaičiams

Akademinio sąžiningumo deklaracija

Patvirtinu, kad:

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

Paulina Kilnaitė

Patvirtinta elektroniniu būdu



Kaunas technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Baigiamojo magistro projekto užduotis

Išduota studentei – Paulina Kilnaitė

1. Projekto tema

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimas esant mažiems Reinoldso skaičiams

(Lietuvių kalba)

Research of High Aspect Ratio Wings Aeroelastic Behavior at Low Reynolds Numbers

(Anglų kalba)

2. Projekto tikslas ir uždaviniai

Tikslas: skaitiniais ir eksperimentiniais metodais ištirti didelio proilgio sparnų aerotamprumo charakteristikas esant mažiems Reinoldso skaičiams.

Uždaviniai:

1. išnagrinėti aerotamprumo reiškinius ir jų prognozavimo metodus;
2. ištirti skirtingų geometrijų sparnų tamprumo charakteristikas;
3. atlikti sparnų aerotamprumo reiškinių analizę skaitiniais metodais ir nustatyti nestabilumo greičius;
4. suprojektuoti ir pagaminti sparno galo virpesių matavimo įrangą;
5. palyginti sparnų virpesių eksperimentinius tyrimus gautus naudojant lazerinį akselerometrą ir pagamintą įrangą;
6. palyginti eksperimentinių tyrimų rezultatus su skaitiniais metodais gautais rezultatais.

3. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos

Išnagrinėti nedidelių matmenų, bet didelio proilgio sparnus. Atlikti aerotamprumo reiškinių (divergencijos, flaterio) tyrimus, apribojant flaterio greitį iki 20-30 m/s, taip siekiant užtikrinti saugią aerodinaminio vamzdžio eksploataciją. Eksperimentiniams tyrimams aerodinaminame vamzdyje suprojektuoti virpesių matavimo įrangą, gebančią fiksuoti sparno svyravimą ir susisukimą. Atlikti skaitinių ir eksperimentinių rezultatų palyginimą.

4. Papildomi reikalavimai projektui, ataskaitai ir jos priedams

Netaikoma.

Projekto autorius

Paulina Kilnaitė

(Vardas, Pavarde)

2025-02-15

(Data)

Projekto vadovas	Doc. Rolandas Makaras <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2025-02-15 <i>(Data)</i>
Krypties studijų programų vadovas	Artūras Keršys <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2025-02-15 <i>(Data)</i>

Kilnaitė, Paulina. Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimas esant mažiems Reinoldso skaičiams. Magistro baigiamasis projektas / vadovas doc. Rolandas Makaras; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

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

Reikšminiai žodžiai: aerotamprumas, divergencija, flateris.

Kaunas, 2025. 72 p.

Santrauka

Baigiamojo projekto metu nagrinėjama aerotamprumo reiškinių problematika esant mažiems Reinoldso skaičiams, o eksperimentai siejami su aukštos kokybės didelio proilgio sparnais, pasižyminčiais maža mase, storiu ir styga, tačiau dideliu mostu. Tokios konstrukcinės sąlygos lemia didesnį jautrumą aerotamprumo reiškinių atsiradimui, nes sparnas yra ypač elastingas ir linkęs lankstytis ir susisukti veikiant mažesnėms oro srauto apkrovoms.

Literatūros apžvalgos dalyje analizuota aerotamprumo problematika, identifikuoti pagrindiniai statiniai ir dinaminiai reiškinių tipai, daugiausia dėmesio skiriant flaterio analizei. Taip pat aptarti pagrindiniai reikalavimai sparnų projektavimui, modeliavimui ir eksperimentiniams tyrimams, pateikta naudojamų metodologijų ir skaičiuojamųjų modelių apžvalga.

Baigiamajame darbe suprojektuoti skirtingų geometrijų sparno modeliai ir atlikta skaitinė analizė, siekiant įvertinti geometrines charakteristikas bei nusistatyti sparnų deformacijų scenarijus. Pasinaudojant realiais modeliais, nustatyti pagrindiniai tamprumo parametrai: standumas lenkimui ir sukimui, būtini aerotamprumo reiškinių skaitinei analizei ir nestabilumo greičių, taikant K ir P-K metodus, nustatymui. Gauti rezultatai teigia, jog didėjant kompozito sluoksnių skaičiui bei mažėjant stygai, flaterio ir divergencijos reiškiniai pasireiškia esant didesniai oro srauto greičiui, todėl nustatyta, jog patikimiausi modeliai projekto tyrimuose yra 2 ir 3 sluoksnių sparnai su 0,02 ir 0,03 m styga, nes nestabilumo greičiai atitinka išsikeltą didžiausio kritinio oro srauto greičio kriterijų.

Eksperimentinei analizei atlikti suprojektuota ir pagaminta sparno galo virpesių matavimo įranga. Tyrimų metu sparno galo virpesiai aerodinaminiam vamzdyje tirti naudojant sukurtą įrangą ir lazerinį akselerometrą, atliktos virpesių ir dažninės analizės, gauti eksperimentiniai rezultatai lyginti tarpusavyje ir su skaitiniais metodais gautomis nestabilumų greičių reikšmėmis. Eksperimentų validumas grindžiamas per panašias kritines oro srauto greičio reikšmes bei dažnines charakteristikas, žyminčias sparno polinkį į nestabilią būseną. Atlikti tyrimai parodė, kad flaterio kritinių greičių rezultatų, tarp K ir P-K metodų bei eksperimentų, paklaidos siekė 0–4 %. Divergencijos greičių skirtumai buvo didesni, nuo 2 % iki 20 %, tai siejama su skirtumais tarp teorinių ir realių modelių geometrijos bei tamprumo charakteristikų. Rezultatų sutapimas parodė, kad abu eksperimentiniai metodai yra tinkami aerotamprumo reiškinių tyrimui esant mažiems Reinoldso skaičiams, o jų derinimas leidžia patikimai įvertinti konstrukcijos dinaminį atsaką ir patvirtinti skaitinių modelių tikslumą.

Projekto tikslas yra integruojant aerodinamikos, konstrukcijų atsparumo, kompozitinių medžiagų, elektronikos ir duomenų analizės sritis bei taikant skaitinius ir eksperimentinius metodus ištirti didelio proilgio sparnų aerotamprumo charakteristikas esant mažiems Reinoldso skaičiams.

Kilnaitė, Paulina. Research of High Aspect Ratio Wings Aeroelastic Behavior at Low Reynolds Numbers. Masters's Final Degree Project / supervisor Assoc. Prof. Rolandas Makaras; Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.

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

Keywords: aeroelasticity, divergence, flutter.

Kaunas, 2025. p. 72.

Summary

The final project researches the problematics of aeroelastic phenomena at low Reynolds numbers, with experiments related to high-aspect-ratio wings characterized by low mass, thickness and chord length, but large wingspan. Such characteristics result in increased sensitivity to the onset of aeroelastic phenomena, as the wing is highly flexible and prone to bending and torsion under lower airflow loads.

In the literature review part, the problematics of aeroelasticity are analyzed, identifying the main types of static and dynamic phenomena, with the main focus on flutter analysis. Key requirements for wing design, modeling and experimental research are also discussed. An overview of the applied methodologies and computational models are provided.

In the final project, wing models of different geometries are designed, numerical analysis is carried out to validate geometric characteristics and to determine possible deformation scenarios. Using physical models, the main elastic parameters are calculated: bending and torsional stiffness, which are necessary for the numerical analysis of aeroelasticity phenomena, in order to find instability speeds using the K and P-K methods. The results show that increasing the number of composite layers and decreasing chord length lead to higher airflow speeds required to reach flutter and divergence. Therefore, the most reliable models identified in this project are wings with 2 to 3 layers and chord lengths of 0,02 m to 0,03 m, as their instability speeds met the defined critical airflow speed criteria.

For experimental analysis, wing-tip vibration measurement equipment is designed and manufactured. During the experiments, wing-tip vibrations in a wind tunnel are studied using the developed measurement equipment and a laser accelerometer. Vibration and frequency analyses are performed, the experimental results are compared with each other as well as with the numerically obtained instability speed values. The validity of the experiments is supported by similar critical airflow speeds and frequency characteristics indicating the onset of instability. Experiments show that the difference between the flutter speeds obtained from K and P-K methods and experimental data is 0–4%. Divergence speed discrepancies are larger, ranging from 2% to 20%, due to differences between theoretical and actual models geometries and stiffness characteristics. The consistency of results demonstrated that both experimental methods are suitable for investigating aeroelastic phenomena under low Reynolds number conditions, additionally, their combination allows even more reliable evaluation of the dynamic response of the structure and verification of numerical model accuracy.

The main objective of the project is to research the aeroelastic phenomena of high-aspect-ratio wings at low Reynolds numbers by integrating the fields of aerodynamics, structural mechanics, composite materials, electronics and data analysis through the application of numerical and experimental methods.

Turinys

Lentelių sąrašas	9
Paveikslų sąrašas	10
Santrumpų ir terminų sąrašas	12
Įvadas.....	13
1. Literatūros apžvalga	14
1.1. Sparno geometrijos ir Reinoldso skaičiaus įtaka aerotamprumo reiškinių atsiradimui	14
1.2. Aerotamprumo samprata	15
1.3. Aerotamprumo reiškinių tipai.....	17
1.3.1. Statinis aerotamprumas: divergencija ir vairų reversas.....	17
1.3.2. Dinaminis aerotamprumas: flateris, propelerio sukurių flateris ir nepastovūs svyravimai ...	19
1.4. Reikalavimai aerotamprumo reiškinių tyrimams	21
1.4.1. Aerotamprumo reiškinių reglamentavimas ir sertifikavimo reikalavimai.....	21
1.4.2. Aerotamprumo vertinimo svarba orlaivio projektavimo etapuose.....	22
1.4.3. Aerotamprumo tyrimai aerodinaminuose vamzdžiuose.....	22
1.4.4. Modeliavimas pasitelkiant skaitinę baigtinių elementų analizę	24
1.4.5. Aerotamprumo tyrimai panaudojant vibracinius standus.....	25
1.5. Flaterio tyrimuose naudojami skaičiuojamieji modeliai	25
1.5.1. Tipinio skerspjuvio matematinis skaičiuojamasis modelis	25
1.5.2. K metodas.....	27
1.5.3. P metodas.....	28
1.5.4. P-K metodas	29
1.5.5. K, P-K ir P metodų palyginimas.....	29
1.6. Aerotamprumo problematika.....	30
2. Skirtingų geometrijų sparno projektavimas, skaitinė analizė bei aerotamprumo reiškinių modeliavimas skaitiniais metodais	31
2.1. Tiriamojo sparno modeliavimas ir projektinių sąlygų nustatymas.....	31
2.2. Sparno modelių baigtinių elementų analizė	33
2.3. Sparno tamprumo charakteristikų nustatymas.....	35
2.3.1. Sparno standumas sukimui	36
2.3.2. Sparno standumas lenkimui.....	37
2.4. Sparno nestabilumų greičių nustatymas	40
2.4.1. Pirminiai bandymai aerodinaminiam vamzdyje	42
3. Tiriamojo sparno modelio ir sparno galo virpesių matavimo įrangos projektavimas ir gamyba.....	43
3.1. Tiriamasis sparno modelis ir jo pritaikymas sparno galo virpesių matavimo įrangai.....	44
3.2. Elektrinių valdymo komponentų parinkimas	46
3.3. Sparno montavimui aerodinaminiam vamzdyje skirtas laikiklis.....	48
4. Eksperimentiniai sparno aerotamprumo reiškinių tyrimai	50
4.1. Priešeksperimentinė analizė	50
4.1.1. Savųjų svyravimų tyrimas	50
4.1.2. Aerodinaminio vamzdžio virpesių tyrimas	52
4.2. Eksperimentiniai tyrimai atliekami su sparno galo virpesių matavimo įranga	54
4.3. Eksperimentiniai tyrimai panaudojant lazerinį akselerometrą	58
4.4. Eksperimentinių rezultatų palyginimas	63

4.4.1. Sparno galo virpesių matavimo įrangos fiksuotų ir skaitiniais metaodas apskaičiuotų nestabilumo greičių palyginimas	63
4.4.2. Sparno galo virpesių matavimo įrangos ir lazerinio akselerometro matavimų palyginimas.	64
4.5. Metodų apibendrinimas ir tyrimų validumas	64
Išvados	67
Literatūros sąrašas	69
Priedai.....	73
1 priedas. Sparno modelių lenkimo analizės SolidWorks vaizdai	73
2 priedas. Sparno modelių sukimo analizės SolidWorks vaizdai	74
3 priedas. Sukimo standumo <i>GJ</i> parametrų skaičiavimo kodas MATLAB	75
4 priedas. Lenkimo standumo <i>EI</i> parametrų skaičiavimo kodas MATLAB	76
5 priedas. Arduino programinės įrangos kodas, skirtas MPU6050 matavimams.....	77
6 priedas. Sparno modelių savųjų svyravimų analizės vaizdai	78
7 Sparno galo vipresių matavimų grafikai.....	82
8 priedas. Sparno galo lenkimo ir susisukimo grafikų bei greičio spektogramų sudarymo kodas MATLAB	86
9 priedas. Sparno galo greičio spektogramos	87

Lentelių sąrašas

1 lentelė. Sparno modelių laminatų informacinė lentelė.....	32
2 lentelė. Lenkimo analizės rezultatai	33
3 lentelė. Sukimo analizės rezultatai	34
4 lentelė. Sparno modelių parametrai	36
5 lentelė. Sparno modelių skespjūvio standumo sukimui skaičiavimų rezultatai.....	37
6 lentelė. Sparno modelių savųjų svyravimų bandymo rezultatai, kai mostas 0,27 m	38
7 lentelė. Eksperimentinės vibroanalizės metu nustatyti sparno modelių standumo lenkimui rezultatai	40
8 lentelė. Sparno modelių divergencijos ir flaterių greičių rezultatai gauti naudojant matematinį prognozavimą	41
9 lentelė. Pagamintų sparno modelių matmenys bei masė.....	45
10 lentelė. Jutiklio MPU6050 parametrai [45].....	47
11 lentelė. Eksperimento metu nustatyti sparno modelių savųjų virpesių dažniai, taip pat pateikti rezultatai, gauti vibroanalizės metu, kai sparnai buvo tiriami su papildoma mase	51
12 lentelė. Sparno modelių aerotamprumo reiškinių kritiniai greičiai.....	56
13 lentelė. Sparno modelių dažninės analizės rezultatai pagal eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio prie skirtingų oro srauto greičių	58

Paveikslų sąrašas

1 pav. Aerotamprumo nagrinėjamų jėgų tarpusavio sąveika ir ryšiai su reiškinais [8]	16
2 pav. Nesėkmingas Samuelio Langley skrydžio bandymas su motoriniu orlaiviu [10]	17
3 pav. Trys sparno divergencijos fazės: sparnas stabilus, diverguojantis bei struktūriškai pažeistas [15]	18
4 pav. Keturi sparno flaterio fazės: sparnas stabilus, flateruojantis bei struktūriškai pažeistas [18]	20
5 pav. Dvi sūkurių flaterio fazės: propeleriai stabilus bei sustojęs propeleriai dėl flatrio reiškinio [20]	20
6 pav. Sparno paviršiuje matoma sužadavimo banga [22]	20
7 pav. Sparno sužadavimo bangos sukelti aerodinaminiai sūkuriai [23].....	21
8 pav. Flaterio tyrimo pavyzdys vėjo tunelyje [27]	23
9 pav. Vibracinio tyrimo standas su sparno modeliu ir matavimo įranga [31]	25
10 pav. Sparno mostas ir styga.....	25
11 pav. Sparno lenkimo analizėje modeliuojama jėgos kryptis ir įtvirtinimai SolidWorks	33
12 pav. Lenkimo analizė, kai sparnas pagamintas iš 2 sluoksnių aramido pluošto, o styga 0,02 m.	33
13 pav. Sparno sukimo analizėje modeliuojamų jėgų kryptys ir įtvirtinimai SolidWorks	34
14 pav. Sukimo analizė, kai sparnas pagamintas iš 2 sluoksnių aramido pluošto, o styga 0,02 m... ..	34
15 pav. Kompozito sluoksnių schema su nurodytomis x, y, z koordinatėmis	35
16 pav. Pagaminti kompozitiniai sparno modeliai	36
17 pav. (a) savųjų svyravimų bandymo schema ir (b) svyruojančio modelio kadras	38
18 pav. Sparno su dviem aramido sluoksniais ir 0,02 m styga nestabilumo greičių prognozavimas K ir P-K metodu	41
19 pav. Pirminis sparno modelio bandymas aerodinaminiam vamzdyje	42
20 pav. Principinis virpesių matavimo įrangos tvirtinimo modelis aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje, vaizduojama sparno modelis, laikiklis, jutiklis MPU6050 ir mikrovaldiklis Arduino UNO R3	43
21 pav. Sparno modelio plokštelė su matmenimis.....	44
22 pav. Vario laidų gija naudota tiriamuosiuose sparno modeliuose.....	44
23 pav. Pagaminto sparno su viduje montuojamomis laidų gijomis, skirtomis jutiklio jungimui, vaizdas	45
24 pav. Laidų gijos ant pirmo aramido pluošto audinio sluoksnio prieš tolimesnį kompozito sluoksniavimą ir impregnavimą.....	45
25 pav. Kompozitinės plokštelės rankinis pjaustymas.....	45
26 pav. Sparno modelis su laidais	46
27 pav. Principinė jutiklio ir mikrovaldiklio jungimo schema	46
28 pav. Jutiklis MPU6050, sumontuotas ant sparno galo	47
29 pav. Laikiklio detalė.....	49
30 pav. Sujungtas laikiklis	49
31 pav. Atspausdintos laikiklio detalės	49
32 pav. Sumontuotas laikiklis	49
33 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo	51
34 pav. Aerodinaminio vamzdžio virpesių priklausomybė nuo oro srauto greičio	53
35 pav. Aerodinaminio vamzdžio dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, sudaryta atlikus tyrimą sparno galo virpesių matavimo įranga	53

36 pav. Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą	54
37 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo	55
38 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo.....	57
39 pav. Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą ir lazerinį akselerometrą.....	59
40 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo. (a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai ..	60
41 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo. (a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai.....	61
42 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš lazerinio akselerometro. (a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai	62

Santrumpų ir terminų sąrašas

Terminai:

Aerotamprumas – aerodinamikos mokslo sritis nagrinėjanti aerodinaminių jėgų sąveiką su elastingais kūnais bei šios sąveikos metu galinčius atsirasti reiškinius [1]. Aerotamprumas tiriamas ne tik aviaciniams kūnams, tačiau ir tiltams ar pastatams, apibendrinus, visiems kūnams, kurie nėra idealiai standūs.

Harmoniniai svyravimai – tai svyravimai, kai poslinkis kinta sinuso arba kosinuso dėsnio [2]. Harmoniniai svyravimai aerotamprumo skaičiavimuose siejami su kūno svyravimais, kadangi įvairios oro sąlygos, tokios kaip slėgis, temperatūra ir srauto greitis, gali sukelti skirtingus reiškinius ant aerodinaminio kūno.

Idealiai standus kūnas – kūnas, kuris nepatiria jokių deformacijų. Idealiu vadinamas, nes praktikoje nėra tokio aviacinio (ar kito pobūdžio) kūno, kuris nepatirtų bent minimalių deformacijų [3]. Jeigu kūnas yra idealiai standus, tuomet aerotamprumo reiškinys jam negalioja.

Ivadas

Šiuolaikinėje aviacijoje auga susidomėjimas mažaisiais orlaiviais: bepiločiais, lengvaisiais skraidymo aparatais, stebėjimo dronais, ar tiesiog naujais eksperimentiniais tyrimų modeliais. Šis susidomėjimas grindžiamas plačiomis jų pritaikymo galimybėmis tiek įvairiose industrijos srityse, tiek ir asmeniniame panaudojime. Kadangi dauguma tokių orlaivių pasižymi mažu skrydžio greičiu ir mažu konstrukcijos masteliu, jų projektavime ypač svarbios tampa konstrukcijų aerodinaminės ir tamprumo savybės. Naudojant didelio proilgio sparnus, kurie yra ploni, lengvi ir elastingi, siekiama padidinti skrydžio efektyvumą, tačiau tokios konstrukcijos kartu tampa jautresnės aerotamprumo reiškiniams, tokiems kaip flateris ar divergencija.

Esant dideliame sparno proilgiui, srauto struktūra ir konstrukcijos atsakas tampa sudėtingesni, stiprėja nelinijiniai efektai, todėl nestabilumo reiškiniams prognozuoti būtina taikyti įvairius metodus. Mažųjų orlaivių tyrimai turi būti atliekami per mažus Reinoldso skaičius, nes netikėtos nestabilumo formos gali reikšmingai paveikti skrydžio saugumą ir efektyvumą, todėl simuliacijos dideliuose greičiuose gali tapti pavojingos. Maži Reinoldso skaičiai taip pat būdingi ir eksperimentiniuose modeliuose, naudojamuose vėjo tuneliuose, todėl šios srities tyrimai yra svarbūs ne tik praktiniam taikymui, bet ir naujų aerodinamikos bei aerotamprumo reiškinių teorijų tobulinimui, ypač reikšmingų plėtojant modernius, lengvus ir efektyvius skraidymo aparatus.

Nors didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimai mažų Reinoldso skaičių srityje jau yra atliekami, akademiniame ir moksliniame KTU tyrimų veikloje išsamių eksperimentinių bei skaitinių darbų šia tematika iki šiol yra nedaug. Tokie tyrimai gali prisidėti ne tik prie mažųjų orlaivių projektavimo ar patikimumo vertinimo, bet taip pat sudaro sąlygas naudojant paprastas priemones sukurti modelius, skirtus simuliuoti sudėtingus aerotamprumo reiškinius prieinamoje aplinkoje.

Projekto tikslas – skaitiniais ir eksperimentiniais metodais ištirti didelio proilgio sparnų aerotamprumo charakteristikas esant mažiems Reinoldso skaičiams.

Projekto uždaviniai:

1. išnagrinėti aerotamprumo reiškinius ir jų prognozavimo metodus;
2. ištirti skirtingų geometrijų sparnų tamprumo charakteristikas;
3. atlikti sparnų aerotamprumo reiškinių analizę skaitiniais metodais ir nustatyti nestabilumo greičius;
4. suprojektuoti ir pagaminti sparno galo virpesių matavimo įrangą;
5. palyginti sparnų virpesių eksperimentinius tyrimus gautus naudojant lazerinį akselerometrą ir pagamintą įrangą;
6. palyginti eksperimentinių tyrimų rezultatus su skaitiniais metodais gautais rezultatai.

1. Literatūros apžvalga

1.1. Sparno geometrijos ir Reinoldso skaičiaus įtaka aerotamprumo reiškinių atsiradimui

Aerotamprumo reiškiniai dažniausiai pasireiškia sparno konstrukcijoje, kadangi tai pagrindinė orlaivio dalis, nuolat patirianti sudėtingas aerodinamines apkrovas. Šių reiškinių atsiradimui didelę įtaką turi sparno geometriniai parametrai bei jų tarpusavio santykiai. Siekiant prognozuoti tokių reiškinių atsiradimą, būtina tiksliai įvertinti sparno geometrines savybes ir aplink jį veikiančio oro srauto fiziką, kuri gali būti apibūdinama Reinoldso skaičiumi.

Sparnas yra pagrindinė orlaivio konstrukcinė dalis, būtina keliama jėgai sukurti ir orlaivio stabilumui skrydžio metu užtikrinti, be sparno skrydis būtų neįmanomas [4]. Sparną veikiančios aerodinaminės jėgos tiesiogiai priklauso nuo jo geometrijos, profilio formos, proporcijų bei paviršiaus kokybės. Dėl to sparnų projektavimas yra itin svarbi aviacijos inžinerijos sritis, kuriai skiriama daug tyrimų dėmesio. Nuolat vykdomi eksperimentiniai ir skaitiniai tyrimai, kuriais siekiama sukurti efektyvesnius sparnų profilius ir konstrukcijas, mažinančias pasipriešinimą, didinančias keliamąją jėgą ar konstrukcinį našumą. Dėl šios pažangos pasaulyje egzistuoja labai daug skirtingų sparnų ir profilių variantų, pritaikytų skirtingiems orlaivių tipams, skrydžio režimams bei techniniams tikslams.

Pagrindinis sparną aprašantis dydis yra mostas, žymimas b , šis dydis aprašo sparno ilgį. Pagrindinis profilio geometriją aprašantis dydis yra styga, žymima c . Styga, tai tiesė, kuri jungia profilio priekinės briaunos tašką su galinės briaunos tašku, ji svarbi, nes dažniausia stygos atžvilgiu yra išreiškiamos profilio geometrinių charakteristikos. Kadangi įprastu atveju sparnas nėra idealios geometrinių formos, vietoje stygos yra naudojama vidutinės geometrinių sparno stygos sąvoka, tokia styga skaičiavimuose žymima c_g ir apskaičiuojama pasinaudojant (1) formule [5]:

$$c_g = \frac{S}{b}; \quad (1)$$

čia S – sparno horizontalios projekcijos plotas, m^2 ;

b – sparno mostas, m .

Proilgis, žymimas A , yra apskaičiuojamas (2) kaip santykis tarp sparno mosto ir vidutinės geometrinių stygos arba santykis tarp sparno mosto kvadrato ir sparno horizontalios projekcijos ploto [5]:

$$A = \frac{S}{c_g} = \frac{b^2}{S}. \quad (2)$$

Didėjant sparno proilgiui, tampa vis sudėtingiau užtikrinti reikiamą jo konstrukcinį stiprumą ir standumą. Dėl mažesnio atsparumo lenkimui ir sukimui, ilgesnis, tačiau siauresnis sparnas tampa labiau linkęs deformuotis veikiant apkrovoms. Dėl šios priežasties aerotamprumo reiškiniai tokiems sparnams yra stebimi daug dažniau lyginant su mažesnių proilgių sparnais. Deformacijos dėl didelių apkrovų gali būti ir negrįžtamos bei sukelti sparno pasikeitimus, kurie daro įtaką aerodinaminėms jėgoms, o tai sukuria cikliškumą, jog pakitusios aerodinaminės jėgos gali daryti įtaką ir tolimesnėms struktūrinėms deformacijoms.

Didelio proilgio sparnai dažniausia ir plačiausia yra taikomi projektuojant sklandytuvus, ilgų nuotolių ir bepiločius orlaivius, tad norint nuspėti tokių orlaivių konstrukcijos reakciją į deformacijas, reikia atsižvelgti į atsirandančių jėgų sąveikas viso skrydžio metu.

Tarpusavyje palyginus du sparnus, tiriamus vienodomis sąlygomis ir besiskiriančius tik savo proilgiu, paaiškėja, kad mažesnio proilgio sparnas pasižymi mažesniu keliamosios jėgos koeficiento ir pasipriešinimo jėgos koeficiento santykiu. Šis santykinis dydis vadinamas aerodinaminiu efektyvumu ir yra esminis rodiklis vertinant sparno kokybę eksploataciniu požiūriu. Didesnio proilgio sparnai pasižymi mažesniu indukcinio pasipriešinimo, tai pasipriešinimo komponentas, kylantis dėl oro srauto nukrypimo žemyn ties sparno galais, ypač svarbus mažų Reynoldsų skrydžio metu. Dėl šios priežasties didelio proilgio sparnai efektyviau kuria keliamąją jėgą ir yra ekonomiškesni ilgalaikėje eksploatacijoje.

Kita vertus, mažesnio proilgio sparnai paprastai būna struktūriškai tvirtesni ir kompaktiškesni, todėl gali pasiekti aukštesnį maksimalų keliamąją jėgos koeficientą esant mažesniai atakos kampui iki srauto atsiskyrimo. Vis dėlto, siekiant su mažesnio proilgio sparnu pasiekti tokį pat keliamosios jėgos koeficientą kaip su didesnio proilgio sparnu, būtina skristi didesniu greičiu [6]. Tai pabrėžia, kad didesnio proilgio sparnai, nors ir yra konstrukciškai sudėtingesni, tačiau yra aerodinamiškai turi didesnę efektyvumą dėl sumažinto indukcinio pasipriešinimo ir geresnio keliamosios ir pasipriešinimo jėgų koeficientų santykio.

Atliekant aerodinaminius skaičiavimus ar eksperimentus, vietoje tiesioginio oro srauto greičio naudojamas Reinoldso skaičius, kuris vienu parametru apibūdina visą oro srauto fiziką tam tikroje geometrijoje. Šis skaičius atspindi santykį tarp inercinių ir klampumo jėgų sraute ir leidžia lyginti skirtingus srauto atvejus. Reinoldso skaičius, žymimas Re , apskaičiuojamas naudojant (3) formulę [5]:

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

čia ρ – oro tankis, kg/m^3 ;

v – oro srauto greitis, m/s ;

l – stygos ilgis arba tiriamo kūno skersmuo, m ;

μ – kinematinis oro klampumas, m^2/s .

Esant mažiems Reinoldso skaičiams, oro srautas aplink kūną pasižymi didesniu klampumu, todėl konstrukcija tampa jautresnė net nedidelėms apkrovoms. Tokiose sąlygose aerotamprumo reiškiniai gali pasireikšti esant žymiai mažesniais oro srauto greičiams, todėl tyrimuose labai svarbu tiksliai įvertinti tamprumo charakteristikas ir taikyti tinkamus prognozavimo metodus.

Pasinaudojant Re skaičiumi galima lengviau tarpusavyje lyginti ne tik tyrimo objektus, bet ir realius aerodinaminius kūnus, pavyzdžiui, jeigu tiriamam modeliui sudarysime tokias pat sąlygas, jog jo Reinoldso skaičius bus toks pat kaip ir realaus orlaivio, tuomet galėsime nustatyti, jog gauti tyrimų rezultatai modeliui galioja ir realiam orlaiviui.

1.2. Aerotamprumo samprata

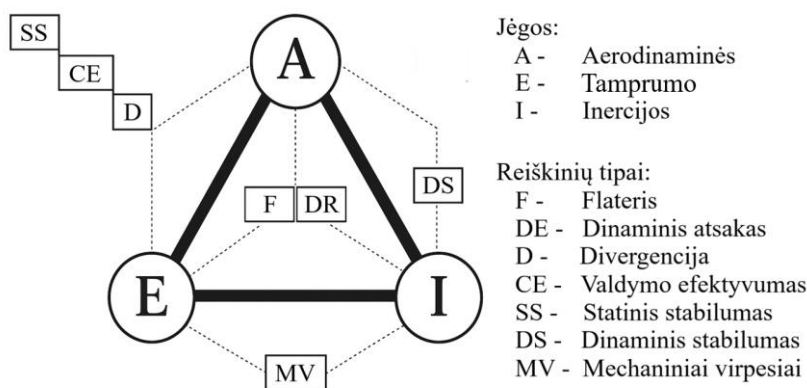
Aerotamprumas yra aerodinamikos mokslo sritis, o kartu ir reiškinys, kai yra vertinamas aerodinaminių jėgų ir konstrukcijos deformacijų tarpusavio veikimas.

Lengvoms ir plonomis sparnų konstrukcijoms, naudojamoms orlaiviuose, kuriems keliami aukšti efektyvumo ir aerodinaminės kokybės reikalavimai, aerotamprumo reiškinų vertinimas yra itin svarbus. Dėl mažo storio ir masės šie sparnai yra labiau linkę deformuotis veikiami aerodinaminių

apkrovų, o tai ypač aktualu skrydžio metu, kai veikiama nedideliais greičiais. Tokiose sąlygose net ir nedideli struktūriniai nuokrypiai gali lemti reikšmingus aerodinaminių jėgų pokyčius. Esant stipriai sąveikai tarp deformacijos ir apkrovų, gali išsivystyti didelės amplitudės virpesiai, tokie kaip flateris, kurie ne tik trikdo orlaivio stabilumą, bet gali sukelti ir negrįžtamus, destruktinius konstrukcijos pažeidimus, todėl aerotamprumo analizė tampa esminiu žingsniu siekiant užtikrinti saugų ir patikimą tokių orlaivių eksploatavimą.

Aerotamprumas tiria aerodinaminių, tamprumo ir inercijos jėgų tarpusavio ryšį. Kadangi aerotamprumas susideda iš daug skirtingų jėgų, su juo susijusius uždavinius inžineriniu požiūriu yra sudėtinga, bet būtina nagrinėti ir vertinti. Tam, kad aerotamprumo reiškiniai galėtų pasireikšti, būtina bent dviejų jėgų sąveika, o pats susidarantis reiškinys priklauso nuo veikiančių jėgų pobūdžio.

Aerotamprumo reiškiniai yra išskiriami į statinius ir dinامينius. Skirtumas tarp statinio ir dinaminio aerotamprumo yra būtent jėgų vertinimas: dinaminio aerotamprumo metu inercinės jėgos yra vertinamos, o statinio aerotamprumo metu ne [7]. 1 paveiksle pateikti aerotamprumo nagrinėjamų jėgų tarpusavio sąveika ir ryšiai su aerotamprumo reiškiniais ir problemų tipais.



1 pav. Aerotamprumo nagrinėjamų jėgų tarpusavio sąveika ir ryšiai su reiškiniais [8]

Nagrinėjant aerotamprumo tipus ar sąlygas, labai svarbu yra suprati realius šio reiškinio pavyzdžius ir galimas pasekmes, taip iškeliant aerotamprumo tyrimų įvertinimo būtinumą visiems aerodinaminiams modeliams ir kūnams.

Projektuojant ir tiriant orlaivių konstrukcijas, tiek teoriniuose modeliuose, tiek eksperimentiniuose bandymuose, numatoma, kad tokie pavojingi aerotamprumo reiškiniai kaip flateris ar divergencija neturi atsirasti normaliomis eksploatacinėmis sąlygomis: šių reiškinių kritiniai atsiradimo greičiai turi būti gerokai aukštesni nei bet koks realiam skrydyje galimas greitis, o jų pasireiškimo tikimybė itin maža arba visiškai negalima. Tik taip galima užtikrinti, kad orlaivis atitiktų visus saugumo ir patikimumo reikalavimus.

Literatūros apžvalgoje daugiausia dėmesio skiriama vienam iš pagrindinių dinaminio aerotamprumo reiškinių: sparno flateriui. Analizuojamos šio reiškinio atsiradimo prielaidos, fizinės savybės, įtaka konstrukcijai bei galimi jo praktinio vertinimo metodai. Priešingai nei realiose skrydžio situacijose, kuriose flaterio būtina vengti, teorinėse analizėse ir laboratoriniuose eksperimentuose sąmoningai siekiama sudaryti sąlygas šiam reiškiniui pasireikšti, tai leidžia jį geriau suprasti, identifikuoti kritinius parametrus ir tobulinti konstrukcinius sprendimus dar projektavimo etapuose.

Pirmieji aerotamprumo reiškiniai buvo fiksuoti dar iki pirmojo sėkmingo motorinio skrydžio. Broliai Wrightai, eksperimentuodami su sklandytuvais, dar to nežinodami, susidūrė su aerotamprumo problematika, kurią vėliau įvertino ir pritaikė konstruodami savo orlaivį *Wright Flyer*, sėkmingai pakilusį 1903 m. gruodžio 17 d.

Tačiau pirmuoju dokumentuotu atveju, kai orlaivio nesėkmė siejama su aerotamprumu, laikomas Samuelio Langley bandymas 1903 m. gruodžio 8 d. Antrojo bandymo metu jo sukonstruotas motorinis orlaivis, vos pakilęs, subyrėjo ore. Po daugelio metų atlikta rekonstruoto modelio analizė parodė, kad katastrofą sukėlė sparno divergencija, reiškinys, kai dėl pernelyg mažo konstrukcinio standumo sparnas smarkiai deformavosi ir susisuko [9], tai įvyko dėl nepakankamo konstrukcijos atsparumo aerodinaminėms apkrovoms kylant. 2 paveiksle pavaizduotas nesėkmingas bandymas, kurio metu orlaivis iškart po paleidimo sudužo.



2 pav. Nesėkmingas Samuelio Langley skrydžio bandymas su motoriniu orlaiviu [10]

Atlikus struktūrines modifikacijas, orlaivį pavyko stabilizuoti trečiajam skrydžiui. Manoma, kad jei šie patobulinimai būtų buvę įgyvendinti anksčiau, Langley būtų galėjęs aplenkti brolius Wrightus ir tapti pirmojo sėkmingo motorinio skrydžio autoriumi [9].

1.3. Aerotamprumo reiškinių tipai

Aerotamprumo reiškiniai atsiranda dėl aerodinaminių jėgų, veikiančių deformuotis linkusias konstrukcijas bei jų sąveikos su elastingumu ir inercinėmis savybėmis. Jei konstrukcija būtų idealiai standi, nereaguotų į apkrovas deformacijomis, šie reiškiniai neatsirastų, tačiau aviacijoje tokios konstrukcijos yra praktiškai neįmanomos, nes siekiant mažos masės ir gerų aerodinaminių savybių, orlaiviai neišvengiamai pasižymi tam tikru lankstumu, todėl konstrukcijos deformacijos tampa reikšmingu veiksnium, galinčiu lemti nestabilumą.

Šiame skyriuje bus apžvelgiami pagrindiniai aerotamprumo reiškinių tipai, kurie skirstomi į statinius ir dinامينius.

1.3.1. Statinis aerotamprumas: divergencija ir vairų reversas

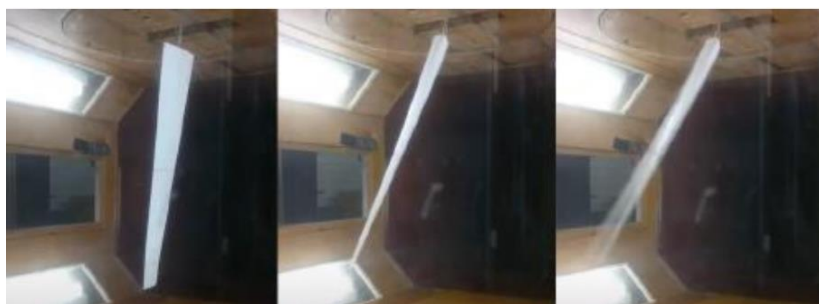
Statinis aerotamprumas yra lanksčių orlaivių konstrukcijų deformacijos, kai pasirenkama sąlyga, jog jėgos ir judesiai yra nepriklausomi nuo laiko, tai reiškia, jog galima nekreipti dėmesio į inercines jėgas, nes jos priklauso nuo pagreičio [11].

Statinis aerotamprumas svarbus tuo, jog jo metu susidariusios jėgos yra atsakingos už susidarančias apkrovas pastovaus skrydžio metu: keliamąją jėgą, pasipriešinimo jėgą, valdymo paviršiaus efektyvumą, statinį stabilumą ir valdymo charakteristikas.

Skrydžio metu dažniausia pasitaiko du nepageidaujami statinio aerotamprumo reiškiniai: divergencija ir vairų reversas [12, 13].

Pirmasis statinio aerotamprumo reiškinys yra divergencija. Divergencija atsiranda tuomet, kai oro apkrovos sukuriamas momentas tampa didesnis už sparno konstrukcinį sukimo standumą [14], tokiu atveju sparnas pradeda lenkti ir sukti nuo fiuzeliažo. Paprastai apibūdinus < tai reiškia, jog sparnas pamažu tampa plėšiamas nuo orlaivio liemens. Jeigu sparno divergencija trunka pakankamai ilgai, šis reiškinys gali privesti sparno konstrukciją visiškai suirti.

Kritiniu greičiu laikomas greitis, kurį orlaiviui pasiekus prasideda divergencijos reiškinys ir įvyksta gedimas. Toks greitis turėtų būti daug didesnis už maksimalų orlaivio veikimo greitį, jog būtų sudaromos sąlygos visiškai išvengti divergencijos atsiradimo galimybės. Šis greitis priklauso nuo sparnų profilio ir geometrinės formos, pavyzdžiui, į priekį išlenkti sparnai susiduria su aukšta divergencijos rizika, kadangi slenkstinis greitis jiems yra sąlyginai mažas [14], 3 paveiksle pateikiamas divergencijos bandymo pavyzdys.



3 pav. Trys sparno divergencijos fazės: sparnas stabilus, diverguojantis bei struktūriškai pažeistas [15]

Pateiktame paveiksle matomi trys eksperimento vaizdai. Žiūrint iš kairės į dešinę, pirmame vaizde matomas aerodinaminiam vamzdyje įtvirtintas sparnas, kurio neveikia oro srautas. Antrame vaizde matomas tas pats sparnas, tik jau veikiamas oro srauto, akimirka užfiksuota prieš pat pasiekiant slenkstinį greitį, tad sparnas yra maksimaliai sulenktas ir susuktas. Trečiame vaizde matomas jau nuo tvirtinimo konstrukcijos atitrūkstantis sparnas, tai rodo, jog slenkstinis oro srauto greitis ne tik buvo pasiektas, bet ir viršytas, o sparno tvirtinimo konstrukcija neatlaikė susidariusių sukimo ir lenkimo jėgų bei momentų divergencijos metu.

Antrasis statinio aerotamprumo reiškinys yra vadinamas vairų reversu, kuris laikomas itin pavojingu orlaivio skrydžio saugumui. Vairų reversas laikomas neigiamu poveikiu orlaiviui, nes reiškinio metu dėl aerodinaminių apkrovų deformuojasi valdomieji paviršiai. Susidariusios deformacijos lemia, jog šių paviršių paskirtis pasikeičia – orlaivio manevringumas tampa priešingas: norint sukti į kairę valdymo svirtį reikia stumti dešinėn, priešingai nei įprasta [11].

Šis reiškinys pavojingas tuo, jog orlaivio valdymo sistemos tiksliai neregistruoja šių deformacijų ir vertinimas tampa žmogiško faktoriaus sprendimu, nes tik pilotas pasitelkdamas savo žinias ir patirtimi gali priimti reikiamus veiksmus tolimesnio skrydžio metu. Skrydžio įgulai laiku neidentifikavus susidariusio reiškinio, galimi negrįžtami veiksmai, tad dėl šios priežasties vairų reversas yra viena iš sudėtingiausių ir pavojingiausių aerotamprumo formų, reikalaujanti išankstinio techninio įvertinimo projektavimo metu bei specialaus pasirengimo pilotams.

1.3.2. Dinaminis aerotamprumas: flateris, propelerio sūkurio flateris ir nepastovūs svyravimai

Dinaminis aerotamprumas yra sąveikia tarp nepastovių aerodinaminių jėgų, elastingumo jėgų ir inercinių jėgų. Skirtumas nuo statinio aerotamprumo ir yra būtent tai, jog dinaminio aerotamprumo metu inercinės jėgos yra vertinamos.

Dinaminis aerotamprumas yra daug sudėtingesnis nei statinis aerotamprumas, nes procese dalyvauja konstrukcijos virpesiai. Skrydžio metu galimi du pagrindiniai nepageidaujami dinaminio aerotamprumo atvejai: flateris ir nepastovūs svyravimai [16].

Problemos susijusios su dinaminio aerotamprumu apima tiek skydžio saugumą, tiek orlaivio valdymą. Dažniausia sutinkami reiškiniai yra valdymo paviršaus užesys, kuris trikdo tiek valdymą, tiek sukelia konstrukcinius pažeidimus, suprastėjęs manevringumas, kuris gali lemti neefektyvų ar pavėluotą atsaką, bei turbulencija, kuomet savaime augantys virpesiai gali pavirsti į flaterį bei apgadinti sparno konstrukciją.

Flateris yra greitai didėjanti orlaivio sparnų ar uodegos paviršių vibracija, dėl kurios gali suirti vibruojanti dalis. Orlaivio projektavimas ir konstrukciniai ypatumai sudaro sąlygas atsirasti flateriui, nes dėl nepakankamo atskirų mazgų standumo ir masės pasiskirstymo atsiranda virpesiai. Virpesiai skrydžio metu gali atsirasti vienodo ar panašaus dažnio, o tai konstrukcijoje sukels rezonansą [17]. Flateris gali atsirasti ne tik sparne, tam įtaką turi lenkimo ir sukimo jėgos, bet ir tarp sparno ir fiuzeliažo ar tarp fiuzeliažo ir uodegos.

Natūralūs virpesiai orlaivio konstrukcijoje atsiranda dėl lėktuvo konstrukcinių dalių masių ir standumo pasiskirstymo, tad problema atsiranda tuomet, kai atsiradę nenumatyti dažniai sutampa su natūraliais [5]. Atsiradus rezonansui, svyravimų amplitudė labai greitai didėja, todėl nuo flaterio pradžios iki visiško orlaivio suirimo gali praeiti tik keletas sekundžių.

Kritiniu flaterio greičiu laikomas greitis, kurį viršijus atsiranda tikimybė, jog šis aerotamprumo reiškinys prasidės. Šio greičio pagrindinė dedamoji yra natūralių svyravimų dažnis – kuo šis dažnis aukštesnis, tuo didesnis yra kritinis flaterio greitis, tačiau aerodinaminių vairų ir valdymo sistemų laisvumas kritinį flaterio greitį mažina. Tam, jog susidarytų tinkamos sąlygos flateriui, reikalingi bent du laisvės laipsniai ir ryšys tarp jų. Kaip pavyzdys nagrinėjamos lenkimo ir sukimo jėgos [5]. Atsiradus sparno sukimui, keičiasi atakos kampas ir keliama jėga, o pasikeitus pastarajai, keičiasi lenkimas, dėl kurio kinta sukimas. Taip prasideda ciklinis procesas, kurio metu pasikeitus vienai dedamajai, pakinta kita, tuomet kinta pirmoji ir t.t.

Orlaivio eksploatacijos metu norint išvengti flaterio, reikia atlikti daug teorinių ir realių bandymų. Jeigu konstrukcija yra sudėtinga tiek aerodinaminiu, tiek konstrukciniu požiūriu, tik teoriniai bandymai nėra užskaitomi, privaloma yra atlikti realius tyrimus su modeliu ir taip iširti visas flaterio susidarymo galimybes. Tokie tyrimai ir bandymai yra atliekami pasikeitus net menkiausiam komponentui, kadangi atsiranda galimybė, jog dėl naujos detalės ar jos savybių gali pakisti orlaivio masės ir standumo pasiskirstymas.

4 paveiksle pateiktas flaterio pavyzdys iš *SAE Aerodesign* vaizdo medžiagos [18]. Flaterio pavyzdyje iš kairės į dešinę matoma, kaip orlaivio modelis ore iš pradžių skelndžia tvarkingai, tačiau sklendimo metu jo sparnai netikėtai padeda įgauti vis didesnės amplitudės lenkimą žemyn ir aukštyn, toks

lenkimas įvyksta kelis kartus poros sekundžių tarpe. Net nepastebima kaip modelis per kelias sekundes iš visiškai sveiko pavirsta nuolaužomis ore.



4 pav. Keturi sparno flaterio fazės: sparnas stabilus, flateruojantis bei struktūriškai pažeistas [18]

Antrasis dinaminio aerotampurmo reiškiny, propelerio sukurio flateris, yra siejamas su sraigto aerodinaminiu ir inerciniu ryšiu su tvirtinimo konstrukcija, kai skrydžio metu dinaminis aerotamrumas atsiranda dėl sraigto ar variklio atramų laisvės laipsnių.

Besisukanti masė padidina laisvės laipsnių skaičių ir kuria papildomas jėgas ir momentus. Besisukantis propeleris taip pat kuria ir aerodinaminius trukdžius tarp savęs ir sparno konstrukcijos. Nepastovius sukurio virpesius lemia sraigto kuriamos aerodinaminės jėgos, dėl kurių gali sugesti pats variklis arba būti pažeistas visas sparnas [19].

5 paveiksle pateiktas sukurio flaterio pavyzdys [20].



5 pav. Dvi sukurio flaterio fazės: propeleriai stabilūs bei sustoję propeleriai dėl flaterio reiškinio [20]

Pavyzdyje pateiktas tyrimas buvo atliktas 1960 metais NASA dinaminaime tunelyje, kurio metu tirtas 8 kartus sumažintas *Lockheed Electra* orlaivio modelis. 5 paveiksle matome, jog kairėje nuotraukoje visi orlaivio propeleriai skrydžio imitacijos metu sukasi, tačiau dešinėje nuotraukoje matoma, jog tos pat skrydžio imitacijos metu vienas iš propelerių sustoja (pirmas iš dešinės pusės). Būtent šį reiškinį ir galima pavadinti sukurio flateriu, kuomet dėl susidariusių vibracijų vienam iš orlaivio sraigtų sutrikto veikimas, ko pasekoje sraigtas pradėjo sukis lėčiau iki kol visiškai sustojo.

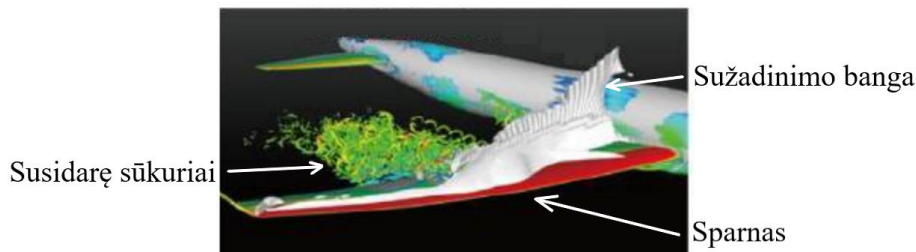
Be flaterio ar sukurio flaterio galimos ir kitokio pobūdžio nepastovios vibracijos ar svyravimai, kurie atsiranda orlaiviui atliekant manevrus ore. Vienas iš jų, priklausomas nuo kreiserinio greičio ir atakos kampo manevro metu, yra oro srauto atsiskyrimas, kai virš sparno atsirandanti smūginė banga ir pasienio sluoksnio sąveika gali sukelti srauto atsiskyrimą, sukeliantį nestabilumą ir struktūrines vibracijas [21]. Sužadino banga pavaizduota 6 paveiksle.



6 pav. Sparno paviršiuje matoma sužadino banga [22]

Nepastovūs svyravimai dažnai neigiamą poveikį daro orlaivio uodegai, tiek horizontaliajam, tiek vertikaliam stabilizatoriaus paviršiams. Nuo sparno galų atitrūkęs oro srautas pavirsta sukuriiais,

kurie pasiekę uodegą veikia ją netolygiai kintančiomis jėgomis. Tokie nepastovūs apkrovimai sukelia konstrukcines vibracijas ir mažina stabilumą. Šiuos poveikius būtina įvertinti dar projektavimo metu, kadangi pavojingos sąlygos susidaro ekonomiškai optimalaus orlaivio eksploatavimo metu, skrendant kreiseriais greičiais, todėl gali pasitaikyti ypač dažnai. Aprašyto oro srauto atitrūkimo nuo sparnų ir judančio link uodegos vizualizacija pateikta 7 paveiksle.



7 pav. Sparno sužadimo bangos sukelti aerodinaminiai sūkuriai [23]

Pateiktame paveiksle matoma, jog susidarius sužadimo bangai, ši priverčia nuo sparno atitrūkti oro srautą, kuris staiga pavirsta į sūkurius. Oro sūkuriai toliau juda link orlaivio uodegos ir taip sukelia papildomas vibracijas ir kenkia orlaivio stabilumui.

1.4. Reikalavimai aerotamprumo reiškinų tyrimams

Aerotamprumo tyrimuose stengiamasi modelius kuo labiau supaprastinti, nes taip yra lengviau suprasti vykstančius reiškinus ir padaryti tyrimo išvadas. Gauti tyrimų rezultatai vėliau pritaikomi realioje praktikoje taikant skaitinius skaičiavimų modelius, kurie tiria realius orlaivio konstrukcijų pokyčius. Pirmieji eksperimentai yra atliekami saugioje aplinkoje, dažniausia aerodinaminuose vamzdžiuose ar vibraciniuose stenduose, taip analizuojant gaunamus rezultatus, tobulinant tyrimus ar taisant projektavimo trūkumus. Skrydžio bandymai su realiu orlaiviu atliekami tik visiškai įsitikinus tyrimo sėkme, kadangi toks bandymas yra galutinis dizaino pranašumo įrodymas ir užtvirtinimas.

1.4.1. Aerotamprumo reiškinų reglamentavimas ir sertifikavimo reikalavimai

Aviacijoje daugelis sprendimų grindžiami griežtais reglamentais, todėl ir aerotamprumo modelių kūrimas bei taikymas nėra išimtis. Pagrindinius bandymų ir projektavimo reikalavimus orlaiviams aprašo kiekvieno regiono aviacijos saugos agentūros, pavyzdžiui, Europos rinkai reikalavimus aprašo ir jų laikymąsi prižiūri Europos Sąjungos aviacijos saugos agentūra. Šie reikalavimai taro agentūrų gali skirtis, bet esminiai dalykai yra bendri.

Dideliems orlaiviams skirtas EASA CS-25 sertifikato 629 skyrius [24], o mažiems orlaiviams EASA CS-23 sertifikato 2245 skyrius [25], būtent čia paminėti svarbiausi su aerotamprumo tyrimais susiję reikalavimai:

- visose aukščio ir greičio kombinacijose neturi atsirasti flateris ir divergencija;
- privaloma pagrįsti balansinių svarmenų ir atraminių konstrukcijų efektyvumą ir stiprumą;
- neturi būti keičiamas valdymas ir nepagrįstai prarandamas išilginis, šoninis ar krypties stabilumas ir valdumas.

Nors sąlyga, jog flateris ir divergencija neturi atsirasti yra būtina, tačiau laikantis atsargos, divergencijos ir flaterio atsiradimo galimybės privalo taip pat būti įvertintos visų rizikos grupių

priskiriamų gedimo atvejų metu. Gedimai apima konstrukcijos elementus, laikančius variklį, oro sraigto plunksną, bet kurią virpesių slopinimo sistemą ar kritines orlaivio dalis kaip sparnas, fiuzeliažas ir t.t.

Šie reikalavimai privalo būti pagrįsti parengiant išsamias tyrimų analizes, atliekant eksperimentus su aerodinaminiais vamzdžiais, vibraciniais stendais ir skrydžio bandymais. Minėti sertifikavimo standartai nurodo tik minimalius ir būtinus reikalavimus, kurie dažnai yra praplečiami pačių orlaivių projektavimo ir gamybos įmonių, taip įvedant papildomus saugumo faktorius aerotamprumo reiškinų tyrimuose.

1.4.2. Aerotamprumo vertinimo svarba orlaivio projektavimo etapuose

Aerotamprumo poveikis privalo būti įvertintas visuose orlaivio projektavimo etapuose, kadangi šis reiškinys yra susijęs su orlaivio patikimumu. Aerotamprumo poveikio ir rizikų vertinimas pirminiuose etapuose leidžia išvengti ne tik nelaimingų atvejų net ir pirminių bandymų metu, tačiau sutrumpina ir projekto laiką bei nereikalauja papildomų kaštų iš organizacijų pakartotiniams projektavimams.

Įprastai, projektavimo eiga susideda iš keturių etapų [8]:

- pirminis projektavimas – jo metu atliekamas teorinis modeliavimas bei bandymai aerodinaminuose vamzdžiuose, kurių metu siekiama apsibrėžti aerotamprumo susidarymo sąlygas;
- projektavimo iteracijų kūrimas – jo metu atliekami pakartotiniai skaičiavimai, kurie leidžia patikrinti stiprumines charakteristikas ir atlikti optimizacijas;
- projektavimo rezultatų verifikavimas – jo metu atliekamas teorinis modeliavimas lyginamas su pakartotiniu, taip pat kartojami ir bandymai aerodinaminuose vamzdžiuose;
- prototipų kūrimas – jo metu atliekami vibraciniai ir lankstumo bandymai, teoriniai skaičiavimai prieš skrydžio bandymą bei skrydžio bandymas. Šio etapo metu įvyksta galutinis modelio tvirtinimas arba atmetimas.

Teorinio modeliavimo metu kiekviena aerodinaminė jėga ar fizinis reiškinys yra įvertinami atskirai, o pakartotinių skaičiavimų metu šios jėgos ir reiškiniai yra vertinami tarpusavyje, kaip vienas kitą veikia ir kaip tarpusavyje vienas nuo kito priklauso.

Aerotamprumo poveikis turi būti vertinamas tiek teoriniu požiūriu, atliekant kompiuterines analizes ir skaičiavimus, tiek ir eksperimentiškai, atliekant bandymus aerodinaminuose vamzdžiuose, pasinaudojant vibracinių stendų pagalba ar pasitelkiant išorinių jutiklių pagalbą ant realių orlaivių.

Aerotamprumo ir flaterio tyrimai yra atliekami kiekviename pokyčio žingsnyje, kuris gali sudaryti sąlygas atsirasti nepageidaujamiems reiškiniams, pavyzdžiui, projektavimo metu, kuriant ir sertifikuojant naują orlaivio dizainą ar didelio masto remonto metu, kuomet montuojamos nestandartinės, naujos ar papildomos orlaivio dalys. Tiek teoriniai, tiek eksperimentiniai skaičiavimai kiekviename žingsnyje yra atliekami kelis kartus, taip reikalinga norint gauti kuo tikslesnius rezultatus ir išvadas.

1.4.3. Aerotamprumo tyrimai aerodinaminuose vamzdžiuose

Tyrimai aerodinaminuose vamzdžiuose yra vienas pagrindinių eksperimentinių metodų, leidžiančių realiomis sąlygomis analizuoti aerodinaminių jėgų poveikį konstrukcijoms. Jie suteikia galimybę tiksliai įvertinti keliamąją jėgą, pasipriešinimą bei konstrukcijos elgseną veikiant oro srautui.

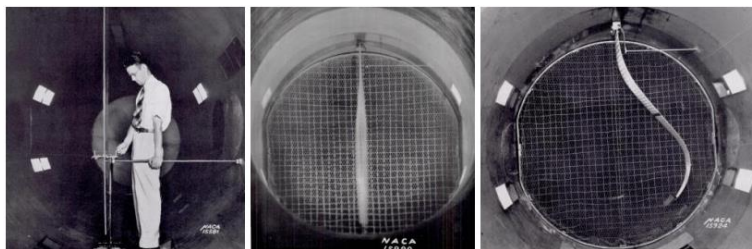
Tokie tyrimai ypač vertingi tiriant statinius aerotamprumo reiškinius, tokius kaip divergencija, nes galima tiksliai valdyti srauto greitį, kryptį ir stebėti konstrukcijos deformacijas, tačiau tiriant dinامينius aerotamprumo reiškinius, pavyzdžiui, flaterį, vien aerodinaminio vamzdžio tyrimų dažnai nepakanka. Dėl sudėtingos sąveikos, aerotamprumo reiškinių tyrimus būtina derinti su skaitiniais modeliavimais ar papildoma eksperimentine dinaminų virpesių analizės įranga, kad gauti rezultatai būtų išsamūs ir teisingi [26].

Tiriant aerotamprumo reiškinius aerodinaminuose vamzdžiuose, svarbu siekti kuo didesnio eksperimentinių sąlygų atitikimo realioms skrydžio sąlygoms, tam taikomi panašumo kriterijai, tokie kaip Reinoldso, Macho ir Freudo skaičius. Jie leidžia įvertinti, ar srauto inercinės, klampumo, suslėgiamumo ir gravitacinės jėgos modeliui veikia tokiu pačiu santykiu kaip ir realiam objektui. Praktikoje šių skaičių tikslus atkartojimas yra labai sudėtingas.

Net ir tinkamai suprojektavus eksperimentą, aerotamprumo reiškiniai ne visuomet atsiranda, todėl tyrimų metu taikomi papildomi sužadinimo metodai: prie modelio gali būti jungiamos specialios konstrukcijos, sukeliančios pašalines vibracijas, arba modelis apkraunamas papildomomis judančiomis ar stabiliomis masėmis. Šie sprendimai leidžia efektyviau imituoti realias apkrovų sąlygas ir simuliuoti norimus nestabilumo reiškinius, kurie kitaip laboratorinėmis sąlygomis gali nepasireikšti.

Tyrimų metu tiriami modeliai gali būti pagaminti iš kitokių medžiagų nei yra realus orlaivius, svarbiausia yra išlaikyti tas pačias stiprumines charakteristikas, tad modelių tyrimo tikslas yra sukurti modelių su realiomis dinaminėmis charakteristikomis, o ne modelį, kuris atitiktų geometrinę išdėstymą. Sukurtam modeliui yra atliekama kontrolė pasinaudojant baigtinių elementų modeliais ir vibracine įranga ar kitais inovatyviais tyrimų stendais, kurie gali būti kuriami konkrečiam tyrimui atlikti.

Taigi, atliekant aerotamprumo reiškinių tyrimus aerodinaminuose vamzdžiuose reikia tinkamai įvertinti ne tik teorines dedamąsias, tačiau taip pat tinkamai suprojektuoti modelį ir jį susikalibruoti pagal norimas tirti reiškinio sąlygas. Tokiems tyrimams reikia ne tik gerų žinių apie aerotamprumą, tačiau ir buvusių eksperimentų pavyzdžių ir analizės, jog būtų galima kelti hipotezes eksperimento baigtims, kadangi aerotamprumo bandymų metu procesai dažnai yra sudėtingi ir sunkiai nuspėjami. Sparno flaterio tyrimo pavyzdys vėjo tunelyje pateiktas 8 paveiksle.



8 pav. Flaterio tyrimo pavyzdys vėjo tunelyje [27]

Paveiksle matomi trys sparno flaterio tyrimo etapai. Kairiausioje nuotraukoje pateikiamas vėjo tunelyje įtvirtintas sparnas, vidurinėje nuotraukoje matomas sparno flaterio vaizdas, kuomet sparnas yra susiliejęs dėl jį veikiančių vibracijų, o dešinėje nuotraukoje pateikiamas jau sulenktas ir susuktas sparnas, po pasiektų kritinių flaterio sąlygų tyrimo metu [27].

Tokių tyrimo metu gauti rezultatai leidžia interpretuoti, kokias maksimalias apkrovas ir sąlygas sparnas gali atlaikyti prieš įvykstant konstrukciniams pakitimams bei leisti išvengti destruktinių bei katastrofinių orlaivio įvykių.

1.4.4. Modeliavimas pasitelkiant skaitinę baigtinių elementų analizę

Modeliavimas pasitelkiant baigtinių elementų analizę yra esminis metodas tiriant aerotamprumo reiškinius, ypač flaterio analizėje [28]. Norint teisingai ištirti flaterio reiškinį tokiu metodu pirmasis žingsnis yra teisingo tiriamojo modelio projektavimas. Svarbu kuo tiksliau atkurti realaus sparno struktūrinius elementus bei parinkti medžiagas, kurios išlaikytų tas pačias stiprumines charakteristikas. Modelį taip pat reikia suvaržyti ir įtvirtinti remiantis tuo, kaip realus tiriamas kūnas gali judėti ir kiek laisvės laipsnių turi. Turint tikslų ir teisingai sukurta tiriamąjį modelį, gautos išvados po analizės realybėje bus patikimesnės ir pritaikomesnės, nei rezultatai gauti analizuojant ne iki galo detalizuotą modelį.

Sekantis žingsnis yra tinkamų analizės sąlygų parinkimas. Reikia sudaryti baigtinių elementų tinklą, šis žingsnis negali būti atliekamas pasitikint tik automatiniu programos tinklo sudarymu, programai sudarius tinklą, modelį reikia atidžiai peržiūrėti ir patikrinti, ar visi tinklo elementai yra tvarkingos formos ir taisyklingai išsidėstę, jeigu pastebimas netvarkingas tinklas, jį reikia perskirstyti rankiniu būdu. Paprastai netvarkingas tinklas stebimas sudėtingos formos modeliuose, todėl jį būtina sutvarkyti, norint gauti kuo tikslesnius analizės rezultatus. Modelį taip pat reikia apkrauti ir teisingomis apkrovomis, svarbu ne tik reikšmės, tačiau ir jų kryptis, bei sudaryti realias sąlygas atitinkančias kraštines sąlygas.

Atlikus tinkamai paruošto modelio ir analizės sąlygų tyrimą, gautus rezultatus galima interpretuoti ir pritaikyti eksperimentiniuose tyrimuose. Tokių tyrimų pranašumas tas, jog galime analizuoti atskirai veikiančių jėgų įtaką flaterio metu: galima vertinti tik lenkimo momentą, tik sukimo momentą, tiek lenkimo, tiek sukimo momentus veikiančius vienu metu. Taip pat galime įvertinti kaip kis flaterio atsiradimo sąlygos, kai nuo apkrovų įvyks struktūrinių komponentų deformacija [28].

Baigtinių elementų analizė leidžia sukurti detalius konstrukcijų modelius, įvertinant jų geometrines ir medžiagos savybes. Šie modeliai naudojami kartu su aerodinaminiais skaičiavimais, siekiant nustatyti konstrukcijų atsaką į aerodinamines apkrovas. Integruojant baigtinių elementų analizę kartu su K ar P-K metodais, galima tiksliai prognozuoti flaterio atsiradimo sąlygas ir optimizuoti konstrukcijų parametrus, siekiant išvengti nestabilumo.

Naujuose aerotamprumo reiškinų tyrimuose tokia baigtinių elementų analizės ir matematinių nestabilumo reiškinų prognozavimo modelių metodikos tarpusavio integracija yra vis dažniau taikoma. Pasitelkiant baigtinių elementų analizę, kompozitinėms konstrukcijoms kuriami detalūs plokštelių ir dėžutės tipo sijų modeliai, naudojant CUF metodiką [29] – tai pažangus baigtinių elementų metodas, leidžiantis vieninga forma modeliuoti įvairias konstrukcijas, lankščiai pasirenkant skerspjuvio deformacijos laipsnį ir tiksliai aprašant jų elgseną be atskirų specializuotų formulavimų, ši metodika leidžia tiksliai ir efektyviai aprašyti skerspjuvio poslinkius, pasirenkant bet kokio laipsnio Teiloro eilutės išraiškas [30]. Sukurti modeliai taikomi aerodinaminiais skaičiavimams, vertinant struktūros atsaką į oro srauto apkrovas. Flaterio analizei integruojamas P-K metodas, kuriuo identifikuojami natūralių dažnių pokyčiai ir slopinimo charakteristikos priklausomai nuo greičio, nustatant kritines nestabilumo sąlygas. Toks skaitinis metodų derinys leidžia efektyviai prognozuoti flaterio atsiradimą ir tobulinti konstrukciją dar ankstyvoje projektavimo fazėje [29].

1.4.5. Aerotamprumo tyrimai panaudojant vibracinius stendus

Sparno flaterio tyrimus galima atlikti vibraciniuose stenduose, kurie geba sukurti sąlygas imituojančias flaterio sužadinimą.

Vibracinio stendo pavyzdys pateiktas 9 paveiksle. Vibraciniai stendai gali būti kuriami įvairių tipų ir individualiai kiekvienam tyrimui, priklausomai nuo siekiamų rezultatų ir hipotezių. Tokie stendai gali tirti įvairių geometrijų, profilių ar mechanizacijų sparnus, juos įtvirtinant skirtingų laisvės laipsnių skaičiumi bei atakos kampais.



9 pav. Vibracinio tyrimo stendas su sparno modeliu ir matavimo įranga [31]

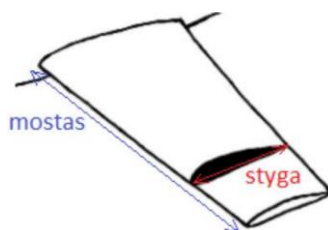
Vienas pagrindinių tokių eksperimentinių stendų privalumų yra tas, kad jų konstrukcija bei eksperimentinė aplinka gali būti pritaikoma konkrečioms tyrimams atlikti, o tai leidžia užtikrinti didesnę tikslumą, patikimumą bei galimybę modeliuoti specifines skrydžio sąlygas ar aerotamprumo reiškinius. Tačiau toks individualus pritaikymas tuo pačiu laikomas ir trūkumu, kadangi individualių stendų kūrimas ir paruošimas reikalauja papildomų resursų, tiek laiko, tiek finansinių sąnaudų, dėl to šis sprendimas dažnai tampa sudėtingesnis.

1.5. Flaterio tyrimuose naudojami skaičiuojamieji modeliai

Kadangi šio darbo tyrimai yra koncentruojami į vieną iš aerotamprumo reiškinių, sparno flaterį, svarbu apžvelgti supaprastintus skaičiuojamuosius modelius, kurie leidžia prognozuoti aerotamprumo reiškinių atsiradimą. Tokie modeliai, nors ir supaprastinti, padeda suprasti pagrindinius fizinius procesus, vykstančius konstrukcijoje, bei leidžia atlikti pirminius įvertinimus. Naudojant skaitinius metodus galima sumažinti eksperimentinių bandymų poreikį, optimizuoti konstrukciją dar projektavimo etape ir užtikrinti didesnę saugumą bei efektyvumą.

1.5.1. Tipinio skerspjūvio matematinis skaičiuojamasis modelis

Sparnas su vietiniu sparno pjūviu, profiliu, pavaizduotas 10 paveiksle. Kartu matomi mosto ir stygos žymėjimai.



10 pav. Sparno mostas ir styga

Tipinis skerspjūvio matematinis skaičiuojamasis modelis teigia, jog norint tirti statinius ir dinامينius aerotamprumo reiškinius pakanka nagrinėti vietinį sparno ar uodegos skerspjūvį, kuris skaičiavimų metu laikomas atskiru elementu, turinčiu 2 arba 3 laisvės laipsnius [11].

Analizė taikant tipinio skerspjūvio matematinį skaičiuojamąjį modelį pradedama nuo geometrinių, inercinių ir medžiagos parametrų nustatymo ar identifikavimo. Vietiniame sparno profilio skerspjūvyje nustatomi pagrindiniai parametrai:

- masė per ilgio vienetą m , kg/m;
- inercijos momentas apie svorio centrą I_{cg} , kgm²;
- pusė stygos $b/2$, m;
- atstumas nuo tamprumo ašies iki svorio centro x_θ , m;
- lenkimo standumas EI , Nm²;
- sukimo standumas GJ , Nm².

Naudojant Huygens-Steinerio teoremą, skaičiuojamas (4) inercijos momentas apie tamprumo ašį I_θ :

$$I_\theta = I_{cg} + m(x_\theta b)^2. \quad (4)$$

Sudaroma masės matrica M (5), kuri apima tiek tiesinius, tiek kampinius inercijos efektus bei jų tarpusavio sąveiką. Ši matrica reikalinga tam, kad būtų galima aprašyti kaip sistema reaguoja į dinaminį judėjimą. Kampiniai elementai rodo, kad vertikalus poslinkis ir sukamasis judesys yra dinamiškai susiję, jei svorio centras nesutampa su elastine ašimi:

$$M = \begin{bmatrix} m & mx_\theta b \\ mx_\theta b & I_\theta \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Taip pat sudaroma standumo matrica K (6), kuri parodo kaip sistema priešinas deformacijoms. Šios formulės taikomos dažnai, kai sparno modelis vertinamas kaip gembinė sija:

$$K = \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\theta \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Tipinės sekcijos modelyje vienas iš pagrindinių žingsnių yra sistemos suderinimas su norimomis arba realiams modeliams išmatuotomis vertėmis, tai atliekama per modelio geometrinį ilgį, kuriam esant modelio savieji lenkimo ir sukimo dažniai bus artimi tikslinėms reikšmėms – ilgis l čia leidžia valdyti dinamines savybes.

Lenkimo standumo dažnis K_h (7) skaičiuojamas:

$$K_h = \frac{3EI}{l^4}. \quad (7)$$

Sukimo standumo dažnis K_θ (8) skaičiuojamas:

$$K_\theta = \frac{GJ}{l^2}. \quad (8)$$

Kai sistema atsiduria oro sraute, ją veikia aerodinaminės jėgos, priklausančios nuo oro srauto greičio. Šios jėgos į klasikinę sistemą gali būti įtraukiamos priklausomai nuo pasirinkto aerodinaminio modelio:

- stacionarus modelis: aerodinaminės jėgos priklauso nuo x padėties;
- dalinai stacionarus modelis: aerodinaminės jėgos priklauso nuo greičio $\dot{x}$;
- nestacionarus Theodorseno modelis: aerodinaminės jėgos priklauso nuo dažnio, gaunamo per sudėtingesnius skaičiavimus.

Bendroje formoje, nevertinant konkretaus aerodinaminio modelio, sistema (9) atrodo taip:

$$F_a = q(K_a x + C_a \dot{x} + M \ddot{x}); \quad (9)$$

čia C_a – aerodinaminis slopinimas;

K_a – aerodinaminis standumas.

Matoma, jog lygtyje atsiranda dinaminis slėgis q , apskaičiuojamas pagal (10) formulę, tai reiškia, jog sistema tampa priklausoma nuo oro srauto greičio, o tai lemia stabilumo kitimą skrydžio metu:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2; \quad (10)$$

čia ρ – oro srauto tankis, kg/m^3 ;

v – oro srauto greitis, m/s .

Tokiu būdu gaunama judėjimo lygtis (11), kurios pagalba galima stebėti kaip keičiantis oro srauto greičiui kinta sistemos stabilumas:

$$M \ddot{x} + C_a \dot{x} + (K - q K_a) x = 0. \quad (11)$$

Atlikus skaičiavimus, gauti rezultatai vertinami skirstant juos į galimas sistemos būsenas:

- sistema stabili, jei visi x sprendiniai turi neigiamą realiąją dalį;
- sistema nestabili (stebimas flateris), jei vienas ar keli x sprendiniai turi teigiamą realiąją dalį.

Tipinės sekcijos modelis aerotamprumo reiškinių analizėje naudojamas dėl savo paprastumo ir gebėjimo tiksliai atspindėti pagrindinius struktūrinius ir aerodinaminius sąveikos mechanizmus.

Naujuose moksliniuose tyrimuose tipinės sekcijos modelis naudojamas kaip paprastas, bet labai naudingas įrankis, leidžiantis įvertinti, kaip konstrukcijos medžiagos ir forma veikia jos stabilumą skrendant. Tyrejai naudoja šį modelį tam, kad ištirtų, kaip pažangios medžiagos, pavyzdžiui, specialiai sustiprinti kompozitai, gali padėti sumažinti flaterio atsiradimą ir pagerinti konstrukcijos elgseną be jokių aktyvių valdymo sistemų [32].

Kadangi modelis yra paprastas, jį lengva integruoti į optimizavimo procesus ir naudoti projektavimo pradžioje, kai siekiama greitai įvertinti konstrukcijos elgseną. Tai dar prieš pradedant eksperimentinius bandymus ar taikant sudėtingus skaitinius metodus leidžia preliminarai įvertinti stabilumo rizikas ir priimti pagrįstus sprendimus dėl konstrukcijos formos, medžiagų ar masės pasiskirstymo.

1.5.2. K metodas

K metodas yra vienas iš pagrindinių skaitinių metodų, naudojamų flaterio analizėje, leidžiantis nustatyti konstrukcijos dinaminį stabilumą įvairiomis skrydžio sąlygomis. Analizės metu siekiama surasti tokį greičio ir dažnio derinį, kuriam esant sistema tampa nestabili – toks derinys ir laikomas flaterio atsiradimo tašku [14].

K metodas flaterio analizėje leidžia naudoti harmoninius aerodinaminis duomenis, tiriama, kaip konstrukcija reaguoja į tam tikro dažnio pastovius svyravimus. Atliekant tyrimą naudojantis šiuo metodu reikia įterpti dirbtinius slopinimus prie lygčių, kad atsakas būtų harmoningas.

Kadangi metodas remiasi dažnių analize, kai nagrinėjama, kaip sistema vibruoja esant skirtingiems skrydžio greičiams, K metodas aprašomas (12) lygtimi:

$$K_k = \frac{\omega^b}{v}; \quad (12)$$

čia ω – virpesių dažnis, rad/s;

K_k – nepriklausomas kintamasis. Šis dydis parodo, kaip greitai vyksta virpesiai, lyginant su oro srauto greičiu: kuo didesnis kintamasis, tuo labiau aerodinaminės jėgos priklauso nuo virpesių greičio.

Matematinio modelio taikymo metu pasirenkamos K reikšmių imtis, kurioms apskaičiuojamas dažnis, slopinimas ir oro srauto greitis. Flateris nustatomas tuomet, kai šis reikalingas slopinimas tampa lygus nuliui. Tai leidžia suprasti, jog konstrukcija pradeda virpėti pastoviai – nebeslopsta, bet ir neauga, o būtent tai žymi flaterio ribą.

K metodas turi aukštą tikslumą esant sudėtingiems aerodinaminės sąveikos modeliams, tačiau tik tuomet, kai aerodinaminės jėgos reikšmingai nesikeičia priklausomai nuo Macho ar Reinoldso skaičiaus pokyčių. Jei yra stebimi svarūs šių reikšmių pokyčiai, tuomet atsiranda papildomų iteracijų ir skaičiavimų poveikis, kas padaro šį metodą sudėtingą, netikslų ir sunkiai interpretuojamą, kadangi pasidaro ypač sudėtinga atrasti fiktyvų slopinimą esant kintamiesiems.

1.5.3. P metodas

P metodas flaterio analizėje naudojamas tam, kad būtų galima įvertinti konstrukcijos dinaminę atsaką į įvairius skrydžio režimus. Naudojant šį metodą, aerodinaminės jėgos modeliuojamos kaip priklausančios nuo kompleksinio dažnio, kuris turi realią slopinimo ir menamą svyravimo dalį. Flateris nustatomas tada, kai realioji dalis tampa lygi nuliui arba teigiama. Tai leidžia suprasti, kad vibracijos nebeslopsta ir pradeda augti, o tokiu atveju sistema tampa nestabili, ir būtent tai žymi flaterio atsiradimo tašką [33].

Analizuojant sparno konstrukciją P metodu, modelis aprašoma diferencialinėmis lygtimis, kurios priklauso nuo masės, standumo ir aerodinaminių apkrovų. Sprendžiant šias lygtis ieškomos kompleksinės (13) reikšmės p , kurios apibūdina sparno elgesį apkrovos metu, kai keičiasi oro srauto greitis:

$$p = \sigma + i\omega; \quad (13)$$

čia σ – slopinimas, 1/s.

Atlikus iteracinius skaičiavimus stebima, kada slopinimas tampa teigiamas, nes tai reiškia, kad sparnas pradeda flateriuoti.

P metodas nėra ypač dažnai naudojamas, nes norint gauti tikslius rezultatus ir aerodinamines jėgas, reikalinga sudėtinga procedūra. Pastebima, kad P metodas gali nustatyti kitokią flaterio greičio reikšmę nei panaudojus K ar P-K metodus dėl papildomų aerodinaminių jėgų vertinimo per kompleksinę dalį, kas padaro šį metodą ypač tikslų.

1.5.4. P-K metodas

P-K metodas laikomas K metodo alternatyva, kuri pasižymi geresnėmis savybėmis sprendžiant aerotamprumo uždavinius, tačiau ir didesniu skaičiavimų kompleksiskumu. P-K metodas leidžia įvertinti konstrukcijos dinaminį stabilumą tam tikrame skrydžio greityje, apskaičiuojant virpesių dažnį ir aerodinaminės jėgos poveikio fazės poslinkį.

Analizė vyksta kompleksinių skaičių erdvėje, kur ieškoma tokios (13) lygties reikšmės, kad determinantas (14) taptų lygus 0:

$$\det(p^2M + pC_a + (K - qK_a)) = 0. \quad (14)$$

Taikant P-K metodą, kiekvienos iteracijos metu oro srauto greitis, aukštis ir Macho skaičius yra pastovūs dydžiai. Tuomet ieškomas toks dažnis, kuriame sistema pradeda elgtis nestabiliai. Iš pradžių pasirenkama maža, atsitiktinė sumažinto dažnio reikšmė ir atliekamos iteracijos tol, kol rezultatai ima kartotis ir sistema laikoma suderinta.

Toks procesas kartojamas kiekvienam svarbiam struktūriniam virpesių režimui – nuo mažiausio dažnio iki aukščiausio. Flateris įvyksta tada, kai iteruojant bent vienam režimui rezultatas tampa nestabilus, reiškia, kada vibracija nebe slopsta, o pradeda augti, tai žymi flaterio atsiradimo tašką: tokiame skaičiavime reali dalis σ tampa lygi nuliui [33].

1.5.5. K, P-K ir P metodų palyginimas

Nors K, P-K ir P metodai skirti tirti tą patį dydį – atarsti flaterio pradžios tašką, tačiau visi naudoja skirtingą skaičiavimo principą: K metodas pasitelkia dirbtinį slopinimą, P-K metodas naudoja iteracijomis grįstą dažnio derinimą, o P metodas sprendžia kompleksinį dažnį.

K metodas gali būti laikomas paprastu ir greitu, tačiau yra mažiau tikslus lyginant su P-K ir P. P-K metodas laikomas taip pat paprastu ir patikimu, surandančiu tikslesnes reikšmes lyginant su K metodu, bet taip pat yra ir daug sudėtingesnis už K. P metodas ypač tikslus lyginant su K ir P-K, tačiau reikalauja ir ypač komplikėtų, sudėtingų modelių bei skaičiavimų [33]. Nors visi trys būdai gali būti kategorizuojami pagal skirtingą rezultatų tikslumą, tačiau randamas sprendinys yra beveik identiškas visais atvejais. Galima daryti prielaidą, jog visais trimis K, P-K ir P metodais galima atlikti kokybišką ir patikimą flaterio analizę, tačiau kiekvieno metodo tinkamumas priklauso nuo konkrečių sąlygų, tyrimo tikslų bei turimų resursų. Pavyzdžiui, jei siekiama greito ir preliminarus įvertinimo, gali būti pakankamas K metodas dėl jo paprastumo ir mažesnių skaičiavimo sąnaudų. Tuo tarpu P metodas tampa tinkamiausiu pasirinkimu tais atvejais, kai būtina gauti išsamų ir tikslų vaizdą, ypač esant nestandartinėms srauto sąlygoms ar netipiniams konstrukciniams sprendimams. Taigi, flaterio analizės metodo pasirinkimas tiesiogiai priklauso nuo tyrimo sudėtingumo, analizuojamos sistemos parametrų, aerodinaminių duomenų prieinamumo bei galimo skaičiavimo tikslumo poreikio.

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinį tyrimuose K, P ir P-K metodai dažnai pasitelkiami pirminėje analizėje, siekiant įvertinti kritinį greitį, slopinimą bei dažnius, taip pat lyginant su eksperimentiniais ar skaitiniais rezultatais. Naujuose tyrimuose, flaterio analizė bepiločių orlaivių sparnams gali būti atliekama, pasinaudojant kelių metodų kombinaciją, kai K metodas naudojamas dažnio srityje, o P-K metodas leidžia iteratyviai įvertinti sistemos stabilumą esant sudėtingesniems sąlygoms [34]. Taip pat, pasinaudojant egzistuojančiais matematiniais modeliais, gali būti kuriamos ir naujos automatizuota flaterio prognozavimo sistemos [30].

1.6. Aerotamprumo problematika

Didelio proilgio sparnų aerotamprumo reiškinių tyrimai su mažu Reinoldso skaičiaus kriterijumi jau atliekami: kritinis flaterio greitis aerodinaminiuose vamzdžiuose tiriamas kintant sparno mostui, atakos kampui [35], taip pat nagrinėjama, kaip pasikeis kritinis oro srauto greitis keičiantis standumo charakteristikoms [36], tačiau tyrimų, kurie palygintų skirtingus skaitinius ir eksperimentinius modelius metodus esant mažiems Reinoldso skaičiams, atlikta yra nedaug.

Nors eksperimentiniai tyrimai su didelio proilgio sparnais jau atliekami ir leidžia įvertinti aerotamprumo reiškinių atsiradimo kritines reikšmes esant mažiems Reynolds skaičiams, vis dar trūksta palyginimų tarp skirtingų analizės metodų. Tai apsunkina metodų pasirinkimą praktiniams taikymams, ypač kai reikia greitai ir tiksliai prognozuoti konstrukcijos stabilumą. Siekiant išspręsti šią problemą, būtina įvertinti, kaip skiriasi skaičiavimo tikslumas ir praktinis pritaikymas taikant skirtingus, skaitinius ir eksperimentinius, analizės metodus.

Šiame darbe atliekamas skirtingų metodų aerotamprumo reiškinių tyrimo pritaikymas ir palyginimas tarp skaitinių ir eksperimentinių tyrimų metodų, didelio proilgio sparnams esant mažiems Reinoldso skaičiams. Toks palyginimas leis ne tik geriau suprasti aerotamprumo reiškinių pobūdį, bet ir įvertinti skaitinių metodų patikimumą lyginant su eksperimentinių tyrimų rezultatais bei pateikti rekomendacijas, kaip efektyviai atlikti aerotamprumo reiškinių tyrimus projektuojant ir analizuojant mažos masės ir didelio proilgio orlaivių konstrukcijas, veikiančias mažuose oro srauto greičiuose.

2. Skirtingų geometrijų sparno projektavimas, skaitinė analizė bei aerotamprumo reiškinių modeliavimas skaitiniais metodais

Sparno konstrukcijos tamprumo charakteristikos yra ypatingai svarbios aerotamprumo reiškinių tyrimuose, kadangi būtent nuo jų priklauso, kaip sparnas reaguos į aerodinamines apkrovas, atsirandančias orui judant aplink konstrukciją. Šiame skyriuje atliekama skaitinė analizė, siekiant nustatyti tiriamų sparno modelių atsaką į lenkimo ir sukimo apkrovas. Modeliavimui naudojama baigtinių elementų programinė įranga SolidWorks, kurioje sparno modeliai apkraunami mažomis jėgomis, taip užtikrinant, jog deformacijos būtų elastingos ir grįžtamos. Remiantis gautais rezultatais, vertinamas kiekvienos konstrukcijos lenkimo ir sukimo standumas, kurie vėliau naudojami aerotamprumo reiškinių modeliavimui reikalinguose skaičiavimuose.

Pagrindinės sparno tamprumo charakteristikos aerotamprumo reiškinių tyrimuose yra lenkimo standumas ir sukimo standumas, nes būtent šios savybės lemia konstrukcijos gebėjimą atsispirti aerodinaminėms jėgoms, kurios sukelia deformacijas. Lenkimo standumas leidžia įvertinti sparno deformacijas atsirandant keliama jėgai, o sukimo standumas leidžia analizuoti konstrukcijos reakcijas į sparno galuose susidariusius sukurius. Jeigu šie parametrai yra nepakankami, tai gali reikšti, jog apkrautas sparnas patirs struktūrinį lūžį, nes konstrukcinio pasipriešinimo koeficientas bus mažesnis nei veikiančių jėgų dedamoji, todėl žinant lenkimo ir sukimo standumus galima prognozuoti ne tik atsaką į apkrovas, tačiau įvertinti ir virpesius, kas leis užtikrinti, jog konstrukcija yra suprojektuota tinkamai ir saugiai.

2.1. Tiriamojo sparno modeliavimas ir projektinių sąlygų nustatymas

Tiriamojo sparno modeliavimas ir projektinių sąlygų nustatymas yra būtina dalis, kurios tikslas apibrėžti sparnų geometriją, medžiagą, tvirtinimo ir apkrovimo scenarijus, reikalingus tolimesnei skaitinei analizei.

Šiame etape modeliuojamas tiriamojo sparno modeliai, remiantis realiomis eksperimentų ir gamybos sąlygomis bei ribojimais. Taip pat nustatomos projektinės sąlygos: apkrovų tipai: lenkimas, sukimasis, atramos: gembinis tvirtinimas, jėgų veikimo kryptys. Tikslus modelio ir ribinių sąlygų apibrėžimas užtikrina, kad vėliau atliekami skaičiavimai atspindėtų eksperimentines sąlygas ir leistų patikimai įvertinti tamprumo charakteristikas, reikalingas aerotamprumo reiškinių tyrimams.

Bendros projektavimo sąlygos yra tokios, jog flateris turi būti pasiekiamas iki 20-30 m/s greičio, taip siekiant užtikrinti saugią aerodinaminio vamzdžio eksploataciją. Tiriamas sparnas turi būti didelio proilgio bei mažo storio, kuris prilyginamas stačiakampei kompozitinei plokštei. Geometrinės formos sąlyga supaprastina tiriamąjį modelį ir leidžia nevertinti aerotamprumo reikšinių priklausomybės nuo profilio geometrijos.

Sparno modelio geometriniai matmenys parenkami atsižvelgiant į KTU aerodinaminio vamzdžio darbo kameros dydį, tam, kad tyrimų metu oro srautas tolygiai aptekėtų sparną ir būtų išvengta sienelių poveikio rezultatams, sparno mostas parenkamas įvertinus darbo kameros aukštį. Nustatomas maksimalus 0,27 m sparno modelio mostas, tuo tarpu stygos matmenys parenkami mažesni, 0,02 m arba 0,03 m, tam, jog būtų užtikrintos didelio proilgio bei konstrukcijos elastingumo sąlygos. Toks geometrijos pasirinkimas užtikrina tinkamas sąlygas flaterio bei divergencijos reiškinių stebėjimui.

Skaičiuojami tokius sparnus turinčio orlaivio proligia, pasinaudojant (2) formule: mosto b reikšmė sudvigubinama, kadangi orlaivio konstrukcija dažniausia reikalauja dviejų sparnų. Gaunama, jog proilgis, kai sparno styga yra 0,02 m, o vieno sparno mostas 0,27 m, lygus 27, o, kai sparno styga yra 0,03 m, o vieno sparno mostas 0,27 m, proilgis lygus 18.

Kuo didesnis yra sparno proilgis, tuo sunkiau yra išlaikyti konstrukcijos standumą, tai reiškia, jog didelio proilgio sparnas bus linkęs lengviau deformuotis, tad flaterio ir divergencijos reiškiniai turėtų būti stebimi prie mažesnio oro srauto greičio.

Sparno modeliai projektuojami taip, kad pasižymėtų maža mase ir storium, tokia konstrukcija bus liauna ir elastinga, jautri aerotamprumo reiškiniams. Pagrindinė priežastis, dėl kurios pasirinkta naudoti aramido pluoštą, yra jo gebėjimas išlaikyti konstrukcijos vientisumą patyrus stiprias deformacijas ar suirimą dėl flaterio. Tokiu būdu sparnui patyrus struktūrines deformacijas, jis nesubyrės į dalis, o tai apsaugos aerodinaminio vamzdžio vidines sienelės nuo pažeidimų tyrimų metu. Be to, aramido pluoštas yra dažnai taikomas aviacijoje dėl gerų mechaninių savybių – aukšto stiprumo, atsparumo tempimui bei mažos masės, todėl jis puikiai tinka sparno modeliavimui ir eksperimentams aerotamprumo srityje.

Projektavime naudojamas aramido pluoštas yra 170 g/m², ruošelinio pynimo, vieno sluoksnio laminato storis 0,335 mm [37]. Sparnas projektuojamas simetriškas ir subalansuotas, kadangi suformavus realų kompozitą, toks laminatas išliks plokščias dėl savo simetriškumo, o jį tempiant ar lenkiant neatsiras šlyties deformacijų dėl subalansuoto sluoksniavimo.

Iš viso projektuojami 6 sparno variantai, kurių modeliavimo planas pateiktas 1 lentelėje.

1 lentelė. Sparno modelių laminatų informacinė lentelė

Audinis ir matrica	Proilgis	Mostas, m	Styga, m	Sluoksnių skaičius	Sluoksniavimas
Aramido pluošto audinis impregnuotas epoksidine matrica	27	0,27	0,02	2	(0/0)
	18		0,03	2	(0/0)
	27		0,02	3	(0/0/0)
	18		0,03	3	(0/0/0)
	27		0,02	4	(0/0/0/0)
	18		0,03	4	(0/0/0/0)

Sudarius konkretų sparno modelių planą, toliau atliekama baigtinių elementų analizė, kurios tikslas įvertinti konstrukcijų elgseną veikiant lenkimo ir sukimo apkrovoms. Analizė atliekama naudojant SolidWorks programinę įrangą, kurioje suprojektuoti sparno modeliai yra apkraunami ir vertinami tamprumo ribose. Šiuo būdu nustatomos pagrindinės konstrukcijos tamprumo charakteristikos, lenkimo ir sukimo standumai, kurie yra būtini tolimesniems skaičiuojamiesiems aerotamprumo reiškinų tyrimams, flaterio ir divergencijos kritinio oro srauto greičio modeliavimui.

Analizė pradedama skaičiuojamųjų modelių kūrimu pagal užsiduotų projektavimo sąlygų geometriją: kiekvienam modeliui priskiriamas reikiamas sluoksnių skaičius ir išdėstymas. Parenkama aramido pluošto kompozitinė medžiaga, kurios stipruminės savybės naudojamos pagal atliktus tyrimus [38].

Sparno modelių apkrovoms pasirenkamos sąlyginai nedidelės reikšmės, jog atliekant modelio analizę būtų išlaikomas tiesiškumo kriterijus pagal Huko dėsnį. Pasinaudojant analizės rezultatais, atliekami

papildomi skaičiavimai, kuriai nustatomos kompozito standumo lenkimui ir sukimui reikšmės: kokius poslinkius kompozitas yra linkęs patirti per vieną ilgio vienetą jį veikiant apkrovai, kuri atitinka Hugo dėsnio kriterijų. Priimant šią sąlygą, standumai gali būti išskaičiuojami proporcingai:

- standumas lenkimui: apkrova padalinama iš lenkimo poslinkio;
- standumas sukimui: sukimo momentas padalinamas iš sukimo poslinkio. Sukimo momentas gaunamas apkrovą padauginant iš peties, kuris veikiant grynam lenkimui yra lygus pusei sparno stygos, tačiau dėl apkrovų, jų pozicijų ir krypčių išdėstymo analizės metu, sukimo momentas šiuo atveju gali būti apskaičiuojamas kaip apkrovos ir sparno stygos sandauga.

2.2. Sparno modelių baigtinių elementų analizė

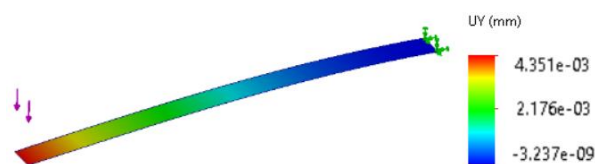
Sparno modelių baigtinių elementų analizės metu vertinti maksimalūs Von Mises įtempiai, baigtinių elementų tinkleliui parinktas vidutinis 150000 elementų kiekis, kadangi tiriamas kūnas paprastos geometrijos, stačiakampio, formos, be kreivinių linijų ar sudėtingų kontūrų.

Analizuojant sparno lenkimą, vienas sparno galas yra suvaržomas visais laisvės laipsniais, o laisvasis galas apkraunamas jėga, veikiančia viena kryptimi, pavaizduota 11 paveiksle. Sparnui apkrauti naudojamas nedidelis apkrovos dydis $1 \cdot 10^{-5}$ N, siekiant išvengti didelių poslinkių, kurie galėtų sukelti netiesinius deformacijas ir išvesti analizę už tamprumo ribų. Dėl mažos apkrovos, konstrukcijos atsakas išlieka tiesinis, todėl lenkimo standumas gali būti tiesiogiai apskaičiuojamas iš gautų poslinkių rezultatų. Tokiu būdu užtikrinamas analizės tikslumas ir galimybė įvertinti konstrukcijos elgseną tamprumo būsenoje, remiantis proporciniu jėgos ir poslinkio ryšiu.

Dviejų sluoksnių, 0,02 m stygos aramido pluošto kompozito sparno lenkimo analizės vaizdas pateiktas 12 paveiksle. Likusių sparnų analizių vaizdai pateikti 1 priede.



11 pav. Sparno lenkimo analizėje modeliuojama jėgos kryptis ir įtvirtinimai SolidWorks



12 pav. Lenkimo analizė, kai sparnas pagamintas iš 2 sluoksnių aramido pluošto, o styga 0,02 m

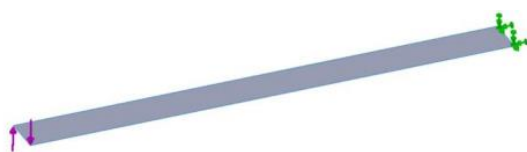
12 paveiksle matoma, jog dviejų sluoksnių, 0,02 m stygos aramido pluošto kompozito sparną veikiant $1 \cdot 10^{-5}$ N jėga, sparno poslinkis yra $4,351 \cdot 10^{-6}$ m. Gaunama, jog modelio standumas lenkimui yra 2,298 N/m. Visų sparno modelių lenkimo analizių metu gautų standumų lenkimui reikšmės pateiktos 2 lentelėje.

2 lentelė. Lenkimo analizės rezultatai

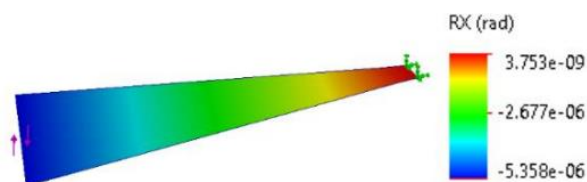
Sparno modelis	Veikianti jėga, N	Poslinkis, m	Standumas lenkimui, N/m
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$1 \cdot 10^{-5}$	$4,351 \cdot 10^{-6}$	2,298
2 sluoksnių, 0,03 m stygos		$2,897 \cdot 10^{-6}$	3,452
3 sluoksnių, 0,02 m stygos		$1,289 \cdot 10^{-6}$	7,758
3 sluoksnių, 0,03 m stygos		$8,585 \cdot 10^{-7}$	11,648
4 sluoksnių, 0,02 m stygos		$5,441 \cdot 10^{-7}$	18,379
4 sluoksnių, 0,03 m stygos		$3,622 \cdot 10^{-7}$	27,609

Analizuojant sparno sukimą, vienas sparno galas yra suvaržomas visais laisvės laipsniais, o laisvasis galas apkraunamas priešingų kryptių, bet vienodos vertės jėgomis, veikiančiomis stygos pradžioje ir pabaigoje, kaip pavaizduota 13 paveiksle. Tokiu būdu konstrukcijoje sudaromas grynojo sukimo momentas. Apkrovai pasirenkamas nedidelis $1 \cdot 10^{-5}$ N dydis, siekiant išvengti didelių deformacijų, kurios galėtų sukelti netiesinius elgsenos pokyčius ir išvesti analizę už tamprumo ribų. Dėl mažos apkrovos konstrukcijos atsakas išlieka tiesinis, todėl sukimo standumas gali būti tiesiogiai apskaičiuojamas iš gautų poslinkių rezultatų. Tai leidžia tiksliai įvertinti konstrukcijos elgseną tamprumo būsenoje, remiantis proporciniu jėgos ir kampinio poslinkio ryšiu.

Dviejų sluoksnių, 0,02 m stygos aramido pluošto kompozito sparno sukimo analizės vaizdas pateiktas 14 paveiksle. Likusių sparnų analizių vaizdai pateikti 2 priede.



13 pav. Sparno sukimo analizėje modeliuojamų jėgų kryptys ir įtvirtinimai SolidWorks



14 pav. Sukimo analizė, kai sparnas pagamintas iš 2 sluoksnių aramido pluošto, o styga 0,02 m

14 paveiksle matoma, jog dviejų sluoksnių, 0,02 m stygos aramido pluošto kompozito sparną apkraunant $1 \cdot 10^{-5}$ N jėgomis, sukimo momentas gaunamas $2 \cdot 10^{-7}$ Nm, o sparno poslinkis gaunamas $5,358 \cdot 10^{-6}$ rad. Apskaiči, jog standumas sukimui yra 0,037 Nm/rad. Visų sparno modelių sukimo analizių metu gautų standumų sukimui reikšmės pateiktos 3 lentelėje.

3 lentelė. Sukimo analizės rezultatai

Sparno modelis	Veikiančios jėgos, N	Poslinkis, rad	Modelio standumas sukimui, Nm/rad
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$1 \cdot 10^{-5}$	$5,358 \cdot 10^{-6}$	0,037
2 sluoksnių, 0,03 m stygos		$5,249 \cdot 10^{-6}$	0,057
3 sluoksnių, 0,02 m stygos		$1,606 \cdot 10^{-6}$	0,125
3 sluoksnių, 0,03 m stygos		$1,567 \cdot 10^{-6}$	0,191
4 sluoksnių, 0,02 m stygos		$6,852 \cdot 10^{-7}$	0,292
4 sluoksnių, 0,03 m stygos		$6,662 \cdot 10^{-7}$	0,45

Gauti modelių standumo sukimui ir lenkimui rezultatai parodo, jog sparną gaminant ilgesnės stygos ar iš daugiau sluoksnių aramido pluošto, visi trys parametrai gaunami didesni. Tai reiškia, jog aramido polinkis deformuotis tiesiogiai priklauso tiek nuo sparno matmenų, tiek ir nuo laminato storio.

Lyginant sparno modelius, projektuotus iš vienodo sluoksnių skaičius, bet skirtingos stygos, gaunama, jog modelio standumai lenkimui ir sukimui padidėja šiek tiek daugiau nei 1,5 karto, kai styga padidinama vos 0,01 m.

Lyginant sparno modelius, projektuotus vienodo stygos ilgio, bet skirtingo sluoksnių skaičiaus, gaunama, jog modelio standumai lenkimui ir sukimui padidėja nuo 2 iki 4 kartų, kaskart pridėjus vieną papildomą sluoksnį kompozitinio audinio.

Analizių metu nebuvo projektuotos ir vertintos virpesių matavimo įrangai reikalingos vario gyslos, tiesiamos tarp kompozito sluoksnių. Nors gali būti keliama hipotezė, jog modeliai su papildomais elementais taps standesni, todėl atlikta analizė yra netiksli, tačiau pagrindinės sparno konstrukcijos analizė yra būtina norint nustatyti tokias tamprumo charakteristikas, kurios gali būti laikomos atskaitos tašku tolimesniai projekto eigai: gauti parametrai šiuo atveju yra skirti įsivertinti, jog suprojektuoti sparnai pasižymi tinkamomis tamprumo savybėmis ir gali būti toliau naudojami projekte. Toks tyrimas taip pat leidžia preliminariai įsivertinti tikėtiną sparnų deformacijų kitimą eksperimentų metu.

Sparno nestabilumo greičių tyrimai gali būti atliekami naudojant projektuotus modelius, tačiau siekiant sparnų divergencijos ir flaterio greičius nustatyti kiek įmanoma tikslesnius ir artimesnius realioms reikšmėms, reikia turėti kuo tikslesnius pradinius duomenis.

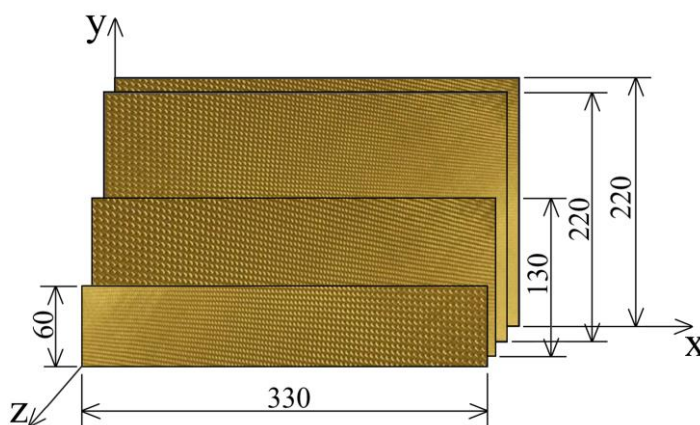
Dėl šios priežasties gaminami preliminarūs sparno modeliai, kurių geometriniai matmenys naudojami apskaičiuojant patikslintas konstrukcijos lenkimo ir sukimo standumo reikšmes. Šie parametrai yra būtini tiksliam skaitiniam modeliui sudaryti ir leidžia realistiškai įvertinti aerotamprumo reiškinius.

2.3. Sparno tamprumo charakteristikų nustatymas

Skaitinės analizės modelių projektavimo dalyje priimta, jog mosto dalis, dalyvaujanti nestabilumo tyrimuose, yra 0,27 m, tačiau privaloma atsižvelgti, jog tam tikra sparno dalis privalės būti įtvirtinta aerodinaminio vamzdžio darbo kameros laikiklyje eksperimentinių bandymų metu, todėl priimama, jog sparno modeliai gaminami 0,33 m mosto, kas užtikrina, jog bent 0,06 m mosto dalies bus skirta tvirtinimui.

Sparno modelių gamyboje naudojamas 170 g/m^2 , ruoželinio pynimo aramido pluoštas kaip ir projektavimo dalyje. Kompozitinis audinys santykiu 1:1 impregnuojamas epoksidine derva, kurios santykis su kietikliu yra 1:4 [39]. Kompozitas gaminamas jį sluoksniuojant rankiniu būdu.

Prieš gamybos pradžią sudaroma audinio sluoksniavimo schema, pateikta 15 paveiksle, x koordinatė nurodo ilgį, y nurodo aukštį, o z sluoksniavimo kryptį.



15 pav. Kompozito sluoksnių schema su nurodytomis x, y, z koordinatėmis

Gaminama vientisa kompozitinė plokštelė, o ne kiekvienas sparno modelis atskirai, kadangi tai supaprastina tiek gamybos procesą, tiek ir patys modeliai gaunami aukštesnės kokybės.

Aramido pluoštas yra sudėtingai karpomas, o dėl ruoželinio pynimo ir lengvai pažeidžiamas, išstampomas, todėl paruošti pluoštą kiekvienam sparno modeliui atskirai pasidaro ypač sudėtinga dėl mažų stygos ilgio matmenų. Šias rizikas minimalizuoja vientisos kompozitinės plokštelės gamyba, kuri vėliau giljotinos pjaustykle padalinama į numatytų matmenų modelius. Pagaminti sparno modeliai pateikti 16 paveiksle.



16 pav. Pagaminti kompozitiniai sparno modeliai

Gamybos metu 4 sluoksnių aramido kompozitą yra sudėtinga padalinti giljotina, dėl šios priežasties tolimesniuose tyrimuose nebenagrinėjamas 4 sluoksnių aramido pluošto ir 0,02 m stygos bandinys.

Iš viso gaunami 5 sparno modeliai, kiekvienas yra pasveriamas elektroninėmis svarstyklėmis, o matmenys pamatuojami elektroniniu slankmačiu. Gauti duomenys pateikti 4 lentelėje.

4 lentelė. Sparno modelių parametrai

Sparno modelis	Masė, kg	Styga, m	Storis, m
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$4,92 \cdot 10^{-3}$	$21,978 \cdot 10^{-3}$	$6,2 \cdot 10^{-4}$
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	$7,45 \cdot 10^{-3}$	$32,705 \cdot 10^{-3}$	$6,1 \cdot 10^{-4}$
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	$7,65 \cdot 10^{-3}$	$22,323 \cdot 10^{-3}$	$9,2 \cdot 10^{-4}$
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	$11,38 \cdot 10^{-3}$	$32,715 \cdot 10^{-3}$	$8,7 \cdot 10^{-4}$
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	$13,32 \cdot 10^{-3}$	$31,576 \cdot 10^{-3}$	$1,15 \cdot 10^{-3}$

Kuo daugiau kompozitinio audinio sudaro sparno modelį, tuo didesni gaunami jų storis ir masė. Taip pat, sparno modelių stygos gautos keliais milimetrais didesnės nei projektuota dėl panaudoto gamybos metodo ir sparnų pjaustymo.

Nors realių sparno modelių stygos gautos didesnės nei projektuota, dėl bendro projekto vientisumo ir aiškumo, sparno modelių aprašymai nekeičiami ir paliekami tokie pat. Pavyzdžiui, pirmojo sparno modelio styga gauta $21,978 \cdot 10^{-3}$ m, tačiau šis modelis išlieka pavadintas 2 sluoksnių, 0,02 m stygos.

2.3.1. Sparno standumas sukimui

Pagamintiems sparno modeliams apskaičiuojamas patikslintas skerpjūvio standumas sukimui GJ , kuris yra būtinas tolimesnėse aerotamprumo reiškinių analizėse. Šis parametras nustatomas remiantis pagamintų modelių matmenimis. Pagal tikruosius matmenis patikslintas GJ , atspindi tikrąją konstrukcijos elgseną, todėl aerotamprumo reiškiniuose užtikrinamas rezultatų patikimumas.

Stačiakampio skerspjūvio polinis inercijos momentas, žymimas J , apskaičiuojamas pagal (15) formulę:

$$J = \frac{c_{gm} h_m (c_{gm}^2 + h_m^2)}{12}; \quad (15)$$

čia c_{gm} – pagaminto sparno styga, m;

h_m – pagaminto sparno storis, m.

Šlyties modulis, žymimas G , apskaičiuojamas pagal (16) formulę:

$$G = \frac{Kb}{J}; \quad (16)$$

čia K – modelio standumo sukimui koeficientas, Nm/rad.

Gauti skaičiavimų rezultatai pateikti 5 lentelėje, skaičiavimas naudotas MATLAB kodas, pateiktas 3 priede.

5 lentelė. Sparno modelių skerspjūvio standumo sukimui skaičiavimų rezultatai

Sparno modelis	J, m^4	G, MPa	GJ, Nm^2
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$5,49 \cdot 10^{-10}$	18,2	$9,99 \cdot 10^{-3}$
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	$1,78 \cdot 10^{-9}$	8,65	$1,54 \cdot 10^{-2}$
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	$8,54 \cdot 10^{-10}$	39,6	$3,38 \cdot 10^{-2}$
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	$2,54 \cdot 10^{-9}$	20,3	$5,16 \cdot 10^{-2}$
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	$3,02 \cdot 10^{-9}$	40,3	$1,22 \cdot 10^{-1}$

Pagrindinė mechaninių parametrų skaičiavimo vertė yra GJ , kurią yra gana sudėtinga apskaičiuoti ar nusistatyti eksperimentų pagalba, todėl šiuo atveju skaičiuojant GJ parametą buvo panaudota modelio standumo sukimui koeficiento reikšmė K , gauta SolidWorks sparno sukimo analizių metu.

2.3.2. Sparno standumas lenkimui

Pagamintiems sparno modeliams atliekamas savųjų svyravimo dažnių vibroanalizės tyrimas siekiant apskaičiuoti patikslintą skerspjūvio standumą lenkimui EI . Vibroanalizės metodas pasirinktas todėl, nes taikant gembinės sijos principą leidžia paprastu eksperimentu kartu su matematiniais skaičiavimais įvertinti realias sparno tamprumo savybes, kurios gali skirtis nuo teorinių.

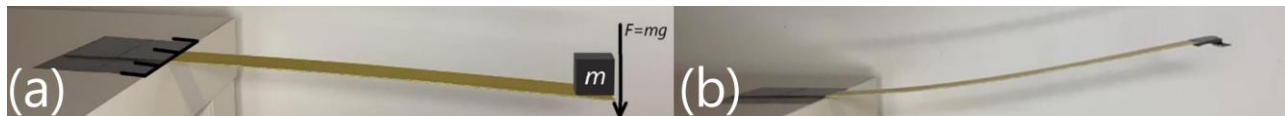
Savasis svyravimų dažnis yra dydis, kuriuo virpesių sistema linkusi svyruoti, kai nėra trikdžių [40]. Kadangi sparnų vienas galas yra suvaržomas visais laisvės laipsniais, o kitas galas yra paliekamas laisvas, galima priimti, jog sparnas yra gembinė sija, todėl virpesių dažnių analizei galima naudoti atitinkamas mechaninių virpesių formules [41].

Pirmiausia, pasinaudojant vaizdo kamera ir sulėtinto filmavimo režimu, apskaičiuojami sparno modelių svyravimų periodas ir dažnis. Naudojama kamera geba fiksuoti 240 kadrų per sekundę.

Kiekvienas bandinys yra standžiai pritvirtinamas taip, jog laisvojo galo ilgis būtų lygus projektuoto mosto ilgiui, 0,27 m. Vaizdo kamera nukreipiama į modelį taip, jog fiksuotų svyravimus lygiagrečiai šoninės jo plokštumos. Ant sparno laisvojo galo yra priglaudžiamas ir laikomas mažų matmenų, bet

sąlyginai didelės masės kūnas, kuris bandymo metu paleidžiamas. Principinė bandymo schema pateikta 17 (a) paveiksle.

Kūnas veikiamas gravitacijos jėgos krenta bei nulenkia sparno modelį žemyn, taip yra sužadinama vibracija ir stebimas savųjų svyravimų reiškinys, svyruojančio modelio kadras pateiktas 17 (b) paveiksle.



17 pav. (a) savųjų svyravimų bandymo schema ir (b) svyruojančio modelio kadras

Vaizdo kamera fiksuoja svyravimus iki jie visiškai nuslopsta, tuomet toks pats bandymas atliekamas dar kelis kartus. Gauta vaizdinė medžiaga analizuojama 1s ilgio atkarpomis, kurių metu skaičiuojama, kiek pilnų svyravimų ar jo dalių įvyksta.

Savųjų svyravimų tyrimas kartojamas su papildoma 2 g mase, pritvirtinta prie sparno laisvojo galo, siekiant įvertinti jutiklio, kuris bus naudojamas sparno galo virpesių matavimo įrangoje, poveikį sparno dinaminiam atsakui. Kadangi jutiklis tampa neatsiejama sistemos dalimi vėlesniuose eksperimentuose, svarbu iš anksto nustatyti, kaip jo masė veikia sparno savuosius dažnius bei virpesių formas. Tokiu būdu užtikrinamas rezultatų tikslumas leidžiantis modeliavimą ir nestabilumų greičio analizę atlikti kuo įmanoma tiksliau, nes atsižvelgiant į realias sąlygas. Ant sparno galo sumontuotas jutiklis pavaizduotas 17 (b) paveiksle.

Abiejų bandymų dažnių rezultatai pateikti 6 lentelėje. Dažnis be papildomos masės žymimas f , o su papildoma mase f_j .

6 lentelė. Sparno modelių savųjų svyravimų bandymo rezultatai, kai mostas 0,27 m

Sparno modelis	Savųjų svyravimų dažnis f , be papildomos masės, Hz	Savųjų svyravimų dažnis f_j , be papildomos masės, Hz
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	5	3,1
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	4,6	3,3
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	6,5	4,7
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	6,3	5,1
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	9,1	7,5

Lyginant to paties sparno rezultatus tarpusavyje, matyti, kad atsiradus papildomai masei sparno gale dažnis sumažėja – tai atitinka žinomą tendenciją, jog papildoma masė mažina sistemos savąjį dažnį. Papildoma masė, pridėta prie laisvojo sparno galo, sukelia sparno masės inercijos pokyčius, kurie lemia savojo dažnio sumažėjimą. Komponentas sparno gale padidina sistemos inertiškumą, todėl sumažėja jos natūralus svyravimų dažnis, o kuo didesnė inercija, tuo lėčiau sistema vibruoja.

Svyravimų dažnis trumpesnės stygos sparno be papildomos masės yra aukštesnis lyginant su tokio pat sluoksnių skaičiaus, bet ilgesnės stygos, sparno rezultatais, tai reiškia, jog mažesnės stygos sparnai yra standesni lenkimui. Tačiau analizuojant svyravimų dažnio rezultatus su papildoma mase, matoma, jog trumpesnės stygos sparnams dažnis žemesnis lyginant su tokio pat sluoksnių skaičiaus, bet ilgesnės stygos sparnais. Atvirkštinis pasikeitimas atsiranda todėl, jog ta pati papildoma masė

trumpesnės stygos sparnui sudaro santykinai didesnę inercijos pokytį, kuris stipriau sumažina jo savąjį dažnį nei ilgesnės stygos sparnui, nes trumpesnis sparnas yra jautresnis masės pridėjimui gale.

Taip pat stebima, jog didėjant laminato storiui, dažnis tampa vis aukštesnis. Didėjant laminato storiui, didėja lenkimo standumas, todėl konstrukcija tampa standesnė ir jos savasis dažnis taip pat auga.

Atlikus savųjų svyravimų dažnių analizę, toliau skaičiuojamas patikslintas standumas lenkimui remiantis matematiniu modeliu [42], kuris skirtas gembinės sijos savųjų svyravimų matematinei analizei.

Sparno modeliai bandymo metu svyruoja be papildomų kreivumų, kai svyravimo metu modelis nekerta išilginės ašies du ar daugiau kartų, todėl galima teigti, jog tai pirmoji savųjų svyravimo moda, žymima w_1 . Tokios modos dažnis gali būti apskaičiuojamas pagal (17) formulę:

$$w_1 = 1,875^2 \sqrt{\frac{EI}{m_b b^4}}, \quad (17)$$

čia m_b – masė per ilgio vienetą, kg;

EI – skerspjūvio standumas lenkimui, Nm^2 .

Paprastąjį dažnį su kampiniu sieja (18) formulė:

$$f = \frac{w_1}{2\pi}. \quad (18)$$

Masę per ilgio vienetą patogiau yra išsireikšti per sparno skerspjūvio ploto ir medžiagos tankio sandaugą, skaičiavimai pateikti (19) formulėje:

$$m_b = \rho S = \rho c_{gm} h_m; \quad (19)$$

čia ρ – medžiagos tankis, kg/m^3 ;

c_{gm} – pagaminto sparno styga, m;

h_m – pagaminto sparno storis, m.

Kadangi sparno modelių matmenys bei masė yra žinomi, medžiagos tankį galima apskaičiuoti pagal (20) formulę:

$$\rho = \frac{m}{c_{gm} b h_m}; \quad (20)$$

čia m – pagaminto sparno masė, kg.

Savasis svyravimas atsiradus papildomai masei laisvajame sparno gale apskaičiuojamas pagal (21) formulę:

$$w_1 = \sqrt{\frac{k}{M}}; \quad (21)$$

čia k – standumo lenkimui koeficientas, N/m ;

M – bendra sparno modelio ir papildomo kūno masė, kg.

Atsiradus papildomai masei laisvajame sparno gale, reikia įvertinti ir ją, todėl įvedamas dydis M , kuris nurodo bendrą sparno modelio ir papildomo kūno masę, apskaičiuojama pagal (22) formulę:

$$M = m_{sp} + m_j; \quad (22)$$

čia m_{sp} – sparno masė laisvajame gale, kg;

m_j – papildomo kūno masė, kg.

Sparno masė laisvajame gale turi būti įvertinama pagal savojo svyravimo dažnio tipą, kadangi bandymo metu užfiksuotas pirmo tipo svyravimas, (23) formulė leidžia apskaičiuoti masę šio svyravimo metu:

$$m_{sp} = \frac{3EI\omega b^3}{b^3 1,875^4 EI} = \frac{33}{140} m. \quad (23)$$

Standumo lenkimui koeficientas k apskaičiuojamas pagal (24) formulę:

$$k = \frac{3EI}{b^3}. \quad (24)$$

Gauti skaičiavimų rezultatai pateikti 7 lentelėje, skaičiavimas naudotas MATLAB kodas, pateiktas 4 priede.

7 lentelė. Eksperimentinės vibroanalizės metu nustatyti sparno modelių standumo lenkimui rezultatai

Sparno modelis	Be papildomos masės	Su papildoma mase
	EI, Nm^2	EI, Nm^2
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$6,3 \cdot 10^{-3}$	$7,9 \cdot 10^{-3}$
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	$8,1 \cdot 10^{-3}$	$1,06 \cdot 10^{-2}$
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	$1,66 \cdot 10^{-2}$	$2,17 \cdot 10^{-2}$
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	$2,32 \cdot 10^{-2}$	$3,15 \cdot 10^{-2}$
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	$5,67 \cdot 10^{-2}$	$7,48 \cdot 10^{-2}$

Kadangi standumo lenkimui reikšmės priklauso nuo užfiksuotų savųjų svyravimų dažnio, gauti rezultatai kinta tokia pat tendencija, kaip ir dažninė charakteristika: trumpesnės stygos sparno be papildomos masės EI yra aukštesnis lyginant su tokio pat sluoksnių skaičiaus, bet ilgesnės stygos, sparnu, o sparno su papildoma mase analizėje matoma, jog trumpesnės stygos sparnams EI žemesnis lyginant su tokio pat sluoksnių skaičiaus, bet ilgesnės stygos sparnu.

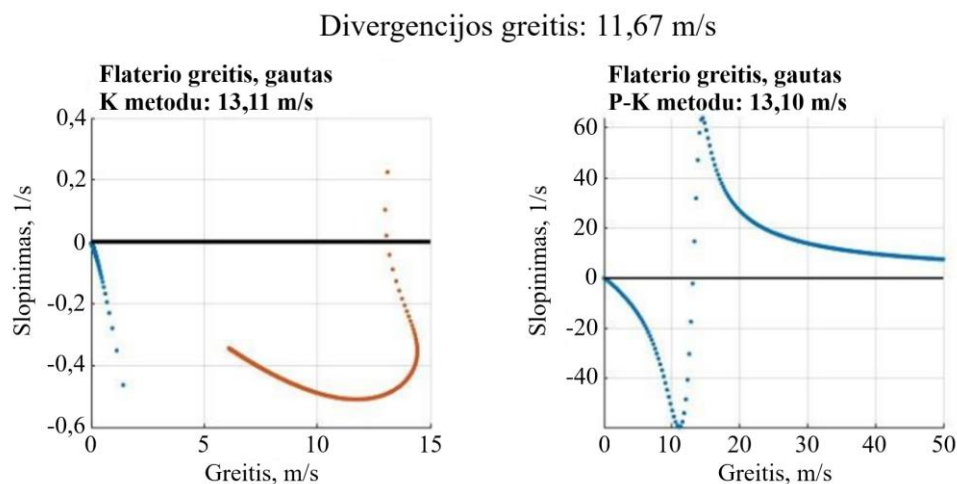
2.4. Sparno nestabilumų greičių nustatymas

Atliekamas sparno modelių tyrimas skaitiniais metodais MATLAB aplinkoje. Skaičiuojamosios analizės metu taikant K ir P-K metodus skaičiuojami divergencijos ir flaterio reiškiniams atsirasti reikalingi oro srauto greičiai. Analizės metu naudojamos sparno modelių masės, skerspjūvio inercijos momentas, stygos bei mosto ilgių vertės, kurios gautos iš realių sparno modelių parametrų. Standumo lenkimui EI reikšmė naudojama apskaičiuota vibroanalizės metu, kai sparnas tirtas su papildoma mase laisvajame gale, o standumas sukimui GJ naudojamas apskaičiuotas pasinaudojus SolidWorks analizių metu gautu standumo sukimui koeficientu.

Skaitinėje analizėje naudota aerotamprumo reiškinių prognozavimo programa, sudaryta pagal K ir P-K metodų matematinį skaičiuojamąjį modelį. Programos kodas apskaičiuoja nestabilumų greičius bei

atvaizduoja kiekvienos skaičiavimo metodologijos diagramas, kas leidžia tiksliai suprasti skaitinių verčių virsmus ir divergencijos bei flaterio greičių atsiradimą.

Programos rezultatų langas, 2 sluoksnių aramido pluošto bei 0,02 m stygos sparno modeliui pateiktas 18 paveiksle, o rezultatai visiems sparno modeliams pateikti 8 lentelėje.



18 pav. Sparno su dviem aramido sluoksniais ir 0,02 m styga nestabilumo greičių prognozavimas K ir P-K metodu

8 lentelė. Sparno modelių divergencijos ir flaterių greičių rezultatai gauti naudojant matematinę prognozavimą

Sparno modelis	Divergencijos greitis, m/s	Flaterio greitis K metodu, m/s	Flaterio greitis P-K metodu, m/s
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	11,67	13,11	13,1
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	11,05	12,77	12,76
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	20,56	21,61	21,59
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	17,74	19,91	20,1
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	27,25	30,28	30,25

Gauti rezultatai rodo, kad didėjant kompozito sluoksnių skaičiui, divergencijos ir flaterio reiškiniai pasiekiami esant didesniai oro srauto greičiui. Taip yra dėl to, kad storesnis sparno modelis pasižymi didesniu standumu tiek lenkimo, tiek sukimo kryptimis, todėl tam, kad būtų sužadintos aerotamprumo vibracijos, reikia didesnės aerodinaminės apkrovos.

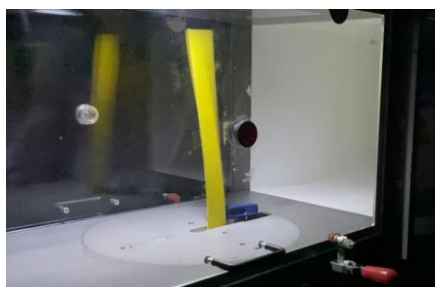
Lyginant vienodo sluoksnių skaičiaus, bet skirtingo stygos ilgio sparnus galima pamatyti, jog esant ilgesnei stygai, aerotamprumo reiškiniai bus pasiekiami prie mažesnio oro srauto greičio nei esant mažesnei stygai. Nors ilgesnės stygos sparnas yra geometriniu požiūriu didesnis, jo struktūrinis standumas neauga proporcingai padidėjusioms aerodinaminėms apkrovoms. Dėl to, esant ilgesnei stygai, sparnas tampa jautresnis aeroelastiniams reiškiniams, tokiems kaip flateris ar divergencija, ir šie pasireiškia prie mažesnio oro srauto greičio.

Visų penkių simuliacijų rezultatai rodo, kad divergencijos reiškinys pasireiškia anksčiau nei flateris. Taip pat pastebėta, kad tiek K metodas, tiek P-K metodas prognozuoja labai panašius kritinius oro srauto greičius, prie kurių atsiranda sparno nestabilumai.

Išsikelta projektavimo sąlyga projekto pradžioje nurodo, jog flateris turi būti pasiekiamas esant maždaug 20–30 m/s oro srauto greičiui ir nors visi sparno modeliai atitinka šią sąlygą, tačiau tolimesniuose tyrimuose nebus analizuojamas 4 sluoksnių, 0,03 m stygos sparno modelis. Šis modelis atitinka minimalų kriterijų, tačiau jo rezultatai gali būti jautrūs pokyčiams dėl gamybos paklaidų. Kadangi tokio pobūdžio aerotamprumo reiškinių tyrimai KTU aerodinaminiam vamzdyje atliekami pirmą kartą, dėl šios priežasties eksperimentai bus atliekami tik su modeliais, turinčiais didesnę saugių greičių atsargą.

2.4.1. Pirminiai bandymai aerodinaminiam vamzdyje

Pirminiai bandymai aerodinaminiam vamzdyje yra būtini siekiant įvertinti flaterio ir divergencijos reiškinių atsiradimo galimybę bei tyrimų vykdymą sąlyginai paprastomis eksperimentinėmis sąlygomis. Sparno modeliai įtvirtinami aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje be jokios specialiai kurtos tvirtinimo įrangos, pirminis bandymas aerodinaminiam vamzdyje pateiktas 19 paveiksle.



19 pav. Pirminis sparno modelio bandymas aerodinaminiam vamzdyje

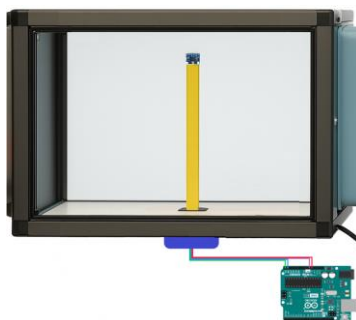
Bandymo metu oro srauto greitis buvo palaipsniui didinamas: pradedant nuo 0 m/s ir keliant jį po kelias dešimtąsias dalis, atidžiai stebint bandinius bei jų reakciją į besikeičiančias srauto sąlygas. Bandymo metu pastebėta, jog mažesnio storio bandiniuose divergencijos ir flaterio reiškinys pradedamas stebėti prie mažesnių oro srauto greičių, tuo tarpu standesniems tokių pat geometrinių charakteristikų sparnams flaterio ir divergencijos reiškiniai stebimi kur kas vėliau, prie didesnio oro srauto greičio.

Tyrimų metu buvo vizualiai identifikuoti divergencijos ir flaterio atsiradimo greičiai, taip pat įvertinta, jog aerotamprumo reiškinių analizė yra įmanoma vykdyti aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje. Atlikus pirminius bandymus nustatyta, kad iš 2 ir 3 sluoksnių aramido pluošto pagaminti sparno modeliai atitinka išsikeltus projektavimo reikalavimus, todėl tolimesnis modelių projektavimas ir bandymai bus atliekami naudojant visus likusius šių specifikacijų sparnų variantus.

3. Tiriamojo sparno modelio ir sparno galo virpesių matavimo įrangos projektavimas ir gamyba

Atlikus reikiamus teorinius skaičiavimus, toliau gilinamasi į tiriamojo sparno modelio ir sparno galo virpesių matavimo įrangos kūrimą, kuri skirta aerotamprumo reiškinių imitacijai ir tyrimams KTU aerodinaminiam vamzdyje AEROLAB. Principinė virpesių matavimo įrangos schema pateikta 20 paveiksle. Įranga kuriama tam, kad būtų galima stebėti realiomis sąlygomis susidarancius aerotamprumo reiškinius: fiksuoti sparno galo virpesius atsirandančius dėl aerodinaminio sužadavimo bei įvertinti oro srauro kritinius greičius, prie kurių pasireiškia nestabilumo reiškiniai.

AEROLAB aerodinaminis vamzdis yra eksperimentinis stendas, naudojamas tyrimams, susijusiems su aerodinamika, dažniausiai siekiant įvertinti, kaip oro srautas juda aplink tyrimo objektus ar kokias aerodinamines jėgas, aptekėdamas objektus, sukuria [43]. Aerodinaminiai vamzdžiai aerotamprumo reiškinių tyrimuose leidžia simuliuoti oro srautą ir stebėti, kaip jis veikia objektus, taip nustatant kritinius taškus, kurių metu sukeliama nestabilumas kaip divergencija ar flateris. Tokie tyrimai yra būtini norint įvertinti orlaivių konstrukcinių elementų struktūrinį stabilumą ir atsparumą nepageidaujamoms vibracijoms.



20 pav. Principinis virpesių matavimo įrangos tvirtinimo modelis aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje, vaizduojama sparno modelis, laikiklis, jutiklis MPU6050 ir mikrovaldiklis Arduino UNO R3

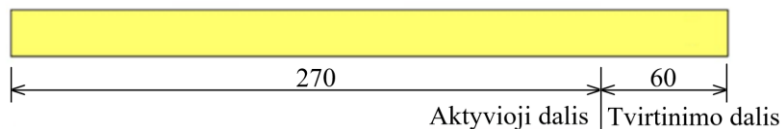
Sparno galo virpesių tyrimų įrangą sudaro:

- tiriamasis sparno modelis;
- inercinis jutiklis MPU6050;
- mikrovaldiklis Arduino UNO R3;
- laikiklis;
- kompiuteris su Arduino ir MATLAB programine įranga;
- aerodinaminis vamzdis AEROLAB.

Sparnų projektavimo ir tyrimų metu nuspręsta, jog eksperimentiniai bandymai, pasitelkiant virpesių matavimo įrangą, bus atliekami su keturiais skirtingais sparno modeliais. Kita svarbi sąlyga yra galimybė tirti skirtingo mosto, stygos ir storio sparnus, todėl projektavimo etape būtina užtikrinti, kad tiek sparno modeliai, tiek naudojama matavimo įranga būtų pakankamai universalūs ir pritaikomi įvairiems konstrukciniams parametrams.

3.1. Tiriamasis sparno modelis ir jo pritaikymas sparno galo virpesių matavimo įrangai

Tiriamąjo sparno modelio matmenys išlaikomi tokie pat kaip ir projektavimo dalyje, kai ilgiausias tiriamas mostas lygus 0,27 m, o papildoma sparno dalis, skirta sparno tvirtinimui įrangos laikiklyje, yra 0,06 m. Suprojektuoto tiriamojo sparno pavyzdys pateiktas 21 paveiksle.



21 pav. Sparno modelio plokštelė su matmenimis

Sparnas yra vientisa plokštelė, todėl jo mostą galima paprastai keisti – įtvirtinant trumpesnę jo dalį aerodinaminio vamzdžio darbo kamerai skirtame laikiklyje, taip prailginant tvirtinimui skirtą dalį.

MPU6050 jutikliui sujungti su mikrovaldikliu reikalingi laidai, todėl per visą sparno mostą projektuojamos vario gijos. Gijos sparne klojamos kompozito gamybos metu tarp audinio sluoksnių, o ne ant plokštelės paviršiaus, jog atsiradę nelygumai nedarytų įtakos oro srauto aptekėjimui, kas gali sudaryti poveikį aerotamprumo reiškinių atsiradimui. Taip pat, dėl šios priežasties tiesiamos yra tik vario gijos: laidai be izoliacinio sluoksnio, jog kuo labiau sumažėtų jungiančiojo komponento skersmuo ir sparno profilis nenukryptų nuo stačiakampės plokštelės geometrinės formos.

Norint įsivertinti reikiamą gijų storį, atliekami skaičiavimai siekiant nustatyti reikiamą laidininko skersmenį [44]. Priimama, jog laidininkas yra varis, todėl $\rho_l = 1,7 \cdot 10^{-8} \Omega m$, o įrangos maitinimui reikalinga 5V įtampa bei 0,5 A srovės stipris. Gaunama, jog reikalingas laido skersmuo yra apie 0,0147 mm.

Toks laidas gali būti trapus ir lengvai pažeidžiamas jį lenkiant ir sukant aerotamprumo reiškinių metu, todėl priimama, jog laidas bus tiesiamas lygus artimiausiai suapvalintai 0,2 mm skersmens reikšmei, kadangi tokį skersmenį įprastai turi laidai maketavimo plokštelėms. Naudojamas vario laidas yra apie 0,203 mm skersmens, gijos matavimo mikrometru vaizdas pateiktas 22 paveiksle.

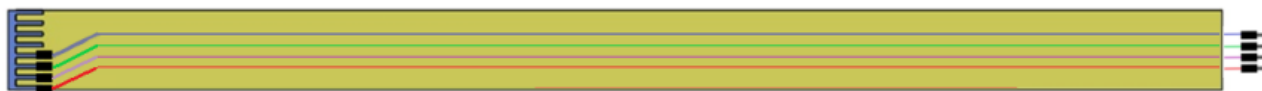


22 pav. Vario laido gija naudota tiriamuosiuose sparno modeliuose

Jutikliui ir mikrovaldikliui sujungti reikalingi keturios gijos, kurios užtikrina duomenų perdavimą ir elektros tiekimą tarp šių komponentų. Sparno modelio vaizdas su gijomis pateiktas 23 paveiksle.

Naudojant gijas be izoliacinio sluoksnio ne tik sumažėja jų skersmuo, tačiau dėl tokio komponento naudojimo bus daroma ir minimalesnė įtaka kompozito standumo ir dažninėms charakteristikoms. Gijos projektuojamos išdėstyti simetriškai ir kuo arčiau neutraliosios ašies. Šiuo principu siekiama neutralizuoti sparno konstrukciją taip užtikrinant, jog struktūrinis elgesys dėl atsiradusių papildomų elementų pakis kuo mažiau. Gijų galuose yra projektuojamos prilituojamos jungtelės T-M principu:

jutiklio tvirtinimui skirtoje pusėje M jungtys, o mikrovaldiklio jungimo ir sparno tvirtinimo pusėje trumpi laidai su T jungtimis.



23 pav. Pagaminto sparno su viduje montuojamomis laidų gijomis, skirtomis jutiklio jungimui, vaizdas

Tiriamieji sparno modeliai gaminami kaip vientisa kompozitinė plokštelė, o ne kiekvienas sparno modelis atskirai, kaip ir preliminarinių modelių gamybos metu. Kompozitinis audinys yra sukarpomamas į reikiamo dydžio ruošinius, ant vieno iš sluoksnių išdėstomos laidų gijos. Siekiant išvengti laidų susipynimo ar jų nepageidaujamo kontaktavimo kompozito gamybos ir impregnavimo metu, laidai tvirtinami prie audinio paviršiaus taškiniu būdu naudojant universalius klijus. Paruošto aramido pluošto su integruotomis laidų gijomis vaizdas pateiktas 24 paveiksle.



24 pav. Laidų gijos ant pirmo aramido pluošto audinio sluoksnio prieš tolimesnį kompozito sluoksniavimą ir impregnavimą

Siekdami užtikrinti aukštą kompozitinių ruošinių matmenų tikslumą bei išvengti gijų pažeidimų, pagaminta kompozitinė plokštelė pjaustoma nebe giljotina, o rankiniu būdu. Plokštė suspaudžiama spaustuvais, metaline liniuote nustatoma pjovimo linija, o sparno modeliai paruošiami pjaunant kanceliariniu peiliu. Paruoštos plokštės dalinimo vaizdas pateiktas 25 paveiksle.



25 pav. Kompozitinės plokštelės rankinis pjaustymas

Iš viso gaunami 4 sparno modeliai, kiekvienas jų yra pasveriamas, pamatuojama styga bei storis, duomenys pateikti 9 lentelėje.

9 lentelė. Pagamintų sparno modelių matmenys bei masė

Sparno modelis	Masė, kg	Styga, m	Storis, m
2 sluoksnių, 0,02 m stygos	$6,36 \cdot 10^{-3}$	$21,978 \cdot 10^{-3}$	$6,2 \cdot 10^{-4}$
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	$8,19 \cdot 10^{-3}$	$32,705 \cdot 10^{-3}$	$6,1 \cdot 10^{-4}$
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	$8,44 \cdot 10^{-3}$	$22,323 \cdot 10^{-3}$	$9,2 \cdot 10^{-4}$
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	$12,02 \cdot 10^{-3}$	$32,715 \cdot 10^{-3}$	$8,7 \cdot 10^{-4}$

Palyginus sparno modelių matmenis, pagamintus su integruotais laidais ir be jų, nustatyta, kad laidų įterpimas nežymiai padidino gaminių masę ir storį. Vis dėlto, dėl taikyto tikslesnio sparnų dalybos būdo, gautų modelių stygos ilgis buvo artimesnis pirminėms projektavimo reikšmėms.

Prie kompozite ištiestų laidų galų lituojamos M ir laidai su T jungtimis. Kadangi laidai yra be izoliacijos, paruošimas apsiriboja paviršiaus nuvalymu ir padengimu fliusu, siekiant pagerinti lydmetalo sukibimą. Litavimo metu naudojamas švininis lydmetalis, kuris pasižymi didesniu patikimumu ir geresnėmis mechaninėmis bei elektrinėmis savybėmis, lyginant su bešviniais lydiniais. Tokiu būdu užtikrintas stiprus ir stabilus elektros kontaktas, svarbus tolimesniam sparno modelių prijungimui prie elektrinių komponentų. Sparno modelio vaizdas su prilituotomis jungtimis pateiktas 26 paveiksle. Papildomai, dėl stabilaus kontakto su sparnu, prilituotos M jungtelės paklijuojamos dvikomponenčiais kljais, jog jutiklis sparno gale laikytųsi tvirtai.

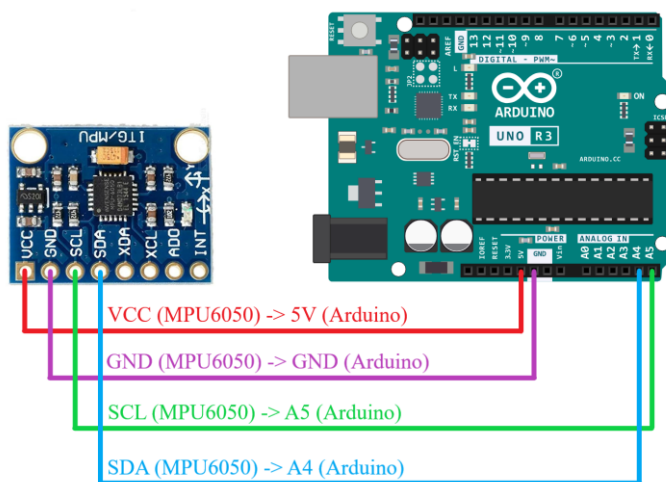


26 pav. Sparno modelis su laidais

Siekiant užtikrinti sparno galo virpesių matavimo įrangos universalumą, prie laidų galų lituojami M tipo kontaktai, o ne MPU6050 jutiklio išvadai. Toks sprendimas leidžia jutiklį prijungti skirtingiems sparno modeliams neatliekant papildomo litavimo, kas yra ypač svarbu atliekant eksperimentus keliems sparnams. Lituojant tiesiogiai, galimos rizikos susijusios su montažinės plokštės, išvadų ar komponentų perkaitinimu, o atskiro jutiklio litavimas kiekvienam sparno modeliui lemia gamybinių kaštų padidėjimą.

3.2. Elektrinių valdymo komponentų parinkimas

Valdymui parinktų standartinio Arduino UNO R3 mikrovaldiklio ir sparno galo vibracijoms analizuoti reikalingo jutiklio MPU6050 [45] principinė jungimo pateikta 27 paveiksle.



27 pav. Principinė jutiklio ir mikrovaldiklio jungimo shcema

MPU6050 yra universalus inercinis jutiklis, turintis daug pritaikymo galimybių įvairiuose elektronikos ir įrenginių kontrolės projektuose, kur reikalingas judesio stebėjimas ir orientacijos

nustatymas: inercinėse navigacinėse sistemose, judėjimo sekimo projektuose, robotikoje. MPU6050 jutiklio pranašumas yra aukštame patikimumo ir tikslumo lygyje, mažame dydyje ir nedidelėje kainoje.

10 lentelė. Jutiklio MPU6050 parametrai [45]

Aukštesnis akselerometro diapozonas yra mažiau tikslus, bet geba fiksuoti stipresnes jėgas, tuo tarpu žemesnis diapozonas yra tikslesnis, bet ne toks jautrus aukštiems pagreičio pasikeitimams.

Jutiklis tvirtinamas laisvajame sparno gale, vaizdas pateiktas 28 paveiksle. Tokiu principu pritvirtintas jutiklis akselerometro z ašimi fiksuos lenkima, o giroskopo x ašimi fiksuos sukima.

28 pav. Jutiklis MPU6050, sumontuotas ant sparno galo

su mikrovaldikliu jungiamas kontaktiniu būdu, kadangi taikant bekontaktį metodą papildomi komponentai taptų neišvengiami.

MPU6050 akselerometras ir giroskopas programuojamas Arduino programinės įrangos aplinkoje, panaudojant laisvai prieinamą standartinę biblioteką, naudotas kodas pateiktas 5 priede. Akselerometro diapazonas nustatytas 4g, o giroskopo 500 laips./s. Tokios reikšmės pasirinktos, nes tyrimuose svarbiausi ne flaterio pasiekiami minimumai ir maksimumai, o būtent flaterio atsiradimo momentas ir kritinio greičio nustatymas. Pasirenkant vidutinį diapazoną, galima gauti tikslesnius duomenis, kadangi mažesnės reikšmės leidžia užfiksuoti smulkesnius pokyčius ir detaliau analizuoti pradinį vibracijos ir svyravimo momentus, kurie yra svarbūs aerodinaminių reiškinių pradžia.

Komunikacijai su Arduino UNO R3 parenkamas 115200 duomenų perdavimo greitis. Nors standartinė duomenų perdavimo per komunikacijos kanalą per sekundę reikšmė yra 9600, kas reiškia, jog būtent tiek bitų informacijos įrašoma, tačiau pasirinkus 115200 leidžia vykdyti greitesnę komunikaciją. Jei šis skaičius yra per mažas, duomenų perdavimas gali būti lėtas, jei per didelis, gali kilti klaidų, nes komunikacijos kanalas gali nepajėgti apdoroti tiek daug duomenų, o 115200 reikšmė yra optimalus kompromisas tarp greičio, patikimumo bei galimo maksimalaus įrenginių komuniakcijos palaikymo be trikdžių.

MPU6050 ir Arduino UNO R3 sujungimas I2C komunikacija [46]:

- jutiklio VCC ir mikrovaldiklio 5V kontaktai: tiekiamas stabilus maitinimas jutikliui;
- jutiklio GND ir mikrovaldiklio GND kontaktai: nustato bendrą nulinį lygį visai grandinei, jog signalai būtų interpretuojami teisingai ir įrenginiai galėtų tinkamai keistis duomenimis;
- jutiklio SCL ir mikrovaldiklio A5 kontaktai: užtikrina, kad duomenys bus perduodami ne chaotiškai, o pagal aiškią ir nuoseklią tvarką;
- jutiklio SCA ir mikrovaldiklio SDA kontaktai: šiuo jungimu vyksta jutiklio fiksuotų reikšmių komunikacija mikrovaldikliui.

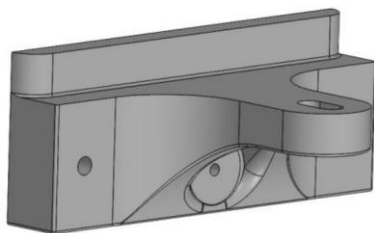
Eksperimentų matavimai stebimi kompiuteryje, kuris prijungtas prie Arduino Uno R3 mikrovaldiklio naudojant USB-A į USB-B kabelį. Kompiuteris per šią jungtį gauna duomenis Arduino programinės įrangos lange, kurie stebimi tiek realiuoju laiku, tiek įrašinėjami į tekstinį dokumentą. Tekstinį dokumentą sudaro data, laikas, trys akselerometro koordinatės, trys giroskopo koordinatės bei fiksuojama temperatūra. Aerotamprumo reiškinių tyrimui naudojama tik akselerometro matavimai z ašyje, rodantys sparno galo lenkimą, bei giroskopo matavimai x ašyje, rodantys sparno galo susisukimą.

3.3. Sparno montavimui aerodinaminiam vamzdyje skirtas laikiklis

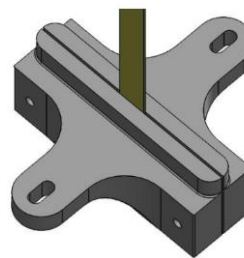
Laikiklis sparno galo virpesių matavimo įrangoje sudaro didelę reikšmę, nes būtent jo pagalba aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje atliekamas modelių pozicionavimas, kurie tyrimų metu simuliuojant didelius oro srauto greičius išliks įtvirtinti teisingai, saugiai ir stabiliai.

Laikiklis, kurio detalė pateikta 29 paveiksle, o sujungimas 30 paveiksle, projektuojamas taip, jog būtų tvirtinimas aerodinaminio vamzdžio darbo kameros apatinėje dalyje, taip visa laikiklio konstrukcija jį įtvirtinus liks išorėje, o su darbo kameros apačia susijungs tik laikiklio viršutinis paviršius, taip paslėptas laikiklis papildomai nesujauks oro srauto tyrimo metu.

Laikiklis aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje tvirtinamas M6 varžtais ir veržlėmis, o tarpusavyje M8 varžtais ir veržlėmis.



29 pav. Laikiklio detalė



30 pav. Sujungtas laikiklis

Laikiklio viršutinėje plokštumoje yra projektuojama paaukštinta dalis, skirta užpildyti aerodinaminio vamzdžio darbo kameros kiaurymę, skirta stendų tvirtinimui. Kiaurymės užpildymas reikalingas norint kuo labiau sumažinti oro srauto susijaukimo ir netolygaus aptekėjimo aplink tiriamus sparnus galimybes.

Sparno galo virpsesių matavimo įrangos laikiklis spausdinamas 3D spausdintuvu iš PLA plastiko. Atspausdintas laikiklio vaizdas pateiktas 31 paveiksle, o aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje sumontuotas laikiklis, pateiktas 32 paveiksle.



31 pav. Atspausdintos laikiklio detalės



32 pav. Sumontuotas laikiklis

Laikiklis sudarytas iš dviejų identiškų detalių, todėl veikia kaip spaustuvas. Ši konstrukcija tiriamuosius sparno modelius leidžia tvirtinti naudojant suspaudimą, kurį užtikrina varžtai, todėl sparnas yra tvirtai ir stabiliai įtvirtinamas. Sparno laikiklis, veikiantis kaip spaustuvas, yra itin patogus ir universalus, nes leidžia atlikti tyrimus su įvairaus mosto, storio ir stygos ilgio sparnais: nuo plokštelių iki kitų konstrukcijų, kurių storis yra sąlyginai mažas.

4. Eksperimentiniai sparno aerotamprumo reiškinių tyrimai

Eksperimentiniai tyrimai atliekami siekiant išsiaiškinti tiriamųjų sparno modelių realias aerotamprumo reiškinių greičio reikšmes. Tyrimai yra suskirstyti į tris dalis:

- naudojant tik sparno galo virspesių matavimo įrangą;
- lygiagrečiai naudojant sparno galo virspesių matavimo įrangą ir lazerinį akselerometrą;
- skaitiniais ir eksperimentiniais metodais gautų rezultatų palyginimas.

Eksperimentiniai tyrimai atliekami kelių kartų, keičiant sparno mostą: iš viso atliekama 12 bandymų, po 3 tyrimus kiekvienam sparno modeliui, kai mostas yra 0,27 m, 0,22 m ir 0,17 m. Tokia metodika leidžia įvertinti, kaip sparno mosto pokyčiai veikia konstrukcijos dinaminį atsaką bei kaip kinta kritinis oro srauto greitis divergencijos ir flaterio tipo aerotamprumo reiškiniams.

Aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje sparno modelis tvirtinamas pagal gembinės sijos principą: vienas jo galas įtvirtinamas specialiai suprojektuotame laikiklyje, kuris užtikrina sparno suvaržymą visais šešiais laisvės laipsniais. Pats laikiklis standžiai prisukamas prie darbo kameros išorinės konstrukcijos, taip užtikrinant sistemos stabilumą. Sparno modelis darbo kameroje orientuojamas taip, kad jo ilgoji ašis būtų statmena į darbo kamerą nukreipto oro srauto aptekėjimo kryptį.

4.1. Priešeksperimentinė analizė

Prieš aerotamprumo reiškinių eksperimentus aerodinaminiam vamzdyje atliekama priešeksperimentinė analizė: sparno savųjų svyravimų tyrimas ir aerodinaminio vamzdžio virpesių tyrimas.

Sparnų savųjų svyravimų tyrimas leidžia palyginti gautus rezultatus su teorinėmis reikšmėmis ir įsitikinti, kaip teoriniuose skaičiavimuose naudoti sparno modeliai bei jų charakteristikos atitinka ar skiriasi nuo eksperimentuose tiriamų sparnų. Tai taip pat suteikia galimybę prognozuoti, kaip kis sparnų nestabilumas mažėjant sparno mostui, nes tai tiesiogiai susiję su sparno standumu.

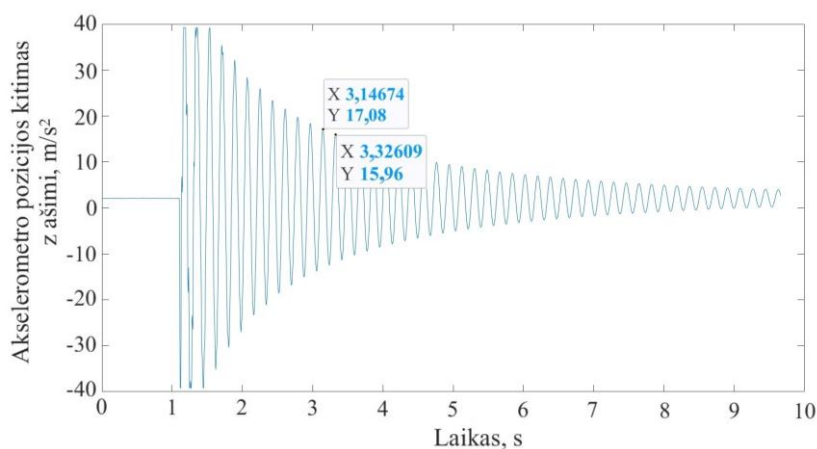
Aerodinaminio vamzdžio virpesių tyrimas atliekamas siekiant įvertinti išorinio sužadavimo poveikį, kuris susijęs su sparno modelių aerotamprumo reiškinių tyrimo rezultatais.

4.1.1. Savųjų svyravimų tyrimas

Sparno modelis su jautriu aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje įtvirtinamas taip, kad darbo kameros aktyviojoje zonoje būtų užtikrinamas maksimalus sparno mostas, lygus 0,27 m. Įtvirtinus sparną palaukiama, kol sparno modelis visiškai nurims, jog sužadinimas būtų pradėdamas modeliui esant stabilioje pradinėje padėtyje.

Eksperimentas pradėdamas paleidžiant duomenų įrašymo programą kompiuteryje, tuomet sparno modelio laisvasis galas sužadinamas rankiniu būdu jį staigiai nulenkiama į šoną, suteikiant modeliui pradinę deformaciją. Modelis taip yra atitraukiamas nuo pradinės pusiausvyros padėties ir prasideda slopstantis svyravimas, kai sparnas palaipsniui stengiasi grįžti į pirminę stabilią padėtį dėl vidinių sistemos nuostolių. Kai svyravimų amplitudė sumažėja, duomenų įrašymo programa sustabdoma. Surinkti eksperimentiniai duomenys toliau analizuojami vertinant akselerometro užfiksuotus lenkimo matavimus y ašyje.

Surinkus eksperimentinius duomenis, atliekama jų analizė. Akselerometro užfiksuoti lenkimo matavimai vaizduojami grafike, kai išmatuota reikšmė perteikiama per priklausomybę nuo laiko, 3 sluoksnių, 0,03 m stygos bei 0,27 m mosto sparno modelio savųjų svyravimų grafinis vaizdas pateiktas 33 paveiksle, o likusieji grafikai pateikti 6 priede.



33 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo

33 paveiksle matoma, jo grafike pasirenkamos dvi maksimalios pikų reikšmės vidurinėje svyravimų dalyje, kur amplitudė dar nėra žymiai sumažėjus. Vieno pilno svyravimo periodas skaičiuojamas kaip laiko skirtumas tarp šių dviejų taškų.

Tyrimas atliekamas visiems sparno modeliams, kai mostas yra 0,27 m, 0,22 m bei 0,17 m. Pasinaudojus periodo reikšme, apskaičiuojamas ir kiekvieno sparno modelio savasis dažnis, pagal atvirkštinės priklausomybės (25) dėsnį. Modelių periodų ir dažnių eksperimento metu nustatyti rezultatai pateikiami 11 lentelėje, kartu su dažnių reikšmėmis iš vibroanalizės tyrimo, pateikto 2.3.2 skyriuje.

$$f = \frac{1}{T}; \quad (25)$$

čia T – periodas, s.

11 lentelė. Eksperimento metu nustatyti sparno modelių savųjų virpesių dažniai, taip pat pateikti rezultatai, gauti vibroanalizės metu, kai sparnai buvo tiriami su papildoma mase

Sparno modelis	Eksperimente nustatytas periodas T , s	Eksperimente nustatytas dažnis f , Hz	Vibroanalizėje nustatytas dažnis su papildoma mase f_f , Hz
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	0,359	2,79	3,1
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	0,293	3,41	3,3
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	0,196	5,11	4,7
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	0,179	5,59	5,1
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	0,256	3,91	-
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	0,233	4,29	-
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	0,162	6,17	-
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	0,131	7,63	-

Sparno modelis	Eksperimente nustatytas periodas T , s	Eksperimente nustatytas dažnis f , Hz	Vibroanalizėje nustatytas dažnis su papildoma mase f_j , Hz
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	0,151	6,62	-
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	0,151	6,62	-
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	0,094	10,64	-
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	0,092	10,87	-

Atliku savųjų svyravimų analizę galima teigti:

- storesnis sparnas turi aukštesnį savąjį dažnį lyginant su plonesniu, nes jo standumas didesnis, o masė, nors ir išauga, šiuo atveju turi mažesnę įtaką nei standumo padidėjimas;
- ilgesnės stygos sparnai turi šiek tiek mažesnę dažnį nei trumpesnės stygos to paties sluoksnių skaičiaus sparno modeliai, kadangi ilgesnė styga lemia didesnę aerodinaminį paviršių ir didesnę masę ir inerciją, todėl sumažėja svyravimų dažnis;
- sumažinus sparno mostą nuo 0,27 m iki 0,17 m, dažnis didėja, o sparnas standėja, nes trumpesnis sparnas turi mažesnę masės inerciją ir gali svyruoti greičiau.

Apibendrinus galima teigti, jog kuo didesnis sparno standumas, tuo didesnis jo savasis dažnis, kuo didesnė styga, tuo dažnis mažesnis, o kuo mostas mažesnis, tuo savasis dažnis ir standumas didesni.

Jutikliu išmatuoti sparnų savieji svyravimų dažniai taip pat lyginami su pirminių modelių dažniais, kurie buvo nustatyti atlikus vibroanalizės matavimus. Šis palyginimas leidžia įvertinti eksperimentinių ir pirminėje analizėje gautų rezultatų atitikimą bei įvertinti gamybos, modeliavimo ir matavimo proceso tikslumą.

Matoma, kad eksperimento metu nustatyti ir apskaičiuoti savieji svyravimo dažniai yra gana artimi, jų paklaida siekia apie 5-10%. Nedideli skirtumai tarp eksperimentinių ir teorinių dažnių patvirtina matavimų tikslumą bei teisingą eksperimentinės metodikos taikymą.

Atsiradusios matavimų paklaidos gali būti paaiškinamos tuo, kad vibroanalizėje buvo naudojami modeliai be vidinių vario gijų, tuo tarpu eksperimentiniuose matavimuose modeliai naudoti su vario gijomis sparnų viduje: papildomi struktūriniai elementai gali turėti įtakos modelių standumo charakteristikoms. Taip pat, vibroanalizėje matavimai buvo atliekami sulėtinto vaizdo kamera, dažnius vertiant vizualiai, todėl čia galėjo atsirasti matavimo netikslumų dėl žmogiškojo faktoriaus.

4.1.2. Aerodinaminio vamzdžio virpesių tyrimas

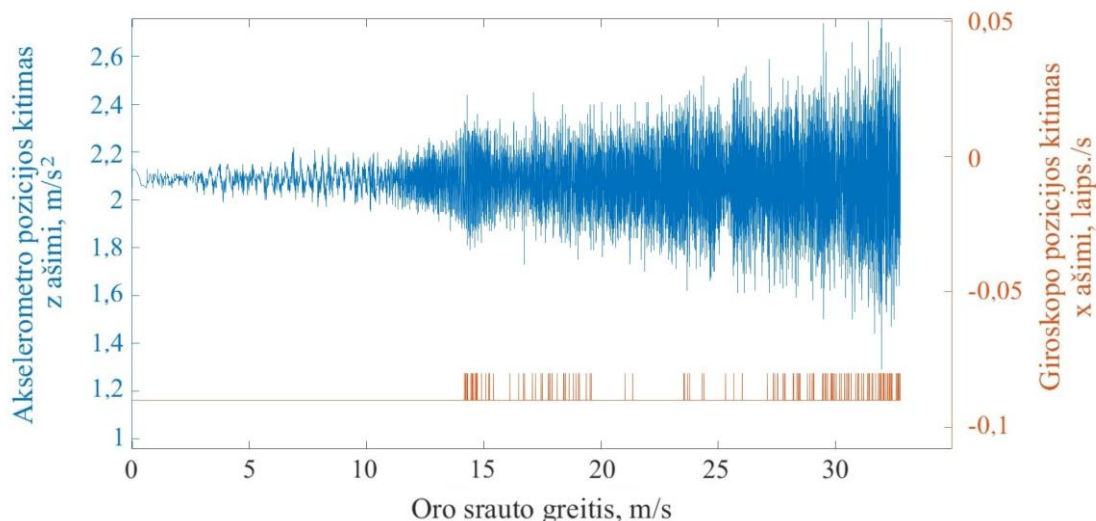
Aerodinaminio vamzdžio virpesiai tiriami pasinaudojant atsitiktinai pasirinktą sparno modelį. Sparnas tvirtinamas taip, jog mostas būtų kuo mažesnis: tyrimo metu jutiklis yra darbo kameros apatinės plokštumos centre.

Tyrimo metu jutiklio konfigūracija ir pastatymo kampas akselerometro pozicijos kitimu z ašimi fiksuoja lenkimą, o giroskopo pozicijos kitimas x ašimi fiksuoja sparno galo susikusimą.

Įtvirtinus sparną, paleidžiama duomenų įrašymo programa, o eksperimentas pradedamas palaipsniui didinant oro srauto greitį aerodinamiame vamzdyje iki 33 m/s ribos.

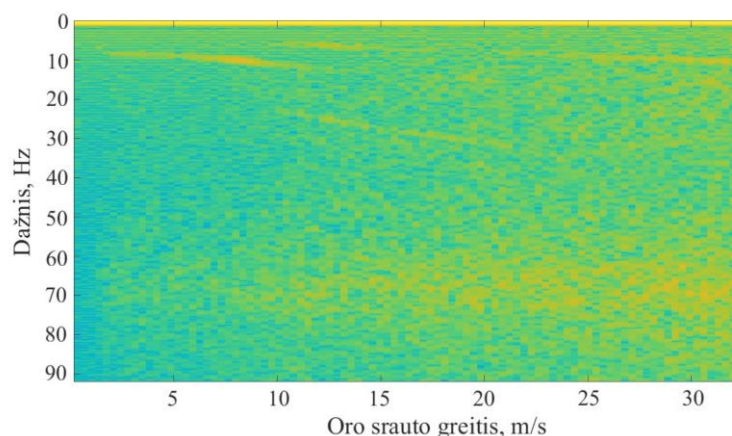
Aerodinaminio vamzdžio sukelti jutiklio svyravimai pateikti 34 paveiksle, o dažninė analizė 35 paveiksle.

34 paveikslo grafike pateikti prie aerodinaminio vamzdžio pritvirtinto jutiklio duomenys rodo, jog virpesių amplitudė tolygiai auga iki 15 m/s oro srauto greičio, pasiekus šią reikšmę, prasideda staigesnis virpesių amplitudės augimas, tiek lenkimo, tiek sukimo pobūdžio, taip gali būti dėl galimo aerodinaminio vamzdžio rezonanso. Nors virpesiai paauga staigiau, tačiau toliau didėja tolygiai ir didesnių šuoliu nebestebima.



34 pav. Aerodinaminio vamzdžio virpesių priklausomybė nuo oro srauto greičio

Aerodinaminio vamzdžio spektrogramoje, pateiktoje 35 paveiksle, matyti, kad visame oro srauto greičio intervale nėra ryškiai išreikštų dominuojančių dažnių komponentų, o bendras virpesių intensyvumas išlieka žemas, tačiau pastebimi neintensyvūs, bet aiškiai besiformuojantys ruožai, kuriuose dažnis palaipsniui didėja didėjant srauto greičiui. Šie ruožai siejami su vamzdžio konstrukcijos komponentų mechaniniais svyravimais, tačiau jų amplitudė nedidelė ir įtakos bandymo rezultatams nedaro. Išskirtinis, nors ir nestabilus, dažnis, apie 10 Hz, matomas esant mažesniame oro srauto greičiui.



35 pav. Aerodinaminio vamzdžio dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, sudaryta atlikus tyrimą sparno galo virpesių matavimo įranga

Aerodinaminio vamzdžio duomenys svarbūs, nes padeda nustatyti, nuo kada pats vėjo tunelis pradeda svyruoti. Jei vamzdžio virpesiai sutampa su sparno flaterio reiškiniais, jie gali iškraipyti rezultatus, todėl tokių matavimų analizė leidžia įvertinti fono įtaką ir atskirti tikruosius aerotamprumo reiškinius. Šiuo atveju virpesių amplitudės yra labai mažos, o ryškių savųjų dažnių, kurie rezonansu galėtų

sužadinti sparno vibracijas, aerodinaminis vamzdis neturi, todėl galima teigti, kad vamzdžio dinamika reikšmingos įtakos flaterio atsiradimui nesudarys.

4.2. Eksperimentiniai tyrimai atliekami su sparno galo virpesių matavimo įranga

Pirmojoje eksperimento dalyje, pasinaudojant sparno galo virpesių matavimo įranga, atliekama aerotamprumo reiškinių tyrimai aerodinamiame vamzdyje, kuria siekiama nustatyti kiekvieno sparno modelio divergencijos ir flaterio kritinius oro srauto greičius.

Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą pateiktas 36 paveiksle.



36 pav. Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą

Prie laisvojo sparno galo tvirtinamas jutiklis MPU6050, o jutiklio laidai, išvesti per įtvirtintą sparno dalį, sujungiami su Arduino UNO R3 mikrovaldikliu, laikantis teisingos jungčių schemas, užtikrinančios duomenų perdavimą. mikrovaldiklis toliau prijungiamas prie kompiuterio, kuriame įdiegtos programos leidžia realiuoju laiku stebėti ir įrašyti jutiklio matavimo duomenis.

Eksperimento metu, sparno modelis su sumontuotu jutikliu įtvirtinamas aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje, mosto ilgis aktyvioje darbo zonos dalyje paliekamas toks, jog atitiktų tiriamo sparno modelio geometrinius parametrus. Aerotamprumo reiškinių eksperimento metu jutiklio konfigūracija ir pastatymo kampas akselerometro pozicijos kitimas z ašimi fiksuoja sparno galo lenkimą, o giroskopo pozicijos kitimas x ašimi fiksuoja sparno galo susikusimą, taip kaip ir aerodinaminio vamzdžio virpesių tyrimo metu.

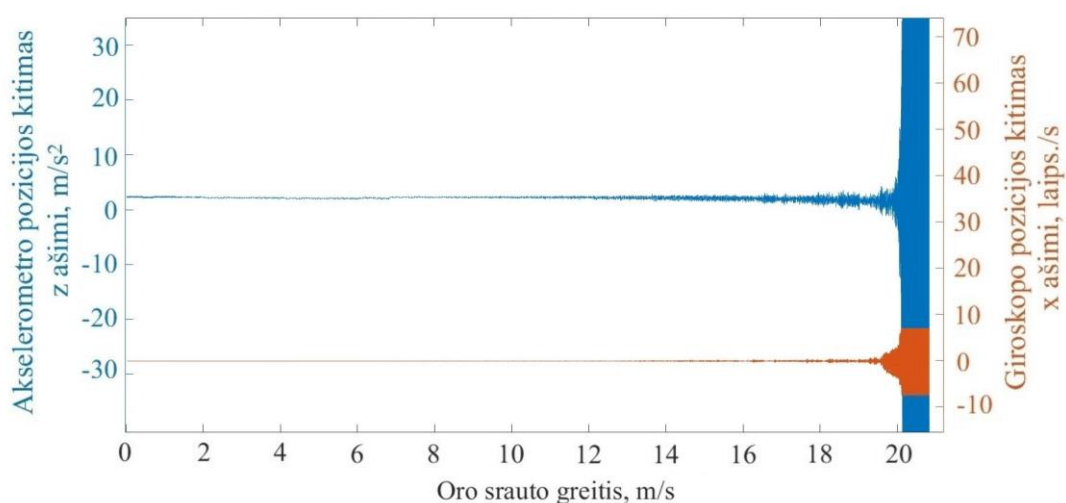
Įtvirtinus sparną, darbo kamera sandariai uždaroma, paleidžiama duomenų įrašymo programa. Eksperimentas pradedamas palaipsniui didinant oro srauto greitį aerodinamiame vamzdyje iki kol pasiekiamas kritinis oro srauto greitis, kuris identifikuoja, jog stebimi aerotamprumo reiškiniai: divergencija ir flateris. Pasiekus kritinę reikšmę, oro srauto greitis toliau didinamas siekiant stebėti, kaip kinta nestabilumas arba eksperimentas nutraukiamas, jei matoma, jog aerotamprumo reiškinio sukelti sparno virpesiai įgauna dideles amplitudes ir gali sudaryti rizikas tyrimo saugai ar aerodinaminio vamzdžio eksploatacijai.

Aerotamprumo reiškinių tyrimas ir jutiklio matavimai pateikiami sudarant akselerometro ir giroskopo fiksuotų duomenų priklausomybės nuo oro srauto greičio grafikais, tokiuose grafikuose matyti, kaip keičiantis oro srauto greičiui kinta konstrukcijos atsakas į susidariusias apkrovas, 3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto sparno modelio grafikas pateiktas 38 paveiksle, o likusieji grafikai pateikti 7 priede. Grafikų sudarymo programa parengta taip, jog jutiklio duomenys būtų interpoliuojami su oro

srauto greičio duomenimis, pasinaudojant laiko sinchronizaciją, naudotas MATLAB kodas pateiktas 8 priede.

Eksperimento metu divergencijos reiškinys identifikuojamas stebint sparno susisukimą apie jo išilginę ašį. Šiam reiškiniui būdinga, kad pasiekus kritinį oro srauto greitį, sparnas praranda savo pradinę pusiausvyros padėtį ir susisuka, o deformacija tampa pastovi arba nuolat didėjanti be slopinimo požymių. Tuo tarpu flaterio reiškinys tyrime nustatomas stebint sparno lenkimo svyravimus – virpesius. Flaterio metu sparnas pradeda svyruoti su vis didėjančia amplitude, šių virpesių atsiradimas ir augimas yra pagrindinis flaterio buvimo požymis.

Analizuojant akselerometro ir giroskopo matavimų grafiką, pateiktą 37 paveiksle, galima nustatyti, kad divergencijos reiškinys įvyksta, kai oro srauto greitis pasiekia šiek tiek didesnę nei 19 m/s oro srauto greitį, o flaterio reiškinys įvyksta, kai oro srauto greitis pasiekia 20,1 m/s reikšmę – flaterio pradžia identifikuojama stebint visų matavimų amplitudžių augimą.



37 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo

Akselerometro duomenys leidžia suprasti, jog eksperimento pradžioje, oro srauto greičiui nesiekiant 16 m/s ribos, sparno modelis išlaiko stabilumą: atsakas į aerodinamines apkrovas yra minimalus, kai sistema gali kompensuoti ir grįžti į stabilią būseną. Nuo 16 m/s ribos, oro srauto greičiui ir artėjant prie kritinės ribos, stebimas minimalus amplitudinis virsmas tarp virpesių augimo ir bandymo stabilizuotis, kurio reikšmės vis auga ir ryškėja. Pasiekus 20,1 m/s kritinį oro srauto greitį, virpesių amplitudė išauga eksponentiškai: grafike matomos staigus virpesių augimas ir išaugusios fiksuojamos vertės, kurios viršija net jutiklio fiksavimo ribas. Tai reiškia, kad konstrukcija patiria labai didelės amplitudės ir dažnio virpesius, kurių jutiklis nebegali pilnai išmatuoti, o tai patvirtina aerodinaminio reiškinio, flaterio, atsiradimą.

Detaliau žvelgiant į giroskopo duomenis galima pasakyti, jog sparnas yra gana stabilus išilgine ašimi iki pat 18 m/s oro srauto greičio apkrovimo. Pasiekus minėtą reikšmę, atsiranda minimalios susisukimo vertės, kurioms įtaką taip pat padaryti gali ir sparno flaterio pradžia, todėl negalima teigti, kad divergencija prasideda būtent šiame taške. Divergencijos reiškinio atsiradimu gali būti laikoma 19,2 m/s reikšmė, kuomet galima tiksliai identifikuoti, jog sparnas patiria susisukimą vertalia ašimi.

Giroskopo matavimai auga iki kritinės 20,1 m/s oro srauto greičio vertės, tuomet kaip ir flaterio atveju, stebimi jutiklio matavimai, viršijantys sukonfigūruotas jutiklio fiksavimo ribas.

Detali aerotampurmo reiškinių analizė atliekama visiems sparnams, o apibendrinti rezultatai pateikiami 12 lentelėje.

12 lentelė. Sparno modelių aerotampurmo reiškinių kritiniai greičiai

Sparno modelis	Divergencijos greitis, m/s	Flaterio greitis, m/s
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	11,9	13,6
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	13,2	13,3
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	21,5	21,6
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	19,2	20,1
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	14,3	14,6
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	14,7	14,7
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	28,7	28,6
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	27,3	27,6
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	19,4	20,3
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	25	25,3
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	38,8	38,9
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	37,8	37,9

Gauti duomenys rodo dėsningumą, jog didinant sparno sluoksnių skaičiui nuo dviejų iki trijų, reikšmingai padidėja tiek divergencijos, tiek flaterio kritiniai greičiai. Tai ypač matoma analizuojant modelius su ta pačia geometrija, pavyzdžiui, 0,02 m stygos ir 0,27 m mosto modelio flaterio greitis padidėja nuo 13,6 m/s iki 21,6 m/s. Šis skirtumas rodo, kad standesnė konstrukcija yra atsparesnė aerotampurmo nestabilumo reiškiniams, nes gali išlaikyti stabilumą esant didesnėms aerodinaminėms apkrovoms.

Analizuojant stygos pločio įtaką matyti, kad didesnės stygos sparno modeliai kai kuriais atvejais turi mažesnius arba labai artimus kritinius greičius, palyginti su trumpesnių sparno stygų modeliais. Nors ilgesnė styga teoriškai gali padidinti geometrinį standumą, tačiau kartu padidėja ir aerodinaminis paviršiaus plotas, kuris sukuria didesnę apkrovą konstrukcijai. Dėl šios priežasties kritinis greitis netgi sumažėja, pavyzdžiui, 2 sluoksnių modelių su 0,27 m mostu atveju flaterio greitis mažėja nuo 13,6 m/s iki 13,3 m/s.

Taip pat pastebima, jog mažėjant sparno mostui, tiek divergencijos, tiek flaterio pradžios greičiai didėja, tai atitinka teiginį, jog trumpesnis sparnas turi mažesnę masės inerciją ir yra standesnis, todėl jam reikia didesnės aerodinaminės jėgos, kad sužadintų nestabilumą. Pavyzdžiui, 3 sluoksnių, 0,02 m stygos modelio flaterio greitis didėja nuo 21,6 m/s iki net 38,9 m/s. Tai rodo, jog trumpesni modeliai gali atlaikyti gerokai didesnius apkrovų lygius iki kol įvyksta aerotampurmo nestabilumas, tai patvirtina projekto problematika, jog didesnio proilgio, o kartu ir mosto sparnai, yra labiau linkę patirti aerotampurmo reiškinius.

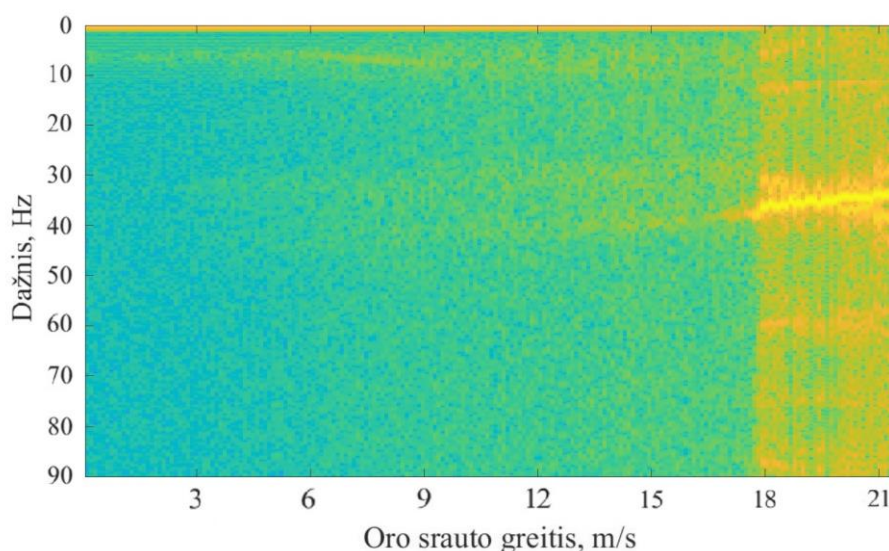
Daugeliu atvejų divergencijos ir flaterio greičiai yra labai artimi, o kai kuriais atvejais sutampa. Galima teigti, jog šie nestabilumo reiškiniai pasireiškia labai artimose sąlygose ir gali būti sunkiai

atskiriami eksperimentinėje analizėje, tai ypač aktualu vertinant konstrukcijų saugumą, nes nuo stabilios sistemos iki divergencijos ir iki flaterio gali praeiti tik labai trumpas laiko tarpas.

Apibendrinant galima teigti, kad eksperimento rezultatai parodo aerotampurmo reiškinių priklausomybę nuo geometrinių ir konstrukcinių parametų.

Pasinaudojant akselerometro duomenis, taip pat atliekama ir FFT analizė, kurios rezultatai vaizduojami dažnio priklausomybės nuo oro srauto greičio spektrogramoje, 3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto sparno modelio virpesių dažnio priklausomybė nuo oro srauto greičio pateikta 38 paveiksle. Priklausomybių sudarymo programa pateikta kartu su grafikų sudarymo kodu 8 priede, o likusios spektrogramos pateiktos 9 priede.

Dažnių analizėje prie skirtingų oro srauto greičių spalvos intensyvumas rodo virpesių pasikartojimo dažnumą: kuo dažniau virpesių reikšmė kartojasi per matavimą, tuo intensyvesnė spalva vaizduojama.



38 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo

FFT analizė leidžia dar labiau įsigilinti į aerotampurmo reiškinių prigimtį ir atliktą eksperimentą įvertinti iš kitos perspektyvos, kadangi atsiranda galimybė stebėti, kaip dažninės charakteristikos kinta priklausomai nuo oro srauto greičio.

38 paveiksle pateiktos greičio spektrogramos dalyje iki 17–18 m/s oro srauto greičių reikšmės nėra aiškiai išsiskiriančių dažnių, signalas tolygiai pasiskirstęs, tai rodo, kad sparnas svyruoja minimaliai, o sistema iš esmės veikia stabiliai. Nuo 18 m/s oro srauto greičio ribos spektrogramoje aiškiai išryškėja intensyvi, siaura geltona juosta, kurios dažnis 35 Hz. Šis rezultatas leidžia suprasti, jog konstrukcija pradeda svyruoti pastoviu, aiškiai susiformavusiu dažniu, kuris yra rezonansinis atsakas, būdingas flaterio reiškiniui. Tai reiškia, kad esant šiam oro srauto greičiui, konstrukcijoje atsiranda savieji svyravimai, kurie nėra slopinami, bet priešingai, stiprėja dėl aerodinaminių jėgų sąveikos su sparno modeliu. Kadangi dažnis išlieka pastovus, nepaisant tolesnio oro srauto greičio augimo, galima daryti išvadą, jog konstrukcija pasiekė kritinį flaterio režimą, kuriame aerodinaminė ir struktūrinė sąveika sustiprina virpesius vietoj jų slopinimo.

Dažninė analizė atliekama visiems sparnams, o apibendrinti rezultatai pateikiami 13 lentelėje.

13 lentelė. Sparno modelių dažninės analizės rezultatai pagal eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio prie skirtingų oro srauto greičių

Sparno modelis	Dažninės analizės rezultatas
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	Nuo 11 m/s oro srauto greičio atsiranda keli išsiskiriantys dažniai, iš kurių ryškiausias yra 25 Hz. Keli dažniai rodo skirtingas svyravimo modas.
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	Pagrindinis dažnis 30 Hz, kuris atsiranda ties 7 m/s oro srauto greičiu ir ryškiai sustiprėja nuo 12 m/s.
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	35 Hz dažnis sustiprėja ties 16 m/s oro srauto greičiu.
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	Dažnių sustiprėjimas stebimas ties 30-40 Hz, kai oro srauto greitis 12 m/s.
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	Ties 12 m/s oro srauto greičiu aiškiai išryškėja 35 Hz dažnis, o toliau didėjant oro srauto greičiui atsiranda ir papildomų modų aukštesniuose dažniuose.
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	Dažnių sustiprėjimas stebimas ties 35-40 Hz, kai oro srauto greitis 25 m/s.
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	30-35 Hz dažnis sustiprėja ties 25 m/s oro srauto greičiu.
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	Dažnių sustiprėjimas prasideda ties 16 m/s oro srauto greičiu, kai išryškėja kelios stabilios reikšmės: 40 Hz, 60 Hz ir 75 Hz, tai rodo kelių svyravimo modų atsiradimą.
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	25 Hz dažnis sustiprėja ties 20 m/s oro srauto greičiu.
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	Dažnių sustiprėjimas stebimas ties 30-35 Hz, kai oro srauto greitis 38 m/s.
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	Dažnių sustiprėjimas stebimas ties 35 Hz, kai oro srauto greitis 37 m/s.

Dažninės analizės rezultatai pagrindžia divergencijos ir flaterio greičių tyrimą. Matoma, kad divergencijos ir flaterio metu sustiprėjęs pagrindinis dažnis, dažniausiai 30–40 Hz ribose, pasireiškia ties tomis pačiomis oro srauto vertėmis, kurios buvo identifikuotos kaip kritiniai nestabilumo greičiai. Pavyzdžiui, 2 sluoksnių, 0,02 m stygos ir 0,27 m mosto sparno modelyje flaterio dažnis 25 Hz ryškėja nuo 11 m/s, o tai maždaug atitinka divergencijos, 11,9 m/s, ir flaterio, 13,6 m/s, ribas.

Dažnis analizėje pradeda ryškėti dar prieš pasiekiant kritinį aerotamprumo reiškinio greitį, nes konstrukcija jau artėja prie rezonansinės būsenos. Tuo metu sparnas vis dar yra stabilus, tačiau didėjančios aerodinaminės jėgos sužadina tam tikrus natūralius virpesius, kurie atsispindi spektrogramoje kaip ryškėjantys dažniai. Šie signalai rodo konstrukcijos jautrumą apkrovoms nors pats nestabilumas pasireiškia tik vėliau, kai virpesiai ima nekontroliuojamai augti.

4.3. Eksperimentiniai tyrimai panaudojant lazerinį akselerometrą

Antrosios dalies metu, naudojantis sparno galo virpesių matavimo įranga bei lazeriniu akselerometru, dar kartą atliekamas nestabilumo greičių tyrimas, abiem prietaisams matavimus atliekant lygiagrečiai.

Eksperimentas atliekamas vienam sparno modeliui du kartus, taip siekiant ne tik validuoti sparno galo virpesių matavimo įrangos eksperimentinę dalį, tačiau ir tarpusavyje palyginti skirtingus tyrimo metodus. Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą pateiktas 39 paveiksle.

Antrosios dalies metu naudojamas 1/3030 modelio lazerinis akselerometras OMETRON – tai bekontaktis vibracijų matavimo prietaisas, veikiantis lazerinės Doplerio vibrometrijos principu [47]. Šis prietaisas leidžia tiksliai matuoti tiriamojo objekto paviršiaus virpesius be tiesioginio sąlyčio, todėl tirama sistema išlieka nepakitusi. Dėl didelio jautrumo ir plataus dažnių diapazono, akselerometras ypač tinkamas naudoti aeronautikos ar konstrukcijų dinamikos eksperimentuose, kuriuose būtina aukšto tikslumo vibracijų analizė. Aerotamprumo reiškinių tyrime lazerinis akselerometras matuoja sparno vertikalios virpesius, todėl juos galima lyginti su MPU6050 jutiklio akselerometro matavimais z ašimi.



39 pav. Eksperimento aplinkos vaizdas naudojant sparno galo virpesių tyrimų įrangą ir lazerinį akselerometrą

Eksperimentas atliekamas vienam pasirinktam sparnui, šiuo atveju pasirenkamas 3 sluoksnių, 0,3 m stygos ir 0,27 m sparno modelis, jam tyrimas atliekamas kartojant du kartus.

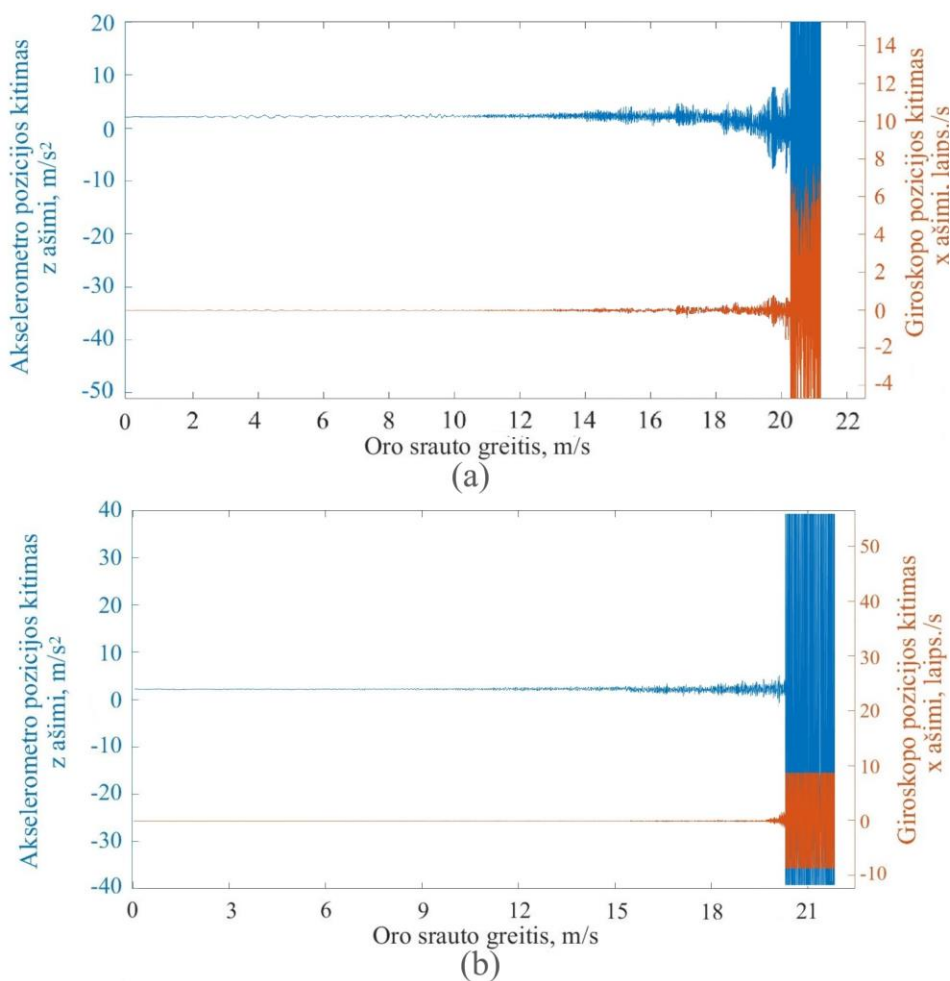
Sparno modelis įtvirtinamas aerodinaminio vamzdžio darbo kameroje, kuri po to sandariai uždaroma. Per šoninį darbo kameros stiklą lazerinio akselerometro spindulys yra nukreipiamas taip, kad tiksliai kristų ant sparno galo užlipinto refleksinio lipduko: ši priemonė padidina lazerio signalo grįžtamąją šviesą ir užtikrina tikslesnį matavimų nuskaitymą. Pats lazerinis akselerometras stabiliai pastatomas ant stovų, vengiant jo pakėlimo iki maksimalaus aukščio – taip siekiama sumažinti jutiklio jautrumą aplinkos veiksniams, ypač aplinkos oro srautams, atsirandantiems dėl aerodinaminio vamzdžio veikimo.

Eksperimento metu lygiagrečiai stebimi tiek į sparno modelio gale esančio jutiklio, tiek lazerinio akselerometro fiksuojami duomenys. Oro srauto greitis palaipsniui didinamas ne tik iki divergencijos ir flaterio reiškinių atsiradimo, bet ir šiems reiškiniams jau įvykus.

Esminis skirtumas tarp abiejų matavimo prietaisų gautų duomenų yra jų pateikimo pobūdis. MPU6050 jutiklis registruoja realius užfiksuotus pagreičio ar kampinio greičio duomenis laiko atžvilgiu, kuriems vėliau būtina taikyti papildomą analizę. Tuo tarpu lazerinis akselerometras realiuoju laiku pateikia kiekvieno matavimo dažninę eilutę, tokiu būdu, viso eksperimento metu kauptos dažninės sekos, tyrimo pabaigoje suformuojamos kaip spektrograma.

Lazerinio akselerometro dažniniai duomenys automatiškai išsaugomi tekstiniu formatu, leidžiančiu juos toliau apdoroti ir vizualizuoti naudojantis MATLAB programa. Nors pats prietaisas generuoja spektrogramą realiuoju laiku, jos vaizdinė forma ir duomenų struktūra yra specifinė, todėl analizės tikslams naudojami duomenys papildomai apdorojami MATLAB aplinkoje siekiant standartizuoti duomenų pateikimą, jog būtų vaizduojama dažnio priklausomybė nuo oro srauto greičio.

40 paveiksle pateikiami abiejų tyrimų metu gauti sparno galo lenkimo ir susisukimo matavimai, gauti matuojant jutikliu.



40 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo. (a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai

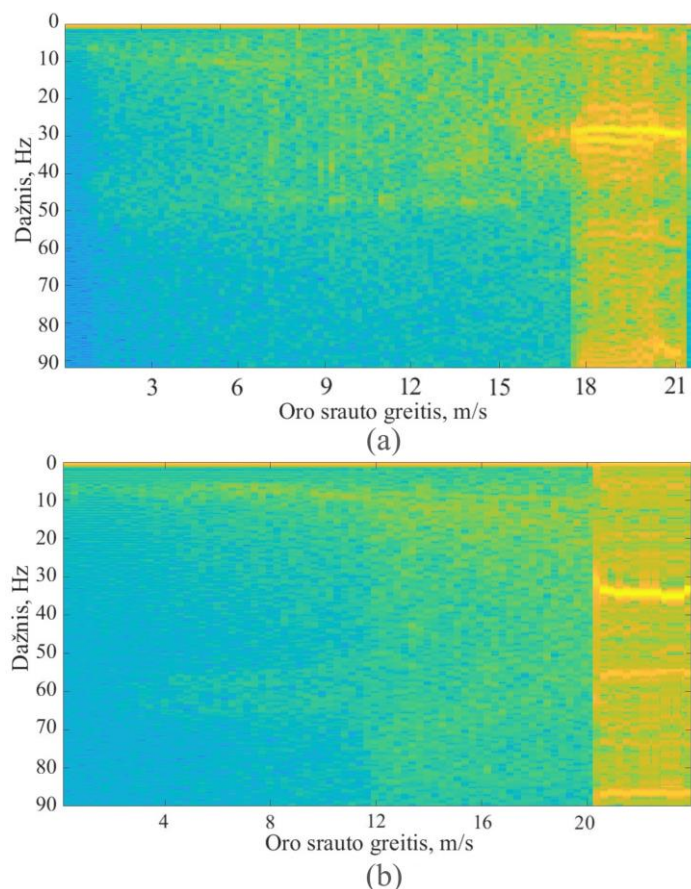
40 paveiksle pateiktame (a) grafike matyti, jog akselerometro signalas rodo vibracijos stiprėja pradedant 14 m/s riba, ties 20 m/s matomas staigus signalo šuolis, aiškiai žymintis flaterio pradžią. Giroskopo duomenys taip pat suaktyvėja šiek tiek mažesniu greičiu, matomi vis didėjantys susisukimo siganlai, rodantys, kad flaterio metu atsiranda ir sukimas, reiškiantis divergenciją.

Tuo tarpu 40 paveiksle pateiktame (b) grafike matyti analogiški rezultatai, akselerometro kreivėje virpesių intensyvėjimas fiksuojamas nuo 15 m/s, o aiškus signalo augimas įvyksta ties 20,6 m/s oro srauto reikšme. Giroskopo duomenys taip pat patvirtina šį nestabilumo tašką, nuo maždaug 20 m/s registruojamas ryškus sparno sukimo virsmas.

Lyginant pirmųjų tyrimų metu gautus rezultatus, pateiktus 37 paveiksle, su pakartotiniais matavimais, pateiktais 40 paveiksle, galima pastebėti, jog kritinė flaterio oro srauto reikšmė visuose atvejuose pasireiškia labai panašiai. Nors flaterio kritinės oro srauto greičio reikšmės tarp matavimų kinta diapazone nuo 20 iki 20,6 m/s, šie skirtumai gali būti siejami su eksperimentinėmis paklaidomis ar nežymiais konstrukcijos parametrų pokyčiais, kadangi pirmas ir antras eksperimentas atliktas

skirtingu metu. Galima teigti, jog visi matavimai patvirtina rezultatų pakartojamumą ir leidžia laikyti eksperimentus patikimais.

41 paveiksle pateikiama abiejų tyrimų jutikliu metu gauta virpesių dažnio priklausomybė nuo oro srauto greičio.



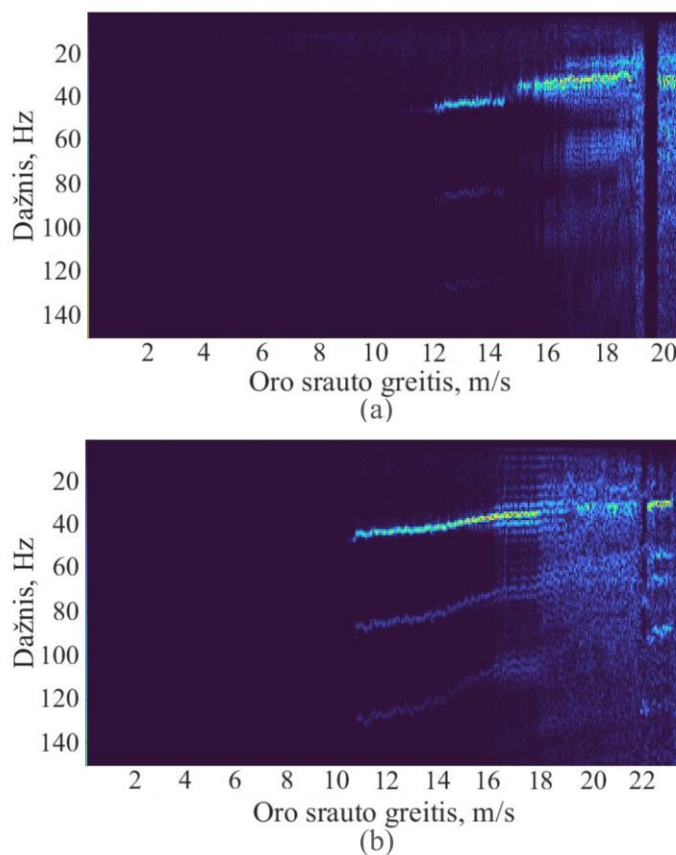
41 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo.
(a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai

41 paveiksle pateiktame (a) grafike pavaizduota pirmojo matavimo spektrograma, kurioje aiškus dažnio suaktyvėjimas stebimas ties 18 m/s oro srauto greičiu, čia ryškėja 35 Hz dažnis, žymintis sparno nestabilumą pradžia. Paveiksle matomame (b) grafike, atitinkančiame pakartotinį matavimą, analogiškas dažnio sustiprėjimas fiksuojamas šiek tiek vėliau, ties 20 m/s oro srauto greičiu, o dominuojantis dažnis išlieka panašus. Abu grafikai rodo labai artimus rezultatus, tiek kritinio greičio, tiek dažnio požiūriu, nežymūs skirtumai gali vėlgi būti siejami su eksperimentine paklaida ar aplinkos sąlygų kaita.

42 paveiksle pateikiama abiejų tyrimų lazeriniu akselerometru metu gauta sparno virpesių dažnio priklausomybė nuo oro srauto greičio. Abu grafikai rodo aiškų flaterio reiškinio atsiradimą, matyti kelios aiškos dažnio linijos, kurios atsiranda tam tikru momentu ir išlieka gana stabilios.

Paveiksle pateiktame (a) vaizde matyti, jog pagrindinis dažnis yra apie 35-40 Hz. Taip pat galima pamatyti, jog mažiau ryšios dažninės charakteristikos atsiranda ir ties 70-80 Hz bei 110 Hz. Paveiksle pateiktame (b) vaizde gali būti išvelgiami panašūs dažniai, 80 Hz ir 120 Hz, ypač ryškus yra ties 40 Hz reikšmė. Lazerinio akselerometro duomenys leidžia pamatyti pasikartojančius signalus aukštesnių

dažnių srityje, kurie rodo kelių vibracinių modų atsiradimą. Pirminio dažnio pastovumas kartu su aukštesnių modų atsiradimu leidžia teigti, kad sistema pasiekė rezonansinę būseną, kurioje aerodinaminės jėgos ir struktūriniai virpesiai veikia sinchroniškai, stiprindami vieni kitus. Šis rezultatas patvirtina aerotamprumo reiškinių pradžią ir atsiradimą sparne.



42 pav. Sparno su trim aramido sluoksniais, 0,03 m styga ir 0,27 m mostu dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš lazerinio akselerometro. (a) – pirmo tyrimo rezultatai, (b) – antro tyrimo rezultatai

Nors flaterio atsiradimas jutikliu užfiksuotas prie maždaug 20 m/s oro srauto greičių, dominuojantys 35 ir 40 Hz virpesių lazerinio akselerometro spektrogramose išryškėja gerokai anksčiau, pasiekus vos 11-12 m/s. Tai gali reikšti, jog sparnas savąjį rezonansinį dažnį pasiekia anksčiau nei įvyksta flateris, nes aerodinaminės jėgos tuo metu dar nėra pakankamai stiprios, kad įveiktų sistemos slopinimą. Vis dėlto galima įžvelgti, jog nuo maždaug 16–18 m/s oro srauto ribų spektrogramose matomas ne tik pagrindinis dažnis, bet ir išryškėjantys įvairūs aukštesni dažniai bei chaotiška jų struktūra, tai šiuo atveju gali reikšti, kad sparnas pateko į nestabilią būseną, nes išskaidytas dažnių pasireiškimas rodo, jog konstrukcija prarado slopinimą. Šio reiškinio metu sparne aerotamprumo reiškiniai gali atsirasti bet kuriuo momentu, priklausomai nuo kritinio oro srauto greičio.

Spektrogramose tarp dažnių matoma tamsi linija prie 20 m/s ir 22 m/s oro srauto greičio rodo momentą, kai sparnas nulinko tiek, jog lazerio spindulys nebeatsispindėjo nuo refleksinio paviršiaus, todėl duomenys tuo metu nebuvo užfiksuoti, nes konstrukcija trumpam išėjo už matavimo ribų.

4.4. Eksperimentinių rezultatų palyginimas

Eksperimentų palyginimas yra būtinas siekiant įvertinti gautų rezultatų patikimumą, pakartojamumą ir metodikos validumą. Kai keli eksperimentai duoda panašius rezultatus, galima teigti, kad tyrimo sąlygos buvo stabilios, o matavimo įranga ir gauti rezultatai patikimi. Palyginimas taip pat leidžia tobulinti eksperimentinę metodiką, nes nuoseklūs palyginimai padeda optimizuoti matavimų tikslumą ir pasirinkti efektyviausią tyrimo būdą.

4.4.1. Sparno galo virpesių matavimo įrangos fiksuotų ir skaitiniais metaodas apskaičiuotų nestabilumo greičių palyginimas

Lyginant eksperimentinius divergencijos ir flaterio greičius su skaičiuojamaisiais metodais gautais rezultatais, naudojant K ir P-K metodus, galima įžvelgti tiek atitikimų, tiek reikšmingų skirtumų tarp teorinių modelių ir realių sparnų rezultatų. Palyginimas atliekamas tik 0,27 m mosto sparnams, nes tik šių sparnų nestabilumo greičiai buvo triti skaitiniais metodais.

Teorinių ir eksperimentinių rezultatų palyginimas rodo, kad daugeliu atvejų eksperimentiniai flaterio reiškinio greičiai yra labai artimi tiems, kurie buvo apskaičiuoti taikant K ir P-K metodus. Ši tendencija ypač matoma tiriant modelius sudarytus iš trijų sluoksnių kompozito. Pavyzdžiui, 3 sluoksnių, 0,02 m stygos modelyje flaterio greitis eksperimentiškai nustatytas ties 21,6 m/s, K metodas prognozavo 21,61 m/s, o P-K metodas prognozavo 21,59 m/s. Tai rodo, kad teorinio modeliavimo metodas abiem atvejais gana tiksliai atspindi realią konstrukcijos elgseną standesnių modelių atveju.

Modeliuose su mažesniu standumu, pastebimi didesni skirtumai tarp skaičiuojamųjų ir eksperimentinių flaterio greičių. Tokie nukrypimai atsiranda dėl papildomų realių veiksnių, kurie nebuvo įtraukti vertinant per teorinius modelius, kaip konstrukcijoje esantys laidai, gamybiniai netolygumai ar nežymios geometrinės paklaidos, kadangi ir taip mažiau standžiam kompozitui betkokie papildomi veiksniai turi didesnę įtaką nei iš savęs standesniai kompozitui. Tai reiškia, kad nors teoriniai modeliai apima esminius aerotamprumo parametrus, mažiau standžių konstrukcijų atveju eksperimentinė analizė išlieka būtina norint tiksliai nustatyti realų sparnų nestabilumą, pavyzdžiui, 2 sluoksnių, 0,02 m stygos modelyje flaterio greitis eksperimentiškai nustatytas ties 13,6 m/s, K metodas prognozavo 13,11 m/s, o P-K metodas prognozavo 13,1 m/s.

Divergencijos greičių palyginimas tarp eksperimentinių ir skaičiuojamųjų rezultatų leidžia teigti, jog teoriškai apskaičiuotos reiškinio kritinės oro srauto greičio vertės visais atvejais gautos didesnės nei eksperimentų metu. Gaunama, jog teorinis modeliavimas ne visada gali tinkamai atspindėti pagrindines divergencijos susidarymo sąlygas. Tokie netikslumai gali būti siejami su tuo, kad tiksliai nustatyti standumą sukimui yra ypač sudėtinga, būtent todėl skaitiniais metodais modeliuojant teorinę reikšmę buvo naudotas baigtinių elementų metodu tirto idealizuotų geometrinių ir medžiagos parametų sparno modelio sukimosi standumo koeficientas, kuris ir galėjo sudaryti didžiausią įtaką divergencijos greičių prognozavimo paklaidoms, kurios siekia net ir 2 m/s reikšmę.

Nors eksperimentiniais metodais 4 sluoksnių sparno modelis nebuvo tirtas, skaičiuojamieji eksperimentiniai kitų sparnų rezultatai leidžia daryti išvadą, kad dar labiau padidinus konstrukcijos standumą, flaterio greitis turėtų reikšmingai išaugti. Išvada gaunama išlaikant matomą tendenciją, jog standesnės konstrukcijos labiau atsparios dinaminėms apkrovoms ir aerotamprumo reiškiniai yra paveikiamos esant didesniam oro srauto greičiui. Tokie rezultatai gali būti vertingi teorinių

prognozavimo ir projektavimo modelių sudaryme, kadangi leidžia numatyti, kaip modelių elgsena kis pasikeitus tam tikroms charakteristikoms.

Galima apibendrinti, jog skaitiniai modeliavimas K ir P-K metodais yra patikimas flaterio reiškinių prognozavime, tačiau nors ir koks tikslus skaičiuojamasis modelis egzistotų, eksperimentinė aerotamprumo reiškinių validacija išlieka būtina, ypač dėl divergencijos reiškinio prognozavimo.

4.4.2. Sparno galo virpesių matavimo įrangos ir lazerinio akselerometro matavimų palyginimas

Lyginant sparno galo virpesių matavimo įrangos ir lazerinio akselerometro eksperimento metu gautus rezultatus galima teigti, jog abu metodai gali būti naudojami aerotamprumo reiškinių tyrimuose, o gauti rezultatai tarpusavyje yra panašūs.

Eksperimentinio tyrimo metu nustatyta, kad pasirinktas sparno modelis pasižymi aiškiai išreikštais virpesiais, o nestabilumas atsiranda pasiekus tam tikrą oro srauto greitį. Naudojant tiek akselerometro ir giroskopo jutiklį, tiek lazerinį akselerometrą, buvo identifikuota pagrindinė sparno dažninė charakteristika, sparno galo virpesių tyrimo įrangos užfiksuotas 35 Hz dažnis, o lazeriniu akselerometru 35-40 Hz.

Abiem lazerinio akselerometro tyrimo atvejais buvo galima pamatyti ir kelių vibracinių modų atsiradimą, jog lygios 70-80 Hz bei 110-120 Hz. Tuo tarpu tiriant sparno galo virpesių matavimo įrangą aukštesnes modas išvelgti sudėtinga, jų užuomazgos matomos tik antrojo bandymo metu ir yra lygios maždaug 60 Hz ir 90 Hz.

Sparno galo virpesių matavimo įrangą gauta, jog flaterio kritinės oro srauto greičio reikšmės 20 m/s ir 20,6 m/s, tuo tarpu kritinį oro srauto greitį lazeriniu akselerometru nustatyti yra sudėtinga, nes iš fiksuojamų duomenų negalima sudaryti amplitudės kitimo grafiko, o nagrinėjant tik greičio spektogramą matoma, jog pagrindinis dažnis išryškėja pasiekus vos 11-12 m/s, tai gali reikšti, jog sparnas savąjį rezonansinį dažnį pasiekia anksčiau nei įvyksta flateris.

Tyrimo rezultatai parodė, kad lazerinis akselerometras ir sparno galo virpesių matavimo įrangą puikiai papildo vienas kitą, nes kiekvienas jų suteikia skirtingo pobūdžio, tačiau vienodai svarbią informaciją apie sparno elgseną. Įrangos jutiklis, pateikdamas sparno galo lenkimo ir susisukimo duomenis priklausomai nuo oro srauto greičio, leidžia tiksliai identifikuoti divergencijos ir flaterio atsiradimo momentą, o lazerinis akselerometras, pasižymintis aukšta dažnine raiška, suteikia galimybę detalai analizuoti vibracines modas ir jų sąveiką. Naudojant abu metodus kartu, galima tiksliai nustatyti tiek kritinės oro srauto greičio reikšmes, tiek giliau suprasti sparno rezonansines savybes, kas lemia išsamesnį ir patikimesnį aerotamprumo reiškinių vertinimą.

4.5. Metodų apibendrinimas ir tyrimų validumas

Remiantis atlikto tyrimo rezultatais, pateikiamas trijų skirtingų aerotamprumo reiškinių prognozavimo ir analizės metodų palyginimas: skaičiuojamųjų K ir P-K metodų, sparno galo virpesių tyrimo įrangos bei lazerinio akselerometro. Kiekvienas iš šių metodų pasižymi privalumais ir trūkumais, todėl jų analizė leidžia įvertinti tikslumą, eksperimentinių duomenų patikimumą ir pritaikomumą.

Šiame tyrime taikyti K ir P-K metodai, kurie leidžia prognozuoti tiek divergencijos, tiek flaterio greičius, įtraukiant konstrukcijos ir aerodinamikos sąveiką. K ir P-K metodas pasižymėjo aukštu flaterio prognozavimo tikslumu modeliams su didesniu standumu, tačiau mažo standumo modelių prognozei abu metodai buvo mažiau tikslūs, nes realių konstrukcinių netolygumų (įlieti laidai, laminato anisotropija, sukibimo defektai) modeliai neatspindi

Šiame tyrime taikyti K ir P-K metodai, kurie leidžia įvertinti tiek divergencijos, tiek flaterio atsiradimo kritinius greičius, modeliuojant konstrukcijos ir aerodinamikos sąveiką. Ypač tikslūs rezultatai buvo gauti 3 sluoksnių sparno modelių flaterio prognozavime, kur teoriniai ir eksperimentiniai greičiai gauti labai artimi. Tuo tarpu 2 sluoksnių sparno modelių atveju skirtumai buvo didesni, ši tendencija taip pat aktuali ir kritinio divergencijos greičio vertinime visiems sparno modeliams, kai prognozuoti teoriniai greičiai nuo eksperimente stebėtų skyrėsi maždaug 2 m/s. Mažesnis tikslumas siejamas su tuo, kad skaičiavimuose naudoti geometriniai ir kompozito mechaniniai parametrai idealiai neatitiko eksperimente tirtų sparno modelių charakteristikų, o tai mažiau standiems sparnams ypač aktualu. Galima apibendrinti, jog nors skaičiuojamieji metodai yra tinkami, tikslūs ir naudingi teorinei prognozei pritaikomai projektavimo etapuose, skaičiuojamųjų merodų tikslumas ir patikimumas tiesiogiai priklauso nuo gebėjimo įvertinti visus parametrus, tai gali būti laikoma šių metodų didžiausiu trūkumu, nes mažiausia vertės nesutaptis gali reikšti netikslia nestabilumo greičio prognozę.

Sparno galo virpesių matavimo įrangos jutiklis su akselerometru ir giroskopu tyrimo metu suteikė informaciją apie divergencijos ir flaterio atsiradimo kritines oro srauto reikšmes, kadangi surinktus komponento duomenis apdorojus ir patiekus grafine forma galima aiškiai matyti, kaip kinta sparno galo amplitudė jam lenkiantis ir virpant bei koks yra susisukimas išilgine sparno ašimi. Jutiklio duomenys galimi analizuoti tiek ir greičio spektrograma, kurioje dažniausia matomas tik vienas, pagrindinis sparno dažnis, spektrogramos raiška ribota, o duomenys triukšmingesni. Šio metodo trūkumas yra ir tai, jog jutiklis privalo būti montuojamas tiesiogiai ant sparno, todėl gali daryti įtaką konstrukcijos masės pasiskirstymui bei keisti natūralius virpesių parametrus, ypač lengvose ar mažo standumo konstrukcijose.

Lazerinio akselerometro suteikiamuose duomenyse matomas platesnis dažnių spektras ir aiškesnės virpesių modos, tai rodo didesnę šio prietaiso jautrumą ir gebėjimą užfiksuoti net ir aukštesnius ar silpnesnius virpesius, kurie inerciniame jutiklyje gali būti prislopinti. Kartu su didesne greičio spektrogramos rezoliucija atsiranda ir trūkumas, jog turint detalius dažninius duomenis gali būti sunku nustatyti nestabilumo greičius tik iš spektrogramos. Vis dėlto, nors kritinio oro srauto greičio vertės nustatyti negalima, tačiau anksčiau atsiradę pagrindiniai dažniai gali pagelbėti stebint sistemos elgseną, nes sparnui pradėjus rezonuoti, o oro srauto greičiui toliau didėjant, jis vis labiau artėja prie aerotamprumo reiškinių atsiradimų – tokiu atveju lazerinio akselerometro greičio spektrograma gali veikti kaip indikatorius apie artėjančią sparno nestabilumą. Lazerinio akselerometro privalumas yra tas, kad jis veikia per atstumą ir nėra montuojamas ant sparno, todėl leidžia tiksliau vertinti natūralią sparno elgseną, tačiau tuo pat metu svarbu įvertinti ir tiriamo objekto elgseną, kadangi lazeris visuomet turi būti nukreiptas į tiriamąjį modelį. Jeigu objektas dings iš lazerio veikimo ploto, kaip šiuo atveju nutiko sparnui trumpam nulinkus, matavimai nebus fiksuojami.

Tyrimo rezultatai patvirtina projekto literatūrinėje dalyje iškeltą prielaidą, jog esant mažiems Reinoldso skaičiams, tiek skaitiniai, tiek eksperimentiniai metodai gali būti sėkmingai taikomi aerotamprumo reiškinių analizei. Atliktas palyginimas parodė, kad visi trys taikyti metodai – skaitinis

modeliavimas, sparno galo virpesių matavimo įranga su jutikliu ir lazerinis akselerometras pateikė tarpusavyje artimas kritinių greičių reikšmes. Tai rodo, jog kiekvienas iš jų gali būti laikomas tinkamu ir patikimu tyrimo įrankiu net esant nepastovioms sąlygoms, kurias lemia žemas Reinoldso skaičius. Tokie rezultatai pagrindžia metodų taikymą praktikoje, o taip pat leidžia inžinieriams ir tyrėjams pasirinkti tyrimo metodiką atsižvelgiant į tikslą, tikslumo poreikį ir turimus išteklius, kartu užtikrinant tyrimų patikimumą.

Apibendrinant, galima teigti, kad kiekvieno metodo taikymas priklauso nuo konkretaus tyrimo tikslo, turimų techninių galimybių ir siekiamų rezultatų. Skaičiuojamieji modeliai puikiai tinka išankstinėms prognozėms ir projektavimui, sparno galo virpesių tyrimomataavimo įranga su jutikliu leidžia tiksliai nustatyti aerotamprumo reiškinių atsiradimo kritinius greičius, o lazerinis akselerometras suteikia išsamią informaciją apie vibracinių modų struktūrą ir jų raidą. Vis dėlto, jei yra galimybė, rekomenduojama taikyti ne vieną, o kelis metodus lygiagrečiai, kadangi tai leidžia ne tik susidaryti platesnį eksperimento vaizdą, bet ir užtikrinti duomenų patikimumą tarpusavio palyginimo būdu.

Šiame tyrime visi trys metodai pateikė tarpusavyje artimas eksperimentines reikšmes, o ypač stiprus duomenų sutapimas tarp sparno galo virpesių matavimo įrangos ir lazerinio akselerometro rezultatų patvirtina, kad atlikti matavimai buvo tikslūs, o gauti rezultatai patikimi ir validūs.

Išvados

1. Išnagrinėti aerotamprumo reiškiniai ir jų prognozavimo metodai, remiantis literatūros analize nustatyti pagrindiniai statiniai ir dinaminiai aerotamprumo reiškinių tipai bei jų įtaka aviacijos konstrukcijoms. Aptarti aktualūs matematiniai modeliai, įskaitant K, P-K ir P skaičiuojamuosius modelius, jų taikymo principus ir ribotumus, bei eksperimentiniai metodai ir reikalavimai. Atlikta literatūros analizė pasitelkiama skaičiuojamojoje ir eksperimentinėje dalyse – šie metodai praktiškai taikomi ir lyginami, vertinant jų tikslumą bei tinkamumą prognozuoti divergencijos ir flaterio atsiradimą mažų Reinoldso skaičių sąlygomis.
2. Suprojektuoti skirtingų geometrijų sparno modeliai, kuriems ištirtos ir apskaičiuotos tamprumo charakteristikos, reikalingos tolimesniems skaičiavimams: standumas lenkimui EI ir standumas sukimui GJ . Gauta, jog standumo reikšmės didėja kartu su skerspjūvio geometrijos didėjimu: standumas lenkimui EI kinta nuo $7,9 \cdot 10^{-3} \text{ Nm}^2$ iki $3,15 \cdot 10^{-2} \text{ Nm}^2$, o standumas sukimui GJ kinta nuo $9,99 \cdot 10^{-3} \text{ Nm}^2$ iki $5,16 \cdot 10^{-2} \text{ Nm}^2$. Pastebėta, kad standumas sukimui GJ didėja sparčiau nei standumas lenkimui EI , todėl galima teigti, jog skirtingi geometriniai parametrai, tokie kaip stygos ilgis ir kompozitinio audinio sluoksnių skaičius, daro nevienodą įtaką konstrukcijos tamprumo charakteristikoms.
3. Suprojektuotiems sparno modeliams atlikta aerotamprumo reiškinių analizė taikant K ir P-K metodus, siekiant nustatyti nestabilumo reiškinių, divergencijos ir flaterio, kritinius oro srauto greičius. Rezultatai teigia, kad šie greičiai priklauso nuo sparno geometrijos: konstrukcijos sluoksnių skaičiaus ir stygos ilgio, kadangi keičiantis geometrijai, keičiasi standumo ir masės inercijos charakteristikos: didėjant sluoksnių skaičiui, sparnas tampa atsparesnis aerotamprumo reiškiniams, o didesnė styga, priešingai, prisideda prie mažesnio struktūrinio standumo ir greitesnio nestabilumo reiškinių atsiradimo. Liauniausiam sparnui nustatytas divergencijos greitis yra 11,67 m/s, flaterio greitis K metodu 13,11 m/s, o P-K metodu 13,1 m/s, tuo tarpu standžiausiam sparnui divergencijos greitis yra 27,25 m/s, flaterio greitis K metodu 30,28 m/s, o P-K metodu 30,25 m/s. Atsižvelgiant į nustatytus nestabilumo greičius, nuspręsta eksperimentinius tyrimus atlikti tik su 2 ir 3 aramido pluošto sluoksnių sparno modeliais.
4. Suprojektuota ir pagaminta sparno galo virpesių matavimo įranga, skirta eksperimentiniams aerotamprumo tyrimams bei pritaikyta naudoti KTU aerodinaminiam vamzdyje. Įrangos projektavime numatytas universalumas, todėl ji gali būti taikoma įvairių geometrijų: skirtingo mosto, stygos ilgio ir storio, sparno modeliams tirti. Įrangoje integruotas inercinis jutiklis sukonfigūruotas taip, jog pasižymėtų aukštu jautrumu ir matavimo tikslumu, akselerometro matavimo diapazonas siekia $\pm 4 \text{ g}$, o giroskopo $\pm 500^\circ/\text{s}$, todėl juo galima fiksuoti nedidelius sparno galo poslinkius, susisukimus bei vibracijas, o tai užtikrina patikimą duomenų surinkimą ir galimybę tiksliai analizuoti sparno modelių divergencijos ir flaterio kritines oro srauto greičio reikšmes.
5. Taikant dvi eksperimentines metodikas, sparno galo virpesių matavimo įrangą ir lazerinį akselerometrą, atlikti sparno galo virpesių tyrimai siekiant nustatyti aerotamprumo reiškinių nestabilumo greičius. Keturiems sparno modeliams, keičiant mostą, atlikta 12 bandymų: nustatyti savųjų svyravimų dažniai, divergencijos ir flaterio kritiniai oro srauto greičiai bei rezonanso dažniai. Vienam sparno modeliui tyrimai atlikti lygiagrečiai naudojant abi eksperimentines metodikas. Gauti rezultatai teigia, kad abi metodikos papildo viena kitą: sukurta įranga tiksliai fiksuoja lenkimą bei susisukimą, o lazerinis akselerometras leidžia analizuoti dažnines charakteristikas bei aukštesnių vibracinių modų struktūrą. Gauti rezultatai yra artimi, pagamintos įrangos užfiksuotas dažnis lygus 35 Hz, o lazeriniu akselerometru gautas pagrindinis dažnis lygus

35-40 Hz, čia taip pat gautos aukštesnės modų sritys, lygios 70-80 Hz ir 110-120 Hz. Rezultatų sutapimas tarp abiejų metodų patvirtina matavimų tikslumą ir eksperimentų validumą, todėl galima teigti, jog abu eksperimentiniai metodai gali būti naudojami aerotamprumo reiškinių tyrimuose esant mažiems Reinoldso skaičiams, o naudojant abu metodus kartu, galima gauti ypač išsamų konstrukcijos dinaminio atsako įvertinimą.

6. Eksperimentinius tyrimų rezultatus palyginus su skaitiniais K ir P-K metodais gautomis nestabilumo greičių reikšmėmis esant mažų Reinoldso skaičių sąlygai nustatyta, jog skaitiniai metodai tiksliai prognozavo flaterio kritinės oro srauto reikšmes trijų aramido sluoksnių kompozitinio sparno modeliams: paklaidos K metodui yra 0,1-1 %, o P-K metodui 0-0,1 %. Taip pat nustatyta, jog dviejų aramido sluoksnių kompozitinio sparno flaterio kritinės oro srauto reikšmės nustatytos artimos: paklaidos K metodui yra 3,7-4,2 %, o P-K metodui 3,8-4,2 %. Galiausia nustatyta, jog divergencijos eksperimentiniai greičiai nuo skaitinių prognozių gali skirtis nuo 2% iki 20%. Šiuos neatitikimus gali lemti geometrinių ir tamprumo charakteristikų skirtumas tarp teorinių ir realių sparno modelių. Galima teigti, kad skaitiniai metodai yra tinkami aerotamprumo reiškinių, ypač flaterio, prognozavimui esant mažiems Reinoldso skaičiams, tačiau eksperimentai papildomai leidžia patvirtinti skaitinių modelių tikslumą ir atskleisti realios konstrukcijos elgsenos ypatumus, kurie gali būti neteisingai įvertinti teoriniuose skaičiavimuose.

Literatūros sąrašas

1. A Beginners Notes on Aeroelasticity [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-01]. Prieiga per: <https://differenttypesofengineering.blogspot.com/2016/10/a-beginners-notes-on-aeroelasticity.html>
2. Svyravimai [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-01]. Prieiga per: <https://mokslo.lietuviuzodinas.lt/fizika/svyravimai>.
3. Dynamics of Rigid Bodies [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-01]. Prieiga per: https://www.brown.edu/Departments/Engineering/Courses/En4/notes_old/RigidKinematics/rigidin.htm.
4. AKULAVIČIUS, Pranas ir Algimantas SKURDENIS. Aerodinamika ir skrydžių dinamika: mokymo priemonė. Vilnius: Rosma, 2000. ISBN 9986-00-290-7.
5. LASAUSKAS, Eduardas. Skrydžio principai: mokomoji knyga. Vilnius: Technika, 2008. ISBN 978-9955-28-255-6.
6. DING, Zekun. Impact of Wing Aspect Ratio on Aerodynamic Performance in Gliding Flight: A Comprehensive Review. Highlights in Science, Engineering and Technology, vol. 119 (2024), pp. 867–871. Prieiga per: (PDF) Impact of Wing Aspect Ratio on Aerodynamic Performance in Gliding Flight: A Comprehensive Review.
7. DOWELL, Eerl H. A Modern Course in Aeroelasticity. New York: Springer International Publishing Switzerland, 2015. ISBN 978-3-319-09452-6.
8. HULSHOFF, S. J. AE4930 Aeroelasticity. TU Delft: TU Delft, 2011.
9. THE FIRST FIFTY YEARS OF AEROELASTICITY [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-15]. Prieiga per: <https://ocw.snu.ac.kr/sites/default/files/MATERIAL/3972.pdf>.
10. Langley aerodrome [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-15]. Prieiga per: <https://boundarystones.weta.org/2012/12/10/langley-aerodrome>.
11. Hodges, D. H. and Pierce, A., Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, Cambridge: Cambridge University Press, 2002. ISBN 978-0-521-80698-5.
12. MIRZAEI, Mojtaba. Roll reversal phenomenon control in flight vehicles. Aerospace Science and Technology, vol. 79 (2018), pp. 413–425. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963817323222>.
13. MEGSON, T. H. G. Chapter 28 - Wing problems In: Aircraft Structures for Engineering Students (Sixth Edition), pp. 833–855 T. H. G. Megson. Butterworth-Heinemann, 2017. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780081009147000281>.
14. Aeroelasticity [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-25]. Prieiga per: <http://www.aerodynamics4students.com/aeroelasticity/>.
15. Divergence, wing 3 [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-27]. Prieiga per: <https://www.youtube.com/watch?v=eZoa5rbmDCs>.
16. LOKATT, Mikaela. Aeroelastic flutter analysis considering modeling uncertainties. Journal of Fluids and Structures, vol. 74 (2017), pp. 247–262. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974616306429>.
17. Chai, Y., W. Gao, B. Ankay, F. Li and C. Zhang. Aeroelastic analysis and flutter control of wings and panels: A review. International Journal of Mechanical System Dynamics, vol. 1 (2021), pp. 5–34. Prieiga per: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/full/10.1002/msd2.12015>.

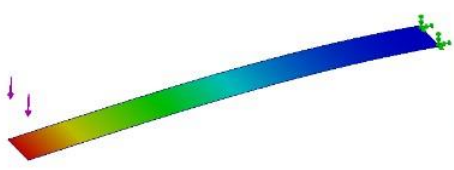
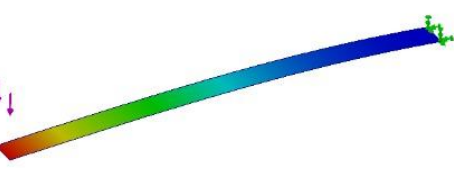
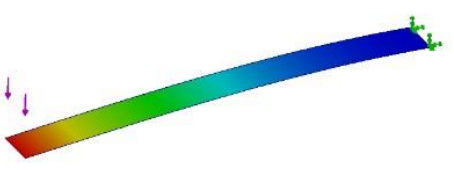
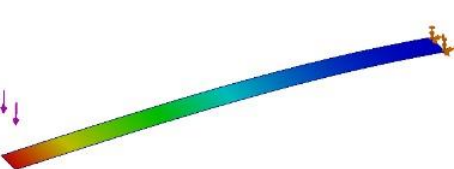
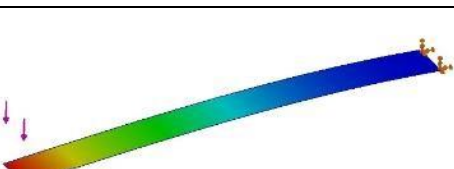
18. SAE Aero Design 2007 - Flutter [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-03-02]. Prieiga per:
<https://www.youtube.com/watch?v=nRit6tcNT4s>.
19. ČEČRDLE, Jiří. Aeroelastic Stability of Turboprop Aircraft: Whirl Flutter. Flight Physics - Models, Techniques and Technologies, (2018), pp. 139–158. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/publication/323198096_Aeroelastic_Stability_of_Turboprop_Aircraft_Whirl_Flutter.
20. Flutter Tests of the Full Span Lockheed Electra [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-03-02]. Prieiga per:
<https://www.youtube.com/watch?v=1lAZvwWnoBg>.
21. EITNER, Marc A.; AHN, Yoo-Jin; MUSTA, Mustafa N.; CLEMENS, Noel T. ir SIROHI, Jayant. Vibration of a thin panel exposed to ramp-induced shock-boundary layer interaction at Mach 2. Journal of Fluids and Structures, vol. 119 (2023), pp. 103894. Prieiga per:
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974623000622>.
22. Shock Wave Formation in Transonic Flight [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-05-01]. Prieiga per:
https://www.youtube.com/watch?v=HekbC6Pl4_Y.
23. Transonic Buffet of Airplane [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-05-01]. Prieiga per:
https://www.jss.jaxa.jp/en/buffet_j/.
24. Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25 [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-02-01].
Prieiga per:
https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS25_Amdt%203_19.09.07_Consolidated%20version.pdf.
25. Certification Specifications for NormalCategory Aeroplanes (CS-23) and Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to the Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (AMC & GM to CS-23) [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-04-01]. Prieiga per:
<https://www.easa.europa.eu/en/downloads/116297/en>.
26. TANG, Deman ir DOWELL, Earl H. Experimental Aeroelastic Models Design and Wind Tunnel Testing for Correlation with New Theory. Aerospace, vol. 3 (2016), nr. 2. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/publication/301316524_Experimental_Aeroelastic_Models_Design_and_Wind_Tunnel_Testing_for_Correlation_with_New_Theory
27. THEODORSEN, T. and I. E. GARRICK. MECHANISM OF FLUTTER A THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE FLUTTER PROBLEM [interaktyvus]. Springfield, National Technical Information Service, 1940 [žiūrėta 2025-04-13]. Prieiga per:
<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091762>.
28. VINDIGNI, Carmelo Rosario; MANTEGNA, Giuseppe; ORLANDO, Calogero; ALAIMO, Andrea ir BERCI, Marco. A refined aeroelastic beam finite element for the stability analysis of flexible subsonic wings. Computers & Structures, vol. 307 (2025), pp. 107618. Prieiga per:
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S004579492400347X>.
29. BHARATI, Raj B.; FILIPPI, M.; MAHATO, Prashanta K. ir CARRERA, E. Flutter analysis of laminated composite structures using Carrera Unified Formulation. Composite Structures, vol. 253 (2020), pp. 112759. Prieiga per:
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822320326854>.
30. CARRERA, E. ir ZOZULYA, V. Carrera Unified Formulation (CUF) for the Composite Plates and Shells of Revolution. Layer-Wise Models. Composite Structures, 334(2024), pp. 117936. Prieiga per:

- https://www.researchgate.net/publication/377793248_Carrera_Unified_Formulation_CUF_for_the_Composite_Plates_and_Shells_of_Revolution_Layer-Wise_Models.
31. PAPTAEU, Evangelos; WEI, Xiaojun; GHANDCHI-TEHRANI, Maryam; KUMAR, Vikram; Singh ir kt. Flutter Control using Vibration Test Data: Theory, Rig Design and Preliminary Results. , -08-14, 2014.
 32. NAJMI, Junaid; KHAN, Haris Ali; JAVAID, Syed Saad; HAMEED, Asad ir SIDDIQUI, Faisal. Aeroelastic tailoring for aerospace applications. *Heliyon*, vol. 10 (2024), nr. 2, pp. e24151. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405844024001828>.
 33. DJOJODIHARDJO, Harijono. Flutter Calculation Methods, pp. 377. Anonymous Springer Nature Singapore, 2023.
 34. LATIF, Rana F.; KHAN, M. K. A.; JAVED, Ali; SHAH, S. I. A. ir RIZVI, S. T. I. A semi-analytical approach for flutter analysis of a high-aspect-ratio wing. *The Aeronautical Journal*, vol. 125 (2020), nr. 1284, pp. 410.
 35. BERTRAND, J.; FELLOUAH, H. ir ALSAIF, K. Experimental Evaluation of the Critical Flutter Speed on Wings of Different Aspect Ratio. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 10 (2017), nr. 6, pp. 1509.
 36. Qiao, S., J. Jiao, Y. Ni, H. Chen and X. Liu. Effect of Stiffness on Flutter of Composite Wings with High Aspect Ratio. *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2021 (2021). Prieiga per: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1155/2021/6683032>.
 37. ARAMID FIBRE [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-02-01]. Prieiga per: <https://stw-faser.de/en/raw-materials/aramid-fibre>.
 38. Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-03-05]. Prieiga per: https://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp
 39. Epoxy Resin L + Hardener L [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-03-01]. Prieiga per: <https://www.r-g.de/en/art/10011>
 40. LEE, Sunghan; OH, Min Kyu; KIM, Cheolwoong; JUNG, Mingook ir YOO, Jeonghoon. Multi-scale design of composite material structures for maximizing fundamental natural frequency. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 425 (2024), pp. 116928. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045782524001841>.
 41. NIKKHAH BAHRAMI, M.; KHOSHBAYANI ARANI, M. ir RASEKH SALEH, N. Modified wave approach for calculation of natural frequencies and mode shapes in arbitrary non-uniform beams. *Scientia Iranica*, vol. 18 (2011), nr. 5, pp. 1088–1094. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1026309811001544>.
 42. YIN, Yiyong; QI, Linshan; WANG, Liyan; LI, Jun; LIU, Guodong ir kt. Calculation and research of fundamental frequency of casing string in shale gas horizontal wells. *Journal of Engineering Research*, vol. 12 (2024), nr. 3, pp. 580–586. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2307187723003310>.
 43. AEROLAB [interaktyvus]. [Žiūrėta 2024-02-01]. Prieiga per: <https://mdn0r3kvarr35bepm3komzo4-wpengine.netdna-ssl.com/wp-content/uploads/2014/08/AEROLAB-EWT-Brochure-4.pdf>
 44. SHANEFIELD, Daniel J. CHAPTER 2 - Ohm's Law and Measurements *In: Industrial Electronics for Engineers, Chemists, and Technicians*, pp. 11–25 Daniel J. Shanefield. Norwich, NY: William

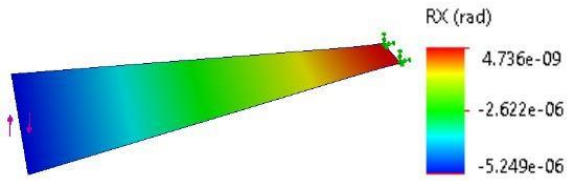
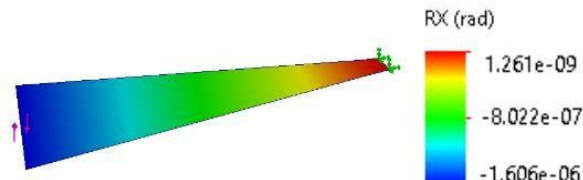
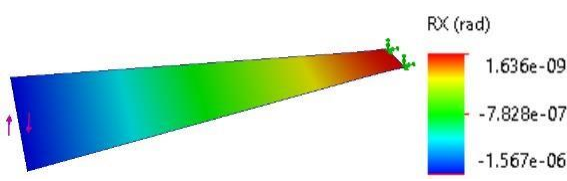
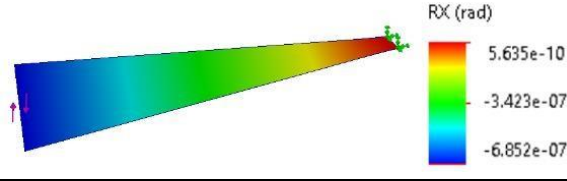
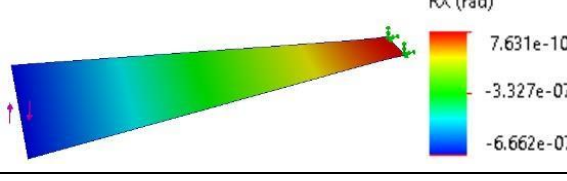
- Andrew Publishing, 2001. Prieiga per: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780815514671500031>.
45. Gyroskopas / akselerometras judesio jutiklis JOY-IT [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-05-01]. Prieiga per: <https://www.lemona.lt/gyroskopas-akselerometras-judesio-jutiklis-joy-it.htm>Literatūros šaltinis
46. Lesson 05: Gyroscope & Accelerometer Module (MPU6050) [interaktyvus]. [Žiūrėta 2025-03-15]. Prieiga per: https://docs.sunfounder.com/projects/umsk/en/latest/02_arduino/uno_lesson05_mpu6050.html
47. ROTHBERG, Steve J.; ALLEN, M. S.; CASTELLINI, P.; DI MAIO, D.; DIRCKX, J. J. J. ir kt. An international review of laser Doppler vibrometry: Making light work of vibration measurement. *Optics and Lasers in Engineering*, vol. 99 (2017), pp. 11.

Priedai

1 priedas. Sparno modelių lenkimo analizės SolidWorks vaizdai

Sparno modelis	Sparno modelio lenkimo analizės vaizdas
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	 UY (mm) 2.897e-03 1.449e-03 -3.550e-09
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	 UY (mm) 1.289e-03 6.447e-04 -3.575e-09
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	 UY (mm) 8.585e-04 4.292e-04 -2.852e-09
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	 UY (mm) 5.440e-04 2.720e-04 -2.634e-09
4 sluoksnių, 0,03 m stygos	 UY (mm) 3.622e-04 1.811e-04 -2.001e-09

2 priedas. Sparno modelių sukimo analizės SolidWorks vaizdai

Sparno modelis	Sparno modelio sukimo analizės vaizdas
2 sluoksnių, 0,03 m stygos	 RX (rad) 4.736e-09 -2.622e-06 -5.249e-06
3 sluoksnių, 0,02 m stygos	 RX (rad) 1.261e-09 -8.022e-07 -1.606e-06
3 sluoksnių, 0,03 m stygos	 RX (rad) 1.636e-09 -7.828e-07 -1.567e-06
4 sluoksnių, 0,02 m stygos	 RX (rad) 5.635e-10 -3.423e-07 -6.852e-07
4 sluoksnių, 0,03 m stygos	 RX (rad) 7.631e-10 -3.327e-07 -6.662e-07

3 priedas. Sukimo standumo GJ parametrų skaičiavimo kodas MATLAB

```
clear all
clc
format long
% duomenys išdestyti modeliu tvarka (styga x sluoksniu skaičius)
% 0.02x2 0.03x2 0.02x3 0.03x3 0.03x4
cg=[21.978*10^(-3) 32.705*10^(-3) 22.323*10^(-3) 32.715*10^(-3) 31.576*10^(-3)]; %pagamintu
modeliu stygu ilgiai, m
b=0.27; %mostas, m
K=[0.037 0.057 0.125 0.191 0.45]; %atsparumas sukimo poslinkiams, Nm/rad
h=[6.2*10^(-4) 6.1*10^(-4) 9.183*10^(-4) 8.7*10^(-4) 1.148*10^(-3)]; %pagamintu modeliu
storai, m
J=(cg.*h.*((cg.^2)+(h.^2)))./12;
G=K.*b./J;
GJ=G.*J;
```

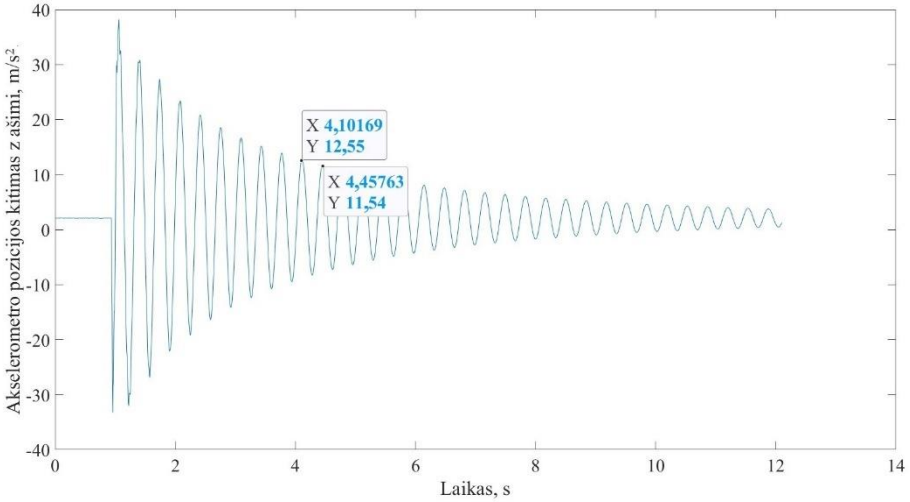
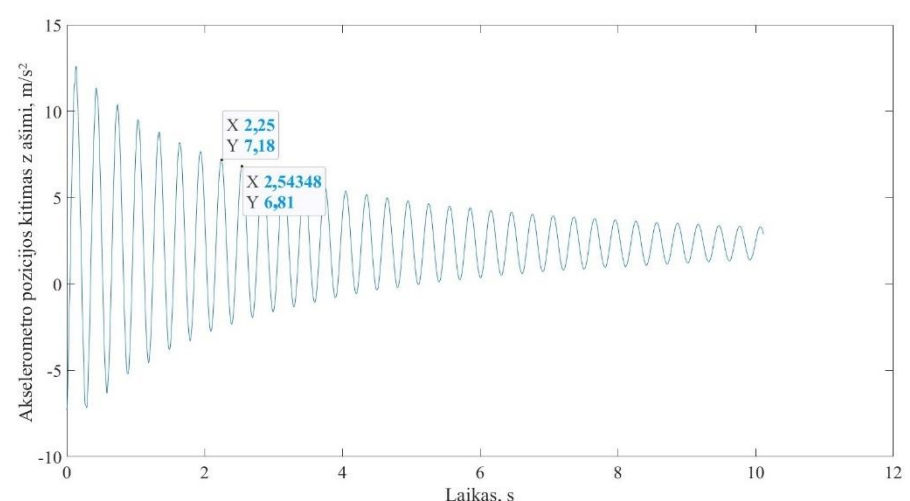
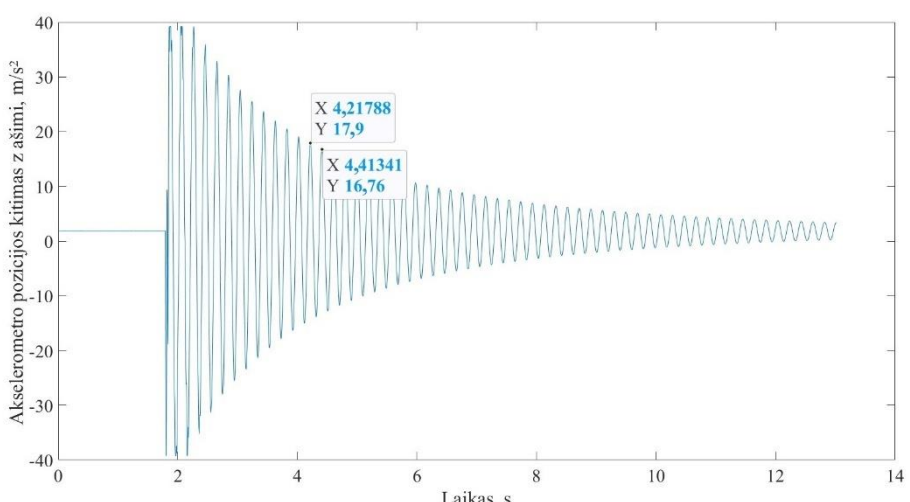
4 priedas. Lenkimo standumo *EI* parametrų skaičiavimo kodas MATLAB

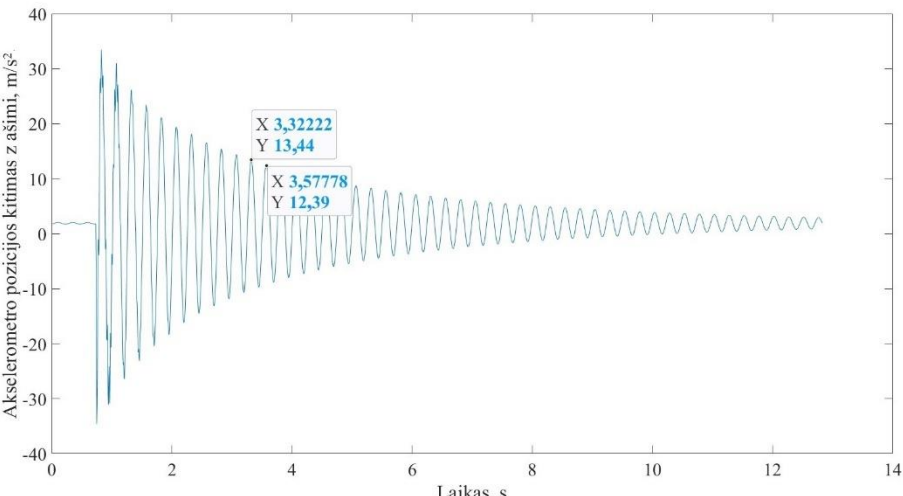
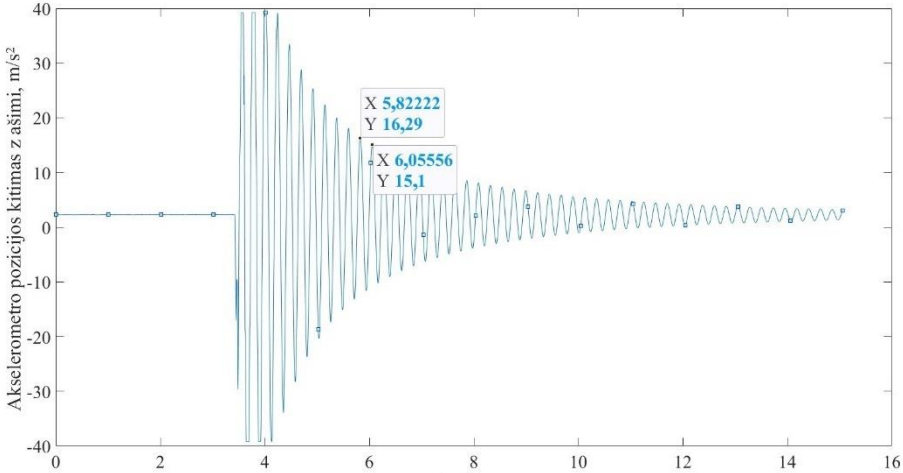
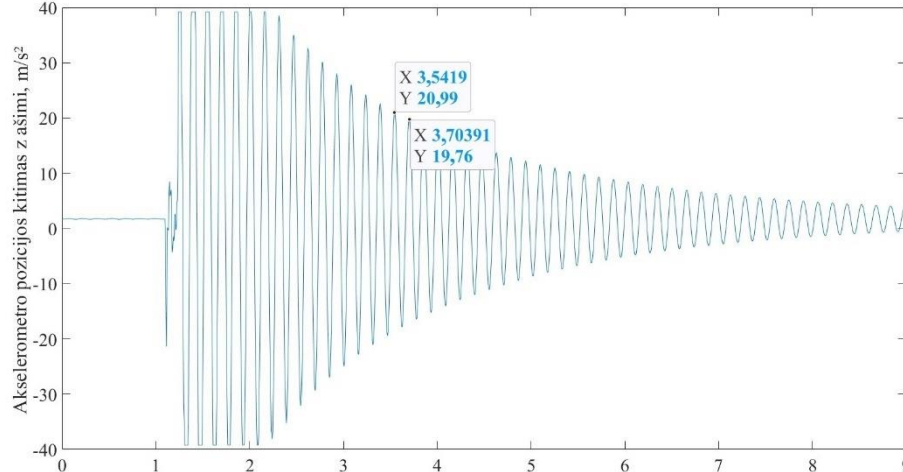
```
clear all
clc
format long
% duomenys išdestyti modeliu tvarka (styga x sluoksniu skaičius)
% 0.02x2 0.03x2 0.02x3 0.03x3 0.03x4
%be papildomos mases
f=[5 4.6 6.5 6.3 9.1]; %daznis
m=[4.92*10^(-3) 7.45*10^(-3) 7.65*10^(-3) 11.38*10^(-3) 13.32*10^(-3)]; %reali sparno mase
cgm=[21.978*10^(-3) 32.705*10^(-3) 22.323*10^(-3) 32.715*10^(-3) 31.576*10^(-3)]; %reali
sparno styga
bm=0.33; %realaus sparno mostas
hm=[6.2*10^(-4) 6.1*10^(-4) 9.183*10^(-4) 8.7*10^(-4) 1.148*10^(-3)]; %realaus sparno storis
b=0.27; %sparno mostas be itvirtinimo dalies
w=2*3.14.*f; ro=m./(cgm.*bm.*hm);
S=cgm.*hm; mb=ro.*S;
EI=mb.*(b.^4).*((w./(1.875.^2)).^2)
%su papildoma mase
fj=[3.1 3.3 4.7 5.1 7.5]; %daznis su mase
mj =0.002; %jutiklio mase
wj=2.*3.14.*fj; mspj=33./140.*m; Mj=mspj+mj; kj=(wj.^2).*Mj; EIj=(kj.*b.^3)./3;
```

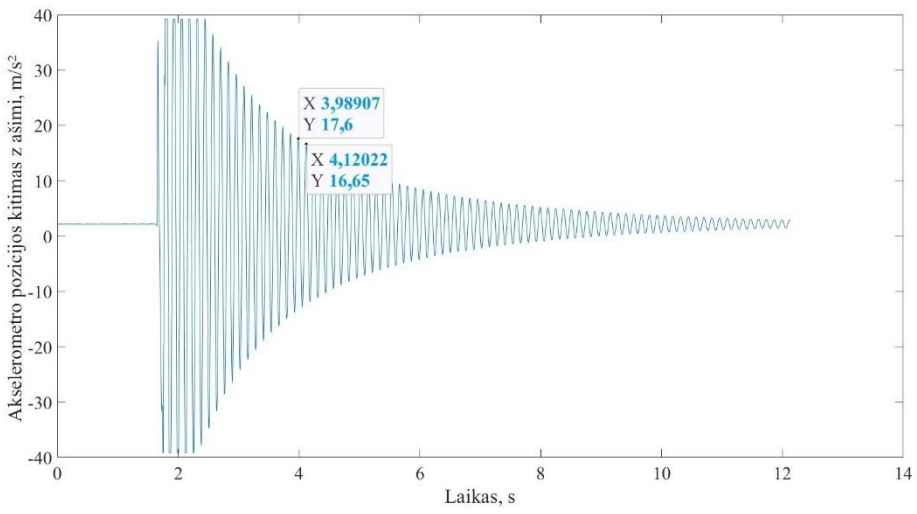
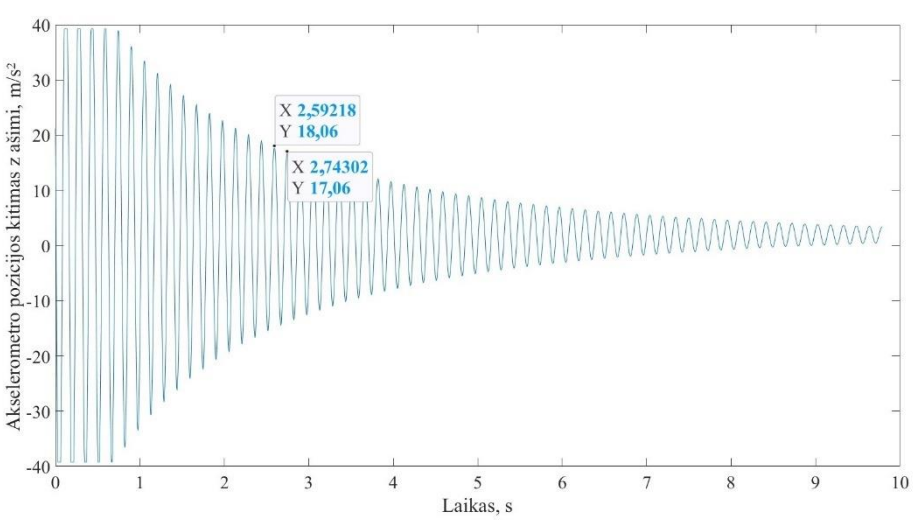
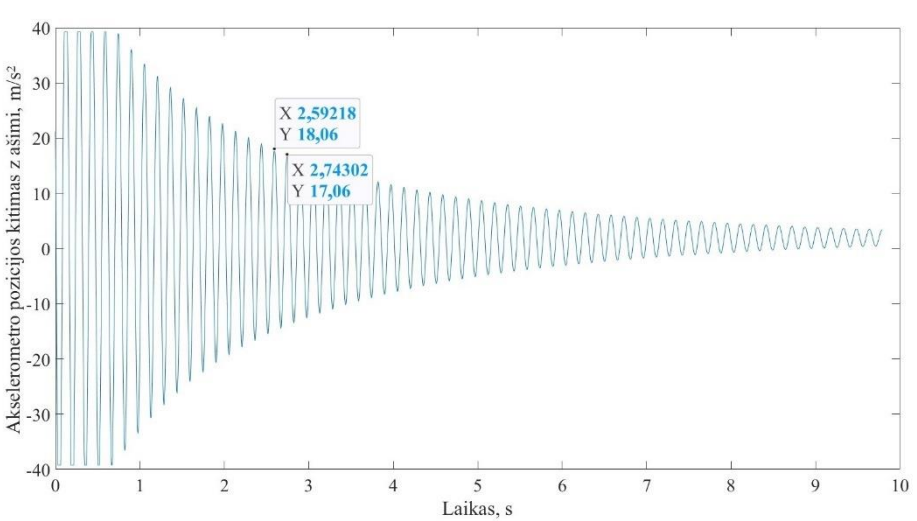
5 priedas. Arduino programinės įrangos kodas, skirtas MPU6050 matavimams

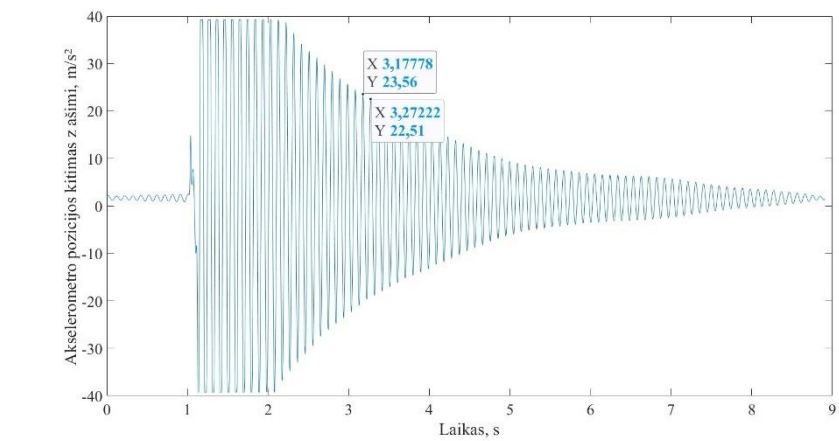
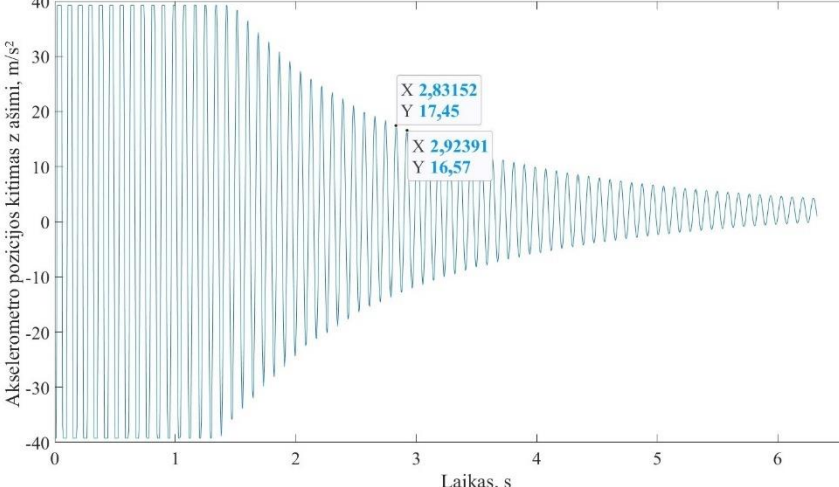
```
#include <Adafruit_MPU6050.h>
#include <Adafruit_Sensor.h>
#include <Wire.h>
Adafruit_MPU6050 mpu;
void setup() {
  Serial.begin(115200);
  while (!Serial) {
    delay(10);
  }
  Wire.begin();
  // I2C clock 400kHz
  TWBR = 12;
  TWSR &= ~(bit(TWPS1) | bit(TWPS0));
  if (!mpu.begin()) {
    Serial.println("Error - MPU6050 not found.");
    while (1) {
      delay(10);
    }
  }
  mpu.setAccelerometerRange(MPU6050_RANGE_4_G); // ±4g default
  mpu.setGyroRange(MPU6050_RANGE_500_DEG);      // ±500 deg/s default
  mpu.setFilterBandwidth(MPU6050_BAND_260_HZ);  // No filtering, max bandwidth (~260 Hz)
}
void loop() {
  unsigned long start = micros();
  sensors_event_t accel, gyro, temp;
  mpu.getEvent(&accel, &gyro, &temp);
  Serial.print(accel.acceleration.x);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(accel.acceleration.y);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(accel.acceleration.z);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(gyro.gyro.x);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(gyro.gyro.y);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(gyro.gyro.z);
  Serial.print("\t");
  Serial.print(temp.temperature);
  Serial.println();
  while (micros() - start < 2000) ; // Wait for 2ms total
}
```

6 priedas. Sparno modelių savųjų svyravimų analizės vaizdai

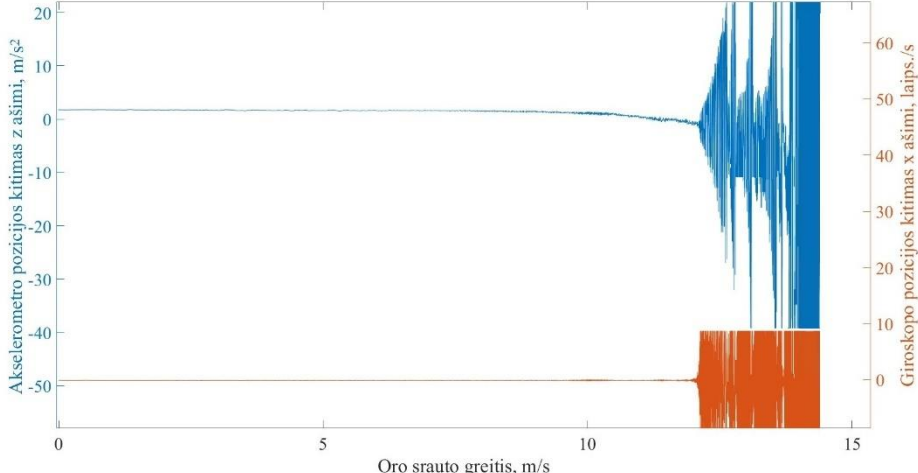
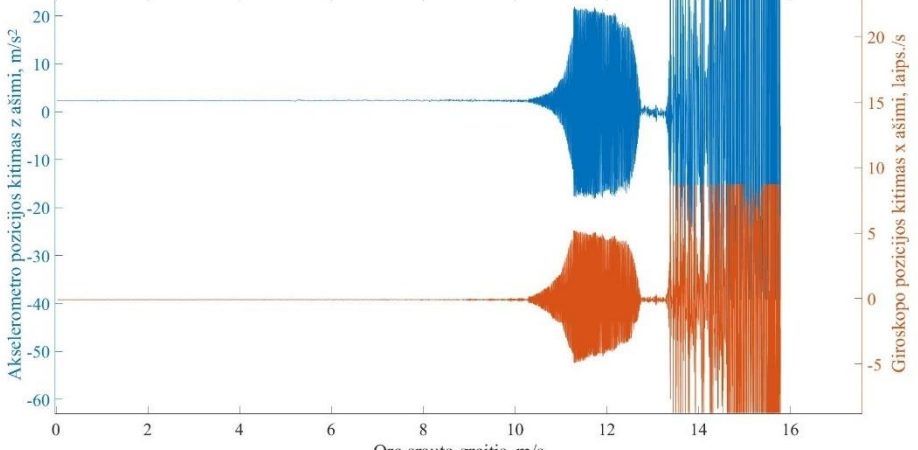
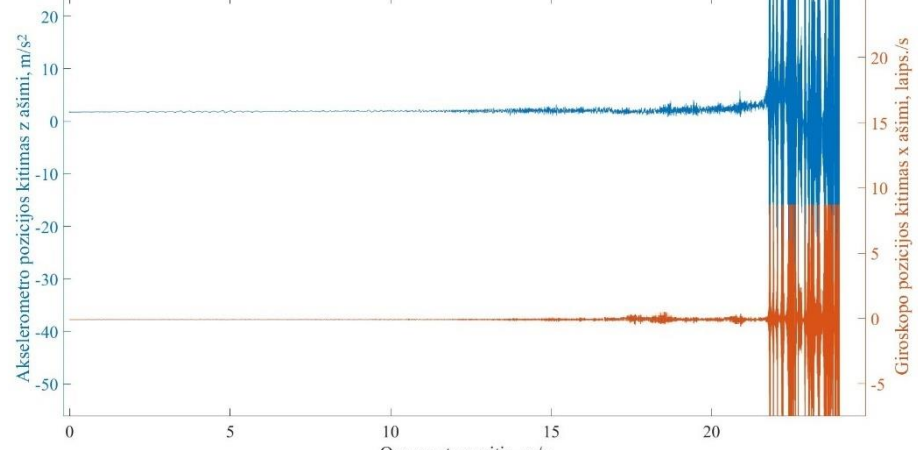
Sparno modelis	Savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	 Akcelerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 4,10169 Y 12,55 X 4,45763 Y 11,54
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	 Akcelerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 2,25 Y 7,18 X 2,54348 Y 6,81
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	 Akcelerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 4,21788 Y 17,9 X 4,41341 Y 16,76

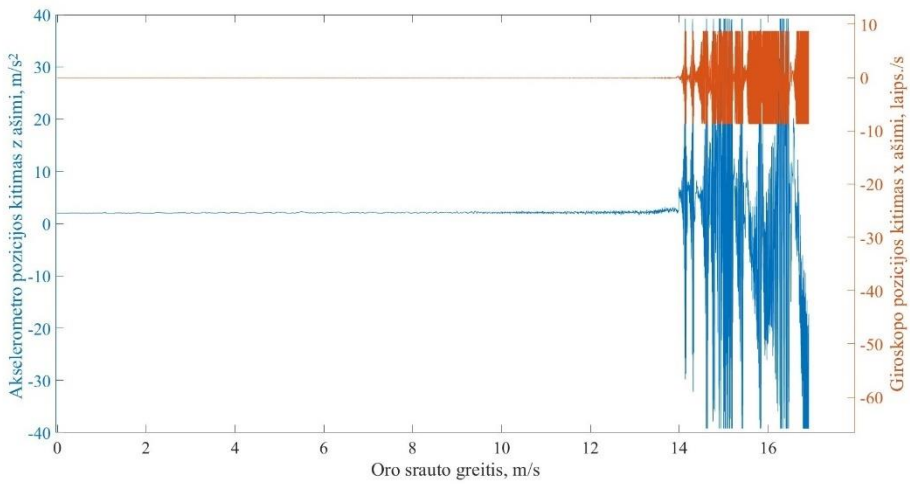
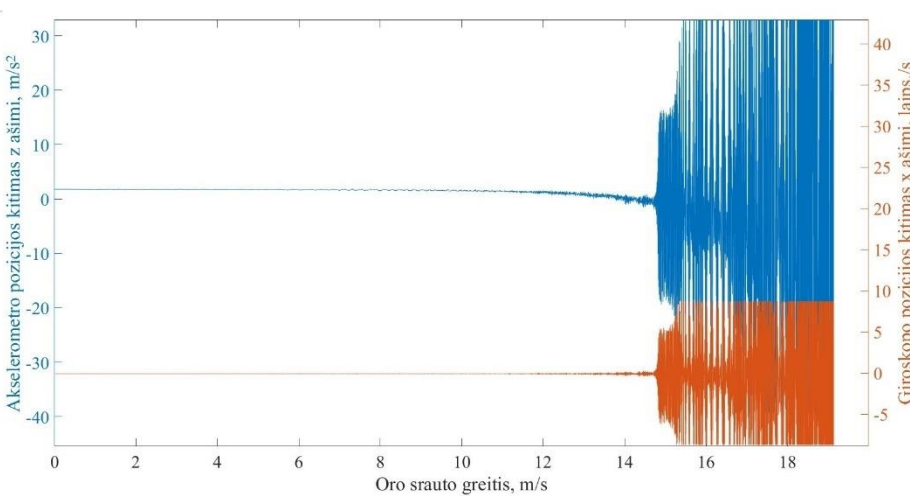
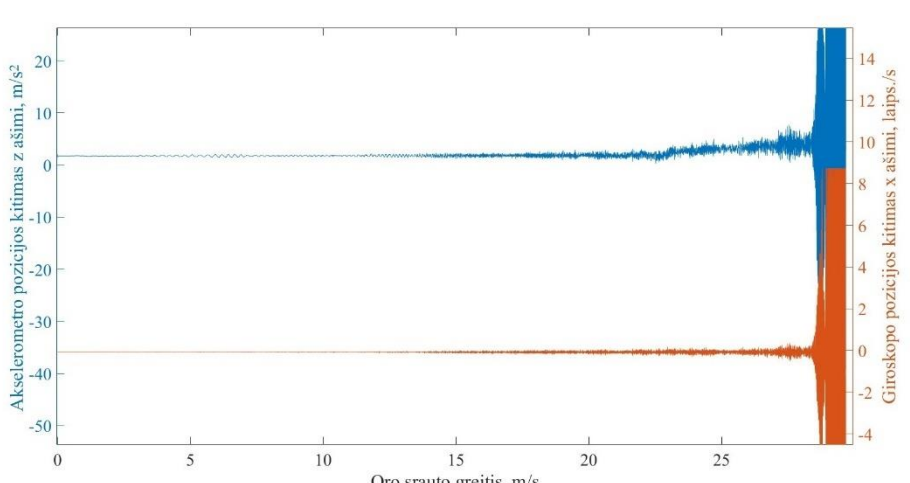
Sparno modelis	Savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 3,32222 Y 13,44 X 3,57778 Y 12,39
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 5,82222 Y 16,29 X 6,05556 Y 15,1
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 3,5419 Y 20,99 X 3,70391 Y 19,76

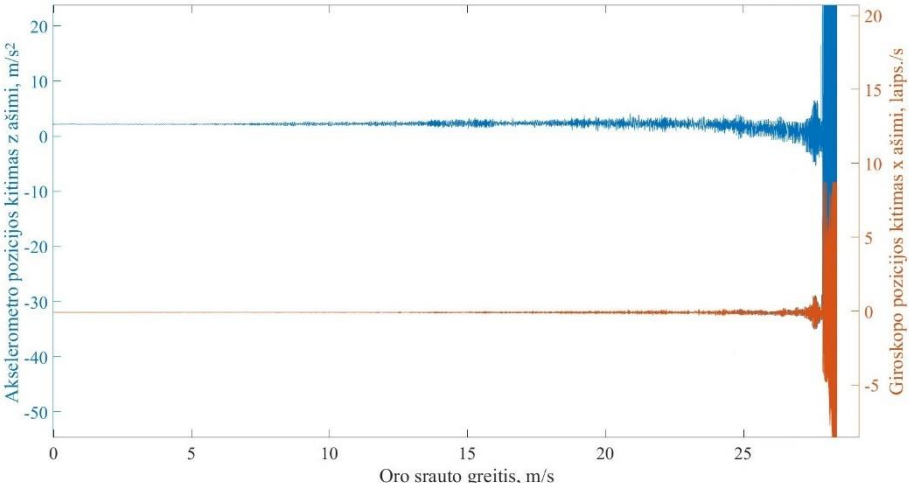
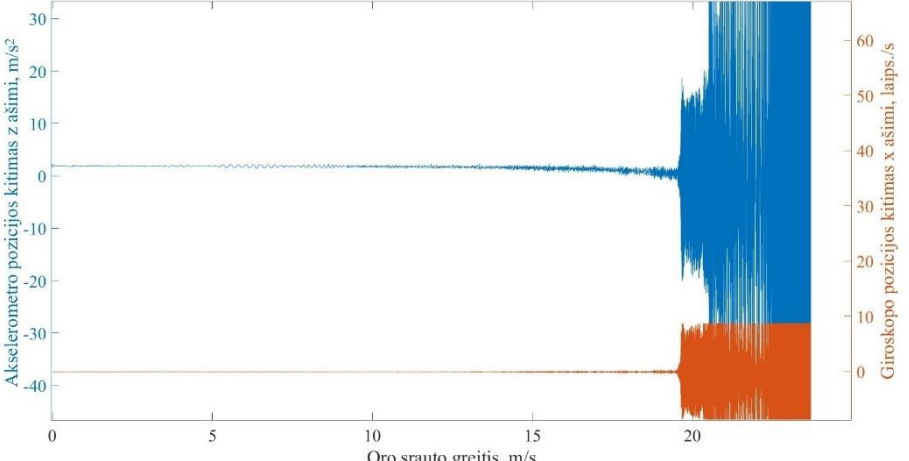
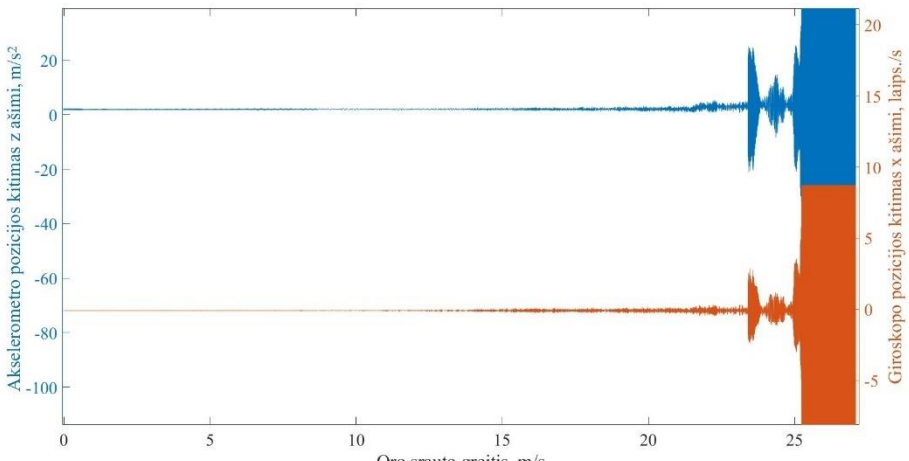
Sparno modelis	Savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 3,98907 Y 17,6 X 4,12022 Y 16,65
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 2,59218 Y 18,06 X 2,74302 Y 17,06
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 2,59218 Y 18,06 X 2,74302 Y 17,06

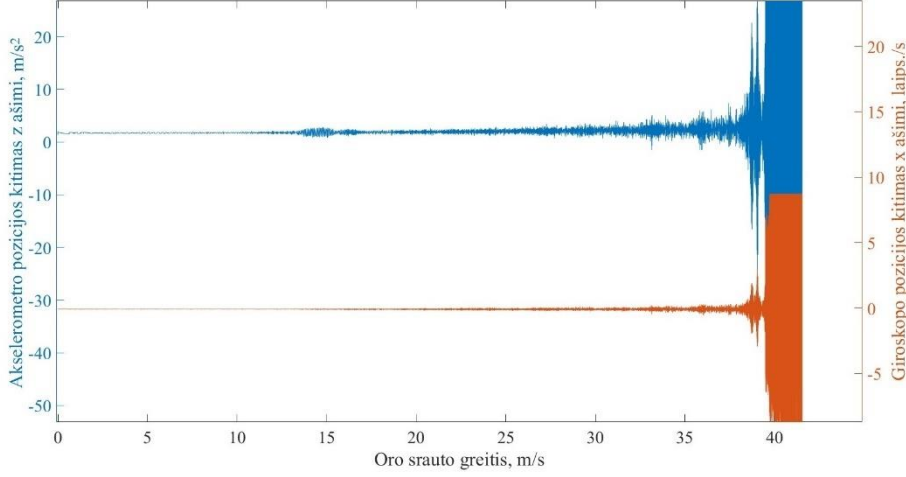
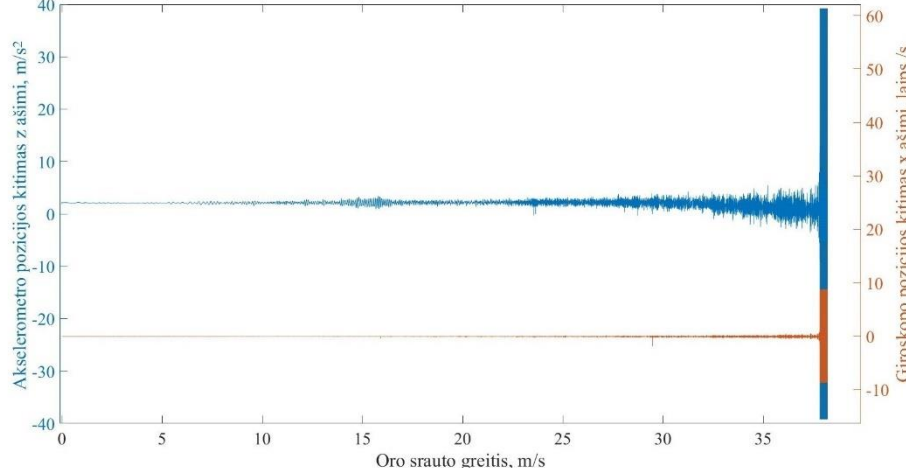
Sparno modelis	Savieji svyravimai, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 3,17778 Y 23,56 X 3,27222 Y 22,51
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Laikas, s X 2,83152 Y 17,45 X 2,92391 Y 16,57

7 Sparno galo vipresių matavimų grafikai

Sparno modelis	Pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	

Sparno modelis	Pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s

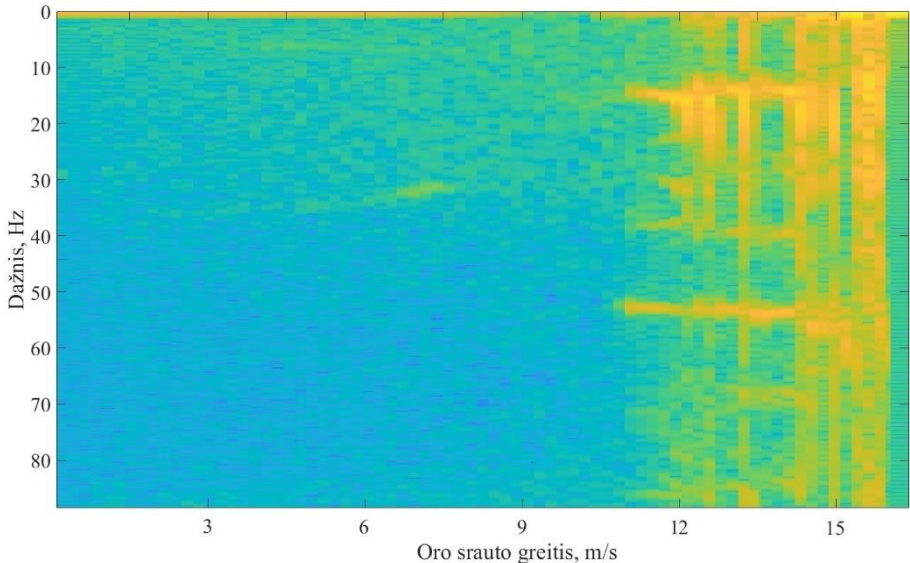
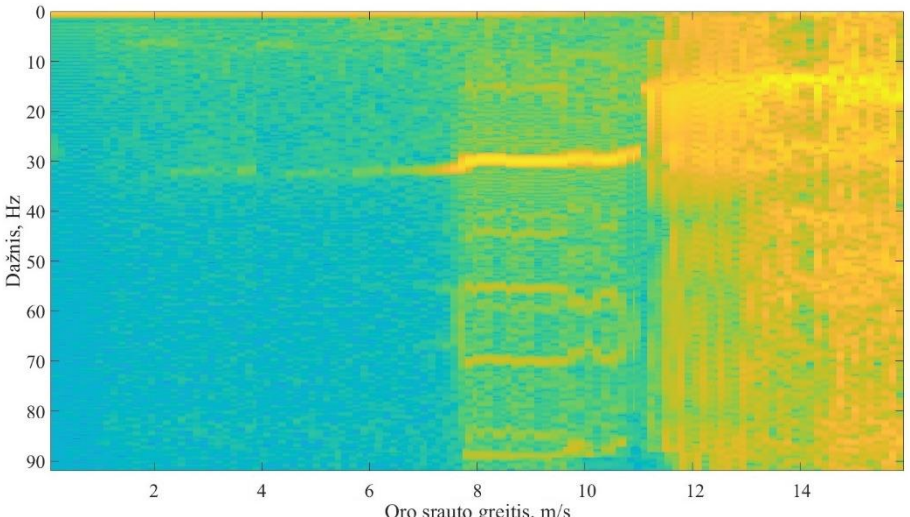
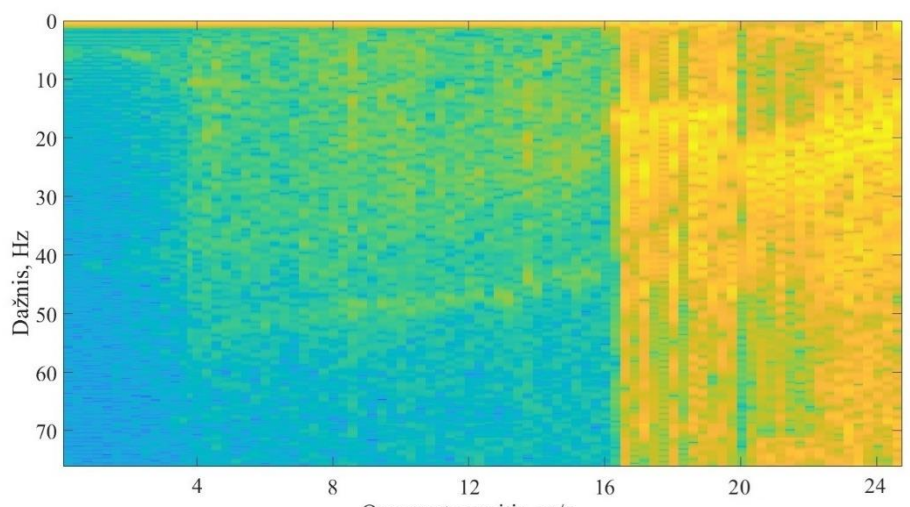
Sparno modelis	Pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	 Akselerometro pozicijos kitimas z ašimi, m/s^2 Oro srauto greitis, m/s Giroskopo pozicijos kitimas x ašimi, laips./s

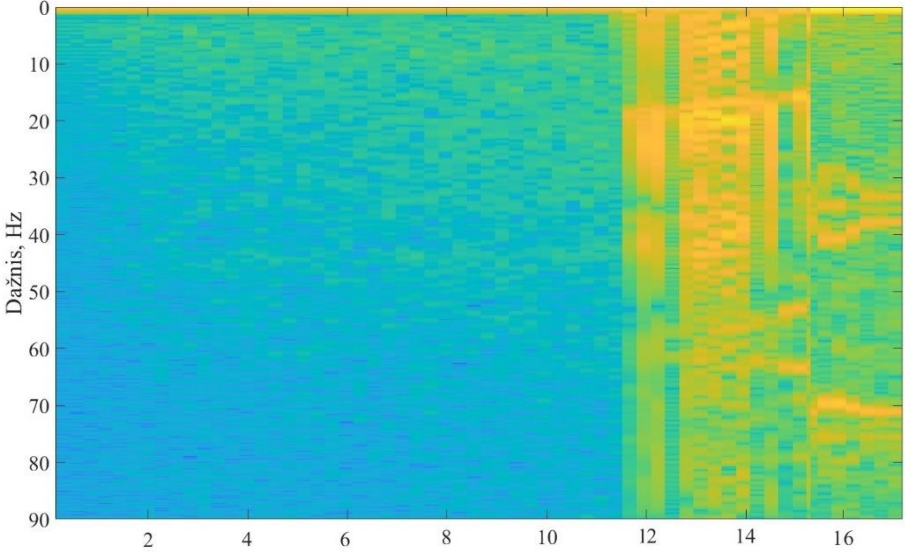
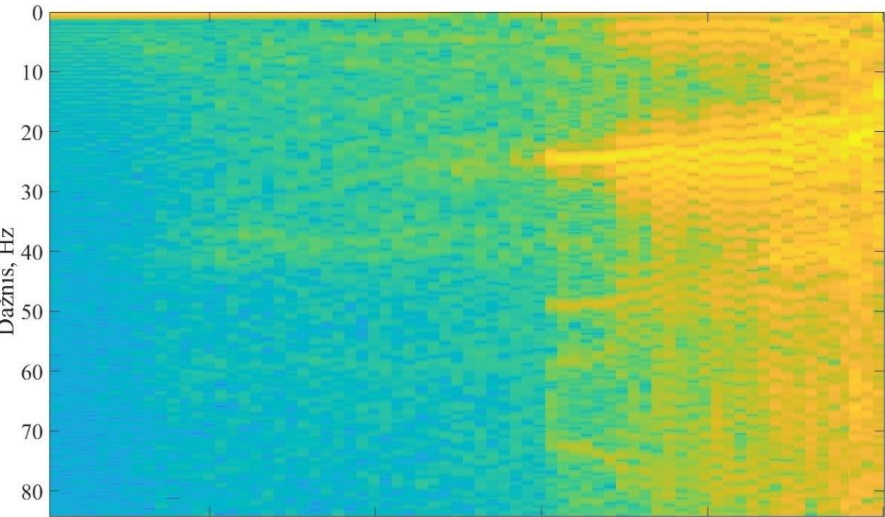
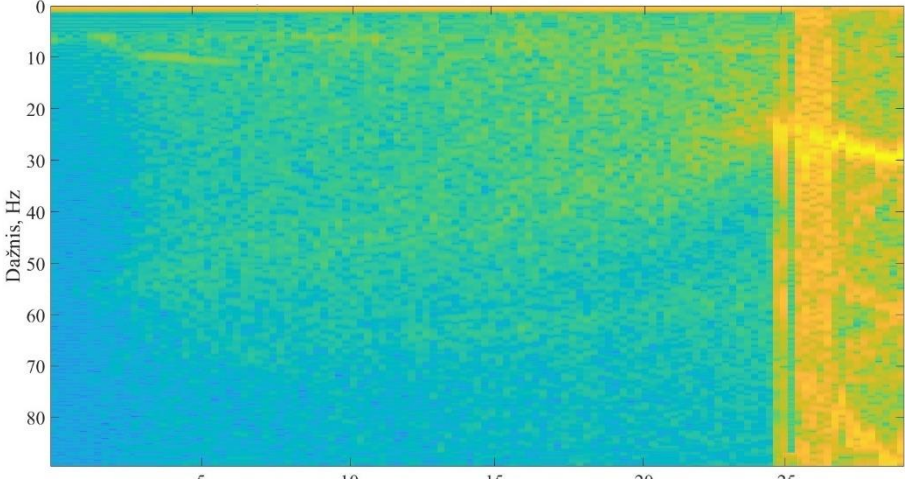
Sparno modelis	Pagreičio ir polinkio duomenys, lenkimo ir sukimo kryptimis, gauti naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	 The graph displays two data series against air speed (m/s) on the x-axis (0 to 40). The left y-axis represents acceleration (m/s²) ranging from -50 to 20. The right y-axis represents pitch rate (°/s) ranging from -5 to 20. A blue line shows acceleration, which remains near 0 until approximately 35 m/s, then spikes sharply to about 15 m/s² at 38 m/s. An orange line shows pitch rate, which remains near 0 until approximately 35 m/s, then spikes sharply to about 15 °/s at 38 m/s.
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	 The graph displays two data series against air speed (m/s) on the x-axis (0 to 35). The left y-axis represents acceleration (m/s²) ranging from -40 to 40. The right y-axis represents pitch rate (°/s) ranging from -10 to 60. A blue line shows acceleration, which remains near 0 until approximately 30 m/s, then spikes sharply to about 35 m/s² at 35 m/s. An orange line shows pitch rate, which remains near 0 until approximately 30 m/s, then spikes sharply to about 50 °/s at 35 m/s.

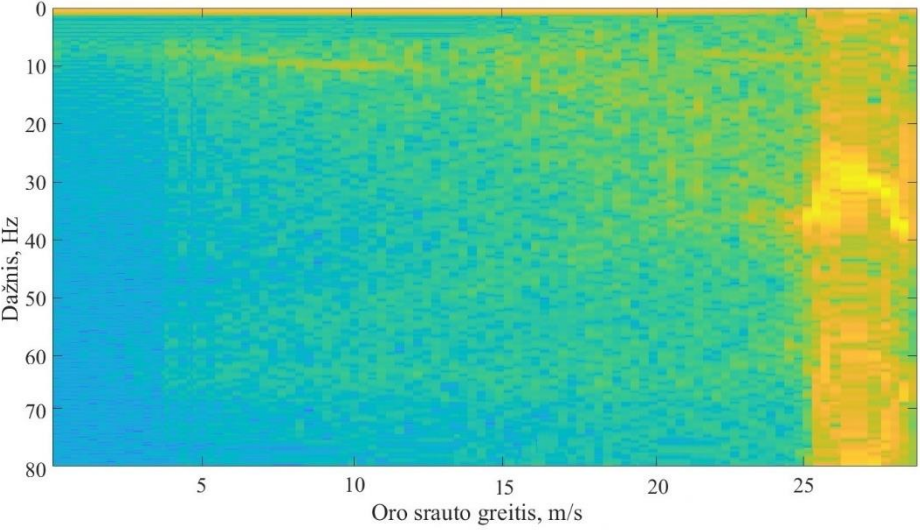
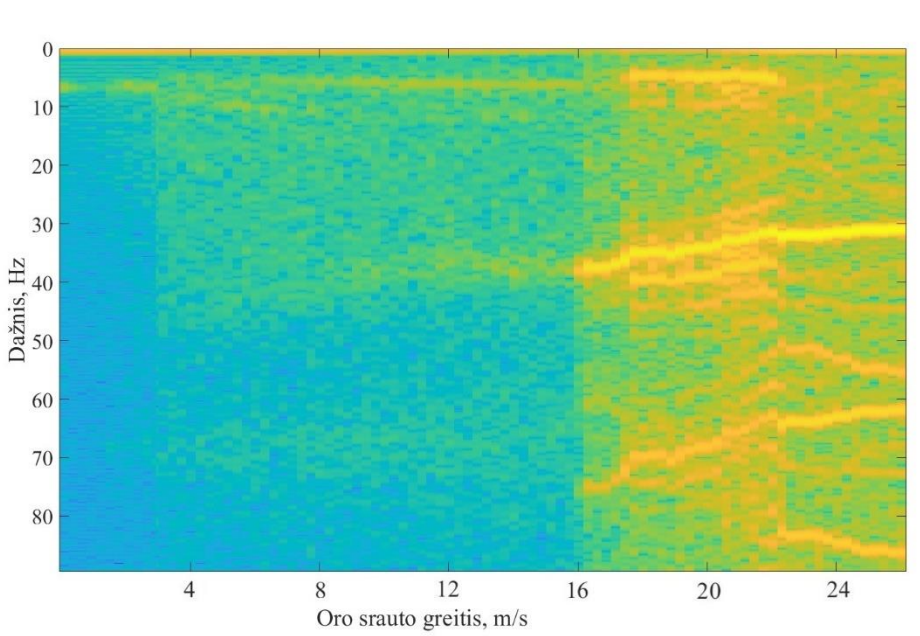
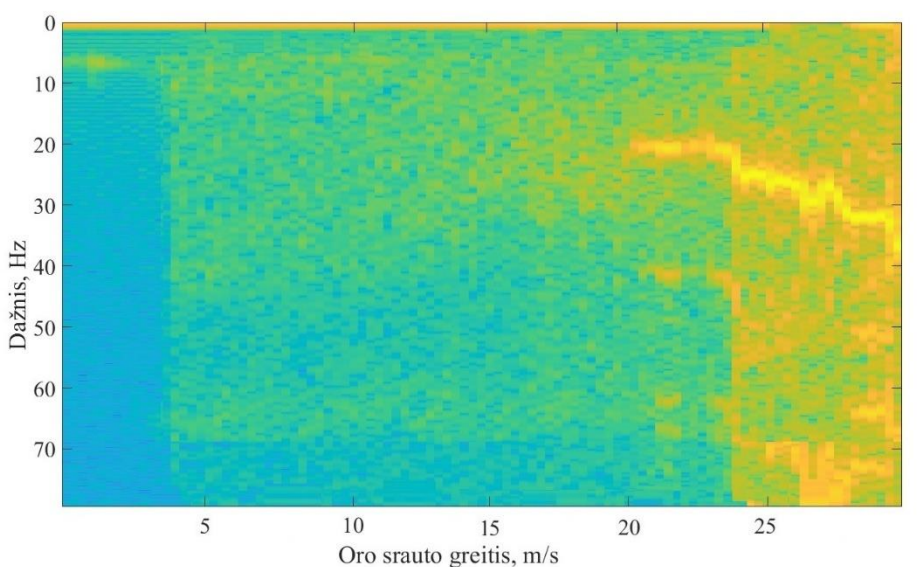
8 priedas. Sparno galo lenkimo ir susisukimo grafikų bei greičio spektogramų sudarymo kodas MATLAB

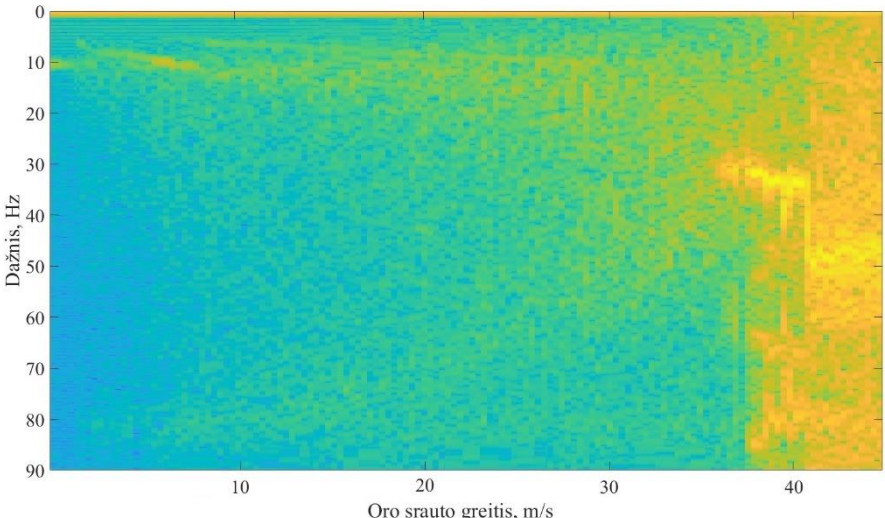
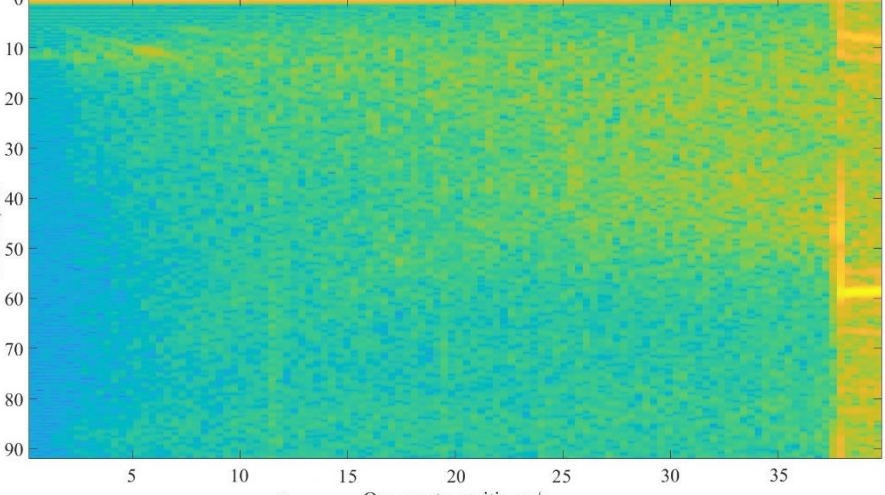
```
virp=readmatrix('eksp2_virpesiai_22_sty3_sl3.txt');
greit=readmatrix('eksp2_greitis_22_sty3_st3.txt');
savieji=readmatrix('eksp2_virpesiai_22_sty3_sl3_savieji.txt');
sav=savieji(2:end,6)
matavimai_per_s=180; %matavimai per sekunde
%duomenu interpoliacija
milsec=[];
for i=0:size(virp(163:14083,6))-1
    milsec=[milsec; ((1/matavimai_per_s)*i)];
end
laik=[];
for i=0:size(greit(71:2260,4))-1
    laik=[laik; ((1/30)*i)];
end
greitis_int=interp1(laik,greit(71:2260,4),milsec);
lenk = virp(163:14083, 6);
suk = virp(163:14083,8);
%akseleroskopo ir giroskopo grafikas su asim
figure
yyaxis left;
plot(greitis_int,lenk);
ylabel('Akselerometro pozicijos kitimas z asimi, m/s^2');
hold on;
yyaxis right;
plot(greitis_int,suk)
ylabel('Giroskopo pozicijos kitimas y asimi, laips/s');
title('Jutiklio duomenys');
xlabel('Oro srauto greitis, m/s');
%savuju grafikas, tik akselerometras
%figure %plot(sav) %title('Savieji svyravimai'); %xlabel('Laikas, s'); %ylabel('Akselerometro
pozicijos kitimas z asyje, m/s^2')
%spektogramos skaiciavimas
[s, f, greitis_int] = spectrogram(lenk, 256, 128, 500000, matavimai_per_s);
max_daz=120; %maks atvaizduojamas daznis Hz
figure;
imagesc(greitis_int, f(f <= max_daz), 20*log10(abs(s(f <= max_daz, :))));
title('');
xlabel('Airflow felocity, m/s');
ylabel('Frequency, Hz');
colorbar; % spalvos grafikas, nzn ar reik
figure_height = 250; % grafiko ausktis
current_position = get(gcf, 'Position');
set(gcf, 'Position', [current_position(1), current_position(2), current_position(3), figure_height]);
```

9 priedas. Sparno galo greičio spektogramos

Sparno modelis	Dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,27 m mosto	
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,27 m mosto	

Sparno modelis	Dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,22 m mosto	

Sparno modelis	Dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,22 m mosto	
2 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	
2 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	

Sparno modelis	Dažnių analizė prie skirtingų oro srauto greičių, gauta naudojant eksperimentinius duomenis iš inercinio jutiklio, montuojamo ant sparno galo
3 sluoksnių, 0,02 m stygos, 0,17 m mosto	 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 Dažnis, Hz 10 20 30 40 Oro srauto greitis, m/s
3 sluoksnių, 0,03 m stygos, 0,17 m mosto	 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 Dažnis, Hz 5 10 15 20 25 30 35 0 Oro srauto greitis, m/s